

สมรรถนะแรงยกของโรเตอร์ออตโตโรโหมด โดยใช้ทฤษฎีการสูญเสียที่ปลายปีก

Lift Performance of a Rotor in Autogyro Mode Using Tip Losses Theory

สัมพันธุ์ ไชยเทพ และ ชาตรี คอยแก่น

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ เชียงใหม่ 50200

โทร (053) 942004, โทรสาร (053) 941352, E-mail: sumpun@eng.cmu.ac.th

Sumpun Chaitep and Chatree Koikaen

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Chiang Mai University Chiang Mai 50200

Tel: (662) 053-942004, Fax: (662) 053-941352, E-mail: sumpun@eng.cmu.ac.th

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ได้ศึกษาถึงสมรรถนะแรงยกในแนวแกนเพลารอเตอร์ออตโตโรโหมดโดยใช้ทฤษฎีการสูญเสียที่ปลายปีกและเปรียบเทียบกับผลจากการทดสอบแบบจำลองโรเตอร์ที่ซึ่งประกอบด้วยปีกหมุน 2 ใบ แต่ละใบจะมีภาคตัดปีกแบบสมมาตรแบบ NACA 0015 แพลนปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าที่มีขนาดคอร์ด 0.06 เมตร กางปีก 0.375 เมตร และมุมพิทช์คงที่ตลอดความยาวปีก พบว่าผลจากการคำนวณและจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียงของเพลารอเตอร์ของปีกที่ศูนย์องศาไม่เกิดแรงยก สมรรถนะแรงยกจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียงของเพลารอเตอร์ 15 30 และ 45 องศา มีความสอดคล้องกับแรงยกที่ได้จากการคำนวณคือ แรงยกมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อมีความเร็วลมและตำแหน่งมุมเอียงของเพลารอเตอร์เพิ่มขึ้นแต่ในทางกลับกันแรงยกลดลงเมื่อตำแหน่งมุมพิทช์ของปีกเพิ่มขึ้นและยังพบว่าแรงยกจากการคำนวณโดยคำนึงการสูญเสียที่ปลายปีกสามารถคาดคะเนค่าแรงยกของตำแหน่งมุมพิทช์และความเร็วลมที่กำหนดในการทดสอบโดยมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 9 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งให้สมรรถนะแรงยกที่ใกล้เคียงกว่าแรงยกจากการคำนวณด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 13 เปอร์เซ็นต์ เมื่อเทียบกับแรงยกที่ได้จากการทดสอบ

Abstract

This research aimed to study an axial lift performance of computational modules using Tip Losses theory. These computational results were compared with experimental results of the modeled rotor that was consisted of two blades of the 0.06 m constant chord with airfoil section of NACA 0015 and the constant pitch angle throughout the length of 0.375 m span. Experimental results showed that the modeled rotor had no lift when the tilt and pitch angle were set at zero degree. The lift performance of the rotor set at the tilt angles 15° , 30° and 45° were similar to the results predicted from the calculation, i.e., the lift increased with an increasing in both the air velocities and the tilt angles, but diminished with an increasing in the pitch angles. The predicted calculation by Tip Losses offered result within the

error range of 9 percent, which was better than Blade Element theory that offered result within the error range of 13 percent.

1. บทนำ

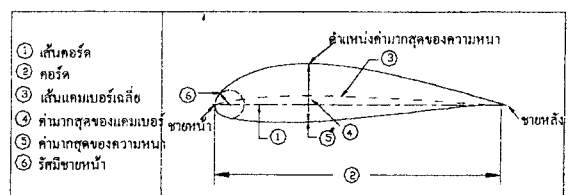
เนื่องจากปีกที่ใช้ในการทดสอบมีความยาวปีกที่จำกัดจึงมีการสูญเสียแรงยกที่ปลายปีกและจากการวิจัยโดยใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ [1] โดยไม่คำนึงถึงการสูญเสียที่แรงยกที่ปลายปีกพบว่าผลจากการคำนวณและทดสอบที่ตำแหน่งมุมพิทช์ของปีกและมุมเอียงของเพลารอเตอร์จะไม่เกิดแรงยก สำหรับผลจากการคำนวณและทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียง 15 30 และ 45 องศา แรงยกจะมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อความเร็วลมและตำแหน่งของมุมเอียงเพิ่มขึ้นแต่มีค่าลดลงเมื่อตำแหน่งของมุมพิทช์เพิ่มขึ้น สมรรถนะแรงยกจากการคำนวณโดยใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์สามารถคาดคะเนแรงยกโรเตอร์ออตโตโรโหมดโดยมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 13 เปอร์เซ็นต์ ดังนั้นการคำนึงถึงผลกระทบของการสูญเสียแรงยกที่ปลายปีกโดยประยุกต์ทฤษฎีการสูญเสียที่ปลายปีกร่วมกับโปรแกรมคำนวณจะช่วยเพิ่มความสามารถในการคาดคะเนแรงยกบนโรเตอร์ที่มีติดตั้งเข้ากับระบบการหมุน

2. ทฤษฎีในการคำนวณ

2.1 ภาคตัดปีก

ปีกที่พบเห็นโดยมากจะมีภาคตัดปีกแบ่งออกเป็นสองแบบคือ สมมาตรและไม่สมมาตร แต่องค์ประกอบของภาคตัดปีกทั้งสองแบบยังคงเหมือนกันดังแสดงในรูปที่ 1

คุณสมบัติที่สำคัญของภาคตัดปีกคือ สามารถสร้างแรงยกและแรงต้านเมื่อมีกระแสลมไหลผ่านแต่นิยมแสดงอยู่ในรูปไร้หน่วยคือ สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) โดยมีรูปแบบสมการคือ [10]



รูปที่ 1 องค์ประกอบของภาคตัดปีก [9]

$$C_L = \frac{dL}{\frac{1}{2} \rho W^2 c \cdot dr} \quad (1)$$

$$C_o = \frac{dD}{\frac{1}{2} \rho W^2 c \cdot dr} \quad (2)$$

2.2 การสูญเสียที่ปลายปีก

ในความเป็นจริงโรเตอร์ที่ใช้งานโดยทั่วไปจะมีจำนวนปีกและความยาวปีกที่จำกัดซึ่งเป็นผลทำให้การไหลที่บริเวณปลายปีกมีรูปแบบการไหลที่ก่อให้เกิดผลต่างของความดันที่ผิวบนและผิวล่างของปีกลดลงจากสาเหตุนี้จึงทำให้แรงยกลดลงและยังส่งผลกระทบต่อแรงขับและแรงบิดให้ลดลงตามไปด้วยจึงได้เรียกผลกระทบนี้ว่า การสูญเสียที่ปลายปีก [10] ได้มีหลายทฤษฎีที่กล่าวถึงการสูญเสียนี้แต่ทฤษฎีที่เป็นที่รู้จักและนิยมใช้ก็คือ ทฤษฎีของ Prandtl [13] ซึ่งได้กำหนดแฟคเตอร์ F แทนผลกระทบที่เกิดจากปีกที่มีความยาวจำกัดซึ่งมีรูปแบบสมการคือ

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos \left\{ e^{\left(-0.5 \left(1 - \frac{r}{R} \right) e^{\sqrt{1+x^2}} \right)} \right\} \quad (3)$$

Willson และ Lissaman ได้เสนอให้ใช้ฟังก์ชัน F คูณเข้ากับแฟคเตอร์การไหลภายในแกนเพลารอเตอร์ a และระนาบการหมุน b เฉพาะในส่วนของทฤษฎีโมเมนต์เท่านั้น ส่วนในทฤษฎีเบลตอลิเมนต์ยังคงรูปสมการเดิมไว้ดังนี้ [9]

จากทฤษฎีโมเมนต์

$$dT = 4aF(1-aF) \frac{1}{2} \rho v^2 2\pi r \cdot dr \quad (4)$$

$$dQ = 4bF(1-aF) \frac{1}{2} \rho v^2 \lambda r 2\pi r \cdot dr \quad (5)$$

จากทฤษฎีเบลตอลิเมนต์

$$dT = (1-a)^2 \sigma \frac{C_i \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left[1 + \frac{C_d}{C_i} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho v^2 \times 2\pi r dr \quad (6)$$

$$dQ = (1-a)^2 \sigma \frac{C_i}{\sin \phi} \left[1 - \frac{C_d}{C_i \tan \phi} \right] \frac{1}{2} \rho v^2 r \times 2\pi r dr \quad (7)$$

สำหรับการคำนวณค่าารากของแฟคเตอร์การไหลภายในแกน a และในระนาบการหมุน b สามารถคำนวณได้จากการที่สมการแรงขับ (4) เท่ากับสมการแรงขับ (6) และสมการแรงบิด (5) เท่ากับสมการแรงบิด (7) ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้เป็นไปตามลำดับดังนี้คือ

$$4aF(1-aF) = (1-a)^2 \frac{\sigma C_i \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left(1 + \frac{C_d}{C_i} \tan \phi \right) \quad (8)$$

$$4bF(1-aF)\lambda' = (1-a)^2 \frac{\sigma C_i}{\sin \phi} \left(1 - \frac{C_d}{C_i \tan \phi} \right) \quad (9)$$

สมการของมุมการไหลที่สามารถหาค่าได้จากการสมการ [1]

$$\phi = \arctan \left(\frac{v \sin \delta (1-a)}{\omega r (1+b) + v \cos \delta \sin \theta} \right) \quad (10)$$

และมุมปะทะ [9] หาได้จากสมการ

$$\alpha = \phi - \beta \quad (11)$$

สำหรับแรงยกในแนวแกนเพลารอเตอร์ที่ตั้งฉากกับระนาบการหมุนจากการทำงานของโรเตอร์ออตโรสามารถคำนวณจากสมการ (6) โดยที่ความเร็ว $v = v_s = v \sin \delta$

$$dT = (1-a)^2 \sigma \frac{C_i \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left[1 + \frac{C_d}{C_i} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho v_s^2 2\pi r dr \quad (12)$$

3. การดำเนินการทดสอบ

เขียนโปรแกรมการคำนวณสำหรับคิดการสูญเสียที่ปลายปีกซึ่งสามารถใช้คำนวณร่วมกับทฤษฎีเบลตอลิเมนต์ได้ในโปรแกรมสามารถแยกพิจารณาการคำนวณออกเป็นสามขั้นตอนดังมีรายละเอียดต่อไปนี้

3.1 การคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน

เป็นขั้นตอนที่ใช้สำหรับคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านจากสมการความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะและความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านกับสัมประสิทธิ์แรงยกซึ่งจะอยู่ในรูปของสมการ (13) และ (14)

$$C_i = k_1 \alpha + \alpha_o \quad (13)$$

$$C_d = C_{d0} + k_2 C_i^2 \quad (14)$$

สำหรับค่าคงที่ α_o และ k_1 ของสมการ (13) และค่าคงที่ C_{d0} และ k_2 ของสมการ (14) สามารถคำนวณได้ด้วยวิธีสร้างสมการจากการประยุกต์การถดถอยแบบเชิงเส้นกับข้อมูลไม่เชิงเส้นดังมีรูปแบบสมการคือ [5]

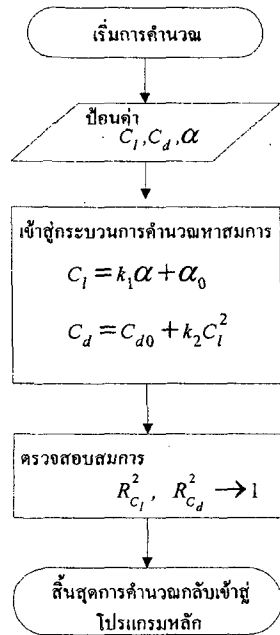
$$\alpha_o = \frac{\left(\sum_{i=1}^n C_{i1} \right) \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i^2 \right) - \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i C_{i1} \right) \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i \right)}{n \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i^2 \right) - \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i \right)^2} \quad (15)$$

$$k_1 = \frac{n \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i c_{\#} \right) - \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i \right) \left(\sum_{i=1}^n c_{\#} \right)}{n \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i^2 \right) - \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i \right)^2} \quad (16)$$

$$C_{d0} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n c_{\#} \right) \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2)^2 \right) - \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2) c_{\#} \right) \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2) \right)}{n \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2)^2 \right) - \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2) \right)^2} \quad (17)$$

$$k_2 = \frac{n \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2) c_{\#} \right) - \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2) \right) \left(\sum_{i=1}^n c_{\#} \right)}{n \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2)^2 \right) - \left(\sum_{i=1}^n (c_{\#}^2) \right)^2} \quad (18)$$

เมื่อนำมาเขียนโปรแกรมโดยมีลำดับขั้นตอนการทำงานดังแสดงในรูปที่ 2 โดยมีรูปแบบการทำงานคือ โปรแกรมจะรับค่าตัวแปรของมุมปะทะ สัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์แรงยกที่ป้อนทั้งนี้ขึ้นอยู่กับรูปแบบของภาคตัดปีกที่เลือกใช้ จากนั้นจะเข้าสู่กระบวนการหาสมการของสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านโดยที่ α_0 , k_1 , C_{d0} และ k_2 เป็นค่าคงที่ที่หาได้จากสมการ (15) ถึง (18) จะสิ้นสุดการทำงานเมื่อได้สมการและทราบค่า R^2 ของทั้งสองสมการ



รูปที่ 2 แผนผังคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน

3.2 การคำนวณหาค่าแรงยกออกได้โรบนภาคตัดย่อย ๆ ของปีก

เป็นขั้นตอนการคำนวณหาค่าแรงยกที่ระยะรัศมี r ใดๆ ของปีกหมุนโดยประกอบด้วยตัวแปรที่สำคัญเช่น ความเร็วลม (v) ความเร็วรอบ (ω) และแฟกเตอร์การไหลภายในแนวแกนและระนาบการหมุน (a และ b) เป็นต้น สำหรับแฟกเตอร์ a และ b จะเป็นตัวแปรที่ไม่ทราบค่าแต่สามารถคำนวณหาได้โดยใช้ระเบียบวิธีนิวตัน-ราฟสัน

(Newton-Raphson Method) ซึ่งเป็นระเบียบวิธีแบบเปิดที่เริ่มจากค่าเริ่มต้นเพียงค่าเดียวและอาจนำไปสู่ผลลัพธ์ได้โดยรวดเร็ว

ในการคำนวณหาค่าแฟกเตอร์ a และ b ของการคำนวณโดยคิดรวมการสูญเสียที่ปลายปีกจะประกอบด้วยสมการ 2 สมการย่อยคือสมการ f_a และ f_b จากสมการ (8) ถึง (9) คือ

$$f_a = (1-a)^2 \frac{\sigma C_l \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left(1 + \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right) - 4aF(1-aF) \quad (19)$$

$$\text{และ } f_b = (1-a)^2 \frac{\sigma C_l}{\sin \phi} \left(1 - \frac{C_d}{C_l \tan \phi} \right) - 4bF(1-aF)\lambda \quad (20)$$

สำหรับการคำนวณด้วยทฤษฎีเบลดดิลิเมนต์ค่าแฟกเตอร์ F ของสมการ (19) และ (20) มีค่าเป็นหนึ่ง และค่าแฟกเตอร์ a และ b ใหม่ที่ใช้สำหรับการวนซ้ำ ซึ่งจะแทนสัญลักษณ์ด้วย a' และ b' โดยมีรูปแบบการดังนี้คือ [5]

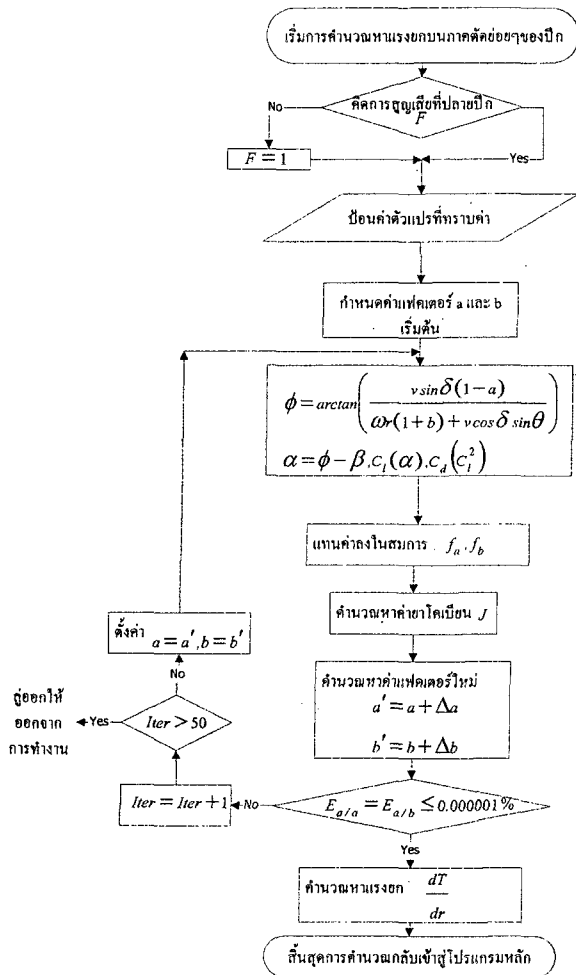
$$a' = a + \frac{\left[-f_a \frac{\partial f_b}{\partial b} + f_b \frac{\partial f_a}{\partial b} \right]}{J} \quad (21)$$

$$b' = b + \frac{\left[-f_b \frac{\partial f_a}{\partial a} + f_a \frac{\partial f_b}{\partial a} \right]}{J} \quad (22)$$

โดยที่ J คือ ยาโคเบียน (Jacobian) ซึ่งมีรูปแบบสมการ [5]

$$J = \frac{\partial f_a}{\partial a} \frac{\partial f_b}{\partial b} - \frac{\partial f_a}{\partial b} \frac{\partial f_b}{\partial a} \quad (23)$$

สำหรับโปรแกรมการคำนวณในส่วนนี้มีลำดับขั้นตอนการทำงานดังแสดงในรูปที่ 3 โดยมีรูปแบบการทำงานคือ เริ่มต้นจากการเลือกวิธีการคำนวณโดยใช้ทฤษฎีเบลดดิลิเมนต์หรือการสูญเสียที่ปลายปีก จากนั้นจึงรับค่าของตัวแปรที่ป้อนเพื่อเข้าสู่การคำนวณแบบวนซ้ำซึ่งกระบวนการวนซ้ำจะเกิดขึ้นจนกระทั่ง a และ b เข้าสู่ผลลัพธ์ที่ถูกต้อง โดยตั้งเกณฑ์ให้มีค่าความผิดพลาดสัมพัทธ์โดยประมาณของแฟกเตอร์ a ($E_{a,i}$) และ b ($E_{b,i}$) ไม่น้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.000001 % และกำหนดจำนวนการซ้ำไม่เกิน 50 ครั้ง ถ้ามากกว่านี้ถือว่าลู่ออกไม่สามารถหาคำตอบได้



รูปที่ 3 แผนผังคำนวณหาแรงยกบนภาคตัดย่อยๆของปีก

3.3 การคำนวณหาแรงยกที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ออดิโอโร

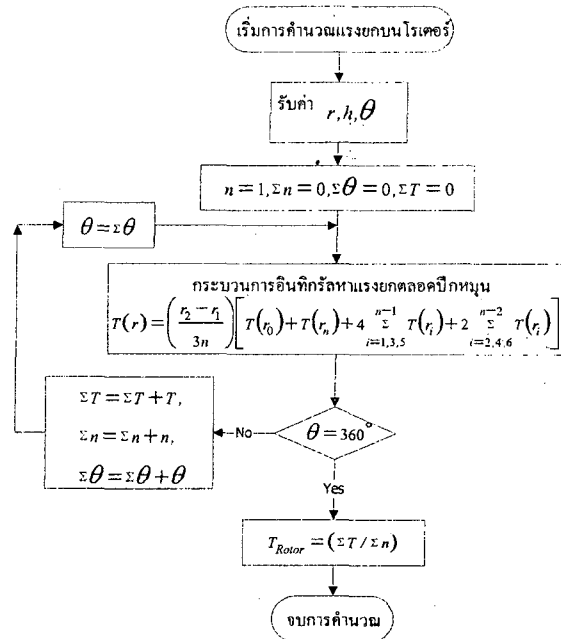
เป็นขั้นตอนการคำนวณหาแรงยกที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ เริ่มแรกจะหาค่าอินทิกรัลของแรงยก ($\frac{dT}{dr}$) ตลอดรัศมีของปีกหมุนโดยใช้วิธีซิมป์สัน 1/3 แบบหลายช่วง (Multiple-Segment Simpson' 1/3 Method) จากกฎของซิมป์สันจะแบ่งรัศมีช่วง r_1 ถึง r_2 ทั้งหมดนั้นออกเป็น n ช่วงย่อยๆโดยที่เมื่อนำมาใช้ในการคำนวณหาแรงยกบนโรเตอร์ $T(r)$ สมการที่ได้มีรูปแบบดังนี้

$$T(r) = \left(\frac{r_2 - r_1}{3n} \right) \left(T(r_0) + T(r_n) + 4 \sum_{i=2,4,6}^{n-2} T(r_i) + 2 \sum_{i=2,4,6}^{n-2} T(r_i) \right) \quad (24)$$

จากนั้นเขียนโปรแกรมโดยมีลำดับขั้นตอนการทำงานดังแสดงในรูปที่ 4 โดยมีรูปแบบการทำงานคือ เริ่มจากกำหนดจำนวนช่วงรัศมีปีกออกเป็น n ย่อยๆ โดยที่จำนวนย่อย n ที่กำหนดต้องเป็นเลขคู่เท่านั้น คำนวณค่าแรงยกของปีกในแต่ละรัศมีย่อยๆโดยการหาซ้ำจนได้แรงยกตลอดรัศมี (ดังประกอบด้วยขั้นตอนในหัวข้อ 3.1 และ 3.2) นำค่าที่ได้แทนลงในสมการ (24) เพื่อหาค่าแรงยกบนโรเตอร์แต่ละจุดประสงค์ในการคำนวณหาแรงยกโรเตอร์ออดิโอโรคือ ต้องการคำนวณหาแรงยกตลอด

ระนาบการหมุนเนื่องจากคิดผลกระทบจากความเร็วลมที่พัดเข้าหา ระนาบการหมุน ดังนั้นจึงคำนวณแรงยกบนโรเตอร์ตลอดระนาบการหมุนโดยเพิ่มมุมการหมุน (θ) ที่ละ 1 องศา จนครบรอบการหมุน 360 องศา และสำหรับจำนวนของมุมการหมุนทั้งหมดคือ $\sum n$ นำค่าแรงยกทั้งหมดที่คำนวณได้ในแต่ละมุมการหมุนมาหาค่าเฉลี่ยเพื่อคิดเป็นแรงยกที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ ($\bar{T}$) ด้วยสมการต่อไปนี้

$$\bar{T} = T_{Rotor} = \frac{\sum_{\theta=1}^{360} (T_{\theta})}{\sum n} \quad (25)$$



รูปที่ 4 แผนผังคำนวณหาแรงยกบนโรเตอร์ออดิโอโร

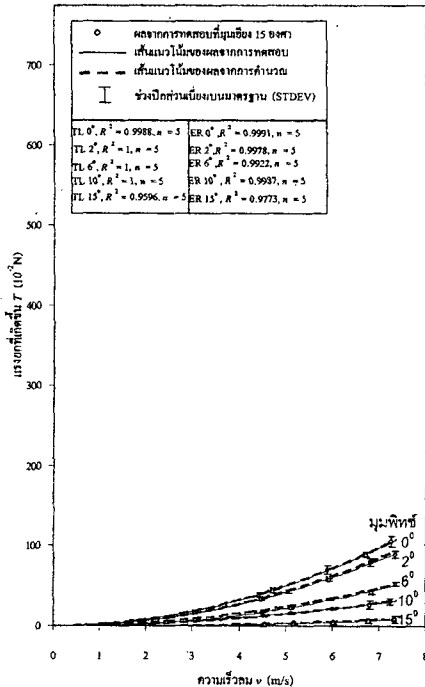
หลังจากประยุกต์โปรแกรมเสร็จสิ้นให้แทนตัวแปรจากข้อมูลเดิมของการวิจัยสมรรถนะแรงยกของโรเตอร์ออดิโอโรโหมด โดยใช้ทฤษฎีเบลตอิลลิเมนต์ [1] และนำผลของแรงยกจากการคำนวณโดยคำนึงถึงการสูญเสียที่ปลายปีกตามขั้นตอนในการคำนวณที่ได้กล่าวผ่านมานี้มาเปรียบเทียบกับแรงยกของการทดสอบอีกครั้งจากแบบจำลองโรเตอร์ที่ซึ่งประกอบด้วยปีกหมุน 2 ใบ แต่ละใบจะมีภาคตัดปีกแบบสมมาตรแบบ NACA 0015 แปลนปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าที่มีขนาดคอร์ด 0.06 เมตร และมุมพิทช์คงที่ตลอดความยาวปีก 0.375 เมตร

4. ผลการวิจัยและวิจารณ์ผล

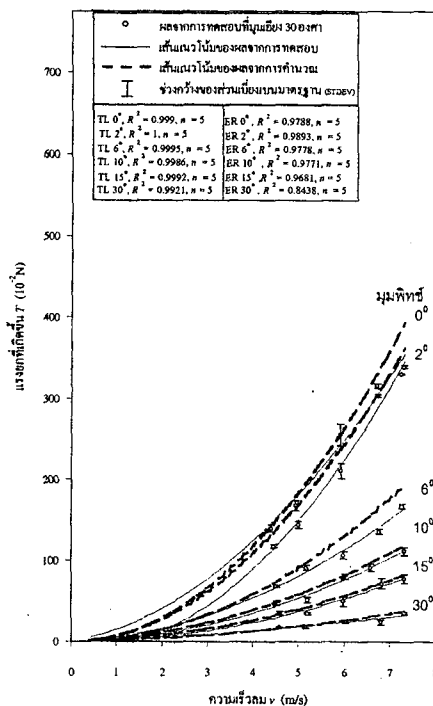
จากผลการคำนวณที่ตำแหน่งมุมเอียงของเพลลา (θ) และมุมพิทช์ของปีก 0 องศา พบว่าแรงยกมีค่าเป็นศูนย์นิวตันเช่นเดียวกับผลการทดสอบ ทั้งนี้เป็นเพราะในการคำนวณที่ตำแหน่งนี้ถือว่าไม่มีความเร็วลมไหลผ่านระนาบการหมุน ($v_s = v \sin \delta$)

จากรูปที่ 5 แสดงผลแรงยกจากการคำนวณโดยคิดการสูญเสียที่ปลายปีกและจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียง 15 องศา พบว่าแรงยกมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้นแต่มีค่าลดลงเมื่อมุมพิทช์เพิ่ม

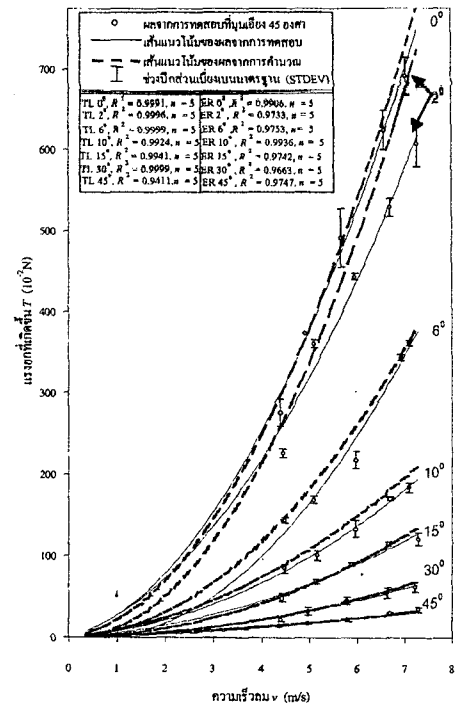
ขึ้นเมื่อเทียบแรงยกที่ได้จากการคำนวณกับการทดสอบของแต่ละมุมพิทช์พบว่า จะมีแนวโน้มสูงกว่าผลของการทดสอบโดยมีความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยที่เกิดขึ้นที่ตำแหน่งมุมพิทช์ 0 2 6 10 และ 15 องศา ตลอดช่วงความเร็วในการทดสอบที่ไม่เกิน 8 เมตรต่อวินาที คือ 1.27 2.41 6.71 2.07 และ 16.54 เปอร์เซ็นต์ตามลำดับ คิดเป็นความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยโดยรวมคือ 5.80 เปอร์เซ็นต์



รูปที่ 5 ผลจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียง 15°



รูปที่ 6 ผลจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียง 30°



รูปที่ 7 ผลจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียง 45°

จากรูปที่ 6 และ 7 แสดงผลแรงยกจากการคำนวณโดยคิดการสูญเสียที่ปลายปีกและการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียง 30 และ 45 องศา พบว่า เส้นแนวโน้มของแรงยกมีลักษณะเช่นเดียวกับผลที่ตำแหน่งมุมเอียง 15 องศา และยังพบว่าเมื่อตำแหน่งมุมเอียงเพิ่มขึ้นแรงยกของแต่ละมุมพิทช์ก็มีความเพิ่มขึ้นที่ความเร็วลมเดียวกัน ทั้งนี้เป็นเพราะเมื่อเพลาทำมุมเอียงจะทำให้เกิดความเร็วลัพท์เนื่องจากกระแสลมผ่านภาคตัดปีกซึ่งจะมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อตำแหน่งมุมเอียงและความเร็วลมเพิ่มขึ้นส่งผลให้แรงยกเพิ่มขึ้น แต่เมื่อมุมพิทช์เพิ่มขึ้นจะส่งผลให้เกิดจุดร่วงหล่นเพิ่มขึ้นที่ซึ่งเป็นตำแหน่งที่มุมปะทะที่เกิดขึ้นมีค่าสูงกว่า 23 องศา สำหรับภาคตัดปีก NACA 0015 มีผลทำให้แรงยกลดลง

เมื่อเทียบแรงยกที่ได้จากการคำนวณกับการทดสอบของแต่ละมุมพิทช์พบว่า

ที่ตำแหน่งมุมเอียง 30 องศา มีความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยที่เกิดขึ้นที่ตำแหน่งมุมพิทช์ 0 2 6 10 15 และ 30 องศา ตลอดช่วงความเร็วในการทดสอบที่ไม่เกิน 8 เมตรต่อวินาที คือ 4.96 9.94 13.95 7.26 7.99 และ 9.22 เปอร์เซ็นต์ตามลำดับ คิดเป็นความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยโดยรวมคือ 8.88 เปอร์เซ็นต์

ที่ตำแหน่งมุมเอียง 45 องศา มีความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยที่เกิดขึ้นที่ตำแหน่งมุมพิทช์ 0 2 6 10 15 30 และ 45 องศา ตลอดช่วงความเร็วในการทดสอบที่ไม่เกิน 8 เมตรต่อวินาที คือ 3.78 12.46 6.08 8.59 3.88 5.89 และ 8.43 เปอร์เซ็นต์ตามลำดับ คิดเป็นความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยโดยรวมคือ 7.02 เปอร์เซ็นต์

สำหรับความคลาดเคลื่อนของแรงยกที่ได้จากการคำนวณทางโปรแกรมเทียบกับการทดสอบเมื่อพิจารณาโดยรวมพบว่า การคำนวณโดยคิดการสูญเสียที่ปลายปีกมีความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 9 เปอร์เซ็นต์

เป็นเพราะความไม่สมบูรณ์ของภาคตัดปีกที่ใช้ทดสอบ ในความเป็นจริง การสร้างปีกนั้นเป็นไปได้ยากที่จะมีภาคตัดปีกเหมือนกันกับทฤษฎี และสม่ำเสมอตลอดความยาวปีก ซึ่งผลกระทบจากสาเหตุนี้มีผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านจากค่าทางทฤษฎีในคู่มือของ Rice [12] สำหรับภาคตัดปีกที่ใช้ในการทดสอบมีความคลาดเคลื่อนจากภาคตัดปีก NACA 0015 ของ Rice ประมาณ 3.7 เปอร์เซ็นต์ และการแทนค่าความเร็วลม ความเร็วรอบ และความหนาแน่นในรูปของค่าเฉลี่ยซึ่งเป็นอีกเหตุผลหนึ่งที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อน เพราะนอกจากการบิดเบี้ยวแล้วตัวแปรทั้งสามยังมีค่าคงที่ตลอดการคำนวณแต่ละขณะที่ทำการทดสอบจะมีการเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา และเมื่อเทียบกับความคลาดเคลื่อนโดยรวมจากการคำนวณด้วยทฤษฎีเบลตอลิเมนต์เพียงอย่างเดียวที่มีค่าประมาณ 13 เปอร์เซ็นต์ [1] จึงน่าจะเป็นไปได้ว่าแรงยกจากการคิดการสูญเสียที่ปลายปีกจะมีค่าที่ใกล้เคียงผลการทดสอบมากกว่าทฤษฎีเบลตอลิเมนต์เพียงอย่างเดียวเป็น เพราะในสภาวะจริงปีกได้รับอิทธิพลจากการสูญเสียที่ปลายปีก

5. สรุป

5.1 ผลของแรงยกจากการคำนวณโดยคิดการสูญเสียที่ปลายปีกให้ผลของแรงยกมีแนวโน้มเช่นเดียวกับการทดสอบคือ แรงยกมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อความเร็วลมและตำแหน่งของมุมเอียงเพิ่มขึ้นแต่จะมีค่าลดลงเมื่อตำแหน่งมุมพิทช์เพิ่มขึ้น

5.2 สมรรถนะแรงยกจากการคำนวณโดยคิดการสูญเสียที่ปลายปีกสามารถคาดคะเนแรงยกในแนวแกนเพลารอเตอร์อโต้ไจโรได้โดยมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 9 เปอร์เซ็นต์

5.3 สมรรถนะแรงยกจากการคำนวณโดยคิดการสูญเสียที่ปลายปีกมีค่าที่ใกล้เคียงผลการทดสอบมากกว่าทฤษฎีเบลตอลิเมนต์เพียงอย่างเดียว ทั้งนี้เป็นเพราะปีกที่ใช้ทดสอบเป็นปีกที่มีความยาวจำกัดจึงได้รับอิทธิพลจากการสูญเสียที่ปลายปีก

6. อักษรย่อและสัญลักษณ์

a	แฟคเตอร์การไหลภายในแนวแกน
B	จำนวนปีก
b	แฟคเตอร์การไหลภายในระนาบการหมุนของจานโรเตอร์
C_d	สัมประสิทธิ์แรงต้าน
C_l	สัมประสิทธิ์แรงยก
$c.dr$	พื้นที่ระนาบการหมุน (m^2)
dQ	แรงบิดที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆของปีก (N.m)
dT	แรงขับที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆของปีก (N)
F	แฟคเตอร์การสูญเสียที่ปลายปีก
R	รัศมีของปีก (m)
r	รัศมีย่อยๆของปีก (m)
$\bar{T}$	แรงยกเฉลี่ยที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ตลอดระนาบการหมุน (N)
v_s	ความเร็วลมที่พัดเข้าหาจานโรเตอร์ในทิศตั้งฉากกับระนาบการหมุน (m/s)
X	อัตราส่วนความเร็วในระนาบการหมุนต่อความเร็วที่เข้าระนาบการหมุน ($\omega R/v_s$)

α	มุมปะทะของปีก (degree)
β	มุมพิทช์ของปีก (degree)
δ	มุมเอียงของเพลารอเตอร์ (degree)
ϕ	มุมการไหล (degree)
λ	อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก
θ	ตำแหน่งเชิงมุมของปีกในระนาบการหมุน (degree)
ρ	ความหนาแน่นของอากาศ (kg/m^3)
σ	อัตราส่วนของพื้นที่ที่เป็นส่วนของปีกทั้งหมดในวงแหวน dr นั้นกับพื้นที่วงแหวนหนา dr นั้น
ω	ความเร็วรอบของโรเตอร์ (rpm)

7. บรรณานุกรม

- [1] ซาตรี คอยกัน. รายงานวิทยานิพนธ์เรื่อง สมรรถนะแรงยกของโรเตอร์อโต้ไจโรโหมต โดยใช้ทฤษฎีเบลตอลิเมนต์, ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่, 2544. (กำลังตีพิมพ์)
- [2] สัมพันธ์ ไชยเทพ. "อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น". พิมพ์ครั้งที่ 2. เชียงใหม่ : อนุกรมวิศวกรรมยานยนต์และการบินอวกาศเล่มที่ 1 โครงการจัดตั้งสาขาวิชาวิศวกรรมยานยนต์และการบินอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่, 2535.
- [3] Abbott, I. H. ; von Doenhoff, A. E. "Theory of Wing Sections", New York : Dover Publications, 1959.
- [4] Bramwell, A. R. S. "Helicopter Dynamics", London : Edward Arnold, 76-98, 1976.
- [5] Chapra, S. C. ; Canale, R. P. "Numerical Methods for Engineers", 2nd ed. Singapore : McGraw-Hill, 1988.
- [6] Dougherty, R. L. ; Finnemore, E. J. ; and Franzini, J. B. "Fluid Mechanics with Engineering Applications", 8th ed. Singapore : McGraw-Hill, 1985
- [7] Douglas, A. R. ; Saarlal, M. "An Introduction to Aerospace Propulsion", New Jersey : Prentice-Hall, 1996.
- [8] Etkin, B. ; Reid, Lloyd D. "Dynamics of Flight Stability and Control", 3rd ed. Canada : John Wiley & Sons, 1986.
- [9] Hurt, H. H. Jr. "Aerodynamics for Naval Aviators", Washington : Aviation Supplies & Academics, pp. 405-412, 1965.
- [10] Lysen, E. H. "Introduction to Wind Energy", Amersfoort : SWD Steering Committee Wind Energy Developing Countries, 1982.
- [11] Padfield, G. D. "Helicopter Flight Dynamics", Cambridge : Blackwell, pp. 116-120, 1996.
- [12] Rice, M. S. "Handbook of Airfoil Sections for Light Aircraft", Wisconsin : Hector, 1971.
- [13] Walker, J.F. ; Jenkins, N. "Wind Energy Technology", West Sussex PO19 1UD, England : John Wiley & Sons, 1997.