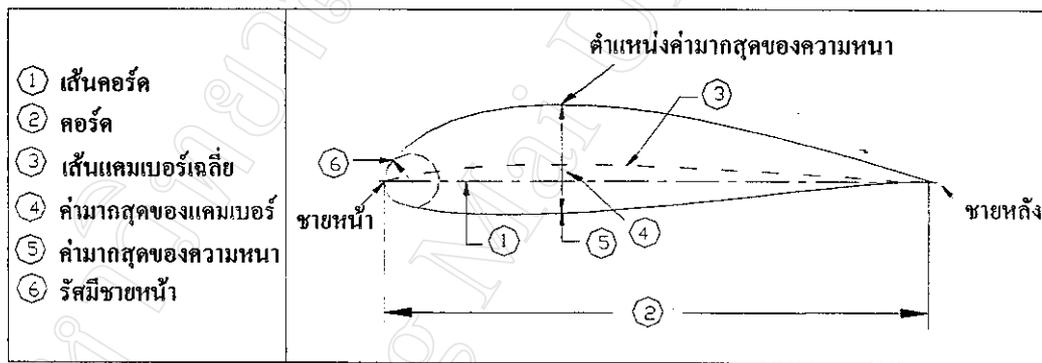


บทที่ 2 หลักการและทฤษฎี

2.1 ภาคตัดปีก

ภาคตัดปีกมีบทบาทสำคัญต่องานทางด้านวิศวกรรมนอกเหนือจากงานทางด้านอากาศยาน เพราะสามารถนำไปประยุกต์และพัฒนาใช้ร่วมกับอุปกรณ์ได้มากมาย เช่น สร้างใบของกังหันลม หรือใบพัดของอุโมงค์ลม เป็นต้น ปีกที่พบเห็นโดยมากจะมีภาคตัดปีกแบ่งออกเป็นสองแบบคือ สมมาตรและไม่สมมาตร แต่องค์ประกอบของภาคตัดปีกทั้งสองแบบยังคงเหมือนกันดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 องค์ประกอบของภาคตัดปีก

ที่มา : Hurt (1965)

โดยที่ เส้นคอร์ด (Chord Line) คือ เส้นตรงที่เชื่อมระหว่างชายหน้าและชายหลังของปีกและเส้นแคมเบอร์เฉลี่ย (Mean Camber Line) คือ เส้นที่ร่างตรงกลางระหว่างผิวบนและผิวล่างของปีก

คุณสมบัติที่สำคัญของภาคตัดปีกคือ สามารถสร้างแรงยกและแรงต้านเมื่อมีกระแสลมไหลผ่านซึ่งทั้งนี้ก็ต้องขึ้นกับตัวแปรต่างๆที่สำคัญคือ

2.1.1 อัตราส่วนสมรรถนะ (AR) เป็นการบอกให้ทราบถึงความแคบของปีกเมื่อเทียบระยะระหว่างความยาวปีก (L') กับคอร์ด (c) มีรูปแบบสมการดังนี้ (สัมพันธ์ ไชยเทพ 2535)

$$AR = \frac{L'}{c} \quad \dots\dots\dots(2.1)$$

2.1.2 สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของภาคตัดปีก

ในความเป็นจริงไม่เพียงแต่ภาคตัดปีกเท่านั้นแต่รวมถึงรูปทรงวัตถุทั่วไป เมื่อมีความเร็วลมไหลผ่านอย่างสม่ำเสมอก็จะทำให้มีแรงกระทำเกิดขึ้น เนื่องจากเกิดความแตกต่างของความเร็วบนผิวของวัตถุ (ในที่นี้คือ ปีกหมุน) โดยที่ผิวด้านบนของปีกจะมีความเร็วสูงกว่าผิวด้านล่างจึงทำให้ความดันที่ผิวด้านบนต่ำกว่าที่ผิวด้านล่าง ดังนั้นจึงทำให้เกิดแรงโดยแรงที่ตั้งฉากกับความเร็วมุมปีกเรียกว่า แรงยก ส่วนแรงที่มีทิศเดียวกับความเร็วสัมพัทธ์เรียกว่า แรงต้าน แต่นิยมแสดงอยู่ในรูปไร้หน่วยคือ สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) โดยมีรูปแบบสมการคือ (Lysen, 1982)

$$C_L = \frac{dL}{\frac{1}{2} \rho W^2 c.dr} \quad \dots\dots\dots(2.2)$$

$$C_D = \frac{dD}{\frac{1}{2} \rho W^2 c.dr} \quad \dots\dots\dots(2.3)$$

โดยที่ ρ คือ ความหนาแน่นอากาศ มีหน่วย กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร (kg/m^3)

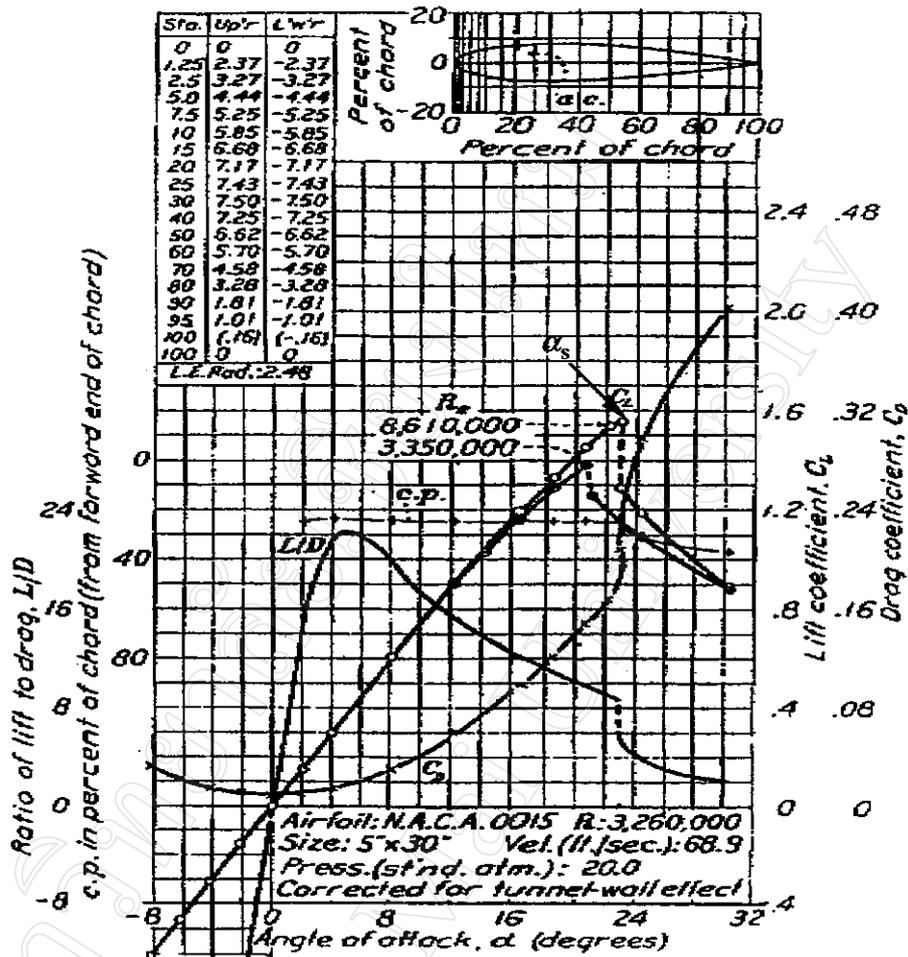
W คือ ความเร็วสัมพัทธ์ มีหน่วย เมตรต่อวินาที (m/s)

$c.dr$ คือ พื้นที่ระนาบการหมุน มีหน่วย ตารางเมตร (m^2)

dD และ dL คือ แรงต้านและแรงยกที่กระทำบนภาคตัดย่อยๆ ของปีกตามลำดับ มีหน่วย นิวตัน (N)

2.1.3 สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะ

เป็นความสัมพันธ์ที่สำคัญต่อการคำนวณหาค่าแรงยก จากรูปที่ 2.2 ซึ่งเป็นรูปแสดงตัวอย่างแสดงเส้นแนวโน้มสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะจากข้อมูลภาคตัดปีก NACA 0015 (Rice, 1971)



รูปที่ 2.2 แสดงเส้นแนวโน้มสัประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะของ NACA 0015
 ที่มา : Rice (1971)

จากรูปจะเห็นได้ว่าเส้นแนวโน้มสัประสิทธิ์แรงยกจะมีความชันคงที่ค่าหนึ่งซึ่งแปรผันตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ($-8^\circ \leq \alpha \leq 16^\circ$) และเมื่อถึงจุดร่วงหล่น (Stall) α_s ($\alpha_s \approx 23^\circ$) ค่า C_L ที่ได้จะเป็นค่าสูงสุดที่เรียกว่า C_{Lmax} การที่อัตราการเพิ่มสัประสิทธิ์แรงยกลดลงที่มุมปะทะสูงขึ้นก็เพราะเริ่มมีอาการไหลเป็นแบบแยกชั้น (Separation Flow) ตามมากขึ้นที่การไหลผ่านผิวบนของปีกจนถึงจุดสำคัญคือ ที่มุม α_s นี้ หลังจากเลยจุดร่วงหล่นไปนั้นหากมุมปะทะยังสูงขึ้นอีกค่าสัประสิทธิ์แรงยกที่ได้ก็จะตกลงไป ความชันของในส่วนของเส้นตรงจะถูกเรียกว่า ความชันของเส้นแรงยกสำหรับปีกแบบ 2 มิติคือ มีขนาดกางปีกเป็นอนันต์ $\left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)_\infty$ โดยทางทฤษฎีสำหรับภาคตัดปีกที่เป็นแผ่นแบนราบหรือเป็นเส้นโค้งไม่มีความหนาของปีกแล้วจะมีค่าความชันของเส้นแรงยกนี้เป็น 2π ต่อเรเดียน แต่สำหรับปีกที่มีความหนาอันหนึ่งใช้ในอากาศแล้ว จะมีค่าความชันของเส้นแรงยกแสดงได้ด้วยสมการ Empirical คือ (สัมพันธ์ ไชยเทพ 2535)

$$\left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)_{\infty} = 1.8\pi \left(1 + 0.8\frac{t}{c}\right) \dots\dots\dots(2.4)$$

โดยที่ t และ c คือ ความหนาและความยาวเส้นคอร์ดของภาคตัดปีกตามลำดับ มีหน่วยเป็น เมตร

2.1.4 ความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากสัมประสิทธิ์แรงยก

จากการศึกษาในเรื่องทฤษฎีของปีกได้พบว่า ค่าแรงต้านเหนี่ยวนำ (C_{D_v}) นั้น เป็นแรงต้านที่ขึ้นกับแรงยกซึ่งเป็นผลเนื่องจากการเกิดการหมุนควงของอากาศที่ไหลผ่านปีกที่มีอัตราส่วนขนตรรศค่าหนึ่ง (Finite Wing) ไปทางชายหลัง และค่าแรงต้านเหนี่ยวนำจะมากหรือน้อยก็ขึ้นอยู่กับอัตราส่วนขนตรรศของปีกและรูปทรงของปีกซึ่งจะยกความสัมพันธ์มาแสดงได้ดังนี้ (สัมพันธ์ ไชยเทพ 2535)

$$C_{D_v} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \xi) \dots\dots\dots(2.5)$$

โดยที่ ξ คือ ค่าคงที่ซึ่งขึ้นอยู่กับชนิดของปีก

อันแสดงให้เห็นว่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำนั้นเป็นสัดส่วนโดยตรงกับสัมประสิทธิ์แรงยกกำลังสอง (C_L^2) และเมื่อรวมแรงต้านเหนี่ยวนำเข้ากับแรงต้านที่ไม่ได้เกิดจากแรงยก คือ แรงต้านเนื่องจากแรงเสียดทานที่ผิว (Skin Friction Drag) แรงต้านเนื่องจากความดัน (Pressure Drag เป็นผลมาจากการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมของมวลอากาศที่กระทำต่อพื้นผิวอากาศยาน) และแรงต้านเนื่องจากความเร็วเหนือเสียง (Wave Drag เป็นผลจากการเกิดการไหลเร็วกว่าความเร็วของเสียงทำให้เกิดคลื่นกระแทกซึ่งอาจเกิดขึ้นกับบางค่าของอากาศยาน ทั้งๆที่บางทีการบินของอากาศยานเป็นความเร็วต่ำกว่าเสียง) ผลจากการรวมจะถูกเรียกว่า แรงต้านรวม (Total Drag) โดยมีสมการความสัมพันธ์คือ

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \dots\dots\dots(2.6)$$

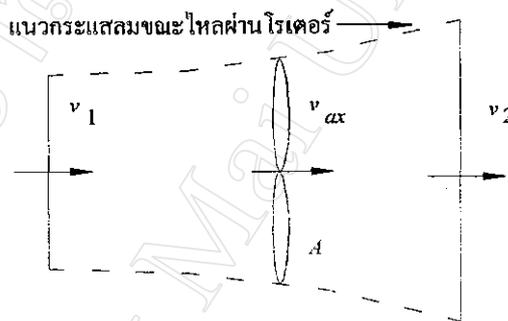
โดยที่ C_D คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านรวม (Total Drag Coefficient)

kC_L^2 คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากแรงยก ซึ่ง k เป็นค่าคงที่ที่เกิดขึ้น และ C_L เป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยก

C_{D0} คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านเมื่อแรงยกเป็นศูนย์หรือไม่เกิดแรงยก

2.2 การไหลภายในโรเตอร์

การไหลภายในโรเตอร์ (Lysen, 1982) เป็นชื่อใช้สำหรับเรียกกระแสลมที่ถูกเหนี่ยวนำขึ้นโดยงานโรเตอร์ซึ่งจะเกิดขึ้นทั้งในแนวแกนเพลลาและระนาบการหมุน โดยจะแสดงอยู่ในรูปของความเร็วที่มีแฟคเตอร์ของการไหลภายใน (Inflow Factor) และสามารถแยกพิจารณาได้สองแบบคือแบบแรกเมื่อพิจารณาถึงการไหลภายในโรเตอร์ที่ต้องการกำลังเข้าไปขับเคลื่อนและในแบบที่สองเมื่อพิจารณาถึงการไหลภายในโรเตอร์ที่ป้อนรับกำลังออกมาจากกระแสลมหรือโรเตอร์สามารถหมุนได้อย่างอัตโนมัติดังแสดงในรูปที่ 2.3 สำหรับโรเตอร์ในลักษณะออโต้โรจะพิจารณาโรเตอร์เป็นแบบที่สอง จากรูป v v_2 และ v_{ax} คือ ความเร็วกระแสลมที่ไหลเข้า ออก และผ่านงานโรเตอร์ตามลำดับ มีหน่วยเป็นเมตรต่อวินาที ส่วน A คือ พื้นที่งานถ่ายแรงมีหน่วยเป็นตารางเมตร โดยที่ความเร็วในแนวแกนของงาน v_{ax} สามารถจัดให้อยู่ในรูปของแฟคเตอร์ของการไหลภายในแนวแกน (Axial Inflow Factor) a คือ



รูปที่ 2.3 แสดงตัวแปรของการไหลภายในโรเตอร์ที่ป้อนรับกำลังออกมาจากกระแสลม ที่มา : Lysen (1982)

$$v_{ax} = v(1 - a) \dots\dots\dots(2.7)$$

สำหรับการไหลภายในระนาบการหมุนของกังหันลมจะมีความเร็วในระนาบการหมุน v_{rp} คือ

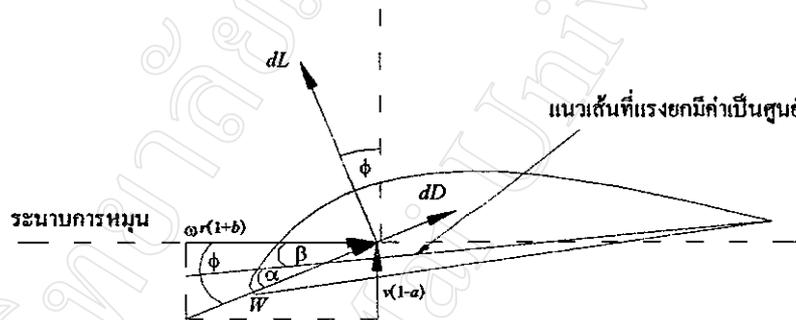
$$v_{rp} = \omega r(1 + b) \dots\dots\dots(2.8)$$

โดยที่ b คือ แฟคเตอร์ของการไหลภายในระนาบการหมุนของโรเตอร์ (Rotational Inflow Factor)

2.3 ทฤษฎีเบลคอิลิเมนต์

ทฤษฎีเบลคอิลิเมนต์ต้องตั้งอยู่บนสมมติฐานที่ว่า ไม่มีการรบกวนเกิดขึ้นระหว่างเบลคอิลิเมนต์อื่นๆตลอดทั้งปีก และแรงที่กระทำบนเบลคอิลิเมนต์จะอยู่ในรูปของแรงยกและแรงต้านบนภาคตัดปีก (Lysen, 1982) ดังแสดงในรูปที่ 2.4

ทฤษฎีนี้เป็นการคำนวณหาค่าของแรงขับและแรงบิดที่กระทำบนเบลคอิลิเมนต์ในรูปของดิฟเฟอเรนเชียล (Differential) จากรูปที่ 2.4 สมมติทุกเบลคอิลิเมนต์เคลื่อนที่ในระนาบการหมุนเดียวกัน จะได้ว่าแรงขับ (dT) และ แรงบิด (dQ) สามารถหาได้จากแรงลัพธ์ของแรงยก (dL) และแรงต้าน (dD) ที่มีทิศทางในแนวตั้งฉากและขนานกับระนาบการหมุนของโรเตอร์ตามลำดับ โดยมีรูปแบบสมการคือ



รูปที่ 2.4 แสดงแรงที่กระทำบนเบลคอิลิเมนต์

ที่มา : Lysen (1982)

$$dT = dL \cos \phi + dD \sin \phi \dots\dots\dots(2.9)$$

และ $dQ = (dL \sin \phi - dD \cos \phi) \times r \dots\dots\dots(2.10)$

โดยที่ ϕ คือ มุมการไหลซึ่งก็คือมุมที่อยู่ระหว่างความเร็วสัมพัทธ์และระนาบการหมุน มีหน่วยเป็นองศา

เมื่อแทนสมการ (2.2) และ (2.3) ลงในสมการแรงขับ (2.9) และแรงบิด (2.10) ในกรณีที่โรเตอร์มีจำนวนปีกหมุน B ใบ สมการแรงขับและแรงบิดสามารถจัดรูปสมการใหม่ได้ (Lysen, 1982) คือ

$$dT = B \frac{1}{2} \rho W^2 (C_l \cos \phi + C_d \sin \phi) \times c \cdot dr \quad \dots\dots\dots(2.11)$$

และ
$$dQ = B \frac{1}{2} \rho W^2 (C_l \sin \phi - C_d \cos \phi) \times r \times c \cdot dr \quad \dots\dots\dots(2.12)$$

โดยที่ค่าของความเร็วสัมพัทธ์ (W) และมุมการไหล (ϕ) สามารถคำนวณได้จากสมการ

$$W = \frac{v(1-a)}{\sin \phi} = \frac{\omega r(1+b)}{\cos \phi} \quad \dots\dots\dots(2.13)$$

และ
$$\tan \phi = \frac{v_{ax}}{v_{rp}} = \frac{v(1-a)}{\omega r(1+b)} = \frac{l(1-a)}{\lambda(1+b)} \quad \dots\dots\dots(2.14)$$

สำหรับสมการแรงขับ (2.11) และแรงบิด (2.12) สามารถจัดให้อยู่ในรูปของอัตราส่วนโซลิดิตี (Solidity ratio, σ) โดยที่ σ คือ อัตราส่วนของพื้นที่ที่เป็นส่วนของปีกทั้งหมดในวงแหวน dr นั้นกับพื้นที่วงแหวนหนา dr นั้น ซึ่งมีรูปแบบสมการ (Lysen, 1982) คือ

$$\sigma = \frac{Bc \cdot dr}{2 \pi r \cdot dr} \quad \dots\dots\dots(2.15)$$

ดังนั้นจะได้

$$dT = (1-a)^2 \sigma \frac{C_l \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left[1 + \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho v^2 2\pi r \cdot dr \quad \dots\dots\dots(2.16)$$

และ
$$dQ = (1+b)^2 \sigma \frac{C_l \sin \phi}{\cos^2 \phi} \left[1 - \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 r \times 2\pi r \cdot dr \quad \dots\dots\dots(2.17)$$

โดยที่สมการแรงบิด dQ นอกจากจัดให้อยู่ในรูปของแฟคเตอร์การไหลภายในระนาบการหมุนแล้ว ยังสามารถจัดให้อยู่ในรูปของแฟคเตอร์การไหลภายในแนวแกนคือ

$$dQ = (1-a)^2 \sigma \frac{C_l}{\sin \phi} \left[1 - \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho v^2 r \times 2\pi r \cdot dr \quad \dots\dots\dots(2.18)$$

ในส่วนของทฤษฎีโมเมนต์นั้น ได้สมมติให้โรเตอร์เปรียบเสมือนจานถ่ายแรงซึ่งหมายความว่าเสมือนกับการมีจำนวนปีกไม่จำกัด โดยที่สมการแรงขับและแรงบิดจากทฤษฎีโมเมนต์มีรูปแบบสมการคือ

$$dT = 4a(1-a) \frac{1}{2} \rho v^2 2\pi r dr \quad \dots\dots\dots(2.19)$$

และ
$$dQ = 4b(1-a) \frac{1}{2} \rho v^2 \lambda r 2\pi r dr \quad \dots\dots\dots(2.20)$$

และเมื่อเปรียบเทียบสมการแรงขับ (2.16) และแรงบิด (2.17) ที่ได้จากทฤษฎีเบลคอดิเลนท์กับสมการแรงขับ (2.19) และแรงบิด (2.20) จากทฤษฎีโมเมนต์ ผลลัพธ์ที่เกิดขึ้นคือ

$$\frac{4a}{1-a} = \sigma C_l \frac{\cos \phi}{\sin^2 \phi} \left(1 + \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right) \quad \dots\dots\dots(2.21)$$

และ
$$\frac{4b}{1+b} = \frac{\sigma C_l}{\cos \phi} \left(1 - \frac{C_d}{C_l \tan \phi} \right) \quad \dots\dots\dots(2.22)$$

โดยที่สมการ (2.21) และ (2.22) จะใช้ในการคำนวณหาค่ารากของแฟลเตอร์ การไหล a และ b

สำหรับมุมปะทะ (α) ที่ใช้ในทฤษฎีเบลคอดิเลนท์จะเป็นมุมที่เกิดจากความเร็วสัมพัทธ์กระทำกับแนวเส้นที่แรงยกเป็นศูนย์ ซึ่งรูปแบบสมการของมุมปะทะ (Lysen, 1982) คือ

$$\alpha = \phi - \beta \quad \dots\dots\dots(2.23)$$

โดยที่ β คือ สัมประสิทธิ์ที่ใช้แทนมุมพิทช์

2.4 การสูญเสียที่ปลายปีก

จากสมมติฐานของทฤษฎีโมเมนต์นั้น โรเตอร์จะถือว่าเป็นเสมือนจานถ่ายแรงและไม่คิดผลกระทบจากการสูญเสียใดๆ แต่ในความเป็นจริงแล้วโรเตอร์ที่ใช้งานโดยทั่วไปจะมีจำนวนปีกที่จำกัดซึ่งเป็นการไหลที่บริเวณปลายปีกมีรูปแบบการไหลที่ก่อให้เกิดผลต่างของความดันที่ผิวบนและผิวล่างของปีกลดลง จากสาเหตุนี้จึงทำให้แรงยกลดลงและยังส่งผลกระทบต่อ

แรงขับและแรงบิดให้ลดลงตามไปด้วยจึงได้เรียกผลกระทบนี้ว่า การสูญเสียที่ปลายปีก (Tip Losses) ได้มีหลายทฤษฎีที่กล่าวถึงการสูญเสียนี้แต่ทฤษฎีที่เป็นที่รู้จักและนิยมใช้ก็คือ ทฤษฎีของพรานด์ทล์ (Prandtl) ซึ่งได้แนวคิดจากการที่ความเร็วในระนาบการหมุนได้รับอิทธิพลจากการไหลในรูปแบบที่ปั่นป่วนทางปลายของปีกจึงได้กำหนดแฟคเตอร์ F แทนผลกระทบที่เกิดจากปีกที่มีความยาวจำกัด ซึ่งมีรูปแบบสมการดังนี้ (Walker and Jenkins, 1997)

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos \left\{ e \left(-0.5 \left(1 - \frac{r}{R} \right) B \sqrt{1 + X^2} \right) \right\} \dots\dots\dots(2.24)$$

โดยที่ R คือ รัศมีของโรเตอร์

X คือ อัตราส่วนความเร็วในระนาบการหมุนต่อความเร็วที่เข้าระนาบการหมุน ($\omega R/v$)

Willson และ Lissaman ได้เสนอให้ใช้ฟังก์ชัน F คูณเข้ากับแฟคเตอร์การไหลภายใน a และ b เฉพาะในส่วนของทฤษฎีโมเมนต์เท่านั้น ส่วนในทฤษฎีเบลดอิลิมินที่ยังคงรูปสมการเดิมไว้ ดังนั้นสมการแรงขับ (2.19) และแรงบิด (2.20) สามารถจัดสมการใหม่คือ (Lysen, 1982)

$$dT = 4aF(1 - aF) \frac{1}{2} \rho v^2 2\pi r \cdot dr \dots\dots\dots(2.25)$$

และ $dQ = 4bF(1 - aF) \frac{1}{2} \rho v^2 \lambda r 2\pi r \cdot dr \dots\dots\dots(2.26)$

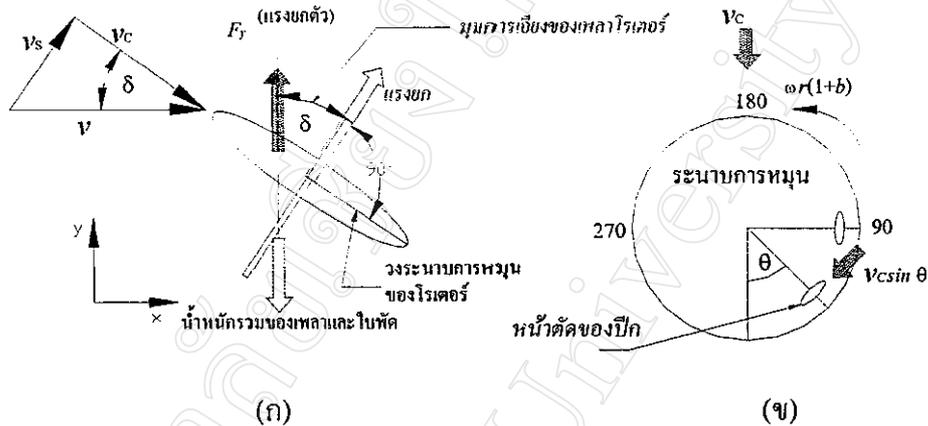
ในกรณีที่คิดการสูญเสียที่ปลายปีก การคำนวณหาค่ารากของแฟคเตอร์การไหลภายใน a และ b สามารถคำนวณได้จากการที่สมการแรงขับ (2.16) เท่ากับสมการแรงขับ (2.25) และสมการแรงบิด (2.18) เท่ากับสมการแรงบิด (2.26) ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้เป็นไปตามลำดับดังนี้คือ

$$4aF(1 - aF) = (1 - a)^2 \frac{\sigma C_l \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left(1 + \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right) \dots\dots\dots(2.27)$$

และ $4bF(1 - aF)\lambda = (1 - a)^2 \frac{\sigma C_l}{\sin \phi} \left(1 - \frac{C_d}{C_l \tan \phi} \right) \dots\dots\dots(2.28)$

2.5 การวิเคราะห์แรงยกบนโรเตอร์ในสภาวะออโต้ไจโร

การทำงานที่สภาวะออโต้ไจโรมีจุดหมายหลักคือ ต้องการหาค่าของแรงยกที่เกิดขึ้นจากการทำงานของโรเตอร์ออโต้ไจโรดังแสดงในรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 แสดงลักษณะการทำงานของโรเตอร์ในสภาวะออโต้ไจโร

จากรูปที่ 2.5 (ก) จะเห็นว่าความเร็วกระแสลม v ไหลเข้าหาโรเตอร์ของชุดแทนทดสอบแบบจำลองซึ่งสามารถแยกพิจารณาเป็นความเร็วที่ตั้งฉากกับระนาบการหมุน v_s และความเร็วที่ขนานกับระนาบการหมุน v_c ขณะที่เพลารอเตอร์ทำมุม δ กับแนวตั้ง ผลของ v_s เมื่อไหลผ่านระนาบการหมุนจะทำให้ปีกหมุนด้วยความเร็ว $\omega r(1+b)$ และในขณะเดียวกันมีลมความเร็ว v_c พัดเข้าหา ดังแสดงในรูปที่ 2.5 (ข) ดังนั้นความเร็วที่เกิดขึ้นในแนวแกนและระนาบการหมุนคือ

$$v_{ax} = v_s (1 - a) \dots\dots\dots(2.29)$$

และ
$$v_{rp} = \omega r(1+b) + v_c \sin \theta \dots\dots\dots(2.30)$$

โดยที่ θ คือ ตำแหน่งเชิงมุมของปีกในระนาบการหมุนโดยเริ่มจาก 0 องศา

สมมติการคำนวณจะไม่คำนึงถึงผลกระทบจาก $v_c \cos \theta$ ดังนั้นความเร็วสัมพัทธ์คือ

$$w = \sqrt{\{(v_s [1 - a])^2 + (\omega r [1 + b] + v_c \sin \theta)^2\}} \dots\dots\dots(2.31)$$

โดยที่ v_s และ v_c คือ $v \sin \delta$ และ $v \cos \delta$ ตามลำดับ มีหน่วย เมตรต่อวินาที (m/s)

ดังนั้นสมการของมุมการไหลที่สภาวะออดิโอโรสามารถหาได้จากการแทนค่าสมการ (2.29) และ (2.30) ลงในสมการ (2.14) จะได้

$$\phi = \arctan\left(\frac{v \sin \delta (1-a)}{\omega r (1+b) + v \cos \delta \sin \theta}\right) \dots\dots\dots(2.32)$$

ในกรณีที่คำนวณโดยใช้ทฤษฎีเบลคิติเมนต์ มุมการไหล ϕ จากสมการ (2.32) นี้จะถูกนำมาใช้คำนวณร่วมกับสมการ (2.21) และ (2.22) เพื่อหาค่าแฟคเตอร์การไหลภายใน a และ b และจะใช้ประกอบในการคำนวณหาค่าแรงยกของโรเตอร์ออดิโอโร สำหรับกรณีที่คำนวณโดยคิดรวมการสูญเสียที่ปลายปีก มุมการไหล ϕ นี้จะถูกนำมาใช้คำนวณร่วมกับสมการ (2.27) และ (2.28) เพื่อหาค่าแฟคเตอร์การไหลภายใน a และ b แทน โดยสมการ (2.27) และ (2.28) นี้เมื่อแทนค่าแฟคเตอร์ F ด้วย 1 จะสามารถใช้คำนวณหาค่าแฟคเตอร์การไหลภายใน a และ b ในส่วนของทฤษฎีเบลคิติเมนต์ได้เช่นกัน สำหรับค่าของแรงยกที่เกิดขึ้นจากการทำงานของโรเตอร์ออดิโอโรสามารถคำนวณได้จากสมการแรงขับ (2.16) โดยแทนที่ความเร็ว v ด้วย v_S ซึ่งมีรูปแบบของสมการคือ

$$dT = (1-a)^2 \sigma \frac{C_l \cos \phi}{\sin^2 \phi} \left[1 + \frac{C_d}{C_l} \tan \phi \right] \frac{1}{2} \rho v_S^2 2\pi r dr \dots\dots\dots(2.33)$$

ในการคำนวณจะใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขมาช่วยจัดสร้างโปรแกรมการคำนวณ สำหรับหาค่าแรงยกโรเตอร์ออดิโอโร โดยใช้ทฤษฎีเบลคิติเมนต์และรวมการสูญเสียที่ปลายปีกด้วยภาษาวิซชวลเบสิก (Visual Basic)