

การศึกษาและประเมินสมรรถนะปีกหมุนที่ทำงานในโฮเวอร์โหมดด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์

Performance Evaluation of Rotary Wings in Hovering Mode Using Blade Element Theory

สัมพันธุ์ ไชยเทพ และ ธวัชชัย พัฒนชนะ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ 50200

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

Sumpun Chaitep and Tawatchai Patchana

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

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

บทคัดย่อ

บทความนี้เป็นงานนำเสนอการประเมินสมรรถนะปีกหมุนที่ทำงานในลักษณะโฮเวอร์โหมดด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ การวิเคราะห์ได้พิจารณาถึงปัจจัยการเหนี่ยวนำไหลเข้าสู่ปีกของอากาศ โดยสมรรถนะของปีกหมุนจะเน้นไปที่ค่าแรงขับตามแนวแกนเพลลาที่ปีกหมุนสร้างขึ้นและค่าแรงบิดที่ต้องการของปีกหมุน การประเมินได้เปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการทดสอบ โดยปีกหมุนที่ทำการทดสอบมีรูปร่างของภาคหน้าตัดปีกแบบ NACA 0012-B แพลนปีกเป็นรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า คอร์ดขนาด 0.10 เมตร ความยาวปีกที่ใช้ 0.4 0.5 0.6 0.7 และ 0.8 เมตร ไม่มีการบิดของปีกและสภาวะของปีกหมุนมีมุมพิทช์เท่ากับ 0 ถึง 30 องศา ความเร็วรอบของปีกหมุน 0 ถึง 500 รอบต่อนาที ผลจากการประเมินและเปรียบเทียบพบว่าแรงขับที่ได้จากการประเมินมีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์โดยเฉลี่ย 13.0 14.4 23.4 33.4 37.2 และ 39.9 เปอร์เซ็นต์ที่ค่ามุมพิทช์ 5 10 15 20 25 และ 30 องศาตามลำดับ และแรงบิดที่ได้จากการประเมินมีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์โดยเฉลี่ย 10.6 20.1 27.4 27.9 20.9 และ 12.3 เปอร์เซ็นต์ ที่ค่ามุมพิทช์ 5 10 15 20 25 และ 30 องศาตามลำดับ

ABSTRACT

This paper presents the result from performance evaluation of hovering mode rotary wings. The blade element theory was used in this analysis. The rotary wing performances were expressed as thrust and torque. The theoretical was performance compared with the experiment data. Experiment was performed by the testing set of a rotary wings comprised of 2 blades. Section of the blades was an airfoil type NACA 0012-B, the blade was a rectangular shape with a constant cord of 0.10 m and varying the span at 0.4, 0.5, 0.6, 0.7 and 0.8 m long. The blade was non-twist and fixed to a 0.1285 m hub diameter. The range of studying is combination of 0-30 degree of pitch angle and 0-500 rpm rotation. The results revealed that thrust analysis were

13.0, 14.4, 23.4, 33.4, 37.2 and 39.9 percents of error from the experiment data. Torque analysis were 10.6, 20.1, 27.4, 27.9, 20.9, and 12.3 percents of error from experiment data. Whereas the percents of error from both comparisons were performed under the similar conditions at 5, 10, 15, 20, 25 and 30 degree of pitch angle, accordingly.

บทนำ

อากาศยานสามารถแบ่งได้สองชนิดตามต้นกำเนิดแรงยกคือ อากาศยานที่ใช้ปีกยึดแน่นกับลำตัว และที่ใช้ปีกหมุน ซึ่งอากาศยานที่ใช้ปีกหมุนมีสมรรถนะในการบินไปข้างหน้าไม่ดัดนัก แต่ลักษณะเด่นคือสามารถขึ้นลงในที่แคบได้และสามารถลอยตัวในอากาศได้ ทำให้เฮลิคอปเตอร์ถูกใช้ในงานต่างๆทั่วไป

การที่ทราบค่าแรงขับ และแรงบิดของปีกหมุนนั้นจะเป็นประโยชน์อย่างมากในการออกแบบหรือการเลือกใช้งานปีกหมุน แต่การวิเคราะห์หาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์นั้นมีความยุ่งยาก ดังนั้นการใช้คอมพิวเตอร์เข้ามาช่วยในการคำนวณจะทำให้ง่ายต่อการประเมินหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุน

1.1 วัตถุประสงค์ของการศึกษา

สร้างโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อประเมินสมรรถนะปีกหมุนที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์

2. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของปีก

คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของภาคตัดปีกแบบ NACA 0012-B [11] นั้นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน สามารถเขียนความสัมพันธ์กับมุมปะทะได้คือ

$$C_L = -0.000355 \times \alpha^2 + 0.077671 \times \alpha$$

$$; 4^\circ < \alpha < 21.7^\circ$$

$$C_D = 3.21 \times 10^{-3} \times \alpha^2 - 194 \times 10^{-3} \times \alpha + 3.84$$
(1)

$$; 21.7^\circ < \alpha < 30^\circ$$

(2)

$$C_D = 0.000365 \times \alpha^2 + 0.000240 \times \alpha + 0.010290$$

(3)

$$; -4^\circ < \alpha < 21.7^\circ$$

$$C_D = 857 \times 10^{-6} \times \alpha^2 - 12.1 \times 10^{-3} \times \alpha + 92.1 \times 10^{-3}$$

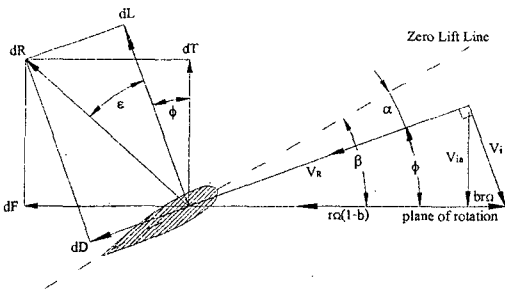
(4)

$$; 21.7^\circ < \alpha < 30^\circ$$

2.2 ทฤษฎีเบลตอลิเมนต์ (Blade Element Theory)

ทฤษฎีเบลตอลิเมนต์พิจารณาส่วนเล็กๆ ของปีกที่มีความหนา dr มีความยาวคอร์ด c มีอากาศไหลเข้าหาด้วยความเร็ว V_R ในทิศทางที่ทำมุม ϕ กับระนาบการหมุน มีมุมพิทช์ (Pitch Angle) β และมีมุมปะทะ α

$$\alpha = \beta - \phi \quad (5)$$



รูป 2 แสดงความเร็วอากาศและแรงกระทำบนแผนอากาศเล็กๆ ของปีก
ที่มา : Douglas [7]

เมื่อกระจายแรงยกและแรงต้านให้อยู่แนวตั้งฉากและขนานกับระนาบการหมุน จะได้แรงลิฟท์ที่เกิดขึ้นคือ แรงขับ dT และแรงในระนาบการหมุน dF [7]

$$dT = \frac{1}{2} \rho V_R^2 (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) dr \quad (6)$$

$$dF = \frac{1}{2} \rho V_R^2 (C_L \sin \phi + C_D \cos \phi) dr \quad (7)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho V_R^2 (C_L \sin \phi + C_D \cos \phi) r dr \quad (8)$$

2.3 ความเร็วอากาศไหลวนหลังใบพัด

มวลอากาศที่ไหลผ่านใบพัดจะหมุนไปตามการหมุนของใบพัด การเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงมุมของอากาศเป็น $2b\Omega$ ซึ่งแรงบิดสามารถหาได้จากอัตราการเปลี่ยนโมเมนตัมเชิงมุมของอากาศที่กระทำต่อภาคตัดกลีบใบ dr ที่รัศมี r [10]

$$dQ = \rho 2\pi r V_{ia} r^3 2b\Omega \quad (9)$$

เมื่อประยุกต์เข้ากับทฤษฎีเบลตอลิเมนต์ จะได้

$$\frac{b}{(1-b)} = \frac{N(C_L \sin \phi + C_D \cos \phi)}{8\pi r^2 \sin \phi \cos \phi} \quad (10)$$

ความเร็วลิฟท์ของอากาศที่ไหลเข้าสู่แต่ละส่วนเล็กๆ ของใบพัดหาได้จาก

$$V_R = \sqrt{V_{ia}^2 + (r\Omega(1-b))^2} \quad (11)$$

$$V_{ia} = r\Omega(1-b) \tan \phi \quad (12)$$

2.4 การคำนวณหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุน

การวิเคราะห์หาค่าแรงขับและแรงบิดด้วยทฤษฎีเบลตอลิเมนต์โดยสมมุติให้ความเร็วอากาศไหลเข้ามีทิศทางตั้งฉากกับความเร็วและใช้การหาค่าตอบด้วยวิธีการทำซ้ำ (Iteration)

เมื่อทราบตัวแปรต่างๆ จากการหาค่าตอบด้วยวิธีการทำซ้ำจะ

สามารถหาอัตราการเปลี่ยนแปลงแรงขับ $\left(\frac{dT}{dr}\right)$ และแรงบิด $\left(\frac{dQ}{dr}\right)$

เทียบกับการเปลี่ยนแปลงรัศมีได้จากสมการ (6) และ (8) และทำการอินทิเกรตตลอดความยาวปีกจะได้แรงขับ และแรงบิดของปีกหมุน

$$T = \int_{r_{root}}^{r_{tip}} \left(\frac{dT}{dr} \right) dr \quad (13)$$

$$Q = \int_{r_{root}}^{r_{tip}} \left(\frac{dQ}{dr} \right) dr \quad (14)$$

3 วิธีการดำเนินงาน

3.1 โปรแกรมคอมพิวเตอร์สำหรับการคำนวณหาแรงขับ และแรงบิด

โปรแกรมเขียนด้วยภาษา Visual Basic 5 ตามแผนผังที่แสดงดังรูปที่ 3 ข้อมูลของตัวแปรที่คำนวณได้เก็บบันทึกไว้ในแฟ้มฐานข้อมูลชนิด Microsoft Access

3.2 การประเมินหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุน

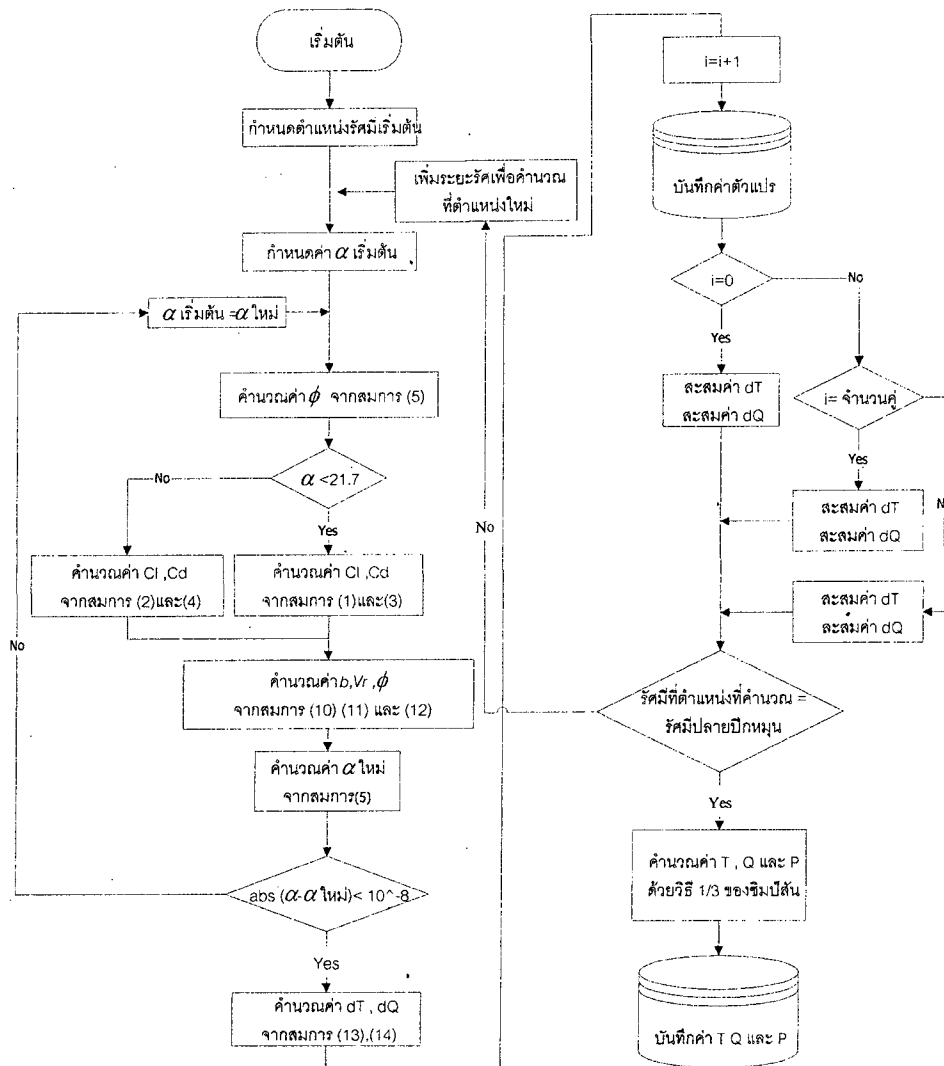
การประเมินหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนได้ทำที่สภาวะปีกหมุนดังนี้

- ปีกหมุนมี 2 กลีบใบ ภาคหน้าตัดของปีกเป็นแอร์ฟอยล์ชนิด N.A.C.A.0012-B ขนาดคอร์ด 0.1 เมตร คงที่ตลอดความยาวปีก ความยาวปีก 0.4 0.5 0.6 0.7 และ 0.8 เมตร รัศมีดุมใบพัดขนาด 0.1285 เมตร
- ปีกหมุนทำงานในสภาวะมุมพิทช์ 0 ถึง 30 องศาความเร็วรอบของปีกหมุน 0 ถึง 500 รอบต่อนาที
- อุณหภูมิ 28 องศาเซลเซียส และความดันบรรยากาศ 743 มิลลิเมตรปรอท

4. ผลการประเมินสมรรถนะของปีกหมุน

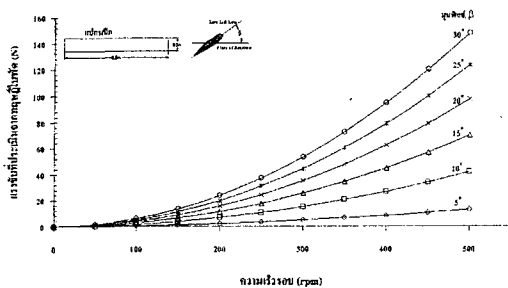
4.1 ผลการประเมินด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

ผลจากการดำเนินการประเมินหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์สามารถแยกได้ดังนี้



รูปที่ 3 แสดงแผนผังของโปรแกรมในส่วนของการคำนวณที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีเบลตอลิเมนต์

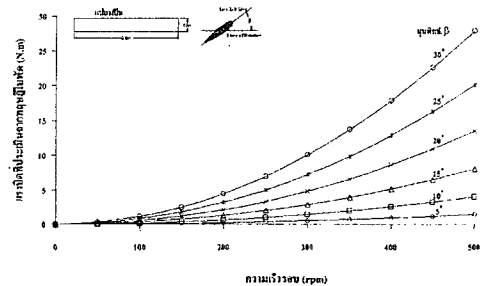
4.1.1 ผลการประเมินแรงขับและแรงบิดของปีกหมุน



รูปที่ 4 แสดงตัวอย่างผลการประเมินแรงขับของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 5 ถึง 30 องศา อัตราส่วนส่นทรรศ 8

ในที่นี้นำเสนอเฉพาะตัวอย่างของผลการประเมินแรงขับของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 5 ถึง 30 องศา อัตราส่วนส่นทรรศเท่ากับ 8 เท่านั้น ที่ค่าอัตราส่วนส่นทรรศอื่นคือ 4 5 6 และ 7 ก็มีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน จากผลการประเมินพบว่าแรงขับเพิ่มขึ้นตามมุมพิทช์ที่เพิ่มขึ้นและ

ความเร็วรอบการหมุนที่เพิ่มขึ้น โดยแรงขับมีความสัมพันธ์กับความเร็วรอบในลักษณะโพโลโนเมียลดีกรี 2 และมีค่าสูงสุดที่ตำแหน่งมุมพิทช์ 30 องศา ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที



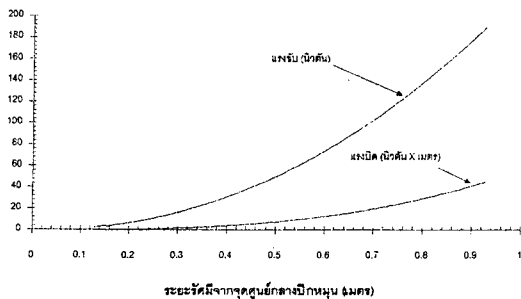
รูปที่ 5 แสดงตัวอย่างผลการประเมินแรงบิดของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 5 ถึง 30 องศา อัตราส่วนส่นทรรศ 8

ตัวอย่างของผลการประเมินแรงบิดของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 5 ถึง 30 องศา อัตราส่วนส่นทรรศเท่ากับ 8 แสดงดังรูปที่ 5 ทั้งนี้ที่ค่าอัตราส่วนส่นทรรศอื่นคือ 4 5 6 และ 7 ก็มีแนวโน้มของค่าแรงบิดไปในทิศ

ทางเดียวกันทั้งหมด จากผลการประเมินพบว่าแรงบิดเพิ่มขึ้นเมื่อมุมพิทช์เพิ่มขึ้นหรือเมื่อความเร็วรอบการหมุนเพิ่มขึ้น โดยแรงบิดมีความสัมพันธ์กับความเร็วยกกำลังสองในลักษณะโพลีโนเมียลดีกรี 2 และมีค่าสูงสุดที่ตำแหน่งมุมพิทช์ 30 องศา ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที

4.2 ลักษณะการกระจายแรงขับและแรงบิดตลอดความยาวปีก

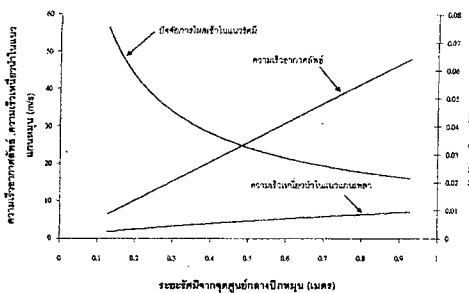
ตัวอย่างของการกระจายแรงขับและแรงบิดตามความยาวปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที แสดงดังรูปที่ 6 ที่ค่ามุมพิทช์และค่าอัตราส่วนสนทรรศอื่นนั้นแนวโน้มมีลักษณะคล้ายกันทั้งหมด แรงขับและแรงบิดเพิ่มขึ้นเมื่อระยะรัศมีเพิ่มขึ้น ซึ่งเพิ่มขึ้นในลักษณะโพลีโนเมียลดีกรี 2



รูปที่ 6 แสดงตัวอย่างของการกระจายแรงขับและแรงบิดตามความยาวปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที

4.3 ลักษณะการกระจายของความเร็วและปัจจัยการไหลเข้าในแนวรัศมีตลอดความยาวปีก

ตัวอย่างของการกระจายของความเร็วอากาศและปัจจัยการไหลเข้าในแนวรัศมีตลอดความยาวปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที แสดงดังรูปที่ 7



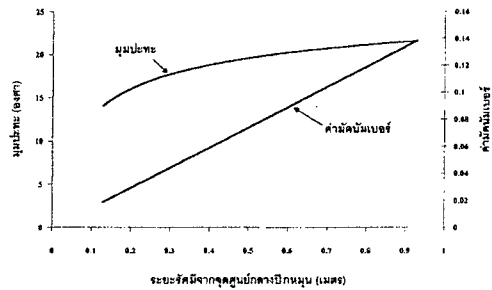
รูปที่ 7 แสดงตัวอย่างการกระจายขององค์ประกอบของความเร็วอากาศตามความยาวปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที

ปัจจัยการไหลเข้าในแนวรัศมีนั้นมีขนาดเล็กซึ่งมีค่ามากที่สุดอยู่ที่ตำแหน่งโคนปีกและจะค่อยๆ ลดลงจนถึงปลายปีกซึ่งค่ามากที่สุดในการศึกษานี้เท่ากับ 0.075 ความเร็วเฉลี่ยในแนวแกนเพลาเพิ่มขึ้นจากโคนปีกจนถึงปลายปีกโดยมีค่ามากที่สุดในช่วงการศึกษาเท่ากับ 7 เมตรต่อวินาทีที่ปลายปีก และความเร็วอากาศสัมพันธ์กับแนวโน้มเพิ่มในลักษณะเส้นตรงจากโคนปีกถึงปลายปีกมีค่าสูงสุด 48.1 เมตรต่อวินาที แสดงให้เห็นว่าความเร็วอากาศสัมพันธ์กับองค์ประกอบส่วน

ใหญ่มาจากความเร็วของปีกเองเพราะปัจจัยการไหลเข้าในแนวรัศมีและความเร็วเฉลี่ยในแนวแกนมีค่าน้อย ทำให้แนวโน้มความเร็วสัมพันธ์กับระยะรัศมีของปีกมีลักษณะเป็นเส้นตรง

4.4 ลักษณะการกระจายของมุมปะทะและค่าค่านิมเบอร์ตลอดความยาวปีก

ตัวอย่างของการกระจายของมุมปะทะและค่าค่านิมเบอร์ตลอดความยาวปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที แสดงดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 แสดงตัวอย่างการกระจายของมุมปะทะและค่าค่านิมเบอร์ตามความยาวปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที

มุมปะทะมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นตามระยะรัศมีปีกจากโคนถึงปลายปีก โดยยังมีค่าน้อยกว่าค่าของมุมพิทช์ ซึ่งในการทดลองประเมินสมรรถนะในช่วงสภาวะที่ได้กำหนดไว้มุมปะทะสูงสุดที่ประเมินได้มีค่า 21.57 องศา ที่ตำแหน่งปลายปีกของปีกหมุนที่มีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศ 8 ความเร็วรอบ 500 รอบต่อนาที ค่าค่านิมเบอร์ที่ได้มีค่าน้อยและเพิ่มขึ้นตามระยะรัศมีของปีกในลักษณะเส้นตรง

4.5 เปรียบเทียบผลการประเมินกับผลจากการทดสอบบนแท่นทดสอบ

แรงขับและแรงบิดที่ได้จากการประเมินด้วยทฤษฎีเบลตอลลิเมนต์เมื่อนำมาเปรียบเทียบกับแรงขับและแรงบิดที่ได้จากการทดสอบ พบว่าค่าผิดพลาดสัมพัทธ์มีแนวโน้มที่เปลี่ยนแปลงให้เห็นอย่างชัดเจนเมื่อค่ามุมพิทช์ของปีกหมุนเปลี่ยนไป ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์เฉลี่ยที่มุมพิทช์ต่างๆ แสดงดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 แสดงค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ของการประเมิน

มุมพิทช์	ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ของแรงขับ (%)	ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ของแรงบิด (%)
5	20.33	12.69
10	13.99	20.77
15	29.65	21.07
20	42.74	21.38
25	47.77	13.71
30	51.27	4.71

จากการเปรียบเทียบพบว่าแรงขับที่ได้จากการทดสอบนั้นน้อยกว่าค่าแรงขับที่ได้จากการประเมิน และค่าแรงบิดที่ได้จากการ

ทดสอบมีค่ามากกว่าที่ได้จากการประเมินโดยการประเมินแรงขับของปีกหมุนที่มีหน้าตัดแบบ เอ็นเอซีเอ 0012-บี ครั้งนี้ได้ผลใกล้เคียงกับการทดสอบมากที่สุดที่สภาวะมุมพิทช์ 5 และ 10 องศา โดยมีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์อยู่ในช่วง 0-25% แต่สำหรับแรงบิดประเมินได้ใกล้เคียงกับการทดสอบที่มุมพิทช์ 5 และ 30 องศาโดยค่าผิดพลาดสัมพัทธ์อยู่ในช่วง 0-15 % ค่าผิดพลาดจากการประเมินของแรงขับและแรงบิดนั้นมีแนวโน้มคล้ายกันในช่วงมุมพิทช์ 5 ถึง 15 องศาคือเพิ่มขึ้นเมื่อมุมพิทช์เพิ่มขึ้น แต่ในช่วงมุมพิทช์ 20 ถึง 30 องศา ค่าผิดพลาดของแรงขับและแรงบิดมีแนวโน้มตรงข้ามกันคือ ค่าผิดพลาดของแรงขับเพิ่มขึ้นเมื่อมุมพิทช์เพิ่มขึ้นแต่ค่าผิดพลาดของแรงบิดลดลงเมื่อมุมพิทช์เพิ่มขึ้น

ความผิดพลาดของแรงขับและแรงบิดที่ได้จากการประเมินด้วยทฤษฎีวอร์เทคครั้งนี้ยังมีค่าผิดพลาดอยู่มากเมื่อเทียบกับการทดสอบเมื่อพิจารณาผลการประเมินและแนวโน้มของค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ของอริบยาได้จากปัจจัยต่างๆ ดังนี้

ก. ผลจากความหยาบของผิวปีก

ความหยาบของผิวปีกมีผลกระทบต่อคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแอร์ฟอยล์[3] โดยคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแอร์ฟอยล์ที่ใช้ประเมินในการศึกษาครั้งนี้เป็นข้อมูลของแอร์ฟอยล์ที่มีผิวเรียบ แต่ในทางปฏิบัติปีกที่ใช้ในการทดสอบนั้นเป็นปีกที่มีผิวมีความขรุขระบ้างจึงไม่ได้นำมาคิดด้วยในการประเมิน ทำให้ค่าคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแอร์ฟอยล์ของปีกที่สร้างขึ้นจึงเปลี่ยนไปจากข้อมูลที่ใช้ในการประเมิน จึงเป็นสาเหตุหนึ่งที่ทำให้เกิดค่าผิดพลาด และค่าผิดพลาดที่เกิดจากปัจจัยนี้จะแปรผันกับค่ามุมพิทช์เพราะคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแอร์ฟอยล์ที่เปลี่ยนแปลงไปจะต้องเปลี่ยนไปตามค่ามุมปะทะดังนั้นเมื่อมุมปะทะแปรเปลี่ยนไปตามมุมพิทช์แล้วจึงเป็นผลให้ค่าผิดพลาดที่เกิดขึ้นเปลี่ยนไปตามมุมพิทช์

ข. ผลจากคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ที่เป็น 2 มิติ

คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของปีกที่ใช้ในการประเมินสมรรถนะครั้งนี้เป็นคุณสมบัติที่ได้จากการทดลองที่การไหลของอากาศผ่านปีกเป็นแนวเส้นตรง (Translation Flow) ซึ่งการวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์และทฤษฎีวอร์เทคนั้นได้พิจารณาส่วนเล็กๆ ของปีกแบบ 2 มิติ ซึ่งเป็นสมมติฐานของทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ แต่สำหรับการทำงานของปีกหมุนนั้นแผนอากาศที่เคลื่อนที่ในลักษณะหมุนรอบแกนเพลลาซึ่งการไหลของอากาศผ่านปีกในลักษณะ Rotation Flow สัมพัทธ์กับปีก และไม่เป็น 2 มิติ ดังนั้นคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแอร์ฟอยล์ใช้ในการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนจึงไม่ตรงกับการทำงานจริงของปีกด้วยเหตุผลดังกล่าวจึงมีส่วนทำให้การประเมินสมรรถนะผิดพลาดได้

5 สรุปผลการศึกษา

ในการศึกษาค้นคว้านี้ประเมินสมรรถนะหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนด้วยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ ซึ่งทำโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่สร้างขึ้น ผลการประเมินแรงขับและแรงบิดปีกหมุนที่มีหน้าตัดแอร์ฟอยล์แบบ NACA 0012-B ซึ่งปีกมีคอร์ดขนาด 0.1 เมตร และอัตราส่วนสนทรรค 4 5 6 7 และ 8 โดยมีรัศมีของคัมโบ้พัดเท่ากับ

0.1285 เมตร ในช่วงของมุมพิทช์ 5 ถึง 30 องศา ความเร็วรอบ 0-500 รอบต่อนาที พบว่าทั้งแรงขับและแรงบิดที่ได้จากการประเมินมีลักษณะของแนวโน้มเพิ่มขึ้นตามความเร็วรอบของปีกหมุนที่เพิ่มขึ้นคล้ายกับที่แนวโน้มที่ได้จากการทดสอบแต่มีขนาดของแรงต่างกันซึ่งมีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์โดยเฉลี่ย 20.33 13.99 29.65 42.74 47.77 และ 51.27 เปอร์เซ็นต์ที่ค่ามุมพิทช์ 5 10 15 20 25 และ 30 องศาตามลำดับ และในส่วนการประเมินแรงบิดของปีกหมุนการวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีวอร์เทคมีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ 12.69 20 77 21.07 21.38 13.71 และ 4.71 เปอร์เซ็นต์ ที่ค่ามุมพิทช์ 5 10 15 20 25 และ 30 องศาตามลำดับ สภาวะที่ประเมินได้สอดคล้องกับผลการทดสอบมากที่สุดคือที่มุมพิทช์ 10 องศา สำหรับแรงขับ และที่มุมพิทช์ 5 และ 30 องศา สำหรับแรงบิด

บรรณานุกรม

- [1] รัชัญชัย จันทกัณฑ์ และธาริน สิทธิธรรมชาวี. (2540). Microsoft Visual Basic Version 5.0. กรุงเทพฯ: ส.เอเซียเพรส 1989.
- [2] สัมพันธ์ ไชยเทพ. (2535). อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น. เชียงใหม่: โครงการจัดตั้งสาขาวิชาวิศวกรรมยานยนต์และการบินอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่.
- [3] Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E. (1959). Theory of Wing Sections. New York: Dover Publications.
- [4] Anderson, J.D. Jr. (1991). Fundamentals of Aerodynamics. 2nd Edition. Singapore: McGraw-Hill.
- [5] Bramwell, A. R. S. (1976). Helicopter Dynamics. London: Edward Arnold.
- [6] Chapra, S.C. and Canale, R.P. (1990). Numerical Methods for Engineers. Singapore: McGraw-Hill.
- [7] Douglas, A.R. and Saaras, M. (1996). An Introduction to Aerospace Propulsion. New Jersey: Prentice-Hall.
- [8] Hurt, H.H., Jr. (1965). Aerodynamics for Naval Aviators. Washington: Aviation Supplies & Academics.
- [9] Houghton, E. L. and Brock, A. E. (1970). Aerodynamics for Engineering Students. London: Edward Arnold.
- [10] McCormick, B.W. (1995). Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics. New York: John Wiley & Sons.
- [11] Rice, M. S. (1971). Handbook of Airfoil Sections for Light Aircraft. Wisconsin: Hector Cervantes.

สัญลักษณ์

- b ค่าปัจจัยการไหลเข้าในแนวรัศมีของปีกหมุน
- C_D สัมประสิทธิ์แรงต้าน
- C_L สัมประสิทธิ์แรงยก
- c ความยาวคอร์ด (m)
- dD แรงต้านในส่วนเล็กๆของปีก (m)
- dF แรงในระนาบการหมุนของใบพัดที่กระทำในส่วนเล็กๆของกิลิป (m)
- dL แรงยกในส่วนเล็กๆของกิลิป (m)

dQ	แรงบิดที่เกิดขึ้นกับส่วนเล็กๆของกลีบใบ (N.m)	V_{ia}	ความเร็วเหนี่ยวนำในแนวแกน (m/s)
d r	ความหนาของส่วนเล็กๆของปีกที่พิจารณา (m)	α	มุมปะทะ (degree)
dT	แรงขับในส่วนเล็กๆของปีก (m)	β	มุมที่วัดจากระนาบการหมุนจนถึงเส้นแรงยกเป็นศูนย์ (degree)
Q	แรงบิด (N)	ρ	ความหนาแน่นของอากาศ (kg/m ³)
r	ระยะรัศมีจากจุดศูนย์กลางปีกหมุนของส่วนเล็กๆของปีกที่พิจารณา (m)	ϕ	มุมที่ความเร็วลัพธ์กระทำกับระนาบการหมุน (degree)
r _{tip}	รัศมีที่ปลายปีก (m)	Ω	ความเร็วเชิงมุมของใบพัด (rad/s)
r _{root}	รัศมีที่โคนปีก (m)		
T	แรงขับ (N)		
V _R	ความเร็วลัพธ์ของลมที่กระทำกับปีก (m/s)		