

## สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ในสภาวะออโตไจโร Lift coefficient and Drag coefficient of a Rotor in Autogyro Mode

สัมพันธุ์ ไชยเทพ<sup>1</sup> และ ตินนกร ภูวadin<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ อ.เมือง จ.เชียงใหม่ 50200  
โทร 0-5394-2004, โทรสาร 0-5394-2062, E-mail : sumpun@eng.cmu.ac.th

<sup>2</sup> ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล สถาบันเทคโนโลยีราชมงคล วิทยาเขตขอนแก่น อ.เมือง จ.ขอนแก่น 40000  
โทร 0-4333-6370, โทรสาร 0-4323-7483, E-mail : tom\_poowadin@hotmail.com

Sumpun Chaitep<sup>1</sup> and Tinnakorn Poowadin<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Chiang Mai University, Chiang Mai, 50200, Thailand  
Tel. 0-5394-2004, Fax. 0-5394-2062, Email : sumpun@eng.cmu.ac.th

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, Rajamangala Institute of Technology Khonkaen Campus, Khonkaen , 40000, Thailand  
Tel. 0-4333-6370, Fax. 0-4323-7483, Email : tom\_poowadin@hotmail.com<sup>2</sup>

### บทคัดย่อ

การศึกษานี้มีจุดประสงค์เพื่อศึกษาสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ในสภาวะออโตไจโร โดยโรเตอร์ประกอบด้วยปีกหมุน 2 ใบ แต่ละใบมีภาคตัดปีกแบบ Clark Y ที่มีขนาดคอร์ด 0.06 เมตรคงที่ ตลอดความยาวปีก 0.375 เมตร โดยทำการทดลองในอุโมงค์ลม และศึกษาถึงผลกระทบของมุมพิชของโรเตอร์ที่อยู่ในช่วง 0 ถึง -15 องศา ผลการเอียงของเพลารอเตอร์ที่ 0 ถึง 45 องศา และผลของความเร็วมุมที่พัดเข้าหาโรเตอร์ในช่วงไม่เกิน 9 เมตรต่อวินาที

ผลจากการศึกษาพบว่า แนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ มีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่ออัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกเพิ่มขึ้น โดยที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์เท่ากับ 45 องศา สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ จะมีค่าเท่ากันคือมีค่าเท่ากับ 2.97 ที่อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกเท่ากับ 6.2 ส่วนที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์เท่ากับ 15 องศา จะมีค่าของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำที่สุดคือเท่ากับ 0.38 และ 0.1 ที่อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกเท่ากับ 3.8 สรุปผลจากการศึกษาได้ตำแหน่งที่ดีที่สุด สำหรับโรเตอร์ในสภาวะออโตไจโรซึ่งมีภาคตัดปีกแบบ Clark Y ควรมีตำแหน่งมุมเอียงอยู่ในช่วงที่ไม่ต่ำกว่า 15 องศา และไม่เกินกว่า 30 องศา โดยตั้งตำแหน่งมุมพิชของปีกที่ -2 องศา

### Abstract

This research was aimed at studying Lift coefficient and Drag coefficient of a Rotor in Autogyro Mode. The rotor consisted of two blades Clark Y airfoil of the 0.06 m constant chord and the constant pitch angle throughout the whole length of 0.375 m. Test run in wind tunnel were conducted. Combination of following parameters were selected in this study, i.e., the pitch angles of blade between 0° to -15°, the tilt angles of rotor shaft between 0° to 45° and the air velocities within 9 m/s.

Experimental results showed that the Lift coefficient and Drag coefficient were increasing when the Tip speed ratio ascending correspondingly. Lift coefficient and Drag coefficient are equal to each other at 45° tilt angle, of which, both coefficients were measured at 2.97 at 6.2 tip speed ratio. However, at 15° tilt angle, the Lift coefficient and the Drag coefficient were at the lowest values, i.e. at 0.38 and 0.1 respectively, with the tip speed ratio at 3.8.

It can be concluded that, for the best position in Autogyro Mode, the tilt angle should be positioned between 15° to 30° while the pitch angle should be set at -2°

### 1. บทนำ

ในปัจจุบันอากาศยานแบบปีกหมุนที่ได้รับความนิยมยังคงเป็นเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งข้อได้เปรียบของเฮลิคอปเตอร์คือสามารถ ขึ้น-ลง ทางตั้งได้ แต่ก็ต้องการเครื่องยนต์ที่มีกำลังสูงเพื่อขับโรเตอร์ ใบพัดของโรเตอร์จึงถูกออกแบบเพื่อลดแรงต้านของใบพัดในขณะที่ใบพัดหมุนผ่านอากาศด้วยความเร็วสูง ถ้าพิจารณาถึงรูปแบบของใบพัดที่เป็นแบบแผ่นแบนกับรูปแบบของใบพัดแบบที่มีแคมเบอร์ จากข้อมูลของภาคตัดปีกจะพบว่า สำหรับการบินที่ความเร็วต่ำรูปแบบของภาคตัดปีกแบบที่มีแคมเบอร์จะให้แรงยกสูงกว่า ซึ่งในงานวิจัยนี้จะทดสอบสมรรถนะของโรเตอร์ในสภาวะออโตไจโร โดยโรเตอร์จะสามารถสร้างแรงยกได้จากการหมุนอย่างอัตโนมัติเมื่อมีกระแสลมไหลผ่าน จากคุณสมบัติพิเศษนี้ทำให้โรเตอร์สร้างแรงยกได้ โดยไม่ต้องอาศัยแรงขับจากเครื่องยนต์ รูปแบบภาคตัดปีกแบบ Clark Y ซึ่งเป็นรูปแบบของภาคตัดปีกที่มีแคมเบอร์จึงถูกเลือกมาใช้ในงานวิจัยนี้ เพื่อศึกษาถึงสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ในสภาวะที่กำหนดโดยทำการทดลองในอุโมงค์ลมแล้วนำผลการทดลองที่ได้มาหาความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์เทียบกับอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก ( $\lambda$ )

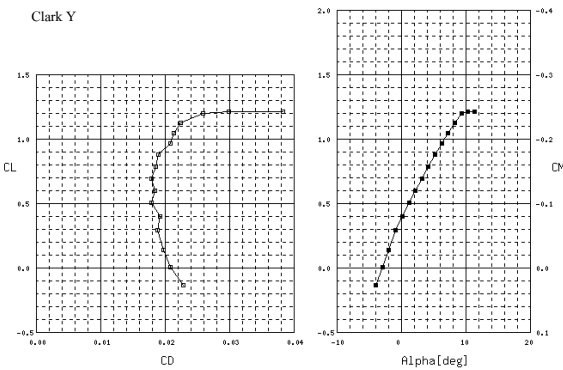
## 2. ทฤษฎี

### 2.1 คุณลักษณะของภาคตัดปีกแบบ Clark Y

กระแสลมเมื่อไหลผ่านวัตถุจะมีแรงกระทำเกิดขึ้น โดยแรงที่ตั้งฉากกับความเร็วสัมพัทธ์เรียกว่าแรงยก ส่วนแรงที่มีทิศทางเดียวกับความเร็วสัมพัทธ์เรียกว่าแรงต้าน โดยทั่วไปนิยมแสดงอยู่ในรูปไร้หน่วยคือสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน ในส่วนของของภาคตัดปีกแบบ Clark Y พิจารณาจากรูปที่ 1 จะได้ความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน เทียบกับมุมปะทะเป็นไปตามสมการ

$$C_L = 0.09519\alpha + 0.337601 \quad (1)$$

$$C_D = 0.0183 - 0.000586\alpha + 0.0001513\alpha^2 \quad (2)$$



รูปที่ 1 สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน เทียบกับมุมปะทะของภาคตัดปีกแบบ Clark Y [8]

### 2.2 ทฤษฎีโมเมนตัมตามแนวแกน

ทฤษฎีโมเมนตัมตามแนวแกนเป็นทฤษฎีเบื้องต้น ที่ใช้คำนวณค่าแรงที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงของโมเมนตัมในแนวของการไหลของลำอากาศที่พัดผ่านตัวโรเตอร์ ทฤษฎีนี้ได้ถูกพัฒนามาจากทฤษฎีแผ่นแอ็คชูเอเตอร์ ( Actuator disk ) ของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งคิดค้นขึ้นโดย Rankine และ Froude ต่อมาได้ถูกพัฒนาเพิ่มเติมโดย Betz และ Glauert ในช่วง ค.ศ. 1920 โดยอยู่ภายใต้สมมติฐานคือ ใบพัดหมุนโดยไม่มีการสูญเสียจากแรงเสียดทาน ความดันในลำอากาศที่ตำแหน่งปลายทาง มีค่าเท่ากับความดันอากาศที่ตำแหน่งต้นทาง และไม่มีการหมุนของอากาศด้านหลังโรเตอร์ เราสามารถแสดงค่าแรงขับ(Thrust) จากสมการโมเมนตัม ได้ดังนี้คือ[5]

$$dT = 4a(1-a)\frac{1}{2}\rho v^2 2\pi r.dr \quad (3)$$

และสมการแรงบิด (Torque) มีรูปแบบสมการคือ

$$dQ = 4a'(1-a)\frac{1}{2}\rho v^2 \lambda r 2\pi r.dr \quad (4)$$

### 2.3 ทฤษฎีเบลคอลลีเมนต์

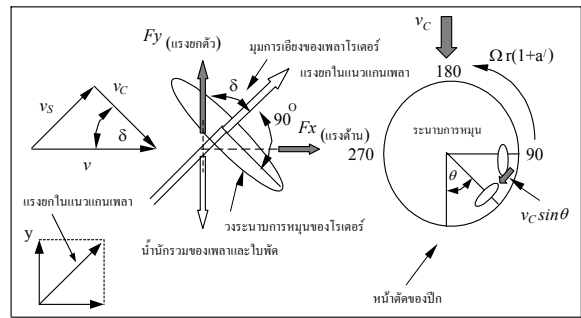
ทฤษฎีเบลคอลลีเมนต์ตั้งอยู่บนสมมติฐานที่ว่า ไม่มีการรบกวนเกิดขึ้นระหว่างเบลคอลลีเมนต์ที่อื่น ๆ ตลอดทั้งปีก และแรงที่กระทำบนเบลคอลลีเมนต์จะอยู่ในรูปของแรงยกและแรงต้านบนภาคตัดปีก ในกรณีที่มีโรเตอร์มีจำนวนปีกหมุน B ใบ สมการแรงขับและสมการแรงบิดมีรูปแบบการ คือ [5]

$$dT = B\frac{1}{2}\rho W^2 (C_L \cos\phi + C_D \sin\phi).c.dr \quad (5)$$

$$dQ = B\frac{1}{2}\rho W^2 (C_L \sin\phi - C_D \cos\phi).r.c.dr \quad (6)$$

### 2.4 การวิเคราะห์แรงยกบนโรเตอร์ในสภาวะออโตโร

การทำงานที่สภาวะออโตโรโรมีจุดหมายหลักคือต้องการหาค่าแรงยกที่เกิดขึ้น จากการดำเนินงานของโรเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 แสดงการทำงานของโรเตอร์ในสภาวะออโตโร

ค่าที่ได้จากสมการแรงขับและสมการแรงบิด ซึ่งคำนวณโดยทฤษฎีโมเมนตัมนั้นเป็นค่าทางอุดมคติและแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของใบพัดของตัว โรเตอร์ที่ใช้ในทฤษฎีโมเมนตัมนั้นมีลักษณะเป็นแผ่นแอคชูเอเตอร์ ซึ่งในความเป็นจริงแล้วใบพัดของโรเตอร์เวลาหมุนจะไม่เป็นแผ่นแอคชูเอเตอร์ตามที่สมมติ เนื่องจากจะมีช่องว่างในโรเตอร์ระหว่างใบพัดหนึ่งไปยังอีกใบพัดหนึ่ง ดังนั้นค่าอัตราโมเมนตัมเชิงเส้นและอัตราโมเมนตัมเชิงมุมที่คำนวณโดยทฤษฎีโมเมนตัมจึงสูงกว่าค่าที่เป็นจริงในทางปฏิบัติแล้วจะต้องมีการแก้ไขสมการ (3) และสมการ (4) เพื่อให้สอดคล้องใกล้เคียงความเป็นจริงมากขึ้นเมื่อพิจารณาค่าปริมาณความเร็วที่ถูกชะลอของลำอากาศทั้งหมดตามแบบทฤษฎีโมเมนตัมจึงจำเป็นต้องใช้ค่าเฉลี่ย ซึ่งค่าเฉลี่ยนี้สามารถคำนวณได้หลายวิธี แต่ในการวิจัยนี้จะใช้ค่าเฉลี่ยของปริมาณความเร็วที่ถูกชะลอซึ่ง L.Prandtl เป็นผู้พัฒนาขึ้น โดยคำนวณค่าเฉลี่ยด้วยแฟคเตอร์ที่เขาพัฒนาขึ้น คู่กับค่าปริมาณความเร็วที่ถูกชะลอที่เกิดขึ้นบนแผ่นวอร์เท็กซ์ แฟคเตอร์นี้เรียกว่า แฟคเตอร์การสูญเสียที่ปลายปีก (Tip loss factor ) ซึ่งมีค่าเท่ากับ [6]

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos \left( \exp \left\{ 0.5 \left[ 1 - \frac{r}{R} \right] B \sqrt{1 + X^2} \right\} \right) \quad (7)$$

Willson และ Lissaman [4] ได้เสนอให้ใช้ฟังก์ชัน F คูณเข้ากับแฟคเตอร์การไหลภายใน  $a$  และ  $a'$  เฉพาะในส่วนของทฤษฎีโมเมนตัมเท่านั้น ส่วนในทฤษฎีเบลตอิลิเมนต์ยังคงรูปสมการเดิม ดังนั้นเมื่อนำค่าแรงขับจากสมการ (3) ซึ่งพิจารณาถึงค่าสูญเสียที่ปลายปีกเข้าไปด้วยแล้ว มาเท่ากับค่าแรงขับของใบพัดจากสมการ (5) ที่ได้มาจากทฤษฎีเบลตอิลิเมนต์จะได้ความสัมพันธ์ดังนี้

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

และในทำนองเดียวกันจากสมการ (4) และสมการ (6) ได้ความสัมพันธ์ของสมการแรงบิด ดังนี้คือ

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

โดยที่สมการ (8) และ (9) ใช้สำหรับคำนวณหาค่าแฟคเตอร์การไหล  $a$  และ  $a'$  ซึ่งนำมาใช้ในการคำนวณหาค่าแรงยกของโรเตอร์ สำหรับค่าของแรงยกที่เกิดขึ้นจากการทำงานของโรเตอร์ในสภาวะอโตโรสามารถคำนวณได้จากสมการ

$$dT = (1-a)^2 \sigma \frac{C_L \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left[ 1 + \frac{C_D}{C_L} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho v_s^2 2\pi r dr \quad (10)$$

ส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ คือ อัตราส่วนของแรงยกและแรงต้าน ต่อปริมาณโมเมนตัมของอากาศที่ผ่านหน้าตัดของโรเตอร์ มีรูปแบบสมการ คือ

$$C_{L\_Rotor} = \frac{F_y}{\frac{1}{2} \rho A v_s^2} \quad (11)$$

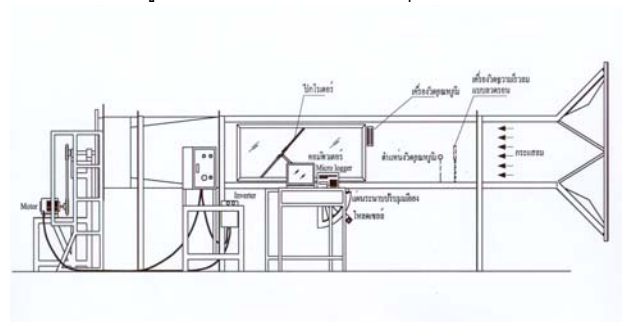
$$C_{D\_Rotor} = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho A v_s^2} \quad (12)$$

### 3.วิธีการดำเนินงานวิจัย

ในงานวิจัยนี้จะทำการทดสอบหาแรงยกและแรงต้านที่เกิดขึ้นของโรเตอร์ในสภาวะอโตโร ซึ่งทำการทดสอบในอุโมงค์ลม ดังแสดงในรูปที่ 3 โดยกำหนดเงื่อนไขในการทดสอบคือ ค่าความเร็วลมในอุโมงค์ลม ซึ่งจะแปรเปลี่ยนทั้งหมด 5 ค่า มีค่าความเร็วลมอยู่ระหว่าง 4.5 - 8.5 เมตรต่อวินาที มุมเอียงของโรเตอร์ ซึ่งจะแปรเปลี่ยนทั้งหมด 4 ค่า คือ 0 15 30 และ 45 องศา ตามลำดับ และมุมพิทช์ปีกของโรเตอร์ ซึ่งจะแปรเปลี่ยนทั้งหมด 5 ค่า คือ -2 -4 -8 -12 และ -15 องศา ตามลำดับ



รูปที่ 3 การทดสอบโรเตอร์ในอุโมงค์ลม



รูปที่ 4 แสดงการติดตั้งชุดทดสอบโรเตอร์ในอุโมงค์ลม

สำหรับเครื่องมือวัดแรงยกของโรเตอร์ ที่ได้ออกแบบสร้างขึ้นเพื่อใช้ในการทดสอบ ทำมาจากโพลีคาร์บอเนตมีช่วงการวัดแรงยก 0 ถึง 2000 กรัม มีความละเอียดในการวัด 0.1 กรัม โดยมีการทำงานร่วมกับ Micro Logger ยี่ห้อ CAMPBELL SCIENTIFIC, INC รุ่น CR 23 X ซึ่งแสดงผลการทำงานที่หน้าจอคอมพิวเตอร์ ดังแสดงในรูปที่ 5



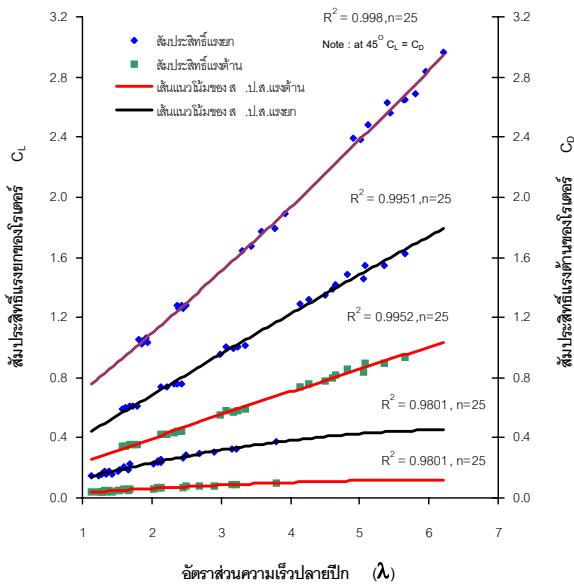
รูปที่ 5 ชุดเครื่องมือวัดแรงยกของโรเตอร์

ผลที่ได้จากการทดสอบจะถูกนำมาวิเคราะห์โดยทฤษฎีเบลตอิลิเมนต์ และหาความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ กับอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกต่อไป

#### 4. ผลการศึกษาจากการดำเนินงานวิจัย

ผลที่ได้จากการทดสอบหาแรงยกของโรเตอร์ในสภาวะอโตไจโร พบว่าที่ตำแหน่งมุมเอียงของเพลารอเตอร์ที่ศูนย์องศา และที่ตำแหน่งมุมพิทช์ของปีกที่ศูนย์องศาโรเตอร์จะไม่หมุน และไม่ก่อให้เกิดแรงยก ส่วนผลการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 15 30 และ 45 องศา โดยนำผลที่ได้มาสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปร จากจำนวนข้อมูลทั้งหมด 75 ค่า ดังแสดงในรูปที่ 6 พบว่าที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 45 องศา สัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ที่ได้จากการทดสอบมีค่าเท่ากัน โดยมีความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน กับอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก อยู่ในรูปสมการพหุนามอันดับสอง ดังสมการ

$$C_{L\_Rotor / 45} = C_{D\_Rotor / 45} = 0.0094\lambda^2 + 0.3623\lambda + 0.3332$$



รูปที่ 6 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์กับอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก

ส่วนที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 30 องศาพบว่าสัมประสิทธิ์แรงยกของโรเตอร์ที่ได้จากการทดสอบจะมีค่าสูงกว่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน โดยมีรูปแบบสมการดังนี้

$$C_{L\_Rotor / 30} = -0.0029\lambda^2 + 0.2878\lambda + 0.1195$$

$$C_{D\_Rotor / 30} = -0.0017\lambda^2 + 0.1659\lambda + 0.0695$$

และที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 15 องศา พบว่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ที่ได้จากการทดสอบมีแนวโน้มเช่นเดียวกับที่ตำแหน่งมุมเอียง 30 องศา แต่จะมีค่าน้อยกว่าที่ตำแหน่งมุมเอียง 30 และ 45 องศา โดยมีรูปแบบสมการดังนี้

$$C_{L\_Rotor / 15} = -0.0101\lambda^2 + 0.1354\lambda + 0.0019$$

$$C_{D\_Rotor / 15} = -0.0027\lambda^2 + 0.0363\lambda + 0.0005$$

การวิเคราะห์ผลจากการทดลองพบว่า แนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ จะมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่ออัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกเพิ่มขึ้น และขึ้นอยู่กับตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ โดยที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 45 องศา จะมีค่าสูงที่สุดคือ  $C_L = C_D = 2.97$  ที่ตำแหน่งมุมพิทช์ปีก ( $\beta$ ) -2 องศา และอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก ( $\lambda$ ) เท่ากับ 6.2 ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 30 องศา ได้ค่า  $C_L = 1.63$  และ  $C_D = 0.97$ ,  $\beta = -2$  องศา,  $\lambda = 5.7$  และที่ตำแหน่งมุมเอียงของโรเตอร์ 15 องศา ได้ค่า  $C_L = 0.38$  และ  $C_D = 0.1$ ,  $\beta = -2$  องศา,  $\lambda = 3.8$  แสดงให้เห็นว่าตำแหน่งมุมเอียงที่เหมาะสม สำหรับโรเตอร์ในสภาวะอโตไจโรซึ่งมีภาคตัดปีกแบบ Clark Y ควรจะอยู่ในช่วงไม่เกิน 30 องศา เพราะในกรณีนี้แรงยกตัวที่เท่ากัน ที่ตำแหน่งมุมเอียง 15 และ 30 องศา จะเกิดแรงต้านในการเคลื่อนที่ที่มีค่าไม่สูงเกินไปเมื่อเทียบกับที่มุมเอียง 45 องศา ซึ่งจะมีผลต่อขนาดและน้ำหนักของอากาศยาน และตำแหน่งของมุมเอียงยังคงควรอยู่ในช่วงไม่น้อยกว่า 15 องศา เพราะถ้าหากอยู่ในสภาวะที่กระแสลมมีความเร็วไม่สูงมากนัก แรงยกตัวที่เกิดขึ้นอาจมีขนาดไม่เพียงพอ ที่จะสามารถพยุงอากาศยานให้ลอยตัวอยู่ได้

#### 5. สรุปผล

จากผลการศึกษาถึงสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ในสภาวะอโตไจโร สำหรับโรเตอร์ที่ประกอบด้วยปีกหมุน 2 ใบ โดยใช้ภาคตัดปีกแบบ Clark Y สามารถสรุปผลได้ดังนี้

1. อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก ( $\lambda$ ) จะมีค่าเพิ่มสูงขึ้นเมื่อมุมพิทช์ปีกมีค่าเข้าใกล้ศูนย์ในงานวิจัยนี้ได้ตำแหน่งมุมพิทช์ปีกที่ดีที่สุดอยู่ที่ -2 องศา
2. สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์ มีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่ออัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกเพิ่มขึ้น
3. ตำแหน่งมุมเอียงที่เหมาะสมสำหรับโรเตอร์ในสภาวะอโตไจโร ควรจะอยู่ในช่วงที่ไม่เกิน 30 องศา และไม่ต่ำกว่า 15 องศา โดยมีตำแหน่งมุมพิทช์ปีกเท่ากับ -2 องศา

#### 6. รายการสัญลักษณ์และอักษรย่อ

A	พื้นที่จานถ่ายแรง	$m^2$
a	แฟกเตอร์ของการไหลภายในแนวแกน	
a'	แฟกเตอร์ของการไหลภายในระนาบการหมุน	
B	จำนวนใบพัดหรือปีกหมุน	
$C_D$	สัมประสิทธิ์แรงต้านของภาคตัดปีก	
$C_{D\_Rotor}$	สัมประสิทธิ์แรงต้านของโรเตอร์	
$C_L$	สัมประสิทธิ์แรงยกของภาคตัดปีก	
$C_{L\_Rotor}$	สัมประสิทธิ์แรงยกของโรเตอร์	
c	ความยาวคอร์ดของปีก	m
c.dr	พื้นที่ระนาบการหมุนที่ความหนา dr	$m^2$

dD	แรงต้านที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆ ของปีก	N	[6] Walker, J. F. ; Jenkins, N. "Wind Energy Technology", West Sussex PO19 1UD, England : John Wiley & Sons, 1997.
dL	แรงยกที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆ ของปีก	N	[7] Rice, M. S. "Handbook of Airfoil Sections for Light Aircraft" Wisconsin : Hector, 1971.
dQ	แรงบิดที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆ ของปีก	N.m	[8] NASG Airfoil Database [Online]. Available <a href="http://www.nasg.com/afdb/list-polar-e.phtml">http://www.nasg.com/afdb/list-polar-e.phtml</a> . (29 June 2002).
dr	ภาคตัดย่อยๆ ของปีก		
dT	แรงขับที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆ ของปีก	N	
F	แฟคเตอร์การสูญเสียที่ปลายปีก		
Fx	แรงยกตัวของโรเตอร์	N	
Fy	แรงต้านของโรเตอร์	N	
P	ความดันบรรยากาศเฉลี่ย	mm.Hg	
n	จำนวนข้อมูล		
R	รัศมีปีก	m	
r	รัศมีย่อยๆ ของปีก	m	
r <sub>1</sub> , r <sub>2</sub>	รัศมีตุมโรเตอร์และรัศมีนอกสุดของโรเตอร์	m	
T	แรงยกในแนวแกนเพลารอเตอร์	N	
t	อุณหภูมิเฉลี่ย	°C	
v	ความเร็วลมที่พัดเข้าหาโรเตอร์	m/s	
W	ความเร็วสัมพัทธ์หรือความเร็วลัพท์	m/s	

#### Subscript

$\alpha$	มุมปะทะของปีก	degree
$\alpha_s$	มุมปะทะที่จุดร่วงหล่น	degree
$\beta$	มุมพิทช์ของปีกเทียบกับระนาบการหมุน	degree
$\delta$	มุมเอียงของเพลารอเตอร์	degree
$\phi$	มุมการไหล	degree
$\theta$	ตำแหน่งเชิงมุมของปีกในระนาบการหมุน	degree
$\sigma$	อัตราส่วนโวลิตีที่	
$\lambda$	อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก	
$\Omega$	ความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์	rpm

#### 7. เอกสารอ้างอิง

- [1] ซาดรี คอยแก่น. "สมรรถนะแรงยกของโรเตอร์อโตใจโรโหมต โดยใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์". วิทยานิพนธ์ปริญญาโทมหาบัณฑิต มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ 2544.
- [2] ปรีชา บุปผาชาติ. "การออกแบบและทดสอบสมรรถนะกังหันลมแกนนอนชนิด 3 ใบ สำหรับผลิตกระแสไฟฟ้า". วิทยานิพนธ์ปริญญาโทมหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย 2532.
- [3] สัมพันธ์ ไชยเทพ. "อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น". พิมพ์ครั้งที่ 2. เชียงใหม่ : อนุรักษ์วิศวกรรมยานยนต์และการบินอวกาศ เล่มที่ 1 คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัย เชียงใหม่, 2535.
- [4] Hurt, H. H. Jr. "Aerodynamics for Naval Aviators". Washington : Aviation Supplies & Academic, pp. 405-412, 1965.
- [5] Lysen, E. H. "Introduction to wind Energy", Amersfoort : SWD Steering Committee Wind Energy Developing Countries. 1982.