

การพัฒนาแบบจำลองการประมาณระยะเวลาการบินของ โดรนปีกหมุนแบบหลายใบพัด โดยใช้ข้อมูลคุณลักษณะทั่วไปของระบบขับเคลื่อนและแบตเตอรี่

พิมพ์ชนก ภักดีคง¹ และ ธนันต์ ยมจินดา^{2*}

บทคัดย่อ

ขีดความสามารถในการบินลอยตัวอยู่กับที่เป็นหนึ่งในประสิทธิภาพที่สำคัญสำหรับอากาศยานไร้คนขับปีกหมุนแบบหลายใบพัด (โดรน) สำหรับการประยุกต์ใช้ในการสำรวจระยะไกลและการขนส่งสัมภาระ การศึกษานี้มีวัตถุประสงค์ในการพัฒนาแบบจำลองทั่วไปสำหรับการทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่ โดยใช้ข้อมูลทั่วไปของใบพัด มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน และแบตเตอรี่สำหรับโดรนยกของหนัก (น้ำหนักมากกว่า 25 กิโลกรัม) ที่มีวางจำหน่ายในท้องตลาด คุณลักษณะเฉพาะของระบบใบพัด มอเตอร์ และแบตเตอรี่ ซึ่งส่งผลต่อขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่ ถูกวิเคราะห์โดยใช้ข้อมูลการทดสอบที่เปิดเผยในเว็บไซต์ของผู้ผลิตและปรับปรุงให้เป็นสมการประมาณค่าอย่างง่ายสำหรับการพัฒนาแบบจำลอง แบบจำลองที่พัฒนาขึ้นทำนายขีดความสามารถในการบินลอยตัวอยู่กับที่โดยการประมาณค่าความต้องการกระแสไฟฟ้าของระบบขับเคลื่อน และประมาณระยะเวลาที่ระบบแบตเตอรี่สามารถจ่ายค่ากระแสไฟฟ้านั้นได้ การทำนายความต้องการกระแสไฟฟ้าของระบบขับเคลื่อน มีค่า Root Mean Square Error เท่ากับ 8.59% โดยมีความผิดพลาดน้อยกว่า 5% ใน 43.5% ของชุดข้อมูลการทดสอบ ที่มี และน้อยกว่า 10% ใน 81.9% ของชุดข้อมูล กระบวนการพัฒนาแบบจำลองการทำนายขีดความสามารถในการบินลอยตัวของโดรนยกของหนักที่นำเสนอนี้สามารถนำไปใช้สำหรับการเลือกใช้งานโดรน การปรับแต่งระบบย่อยภายในโดรน และการวางแผนสำหรับภารกิจที่เกี่ยวข้องได้ต่อไป

คำสำคัญ: ขีดความสามารถในการลอยตัว แบบจำลองในการทำนาย โดรนขนส่งของ อากาศยานปีกหมุนหลายใบพัด

¹ ฝ่ายเทคโนโลยีสารสนเทศ, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

² ฝ่ายวิจัยและพัฒนา, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

* ผู้แต่ง, อีเมล: thanan.y@dti.or.th

Development of Prediction Model for Hovering Endurance of Heavy-lifting, Multirotor Drone using General Specifications of Propulsion and Battery Systems

Pimchanok Pakdeekong¹ and Thanan Yomchinda^{2*}

.....

Abstract

Hovering endurance is one of the critical performance parameters for multirotor unmanned aerial vehicles (UAVs) in remote sensing and delivering applications. This study aims to obtain a generic model for hovering endurance prediction by using general specifications of commercial propeller, brushless direct current (BLDC) motor, and battery for heavy lifting drones (weighing over 25 kg.). The characteristics of propeller, motor, and battery sub-systems that govern the hovering endurance are analyzed using experimental data published in commercial websites and simplified for the prediction model. The proposed model predicts the hovering endurance by estimating the required electric current of the propulsion system and estimating the time duration that the battery can provide that required current. The prediction of electric current required from propulsion systems achieved the root mean square error of 8.59% and showed a prediction error of less than 5% on 43.5% of the available data points, and less than 10% on 81.9% of the data. A framework for hovering endurance prediction of heavy lifting drone is presented and applicable for platform selection, configuration optimization, and mission planning.

Keywords: Hovering Performance, Prediction Model, Heavy-lifting Drone, Multirotor

¹ Information Technology Department, Defence Technology Institute

² Research & Development, Defence Technology Institute

* Corresponding author: thanan.y@dti.or.th

1. บทนำ

อากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด (Multi-rotor Unmanned Aerial Vehicles) เป็นอากาศยานปีกหมุน (Rotary Wing Aircraft) ขนาดเล็กที่ได้รับความนิยมในการใช้งานอย่างแพร่หลายในปัจจุบัน จากจุดเด่นในความเรียบง่ายในการใช้งาน ชีตความสามารถในการขึ้นลงแนวดิ่ง (Vertical Take-off and Landing, VTOL) และการปรับเปลี่ยนอุปกรณ์ติดตั้งได้อย่างเอนกประสงค์ ทำให้ถูกนำไปประยุกต์ใช้ในหลายด้าน ในประเทศไทยได้มีการใช้งานอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดในงานทางด้านการถ่ายภาพทางอากาศ การสำรวจระยะไกล และการเกษตร

อากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดโดยทั่วไปใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นเครื่องย่นในการขับเคลื่อนเพื่อสร้างแรงยกเพื่อการลอยตัว และใช้แบตเตอรี่เป็นแหล่งพลังงานไฟฟ้าสำหรับระบบขับเคลื่อนและระบบไฟฟ้าอื่น ๆ บนอากาศยาน ระยะเวลาในการบินเป็นข้อจำกัดที่สำคัญในการใช้งานอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด เนื่องจากระบบใบพัดมีข้อจำกัดด้านประสิทธิภาพในการสร้างแรงยกและความจำเป็นต้องใช้พลังงานในการสร้างแรงยกอย่างต่อเนื่องเพื่อรักษาความสูงในการบิน อีกทั้งปริมาณพลังงานที่บรรจุได้ในแบตเตอรี่ถูกจำกัดด้วยน้ำหนักของแบตเตอรี่ด้วย และอากาศยานจำเป็นต้องแบกรับน้ำหนักรวมของแบตเตอรี่ตลอดเวลาทำการบิน ทำให้เกิดเป็นข้อจำกัดทางด้านระยะเวลาการบินขึ้น

ข้อจำกัดทางด้านระยะเวลาการบินนี้เป็นความท้าทายสำหรับผู้พัฒนาประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด ในการพิจารณาเลือกกระบบใบพัด ระบบมอเตอร์ และระบบแบตเตอรี่ที่เหมาะสมสำหรับสัมภาระบรรทุก (Payload) และมีขีดความสามารถทางการบินที่เพียงพอต่อการปฏิบัติการกิจ และเป็นเป้าหมายหลักในการวิจัยและพัฒนาแบบต่าง ๆ ในอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดในปัจจุบัน เพื่อให้ระบบมีประสิทธิภาพสูงขึ้นและส่งผลให้ระยะเวลาการบินเพิ่มมากขึ้นด้วย

การทำนายขีดความสามารถในการบินของอากาศยาน โดยส่วนใหญ่มักจะใช้การวิเคราะห์จากการใช้พลังงานในการบิน [1] ระยะเวลาในการบินของอากาศยานที่ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงอาจทำนายได้จากสัดส่วนทางน้ำหนักของเชื้อเพลิงและอากาศยาน ร่วมกับอัตราการใช้เชื้อเพลิง

ในการบิน ดังเช่นสมการของ Breguet ซึ่งทำนายระยะเวลาการบิน (Endurance) ของอากาศยาน จาก ค่าความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงจำเพาะต่อแรงขับ (Thrust-specific fuel consumption, C_T) แรงขับเคลื่อนจากเครื่องยนต์ที่จำเป็นในการบินอากาศยานน้ำหนัก W (หรือ $T(W)$) น้ำหนักตั้งต้นของอากาศยานที่รวมน้ำหนักเชื้อเพลิง (W_0) และน้ำหนักสุดท้ายของอากาศยานหลังใช้เชื้อเพลิงหมดแล้ว (W_f) ตามสมการ

$$t = - \int_{W_0}^{W_f} \frac{1}{C_T T(W)} dW \quad (1)$$

ส่วนระยะเวลาในการบินของอากาศยานที่ใช้แบตเตอรี่เป็นแหล่งพลังงานเพียงอย่างเดียวขณะทำการบิน อาจทำนายจากปริมาณพลังงานไฟฟ้าที่เก็บอยู่ในแบตเตอรี่ (Q_b) และอัตราการใช้พลังงานไฟฟ้าออกจากแบตเตอรี่ ($P_{discharge}$) ได้

$$t = \frac{Q_b}{P_{discharge}} \quad (2)$$

สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด อัตราการใช้พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ส่วนใหญ่จะถูกเปลี่ยนไปเป็นกำลังเครื่องย่นโดยระบบมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (Brushless DC motor, BLDC) จากนั้น กำลังจากมอเตอร์ไฟฟ้าในรูปของแรงบิด (Torque) และความเร็วรอบของเพลาส่งกำลัง (RPM) จะถูกเปลี่ยนไปเป็นแรงขับเคลื่อน (Rotor Thrust) ด้วยระบบใบพัด ซึ่งอัตราการใช้พลังงานในส่วนนี้จะขึ้นอยู่กับน้ำหนักรวมของอากาศยานและลักษณะในการทำการบิน อัตราการใช้พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่อีกส่วนหนึ่งจะถูกใช้โดยระบบย่อยอื่น ๆ บนอากาศยาน (อาทิ ระบบควบคุมการบิน ระบบสื่อสาร เป็นต้น) ซึ่งมีการใช้พลังงานที่ไม่ขึ้นอยู่กับน้ำหนักอากาศยาน ดังนั้นหากเราทราบหรือสามารถทำนายอัตราการใช้พลังงานหรืออัตราการสูญเสียพลังงานในระบบย่อยต่าง ๆ ก็จะสามารถทำนายขีดความสามารถทางด้านระยะเวลาในการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดได้ บทความนี้นำเสนอแนวทางการศึกษาและวิเคราะห์ขีดความสามารถด้านระยะเวลาการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดจากข้อมูลคุณลักษณะทั่วไป (General Specifications) ของระบบใบพัด ระบบมอเตอร์ และระบบแบตเตอรี่ที่ติดตั้งบนอากาศยาน

โดยการพัฒนาแบบจำลองทั่วไปสำหรับทำนายคุณลักษณะเฉพาะทางประสิทธิภาพของระบบใบพัด ระบบมอเตอร์ และระบบแบตเตอรี่จากทฤษฎีพื้นฐานร่วมกับข้อมูลการทดสอบ เพื่อใช้ทำนายขีดความสามารถในการบินลอยนิ่งอยู่กับที่ (Hover) สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดที่มีน้ำหนักขึ้นบินมากกว่า 25 กิโลกรัม

2. แนวทางการประมาณระยะเวลาในการบิน

การประมาณระยะเวลาในการบินลอยนิ่งอยู่กับที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด อาจตั้งต้นจากกำลังงานที่ระบบใบพัดต้องการในการสร้างแรงยกเท่ากับน้ำหนักของอากาศยาน จากนั้นจึงพิจารณากำลังไฟฟ้าที่ระบบมอเตอร์ต้องการในการสร้างกำลังงานสำหรับใบพัด แล้วจึงพิจารณาพลังงานไฟฟ้าของระบบแบตเตอรี่ที่สามารถจ่ายได้สำหรับกำลังไฟฟ้าที่ระบบมอเตอร์ต้องการ ซึ่งอาจพิจารณาในรูปของประสิทธิภาพ (η) ของระบบย่อยได้

$$\eta_{propeller} = \frac{P_i(W)}{P_{motor}} \quad (3)$$

$$\eta_{motor} = \frac{P_{motor}}{P_{discharge}} \quad (4)$$

$$\eta_{battery} = \frac{P_{discharge}}{Q_b/t} \quad (5)$$

2.1 ระบบใบพัด (Rotor System)

ระบบใบพัดสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด โดยทั่วไปจะใช้ใบพัดที่มีมุมใบพัด (blade pitch angle) คงที่ และมักใช้รูปแบบใบพัดเดี่ยว (Single rotor) หรือแบบใบพัดคู่ (Coaxial rotor) สำหรับระบบใบพัดเดี่ยว (Single rotor system) กำลังงานในอุดมคติ (Ideal power) ที่ระบบใบพัดต้องการในการสร้างแรงขับ (T) สามารถประมาณได้โดยใช้ทฤษฎีโมเมนตัม (Momentum Theory) ซึ่งให้ความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับจากใบพัดกับการไหลของอากาศที่มีความหนาแน่น ρ ผ่านพื้นที่ใบพัด A_r ในแนวตั้งฉากได้

$$T = 2\rho A_r (V_c + v)v \quad (6)$$

โดย V_c คือ ความเร็วของอากาศโดยรอบตามแนวแกนหมุนของใบพัด และ v คือ ความเร็วของอากาศที่เพิ่มขึ้นจากการสร้างแรงขับของใบพัด (Induced velocity) กำลังงานในอุดมคติในการสร้างแรงขับของใบพัด สามารถ

ประมาณได้จากกำลังงานที่ใบพัดเพิ่มให้กับอากาศ (Induced power) ได้ดังสมการ

$$P_i = T \left(\frac{V_c}{2} + \sqrt{\frac{V_c^2}{4} + \frac{T}{2\rho A_r}} \right) \quad (7)$$

แรงขับและกำลังงานของใบพัดอาจปรับให้อยู่ในรูปของสัมประสิทธิ์ทางด้านแรง (Thrust coefficient) และสัมประสิทธิ์ทางด้านกำลังงาน Power coefficient) เพื่อลดผลกระทบจากขนาดและความเร็วในการหมุนของใบพัดได้โดย

$$C_T = T/\rho A_r (\Omega R_r)^2, C_P = P/\rho A_r (\Omega R_r)^3 \quad (8)$$

โดย Ω คือ ความเร็วรอบของใบพัด และ R_r คือ รัศมีของใบพัด

ประสิทธิภาพของระบบใบพัด คือ สัดส่วนของกำลังงานในอุดมคติในการสร้างแรงขับต่อกำลังงานที่ระบบใบพัดต้องการในความเป็นจริงในการเอาชนะแรงต้านอากาศและสร้างแรงขับ ซึ่งคือกำลังงานที่มอเตอร์ส่งมาให้ในรูปแรงบิด (τ) และความเร็วรอบเพลาส่งกำลัง (ω) ประสิทธิภาพของใบพัดในขณะลอยนิ่ง (Hover) อาจแสดงในรูป Figure of Merit (FM) ดังสมการ

$$\eta_{propeller} = FM = \frac{P_i}{K_i P_i + P_o} = \frac{1}{\tau \omega} \sqrt{\frac{T^3}{2\rho A_r}} \quad (9)$$

โดย K_i คือ สัดส่วนที่เพิ่มของกำลังงาน Induced power เนื่องจากการสูญเสียจากความไม่สม่ำเสมอของการไหล (non-uniform inflow) ร่วมกับการสูญเสียจากการไม่เป็นไปตามสมมุติฐานอื่น ๆ และ P_o คือ กำลังงานที่สูญเสียจากแรงต้านอากาศ ซึ่งทั้งสองค่านี้เป็นคุณลักษณะเฉพาะของใบพัด

2.2 ระบบมอเตอร์ไฟฟ้า (Electric Motor System)

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน เป็นอุปกรณ์ที่ใช้เปลี่ยนกำลังไฟฟ้าเป็นกำลังงานในการหมุนใบพัดสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด เนื่องจากมีจุดเด่นที่ความกะทัดรัด ประสิทธิภาพสูง และอัตราส่วนกำลังขับต่อน้ำหนักสูง [2, 3] โดยทั่วไปจะประกอบไปด้วยชิ้นส่วนสองชิ้นเชื่อมติดกันด้วยตลับลูกปืน (Bearing) คือ ส่วนที่หมุนได้ (Rotor) ซึ่งติดตั้งแม่เหล็กถาวร และส่วนที่อยู่นิ่ง (Stator) ซึ่งติดตั้งขดลวดเหนี่ยวนำที่สามารถสร้างสนามแม่เหล็กไฟฟ้าขึ้นได้เมื่อมีการจ่ายกระแสไฟฟ้า

โดยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าที่สร้างขึ้นนี้จะทำให้เกิดแรงกระทำต่อแม่เหล็กถาวรและทำให้ส่วน Rotor เกิดการหมุน และในขณะเดียวกันการหมุนของแม่เหล็กถาวรก็ทำให้เกิดความแรงดันไฟฟ้าย้อนกลับ (Back EMF) ในขดลวดเหนี่ยวนำด้วย การทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านสามารถถูกอธิบายเบื้องต้นได้ด้วยวงจรที่ประกอบด้วยตัวต้านทาน ตัวเหนี่ยวนำ และเครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่ต่อกันแบบอนุกรม ดังสมการ

$$L_m \frac{d}{dt} i + R_m i + \frac{\omega}{K_V} = V_m \quad (10)$$

โดย L_m, R_m คือ ค่าความเหนี่ยวนำและความต้านทานของขดลวด i คือ กระแสไฟฟ้าที่ไหลในขดลวด K_V คือ ค่าสัมประสิทธิ์ความเร็ว (Speed constant, KV rating) ของมอเตอร์ไฟฟ้า และ V_m คือ แรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับขดลวดเหนี่ยวนำ

แรงที่กระทำบนส่วนแม่เหล็กถาวรจะเปลี่ยนแปลงไปตามความเข้มของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าที่เกิดจากขดลวดเหนี่ยวนำ ดังนั้นแรงบิดที่มอเตอร์สร้างได้ อาจประมาณค่าเป็นสัดส่วนกับกระแสไฟฟ้าในขดลวดเหนี่ยวนำตามค่าสัมประสิทธิ์แรงบิด (Torque constant, K_t) ของมอเตอร์ไฟฟ้า ดังสมการ

$$\tau_i = K_t i \quad (11)$$

และความเร็วในการหมุนของเพลาส่งกำลังของมอเตอร์อาจอธิบายได้ด้วยสมการการเคลื่อนที่เชิงมุมดังสมการ

$$J \frac{d}{dt} \omega + D_v \omega = \tau_i - \tau - \tau_{loss} \quad (12)$$

โดย J คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของส่วน Rotor ของมอเตอร์ D_v คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน (Viscous damping coefficient) τ คือ แรงบิดจาก load และ τ_{loss} คือ แรงบิดจากการสูญเสียกำลังงานอื่น ๆ ภายในมอเตอร์ (อาทิ windage loss และ iron loss)

ประสิทธิภาพของมอเตอร์ คือ สัดส่วนของกำลังงานที่มอเตอร์ส่งออกมาในรูปแรงบิดและความเร็วรอบเพลาส่งกำลังต่อกำลังไฟฟ้าที่ถูกใช้โดยมอเตอร์ ซึ่งอยู่ในรูปแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า

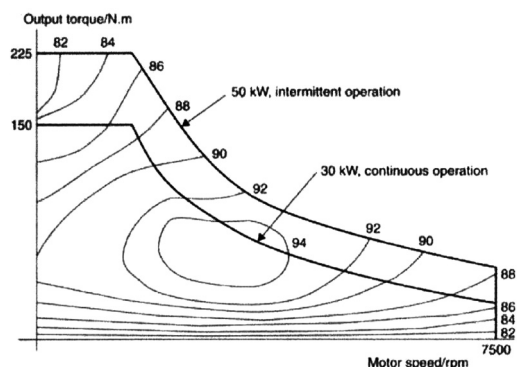
$$\eta_{motor} = \frac{\tau \omega}{V_m i} \quad (13)$$

หรือประสิทธิภาพของมอเตอร์อาจพิจารณาในรูปของแรงดันไฟฟ้า (V_m) และกระแสไฟฟ้า (i) ที่นำไปใช้ได้ (หลังจากการสูญเสียภายใน) ได้ดังสมการ

$$\eta_{motor} = \frac{(V_m - R_m i)(i - i_0)}{V_m i} \quad (14)$$

โดย i_0 คือ กระแสไฟฟ้าที่มอเตอร์ใช้ขณะที่ไม่มี load และ $K_t = \tau / (i - i_0)$; $K_V = \omega / (V_m - R_m i)$ และ $K_t K_V = 1$

ค่าประสิทธิภาพของมอเตอร์เปลี่ยนแปลงไปตามสภาวะการทำงาน รูปที่ 1 แสดงตัวอย่างประสิทธิภาพของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงไร้แปรงถ่าน



รูปที่ 1 ตัวอย่างประสิทธิภาพของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงไร้แปรงถ่าน [4]

การควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านต้องการการจ่ายกระแสไฟฟ้าไปยังขดลวดอย่างถูกต้องตามจังหวะการหมุนของแม่เหล็กถาวรเพื่อสร้างแรงบิดในการหมุนอย่างต่อเนื่อง อุปกรณ์ควบคุมความเร็ว Electronic Speed Control (ESC) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านเพื่อควบคุมความเร็วของมอเตอร์ตามสัญญาณควบคุม ผ่านการสลับการจ่ายแรงดันไฟฟ้าไปยังขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า การควบคุมความเร็วรอบผ่านอุปกรณ์ ESC อาจมองในรูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ($V_b \delta$) ที่จ่ายให้กับมอเตอร์ และความเร็วรอบของมอเตอร์สามารถประมาณเบื้องต้นได้

$$\omega = K_V V_b \delta \quad (15)$$

โดย V_b คือแรงดันไฟฟ้าจ่ายให้กับอุปกรณ์ ESC และ δ คือค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วรอบ (0-1)

ประสิทธิภาพของอุปกรณ์ ESC อาจขึ้นอยู่กับหลายปัจจัย อาทิ ค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดจาก load ของมอเตอร์ แรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับอุปกรณ์ ESC และ switching frequency ของอุปกรณ์ ESC ซึ่งทำให้เกิดความซับซ้อนในการสร้างแบบจำลองและจำเป็นต้องใช้ข้อมูลเชิงลึกจากผู้ผลิต

อัตราการสูญเสียพลังงานภายในอุปกรณ์ ESC อาจประมาณค่าได้จากความต้านทานภายใน (R_{ESC}) กระแสที่ไหลผ่าน และแรงดันไฟฟ้า [5] ตามสมการ

$$P_{ESC,loss} = R_{ESC}i^2 + A_E V_b i + B_E V_b + C_E V_b^2 \quad (16)$$

โดย A_E, B_E, C_E คือ สัมประสิทธิ์การสูญเสียพลังงานจาก switching loss และ C_E คือสัมประสิทธิ์การสูญเสียพลังงานจากตัวเก็บประจุและ switching frequency ซึ่งเป็นข้อมูลเชิงลึกของผลิตภัณฑ์ที่ผู้ผลิตไม่เปิดเผยโดยทั่วไป

ประสิทธิภาพของอุปกรณ์ ESC อาจประมาณอย่างง่ายได้โดยการประมาณค่า switching loss เป็นสัดส่วนกับพลังงานที่อุปกรณ์ ESC ส่งให้กับมอเตอร์ไฟฟ้า [6] ดังสมการ

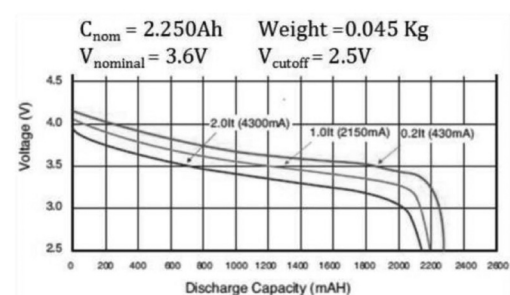
$$\eta_{ESC} = \frac{(V_b - R_{ESC}i - PTF(1-\delta))}{V_b} = \frac{V_m}{V_b} \quad (17)$$

โดย PTF คือ path throttle factor ซึ่งประมาณค่า switching loss เป็นสมการเชิงเส้น

2.3 ระบบแบตเตอรี่ (Battery System)

แบตเตอรี่ที่เป็นที่นิยมใช้งานกับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด คือ แบตเตอรี่แบบ Lithium-ion (Li-ion, LIB) และแบตเตอรี่แบบ Lithium Polymer (LiPo) เนื่องจากมีอัตราการจ่ายพลังงานได้สูง มีขนาดเล็ก มีประสิทธิภาพสูง และมีอัตราส่วนการเก็บกักพลังงานไฟฟ้าต่อน้ำหนักที่ดี เซลล์แบตเตอรี่แบบ LIB และ LiPo โดยทั่วไปแต่ละเซลล์มีแรงดันไฟฟ้าที่ระบุ (Nominal voltage) 3.6-3.7 โวลต์ เมื่อประจุไฟฟ้าเต็มจะมีแรงดันไฟฟ้า 4.2 โวลต์ และเมื่อมีการใช้งาน (Discharge) แรงดันไฟฟ้าจะลดลงเรื่อย ๆ จนถึงจุดสิ้นสุดการใช้งาน (Cutoff voltage) ที่ประมาณ 2.5-3.0 โวลต์ และในช่วงที่แบตเตอรี่ใกล้หมดนั้นแรงดันไฟฟ้า

จะมีการลดลงอย่างรวดเร็ว รูปที่ 2 แสดงตัวอย่างความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันไฟฟ้าและความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่ (Discharge curve) และผลกระทบต่อความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่จากระดับการจ่ายกระแสไฟฟ้าที่แตกต่างกัน (Rated capacity effect) ซึ่งแสดงให้เห็นว่าปริมาณพลังงานที่สามารถใช้ได้จากแบตเตอรี่มีค่าลดลงเมื่อมีการจ่ายกระแสไฟฟ้าในระดับที่สูงขึ้น



รูปที่ 2 ตัวอย่างความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันไฟฟ้า

และความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่ และผลกระทบต่อความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่จากระดับการจ่ายกระแสไฟฟ้าที่แตกต่างกัน [7]

กฎของ Peukert เป็นหลักการที่นิยมในการใช้ประมาณการความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่หรือระยะเวลาที่แบตเตอรี่สามารถจ่ายกระแสไฟฟ้าได้ (t) สำหรับระดับการจ่ายกระแสไฟฟ้า (i) ดังสมการ

$$Q_p = i^k t \quad (18)$$

โดย Q_p คือ ปริมาณความจุไฟฟ้าที่แบตเตอรี่สามารถจ่ายกระแสไฟฟ้าหนึ่งแอมป์ได้ต่อเนื่อง มีหน่วยเป็น แอมป์-ชั่วโมง (Peukert Capacity) และ $k > 1$ คือ ค่าสัมประสิทธิ์ของ Peukert (สำหรับ LIB, $k \sim 0.99 - 1.09$ [8]) และปริมาณความจุไฟฟ้าที่แบตเตอรี่สามารถจ่ายกระแสไฟฟ้าขนาด i ได้ต่อเนื่อง สามารถหาได้จากสมการ

$$Q_n = it = Q_p i^{1-k} = Q_b \left(\frac{Q_b}{iH} \right)^{k-1} \quad (19)$$

โดย H คือ rated discharge time ในหน่วยชั่วโมง และ Q_b คือ rated capacity สำหรับ H

ระบบแบตเตอรี่สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดอาจประกอบไปด้วยเซลล์แบตเตอรี่จำนวน

หลายเซลล์เพื่อเพิ่มแรงดันไฟฟ้าและความจุของแบตเตอรี่ State-of-charge (SOC) ของแบตเตอรี่ คือ สถานะของประจุไฟฟ้าภายในแบตเตอรี่ โดย SOC=1 เมื่อแบตเตอรี่มีการประจุไฟฟ้าจนเต็ม และ SOC=0 เมื่อแบตเตอรี่ได้จ่ายกระแสไฟฟ้าออกไปจนหมด โดยการเปลี่ยนแปลงของ SOC อาจประมาณได้จากสมการ

$$SOC(t_1) = SOC(t_0) - i \Delta t / Q_n \quad (20)$$

ประสิทธิภาพของแบตเตอรี่ อาจประมาณได้จากการกำลังไฟฟ้าที่สูญเสียจากความต้านทานภายในแบตเตอรี่ (R_b) ได้

$$\eta_{battery} = 1 - iR_b/V_b \quad (21)$$

และเนื่องจากแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่มีการเปลี่ยนแปลงไปตามสถานะของประจุไฟฟ้าภายในแบตเตอรี่ แรงดันไฟฟ้าตาม Discharge curve [9] อาจประมาณได้ดังสมการ

$$V_b = V_0 - K_b \frac{Q_n}{Q_n - \int i dt} + A_b e^{-B_b \int i dt} - iR_b \quad (22)$$

โดย K_b คือ ค่าสัมประสิทธิ์ Polarization ของแบตเตอรี่ และพจน์ $A_b e^{-B_b \int i dt}$ แสดงการเปลี่ยนแปลงของแรงดันไฟฟ้าในช่วงที่มีความสัมพันธ์แบบเอกซ์โพเนนเชียล ตัวแปรในสมการข้างต้น อาจประมาณค่าได้จากผลการทดสอบ Discharge curve ของแบตเตอรี่ได้จาก [10, 11]

$$A_b = V_{b,full} - V_{b,exp} \quad (23)$$

$$B_b = 2.3/Q_{exp} \quad (24)$$

$$K_b = 0.065 * [V_{b,full} - V_{b,nom} + A_b(e^{-B_b Q_{nom}} - 1)] \frac{Q_{full} - Q_{nom}}{Q_{nom}} \quad (25)$$

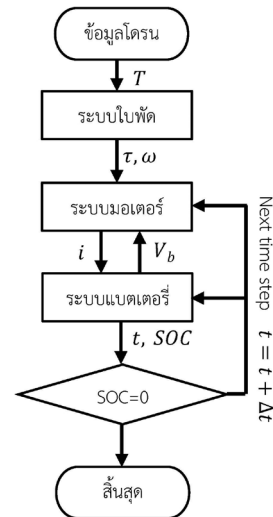
$$R_b = \frac{V_{b,nom}(1 - \eta_{battery})}{0.2Q_{nom}} \quad (26)$$

$$V_0 = V_{b,full} + K_b - A_b \quad (27)$$

2.4 การทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่ (Hover performance prediction)

การทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่ที่สามารถตั้งต้นได้จากน้ำหนักของโดรนและจำนวนชุดใบพัดที่ติดตั้ง แรงบิดและความเร็วรอบใบอาจประมาณค่า

ได้จากแรงขับร่วมกับคุณลักษณะเฉพาะของใบพัด และโดยทั่วไปแล้วชุดใบพัดและมอเตอร์ไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดจะไม่มีการใช้เฟืองทด ความเร็วรอบของมอเตอร์จึงมีค่าเท่ากับความเร็วรอบของใบพัด ($\omega = \Omega$) ดังนั้นปริมาณกระแสที่มอเตอร์ไฟฟ้าต้องการอาจประมาณค่าได้จากแรงบิดและความเร็วรอบของใบพัด แรงดันไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ และคุณลักษณะเฉพาะของมอเตอร์ไฟฟ้าและอุปกรณ์ ESC และหลังจากที่แบตเตอรี่มีการจ่ายพลังงานไฟฟ้า (ในรูปกระแสไฟฟ้า) ปริมาณพลังงานไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าที่เหลืออยู่ อาจประมาณค่าได้จากขนาดของกระแสไฟฟ้าและระยะเวลาที่มีการจ่ายกระแสไฟฟ้านั้นที่ออกจากแบตเตอรี่ และคุณลักษณะเฉพาะของแบตเตอรี่ ซึ่งการที่แรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ลดลงนี้จะส่งผลให้ระบบมอเตอร์ต้องการกระแสไฟฟ้าเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ เพื่อรักษาแรงบิดและความเร็วรอบของใบพัดให้เท่าเดิมจนกระทั่งแบตเตอรี่ไม่เหลือพลังงานไฟฟ้าที่สามารถจ่ายได้ (SOC=0) หรือไม่สามารถจ่ายระดับกระแสไฟฟ้าที่ต้องการได้ ($i > i_{max}$) ดังนั้นระยะเวลาที่โดรนสามารถบินลอยนึ่งอยู่กับที่ได้จึงประมาณได้จากเวลารวมตั้งแต่แบตเตอรี่มีพลังงานเต็มจนกระทั่งพลังงานหมด ซึ่งจากสมการข้างต้นหากมีข้อมูลที่เพียงพอก็จะสามารถใช้การคำนวณเพื่อประมาณระยะเวลาในการบินลอยตัวของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดได้ ตามขั้นตอนในรูปที่ 3



รูปที่ 3 ขั้นตอนการประมาณระยะเวลาในการบินลอยตัวอยู่กับที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด

3. การวิเคราะห์ระบบโดรนที่มีในท้องตลาด

จากการสำรวจข้อมูลจากเว็บไซต์ของผู้จัดทำอากาศยานไร้คนขับปีกหมุนแบบหลายใบพัดที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ใช้แบตเตอรี่เป็นแหล่งพลังงานเดียว และมีน้ำหนักตั้งแต่ 25 กิโลกรัมขึ้นไป พบว่ามีการบอกข้อมูลคุณลักษณะโดยทั่วไป คือน้ำหนักรวมของอากาศยาน (W) จำนวนใบพัด (n) ขนาดและมุมของใบพัด ($R_r, \theta_{0.75}$) ค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วของมอเตอร์ (K_v) ชนิดและจำนวนเซลล์แบตเตอรี่ แรงดันไฟฟ้าที่ระบุ ($S, V_{b,nom}$) ความสามารถในการจ่ายกระแสไฟฟ้า (i_{max}) ความจุไฟฟ้า (Q_b) และปริมาณและน้ำหนักของแบตเตอรี่ ข้อมูลเหล่านี้สามารถใช้เป็นข้อมูลเบื้องต้นที่จำเป็นในการทำนายขีดความสามารถในการบินลอยตัวของอากาศยาน และโดยทั่วไปแล้วผู้ผลิตโดรนแนะนำให้มีการสำรองความจุแบตเตอรี่ไว้ 15%-20% ขณะลงจอดเพื่อความปลอดภัยในการบินและรักษาอายุการใช้งานของแบตเตอรี่

สำหรับใบพัดที่มีวางจำหน่ายในท้องตลาด โดยทั่วไปแล้วจะให้ข้อมูลพื้นฐานคือขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัด และค่ามุมของใบพัด (Geometric pitch, GP) เว็บไซต์ของผู้ผลิตอาจเพิ่มเติมข้อมูลแรงขับรวมกับรอบการทำงานของใบพัดที่แนะนำให้ใช้ หรือผลการทดสอบใบที่ความเร็วรอบต่าง ๆ ค่ามุม Geometric pitch ของใบพัดมีความสัมพันธ์กับมุมของใบพัดที่ภาคตัดขวาง (Cross section) ที่ระยะ 75% ของขนาดรัศมี [12] ดังสมการ

$$GP = 2\pi(0.75R_r) \tan \theta_{0.75} \quad (21)$$

โดย $\theta_{0.75}$ คือ มุมของใบพัดที่ภาคตัดขวางที่ระยะ 75% ของขนาดรัศมี และใบพัดที่ถูกออกแบบสำหรับการบินลอยนึ่ง มักจะมีประสิทธิภาพสูงสุดที่ GP ประมาณ $1/3$ เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง ($GP \sim 2R_r/3$) [13]

ส่วนมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านและอุปกรณ์ควบคุมความเร็วที่มีวางจำหน่ายในท้องตลาด โดยทั่วไป จะให้ข้อมูลพื้นฐานการใช้งานคือขนาดแรงดันไฟฟ้าที่แนะนำ ค่าสัมประสิทธิ์ความเร็ว (KV rating) และกระแสไฟฟ้าสูงสุดที่อุปกรณ์รองรับได้ และในบางที่ผู้จัดทำอาจมีข้อมูลเพิ่มเติมเกี่ยวกับกระแสไฟฟ้าที่มอเตอร์ใช้ขณะไม่มี load และความต้านทานไฟฟ้าภายในมอเตอร์

ระบบแบตเตอรี่สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดที่มีวางจำหน่ายในท้องตลาด โดยทั่วไปให้ข้อมูลพื้นฐานในการใช้งานอาทิ น้ำหนัก ปริมาตร ความจุไฟฟ้าในรูปปริมาณกระแสไฟฟ้าต่อชั่วโมง ความสามารถในการจ่ายกระแสไฟฟ้า (Discharge rating) จำนวนเซลล์ไฟฟ้าภายในแรงดันไฟฟ้าที่ระบุ Nominal voltage (หรือ Operating voltage) และกระแสไฟฟ้าสูงสุดที่สามารถใช้งานได้โดยความสามารถในการจ่ายกระแสไฟฟ้า 1C แสดงความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าทั้งหมดในแบตเตอรี่ด้วยกระแสไฟฟ้าขนาดคงที่ได้ในเวลาหนึ่งชั่วโมง และ 2C แสดงความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าทั้งหมดด้วยกระแสไฟฟ้าขนาดคงที่ได้ในเวลาครึ่งชั่วโมง และมีผู้ผลิตเพียงส่วนน้อยที่ให้ข้อมูลเกี่ยวกับความต้านทานไฟฟ้าภายในแบตเตอรี่ หรือปริมาณกระแสไฟฟ้าที่ใช้ในการระบุความจุไฟฟ้า

สำหรับระบบใบพัดและระบบมอเตอร์ไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด ผลการทดสอบมักจะอยู่ในรูปชุดข้อมูลที่ได้จากการจับคู่ใบพัดและมอเตอร์ไฟฟ้ารวมถึงอุปกรณ์ ESC และทดสอบการทำงานในขณะที่อยู่กับที่ (Static test) โดยการวัดกำลังไฟฟ้าที่เข้าสู่อุปกรณ์ควบคุมความเร็วรอบ ความเร็วรอบใบพัด และแรงขับที่ใบพัดสร้าง และบางกรณีอาจมีผลการวัดแรงบิดที่เพลาส่งกำลังของมอเตอร์ไฟฟ้าด้วย ตารางที่ 1 แสดงตัวอย่างชุดข้อมูลการทดสอบระบบใบพัดและมอเตอร์ที่เปิดเผยโดยผู้ผลิต

ตารางที่ 1 ตัวอย่างผลการทดสอบระบบใบพัดขนาด 41x13.5 นิ้ว ร่วมกับมอเตอร์ไฟฟ้า BLDC rating 95Kv สำหรับแบตเตอรี่ 18 เซลล์ แรงดันไฟฟ้าที่ใช้ทดสอบ 70 โวลต์ ที่อุณหภูมิอากาศ 25°C ที่ระดับน้ำทะเล จำนวน 23 ชุดข้อมูลที่เปิดเผยจากผู้ผลิต [14]

แรงขับ [กรัม, g]	กระแส [แอมป์]	กำลังไฟฟ้า [วัตต์, W]	ความเร็ว [RPM]	ประสิทธิภาพ [g/W]
8760	12.4	854.8	1956	10.2
9560	14.1	973.5	2044	9.8
10455	16.1	1113.4	2138	9.4
11420	18.4	1271.7	2235	9
12330	20.7	1427.3	2323	8.6

ตารางที่ 1 ตัวอย่างผลการทดสอบระบบใบพัดขนาด 41x13.5 นิ้ว ร่วมกับมอเตอร์ไฟฟ้า BLDC rating 95Kv สำหรับแบตเตอรี่ 18 เซลล์ แรงดันไฟฟ้าที่ใช้ทดสอบ 70 โวลท์ ที่อุณหภูมิอากาศ 25°C ที่ระดับน้ำทะเล จำนวน 23 ชุดข้อมูล ที่เปิดเผยจากผู้ผลิต [14]

แรงขับ [กรัม, g]	กระแส [แอมป์]	กำลังไฟฟ้า [วัตต์, W]	ความเร็ว [RPM]	ประสิทธิภาพ [g/W]
13065	22.5	1557	2391	8.4
14300	25.8	1782.6	2499	8
15300	28.5	1972.1	2583	7.8
16420	31.7	2191.3	2673	7.5
17720	35.5	2455.5	2773	7.2
18730	38.6	2668.4	2848	7
19675	41.6	2874.3	2918	6.8
20785	45.2	3125.2	2998	6.7
22160	50	3451.4	3096	6.4
23030	53.1	3667.6	3158	6.3
23960	56.6	3908.4	3224	6.1
25400	62.3	4302.9	3327	5.9
26670	67.7	4675.6	3418	5.7
27045	69.4	4790.5	3444	5.6
28290	75.2	5189.7	3532	5.5

ชุดข้อมูลการทดสอบที่ใช้ในการศึกษานี้ได้จากการเก็บรวบรวมข้อมูลการทดสอบใบพัดและมอเตอร์ที่เปิดเผยทางเว็บไซต์ของผู้ผลิตและผู้จัดจำหน่าย จำนวน 22 คู่ ใช้แรงดันไฟฟ้า 24-70 โวลท์ (8S-18S) จำนวนชุดข้อมูลการทดสอบรวม 300 ชุดข้อมูล จากหลายแหล่งที่มาเพื่อให้สามารถวิเคราะห์หาค่ากลางและค่าสูงสุดที่ใช้เป็นตัวแทนของประสิทธิภาพของระบบใบพัดและมอเตอร์ไฟฟ้าสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดที่มีจัดจำหน่ายในปัจจุบันได้ และสามารถนำไปใช้ทำนายอัตราการใช้พลังงานของระบบใบพัดและมอเตอร์อื่น ๆ ได้ต่อไป ตารางที่ 2 แสดงคุณลักษณะทั่วไปของใบพัดและมอเตอร์ไฟฟ้าที่นำชุดข้อมูลการทดสอบมาใช้ในการวิเคราะห์ โดยข้อมูลการทดสอบของแต่ละคู่ ประกอบด้วยข้อมูลผลการทดสอบจำนวน 5-25 จุดการทดสอบ (ชุดข้อมูล) จากการวิเคราะห์พบว่าข้อมูลการทดสอบใบพัดที่ความเร็วรอบต่ำมีสัดส่วน

ความแปรปรวนสูงกว่าข้อมูลการทดสอบที่ความเร็วรอบสูง ความแปรปรวนนี้อาจเกิดได้จากอุปกรณ์และกระบวนการทดสอบของผู้ผลิต และเพื่อเป็นการลดความแปรปรวนการวิเคราะห์ให้ข้อมูลการทดสอบที่มีความเร็วรอบสูงกว่า 35% ของความเร็วรอบสูงสุดในการทดสอบเท่านั้น

ตารางที่ 2 คุณลักษณะเฉพาะของใบพัดและมอเตอร์ที่เก็บรวบรวมข้อมูลการทดสอบมาใช้

ใบพัด [นิ้วxนิ้ว]	มอเตอร์ Kv-rating [RPM/V]	ใบพัด [นิ้วxนิ้ว]	มอเตอร์ Kv-rating [RPM/V]
22x6.6	300	36.2x11.8	110
24x7.2	300	40x13.1	100
27x8.8	150	40x13.1	80
28x9.2	150	40x10	80
30.4x10.9	100	41x13.5	95
32x10.5	95	43x14	85
32.2x10.5	85	43x14	95
34x14	110	48x17.5	60
34.7x11	110	56x20	60
36x19	100	56x20	45
36x12	110	63x24	45

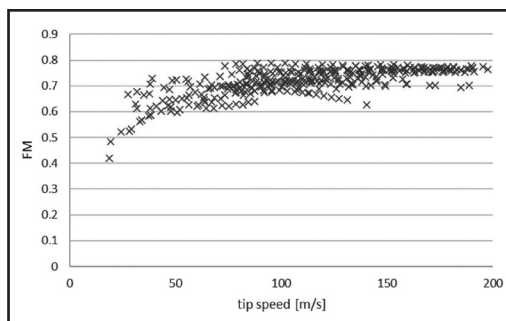
ในส่วนระบบแบตเตอรี่สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด จากการสำรวจข้อมูลจากผู้ผลิตและผู้จัดจำหน่าย พบข้อมูลแสดงความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณพลังงานที่เหลืออยู่ในแบตเตอรี่และแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ หรือผลการทดสอบการจ่ายพลังงานของแบตเตอรี่แต่ละแบบได้น้อยมาก เอกสารข้อมูลของแบตเตอรี่ (Battery data sheet) อาจระบุข้อมูลข้อมูลการทดสอบความจุ (rated capacity) ด้วยการจ่ายกระแสไฟฟ้าขนาด 0.2C ตามมาตรฐาน International Electrotechnical Commission (IEC) และข้อมูลความต้านทานไฟฟ้าภายในแบตเตอรี่ ข้อมูลแนวโน้มความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณพลังงานที่เหลืออยู่ในแบตเตอรี่และแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่สำหรับ LIB และ LiPo อาจพบได้จากผู้ผลิตและผู้จัดจำหน่ายแบตเตอรี่สำหรับด้านอื่นๆ ตารางที่ 3 แสดงตัวอย่างความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณพลังงานที่เหลืออยู่ในแบตเตอรี่และแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่แบบ LiPo โดยทั่วไป

ตารางที่ 3 ความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณพลังงานที่เหลืออยู่ในแบตเตอรี่และแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่แบบ LiPo โดยทั่วไป [15]

Capacity %	1S	2S	3S	4S	5S	6S
100	4.2	8.4	12.6	16.8	21	25.2
95	4.15	8.3	12.45	16.6	20.75	24.9
90	4.11	8.22	12.33	16.45	20.56	24.67
85	4.08	8.16	12.25	16.33	20.41	24.49
80	4.02	8.05	12.07	16.09	20.11	24.14
75	3.98	7.97	11.95	15.93	19.92	23.9
70	3.95	7.91	11.86	15.81	19.77	23.72
65	3.91	7.83	11.74	15.66	19.57	23.48
60	3.87	7.75	11.62	15.5	19.37	23.25
55	3.85	7.71	11.56	15.42	19.27	23.13
50	3.84	7.67	11.51	15.34	19.18	23.01
45	3.82	7.63	11.45	15.26	19.08	22.89
40	3.8	7.59	11.39	15.18	18.98	22.77
35	3.79	7.57	11.36	15.14	18.93	22.72
30	3.77	7.53	11.3	15.06	18.83	22.6
25	3.75	7.49	11.24	14.99	18.73	22.48
20	3.73	7.45	11.18	14.91	18.63	22.36
15	3.71	7.41	11.12	14.83	18.54	22.24
10	3.69	7.37	11.06	14.75	18.44	22.12
5	3.61	7.22	10.83	14.43	18.04	21.65
0	3.27	6.55	9.82	13.09	16.37	19.64

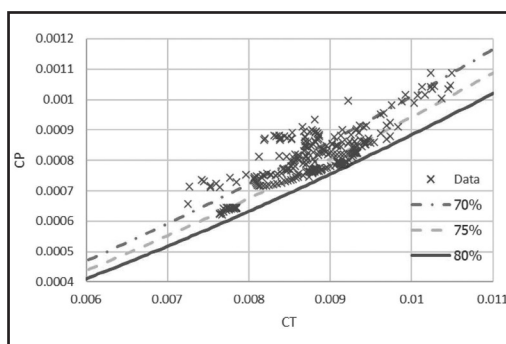
3.1 การวิเคราะห์ระบบใบพัดที่มีในท้องตลาด

การวิเคราะห์ข้อมูลการทดสอบใบพัดมีเป้าหมายในการหาความเป็นไปได้ในการทำนายแรงบิด (τ) และความเร็วรอบ (ω) ของใบพัดจากข้อมูลเบื้องต้น คือ แรงขับจากใบพัด และขนาดและมุมของใบพัด (คุณลักษณะเฉพาะตัวของใบพัด) รูปที่ 4 แสดงค่าประสิทธิภาพของใบพัดที่ความเร็วที่ปลายใบพัดต่าง ๆ จากชุดข้อมูลการทดสอบ โดยค่าประสิทธิภาพที่สูงที่สุดมีค่า $FM_{max} = 0.789$ จากรูปอาจเห็นถึงแนวโน้มความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิภาพและความเร็วปลายใบของใบพัดได้ และเห็นได้ว่าใบพัดแต่ละแบบมีความเร็วรอบเฉพาะที่ให้ประสิทธิภาพสูงสุด



รูปที่ 4 ค่าประสิทธิภาพของใบพัดและความเร็วที่ปลายใบพัดของแต่ละชุดข้อมูล

รูปที่ 5 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงขับและกำลังงานที่ต้องการของใบพัดจากชุดข้อมูลเทียบกับเส้นอ้างอิงค่าประสิทธิภาพที่ 70% 75% และ 80% จากรูปพบว่าค่ากลางของประสิทธิภาพ $FM_{average} = 0.723$

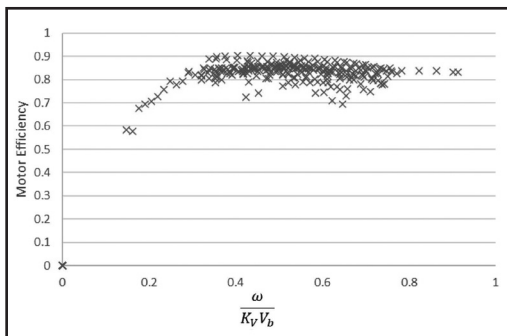


รูปที่ 5 ความสัมพันธ์ระหว่างการสร้างแรงและกำลังงานที่ใช้ของใบพัด

จากการวิเคราะห์ชุดข้อมูล พบว่ามีความสัมพันธ์ระหว่างขนาดมุมของใบพัดกับสัมประสิทธิ์แรงขับอยู่ในระดับต่ำ ($R^2 < 0.1$) ซึ่งค่อนข้างคลาดเคลื่อนไปจากความสัมพันธ์ทางทฤษฎี (Blade Element Theory) ทำให้เห็นได้ถึงลักษณะเฉพาะตัวของใบพัดจากการออกแบบและการระบุขนาดมุมของใบพัดจากผู้ผลิต

3.2 การวิเคราะห์ระบบมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านที่มีในท้องตลาด

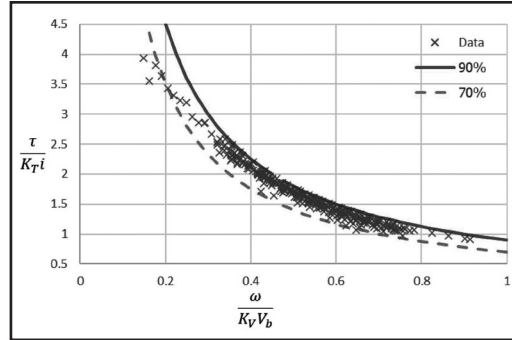
รูปที่ 6 แสดงค่าประสิทธิภาพของมอเตอร์ไฟฟ้าที่สัดส่วนความเร็วรอบต่อความเร็วรอบสูงสุดทางทฤษฎี จากชุดข้อมูลการทดสอบ โดยมีค่าประสิทธิภาพที่สูงสุดเท่ากับ 0.9028 จากรูปอาจเห็นถึงแนวโน้มความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิภาพและสัดส่วนความเร็วของมอเตอร์ได้ และเห็นได้ว่ามอเตอร์ไฟฟ้ามีช่วงการทำงานที่มีประสิทธิภาพสูงสุดในช่วง 0.4-0.6 ของความเร็วรอบสูงสุดทางทฤษฎี โดยจากการวิเคราะห์ชุดข้อมูลการทดสอบที่มีพบว่าไม่สามารถแยกประสิทธิภาพของมอเตอร์ไฟฟ้าและประสิทธิภาพของอุปกรณ์ ESC ออกจากกันได้



รูปที่ 6 ค่าประสิทธิภาพของมอเตอร์ BLDC

ที่สัดส่วนความเร็วรอบต่อความเร็วรอบสูงสุดทางทฤษฎี

รูปที่ 7 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัดส่วนแรงบิดต่อแรงบิดทางทฤษฎีและสัดส่วนความเร็วรอบต่อความเร็วรอบสูงสุดทางทฤษฎี เทียบกับเส้นอ้างอิงค่าประสิทธิภาพที่ 70% และ 90% จากรูปอาจเห็นได้ถึงเส้นแนวโน้มความสัมพันธ์ระหว่างสัดส่วนทั้งสองได้ ดังนั้นจึงมีความเป็นไปได้ในการประมาณค่าขนาดกระแสไฟฟ้าที่ระบบมอเตอร์ไฟฟ้าต้องการจากข้อมูลเบื้องต้น คือแรงบิด ความเร็วรอบ และแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์ โดยมีค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วของมอเตอร์แสดงคุณลักษณะเฉพาะของมอเตอร์ โดยใช้เส้นแนวโน้มของข้อมูลดังรูปที่ 7 ได้

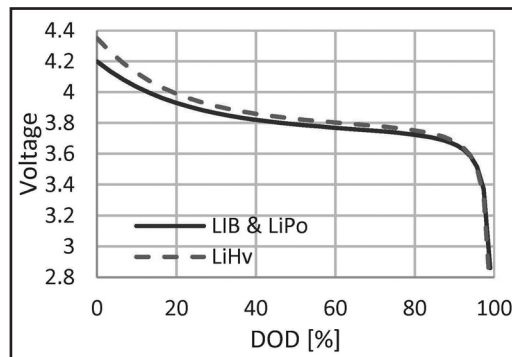


รูปที่ 7 ความสัมพันธ์ระหว่างสัดส่วนแรงบิดและสัดส่วนความเร็วรอบต่อความเร็วรอบสูงสุดทางทฤษฎี

3.3 การวิเคราะห์ระบบแบตเตอรี่ที่มีในท้องตลาด

เนื่องจากข้อมูลการทดสอบแบตเตอรี่ที่พบจากผู้ผลิตมีจำกัด คุณลักษณะเฉพาะของเซลล์แบตเตอรี่แต่ละเซลล์อาจถูกวิเคราะห์จากข้อมูลการทดสอบโดยอ้างอิงช่วงการใช้งานของเซลล์แบตเตอรี่แบบ LIB และ LiPo (0% – 100% ~2.75V – 4.2V) และช่วงการใช้งานของเซลล์แบตเตอรี่แบบ Lithium Polymer High Voltage (LiHv) อยู่ที่ (0% – 100% ~2.9V – 4.35V)

รูปที่ 8 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณพลังงานที่เหลืออยู่ในแบตเตอรี่ (DOD-1-SOC) และแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ที่ได้จากการประมาณค่า



รูปที่ 8 Discharge curve จากการประมาณค่า

4. การพัฒนาแบบจำลองการทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่

การทำนายแรงบิดและความเร็วรอบของใบพัดจากข้อมูลเบื้องต้น คือ แรงขับจากใบพัด และขนาดและมุมของใบพัด โดยตรงจำเป็นต้องใช้สมการประมาณค่า

ที่ซับซ้อน ในการศึกษานี้ข้อมูลเบื้องต้นจะถูกใช้เพื่อประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงขับซึ่งเป็นคุณลักษณะเฉพาะของใบพัดก่อนสมการพหุนามอาจถูกใช้เพื่อหาค่าประมาณของสัมประสิทธิ์แรงขับจากข้อมูลเบื้องต้นดังสมการ

$$C_T = A_1 + B_1 \frac{1}{R_r} + C_1 \frac{\theta_{0.75}}{R_r} + f_1(T, R_r, \theta_{0.75}) \quad (29)$$

โดย A_1, B_1, C_1 คือ ค่าคงที่ในสมการประมาณค่า และ f_1 คือ สมการพหุนามสำหรับการประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงขับเพื่อปรับปรุงตามชุดข้อมูลการทดสอบ ซึ่งค่าคงที่ของสมการพหุนามอาจหาค่าได้จากชุดข้อมูลการทดสอบด้วยวิธี least-square

จากค่าสัมประสิทธิ์แรงขับ ความเร็วรอบและแรงบิดของใบพัด สามารถหาค่าได้จากสมการ

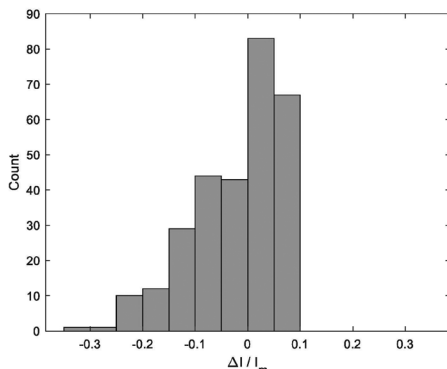
$$\omega = \sqrt{\frac{T}{C_T \rho \pi R_r^4}}, \tau = \frac{1}{FM} \sqrt{\frac{T^3}{2 \rho \pi R_r^2}} \quad (30)$$

โดย $FM \sim FM_{average}$

การทำนายขนาดกระแสไฟฟ้าที่ระบบมอเตอร์ต้องการจากข้อมูลเบื้องต้น คือ แรงบิดและความเร็วรอบของใบพัด แรงดันไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ และค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วของมอเตอร์ไฟฟ้า สามารถทำได้โดยทำนายสัดส่วนแรงบิดจากสัดส่วนความเร็วรอบในรูปแบบดังสมการ

$$\hat{t} = \frac{\tau}{K_t i} = f_2 \left(\frac{\omega}{K_v V_b} \right) = A_2 + B_2 \left(\frac{\omega}{K_v V_b} \right)^{C_2} \quad (30)$$

โดย f_2 คือ สมการพหุนามสำหรับการประมาณค่า และ A_2, B_2, C_2 คือ ค่าคงที่ในสมการประมาณค่า จากนั้นจึงคำนวณหาค่ากระแสไฟฟ้าจาก $i = \tau / K_t \hat{t}$



รูปที่ 9 ความผิดพลาดจากการประมาณค่ากระแสไฟฟ้าจากชุดข้อมูลการทดสอบ

รูปที่ 9 แสดงความผิดพลาดจากการประมาณค่ากระแสไฟฟ้าโดยใช้ชุดข้อมูลการทดสอบ จากรูปพบว่า มีผลการทำนายขนาดกระแสไฟฟ้าที่มีความผิดพลาดในช่วง $\pm 5\%$ เป็นจำนวน 43.5% ของจำนวนชุดข้อมูลทั้งหมด และมีความผิดพลาดในช่วง $\pm 10\%$ เป็นจำนวน 81.9% ของจำนวนชุดข้อมูลทั้งหมด โดยมีค่า Root Mean Square Error เท่ากับ 8.59%

คุณลักษณะเฉพาะของเซลล์แบตเตอรี่อาจประมาณค่าได้จากความจุไฟฟ้าที่ระบุ (Rating Capacity) และจำนวนเซลล์แบตเตอรี่ ดังสมการที่ (19) เพื่อใช้หาการเปลี่ยนแปลงของ SOC หลังจากการจ่ายกระแสไฟฟ้าโดยใช้สมการที่ (20) และหาแรงดันไฟฟ้าคงเหลือจากสมการที่ (22) แรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่เป็นผลคูณระหว่างแรงดันไฟฟ้าจากเซลล์แบตเตอรี่คูณกับจำนวนเซลล์ภายในแบตเตอรี่

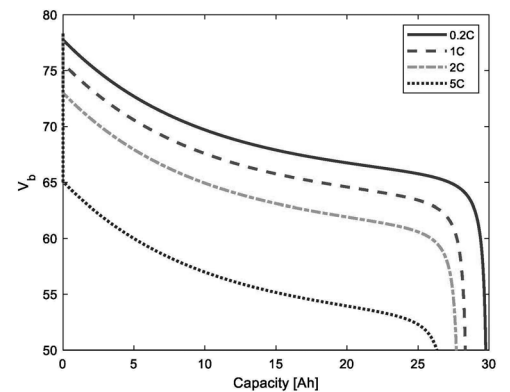
การทดสอบการทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด ทำโดยใช้ข้อมูลอากาศยานที่มีจำหน่ายในท้องตลาด ตารางที่ 4 แสดงข้อมูลของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดจากผู้จัดจำหน่ายและการทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่จากแบบจำลองที่พัฒนาขึ้น โดยรูปที่ 10-11 แสดงผลในการประมาณค่าจากแบบจำลอง รูปที่ 10 แสดงการประมาณค่า Discharge curve ของแบตเตอรี่ LiPo High-Voltage ขนาด 18S ความจุไฟฟ้า 30 แอมป์-ชั่วโมง (Ah) สำหรับการจ่ายกระแสไฟฟ้าระดับต่าง ๆ กัน โดยอ้างอิง Discharge curve ของเซลล์แบตเตอรี่ตามรูปที่ 8

รูปที่ 11 แสดงผลการประมาณค่าแรงดันไฟฟ้ากระแสไฟฟ้า และ SOC ของแบตเตอรี่ที่อากาศยานไร้คนขับที่ไม่มีส้อมภาระ (ตามตารางที่ 4) ใช้ในการบินลอยนิ่งอยู่กับที่ จากรูปพบว่าแบตเตอรี่มีการจ่ายกระแสไฟฟ้าในช่วง 2C-3C หากพิจารณากรณีที่ทำการบินด้วยพลังงานในแบตเตอรี่ทั้งหมด (SOC=0) สามารถทำนายระยะเวลาสูงสุดได้ 22.06 นาที หากพิจารณากรณีที่ทำการบินจนกระทั่งเหลือพลังงานในแบตเตอรี่ 20% (SOC = 0.2) สามารถทำนายระยะเวลาบินได้ 18.21 นาที ซึ่งใกล้เคียงกับระยะเวลาบินที่ผู้ผลิตแนะนำที่ 17.5 นาที (อ้างอิงตามคำแนะนำในการใช้งานอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดของผู้ผลิตที่ให้ลงจอดเมื่อพลังงานในแบตเตอรี่เหลือน้อยกว่า 20%) โดยมีความผิดพลาดในการทำนาย 4% จากการใช้อำนาจสัมประสิทธิ์ของ Peukert เท่ากับ 1.03 และค่าประสิทธิภาพ

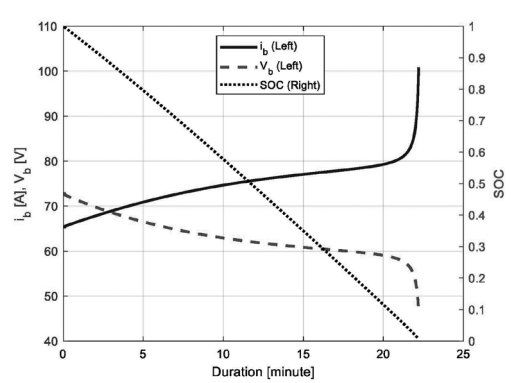
ของแบตเตอรี่ ($\eta_{battery}$) เท่ากับ 99.6% และไม่ได้คำนึงถึง การสูญเสียพลังงานที่เกิดขึ้นได้จากปัจจัย อาทิ การสูญเสีย พลังงานจากการควบคุม การสูญเสียพลังงานในระบบไฟฟ้า การสูญเสียจากแรงต้านอากาศของโครงสร้าง เป็นต้น หากพิจารณากรณีที่ทำการบินโดยมีสัมภาระบรรทุกน้ำหนัก 20 กก. สามารถทำนายระยะเวลาบิน (SOC=0.2) ได้ 10.18 นาที และหากทำการเพิ่มจำนวนแบตเตอรี่ขึ้นอีก 1 ก้อน และ 2 ก้อน สามารถทำนายระยะเวลาการบินเพิ่มได้ เป็น 16.48 นาที และ 20 นาที ตามลำดับ

ตารางที่ 4 ข้อมูลคุณลักษณะทั่วไปจากผู้จัดทำหน่วยอากาศยาน ไร้คนขับแบบหลายใบพัด และการทำนายขีดความสามารถ ในการบินอยู่กับที่จากแบบจำลองที่พัฒนาขึ้น

คุณลักษณะทั่วไป	ค่าระบุ
น้ำหนักอากาศยานรวม [กิโลกรัม]	51.4
น้ำหนักบรรทุกสูงสุด [กิโลกรัม]	50
จำนวนใบพัด 56x20	4
แบตเตอรี่ LiPo High-Voltage	18S
ความจุไฟฟ้า [Ah]	30
ความสามารถในการจ่ายกระแส	25C
น้ำหนักแบตเตอรี่ [กิโลกรัม]	13.5
ขนาดใบพัด	56x20
สัมประสิทธิ์ความเร็วของมอเตอร์	45Kv
ระยะเวลาบินลำเปล่าที่แนะนำ [นาที]	17.5
ทำนายระยะเวลาบินถึง SOC=0.2	18.21
ทำนายประมาณระยะเวลาบินสูงสุด	22.06



รูปที่ 10 การประมาณค่า Discharge curve ของแบตเตอรี่ LiPo High-Voltage 18S ความจุไฟฟ้า 30 Ah



รูปที่ 11 ผลการประมาณค่าความดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า จากแบตเตอรี่ที่อากาศยานไร้คนขับในการทดสอบใช้ ในการบินลอยนึ่งอยู่กับที่

5. บทสรุปและข้อเสนอแนะเพิ่มเติม

บทความนี้ได้นำเสนอกระบวนการพัฒนาแบบจำลองทั่วไปเพื่อทำนายขีดความสามารถในการบินอยู่กับที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดที่มีน้ำหนักมากกว่า 25 กิโลกรัม จากข้อมูลเบื้องต้น อาทิ น้ำหนักรวมของอากาศยาน จำนวนใบพัด ขนาดและมุมของใบพัด ค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วของมอเตอร์ ชนิดและจำนวนเซลล์แบตเตอรี่ และความจุไฟฟ้าของแบตเตอรี่ โดยการวิเคราะห์หาค่ากลางคุณลักษณะเฉพาะของระบบใบพัด มอเตอร์ไฟฟ้า และแบตเตอรี่ โดยแบบจำลองทั่วไปนี้สามารถใช้ในการทำนายระยะเวลาในการบินนิ่งอยู่กับที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด ที่มีน้ำหนักมากกว่า 25 กก. เบื้องต้นได้ ในกรณีที่มีข้อมูลจำกัดได้ และสามารถปรับใช้กระบวนการเพื่อทำให้ได้แบบจำลองที่มีความแม่นยำในการทำนายมากยิ่งขึ้นหากเข้าถึงข้อมูลเฉพาะของระบบย่อยได้ โดยแบบจำลองที่พัฒนาขึ้นนี้สามารถนำไปใช้สำหรับการวิเคราะห์เพื่อเลือกใช้งานอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัดหรือการปรับแต่งระบบย่อยภายในให้มีเหมาะสมกับการกิจ รวมทั้งสามารถนำไปใช้สำหรับการวางแผนภารกิจที่เกี่ยวข้องได้ต่อไป

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] Anderson, J.D., Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, New York, 1999.
- [2] Gaurav Nanda and Narayan C. Kar. "A Survey and Comparison of Characteristics of Motor Drives Used in Electric Vehicles". Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering. 2006.
- [3] S. Rambabu, "Modeling and Control of a Brushless DC Motor," M.S. thesis, Dept. of Electrical Engineering, NIT Rourkela, Odisha, India, 2007.
- [4] C. C. Chan, "Present status and future trends of electric vehicles," 1993 2nd International Conference on Advances in Power System Control, Operation and Management, APSCOM-93., Hong Kong, 1993, pp. 456-469 vol.1.
- [5] Prohelion. "WaveSculptor 22 Motor Controller User' s Manual." prohelion.com. https://docs.prohelion.com/Motor_Controllers/WaveSculptor22/User_Manual/Cooling.html (accessed Sep. 1, 2025).
- [6] A. Gong and D. Verstraete, "Development of a dynamic propulsion model for electric UAVs," 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Cairns, Australia, 25-27 November 2015.
- [7] Y. Chen, E. Macii and M. Poncino, "Frequency domain characterization of batteries for the design of energy storage subsystems," 2016 IFIP/ IEEE International Conference on Very Large Scale Integration (VLSI-SoC), Tallinn, Estonia, 2016, pp. 1-6.
- [8] N. Omar, P. V. D. Bossche, T. Coosemans, and J. V. Mierlo, "Peukert Revisited—Critical Appraisal and Need for Modification for Lithium-Ion Batteries", Energies, Vol 6, No. 11, pp.5625-5641. 2013.
- [9] O. Tremblay and L.A. Dessaint, "Experimental validation of a battery dynamic model," World Electr Veh J. 3. 1-10. 2009.
- [10] A. Foles, L. Fialho, P. Horta, M. Collares-Pereira, "Validation of a lithium-ion commercial battery pack model using experimental data for stationary energy management application," Open Res Eur, 2022 Jun 10;2:15.
- [11] E. Raszmann, K. Baker, Y. Shi, and D. Christensen, "Modeling Stationary Lithium-Ion Batteries for Optimization and Predictive Control," in the IEEE Power and Energy Conference, Champaign, Illinois, USA, February 23-24, 2017.
- [12] Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant, FAA-H-8083-32B, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, 2023
- [13] J Susi, K. E. Unt, S Heering, "The Efficiency of Drone Propellers—A Relevant Step Towards Sustainability," Engineering Proceedings. 2025; 90(1):89.
- [14] Hobbywing. "HW-X11-18S Technical Parameters." hobbywing.com. [https:// www.hobbywing.com/en/products/xrotor-x11-14s--18s114](https://www.hobbywing.com/en/products/xrotor-x11-14s--18s114) (accessed Sep. 1, 2025).
- [15] Ufine. "Useful Overview of Lipo Battery Voltage." ufinebattery.com. <https://www.ufinebattery.com/blog/useful-overview-of-lipo-battery-voltage/>