

การทดสอบและศึกษาสมรรถนะใบพัดขณะบินลอยตัวภายใต้สภาวะที่ได้รับผลกระทบจากพื้น Experimental Study of Hovering Rotor Performance with Ground Effect

เอกพล ใบโพธิ์¹, และ จิรวุฒิ คล่องตรวจโรค์^{2*}

^{1,2}กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

Aekkapol Baipho¹ and Jiravud Klongtrujrok^{2*}

^{1,2}Aeronautical Engineering and Aviation Technology Division, Academic Faculty, Navaminda Kasatriyadhiraj

Royal Thai Air Force Academy

jiravud@rtaf.mi.th

Received 14 January 2025

Revised 20 September 2025

Accepted 05 August 2025

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้มุ่งเน้นการศึกษาคุณลักษณะและวิเคราะห์สมรรถนะการบินลอยตัวภายใต้ผลกระทบจากพื้นของใบพัด T-Motor สองขนาด คือ 40" × 13.1" และ 36" × 11.5" ซึ่งมีความสำคัญอย่างยิ่งต่อการปฏิบัติการกู้ภัยของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง (VTOL Aircraft) การทดลองดำเนินการที่ความเร็วรอบต่างๆ ในช่วงค่าเรย์โนลด์ระหว่าง 6.49×10^5 ถึง 1.64×10^6 โดยศึกษาผลกระทบจากพื้นดินที่อัตราส่วนความสูงต่อรัศมี (z/R) เท่ากับ 1, 1.5, 2, 2.5 และ 3 ที่ความเร็วรอบ 1,182 ถึง 3,607 รอบต่อนาที ผลการทดสอบชี้ให้เห็นว่าใบพัดขนาด 40 นิ้วมีสมรรถนะการบินลอยตัวที่ดีกว่าใบพัดขนาด 36 นิ้ว เมื่อเปรียบเทียบกับข้อมูลสมรรถนะของ T-Motor และผลการวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีเบลตเอเลเมนต์โมเมนต์ (BEMT) โดยมีค่าคุณภาพคำตอบ (Figure of Merit) สูงสุดเท่ากับ 0.42 ที่ความเร็วรอบ 2,365 RPM และระยะ z/R เท่ากับ 3 อย่างไรก็ตาม แนวโน้มผลกระทบจากพื้นดินที่ได้จากการทดลองไม่ได้สอดคล้องกับที่คาดการณ์ไว้ตามทฤษฎี เมื่อเปรียบเทียบกับข้อมูลสมรรถนะของ T-Motor และผลจาก BEMT ซึ่งอาจมีสาเหตุจากความปั่นป่วนของอากาศระหว่างการทดลองและการสูญเสียกำลังในการส่งถ่ายไปยังใบพัด

คำสำคัญ: ผลกระทบจากพื้น, ทฤษฎีโมเมนต์, สมรรถนะใบพัด

Abstract

The hovering performance of two T-Motor propellers, sized 40" × 13.1" and 36" × 11.5", under the influence of ground effect was experimentally investigated. This study is critical for understanding the operational capabilities of Vertical Takeoff and Landing (VTOL) aircraft in rescue missions. Experiments were conducted across a Reynolds number range of 6.49×10^5 to 1.64×10^6 , with rotor speeds varying from 1,182 to 3,607 rpm, and at height-to-radius ratios (z/R) of 1, 1.5, 2, 2.5, and 3 to assess ground effect. The results revealed that the 40-inch propeller outperformed

the 36-inch variant in hovering, achieving the maximum Figure of Merit of 0.42 at 2,365 RPM and a z/R of 3. Notably, the experimentally observed trends in ground effect deviated from theoretical predictions. Comparisons with both the manufacturer's (T-Motor) performance data and Blade Element Momentum Theory (BEMT) analysis indicated a tendency for the experimental values, suggesting potential impacts from air turbulence during testing and power transmission inefficiencies to the propellers.

Keywords: Ground Effect, Momentum Theory, Rotor Performance.

1. บทนำ

ผลกระทบจากพื้น (Ground Effect) มีความสำคัญต่อสมรรถนะของอากาศยาน [1] โดยเฉพาะในระหว่างการวิ่งขึ้นและลงจอดในบริเวณที่ใกล้ภูเขา ฝิวน้ำทะเล หรือพื้นคอนกรีต ซึ่งเกิดจากปฏิสัมพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic Interaction) [2] อากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง (VTOL Aircraft) ที่ต้องอาศัยการบินลอยตัวได้รับผลกระทบโดยตรงต่อแรงขับและประสิทธิภาพของใบพัด การศึกษาสมรรถนะของใบพัดภายใต้ผลกระทบจากพื้นมักดำเนินการโดยปรับเปลี่ยนมุม รูปร่าง [3] หรือจำนวนกลีบพัด [4] รวมถึงระยะความสูงของใบพัดจากพื้นอ้างอิงเพื่อวิเคราะห์ประสิทธิภาพ [5] อย่างไรก็ตาม งานวิจัยส่วนใหญ่มุ่งเน้นไปที่ใบพัดขนาดเล็ก ทั้งที่ในความเป็นจริง VTOL Aircraft มักใช้ใบพัดขนาดปานกลางถึงขนาดใหญ่ อีกทั้งใบพัดเหล่านี้มักเป็นแบบมุมพิตช์คงที่ (Fixed-Pitch) ซึ่งต้องเพิ่มแรงขับและกำลังผ่านการปรับความเร็วรอบ ที่ผ่านมายังไม่มีการศึกษาสมรรถนะของใบพัดประเภทนี้ที่เปลี่ยนแปลงตามความเร็วรอบ [6] อีกทั้งการวิเคราะห์ส่วนใหญ่ใช้ค่าจากผลการทดสอบโดยตรง [7, 8] โดยไม่ได้คำนึงถึงกลไกการสร้างแรงขับของใบพัด [9] ส่งผลให้เกิดช่องว่างขององค์ความรู้

ดังนั้นงานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบและวิเคราะห์สมรรถนะของใบพัด T-Motor ขนาด 40 นิ้ว และ 36 นิ้ว แบบมุมพิตช์คงที่ ทั้งในสถานะที่ไม่มีและมีผลกระทบจากพื้น โดยพิจารณาการเปลี่ยนแปลงของความเร็วรอบ และเปรียบเทียบผลที่ได้กับข้อมูลสมรรถนะของ T-Motor และทฤษฎีเบลตเอเลเมนต์โมเมนตัม (BEMT: Blade Element Momentum Theory) นอกจากนี้จะกล่าวถึงขอบเขตการวิจัย ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง การดำเนินงานวิจัยที่ประกอบด้วย การสร้างแท่นทดสอบ ติดตั้งระบบขับเคลื่อนและระบบวัดค่า พร้อมใช้ทฤษฎีโมเมนตัม (Momentum Theory) วิเคราะห์สมรรถนะของใบพัด [10] ผลลัพธ์ที่ได้จะช่วยในการเลือกใช้ใบพัดที่มีประสิทธิภาพสูงสุดสำหรับอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งภายใต้ผลกระทบจากพื้น ต่อไปจะพูดถึงขอบเขตงานวิจัย และทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2. ขอบเขตงานวิจัย

2.1.1 ศึกษาเฉพาะคุณลักษณะแรงขับ (Thrust) และกำลัง (Power) ของใบพัดเดี่ยว (Single Rotor) เฉพาะในสถานะการสร้างแรงขับแนวดิ่งสำหรับการบินลอยตัว (Hovering Flight)

2.1.2 ศึกษาผลกระทบจากพื้น (In Ground Effect) ที่เกิดจากอัตราส่วนความสูงของใบพัดเทียบกับแผ่นพื้นอ้างอิงต่อรัศมี (z/R) และการเปลี่ยนแปลงของความเร็วรอบของมอเตอร์ (RPM)

2.1.3 เปรียบเทียบประสิทธิภาพใบพัด (Figure of Merit) ระหว่างสภาวะที่มีผลกระทบจากพื้น (IGE) และสภาวะที่ไม่มีผลกระทบจากพื้น (OGE)

2.1.4 ไม่รวมการศึกษาพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ เช่น การไหลปั่นป่วนรอบจานใบพัด (Rotor Wake) และการไหลวนที่ปลายกลีบใบพัด (Blade Tip Vortices)

2.1.5 ไม่มีกลไกการเอียงของใบพัด (No Tilt Mechanism)

3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

หัวข้อนี้จะพูดถึงทฤษฎีที่นำไปใช้ในการทดสอบและวิเคราะห์ของใบพัดอากาศยานปีกหมุน ประกอบไปด้วย ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์และสมรรถนะของอากาศยานปีกหมุน และทฤษฎีผลกระทบจากพื้น ดังนี้

3.1 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์และสมรรถนะของอากาศยานปีกหมุน

ในการทดสอบใบพัดปีกหมุนนั้นมีเงื่อนไขทางการบินคือ การบินแบบลอยตัว เมื่อแรงขับและน้ำหนักมีขนาดเท่ากันในแนวดิ่ง แต่มีทิศตรงกันข้ามเพื่อรักษาสมดุลของแรงทั้งสองชนิด โดยจะใช้ทฤษฎีในการวิเคราะห์สมรรถนะใบพัด คือ สมการพื้นฐานทางอากาศพลศาสตร์ และทฤษฎีโมเมนตัม [10]

3.1.1. ทฤษฎีโมเมนตัม

ทฤษฎีโมเมนตัมได้ถูกนำมาใช้ในการวิเคราะห์แรงขับ เนื่องจากการไหลผ่านระบบที่สนใจ หรือ ปริมาตรควบคุมที่กำหนด (Control Volume: CV) ในกรณีของอากาศยานปีกหมุนได้นำทฤษฎีนี้มาวิเคราะห์เพื่อหาแรงขับที่เกิดขึ้น โดยตั้งสมมติฐานของทฤษฎีดังกล่าว คือ มีการไหลแบบสม่ำเสมอ (Uniformed Flow) การไหลแบบคงตัว (Steady Flow) และไม่มีมีการไหลแบบปั่นป่วนเมื่อผ่านแผ่นจานใบพัด (Rotor Disk Plane) ในการคำนวณใบพัดนั้นจะพิจารณากระแสอากาศจากหยุดนิ่ง รับอากาศผ่านแผ่นจานปีกหมุน ทำให้เกิดความเร็วเหนี่ยวนำ (Induced Velocity) เมื่ออากาศผ่านแผ่นจานจะมีความเร็วเป็นสองเท่าของความเร็วเหนี่ยวนำ เรียกว่า อากาศไหลวนที่ไกลจากใบพัด (Far Wake) [10] ส่งผลให้มีการเปลี่ยนแปลงของโมเมนตัมขณะที่กระแสอากาศผ่านแผ่นจานเปรียบเทียบกับก่อนรับอากาศเข้า จะทำให้สามารถหาแรงขับ (Thrust) ได้ และอัตราการไหลของอากาศที่วิ่งผ่านแผ่นจานนั้นสามารถหาด้วยสมการความต่อเนื่อง (Continuity Equation) ซึ่งมีผลจากอัตราการไหลของมวล ตามสมการที่ 1 จะพิจารณาอากาศขณะเคลื่อนที่ผ่านแผ่นจาน จะได้ความสัมพันธ์คือ ความหนาแน่นของอากาศ พื้นที่ของแผ่นจาน และความเร็วเมื่อผ่านแผ่นจาน ซึ่งเป็นความเร็วเหนี่ยวนำจากสมการที่ 2 เมื่อย้ายข้างตัวแปรแล้ว จะสามารถจัดให้อยู่ในรูปของความเร็วเหนี่ยวนำได้ ในกรณีการบินแบบลอยตัว แรงขับจะเท่ากับน้ำหนักวิ่งขึ้น (Takeoff Weight: W_{TO}) ของอากาศยานปีกหมุน เมื่อต้องการหาค่ากำลังจะใช้กฎอนุรักษ์พลังงาน (Conservation of Energy) ในการคำนวณกำลังในอุดมคติ (Ideal Power) ตามสมการที่ 3 โดยหมายถึงกำลังที่เกิดขึ้นโดยไม่คำนึงถึงผลของความหนืด (Viscous Effects) จะสามารถเขียนสมการกำลังได้ว่า

$$T = \dot{m}w = (\rho A v_i)(2v_i) \quad (1)$$

$$v_i = \sqrt{\left(\frac{T}{A}\right) \frac{1}{2\rho}} = \frac{P}{T} = (PL)^{-1} \quad (2)$$

$$P_i = T v_i = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (3)$$

T = แรงขับ หน่วย นิวตัน (N)

A = พื้นที่แผ่นจาน หน่วย ตารางเมตร (m^2)

$\frac{T}{A}$ = ภาระแผ่นจาน หน่วย นิวตันต่อตารางเมตร (N/m^2)

ρ = ความหนาแน่นของอากาศเทียบระดับน้ำทะเล หน่วย กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร (kg/m^3)

v_i = ความเร็วเหนี่ยวนำ หน่วย เมตรต่อวินาที (m/s)

PL = ภาระกรรมกำลัง หน่วย นิวตันต่อวัตต์ (N/Watt)

คุณลักษณะของใบพัดเบื้องต้น เช่น เส้นผ่านศูนย์กลางของแผ่นจานปีกหมุน ความยาวคอर्ड และจำนวนกลีบใบพัด สามารถนำมาเทียบอัตราส่วนระหว่างพื้นที่กลีบใบพัดทั้งหมดต่อแผ่นจานใบพัด เรียกว่า ค่าความตันของใบพัด (Rotor Solidity) เพื่อใช้ในการวิเคราะห์สมรรถนะของใบพัด ค่าทั่วไปของใบพัดเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้อยู่ระหว่าง 0.07 ถึง 0.12 จะได้ว่า

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (4)$$

N_b = จำนวนกลีบใบพัด

c = ความยาวคอर्डกลีบใบพัด หน่วย เมตร (m)

R = รัศมีกลีบใบพัด หน่วย เมตร (m)

σ = อัตราส่วนระหว่างพื้นที่กลีบใบพัดทั้งหมดต่อแผ่นจานใบพัด

3.1.2. การวิเคราะห์สมรรถนะของใบพัด

เพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณตัวแปรต่างๆ จะถูกจัดอยู่ในรูปแบบของตัวแปรสัมประสิทธิ์ไร้หน่วย ในส่วนที่เป็นสมรรถนะของใบพัดจะใช้เป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงขับ (C_T) สัมประสิทธิ์แรงบิด (C_Q) และสัมประสิทธิ์กำลัง (C_P) โดยที่จะต้องทราบความเร็วรอบ (RPM) ของใบพัด เพื่อที่หาความเร็วที่ปลายกลีบใบพัด (Blade Tip Speed) ได้ตามสมการด้านล่าง

$$C_T = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2} \quad (5)$$

$$C_Q = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2 R} \quad (6)$$

$$C_P = \frac{T}{\rho A V_{tip}^3} \quad (7)$$

V_{tip} = ความเร็วปลายกลีบใบพัด หน่วย เมตรต่อวินาที (m/s)

Q = แรงบิด หน่วย นิวตัน-เมตร (N-m)

P = กำลัง หน่วย วัตต์ (Watt)

C_T = ค่าสัมประสิทธิ์แรงขับ

C_Q = ค่าสัมประสิทธิ์แรงบิด

C_P = ค่าสัมประสิทธิ์กำลัง

ในการพิจารณาสมรรถนะแรงขับในการบินลอยตัวของเฮลิคอปเตอร์ที่ดีจะใช้ตัวชี้วัดด้วยค่าคุณภาพของคำตอบซึ่งนิยามคือ อัตราส่วนระหว่างกำลังที่ต้องการแบบอุดมคติต่อกำลังที่ต้องการแบบใช้งานจริงขณะบินลอยตัวในกรณีทีวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีโมเมนตัมจะมีค่าน้อยกว่าหรือเท่ากับหนึ่งเสมอ สมการค่าคุณภาพคำตอบสามารถเขียนได้ว่า

$$FM = \frac{C_{P_{ideal}}}{C_{P_{actual}}} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{kC_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{1}{8}\sigma C_{d_0}} \quad (8)$$

จะได้ว่า

FM = ค่าคุณภาพคำตอบ

k = ค่าปัจจัยปรับปรุงกำลังเหนี่ยวนำ

C_{d_0} = ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเมื่อแรงยกเท่ากับศูนย์

ค่าปัจจัยปรับปรุงกำลังเหนี่ยวนำ (Induced Power Correction Factor หรือ Induced Power Factor) นั้น ได้มาจากการทดสอบใบพัดหรือการทดสอบในขณะบินจริง ซึ่งค่าดังกล่าวนี้บ่งบอกถึงความเป็นอุดมคติ ไม่ว่าจะเป็น การไหลที่ไม่สม่ำเสมอ การสูญเสียที่ปลายปีกของใบพัด หรือการเกิดกระแสวน กรณีค่า k มีค่าเท่ากับ 1 นั้นหมายความว่า ไม่มีการสูญเสียที่เกิดขึ้นจากการเหนี่ยวนำในอุดมคติ และโดยทั่วไป ค่า k เท่ากับ 1.15 ใช้ในกรณีมีการสูญเสียแบบไม่เป็นอุดมคติ (Non-ideal Losses) ในส่วน of ค่าสัมประสิทธิ์กำลังติดตัว เมื่อไม่ทราบค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่แรงยกเท่ากับศูนย์ (C_{d_0}) ซึ่งเกิดจากแรงต้านของรูปร่างต่างๆ ตั้งสมมติฐานว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่แรงยกเท่ากับศูนย์เท่ากับ 0.01 เป็นข้อมูลจากสไลด์ใบพัดที่ใช้โดยทั่วไป

3.2 ผลกระทบจากพื้น (Ground Effects)

ผลกระทบจากพื้นเป็นพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่มีความซับซ้อนที่ทำให้เงื่อนไขการบินมีความซับซ้อน โดยส่งผลให้แรงยกมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อบินอยู่ใกล้พื้นมากขึ้นในกรณีของอากาศยานปีกหมุนและอากาศยานปีกตรึง เกิดจากการที่อากาศถูกเหนี่ยวนำมากขึ้นเข้าสู่ใบพัดเพื่อสร้างแรงขับ ซึ่งทำให้ปริมาณกระแสอากาศไหลวนที่เกิดขึ้นที่ปลายใบพัดนั้นลดลง เนื่องจากอยู่ใกล้บริเวณพื้นทำให้มุมปะทะที่เกิดจากใบพัดนั้นไม่มีความเร็วเหนี่ยวนำเกิดขึ้นเมื่อวิ่งผ่านโรเตอร์ ทำให้แรงขับจึงเพิ่มขึ้นด้วยกำลังคงที่ดังสมการต่อไปนี้ [7, 10]

$$\frac{T_{IGE}}{T_{OGE}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{R}{4z}\right)^2} \quad (9)$$

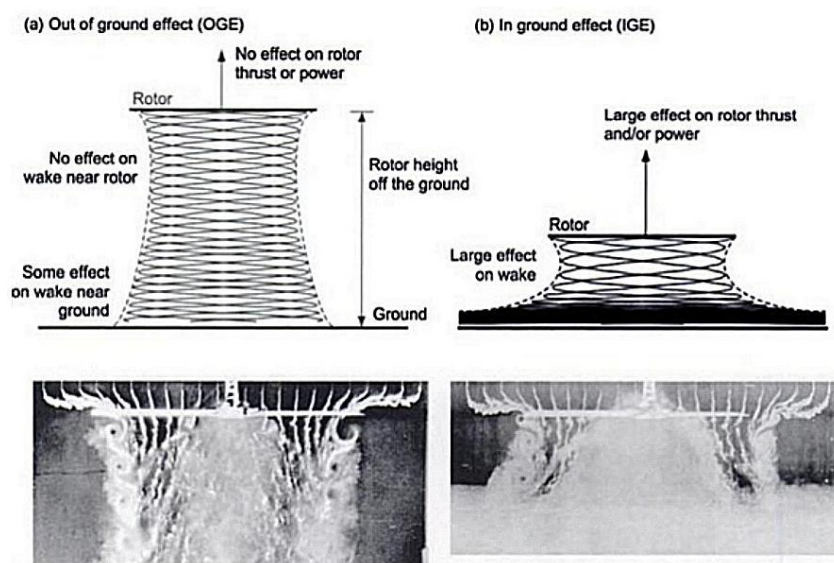
มีความหมายว่า

Z = ระยะความสูงระหว่างพื้นเทียบกับใบพัด หน่วย เมตร (m)

T_{IGE} = แรงขับที่มีผลจากผลกระทบจากพื้น

T_{OGE} = แรงขับที่ไม่มีผลจากผลกระทบจากพื้น

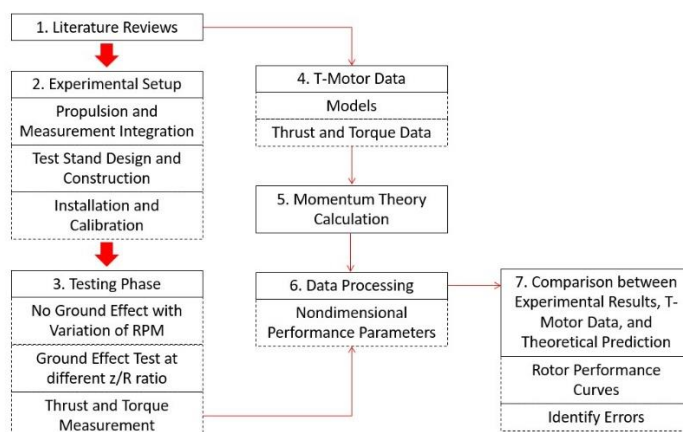
รูปที่ 1 แสดงภาพการไหลของอากาศไหลวนที่มีผลกับระดับความสูงที่เมื่ออยู่ไกลพื้น และเมื่ออยู่ใกล้พื้นมีผลที่ทำให้แรงขับเพิ่มขึ้นเนื่องจากอากาศมีปฏิสัมพันธ์กับพื้นมากขึ้นจากการไหลในแนวตั้งไปสู่การไหลตามแนวเดียวกับพื้น



รูปที่ 1 การแสดงภาพของวิถีอากาศไหลวนของความสูงที่แตกต่างกัน (แหล่งอ้างอิง [5])

4. การดำเนินการวิจัย

รูปที่ 2 ได้แสดงถึงภาพรวมการดำเนินการ ซึ่งจะต้องทำการทบทวนวรรณกรรม และสำรวจข้อมูลใบพัดของ T-Motor เพื่อที่จะใช้ในการเลือกชุดระบบขับเคลื่อนและระบบเครื่องมือวัดที่ใช้ในการทดสอบ จากนั้นพิจารณาการออกแบบ และการสร้างแท่นทดสอบพร้อมกับติดตั้งแท่นทดสอบ ต่อไปเป็นส่วนของการทดสอบโดยมีการทดสอบตามความเร็วรอบและระยะความสูงเพื่อเก็บค่าแรงขับและแรงบิด และวิเคราะห์ข้อมูลสมรรถนะตามข้อมูลจาก T-Motor และข้อมูลในการทดสอบให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ ควบคู่กับการใช้การคำนวณด้วยทฤษฎีโมเมนตัม เพื่อใช้ในการเปรียบเทียบสมรรถนะระหว่างผลการทดสอบ สมรรถนะของ T-Motor และการใช้ทฤษฎีโมเมนตัมในการพิจารณาผลกระทบจากพื้น

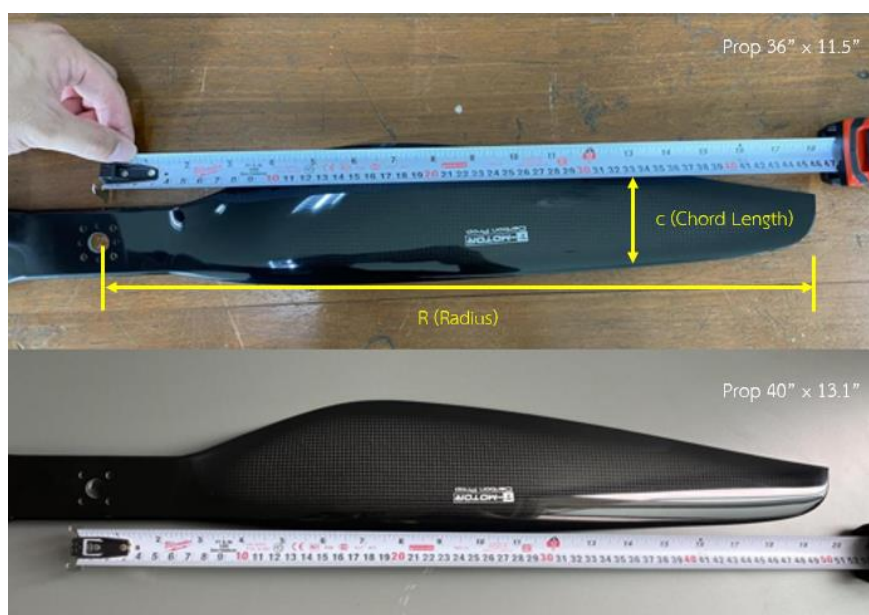


รูปที่ 2 ภาพรวมการดำเนินการ

ข้อมูลอ้างอิงเพื่อใช้ในการทดสอบใบพัดใช้ข้อมูลของ T-Motor เป็นผู้ผลิตมอเตอร์และใบพัดสำหรับอากาศยานไร้คนขับ ซึ่งถูกนำไปใช้ในการติดตั้งระบบขับเคลื่อนในด้านอุตสาหกรรมการบิน เช่น อากาศยานที่มีคนขับ (Manned Aircraft) อากาศยานไร้คนขับ (UAV) อากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง (VTOL) เป็นต้น ซึ่งประกอบไปด้วยข้อมูลสมรรถนะด้านแรงขับ แรงบิด และกำลัง ตามความเร็วรอบต่างๆ และข้อมูลใบพัดที่เหมาะสมกับมอเตอร์ที่เลือกใช้ [11] รวมทั้งใบพัดแบบคาร์บอน-ไฟเบอร์ (Carbon Fiber Propeller) ได้ถูกนำมาใช้ในการทดสอบหาแรงขับ แรงบิดและกำลัง [12, 13] ในการเลือกขนาดของมอเตอร์นั้นเลือกจากการใช้ขนาดใหญ่ที่สุดของ T-motor คือ มอเตอร์รุ่น U15 II KV100 โดยมอเตอร์ที่เลือกใช้นั้นได้รับขนาดของใบพัดไว้ทั้งหมดมี 2 ขนาดคือ $40'' \times 13.1''$ และ $36'' \times 11.5''$ รวมทั้งขนาดแบตเตอรี่ที่ใช้เป็นแบบลิเทียมโพลิเมอร์ (LiPo) 6S, 16,000 mAh, 22.2 โวลต์, 25C ต่ออนุกรมจำนวน 2 ตัว และ T-Motor FLAME 200A, 14S Electronic Speed Controller (ESC) จากมอเตอร์ที่เลือกใช้ แต่ละอุปกรณ์ในส่วนนี้จะถูกนำไปใช้ในการออกแบบระบบขับเคลื่อน นอกจากนี้บอกถึงข้อมูลความเร็วรอบตั้งแต่ 50 เฟอร์เซ็นต์ จนถึง 100 เฟอร์เซ็นต์ ตามข้อมูลดังตารางที่ 1 สามารถนำมาวิเคราะห์ได้ 2 ส่วน คือ คุณสมบัติของใบพัดและสมรรถนะของใบพัดที่ได้ทดสอบเทียบระดับน้ำทะเล ในส่วนที่เป็นข้อมูลชนิดของใบพัดทั้งขนาด $40'' \times 13.1''$ และ $36'' \times 11.5''$ โดยทราบขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง ระยะพิทช์ ความยาวคอร์ดที่ได้จากการวัดที่ตำแหน่ง 75 เฟอร์เซ็นต์ ของรัศมีใบพัด ทำให้สามารถหาค่าความตันของใบพัด และอัตราส่วนระยะพิทช์ต่อเส้นผ่านศูนย์กลาง (Pitch-to-Diameter Ratio) และค่าคุณสมบัติอื่นๆ ได้

4.1. ข้อมูลคุณลักษณะของกลีบใบพัด

ใบพัดของ T-Motor ที่เลือกใช้ทั้งสองชนิดคือ $40'' \times 13.1''$ และ $36'' \times 11.5''$ ดังรูปที่ 3 เลขตัวแรก คือ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางคูณกับระยะพิทช์ที่กลีบใบพัดเคลื่อนที่ครบ 1 รอบ มีหน่วยเป็นนิ้ว เมื่อได้ขนาดของกลีบใบพัดต่างๆ แล้ว สามารถใช้การวัดเพื่อหาความยาวคอร์ดที่ตำแหน่ง 75 เฟอร์เซ็นต์ ของรัศมีกลีบใบพัดได้ และมีจำนวน 2 กลีบใบพัด ดังนั้นจะสามารถคำนวณหาค่าดังตารางที่ 1 จะเห็นได้ว่าค่าความตันของใบพัดมีค่าเท่ากันที่ 0.191 ป่งบอกถึงคุณลักษณะของใบพัดมีความเหมือนกัน เช่นเดียวกันกับค่าเรย์โนลด์ที่มีค่าใกล้เคียงกัน ให้มีการตั้งสมมติฐานว่าได้ทดสอบในสภาวะเดียวกัน



รูปที่ 3 ใบพัดขนาด 40" x 13.1" และ 36" x 11.5"

ตารางที่ 1 ข้อมูลคุณลักษณะใบพัดขนาด 40" x 13.1" และ 36" x 11.5"

Propeller	Pitch-to-Diameter Ratio (-)	Rotor Solidity $\sigma(-)$	Maximum Reynolds Number $Re_{max}(-)$
40" x 13.1"	0.3275	0.191	1,640,571
36" x 11.5"	0.3194	0.191	1,621,917

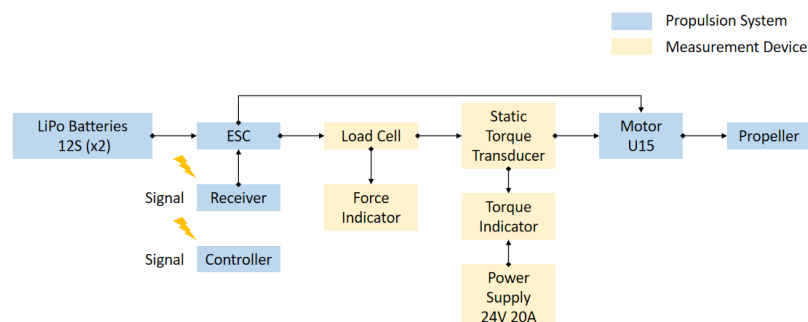
เมื่อวัดขนาดของใบพัดทั้ง 2 ชนิด การสร้างแรงขับของใบพัดได้คือ แรงยก ซึ่งเกิดจากลักษณะหน้าตัดของใบพัดที่เรียกว่า แพนอากาศ ซึ่งได้ทำการวัดเพื่อหาขนาดรูปร่างที่ใกล้เคียง โดยเปรียบเทียบที่ 75 เปอร์เซ็นต์ ของรัศมีใบพัด แพนอากาศของใบพัดแบบคาร์บอน-ไฟเบอร์ จะเลือกใช้แบบ NACA-0012 ซึ่งถูกใช้ในการทดสอบแรงขับ และกำลังของใบพัด [13]

4.2. ระบบขับเคลื่อนและเครื่องมือวัด

ข้อมูลจาก T-Motor หรือจากการทดสอบจะทราบค่า ความเร็วรอบ แรงขับ แรงบิด และกำลัง และอุปกรณ์ในการทดสอบจริงจำเป็นต้องมีอุปกรณ์เครื่องมือวัด จากข้อมูลของ T-Motor ค่าแรงดึงสูงสุดที่ใช้อยู่ที่ 37 kg และค่าแรงบิดสูงสุด 17.8 N-m เพื่อที่สามารถรับภาระการทดสอบได้

ในการเลือกเครื่องมือวัดเพื่ออ่านค่าและเก็บค่าสมรรถนะที่ได้พุดถึงในข้างต้น โดยใช้โหลดเซลล์ (Load Cell) และเซนเซอร์วัดแรงบิดสถิต (Static Torque Transducer) ในการอ่านค่าความเร็วรอบ แรงดึง และแรงบิดที่เกิดขึ้นจากตัวกลีบใบพัดและมอเตอร์ โหลดเซลล์ที่ใช้จะวัดค่าแรงดึงเพียงอย่างเดียวที่ทำให้ได้ค่าแรงขับออกมา ใช้แรงดึงสูงสุด 50 kg และมีค่าความละเอียดอยู่ที่ 0.005 N-m และเซนเซอร์วัดแรงบิดสถิตจะทำการอ่านค่าความเร็วรอบและแรงบิดจากการหมุนและแรงที่กลีบใบพัดกระทำกับมอเตอร์ มีค่าแรงบิดสูงสุดคือ 20 N-m ใช้ค่าความละเอียดอยู่ที่ 0.1 RPM และ 0.005 N-m ตามลำดับ ทั้งสองอุปกรณ์นั้นมีการรับแรงดึงและแรงบิดที่เพียงพอ นอกจากนี้มีการ

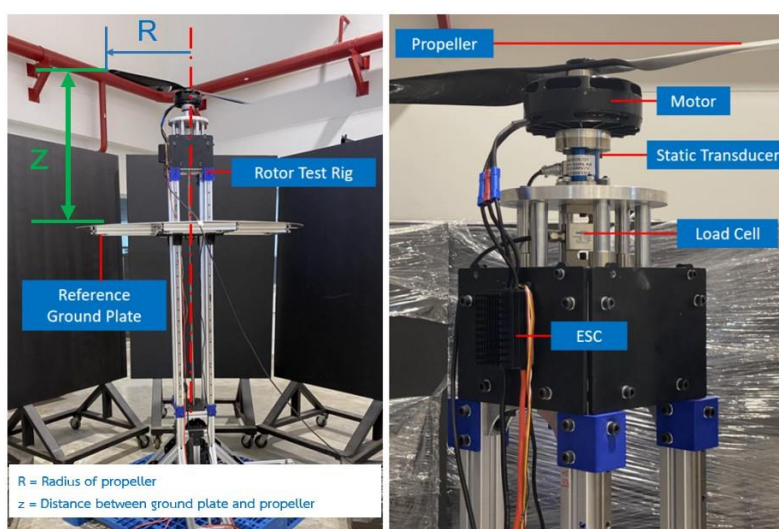
ทดสอบด้วยการสอบเทียบ (Calibration) ที่อุปกรณ์โหลดเซลล์และเซนเซอร์วัดแรงบิดสถิต [14, 15] ส่วนกำลังที่เกิดจากใบพัดนั้นสามารถทำการคำนวณได้เมื่อทราบความเร็วรอบและแรงบิดที่เกิดขึ้นตามรอบต่างๆ รูปที่ 4 จะแสดงวิธีการต่อวงจรขับเคลื่อนใบพัดทั้งหมดในขณะที่ใบพัดหมุน รวมถึงความสัมพันธ์ในการต่ออุปกรณ์การอ่านค่าต่างๆ ในการทำงานของระบบทั้งสองแบบนี้จะถูกควบคุมด้วยตัวควบคุม (Controller) และส่งคำสั่งไปที่ตัวรับสัญญาณ (Receiver) ในการรับสัญญาณจากอินพุต (Input) ซึ่งคือค่าความเร็วรอบที่ถูกควบคุม จากนั้นตัวรับสัญญาณจะต่ออยู่กับ ESC ในการควบคุมความเร็วรอบเพื่อส่งผ่านมอเตอร์อีกครั้ง และทำให้ใบพัดทำงานได้



รูปที่ 4 วงจรขับเคลื่อนและการอ่านค่าแรงขับและแรงบิด

4.3. การออกแบบ การสร้าง และการติดตั้งแท่นทดสอบ

เมื่อทราบค่าแรงดึงและแรงบิดสูงสุดในการทดสอบจะมีผลต่อส่วนสุดท้ายที่จะต้องแผนแบบคือ การสร้างแท่นทดสอบจะต้องมีความแข็งแรงเพื่อทนต่อแรงบิดของการหมุนของใบพัด นอกจากนี้วัสดุที่ใช้แผนแบบแท่นทดสอบนั้นใช้เป็น แท่งอลูมิเนียม (AL-3030 Frame) มีขนาด 40 x 40 มิลลิเมตร ส่วนใหญ่ใช้กับบริเวณลำตัวของแท่น โดยมีคุณสมบัติที่มีความแข็งแรง น้ำหนักเบา และเนื่องจากมีน้ำหนักที่เบา ทางผู้ผลิตจึงได้แผนแบบตัวฐานของแท่นให้มีน้ำหนักเยอะเพื่อถ่วงไม่ให้ตัวแท่นเกิดการส่ายหรือลอยตัวได้ ส่วนประกอบของโครงสร้างแท่นนั้นจะมี 3 ส่วนหลักๆ คือ ส่วนด้านบนที่ทำการยึดตัว มอเตอร์และใบพัด พร้อมทั้งอุปกรณ์เครื่องมือวัด คือ โหลดเซลล์และเซนเซอร์วัดแรงบิดสถิตซึ่งทำหน้าที่วัดค่าแรงต่างๆ โดยขนาดภาพรวมของแท่นทดสอบที่แผนแบบแล้ว มีความสูง 2.145 เมตร และกว้าง 1.24 เมตร เมื่อวัดขนาดฐาน เมื่อรวมกับติดตั้งกลีบใบพัด และทำการติดตั้งระบบขับเคลื่อนและตัววัดค่าระบของแท่นทดสอบใบพัด ดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 แท่นทดสอบใบพัด

4.4. การดึงล่วงหน้าและการเก็บข้อมูลในการทดสอบเพื่อการเปรียบเทียบ

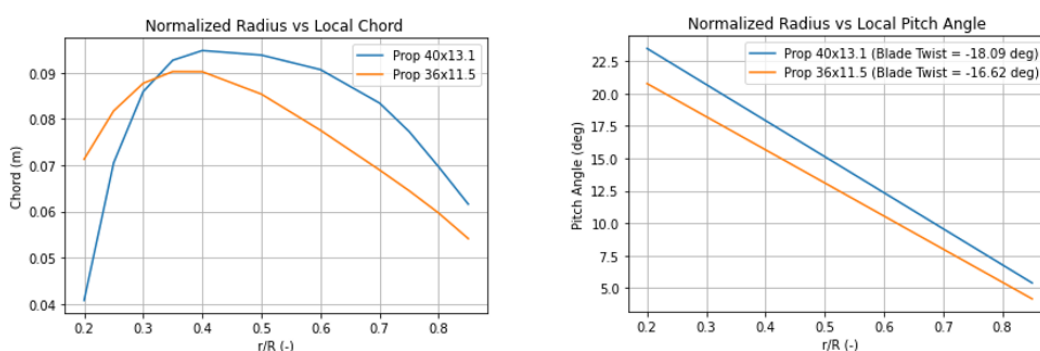
ก่อนเริ่มการทดสอบจำเป็นต้องใช้วิธีการดึงล่วงหน้า (Pre-Tension) เพื่อตั้งค่าแรงของโหลดเซลล์เพื่อให้พร้อมต่อการทำการทดสอบจริงเพื่อเก็บค่าสมรรถนะแรงขับ แรงบิด และกำลัง ตามความเร็วรอบตั้งแต่ 1,182 - 2,956 RPM และ 1,443 - 3,607 RPM ด้วยขนาดใบพัด 40" x 13.1" และ 36" x 11.5" ตามลำดับ จัดให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ แผ่นพื้นอ้างอิงของแท่นทดสอบปรับตามระยะห่างระหว่างแผ่นพื้นอ้างอิงและปลายกลีบใบพัดที่กำหนดทั้งหมด 5 ระดับ ที่กำหนดคือ อัตราส่วนความสูงของใบพัดเทียบกับแผ่นพื้นอ้างอิงต่อรัศมีใบพัด (z/R) เท่ากับ 1, 1.5, 2, 2.5 และ 3 เท่า เมื่อได้ผลของค่าสมรรถนะต่างๆ จากการทดสอบใบพัด จะถูกจัดให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ พร้อมทั้งข้อมูลสมรรถนะของ T-Motor เพื่อนำมาเปรียบเทียบกับสมรรถนะใบพัดจาก T-Motor และความสัมพันธ์ของผลกระทบจากพื้นตามทฤษฎีโมเมนตัม เพื่อตรวจสอบและวิเคราะห์แนวโน้มในการเกิดผลกระทบจากพื้น หรือปัจจัยอื่นๆ ที่มีผลต่อสมรรถนะใบพัด

5. ผลการวิจัย

ผลจากการวิเคราะห์คุณลักษณะและสมรรถนะของใบพัดขนาด 40" x 13.1" และ 36" x 11.5" จากการทดสอบข้อมูล T-Motor และผลจากการวิเคราะห์โดยเปรียบเทียบผลการทดสอบแบบไม่มีผลกระทบจากพื้นและมีผลกระทบจากพื้น

5.1. คุณลักษณะของใบพัด

เมื่อทำการวัดมุมกลีบใบพัด (Pitch Angle) ตั้งแต่โคนกลีบใบพัดกำหนดให้เท่ากับ 20 เพอร์เซ็นต์ของรัศมีจนถึง 90 เพอร์เซ็นต์ของรัศมีปลายกลีบใบพัด โดยอยู่ในรูปของค่ารัศมีตัวแปรไร้มิติ (y/R) ที่มีค่าตั้งแต่ 0 ถึง 1 เมื่อพิจารณาผลต่างจากปลายถึงโคนกลีบใบพัดจะได้มุมบิดของกลีบใบพัดซึ่งจะมีค่าเป็นลบ ตามรูปที่ 6 การบิดของใบพัดแบบ 40" x 13.1" มีค่าเท่ากับ 18.09 องศา และ 36" x 11.5" มีค่าเท่ากับ 16.62 องศา

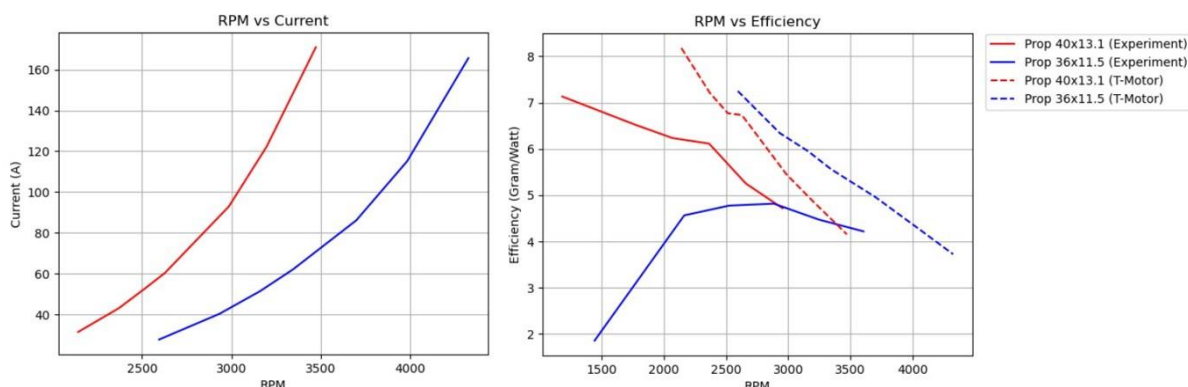


รูปที่ 6 ความยาวคอร์ดตามแนวรัศมีและมุมบิดของใบพัด 40" x 13.1" และ 36" x 11.5"

5.2. การเปรียบเทียบผลสมรรถนะใบพัด

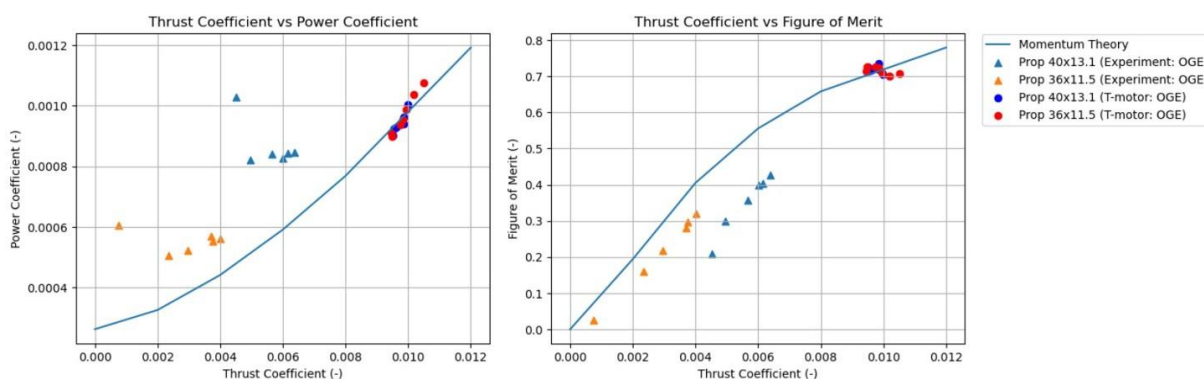
จากรูปที่ 7 จากกราฟทางด้านซ้ายแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง RPM ของมอเตอร์ กับกระแสไฟฟ้า จะเห็นว่าเมื่อ RPM สูงขึ้น กระแสไฟฟ้าที่มอเตอร์ดึงไปใช้ก็จะสูงขึ้นตามไปด้วย ซึ่งเป็นความสัมพันธ์แบบแปรผันตรง ที่ค่อนข้างชัดเจน โดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ RPM สูงขึ้น กระแสไฟฟ้าจะเพิ่มขึ้นในอัตราที่เร่งขึ้น ส่วนกราฟทางด้านขวาแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง RPM กับประสิทธิภาพ จะเห็นว่าประสิทธิภาพไม่ได้แปรผันตรงกับ RPM เสมอไป

สำหรับใบพัด Prop 36x11.5 (เส้นสีน้ำเงินทึบ) ประสิทธิภาพจะเพิ่มขึ้นในช่วง RPM ต่ำถึงปานกลาง และเริ่มลดลงเมื่อ RPM สูงขึ้น ในขณะที่ใบพัด Prop 40x13.1 (เส้นสีแดงทึบ) แสดงแนวโน้มที่ประสิทธิภาพลดลงเมื่อ RPM สูงขึ้น



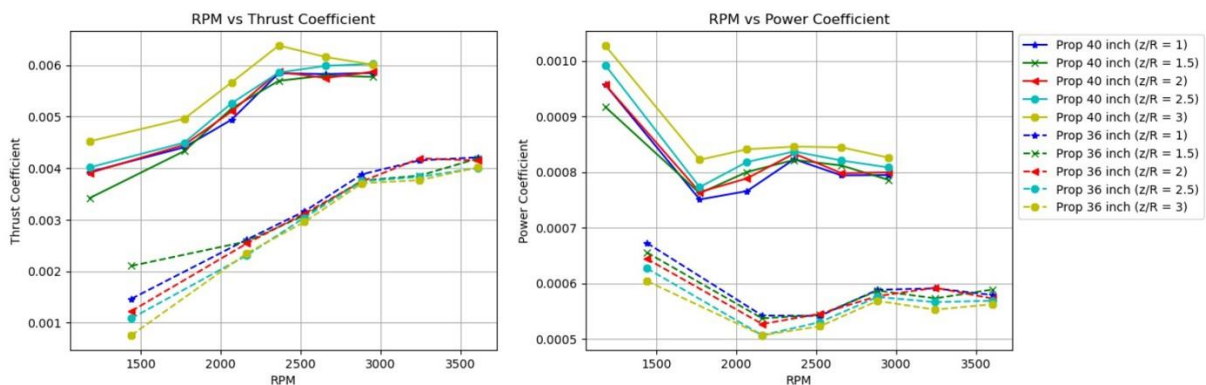
รูปที่ 7 ความสัมพันธ์ของกระแสไฟฟ้าตามความเร็วรอบ (ด้านซ้าย) และความสัมพันธ์ของค่าประสิทธิภาพตามความเร็วรอบ (ด้านขวา)

จากรูปที่ 8 ซึ่งแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงขับกับสัมประสิทธิ์กำลัง (ด้านซ้าย) และสัมประสิทธิ์แรงขับกับค่าคุณภาพคำตอบ (ด้านขวา) ทฤษฎีโมเมนตัมแสดงแนวโน้มการเพิ่มขึ้นของทั้งสัมประสิทธิ์กำลังและค่าคุณภาพคำตอบตามการเพิ่มขึ้นของสัมประสิทธิ์แรงขับ ข้อมูลจากการทดสอบโดยทั่วไปมีค่าสัมประสิทธิ์กำลังและค่าคุณภาพคำตอบที่สูงกว่าทฤษฎีเล็กน้อย และมีแนวโน้มเข้าใกล้เส้นทฤษฎีเมื่อสัมประสิทธิ์แรงขับเพิ่มขึ้น ซึ่งใบพัด 40 นิ้ว ให้ค่าสัมประสิทธิ์กำลังที่สูงกว่าใบพัด 36 นิ้ว ที่สัมประสิทธิ์แรงขับเดียวกัน ส่วนข้อมูล T-Motor มีการเกาะกลุ่มกันของข้อมูลบนเส้นทฤษฎีทั้งในกราฟด้านซ้ายและด้านขวา ในการทดสอบมีการกระจายตัวของข้อมูลมากกว่า และสามารถทำงานได้ในช่วงสัมประสิทธิ์แรงขับที่กว้างกว่าเมื่อเทียบกับข้อมูล T-Motor ค่าคุณภาพคำตอบมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นตามสัมประสิทธิ์แรงขับที่เพิ่มขึ้น ซึ่งบ่งชี้ว่าใบพัด 40 นิ้วมีประสิทธิภาพการบินลอยตัวที่ดีกว่าใบพัด 36 นิ้ว เนื่องจากมีค่าคุณภาพคำตอบที่สูงกว่า (สูงสุดประมาณ 0.42 เทียบกับ 0.32) เป็น 23.809 เปอร์เซ็นต์ ความแตกต่างจาก T-Motor ค่าคุณภาพคำตอบจากการทดสอบมีค่าต่ำกว่าข้อมูล T-Motor มีความแตกต่างเท่ากับ 42.857 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งอาจมีสาเหตุมาจากการติดตั้งใบพัด กระแสลมปั่นป่วน และการสูญเสียกำลังในการส่งผ่าน



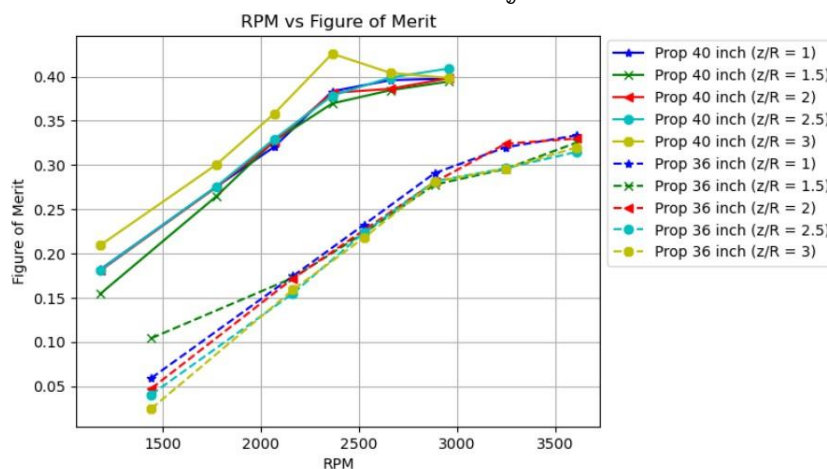
รูปที่ 8 ความสัมพันธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงขับและค่าสัมประสิทธิ์กำลัง (ด้านซ้าย) และความสัมพันธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงขับและค่าคุณภาพคำตอบ (ด้านขวา)

ดังรูปที่ 9 ซึ่งแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบ (RPM) กับสัมประสิทธิ์แรงขับ (ด้านซ้าย) และสัมประสิทธิ์กำลัง (ด้านขวา) รูปกราฟด้านซ้าย โดยทั่วไป เมื่อ RPM เพิ่มขึ้น สัมประสิทธิ์แรงขับจะเพิ่มขึ้นจนถึงจุดสูงสุด แล้วจึงเริ่มลดลงใบพัด 40 นิ้ว ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงขับที่สูงกว่าใบพัด 36 นิ้ว ในช่วง RPM ที่พิจารณา ใบพัด 40 นิ้ว ($z/R = 3$) ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงขับสูงสุดที่ประมาณ 0.0065 ที่ RPM ประมาณ 2,365 หลังจากนั้นค่าจะลดลง การลดลงของสัมประสิทธิ์แรงขับหลังจากจุดสูงสุด อาจเป็นเพราะการเพิ่มขึ้นของแรงขับไม่เป็นสัดส่วนกับการเพิ่มขึ้นของ RPM อย่างมาก รูปกราฟด้านขวา เมื่อ RPM เพิ่มขึ้น สัมประสิทธิ์กำลังมีแนวโน้มลดลงในช่วงแรก จากนั้นเริ่มคงที่หรือเพิ่มขึ้นเล็กน้อย ใบพัด 36 นิ้ว โดยทั่วไปมีค่าสัมประสิทธิ์กำลังต่ำกว่าใบพัด 40 นิ้ว ใบพัด 36 นิ้ว ($z/R = 3$) มีค่าสัมประสิทธิ์กำลังต่ำสุดประมาณ 0.0005 ที่ RPM ประมาณ 2,100



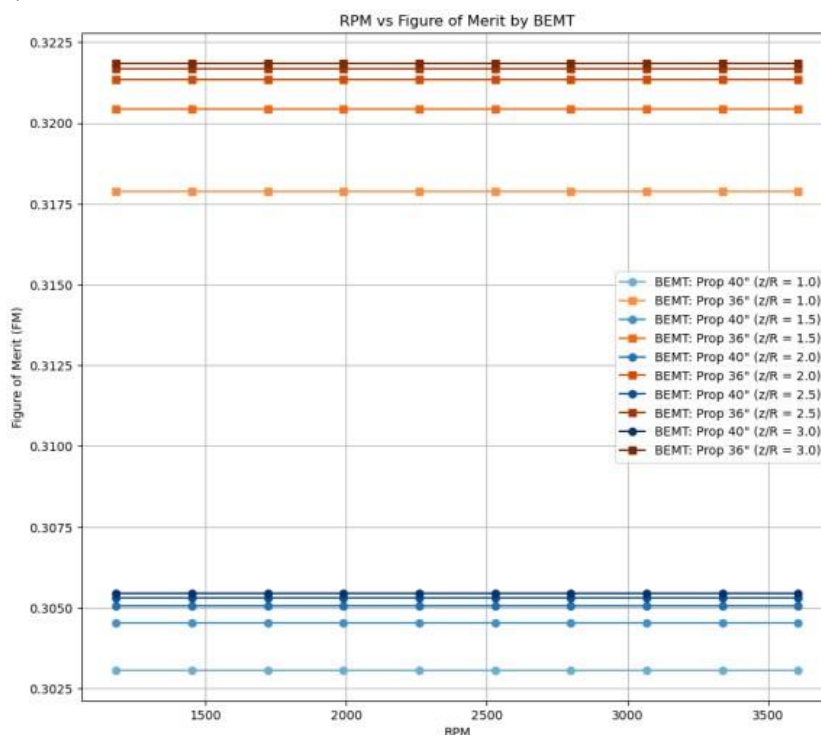
รูปที่ 9 ความเร็วรอบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงขับ (ด้านซ้าย) และต่อค่าสัมประสิทธิ์กำลัง (ด้านขวา) ตามความแตกต่างของระดับความสูง z/R

จากรูปที่ 10 ซึ่งแสดงความสัมพันธ์ RPM กับค่าคุณภาพคำตอบ ค่าคุณภาพคำตอบมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นตาม RPM ในช่วงแรก จากนั้นจะเริ่มลดลงหรือคงที่หลังจากถึงจุดสูงสุด โดยทั่วไปใบพัด 40 นิ้ว ให้ค่าคุณภาพคำตอบที่สูงกว่าใบพัด 36 นิ้ว ในช่วง RPM ที่พิจารณา ใบพัด 40 นิ้ว ($z/R = 3$) ให้ค่าคุณภาพคำตอบสูงสุดประมาณ 0.42 ที่ 2,365 RPM สำหรับใบพัดแบบ 40 นิ้ว ระยะความสูงต่อรัศมีของใบพัดที่ระยะ $z/R = 3$ ให้ค่าคุณภาพคำตอบที่สูงกว่าใบพัดที่มีระยะ $z/R = 1$ อย่างชัดเจน ซึ่งตรงกันข้ามกับใบพัด 36 นิ้ว นอกจากนี้ ใบพัด 40 นิ้ว มีประสิทธิภาพการบินลอยตัวที่ดีกว่าใบพัด 36 นิ้ว ซึ่งอาจเป็นผลมาจากขนาดใบพัดที่ใหญ่กว่า ทำให้สร้างแรงขับได้มากขึ้น



รูปที่ 10 ความเร็วรอบต่อค่าคุณภาพคำตอบ ตามความแตกต่างของระดับความสูง z/R จากการทดสอบ

จากรูปที่ 11 ซึ่งแสดงผลการวิเคราะห์ด้วย BEMT พบว่า ค่าคุณภาพคำตอบมีค่าค่อนข้างคงที่และเปลี่ยนแปลงน้อยมากตาม RPM ที่เพิ่มขึ้น สำหรับทั้งใบพัดขนาด 40 นิ้ว และ 36 นิ้ว และสำหรับค่า z/R ต่างๆ ที่พิจารณา นอกจากนี้ ยังสังเกตได้ว่า ใบพัดขนาด 40 นิ้ว ให้ค่าคุณภาพคำตอบที่สูงกว่าใบพัดขนาด 36 นิ้วเล็กน้อย ในทุกช่วง RPM และทุกค่า z/R ที่ทำการวิเคราะห์



รูปที่ 11 ความเร็วรอบต่อค่าคุณภาพคำตอบ ตามความแตกต่างของระดับความสูง z/R โดย BEMT

เมื่อเปรียบเทียบระหว่างผลจากการทดลอง (รูปที่ 10) กับ BEMT (รูปที่ 11) จะเห็นความแตกต่างที่ชัดเจน คือ ในรูปที่ 10 ค่าคุณภาพคำตอบจากการทดลองมีการเปลี่ยนแปลงอย่างเห็นได้ชัดตาม RPM โดยมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นในช่วง RPM ต่ำๆ และอาจเริ่มลดลงหรือคงที่ในช่วง RPM ที่สูงขึ้น นอกจากนี้ อิทธิพลของผลกระทบจากพื้น หรือค่า z/R ต่อค่าคุณภาพคำตอบในผลการทดลองก็มีความชัดเจนกว่า โดยค่าคุณภาพคำตอบมีแนวโน้มสูงขึ้นเมื่อ z/R ลดลง โดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ RPM ต่ำ ความแตกต่างที่สำคัญระหว่างผลจากทั้งสองรูปนี้ คือ ความผันแปรของค่าคุณภาพคำตอบตาม RPM จากการคำนวณด้วย BEMT คาดการณ์ว่าค่าคุณภาพคำตอบจะค่อนข้างคงที่ ในขณะที่ผลการทดลองแสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนแปลงที่ชัดเจน อิทธิพลของผลกระทบจากพื้น แม้ว่า BEMT จะสามารถจำลองอิทธิพลของ z/R ได้ แต่ผลลัพธ์ในรูปที่ 11 แสดงให้เห็นความแตกต่างของค่าคุณภาพคำตอบตาม z/R ที่น้อยกว่าที่พบในการทดลอง ในรูปที่ 10 ความแตกต่างเหล่านี้ อาจเกิดจากข้อจำกัดของทฤษฎี BEMT ที่อาจไม่สามารถจับปรากฏการณ์การไหลของอากาศที่ หรือการไหลวนอากาศใกล้พื้นดินที่ซับซ้อนได้

6. สรุป

จากการวิเคราะห์ข้อมูลในการเปรียบเทียบสมรรถนะของใบพัดขนาด 40 นิ้ว และ 36 นิ้ว ทั้งจากข้อมูล T-Motor การวิเคราะห์ด้วย BEMT และการทดสอบภายใต้สภาวะที่มีและไม่มีผลกระทบจากพื้น โดยอ้างอิงทฤษฎีโมเมนตัมสามารถสรุปได้ดังนี้

ใบพัดขนาด 40 นิ้ว แสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพการบินลอยตัวที่ดีกว่าใบพัดขนาด 36 นิ้ว ซึ่งสอดคล้องกับทฤษฎีโมเมนตัม ข้อมูล T-Motor และการวิเคราะห์ด้วย BEMT ที่ระบุว่าใบพัดขนาดใหญ่กว่ามีแนวโน้มที่จะมีประสิทธิภาพสูงกว่า การทดสอบ และการวิเคราะห์ด้วย BEMT ชี้ให้เห็นว่าผลกระทบจากพื้นสามารถช่วยเพิ่มประสิทธิภาพของใบพัดได้ แม้ว่าความสัมพันธ์ที่ได้จากการทดสอบอาจไม่ได้เป็นไปตามทฤษฎีโมเมนตัมอย่างสมบูรณ์ ใบพัดแต่ละขนาดจะมีช่วงความเร็วรอบที่เหมาะสมต่อการให้ประสิทธิภาพสูงสุดแตกต่างกัน โดยใบพัด 40 นิ้ว แสดงประสิทธิภาพสูงสุดเท่ากับ 0.42 ที่ความเร็วรอบประมาณ 2,365 RPM ค่าสมรรถนะที่ได้จากการทดสอบมีแนวโน้มต่ำกว่าข้อมูลที่ระบุโดยผู้ผลิต (T-Motor) แต่จากผลของ BEMT ค่าคุณภาพค่าตอบไม่ขึ้นอยู่กับ RPM แนวโน้มโดยรวมของความสัมพัทธ์ยังคงสอดคล้องกัน โดยเฉพาะในประเด็นที่ว่าใบพัดขนาดใหญ่กว่ามีประสิทธิภาพที่ดีกว่า แม้ว่าจะมีความคลาดเคลื่อนบางประการ ผลการทดสอบโดยรวมยังคงแสดงแนวโน้มที่สอดคล้องกับหลักการของทฤษฎีโมเมนตัมในเรื่องของความสัมพัทธ์ระหว่างขนาดใบพัดกับประสิทธิภาพการบินลอยตัว

7. ข้อเสนอแนะ

หลังจากสรุปผลการวิจัยในด้านสมรรถนะของใบพัด ทั้งกรณีมีผลกระทบจากพื้นและไม่มีผลกระทบจากพื้นนั้น และนำมาเปรียบเทียบทั้งข้อมูลจากการทดสอบและจาก T-Motor โดยมีข้อเสนอแนะดังนี้

ใบพัดควรที่จะเพิ่มจำนวนของกิลบใบพัดเป็น 3 หรือ 4 กิลบใบพัด หรือมีขนาดที่ใกล้เคียงกับที่ทำการทดสอบ เพื่อเพิ่มฐานข้อมูลประกอบการตัดสินใจในการเลือกใช้นิตของใบพัดที่เหมาะสม เช่น ใบพัดขนาด 30" x 10.5" และ 32" x 11" รวมทั้งใช้ใบพัดชนิดแบบปรับมุมได้ (Variable Pitch Angle) ช่วงการปรับมุมเท่ากับ 0 ถึง 11 องศา โดยเพิ่มขึ้นทีละ 1 องศา จากการทบทวนวรรณกรรมเพื่อเพิ่มข้อเปรียบเทียบในการวิเคราะห์สมรรถนะให้มากขึ้น

มีการทดสอบการรับแรงจากการทดสอบใบพัดเพื่อดูความแข็งแรงของวัสดุและโครงสร้างที่ได้แบบไวทั้งผ่านการจำลองแรงที่เกิดขึ้นอย่างละเอียด

8. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณคณาจารย์และผู้มีส่วนเกี่ยวข้องทุกๆ ท่านที่ให้ความรู้ในด้านอากาศยานปีกหมุน ดำเนินการเอกสาร และได้ช่วยแก้ปัญหาด้านเทคนิคในการทดสอบงานวิจัยนี้ให้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี สุดท้ายขอขอบคุณคณะผู้ดูแลประสานงาน และสนับสนุนเงินทุนวิจัยเพื่อพัฒนาเทคโนโลยีงานวิจัยทางวิศวกรรมอากาศยานปีกหมุนต่อไปในอนาคต

9. เอกสารอ้างอิง

- [1] N. D. Nathan and R. B. Green, "Measurement of a rotor flow in ground effect and visualization of the brown-out phenomenon," in *64th American Helicopter Society Annual Forum*, 2008.
- [2] T. E. Lee, J. G. Leishman and M. Ramasamy, "Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices with a Ground Plane," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 55, no. 2, April 2010.
- [3] B. E. Lee, Y. S. Byun, J. Kim, and B. S. Kang, "Experimental hover performance evaluation on a small-scale rotor using a rotor test stand," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 25, no. 6, pp. 1449-1456, June 2011.

- [4] F. Panayotov, I. Dobrew, F. Massouh and M. Todorov, "Experimental study of a helicopter rotor model in hover," *MATEC Web of Conferences*, vol. 234, no. 3, January 2018.
- [5] J. Schmaus, B. Berry, W. Gross, and P. Koliais, "Experimental Study of Rotor Performance in Deep Ground Effect with Application to a Human-Powered Helicopter," *Presented at the American Helicopter Society 68th Annual Forum*, 2012.
- [6] M. Benedict, J. Winslow, Z. Hasnain and I. Chopra, "Experimental Investigation of Micro Air Vehicle Scale Helicopter Rotor in Hover," *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 7, no. 3, pp. 231-256, September 2015.
- [7] S. A. Conyers, "Empirical Evaluation of Ground, Ceiling, and Wall Effect for Small-Scale Rotorcraft," M.S. thesis, University of Denver, Denver, 2019.
- [8] M. Wojtas, L. Czajkowski and K. Szumanski, "Ground test stands for testing rotors in insulated conditions," *Transactions on Aerospace Research*, vol. 2021, no. 1, pp. 15–23, March 2021.
- [9] A. Atte, D. Wylie and J. Rauleder, "Experimental Investigation of Multi-Rotor Aerodynamic Interactions," in *The Vertical Flight Society's 78th Annual Forum & Technology Display*, Ft. Worth, Texas, 2022.
- [10] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [11] T-Motor official website, "About T-Motor," [Online]. Available: <https://www.tmotor.com/about-us>. (Accessed: May. 6, 2025).
- [12] A. Garofano-Soldado, P. J. Sanchez-Cuevas, G. Heredia and A. Olloero, "Numerical-experimental evaluation and modelling of aerodynamic ground effect for small-scale tilted propellers at low Reynolds numbers," *Aerospace Science and Technology*, vol. 126, pp. 1-17, July 2022.
- [13] C. R. Russell and M. K. Sekula, "Comprehensive Analysis Modeling of Small-Scale UAS Rotors," in *AHS International 73rd Annual Forum*, 2017.
- [14] R. W. Deters and M. S. Selig, "Static testing of micro propellers," in *Proc. 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2008.
- [15] M. P. Merchant, "Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Numbers Unmanned Aerial Applications," M.S. Thesis, Wichita State University, Wichita, 2005.