

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 14
2-3 พฤศจิกายน 2543 โรงแรม โนวาเทล เชียงใหม่

การประเมินภาระทางอากาศพลศาสตร์บนใบพัดกังหันลมด้วยวิธีพานเนล

Investigation of aerodynamic loads on wind mill blades using panel method.

นิระพงษ์ สงเคราะห์ และ อุดมเกียรติ นนทแก้ว
ศูนย์วิจัยวิศวกรรมคำนวณขั้นสูง(ศกส.) ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
1518 พิบูลสงคราม บางซื่อ กรุงเทพฯ 10800
โทรศัพท์ (02) 9132500 ต่อ 8308, โทรสาร (02) 5870026, E-Mail: nirapong@hotmail.com

Nirapong Songkro and Udomkiert Nontakeaw
Research centre for advance computational engineering(Race). Department of Mechanical Engineering
King Mongkut's Institute of Technology North Bangkok
Bangkok 10800,Thailand
Tel.: 662-9132500 ext. 8308 Fax.: 662-5870026

บทคัดย่อ

วิธีพานเนลเป็นเทคนิคการหาคำนวณสนามการไหลของการไหลศักยะแบบหนึ่งที่ใช้กันอย่างได้ผลมากในการประมาณหาภาระทางอากาศพลศาสตร์บนปีกเครื่องบิน และปัญหาที่เกี่ยวข้องกับการไหลรอบๆตัวเรือ ในงานวิจัยที่จะนำเสนอต่อไปนี้จะประยุกต์ใช้วิธีพานเนลมาคำนวณหาค่าการกระจายความดันและสัมประสิทธิ์แรงยกบนใบพัดกังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้า ค่าการกระจายของความดันจะนำไปเป็นข้อมูลในการทำนายการผิดรูปในการคำนวณความแข็งแรงของใบพัดกังหันลม โดยทั่วไปแล้วภาระทางอากาศพลศาสตร์บนใบพัดกังหันลมจะเป็นฟังก์ชันของรูปร่างเรขาคณิตของใบพัด เช่น โปรไฟล์ของใบพัด การผันแปรของความยาวคอร์ดและรูปแบบการบิดของใบพัด จำนวนใบพัด ความเร็วลม มุมปะทะ และความรอบการหมุนของใบพัด เป้าหมายของการคำนวณคือการหารูปแบบองค์ประกอบของกังหันที่ให้กำลังสูงสุด โดยที่ข้อดีของการคำนวณเชิงตัวเลขแบบพานเนลคือมีความยืดหยุ่นในการเปลี่ยนแปลงโครงสร้างรูปแบบของใบพัดสามารถทำได้ง่าย และเมื่อพัฒนาโปรแกรมจนมีความถูกต้องแม่นยำเพียงพอแล้วจะทำให้สามารถลดจำนวนการทดลองที่ถูกที่ไม่จำเป็นลงได้ในขั้นตอนการออกแบบกังหันลม

Abstract

Panel method is the numerical technique being suitable for flow fields calculation in potential flows. This method is used with great success in prediction of aerodynamic loads on wings and computation of hydrodynamic flows around ship hull. In present study, panel method is developed to calculate the pressure distribution lift coefficient on blades of electrical generator windmill. The pressure distribution is need for predicting blade deformation in blade design. Lift coefficient is used to compute torque and blade power produced by windmill. Generally, aerodynamic loads on windmill blade depend upon blade geometry (section profile, variation of chord length, twist), number of blade, free stream velocity, incident angle and rotating speed. Objective of calculation is to find appropriate windmill configuration that give maximum output power. Advantage of using panel method is flexible to change blade geometry and flow parameters. This should aid the windmill designer in decreasing the number of unnecessary trails.

1. บทนำ

การคำนวณหาภาระทางอากาศพลศาสตร์บนใบพัดกังหันลม เพื่อที่จะเปรียบเทียบหาค่าสัมประสิทธิ์ของแรงดันและค่าสัมประสิทธิ์ของแรงยก ด้วยการใช้วิธีพานาล การคำนวณด้วยวิธีนี้ตั้งสมมติฐานที่มีค่าเรย์โนลด์สเบอร์สูง แต่ค่าแมคนัมเบอร์น้อยกว่า 0.3 การไหลผ่านใบพัดจะเป็นผิวบางล้อมรอบใบพัดและเวก โดยจะคำนวณการไหลที่ขอบเขตของผิวล้อมรอบซึ่งเป็นการไหลแบบศักยะ เนื่องจากวิธีนี้ทำการคำนวณจากผิวล้อมรอบใบพัดกังหันลมที่เป็นวัตถุขวงการไหล โดยทำการแบ่งผิวเป็นพานาลเล็กๆ

ความเป็นมาของวิธีที่ใช้ในการคำนวณหาภาระและพลังงานจากลมด้วยกังหันลม เริ่มจากแบบจำลองแอกทูเอเตอร์ดิส(Actuator disk model) ซึ่งเป็นแบบจำลองกังหันลมอย่างง่ายที่ใช้สมการโมเมนตัมคำนวณหาพลังงาน และต่อมาได้พัฒนาเป็นทฤษฎีเบอร์ดอิลิเมนต์(Blade-element theory) ทฤษฎีสตริป(Strip theory) และทฤษฎีวอร์เทก(Vortex theory) ที่อ้างอิงจาก[1]และ[2] ซึ่งในงานวิจัยนี้เป็นการประยุกต์วิธีพานาลที่มาจากทฤษฎีวอร์เทก การคำนวณด้วยวิธีพานาลใช้ในงานอากาศยาน คำนวณแผนอากาศ [3] ตัวอย่างงานที่คำนวณใบพัดที่หมุน ได้แก่ งานของ Morino[4] และ Preuss[5]

สำหรับการใช้วิธีนี้มาคำนวณกับใบพัดกังหันลม ค่าตัวแปรหนึ่งที่มีผลกระทบอย่างมากในการคำนวณคือ รูปร่างและมิติของใบพัด ค่าความเร็วเชิงมุมในการหมุนของใบพัดกังหันลม ซึ่งการคำนวณจะทำการจัดรูปร่างโพรไฟล์หน้าตัดของใบพัดกังหันลม คำนวณสัมประสิทธิ์ของกำลัง คำนวณภาระบนใบพัดกังหันลม และจะได้รูปร่างแบบของใบพัดกังหันลมที่จะนำไปสู่การสร้างแบบจริงได้

2. ทฤษฎีในการวิเคราะห์

2.1 การไหลแบบศักยะ(Potential flow)

ในการวิเคราะห์กำหนดให้สนามการไหลที่ล้อมรอบด้วยเส้นปิดเป็นการไหลแบบศักยะ และ ค่าศักยะ Φ เกิดจากการเหนี่ยวนำของผิวของขอบเขตที่ล้อมรอบสนามการไหล โดยที่การไหลเป็นแบบอัดตัวไม่ได้ อยู่ในสภาวะคงตัว ขอบเขตของของไหลจะอยู่เส้นล้อมรอบที่ผิวของใบพัดและเวก(Wake) กับขอบเขตผิวอีกที่หนึ่งที่ล้อมรอบไกลออกไป(Infinity) ดังในรูปที่ 1 ค่าศักยะภายในปริมาตรของขอบเขต เกิดขึ้นเนื่องจาก

การเหนี่ยวนำจากค่าศักยะบนผิวปิดล้อมรอบ เขียนเป็นสมการศักยะได้ดังนี้

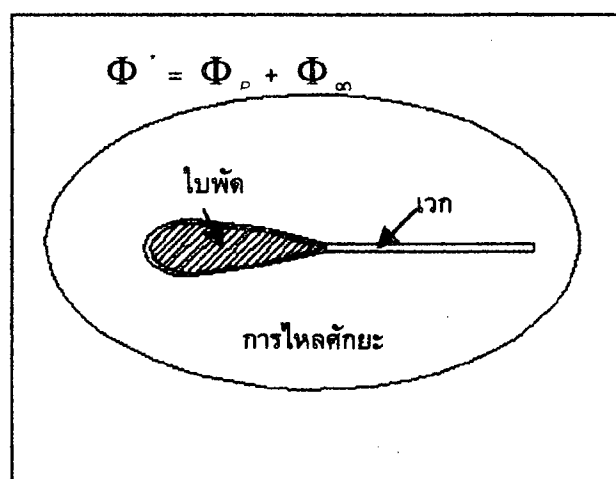
$$\Phi' = \Phi_p + \Phi_\infty \quad (1)$$

โดยที่

Φ' เป็นศักยะรวม

Φ_p เป็นศักยะที่เกิดจากการเหนี่ยวนำของผิวใบพัดและเวก

Φ_∞ เป็นศักยะที่เกิดจากการเหนี่ยวนำของผิวที่ล้อมรอบสนามการไหลที่อินฟินิตี้(Infinity)



รูปที่ 1 แสดงขอบเขตที่ล้อมรอบการไหลแบบศักยะ

ฟังก์ชันศักยะแต่ละตัวสอดคล้องกับสมการลาปลาซ $\nabla^2 \Phi = 0$ ซึ่งอ้างอิงเอกลักษณ์ของกรีน[3] ที่ใช้แก้ปัญหาทางอากาศพลศาสตร์ ที่เกิดจากการเหนี่ยวนำเมื่อไหลผ่านใบพัด เขียนเป็นสมการศักยะดังนี้

$$\Phi_p = -\frac{1}{4\pi} \iint_{S_p} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu \vec{k} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_\infty} \mu \vec{k} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) dS \quad (2)$$

โดยที่

S_p เป็นผิวที่ล้อมรอบใบพัด

S_∞ เป็นผิวของเวกที่เกิดขึ้นที่ทางออก Trailing edge

ค่าซอส(Source σ)จะเป็นค่าของอนุพันธ์ย่อยเทียบกับเวกเตอร์ตั้งฉาก $\vec{k}$ ที่ผิวของวัตถุ และค่าของดับเบลต(Doublet μ) เป็นค่าของศักยะที่อ้างอิง

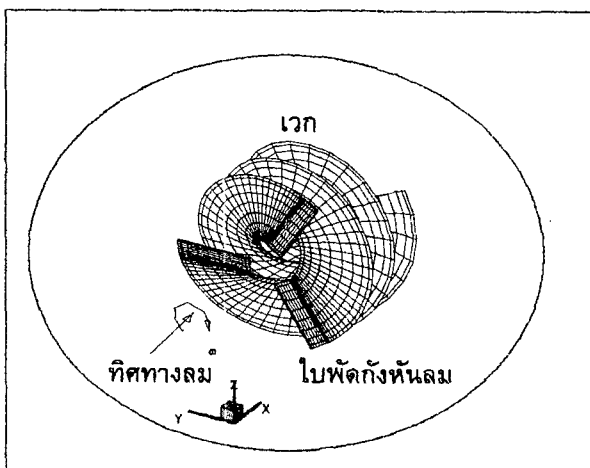
$$\sigma = \frac{\partial \Phi}{\partial n} \text{ หรือ } \sigma = \nabla \Phi \cdot \vec{n} \quad (3)$$

$$\mu = \Phi \quad (4)$$

2.2 การประยุกต์กับกังหันลม

ในการวิเคราะห์กังหันลมจะกำหนดให้กังหันลมมีรูปแบบเหมือนปีกของเครื่องบิน รูปร่างหน้าตัดเป็นแบบแผนอากาศ และนำมาหมุนรอบแกน ในการคิดคำนวณจะตั้งแกนอ้างอิงไว้บนใบพัดให้หมุนไปพร้อมกับใบพัดกังหันลม ดังนั้นจะเกิดความเร็วสัมพัทธ์จากการหมุนของใบพัดซึ่งจะทำให้เวกที่เกิดขึ้นหมุนเป็นเกลียว ดังในรูปที่ 2 แสดงขอบเขตล้อมรอบการหมุนของกังหันลมสามใบ ในการกำหนดความเร็วลมที่ไหลเข้าใบพัดกังหันลมเพื่อใช้ในการคำนวณจะเป็นความเร็วสัมพัทธ์ $\vec{U}_n$ ซึ่งเกิดจากความเร็วลมที่เข้าในแนวแกนของกังหันลม $\vec{U}_\infty$ และความเร็วที่เกิดจากการหมุนของกังหันลม $\vec{V}_r = \vec{\omega} \times \vec{r}$ ความเร็วนี้เกิดจากการนำความเร็วเชิงมุมของกังหันลมมาทำครอสโปรดักซ์กับเวกเตอร์ตำแหน่งที่ตั้งฉากกับแกนหมุนของกังหันลม และค่าความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดจากการกำหนดแกนให้หมุนไปพร้อมกับกังหันลมจะได้ดังสมการ

$$\vec{U}_n = \vec{U}_\infty - \vec{V}_r \quad (5)$$



รูปที่ 2 แสดงขอบเขตที่ล้อมรอบกังหันลมที่กำลังหมุน

ดังนั้นค่าของซอสที่ได้จะเท่ากับความเร็วสัมพัทธ์ของตำแหน่งผิวทำครอสโปรดักซ์กับเวกเตอร์ตั้งฉากที่ตำแหน่งผิวนั้น $\sigma = \vec{U}_n \cdot \vec{n}$

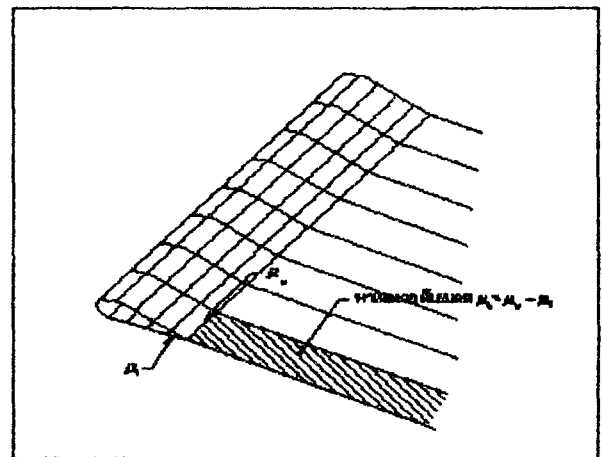
2.3 เงื่อนไขของขอบเขต

ในการแก้สมการเพื่อหาค่าศักย์จำเป็นต้องเงื่อนไขของขอบเขตที่ผิวของใบพัดและเวก และที่ขอบเขตล้อมรอบการไหลที่อินฟินิตี้ ซึ่งเงื่อนไขที่สำคัญมีอยู่ 2 ข้อ คือ

1. ไม่มีการไหลทะลุผ่านผิวของขอบเขต $\frac{\partial \Phi}{\partial n} = 0$

ความเร็วจากการทำเกรเดียนต์ศักย์ในทิศทางตั้งฉากกับผิวจะเท่ากับศูนย์

2. เงื่อนไขที่ปลายหางของใบพัดกับเวกที่ออกจากปลายหาง ที่นิยามว่าไม่มีความแตกต่างระหว่างจุดทั้งสอง นั่นคือ $\Phi_u = \Phi_v$ และ $\Phi_u = \Phi_v$ และค่าศักย์ในเวกหรือค่าดับเบลตเวกจะคงที่เท่ากับผลต่างของศักย์ $\mu_u = \Phi_u - \Phi_v$ ตัวห้อย u / + และ - แสดงผิวด้านบน ผิวด้านล่างที่ปลายหางของใบพัด และผิวด้านบน ผิวด้านล่างของเวก ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 3



รูปที่ 3 แสดงการแบ่งพาดและค่าดับเบลตบนพาด

2.4 การแบ่งพาดบนผิวและคำนวณค่าศักย์

ในการแบ่งผิวเป็นพาดบนแต่ละพาดจะมีแกนฉาก (l, m, n) และมีแกนของใบพัด (x, y, z) ที่เป็นแกนที่หมุนไปกับใบพัดเป็นแกนอ้างอิงรวม ซึ่งในการคำนวณค่าที่ส่งอิทธิพลจากพาดอื่นจะใช้แกนอ้างอิงบนแต่ละพาด

ค่าความเร็วที่เกิดจากการทำเกรเดียนต์ของศักย์ และความเร็วของศักย์อินฟินิตี้ ที่อ้างอิงที่แกนที่หมุนสามารถหาได้โดยการกำหนดให้เป็นค่าคงที่เท่ากับความเร็วลมที่ไหลเข้า $\nabla \Phi_\infty = \vec{U}_n$ และจากเงื่อนไขข้อที่หนึ่งจะได้สมการความเร็วของศักย์รวมที่ตำแหน่งผิวแต่ละพาดกระทำในแนวทิศทางตั้งฉากกับพาดนั้นๆมีค่าเท่ากับศูนย์

$$\nabla \Phi \cdot \vec{n}_j = \nabla \Phi \cdot \vec{n}_j + (\vec{U}_j) \cdot \vec{n}_j = 0 \quad (6)$$

และความเร็วของศักยะที่เกิดขึ้นจากการเหนี่ยวนำที่ตำแหน่งบนผิวพาดนั้นๆคือ

$$\nabla \Phi_j = \nabla \left(-\frac{1}{4\pi} \iint_{s_b} \left[\sigma_j \frac{1}{r_{ji}} - \mu_j n_j \cdot \nabla \frac{1}{r_{ji}} \right] dS_j + \frac{1}{4\pi} \iint_{s_w} \mu_w n_k \cdot \nabla \frac{1}{r_{jk}} dS_k \right) \quad (7)$$

ตัวห้อย j บอกระบบพาดบนผิวของใบพัด และ k บอกระบบพาดที่ผิวเวก และค่าของ μ_w ของระดับเบลตเวกที่ได้จากเงื่อนไขที่ 2 เป็นค่าคงที่เท่ากับค่าศักยะของผิวบนของเวกด้วยผิวล่างของเวก ซึ่งเท่ากับผลต่างของพาดที่ทางออก Trailing edge ดังนั้นเมื่อรวมสมการจะได้สมการที่แก้ปัญหาค่าพาดดังนี้

$$0 = \nabla \left(-\frac{1}{4\pi} \iint_{s_b} \left[\sigma_j \frac{1}{r_{ji}} - \mu_j n_j \cdot \nabla \frac{1}{r_{ji}} \right] dS_j + \frac{1}{4\pi} \iint_{s_w} \mu_w n_k \cdot \nabla \frac{1}{r_{jk}} dS_k \right) \cdot n_j + U_\infty \cdot n_j \quad (8)$$

จากสมการที่ (8) สามารถจัดแยกรูปใหม่ แสดงเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่ขึ้นอยู่กับค่าซอสและระดับเบลตได้ดังนี้

$$0 = -B_j \sigma_j + C_j \mu_j + C_k \mu_k + U_\infty \cdot n_j \quad (9)$$

โดยที่ค่าสัมประสิทธิ์ B_j , C_j และ C_k เป็นค่าที่เกิดจากการเหนี่ยวนำของซอส ระดับเบลต และระดับเบลตของเวก บนพาดใบพัด j และพาดเวก k จากตำแหน่งที่ของพาดใบพัด j ซึ่งจะหาค่าสัมประสิทธิ์ดังสมการ

$$B_j = \frac{1}{4\pi} \nabla \left[\iint_{s_b} \frac{1}{r_{ji}} dS_j \right] \cdot n_j \quad (10)$$

$$C_j = \frac{1}{4\pi} \nabla \left[\iint_{s_b} n_j \cdot \nabla \frac{1}{r_{ji}} dS_j \right] \cdot n_j \quad (11)$$

$$C_k = \frac{1}{4\pi} \nabla \left[\iint_{s_w} n_k \cdot \nabla \frac{1}{r_{jk}} dS_k \right] \cdot n_j \quad (12)$$

ในการใช้เงื่อนไขที่ 2 เพื่อแก้สมการหาค่าระดับเบลตที่พาดบนใบพัด จากการที่ค่าระดับเบลตบนเวกเป็นค่าคงที่เท่ากับผลต่างของค่าระดับเบลตพาดบนและล่างที่ทางออก Trailing edge ทำให้สามารถรวมค่าสัมประสิทธิ์ C_k ที่เกิดจากพาดเวกที่ทางออกนั้นเข้าไว้ที่ค่าสัมประสิทธิ์ C_j ที่ปลายตัดทางนั้นๆ โดยรวมเข้าพาดบนด้วยการบวก และรวมเข้ากับพาดล่างด้วยการลบ ดังนั้นจะรวมค่าสัมประสิทธิ์ที่มาจากเวกที่ทางออก Trailing edge เดียวกันเข้าด้วยกันเป็นค่าสัมประสิทธิ์รวมเวก C_j และเพื่อใช้คำนวณหาผลลัพธ์ของสมการได้ง่าย จึงมีค่าสัมประสิทธิ์บนใบพัด A_j มาแทนค่าสัมประสิทธิ์ C_j แสดงการรวมค่าของเวกเข้าด้วยกัน ดังสมการ $A_j = C_j$ ถ้าตัวห้อย j ไม่ใช้พาดที่ปลายทางออก และ $A_j = C_j \pm C_k$ กรณีที่ j เป็นตัวห้อยที่พาดบนที่ปลายทางออกจะเป็นเครื่องหมายบวก และจะเป็นเครื่องหมายลบเมื่อเป็นพาดที่ด้านล่างของปลายทางออก สมการที่จะใช้หาผลลัพธ์เป็นดังนี้

$$A_j \mu_j = B_j \sigma_j - U_\infty \cdot n_j \quad (13)$$

ด้านขวามือของสมการสามารถหาค่าได้ และแก้สมการเชิงเส้นจะได้ค่าของระดับเบลต μ_j ของบนแต่ละพาด

2.4 การหาค่าพารามิเตอร์ทางอากาศพลศาสตร์

การหาค่าสัมประสิทธิ์ของความดันจะหาค่าจากค่าของระดับเบลตที่กระจายบนผิวใบพัด ที่เกิดขึ้นเนื่องจากการเหนี่ยวนำโดยการทำอนุพันธ์ค่าระดับเบลตจะได้ค่าของความเร็วที่เหนี่ยวนำ และโดยใช้ทฤษฎีของเบอร์นูลลี (Bernoulli's Theorem) จะได้ค่าของความดันเหนี่ยวนำ บนแกนที่ตั้งอยู่บนพาดแต่ละพาด (l, m, n)

$$q_l = \frac{\partial \mu}{\partial l} \text{ และ } q_m = \frac{\partial \mu}{\partial m} \quad (14)$$

$$p_i = -\frac{1}{2} \rho (|q_l + q_m|)^2 \quad (15)$$

และค่าสัมประสิทธิ์ของความดันที่ตำแหน่งบนแต่ละพาดสามารถหา ดังนี้

$$C_{pi} = \frac{p_i}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (16)$$

และค่าแรงที่กระทำในทิศทางตั้งฉากต่อผิวของแต่ละพานสามารถหาโดยใช้ความดัน

$$F_i = p_i \Delta S_i \quad (17)$$

รวมค่าของแรงที่เกิดกับทุกพานในทิศทางแกน z จะเป็นค่าสัมประสิทธิ์ของแรงยก c_l ที่กระทำกับใบพัด ที่เทียบกับพื้นที่เงาของใบพัดซึ่งเป็นดังสมการที่ (18)

$$c_l = \frac{1}{\frac{1}{2} \rho U^2 S} \sum_{i=1}^{\text{panel blade}} (F_z)_i \quad (18)$$

การหาค่าแรงบิดบนแต่ละพานทำได้โดยใช้รัศมีที่ชี้จากจุดหมุนไปที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแต่ละพานทำครอสโปรดักส์กับค่าแรงบนพานของใบพัดกังหันลม

$$T_i = R_i \times F_i \quad (19)$$

และรวมค่าของแรงบิดจากสมการที่ (19) ของแต่ละพานได้ที่หมุนในแกน x และสามารถนำมาหาค่าของกำลังได้เท่ากับ $P = \omega \cdot T$ และค่าสัมประสิทธิ์ของกำลังซึ่งเทียบกับพื้นที่หมุนกวาดของใบพัด

$$C_P = \frac{\omega \cdot T}{\frac{1}{2} \rho U^3 A_p} \quad (20)$$

โดยที่

T เป็นค่าแรงบิดที่กระทำจากการหมุน

A_p เป็นพื้นที่อ้างอิงที่ใบพัดหมุนกวาดครบรอบ

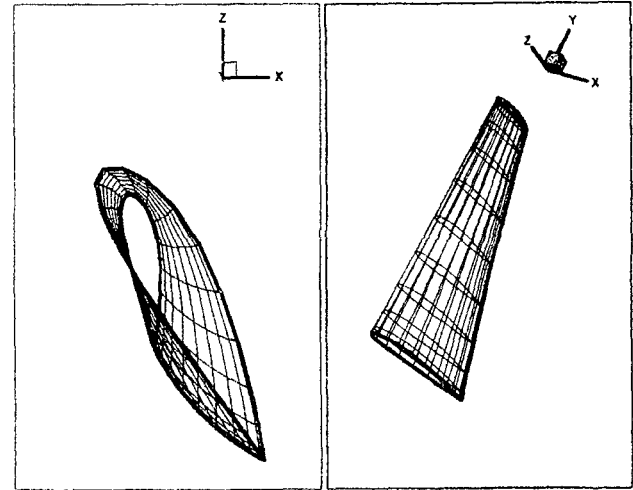
ρ เป็นค่าความหนาแน่นของอากาศ

3 ผลลัพธ์จากการคำนวณ

3.1 รูปร่างและตัวแปรกำหนดการคำนวณกังหันลม

กำหนดรูปร่างหน้าตัดของกังหันลมเป็นแผนอากาศ NACA4422 โดยที่ความยาวของคอร์ดที่โคนใบเท่ากับ 0.72 เมตรและจะลดลงเหลือ 0.18 เมตรที่ปลายของใบพัด และใบพัดจะมีมุมบิดเพิ่มขึ้นจากที่โคนใบ 20° ถึงปลายใบ รัศมีของใบพัดกังหันลมจะเท่ากับ 6 เมตร โดยที่ใบพัดจะยาวเท่ากับ 5.4 เมตร ดังรูปที่ 4 มุมปะทะกับทิศทางลม α ที่โคนใบ ดัง

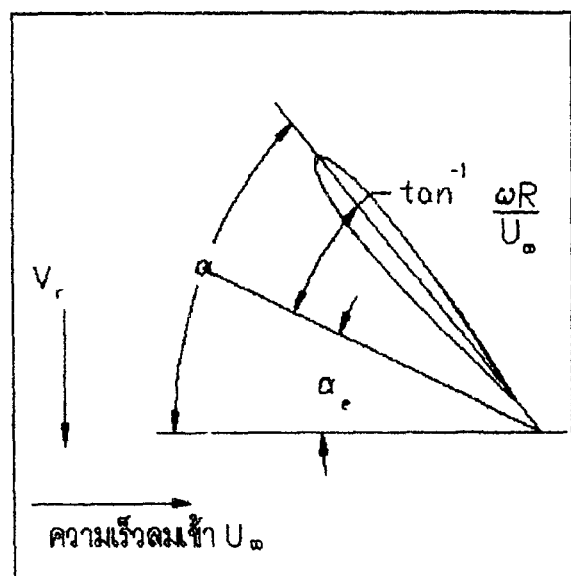
แสดงในรูปที่ 5 ซึ่งใบพัดจะปรับมุมบิดไปตามแนวสแปน (span) ของใบพัด และจำนวนใบพัดสองใบ



รูปที่ 4 แสดงใบหน้าตัดของใบพัดกังหันลม

และกำหนดค่าของความเร็วลมและความเร็วรอบของกังหันลม โดยที่สัมพันธ์ของค่าทั้งสองกับรูปร่างคือค่าอัตราส่วนความเร็วปลาย (Tip speed ratio, TSR) ดังในสมการที่ (21) ซึ่งเป็นค่าที่เปรียบเทียบความเร็วที่เกิดจากการหมุนที่ปลายใบกับความเร็วลมที่ไหลผ่านกังหันลม และค่านี้จะเป็นพารามิเตอร์ที่อ้างอิงประสิทธิภาพของกังหันลมตัวหนึ่ง

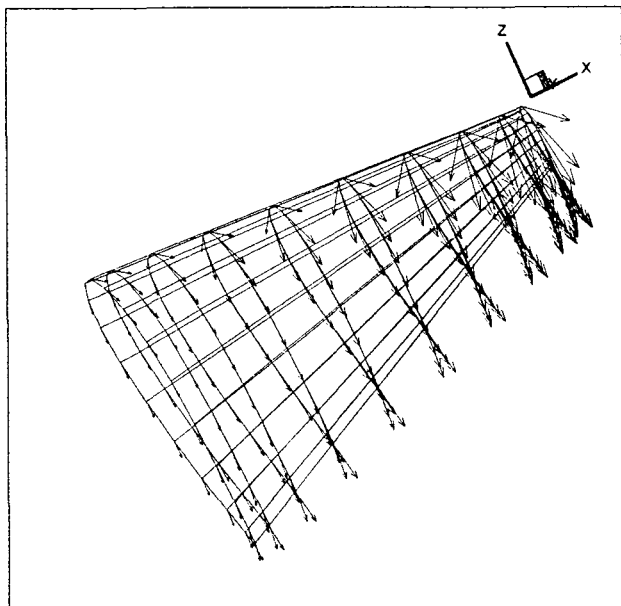
$$TSR = \frac{V_r}{U_\infty} = \frac{\omega R}{U_\infty} \quad (21)$$



รูปที่ 5 แสดงแผนอากาศกับการตั้งมุมปะทะ

3.2 แสดงผลการคำนวณ

ทิศทางเวกเตอร์ของความเร็ว ณ ตำแหน่งบนผิวที่ได้จากการคำนวณไหลผ่านที่ใบพัดกังหันลมจะไม่ไหลทะลุผ่านขอบเขตของผิวของใบพัด โดยมีทิศทางขนานไปกับผิวของขอบเขต ดังในรูปที่ 6



รูปที่ 6 แสดงเวกเตอร์ของความเร็วบนผิวของใบพัด

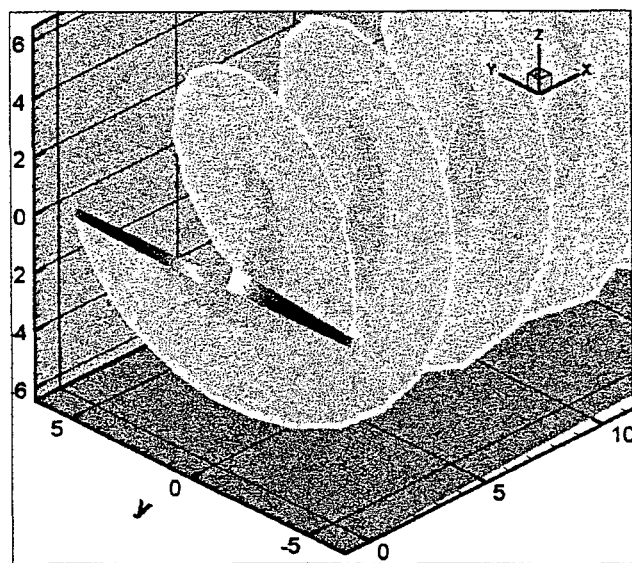
จากการกำหนดใบพัด NACA 4422 ที่ค่าความเร็วลม 12.5 เมตร/วินาที ใบพัดจำนวน 2 ใบ มีมุมปะทะเท่ากับ 68° โดยมีความเร็วเชิงมุม เท่ากับ 8.75 เรเดียน/วินาที จะมีค่า TSR เท่ากับ 4.2 จะได้ค่าของแรงยกเท่ากับ 765 นิวตัน ค่าแรงบิดเท่ากับ 2504 นิวตันเมตร และได้กำลังเท่ากับ 21908 วัตต์ และเมื่อคิดค่าสัมประสิทธิ์ของกำลังจะได้เท่ากับ 0.1626

เปลี่ยนรูปแบบของใบพัด NACA 4412 ที่ค่าความเร็วลม 12.5 เมตร/วินาที ใบพัดจำนวน 2 ใบ มีมุมปะทะเท่ากับ 68° ความเร็วเชิงมุม เท่ากับ 8.75 เรเดียน/วินาที จะมีค่า TSR เท่ากับ 4.2 จะได้ค่าของแรงยกเท่ากับ 509 นิวตัน ค่าแรงบิดเท่ากับ 1503 นิวตันเมตร และได้กำลังเท่ากับ 13155 วัตต์ และเมื่อคิดค่าสัมประสิทธิ์ของกำลังจะได้เท่ากับ 0.09763

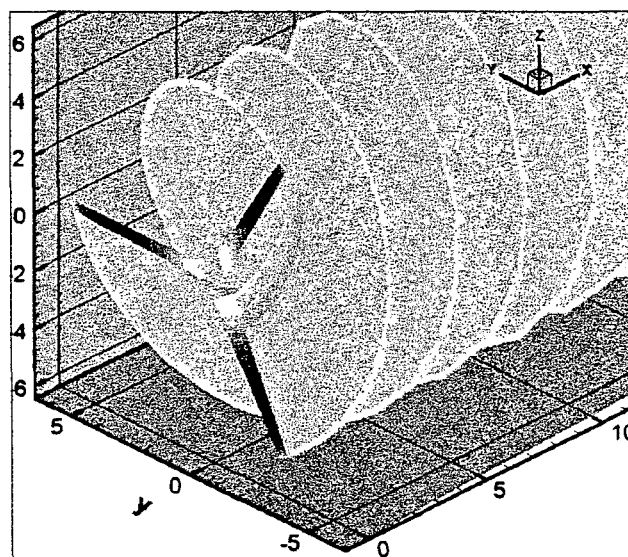
เพิ่มใบพัดเป็น 3 ใบ ใช้ใบพัดแพนอากาศ NACA 4422 ที่ขนาดใบเท่าเดิม มุมบิดเหมือนเดิม มีมุมปะทะเท่ากับ 68° ความเร็วลม 12.5 เมตร/วินาที ความเร็วเชิงมุม เท่ากับ 8.75 เรเดียน/วินาที จะมีค่า TSR เท่ากับ 4.2 จะได้ค่าของแรงยกเท่ากับ 1014 นิวตัน ค่าแรงบิดเท่ากับ 3370 นิวตันเมตร และ

ได้กำลังเท่ากับ 29492 วัตต์ และเมื่อคิดค่าสัมประสิทธิ์ของกำลังจะได้เท่ากับ 0.2188736

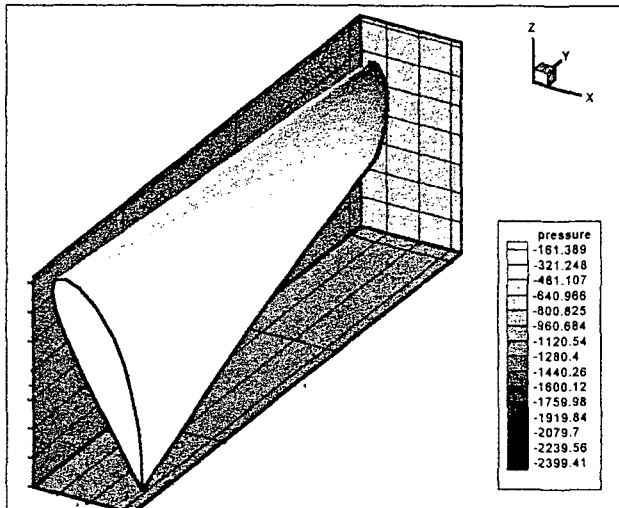
สำหรับค่าความดันที่เกิดจากการหมุนบนผิวของใบพัด แสดงดังในรูปที่ 9 และเปรียบเทียบใบพัดรูปร่างโปรไฟล์แบบต่างๆกัน ระหว่าง NACA4422 NACA4412 และ NACA0022 มุมปะทะ 68° และมุมบิดใบ 20° จำนวนใบ 2 ใบและ 3 ใบ โดยคงที่ค่าความเร็วลมเปลี่ยนแปลงค่าความเร็วเชิงมุม จะเปลี่ยนแปลงค่าอัตราส่วนความเร็วปลายใบ แสดงในรูปที่ 10



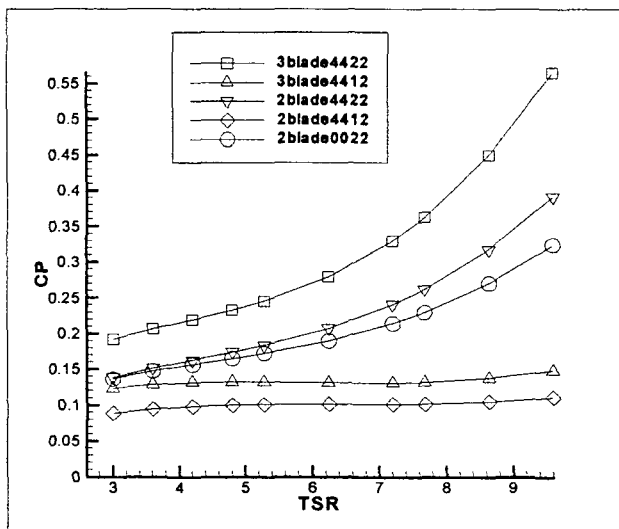
รูปที่ 7 กังหันลมใบพัดสองใบ



รูปที่ 8 กังหันลมใบพัดสามใบ



รูปที่ 9 รูปการกระจายของความดันบนผิวของใบพัด



รูปที่ 10 แสดงค่าเปรียบเทียบ TSR กับ C_p ของใบพัดแบบต่างๆ

4. สรุปผลการวิเคราะห์

การวิเคราะห์จากวิธีพานเนลโดยแบ่งผิวและให้เงื่อนไขการไหลบนผิวแบบศักยะ และสามารถคำนวณหาแรงบิดและกำลังของใบพัดกังหัน โดยที่แสดงออกถึงรูปร่างของใบพัดซึ่งเปลี่ยนการคำนวณจากแบบของแพนอากาศ NACA4422 มาเป็น NACA0022 หรือแม้กระทั่งการเพิ่มจำนวนใบพัดของกังหันลมจะมีผลต่อกำลังที่ได้จากกังหันลม

การใช้วิธีพานเนลวิเคราะห์กังหันลมโดยการกำหนดรูปร่างและกำหนดสภาวะการทำงานที่ค่าอัตราส่วนความเร็วปลายค่าหนึ่งจะสามารถใช้เปรียบเทียบรูปร่างของใบพัดกังหันลมหรือสามารถที่จะพัฒนารูปแบบของใบพัดที่จะสร้างได้ โดยที่

การคำนวณแบบนี้จะเหมือนกับการคำนวณผลที่รูปร่างจริงของใบพัดกังหันลม

สัญลักษณ์

Φ ศักยะ

$\sigma = \frac{\partial \Phi}{\partial n}$ ค่าซอส(Source)

Γ เป็นเวกเตอร์กระทำตั้งฉากกับผิวพานเนล

$\mu = \Phi$ ค่าดับเบลต(Doublet)เป็นศักยะบนผิวใบพัด

U_∞ ความเร็วลม

ω ความเร็วเชิงมุม

α มุมปะทะที่แกนกลางของคอร์ดใบทำกับทิศทางลม

TSR ค่าอัตราส่วนความเร็วปลายใบ

c_p สัมประสิทธิ์ของความดัน

c_l สัมประสิทธิ์ของแรงยก

F แรงยกที่กระทำกับใบพัด

T แรงบิดที่กระทำ ในการหมุน

C_p สัมประสิทธิ์ของกำลัง

เอกสารอ้างอิง

- [1]. Robert E. Wilson, Ph.D. "Aerodynamic Behavior of Wind Turbines", in Wind Turbine Technology edited by David A. Spera, The American Society of Mechanical Engineers, New York, 2nd printing, 1995
- [2] David M. Eggleston; and Forrest S. Stoddard. "Wind Turbine Engineering Design", Van Nostrand Reinhold, New York USA, 1987
- [3]. Joseph Katz; and Allen Plotkin. "Low-Speed Aerodynamics From Wing Theory to Panel Methods", McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering, Singapore, 1991
- [4]. Luigi Morino. "Boundary integral equations in aerodynamics", Appl Mech Rev vol 46, no 8, August 1993
- [5]. Robert D. Preuss; Emill O. Suci; and Luigi Morino. "Unsteady Potential Aerodynamics of Rotors with Applications to Horizontal-Axis Windmills", AIAA Journal, vol. 18, no 4, 1980, pp. 385-393