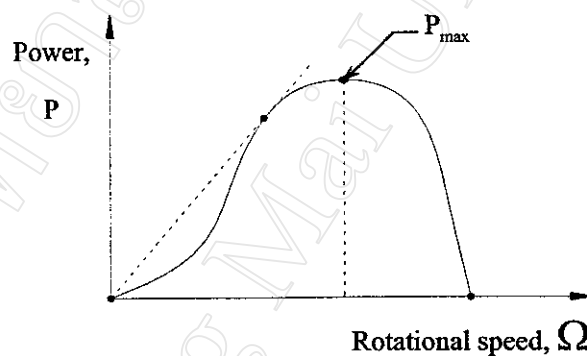


บทที่ 2

หลักการและทฤษฎี

2.1 ความสัมพันธ์ระหว่าง กำลัง (Power) ที่ได้จากกังหันลมและความเร็วรอบของกังหันลม

กังหันลมที่สามารถดึงกำลังจากกระแสลมมาใช้ได้นั้น ต้องหมุนด้วยความเร็วรอบที่ไม่สูงหรือต่ำเกินไป (Lysen, 1982) กล่าวคือ ขณะที่กังหันลมหยุดนิ่งจะไม่มีการผลิตกำลังออกมา และในขณะที่หมุนด้วยความเร็วรอบสูงมากๆ ก็จะไม่มีการเกิดขึ้นเช่นเดียวกัน ดังนั้นในช่วงระหว่างความเร็วรอบต่ำที่สุดและความเร็วรอบสูงที่สุดจะมีความเร็วรอบค่าหนึ่ง ซึ่งทำให้กังหันลมสามารถผลิตกำลังได้สูงสุด ดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังที่ได้จากกังหันลมกับความเร็วรอบของกังหันลม
ที่ความเร็วลมค่าหนึ่ง

ที่มา : Lysen (1982)

กำลังที่ได้จากกังหันลม สามารถแสดงได้ดังสมการ

$$P = Q \cdot \Omega \quad \text{.....(2.1)}$$

โดยที่

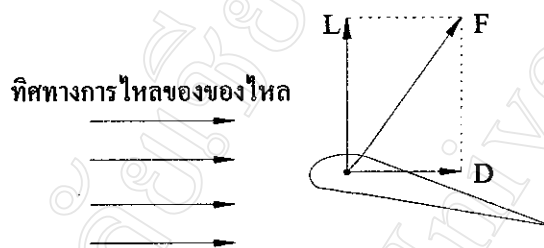
P = กำลังที่ได้จากกังหันลม, Watt

Q = แรงบิด (Torque) ที่เกิดขึ้นจากกังหันลม, N.m

Ω = ความเร็วรอบของกังหันลม, rad/sec

2.2 แอร์ฟอยล์ แรงยก และแรงต้าน (Airfoil, Lift and Drag)

เมื่อวัตถุตั้งอยู่ในตำแหน่งที่มีการไหลของของไหลแบบราบเรียบและสม่ำเสมอ จะเกิดแรงกระทำกับวัตถุดังกล่าวขึ้น ซึ่งแรงนี้สามารถแยกออกเป็นแรงในสองทิศทาง คือ แรงในทิศทางตั้งฉากกับทิศทางการไหลของของไหล เรียกว่า แรงยก และแรงในทิศทางเดียวกับทิศทางการไหลของของไหล เรียกว่า แรงต้าน ซึ่งแรงยกและแรงต้านที่เกิดขึ้นจะมีค่ามากหรือน้อยเพียงใดนั้นขึ้นอยู่กับลักษณะรูปร่างของวัตถุแต่ละชนิด



รูปที่ 2.2 แรงยก (L) และแรงต้าน (D) ที่เกิดขึ้นบนแอร์ฟอยล์ผิวเรียบ
ที่มา : Lysen (1982)

รูปที่ 2.2 เป็นรูปแสดงลักษณะของแรงยกและแรงต้านที่เกิดขึ้นกับแอร์ฟอยล์ผิวเรียบ แรงยกจะเกิดขึ้นเนื่องจากความแตกต่างของความเร็วในการไหลของของไหลที่ผิวด้านบนกับผิวด้านล่างของแอร์ฟอยล์ กล่าวคือ ความเร็วของของไหลที่ผิวด้านบนของแอร์ฟอยล์จะมีค่าสูงกว่าความเร็วที่ผิวด้านล่าง จึงส่งผลให้ความดันทางด้านบนต่ำกว่าความดันทางด้านล่าง ดังนั้นจึงทำให้มีแรงยกเกิดขึ้น

ในการอธิบายเรื่องความแตกต่างของแรงยกและแรงต้าน ที่เกิดขึ้นกับแอร์ฟอยล์แต่ละชนิด สามารถอธิบายได้ด้วยตัวแปรไร้มิติสองตัวแปร คือ สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient) และสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient) กรณีที่ของไหลเป็นอากาศไหลเข้าปะทะใบพัดของกังหันลมที่มีลักษณะเป็นแอร์ฟอยล์ สามารถนิยามสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านได้ดังนี้ (Lysen, 1982)

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho A_b V^2} \quad \dots\dots(2.2)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A_b V^2} \quad \dots\dots(2.3)$$

โดยที่

C_L = สัมประสิทธิ์แรงยก

C_D = สัมประสิทธิ์แรงต้าน

ρ = ความหนาแน่นอากาศ, kg/m^3

V = ความเร็วลม, m/s

A_b = พื้นที่เงาของใบพัดกังหันลม (Projected Blade Area), m^2

พื้นที่เงาของใบพัดกังหันลม ในสมการ (2.2) และ (2.3) สามารถหาได้จากสมการ

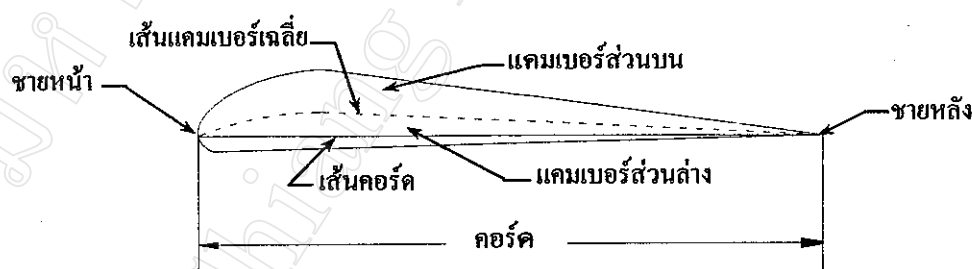
$$A_b = c \cdot b \quad \text{.....(2.4)}$$

โดยที่

c = ความยาวคอร์ด (Chord) ของใบพัดกังหันลม, m

b = ความยาวของใบพัดกังหันลม, m

จากสมการ (2.4) ความยาวคอร์ดของใบพัดกังหันลม คือ ความยาวของเส้นที่ลากเชื่อมระหว่างชายหน้า และชายหลังของแอร์ฟอยล์ ดังแสดงในรูปที่ 2.3

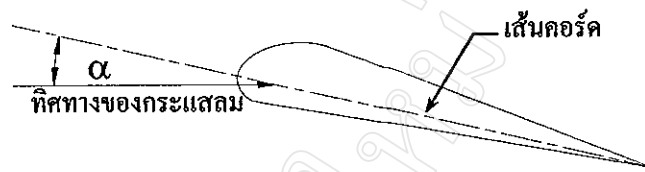


รูปที่ 2.3 ส่วนประกอบของแอร์ฟอยล์

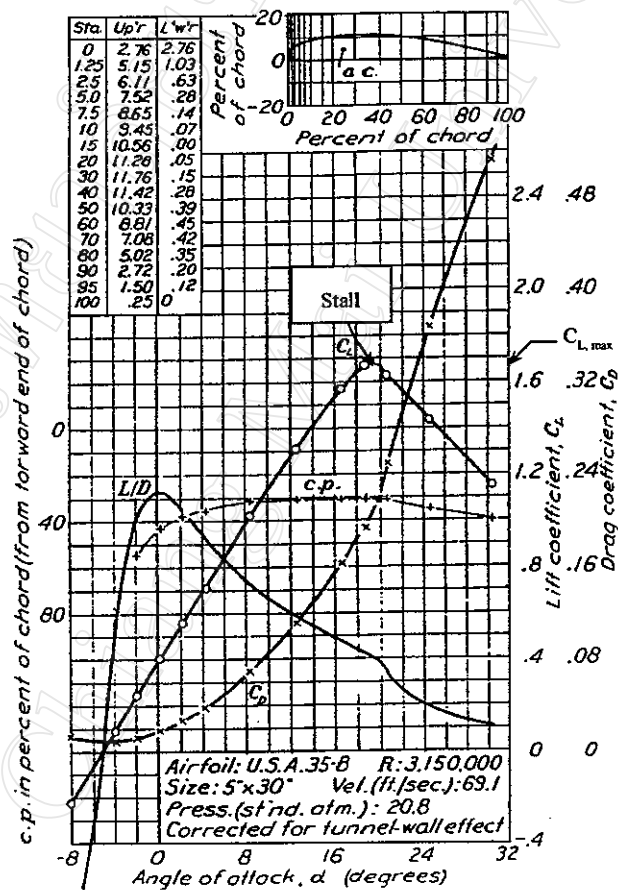
ที่มา : Rice (1971)

2.3 สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะ

สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของแอร์ฟอยล์แต่ละชนิด มักแสดงอยู่ในรูปของความสัมพันธ์กับมุมปะทะ (Angle of Attack, α) ซึ่งในที่นี้มุมปะทะ คือ มุมที่ทิศของความเร็วลมกระทำกับแนวเส้นคอร์ดของแอร์ฟอยล์ ดังแสดงในรูปที่ 2.4 ตัวอย่างเส้นแนวโน้มแสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของแอร์ฟอยล์ชนิด U.S.A.35-B แสดงในรูปที่ 2.5



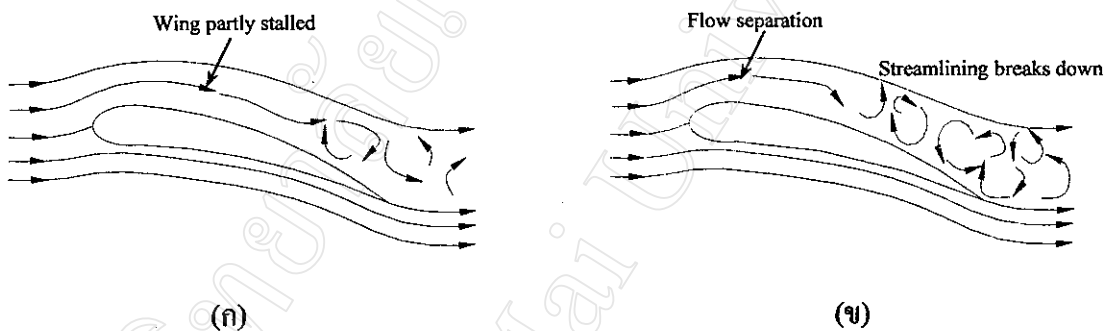
รูปที่ 2.4 แสดงตำแหน่งของมุมปะทะ (α) ในการทดสอบหาสัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านของแอร์ฟอยล์



U. S. A. 35-B

รูปที่ 2.5 กราฟแสดงคุณสมบัติของแอร์ฟอยล์ชนิด U.S.A.35-B
ที่มา : Rice (1971)

รูปที่ 2.5 เป็นกราฟแสดงคุณสมบัติของแอร์ฟอยล์ชนิด U.S.A.35-B ซึ่งมีขนาดของมุมปะทะอยู่ในช่วง -8° ถึง 32° เมื่อพิจารณาเส้นแนวโน้มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้พบว่า ในช่วงแรก ($-8^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$) C_L จะเพิ่มสูงขึ้นตามขนาดของมุมปะทะที่เพิ่มขึ้นในลักษณะเกือบเป็นเส้นตรง จนกระทั่งถึงตำแหน่งของมุมปะทะประมาณ 20° ค่า C_L ที่ได้จะเป็นค่าสูงสุด เรียกว่า $C_{L, \max}$ ซึ่งจุดนี้เรียกว่า จุตร่วงหล่น (Stall) จากนั้น ($20^\circ \leq \alpha \leq 32^\circ$) ค่า C_L จะเริ่มลดลงตามขนาดของมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น เนื่องจากการไหลของอากาศบนผิวของแอร์ฟอยล์เกิดการไหลแยก (Separation) ลามมากขึ้น ดังแสดงในรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 แสดงการเกิดการไหลแยกของอากาศที่ไหลผ่านแอร์ฟอยล์

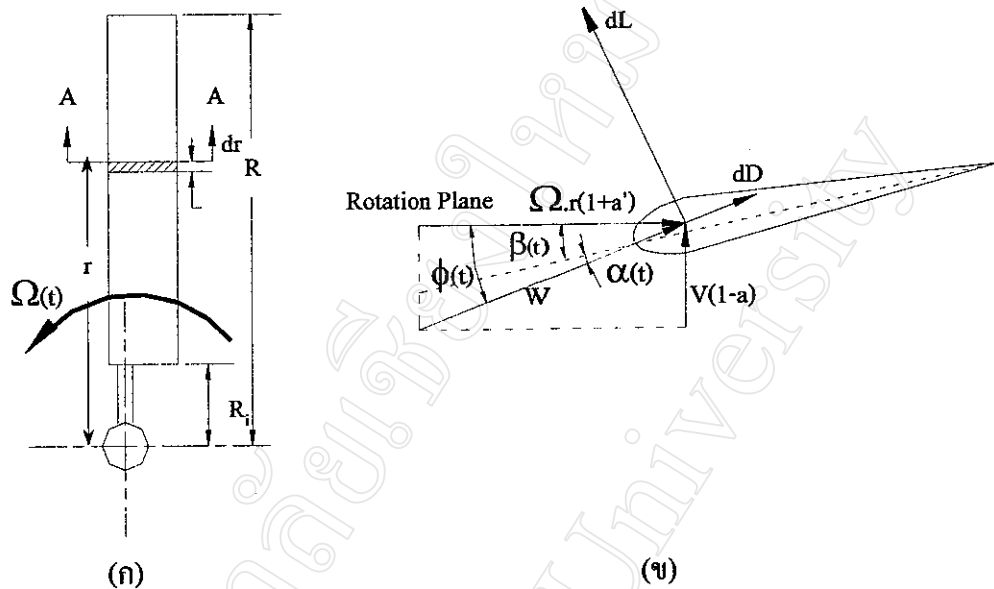
(ก) การเกิดการไหลแยกบางส่วน

(ข) การเกิดการไหลแยกเต็มที่

ที่มา : สัมพันธ์ ไชยเทพ (2535)

2.4 แรงและความเร็วลมที่กระทำกับใบพัดของกังหันลม

พิจารณาความเร็วลมและแรงที่กระทำบนใบพัดของกังหันลมดังแสดงในรูปที่ 2.7 พบว่า เมื่อมีกระแสลมความเร็ว V พัดเข้าปะทะใบพัดของกังหันลมซึ่งมีขนาดของมุมพิทช์เท่ากับ β จะทำให้เกิดแรงยกและแรงต้านขึ้น โดยแรงยกที่เกิดขึ้นจะมีทิศทางตั้งฉากกับทิศทางของความเร็วลมลัพธ์ (Relative Velocity, W) ซึ่งเป็นผลรวมทางเวกเตอร์ของความเร็วลมที่พัดเข้าปะทะกังหันลมทางด้านหน้าและความเร็วลมที่กระทำกับใบพัดของกังหันลมในระนาบการหมุน แรงต้านที่เกิดขึ้นจะมีทิศตั้งฉากกับแรงยก มุมปะทะ (α) คือ มุมที่ทิศทางของกระแสลมลัพธ์กระทำกับแนวเส้นกอร์ดของใบพัด มุมการไหล (Flow Angle, ϕ) คือ มุมที่ความเร็วลมลัพธ์กระทำกับระนาบการหมุนของกังหันลม



รูปที่ 2.7 ลักษณะการทำงานและแรงที่กระทำบนใบพัดของกังหันลม

(ก) ลักษณะและส่วนประกอบของใบพัดกังหันลมสำหรับใช้พิจารณา

(ข) แรงกระทำกับใบพัดบนส่วนย่อยๆ ที่ตำแหน่งหน้าตัด A-A

จากรูปที่ 2.7 a คือ Axial Induction Factor a' คือ Tangential Induction Factor และสมการแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุม β , α และ ϕ คือ

$$\alpha = \phi - \beta \quad \dots\dots\dots(2.5)$$

สมการสำหรับมุมการไหล คือ (Lysen, 1982)

$$\phi = \frac{2}{3} \tan^{-1} \left[\frac{1}{\lambda_r} \right] \quad \dots\dots\dots(2.6)$$

โดยที่

$$\lambda_r \text{ คือ Local Speed Ratio} = \frac{\Omega.r}{V}$$

2.5 การออกแบบกังหันลมเพื่อให้ได้กำลังสูงสุด

การวิเคราะห์หาสมการสำหรับออกแบบกังหันลม ซึ่งใบพัดมีรูปร่างเป็นแอร์ฟอยล์ ความยาวคอर्डคงที่และใบพัดไม่มีการบิดตลอดความยาวของใบพัด เพื่อให้กังหันลมสามารถผลิตกำลังได้สูงสุดในสภาวะการทำงานปกติ สามารถสรุปได้ดังนี้

สมการของมุมพิทซ์ คือ (Lysen, 1982)

$$\beta = \frac{C_{L0}}{C_L} \quad \dots\dots\dots(2.7)$$

โดยที่

β = มุมพิทซ์ของใบพัดกังหันลม, rad

C_{L0} = สัมประสิทธิ์แรงยกของแอร์ฟอยล์ที่มุมปะทะเท่ากับ 0°

C_L' = ความชันของกราฟ C_L เทียบกับ α ก่อนถึงจุดร่วงหล่น (ดูรูปที่ 2.5 ประกอบ)

จากสมการ (2.7) C_{L0} และ C_L' สามารถหาได้จากกราฟแสดงคุณสมบัติของแอร์ฟอยล์แต่ละชนิด

สมการแสดงความสัมพันธ์ระหว่างรัศมีใบพัด จำนวนใบพัด ความยาวคอर्डใบพัด และอัตราส่วนความเร็วปลายใบพัด (Tip Speed Ratio) ของกังหันลม คือ (Lysen, 1982)

$$\frac{8\pi R}{Bc\lambda C_L} = 3 \quad \dots\dots\dots(2.8)$$

โดยที่

R = รัศมีใบพัด, m

B = จำนวนใบพัด

c = ความยาวคอर्डของใบพัด, m

$$\lambda = \text{อัตราส่วนความเร็วปลายใบพัด} = \frac{\Omega R}{V}$$

นอกจากนี้การออกแบบกังหันลม ควรออกแบบให้อัตราส่วนความเร็วปลายใบพัดมีความสัมพันธ์กับจำนวนใบพัดของกังหันลม ดังแสดงในตาราง 2.1

ตาราง 2.1 แสดงการเลือกออกแบบอัตราส่วนความเร็วปลายใบพัดให้มีความสัมพันธ์กับจำนวน
ใบพัดของกังหันลม

λ	B
1	6-20
2	4-12
3	3-6
4	2-4
5-8	2-3
8-15	1-2

ที่มา : Lysen (1982)