

การศึกษาพฤติกรรมกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงโดยใช้แบบจำลองท่อการไหลกลุ่มซ้อน
Investigation of Straight Blade Vertical Axis Wind Turbine Behavior Using Double Multiple
Stream-tube Model

จากรวรรณ ตังตันสกุลวงศ์*, ทวีช จิตรสมบูรณ์

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

อ.เมือง จ.นครราชสีมา 30000

*ติดต่อ: jacksut@hotmail.com, โทรศัพท์ 044 224410, โทรสาร 044 224613

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการพัฒนาโปรแกรมเพื่อใช้ในการประเมินประสิทธิภาพของกังหันแกนตั้งแบบใบตรงบนพื้นฐานหลักทฤษฎีเบลตอลิเมนต์โมเมนตัม (Blade Element Momentum theory; BEM) โดยใช้แบบจำลองท่อการไหลกลุ่มซ้อน (Double Multiple Stream-tube model; DMS) ซึ่งได้ประยุกต์แบบจำลองการรบกวนพลวัต (Dynamic stall) ของ Gormont เข้าไปด้วย ผลการจำลองโดยใช้โปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้นถูกนำไปสอบเทียบกับผลการจำลองจาก CARDAAV code ซึ่งพบว่าให้ผลที่มีความสอดคล้องกัน มีแนวโน้มเดียวกัน จากนั้นนำไปใช้ในการศึกษาผลกระทบของการรบกวนพลวัต ผลกระทบของค่าเลขเรย์โนลด์ (Reynold's number) และผลกระทบจากความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio) การพัฒนาโปรแกรมถือว่าประสบความสำเร็จในเบื้องต้น ทั้งนี้โปรแกรมหวังว่าสามารถใช้เป็นเครื่องมือในการออกแบบกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงได้โดยคร่าว โดยในอนาคตสามารถพัฒนาให้แม่นยำขึ้นได้อีกโดยการพิจารณาผลกระทบของการสูญเสียปลายใบ การขยายตัวของท่อการไหล ตลอดจนการบิดตัวของท่อการไหล เป็นต้น

คำหลัก: การประเมินศักยภาพกังหันลมแกนตั้ง ทฤษฎีเบลตอลิเมนต์โมเมนตัม แบบจำลองท่อการไหลกลุ่มซ้อน

Abstract

This paper presents the development of program to be used in evaluating the performance of straight blade vertical axis wind turbines. Based on blade element momentum theory, double multiple stream-tube models was used. The Gormont dynamic stall model was also included. The results were validated by comparing with results from CARDAAV code. The comparison showed a good agreement between the two. The effect of dynamic stall phenomenon, Reynold's number and blade speed ratio were discussed and illustrated. The development of this program can be considered successful in the beginning. It can be used as a tool in VAWT initial design or study VAWT behavior. The effect of tip loss, flow expansion and flow curvature are consider to be applied in the future.

Keywords: BEM, DMS, Vertical axis wind turbine, Blade element momentum theory, Double multiple stream-tube model

ETM-40

1. บทนำ

หากอ้างอิงตามหลักฐานที่ปรากฏมาแต่โบราณแล้ว อาจกล่าวได้ว่ากังหันลมแกนตั้งนั้นถูกคิดค้นได้ก่อนกังหันลมแกนนอน แต่ในแง่ของความก้าวหน้าในการพัฒนาเป็นเทคโนโลยีและนวัตกรรมแล้ว กังหันลมแกนตั้งยังถูกพัฒนาไปน้อยกว่ากังหันแกนนอนมาก ข้อดีในด้านอากาศพลศาสตร์ที่เด่นชัดของกังหันลมแกนตั้งก็คือมันสามารถรับลมได้จากทุกทิศทางโดยไม่จำเป็นต้องใช้แพนหางหรืออุปกรณ์ปรับทิศทางเพื่อหันหน้าเข้าหาลมซึ่งทำให้โครงสร้างกังหันลมมีความซับซ้อนน้อยลงมาก ส่วนข้อเสียที่เด่นชัดนั้นก็คือความไม่สามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเอง และแรงบิดที่แปรค่าตลอดเวลาตลอดการหมุนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นั้นที่ใช้ในการทำนายประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งสามารถแบ่งออกเป็นกลุ่มย่อยโดยแยกตามลักษณะการจำลองได้เป็นสองกลุ่มหลักคือ กลุ่มแบบจำลองท่อการไหล (Stream-tube models) และกลุ่มแบบจำลองวอร์เทกซ์ (Vortex models) แม้ว่ากังหันแกนตั้งและแกนนอนจะมีความแตกต่างทางด้านอากาศพลศาสตร์หลายประการแต่การวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งยังคงสามารถใช้หลักพื้นฐานเกี่ยวกับ actuator disk ได้เช่นเดียวกับกังหันลมแกนนอน

สำหรับกลุ่ม Blade element momentum ที่ใช้ในการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของกังหันลมแกนตั้ง ซึ่งเป็นที่รู้จักกันโดยทั่วไปในอีกชื่อว่า Streamtube theory แบบจำลองในกลุ่มท่อการไหลนั้นอาศัยทฤษฎีโมเมนตัมโดยพิจารณาให้การไหลเป็นแบบกึ่งคงตัว (Quasi-steady flow) โดยหาแรงที่กระทำในทิศของการไหลจากการเปรียบเทียบกับแรงจากการคำนวณโดยใช้ทฤษฎี เบลดอีลิเมนต์ แบบจำลองในกลุ่มท่อการไหลนี้มีเริ่มต้นพัฒนาจากแบบจำลองท่อการไหลเดี่ยว และถูกพัฒนาให้มีความซับซ้อนและแม่นยำขึ้น ซึ่งสามารถจำแนกได้เป็น 4 ประเภทย่อยด้วยกันดังนี้

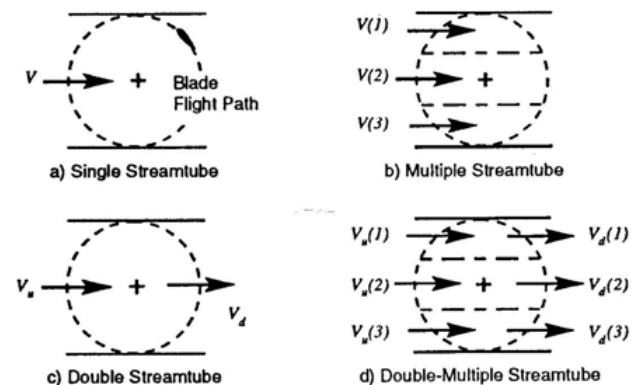
1. แบบจำลองท่อการไหลเดี่ยว (Single stream-tube model) ซึ่งพิจารณาว่ากังหันนั้นถูกรอบคลุมด้วยท่อการไหลเพียงท่อเดียวและกังหันสกัดพลังงานเพียงครั้งเดียวคือที่ระนาบตรงกลางระหว่างต้นลมและปลายลม

2. แบบจำลองท่อการไหลกลุ่ม (Multiple stream-tube model) เป็นการขยายการพิจารณาจากแบบจำลองแรกให้มีความละเอียดมากขึ้นโดยพิจารณาว่ากังหันนั้น

ประกอบด้วยกลุ่มท่อการไหลหลาย ๆ ท่อครอบคลุมตัวกังหันอยู่

3. แบบจำลองท่อการไหลซ้อน (Double stream-tube model) เป็นแนวคิดที่มีความซับซ้อนเพิ่มขึ้น โดยพิจารณาว่าการกวาดใบของกังหันลมแกนตั้งนั้นจะกวาดผ่านกระแสน้ำไหลสองครั้ง ดังนั้นในปริมาตรการกวาด (Swept volume) นั้นแบ่งการพิจารณาออกเป็นสองส่วนคือส่วนต้นลม (Upwind) และส่วนปลายลม (Downwind) การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของทั้งสองส่วนจะวิเคราะห์แบบอิสระ ไม่ขึ้นต่อกัน

4. แบบจำลองท่อการไหลกลุ่มซ้อน (Double multiple stream-tube model) เป็นการนำแบบจำลองในข้อ 2 และ 3 มารวมกันกล่าวคือพิจารณาท่อการไหลให้มีจำนวนมากโดยแต่ละท่อการไหลนั้นจะแยกพิจารณาในส่วนของต้นลมและปลายลม ทำให้มีความซับซ้อนและแม่นยำขึ้นไปอีก



รูปที่ 1 ภาพตัดขวางมองจากด้านบนของแบบจำลอง streamtube a) Single streamtube, b) Double streamtube, c) Double streamtube, d) Double-multiple streamtube [1]

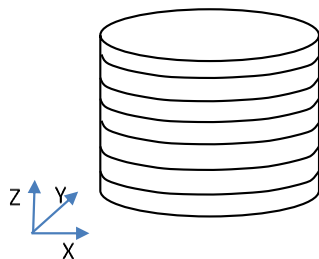
ความแตกต่างของแบบจำลองท่อการไหลทั้งสามแบบนั้นอยู่ที่การวิเคราะห์ความเร็วเหนี่ยวนำ (Induce velocity) โดยสองแบบจำลองแรก เช่นที่นำเสนอโดย Templin ในปี ค.ศ. 1794 [2] Wilson และ Lissaman [3] Shankar [4] และ Strickland [5] นั้นจะพิจารณาว่าความเร็วเหนี่ยวนำมีค่าคงที่เท่ากันตลอดทั้งโรเตอร์ (rotor) ซึ่งถูกแทนที่ด้วย actuator disk สมมูล (Equivalent actuator disk) ส่วนแบบจำลอง 2 กลุ่มหลัง เช่นที่เสนอโดย Lapin (1975) [6] และ Paraschivoiu (1981) [7] นั้นจะประเมินว่าความเร็ว

ETM-40

เหี่ยวหาทั้งในส่วนต้นลมและปลายลมนี้มีค่าแตกต่างกัน งานวิจัยนี้มีจุดประสงค์ในการพัฒนาโปรแกรมวิเคราะห์ประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งแบบ Double-multiple streamtube สำหรับใช้ช่วยในการออกแบบกังหันแกนตั้งในเบื้องต้น โดยอยู่บนพื้นฐานทฤษฎีเบลคดิลิเมนต์โมเมนต์ ทั้งนี้โปรแกรมที่ได้จากการพัฒนาทำให้สามารถพึ่งพาตนเองได้ในการออกแบบไม่ต้องซื้อโปรแกรมลิขสิทธิ์ที่มีราคาแพง

2. ทฤษฎีเบลคดิลิเมนต์โมเมนต์

ในการวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงโดยใช้แบบจำลอง actuator disk โดยกังหันลมแกนตั้งจะถูกสมมติว่าเป็นแผ่น actuator disk ซึ่งวางซ้อนกันอยู่หลาย ๆ ชั้น โดยไม่มีการไหลข้ามชั้นกัน หรือกล่าวได้อีกนัยหนึ่งว่าไม่มีการไหลในทิศแกน z นั่นเอง ลักษณะของ actuator disk ที่ถูกสมมติขึ้นมาแทนกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงมีลักษณะดังรูป



รูปที่ 2 ลักษณะแผ่นจานสมมติที่ซ้อนกัน เพื่อใช้อธิบายการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง

แต่ละชั้นของแผ่นจานจะถูกแบ่งออกเป็นท่อการไหล (stream-tube) ดังรูปที่ 3 ซึ่งตำแหน่งที่ใบกังหันเคลื่อนที่ตัดผ่านท่อการไหล เราจะสมมติว่ามีแผ่นดิสก์ทำงาน (actuator disk) วางอยู่ แผ่นดิสก์ทำงานดังกล่าวจะดูดซับพลังงานจลน์จากลมที่เคลื่อนที่ผ่านมันไป ทำให้ลมถูกเหี่ยวหาให้มีความเร็วกำหนดให้ความเร็วเหี่ยวหาเป็นค่าเป็น aU_∞ เมื่อ a คือ axial flow induction factor หรือ inflow factor ดังนั้นที่ต้นการไหลของ Disk จะได้ความเร็วเป็น

$$U_u = U_\infty(1 - a_u) \quad (1)$$

และจากสมการเบอร์นูลลี ประยุกต์เข้ากับสมการโมเมนต์ จะหาความเร็ว U_d ได้เป็น

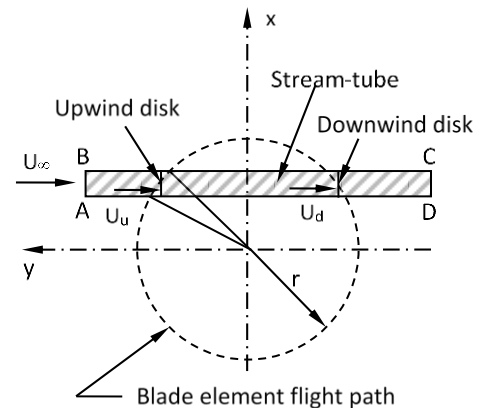
$$U_d = U_\infty(1 - 2a_u) \quad (2)$$

ซึ่งจากทฤษฎีการอนุรักษ์มวลและทฤษฎีอนุรักษ์โมเมนตัม จะสามารถหาแรงที่กระทำในท่อการไหลทั้งส่วนต้นลมและปลายลมได้ดังนี้

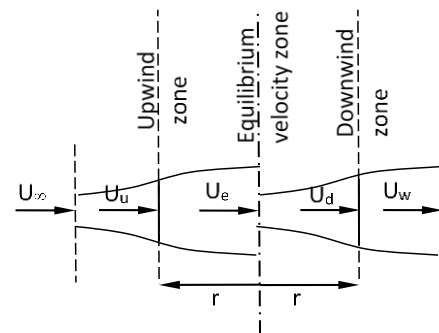
$$F_u = 2\rho A_u U_\infty^2 (1 - a_u) a_u \quad (3)$$

$$F_d = 2\rho A_d U_d^2 (1 - a_d) a_d \quad (4)$$

จะเห็นว่าตัวแปรที่เพิ่มขึ้นมาคือค่า induction factor เมื่อพิจารณาลักษณะทิศของความเร็วลมที่กระทำบนใบกังหันเมื่อกังหันเคลื่อนที่หมุนไปตามมุมหัน (azimuth angle) ดังรูปที่ 4



(ก)



Rotor element ABCD replaced by two actuator disks in tandem

(ข)

รูปที่ 3 ลักษณะของท่อการไหล (Stream tube)

(ก) Top view (ข) side view

ทิศทางของความเร็วลมที่ปะทะเข้ากับใบกังหันจะทำให้เกิดแรงกระทำบนใบกังหันซึ่งสามารถแตกออกได้สองแรง คือแรงยกและแรงต้าน ในทิศทางตั้งฉากและขนานกับแรงลัพท์ตามลำดับ อย่างไรก็ตาม เราสามารถแตกแรงทั้งสองแรงดังกล่าวให้อยู่ในทิศตั้งฉากและสัมผัสกับรัศมีของ

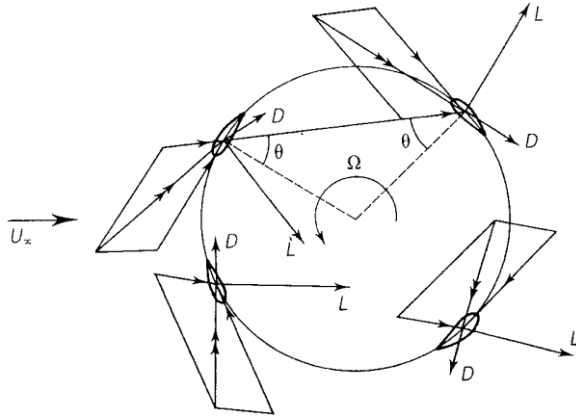
ETM-40

กัณฑ์ (Normal and Tangential force) เพื่อความสะดวก
ในการวิเคราะห์ ได้ดังนี้

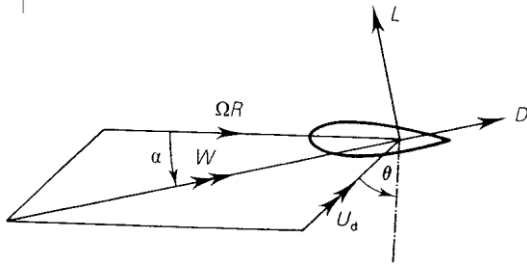
$$N = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (5)$$

$$T = L \sin \alpha - D \cos \alpha \quad (6)$$

เมื่อ N และ T คือแรงต่อหนึ่งหน่วยความยาวคอร์ดที่
เกิดขึ้นบน airfoil ในแนวตั้งฉากและแนวสัมผัสกับเส้นรอบ
บวงของการกวาดตามลำดับ



(ก) Blade force and relative velocity



(ข) Force on blade element

รูปที่ 4 ลักษณะแรงที่กระทำบนใบกังหัน

เราสามารถเขียนทั้ง 2 แรงแดงกล่าวในรูปสัมประสิทธิ์
เช่นเดียวกับ C_L และ C_D ในรูปฟังก์ชันของมุม α ได้
เช่นกัน

$$C_N = \frac{N}{0.5 \rho W^2 c} \quad (7)$$

$$C_T = \frac{T}{0.5 \rho W^2 c} \quad (8)$$

เมื่อ c คือความยาวคอร์ด (chord) และ W คือ แรงลัพธ์
(Relative resultant velocity)

กำหนดนิยามความยาวคอร์ดสมมูลดังนี้

$$\tilde{c} = \frac{N c \Omega \alpha}{2 \pi} \quad (9)$$

เมื่อ $\frac{\Omega \alpha}{2 \pi}$ คือค่าความเป็นไปได้ของจำนวนใบกังหันที่จะ
นับได้ที่ตำแหน่งใด ๆ ในช่วงเวลา α และ $\Omega \alpha = \delta \beta$ คือ
มุมเล็ก ๆ ที่หมุนไปบน Actuator disk ถ้าสมมติให้การ
ไหลที่ขยายหรือบานออกนั้นเกิดขึ้นเฉพาะในแนวระดับ
(Horizontal) เราจะสามารถหาแรงที่เกิดขึ้นในท่อการไหล
ได้ดังนี้

$$F_u = 0.5 \rho W_u^2 \frac{N c A_u}{2 \pi R \cos \theta} (C_{nu} \cos \theta - C_{tu} \sin \theta) \quad (10)$$

$$F_d = 0.5 \rho W_d^2 \frac{N c A_d}{2 \pi R \cos \theta} (C_{nd} \cos \theta - C_{td} \sin \theta) \quad (11)$$

เมื่อเปรียบเทียบแรงจากทฤษฎีโมเมนต์และทฤษฎี
เบลดอิลิเมนต์เราสามารถหาค่า induction factor ได้ดัง
สมการต่อไปนี้โดยใช้วิธีการคำนวณซ้ำ (Iterative
procedure)

$$a_u (1 - a_u) = \frac{N c}{8 \pi R} \cdot \frac{W_u^2}{U_\infty^2} \sec \theta (C_{nu} \cos \theta - C_{tu} \sin \theta) = F_u^* \quad (12)$$

$$a_d (1 - a_d) = \frac{N c}{8 \pi R} \cdot \frac{W_d^2}{U_a^2} \sec \theta (C_{nd} \cos \theta - C_{td} \sin \theta) = F_d^* \quad (13)$$

โดยที่มุมปะทะซึ่งจำเป็นต้องใช้ในการหาค่า C_T และ C_n
หาได้จากการพิจารณาเวกเตอร์ความเร็ว

$$\alpha_u = \arctan \left[\frac{U_\infty (1 - a_u) \cos \theta}{\Omega R + U_\infty (1 - a_u) \sin \theta} \right] \quad (14)$$

$$\alpha_d = \arctan \left[\frac{U_a (1 - a_d) \cos \theta}{\Omega R + U_a (1 - a_d) \sin \theta} \right] \quad (15)$$

และ ความเร็วสัมพัทธ์ที่เข้าปะทะปีกใบกังหันหาได้จาก

$$W_u^2 = (\Omega R + U_\infty (1 - a_u) \sin \theta)^2 + (U_\infty (1 - a_u) \cos \theta)^2 \quad (16)$$

$$W_d^2 = (\Omega R + U_a (1 - a_d) \sin \theta)^2 + (U_a (1 - a_d) \cos \theta)^2 \quad (17)$$

ค่า C_p , C_q และ C_T สามารถหาได้จากสมการเดียวกันกับ
กังหันแกนนอนนั่นคือ

$$\text{torque coefficient, } C_q = \frac{\text{Torque}(Q)}{0.5 \rho U_\infty^2 A_D R} \quad (18)$$

$$\text{power coefficient, } C_p = \frac{\text{power}(Q \times \Omega)}{0.5 \rho U_\infty^3 A_D} \quad (19)$$

$$\text{thrust coefficient, } C_t = \frac{\text{axial thrust}(F)}{0.5 \rho U_\infty^2 A_D} \quad (20)$$

หลักการในการคำนวณหาค่า induction factor จากทฤษฎี
BEM จะคล้ายคลึงกับกังหันลมแกนนอน นั่นคือจะเดาค่า

ETM-40

a ก่อนในขั้นแรก หลังจากนั้นนำค่า a ที่ได้ไปคำนวณค่า tip losses factor มุมปะทะ และความเร็วต่าง ๆ เมื่อได้ค่าเหล่านี้ก็นำกลับไปคำนวณหาค่า a ใหม่ แล้วทำวนซ้ำจนกระทั่งค่า a ที่มีความเปลี่ยนแปลงน้อยมากจนไม่มีนัยสำคัญ จึงนำค่า a ที่ได้ไปคำนวณค่าอื่น ๆ รวมถึงแรงบิดและประสิทธิภาพของกังหัน

2.3 Dynamic stall phenomenon

ปรากฏการณ์การรบกวนพลวัต (Dynamic stall phenomenon) เกิดขึ้นจากการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะอย่างต่อเนื่องส่งผลให้การรบกวน (stall) เลื่อนออกไป ผลก็คือค่าแรงยก (lift) ที่ได้มีค่าสูงขึ้น งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการรบกวนพลวัต (Dynamic stall) เริ่มต้นนั้นได้ถูกศึกษาค้นคว้าเพื่อนำไปประยุกต์ใช้กับการออกแบบและวิจัยใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ ต่อมาได้ถูกนำมาดัดแปลงใช้กับกังหันลม โดยแบบจำลองที่ถูกนำมาประยุกต์ใช้กับการวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งมีหลายแบบจำลองได้แก่

- 1) Massachusetts Institute of Technology (MIT) method [8]
- 2) Gormont หรือเรียกอีกชื่อหนึ่งว่า Boeing-Vertol method [9]
- 3) ONERA method [10]
- 4) Beddoes-Leishman method [11]

MIT method ถูกนำมาดัดแปลงโดย Noll and Ham [12] โดยนำแบบจำลองดังกล่าวมาประยุกต์เข้ากับแบบจำลอง Boeing-Vertol และใช้ในการทำนายประสิทธิภาพของกังหันแกนตั้งแบบปรับมุมพิทช์ได้ของ Pinson ซึ่งกังหันดังกล่าวถูกเรียกว่า Cycloturbine VAWT

Boeing-Vertol method หรือ Gormont model เป็นแบบจำลองกึ่งสูตรอย่างง่ายซึ่งถูกนำมาประยุกต์ใช้กับการทำนายประสิทธิภาพของกังหันแกนตั้งอย่างแพร่หลาย แบบจำลองดั้งเดิมของ Gormont ถูกนำมาดัดแปลงโดย Strickland et al [13] เพื่อใช้ร่วมกับทฤษฎีเวิร์ทเท็กซ์ และถูกนำมาใช้กับแบบจำลอง Double Multiple Streamtube โดย Paraschivou et al. [14]) ซึ่งในงานวิจัยดังกล่าวเขาได้เปรียบเทียบแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ทำนายโดยแบบจำลองกับค่าที่ได้จากการทดลองกังหันแกนตั้งใบตรงขนาดเล็กในอุโมงค์ลม และพบว่าแบบจำลองการรบกวนพลวัตของ Gormont นั้นทำให้ค่าสัมประสิทธิ์กำลังเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อยแต่ให้ผลลัพธ์ที่มีความแตกต่าง

ชัดเจนสำหรับภาระกรรมบนใบกังหัน แม้แบบจำลองการรบกวนพลวัตของ Gormont จะให้ผลลัพธ์ที่แตกต่างจากการจำลองที่ไม่ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต แต่ผลลัพธ์ยังคงมีความแตกต่างจากข้อมูลการทดลองค่อนข้างมาก ดังนั้นการวัดค่าแรงในการทดลองจึงยังมีความสำคัญอย่างยิ่งในการออกแบบและพัฒนากังหันต่อไป

2.4 Original Gormont model

แบบจำลองการรบกวนพลวัตของ Gormont เป็นแบบจำลองกึ่งสูตร (Semi-empirical model) อาศัยค่าที่ได้จากการทดลองมาวิเคราะห์แล้วแปลงเป็นสูตรออกมา ในการทดลอง Gormont ใช้แพนอากาศ 4 ชนิด ซึ่งมีความหนาต่างกัน โดยความหนาที่มากที่สุดคือ 12 % ของความยาวคอร์ดมาทดลองปรับค่ามุมปะทะในอุโมงค์ลมแล้ววัดค่าสัมประสิทธิ์แรงออกมา (Dynamic test) ทำดีที่สุดแล้วสามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่ได้จากการทดลองแบบพลวัต (dynamics) กับแบบหยุดนิ่ง (static test) ได้ โดยกำหนด α_{ref} คือค่ามุมปะทะอ้างอิงที่ใช้ในการเปิดหา C_l และ C_d จากการทดลองแบบหยุดนิ่ง

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} - \left(\gamma \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U}} \right) \text{sign}(\alpha) \quad (21)$$

$\dot{\alpha}$ คืออัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะ c คือความยาวคอร์ด และ U คือความเร็วลมที่เข้าปะทะแพนอากาศ ข้อมูลการทดลองแสดงให้เห็นว่ามุมรบกวนพลวัตหรือ Dynamic stall angle นั้นจะแปรผันตรงกับค่า s ซึ่ง

$$s = \sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|} \quad (22)$$

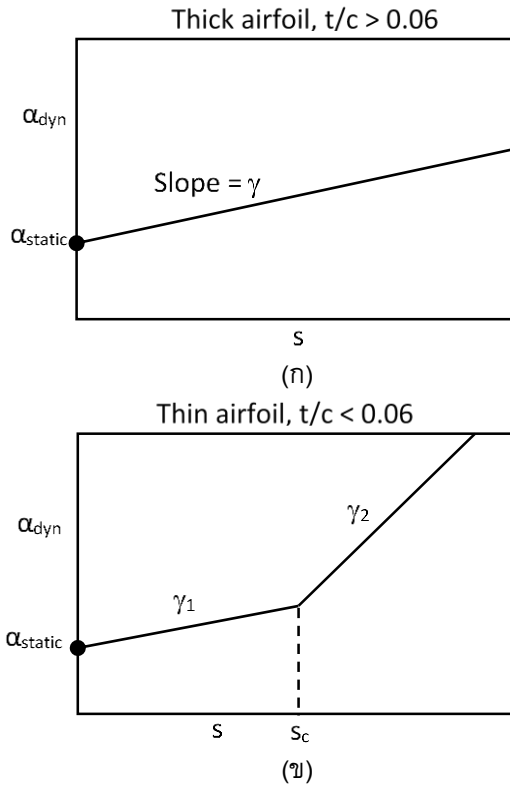
ดังรูปที่ 5 γ คือความชันของกราฟ สำหรับกรณีแพนอากาศบาง (ความหนาของแพนอากาศต่อความยาวคอร์ดมีค่าต่ำกว่า 6%) ความชันของกราฟจะมีสองค่าซึ่งจุดเชื่อมต่อของกราฟทั้งสองเรียกว่าจุดเบรกโดยค่า s ที่จุดดังกล่าวจะเขียนแทนด้วย s_c

ส่วนกรณีแพนอากาศหนา (ความหนาของแพนอากาศต่อความยาวคอร์ด t/c มีค่าสูงกว่า 6%) ค่าความชันจะมีเพียงค่าเดียว ทั้งนี้จากการทดลองสามารถหาความสัมพันธ์ของ s_c กับความหนาและความยาวคอร์ดได้ดังสมการต่อไปนี้

$$s_c = 0.06 + 1.5(0.06 - t/c) \quad (23)$$

ETM-40

$$s_c = \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|} \right)_{break} \quad (24)$$



รูปที่ 5 ความสัมพันธ์ระหว่าง γ กับ s

(ก) สำหรับแพนอากาศหนา (ข) แพนอากาศบาง

นอกจากนี้สำหรับแพนอากาศบาง ค่าความชัน γ_2 ยังจะขึ้นกับ Mach number; M อีกด้วย อย่างไรก็ตามสำหรับกังหันลมแกนตั้งนั้นพบว่าแพนอากาศหนาจะให้ประสิทธิภาพดีกว่า ดังนั้นจะไม่กล่าวถึงแพนอากาศบางในที่นี้ สำหรับกรณีแพนอากาศหนา เช่น NACA0015 สามารถหา dynamic stall angle ได้จากรูปความสัมพันธ์ระหว่าง γ กับ s โดยการหาความชันในรูปแรก ซึ่งจะได้ความสัมพันธ์ดังต่อไปนี้

$$\gamma_2 = \frac{\alpha_{dyn} - \alpha_{static}}{\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|}} \quad (25)$$

$$\alpha_{dyn} = \alpha_{blade} + \gamma_2 \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|} \right) \cdot \text{sign} \dot{\alpha} \quad (26)$$

ซึ่ง α_{ref} สามารถเขียนได้ในรูปต่อไปนี้

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} + K_1 \Delta \alpha_{dyn} \quad (27)$$

โดย $\Delta \alpha_{dyn}$ คือส่วนต่างระหว่าง α_{dyn} กับ α_{static}

$$\Delta \alpha_{dyn} = \alpha_{dyn} - \alpha_{static} \quad (28)$$

$$\alpha_{dyn} - \alpha_{static} = \gamma_2 \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|} \right) \cdot \text{sign} \dot{\alpha} \quad (29)$$

ดังนั้นสามารถจัดรูปสมการมุมปะทะอ้างอิงได้ใหม่ดังนี้

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} + K_1 \gamma_2 \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|} \right) \cdot \text{sign} \dot{\alpha} \quad (30)$$

และเพื่อให้สอดคล้องกับพฤติกรรมของ Dynamic stall นั่นคือ เมื่อ $\dot{\alpha}$ เป็น + การเกิด stall จะถูกหน่วงให้ช้าลง ในขณะที่เมื่อ $\dot{\alpha}$ เป็น - การกลับมา re-attach จะเกิดขึ้นช้าลงเช่นกัน เมื่อประกอบเข้ากับข้อมูลที่ได้จากการทดลองด้วยแล้วก็จะสามารถประเมินค่า K_1 ได้ดังต่อไปนี้

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} + K_1 \gamma_2 \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2U} \right|} \right); K_1 = \begin{cases} 1, & \dot{\alpha} > 0 \\ -0.5, & \dot{\alpha} < 0 \end{cases} \quad (31)$$

α_{ref} คือค่ามุมปะทะอ้างอิงที่ใช้ในการเปิดหาค่า C_l และ C_d จากตารางการทดลอง โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงแบบพลวัตสามารถหาได้จากความสัมพันธ์ต่อไปนี้

$$C_{l,dyn} = \left(\frac{C_{l,ref}}{\alpha_{ref} - \alpha_{cl=0}} \right) \alpha_{BE} \quad (32)$$

$$C_{d,dyn} = C_{d,ref} \quad (33)$$

หมายเหตุ $\alpha_{cl=0}$ คือมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกเป็นศูนย์ หากเป็นแพนอากาศแบบสมมาตรก็จะมีค่าเท่ากับ 0 นั่นเอง

สำหรับที่ค่าความเร็วอดตอนต่ำ ๆ มุมปะทะของใบกังหันลมแกนตั้งนั้นจะมีการเปลี่ยนแปลงในช่วงกว้าง การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในช่วงกว้างนั้นทำให้การไหลผ่านผิวใบกังหันเกิดการแยกตัวและมีพฤติกรรมการรบกวนพลวัตคล้ายกับลักษณะการแยกตัวของการบินบนผิวใบพัดเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นแบบจำลองของ Gormont จึงสามารถนำมาประยุกต์ใช้กับกังหันลมแกนตั้งได้โดยง่าย ทั้งนี้ Sharpe [15] กล่าวว่า การใช้แบบจำลอง Gormont model นั้นสามารถที่จะประยุกต์เพียงสัมประสิทธิ์แรงยกก็ได้ นอกจากนี้ผลจากการทดลองแสดงให้เห็นว่าที่ด้านปลายลมนั้นได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตน้อย โดยมีผลกระทบจากคลื่นวนท้ายเป็นผลกระทบที่เด่นชัดที่สุด ดังนั้นการประยุกต์ใช้แบบจำลองของ Gormont เพียงในส่วนต้นลมจึงถือว่าเพียงพอแล้ว

ETM-40

3. ขั้นตอนการคำนวณ

- 1) คำนวณตำแหน่งของมุมหัน (azimuth angle) ในแต่ละท่อนการไหลที่ตำแหน่งที่ใบกังหันกวาดผ่าน
- 2) เริ่มต้นคำนวณที่ต้นลมก่อน โดยในขั้นต้นกำหนดค่า upwind axial flow induction factor; a_u ให้เท่ากับ ศูนย์ และกำหนดค่าขนาดของกังหัน รวมถึงความเร็วรอบในการหมุน (ω) ตลอดจนความเร็วยอดท่อน (Blade speed ratio)
- 3) คำนวณค่าเลขเรย์โนลด์ และหามุมปะทะ
- 4) ค่าความเร็วสัมผัสที่เข้า actuator disk ที่ตำแหน่งนั้น ๆ คำนวณความเร็วสัมผัส
- 5) นำค่ามุมปะทะจากข้อ 3 และทราบค่าเลขเรย์โนลด์ ไปเปิดตารางหาค่า C_L และ C_D
- 6) คำนวณอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะระหว่างการไหลที่ติดกัน จากนั้นประยุกต์ Gormont model เข้าไปเพื่อเพิ่มผลกระทบการรบกวนพลวัตให้แก่ค่า C_L และ C_D ให้ถูกต้องยิ่งขึ้น
- 7) คำนวณค่า C_N และ C_T
- 8) คำนวณค่า F_u
- 9) จากนั้นหาค่า a_u จาก
- 10) เมื่อได้ค่า a_u แล้ว จะสามารถนำไปหาค่า U_∞^n
- 11) ตรวจสอบค่าความเร็วที่คำนวณได้ในรอบปัจจุบัน U_∞^n กับรอบก่อน U_∞^{n-1} ว่ามีความแตกต่างกันมากกว่าค่า error (err) ที่กำหนดไว้หรือไม่ $|U_\infty^{n+1} - U_\infty^n| > err$ หากไม่ กลับไปคำนวณซ้ำจากข้อที่ 3 เป็นต้นไปจนกว่าค่าความแตกต่างของความเร็วจะน้อยกว่าค่าที่กำหนดจึงจะหยุดการคำนวณ
- 12) เมื่อได้ค่าความเร็วต้นลมก็จะสามารถคำนวณหาค่าแรงบิดและประสิทธิภาพในแต่ละท่อนการไหลได้
- 13) ทำการคำนวณที่ปลายลมโดยใช้ขั้นตอนการคำนวณเช่นเดียวกับที่ต้นลม โดยข้ามขั้นตอนการเพิ่มผลกระทบของการรบกวนพลวัต
- 14) หลังจากเสร็จสิ้นการคำนวณที่ต้นลมและปลายลมแล้วสามารถอินทิเกรตหาแรงบิดและกำลังในแต่ละชั้นการไหลได้ รวมถึงสามารถอินทิเกรตตลอดความสูงเพื่อหาแรงบิดรวมและประสิทธิภาพกังหันได้ต่อไป

4. การสอบเทียบโปรแกรม

เพื่อให้เกิดความมั่นใจได้ว่าโปรแกรมที่ถูกเขียนขึ้นมานี้มีความถูกต้อง จึงสอบเทียบโปรแกรมโดยนำผลเฉลยกับโปรแกรมไปทดสอบกับผลการทดลองที่เชื่อถือได้อย่างไรก็ตาม ข้อมูลการทดสอบที่น่าเชื่อถือในวรรณกรรมวิจัยที่มีอยู่ในปัจจุบัน ส่วนใหญ่เป็นการทดสอบกังหันแกนตั้งแบบดาร์ริอุส แม้แต่การสอบเทียบโปรแกรมของหน่วยงานที่วิจัยและออกแบบกังหันแกนตั้งอย่าง Sandia national laboratory ก็มียูบ่างแต่ไม่เปิดเผย การสอบเทียบโปรแกรมในการศึกษานี้จึงทำโดยการเปรียบเทียบผลเฉลยกับ CARDAAV code ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ใช้ในการประเมินประสิทธิภาพกังหันลมแกนตั้งของ Sandia national laboratory พัฒนาโดย Ion Paraschivoiu ในปี ค.ศ.1984 [16] โดย CARDAAV code นั้นเป็นโปรแกรมวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งบนพื้นฐานของแบบจำลอง actuator disk ที่ถูกพัฒนาต่อเนื่องให้ใช้ได้กับกังหันที่หลากหลายรวมถึงกังหันแกนตั้งแบบใบตรงด้วย code ดังกล่าวได้รับการสอบเทียบแล้วและได้รับการยอมรับว่ามีความน่าเชื่อถือเทียบเคียงได้กับแบบจำลอง vortex model ทั้งนี้ CARDAAV code ถูกพัฒนาต่อเนื่องมาหลายรุ่น มีการปรับแก้ค่าสัมประสิทธิ์ต่าง ๆ เช่นค่า C_N C_T เพื่อให้สมเหตุสมผล รวมถึงมีการพิจารณาผลกระทบจากการสูญเสียที่ปลายใบ (Tip loss factor) ผลกระทบจากการขยายตัวของกระแสไหล (Flow expansion effect) และผลกระทบของการบิดโค้งของการไหล (Flow curvature effect) ลักษณะของกังหันที่ใช้สอบเทียบเป็นดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ขนาดทางกายภาพของกังหันที่ใช้ในการสอบเทียบโปรแกรม [17]

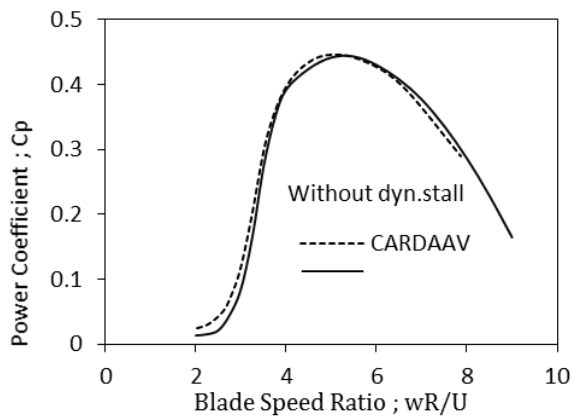
Parameter	Value
Rotor diameter	6 m
Blade height	6 m
Blade chord (constant)	0.2 m
Blade section	NACA0015
Number of blades	2
Rotor ground clearance	3 m
Rotor speed	125 rpm

ETM-40

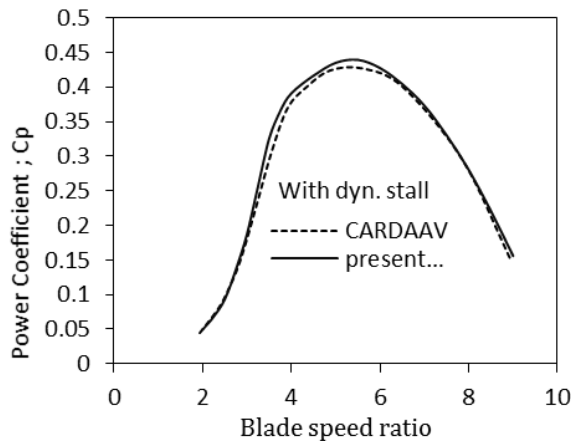
5. ผลลัพธ์และการวิเคราะห์

5.1 ผลการสอบเทียบโปรแกรม

ผลเฉลยสัมประสิทธิ์กำลังที่ Blade speed ratio ต่าง ๆ มีค่าสอดคล้องกันอย่างดีกับผลเฉลยที่ได้จาก CARDAAV code ทั้งในแบบที่ใช้และไม่ใช้แบบจำลองการวูปพลวัตดังรูปที่ 6 - 7



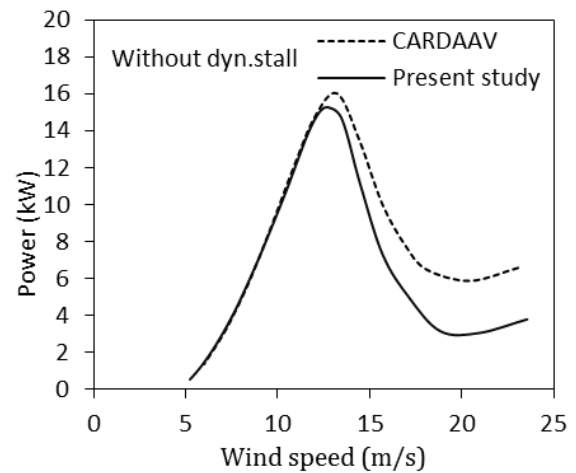
รูปที่ 6 ผลเฉลยสัมประสิทธิ์กำลังที่ไม่พิจารณาผลกระทบการวูปพลวัตเปรียบเทียบกับ CARDAAV code



รูปที่ 7 ผลเฉลยสัมประสิทธิ์กำลังที่พิจารณาผลกระทบการวูปพลวัต เปรียบเทียบกับ CARDAAV code

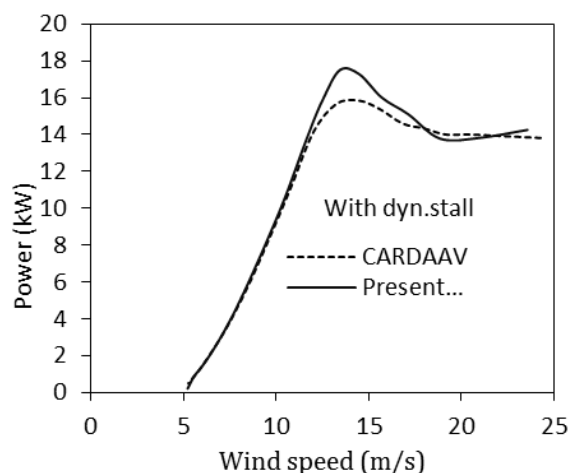
เมื่อพิจารณาผลเฉลยในรูปของกำลังของกังหันที่สกัดได้จากลมตามรูปที่ 8 เมื่อไม่ประยุกต์ใช้แบบจำลองการวูปพลวัต กำลังที่ได้มีค่าเพิ่มขึ้นตามความเร็วลมในตอนต้น โดยมีแนวโน้มเป็นเชิงเส้น ค่ากำลังมีค่าเพิ่มขึ้นตั้งแต่ความเร็วต่ำ ๆ จนถึงความเร็วประมาณ 15 m/s จากนั้นกำลังที่ได้จำลองเรื่อย ๆ ดังภาพ ผลเฉลยที่ได้จากการศึกษานี้กับ CARDAAV code ให้แนวโน้มเดียวกัน

โดยจะเห็นได้ชัดเจนว่าที่ความเร็วต่ำกว่า 12 องศา ผลเฉลยที่ได้มีค่าค่อนข้างใกล้เคียงกันมาก ทั้งนี้ผลเฉลยบริเวณดังกล่าวเป็นบริเวณที่ค่าความเร็วยอดทอนสูงและอยู่ในย่านที่ยังรับผลกระทบจากการวูปพลวัตมากนัก ค่าแรงยกและแรงต้านที่กระทำบนใบกังหันยังสามารถอ่านค่าจากสัมประสิทธิ์แรงแบบสถิต



รูปที่ 8 ผลเฉลยของกำลังที่ไม่พิจารณาผลกระทบการวูปพลวัตเปรียบเทียบกับ CARDAAV code

เมื่อมีการประยุกต์ผลกระทบจากการวูปพลวัตเข้าไปในโปรแกรม พบว่าค่ากำลังที่ได้ในช่วงความเร็วสูงคือประมาณ 12 m/s ขึ้นไปนั้นค่าสูงขึ้นดังรูปที่ 9 โดยหลังจากประยุกต์แบบจำลองดังกล่าวเข้าไปแล้วพบว่าผลเฉลยที่ได้มีความใกล้เคียงกับ CARDAAV code มากขึ้น



รูปที่ 9 ผลเฉลยของกำลังที่พิจารณาผลกระทบการวูปพลวัตเปรียบเทียบกับ CARDAAV code

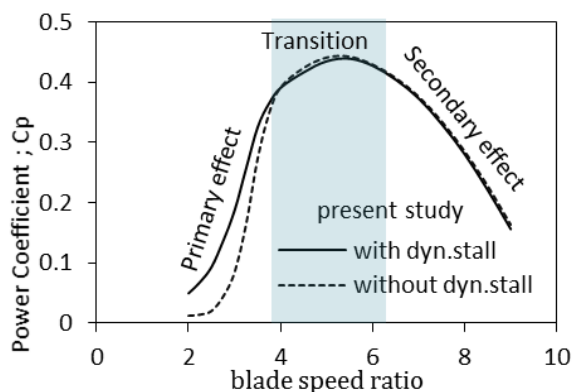
ETM-40

จากการเปรียบเทียบผลเฉลยเทียบกับ CARDAAV code โดยรวมแล้วสามารถกล่าวได้ว่าโปรแกรมที่ถูกพัฒนาขึ้นในการศึกษานี้สามารถให้ความแม่นยำได้ดีเทียบเคียงกับ CARDAAV code สามารถนำไปประยุกต์ใช้เพื่อช่วยในการวิเคราะห์ออกแบบ และพัฒนากังหันลมแกนตั้งได้

5.2 วิเคราะห์และวิจารณ์ผล

ผลกระทบของการรบกวนพลวัต

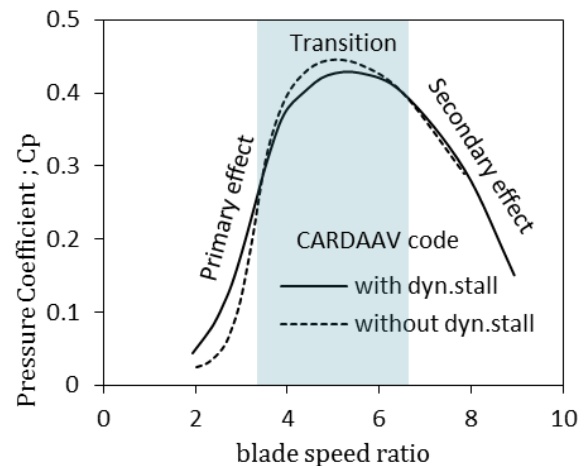
จากการศึกษาผลกระทบของการรบกวนพลวัต ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์กำลังเป็นดังรูปที่ 10 ซึ่งสามารถเห็นผลกระทบการรบกวนพลวัตได้ชัดเจนเมื่อความเร็วยอดทอนมีค่าต่ำ ๆ โดยภาพรวมแล้วเราสามารถแบ่งกราฟออกได้เป็นสามช่วงด้วยกันคือ ช่วงต้นเป็นช่วงที่เห็นผลกระทบของการรบกวนพลวัตจะชัดเจน โดยความเร็วยอดทอนมีค่าต่ำกว่า 4 ลงไป ย่านดังกล่าวเป็นย่านที่มีการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในช่วงกว้าง ผลจากการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะอย่างรวดเร็วทำให้ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตมาก หากในการคำนวณไม่ประยุกต์แบบจำลองดังกล่าวเข้าไปด้วย ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงดันที่อ่านได้จากการทดลองนั้นจะมีค่าต่ำกว่าความเป็นจริง



รูปที่ 10 ผลเฉลย Pressure Coefficient ก่อนและหลังการใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต (Present study)

จากกราฟในรูปที่ 11 จะเห็นว่าเมื่อมีการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัตร่วมด้วยนั้นผลเฉลยของกำลังที่ได้มีค่าสูงขึ้น ช่วงที่สองความเร็วยอดทอนอยู่ในช่วงประมาณ 4-6 มุมปะทะของใบกังหันมีการเปลี่ยนแปลงในช่วงแคบกว่าดังนั้นผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวน

พลวัตจึงน้อยลงไปด้วย และช่วงปลายคือช่วงที่ความเร็วยอดทอนมีค่าสูงกว่า 6 ขึ้นไป มุมปะทะในย่านดังกล่าวมีความเปลี่ยนแปลงค่อนข้างน้อย ผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตต่ำ เป็นผลให้ผลเฉลยก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัตมีความแตกต่างกันน้อยมาก



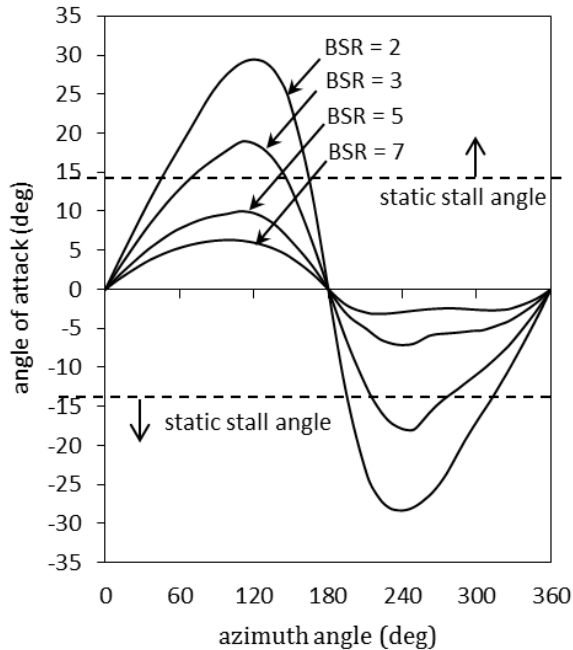
รูปที่ 11 ผลเฉลย Pressure Coefficient ก่อนและหลังใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต (CARDAAV code)

ทั้งนี้ผลเฉลยที่ได้มีความสอดคล้องกับผลเฉลยที่ได้จาก CARDAAV code ดังแสดงในรูปที่ 11 เป็นอย่างดี โดย Paraschivou ได้อธิบายไว้ [18] ว่าช่วงแรกนั้นเป็นช่วง Primary effect การไหลจะได้รับผลกระทบอย่างชัดเจนจากการรบกวนพลวัตและความดันของกังหัน ซึ่งความดันนั้นมีผลกระทบอย่างมากต่อความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านโรเตอร์ ส่วนช่วงปลายเป็นช่วง Secondary effect คือการไหลได้รับผลกระทบจากอย่างอื่นได้แก่ ลักษณะโครงสร้างของกังหันเช่นใบบิดโค้งหรือใบตรง ประเภทหน้าตัดของแพนอากาศ การหมุนของแกนกังหัน ตลอดจนผลกระทบจากแกนกังหันและหรือสไปรอลเลอร์ ในช่วงดังกล่าวนี้การรบกวนพลวัตมีผลกระทบน้อยมาก และท้ายสุดในส่วนกลางเรียกว่าช่วงทรานสิชัน (Transition) ในช่วงนี้การไหลจะได้รับผลกระทบจากทุกอย่างรวมกัน แต่ไม่เด่นชัดเท่าในช่วงต้นและช่วงท้าย ในส่วนของ CARDAAV code นั้นได้มีการประยุกต์ผลกระทบจาก secondary effect เข้าไปแล้ว แม้กระนั้นก็ตามผลเฉลยที่ได้ไม่มีความแตกต่างจากผลเฉลยในการศึกษานี้มากนักแสดงให้เห็นว่า secondary effect นั้นมีผลกระทบค่อนข้างต่ำ

ETM-40

ผลกระทบความเร็วยอดทอน

เมื่อความเร็วยอดทอนเปลี่ยนไป พฤติกรรมของการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะเทียบกับมุมหัน (Azimuth angle) เป็นดังรูปที่ 12



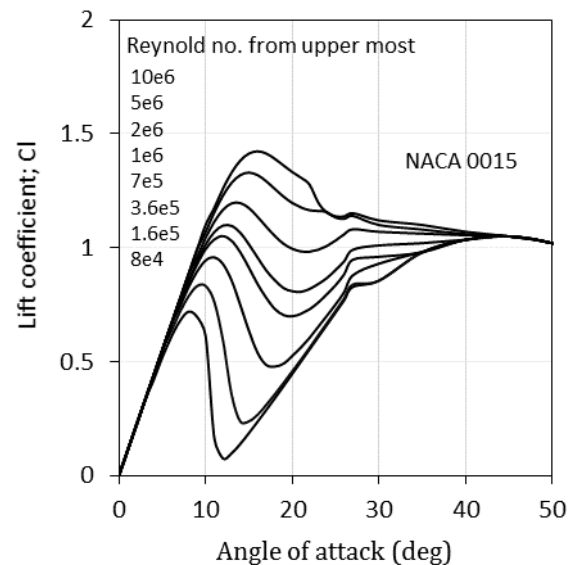
รูปที่ 12 การเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะเทียบกับมุมหัน (BEM ; present study)

จะเห็นว่าเมื่อความเร็วยอดทอนมีค่าต่ำ ๆ เช่น 1 – 3 จะเห็นว่ามุมปะทะมีการเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นและลดลงในช่วงกว้างทั้งในดันทันลมและปลายลม ความเปลี่ยนแปลงดังกล่าวจะมีปริมาณน้อยลงเมื่อความเร็วยอดทอนเพิ่มขึ้น จากรูปที่ 12 ซึ่งให้เห็นว่าความเร็วยอดทอนประมาณ 4 ขึ้นไปนั้น ถึงแม้ว่ามุมปะทะจะมีการเปลี่ยนแปลงไปตามมุมหัน แต่ขนาดของมุมปะทะนั้นจะยังมีค่าต่ำกว่ามุมวูบสถิต (Static stall angle) เสมอ นั่นคือใบกังหันไม่เกิดการวูบในขณะที่ที่ความเร็วยอดทอนต่ำกว่า 4 มีการเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นและลดลงของมุมปะทะในช่วงกว้าง ส่งผลให้มุมปะทะมีค่าเกินมุมวูบสถิตในบางช่วง ลักษณะของมุมปะทะที่แปรไปตามมุมหันมีลักษณะคล้ายคลึงกันระหว่างส่วนต้นลมและปลายลม โดยในด้านปลายลมนั้นค่าสูงสุดของมุมปะทะจะมีค่าต่ำกว่าที่ต้นลมเนื่องจากลมที่เคลื่อนผ่านจากต้นลมมายังปลายลมนั้นถูกดูดซับพลังงานไปบางส่วนจากใบกังหันที่อยู่ต้นลมไปแล้ว ความเร็วของลมจึงมีค่าลดลงไปบ้าง ดังนั้นพลังงานที่กังหันสกัดได้จากบริเวณปลายลมจึงมีค่าต่ำกว่าพลังงานที่สกัดได้จากบริเวณต้นลม ซึ่ง

สอดคล้องกับผลการทดลองตลอดทั้งผลเฉลยจาก CFD ทั่วไปกล่าวคือกังหันมักจะให้พลังงานสูงที่เฉพาะด้านต้นลมเท่านั้น ทั้งนี้นอกจากความเร็วลมจะลดลงแล้ว ใบกังหันที่เคลื่อนที่ผ่านด้านปลายลมยังจะต้องประสบกับคลื่นสับสนที่เคลื่อนมาจากด้านต้นลมอีกด้วย พลังงานที่สกัดได้จากด้านปลายลมจึงต่ำลงอีก

ผลกระทบจากค่าเลขเรย์โนลด์ (Reynold's number)

ค่าเลขเรย์โนลด์นั้นมีผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของกังหัน สำหรับแผนอากาศแบบสมมาตรแล้ว ค่าเลขเรย์โนลด์ส่งผลกระทบบ่อยอย่างชัดเจนเมื่อมุมปะทะมีค่าต่ำ เช่น สำหรับแผนอากาศ NACA0015 ลักษณะค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ที่ทดสอบโดย Sandia National Laboratory [19] ค่าที่ได้จากการทดลอง เป็นดังรูปที่ 13



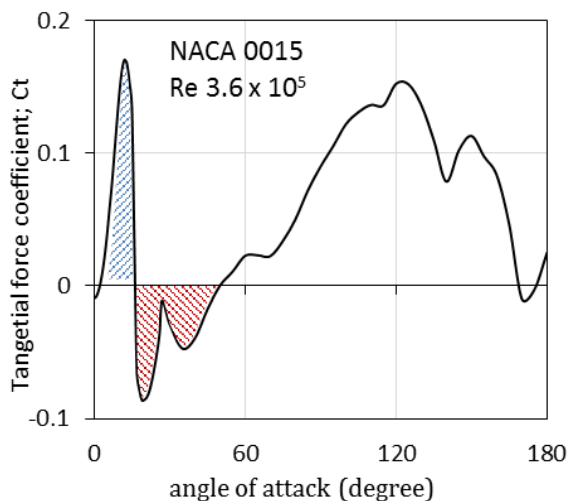
รูปที่ 13 ช่วงมุมปะทะที่ค่าเลขเรย์โนลด์มีผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยก

ผลกระทบของค่าเลขเรย์โนลด์นั้นจะชัดเจนในช่วงประมาณ 0 - 50 องศา เมื่อมุมปะทะมีค่าเกินกว่า 50 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะไม่ขึ้นกับค่าเลขเรย์โนลด์อีกต่อไป จากการศึกษาผลกระทบความเร็วยอดทอนต่อการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในส่วนที่แล้ว จะเห็นว่ากังหันแกนตั้งนั้นมีการแปรค่ามุมปะทะในช่วงกว้างเมื่อความเร็วยอดทอนมีค่าต่ำมาก ๆ หรืออีกนัยหนึ่งกังหันในช่วงเริ่มต้นหมุนด้วยตัวเอง จะมีการแปรค่ามุมปะทะสูงมาก แต่เมื่อกังหันเร่งตัวเองให้อยู่ในย่านความเร็วทำงาน (Operating

ETM-40

speed) ได้แล้ว มุมปะทะจะแปรค่าอยู่ในช่วงจำกัด เช่น สำหรับแพนอากาศ NACA0015 ที่ความเร็วยอดทอนเท่ากับ 2 มุมปะทะจะแปรค่าอยู่ในช่วง 0-30 องศา หรือความเร็วยอดทอนเท่ากับ 3 มุมปะทะจะแปรค่าอยู่ในช่วง 0-18 องศา เป็นต้น ซึ่งช่วงดังกล่าวเป็นช่วงที่ค่าเลขเรย์โนลด์มีผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านอย่างเด่นชัด

หากนำค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านไปคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัสที่มุมปะทะต่าง ๆ จะได้ผลดังแสดงในรูปที่ 14 ค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัสเป็นค่าบ่งชี้ถึงแรงบิดในทิศบวกอันจะผลักให้กังหันหมุนได้

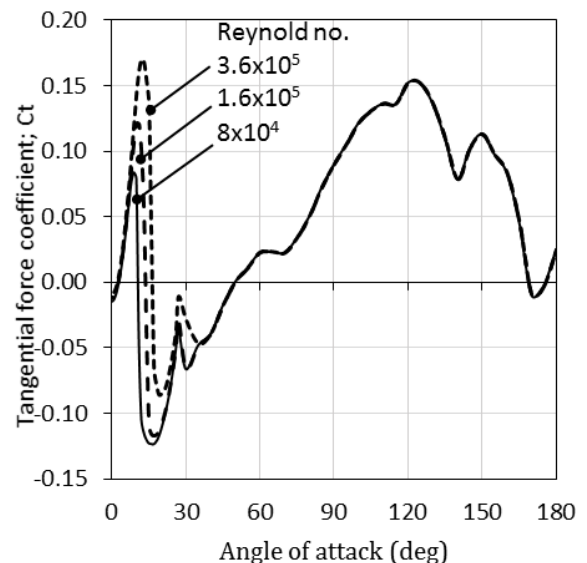


รูปที่ 14 สัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัส
ของแพนอากาศ NACA0015

พิจารณาการเปลี่ยนแปลงค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 3.6×10^5 จากมุมปะทะ 0 ถึง 180 องศาตามรูปที่ 14 จะเห็นว่ากราฟจะแบ่งออกเป็น 3 ช่วงใหญ่ ๆ คือ 1.) ช่วงที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัสเป็นบวก กังหันจะถูกผลักให้เกิดการหมุน สถานะนี้เกิดขึ้นที่มุมปะทะประมาณ 0 – 17 องศา การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในช่วงกว้างประมาณนี้จะเกิดขึ้นที่ความเร็วยอดทอนประมาณ 2 ขึ้นไป ซึ่งเป็นช่วงความเร็วทำงาน (Operating speed) ของกังหัน 2.) ช่วงที่สัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัสเป็นลบ กล่าวคือเกิดแรงบิดในทิศตรงข้ามการหมุน หรือจะทำให้เกิดแรงต้านการหมุนกังหันเนื่องจากเกิด stall การแปรค่าของมุมปะทะจะกว้างไปถึง 45 องศา มักเกิดขึ้นที่ความเร็ว

ยอดทอนต่ำ ๆ ไม่เกิน 2 และ 3.) ช่วงที่แรงบิดเป็นบวกแต่แรงต้านมีค่าสูงมาก ซึ่งความเร็วยอดทอนจะต้องต่ำมาก (อยู่ในช่วง 0-1) มุมปะทะจึงจะมีการแปรค่าในช่วงกว้างเช่นนั้นได้ ซึ่งกังหันแกนตั้งจะต้องเริ่มต้นหมุนแล้วเร่งความเร็วตัวเองให้ผ่านช่วงที่ 2 และช่วงที่ 3 นี้ไปจึงจะเข้าสู่ย่านการทำงานปกติได้ หมายความว่าในช่วงเริ่มต้นหมุนกังหันจะมีแรงบิดเป็นบวกก่อนจากนั้นเมื่อเร่งความเร็วของตัวเองได้เพียงเล็กน้อยกังหันจะเข้าสู่ย่านที่มีแรงบิดเป็นลบทำให้ใบพัดเกิดการส่ายกลับในทิศทางเดิมอันเป็นอุปสรรคให้กังหันไม่สามารถเพิ่มความเร็วของตัวเองเพื่อเข้าสู่ย่านทำงานได้

นอกจากนี้เมื่อพิจารณาในย่านทำงานของกังหันส่วนที่ให้แรงบิดเป็นบวกของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ กัน จะเห็นได้ชัดเจนว่าค่าแรงบิดในช่วงที่ 1 และช่วงที่ 2 มีการเปลี่ยนแปลงตามค่าเลขเรย์โนลด์ดังรูปที่ 15



รูปที่ 15 สัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ

กล่าวคือ เมื่อค่าเลขเรย์โนลด์สูงขึ้นจะทำให้กังหันได้แรงบิดมากขึ้น ช่วงของมุมปะทะก็กว้างขึ้นค่าแรงบิดที่เป็นลบในช่วงที่ 2 ก็น้อยและค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดก็เป็นลบน้อยกว่าอย่างชัดเจน ในส่วนนี้จึงสามารถสรุปได้ว่าหากจะออกแบบกังหันแกนตั้งแล้ว ควรออกแบบให้ค่าเลขเรย์โนลด์มีค่าสูง เนื่องจากกังหันจะได้แรงบิดในทิศที่เป็นบวกมากกว่าอันจะทำให้ประสิทธิภาพกังหันดีขึ้นได้

ETM-40

6. บทสรุป

การพัฒนาโปรแกรมเพื่อใช้ในการวิเคราะห์และออกแบบกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงประสบผลสำเร็จดีในเบื้องต้น ผลเฉลยที่ได้จากโปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้นนั้นมีความสอดคล้องกับผลเฉลยจาก CARDAAV code ที่ถูกพัฒนาโดยใช้ทฤษฎีเดียวกัน โดย Sandia National Laboratory เป็นอย่างดี นอกจากนี้ยังได้ใช้โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นดังกล่าวในศึกษาประสิทธิภาพของกังหันผลกระทบจากการรบกวนพลวัต และพฤติกรรมของมุมปะทะที่เป็นผลมาจากความเร็วอดทอน ทำให้เข้าใจลักษณะพฤติกรรมของกังหันลมแกนตั้งได้ชัดเจนขึ้น เป็นข้อมูลที่เป็นประโยชน์ในการออกแบบกังหันลมแกนตั้ง ยิ่งไปกว่านั้นยังทำให้เข้าใจและทราบขอบเขตและแนวทางการออกแบบกังหันลมแกนตั้ง โดยการออกแบบกังหันลมแกนตั้งสำหรับใช้ในภูมิภาคที่มีความเร็วลมต่ำเช่นประเทศไทยนั้น ควรออกแบบให้ค่าเลขเรย์โนลด์มีค่ามากซึ่งจะทำให้กังหันมีประสิทธิภาพดี แม้กระนั้นก็ติดข้อจำกัดของการใช้งาน BEM คือข้อมูลแผนอากาศที่มีการทดลองที่เชื่อถือได้ในปัจจุบันนั้นมีย่อยอย่างจำกัด ถึงแม้ว่าเราอาจใช้ CFD มาทำนายประสิทธิภาพของกังหันได้โดยไม่ต้องใช้ BEM โดยสามารถทำนายถึงรายละเอียดการไหลตลอดจนประสิทธิภาพที่มีความแม่นยำตรงพอสมควร แต่ในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งด้วย CFD นั้นมีความซับซ้อน ใช้ทรัพยากรสูง ใช้เวลานานกว่า BEM มาก ดังนั้นการใช้ CFD มาช่วยในการทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแผนอากาศแบบสถิตแล้วนำข้อมูลดังกล่าวไปใช้กับ BEM จะประหยัดเวลาได้มากกว่าโดยความแม่นยำของผลเฉลยก็ต่ำกว่าแต่ยังถือว่าสามารถใช้เป็นเครื่องมือในการออกแบบเบื้องต้นได้

7. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณ สำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว.) ที่สนับสนุนทุนวิจัยภายใต้โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.)

8. เอกสารอ้างอิง

[1] Touryan, K.J., J.H. Strickland, and D.E. Berge (1987) Electric Power from Vertical-Axis Wind Turbines. Journal of Propulsion, Vol.3, 2009 No.6; pp 481-493

[2] Templin, R.S. (1974) Aerodynamic Performance Theory for the NRC Vertical-Axis Wind Turbine. Technical report, Ottawa, National Research Council of Canada.

[3] R.E.Wilson and P.B.S.Lissaman, (1974). Applied Aerodynamics of Wind Power Machines. Springfield, Virginia.

[4] Shankar, P.N. (1975) On the Aerodynamic Performance of a Class of Vertical Axis Windmills. Technical report, India, National Aeronautical Laboratory.

[5] J.H.Strickland (1975) The Darrieus turbine: A performance prediction model using multiple streamtubes. SAND 75-0431, Sandia lab., Albuquerque, New Mexico

[6] Lapin, E.E. (1975). Theoretical Performance of Vertical Axis Wind Turbines. ASME Pap. No.75-WA/Ener-1

[7] Paraschivou, I. (1981). Double-Multiple Streamtube Model for Darrieus Wind Turbine, paper presented in Wind Turbine DynamicsWorkshop, Ohio, NASA Lewis Research Center.

[8] Johnson, W. (1970) The Response and Airloading of Helicopter Rotor Blades Due to Dynamic Stall. ASRL TR 130-1, Massachusetts Institute of Technology, Aeroelastic and Structures Research Laboratory Cambridge, Massachusetts.

[9] Gormont, R.E. (1973), A Mathematical Model of Unsteady Aerodynamics and Radial Flow for Application to Helicopter Rotors, USAAMRDL TR 72-67

[10] Pitot, D. (1989) Differential Equation Modeling of Dynamic Stall, No.1989-5 La Recherche Aerospaciale.

[11] Leishman, J.G., Beddoes, T.S. (1986) A Generalized Model for airfoil Unsteady Aerodynamic Behavior and Dynamic Stall Using the Indicial Method. Westland Helicopters American Helicopter Society, 42nd annual Forum, 1986

ETM-40

- [12] Noll, R.B., Ham, N.D.(1982) Effects of dynamics stall on Swecs, Journal of Solar Energy Engineering, Vol.104, pp.95-101, May, 1982
- [13] Strickland, J.H. (1975) The Darrieus Turbine: Performance Prediction Model Using Multiple Streamtubes, Sandia Technical Report. New Mexico. Sandia National Laboratory
- [14] Paraschivoiu, I. and Delclaux, F. (1983) Double-Multiple Streamtube Model with Resent Improvements. AIAA Journal of Energy, Vol.7, May-June 1983, pp.250-255
- [15] Freris, L.L. (1990) Wind energy conversion systems. Prentice Hall International (UK) Ltd.
- [16] I.Paraschivoiu (1984) Streamtube expansion effects on the Darrieus wind turbine. J.Propulsion 1-2
- [17] Paraschivoiu, I., Trifu, O., Saeed, F. (2009) H-Darrieus Wind Turbine with Blade Pitch Control. International Journal of Rotating Machinery vol.2009.
- [18] Paraschivoiu, (2009) Wind Turbine Design with Emphasis on Darrieus Concept. Presses Internationals Polytechnique.
- [19] Sheldahl, R.E., Klimas P.C. (1981) Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines. Sandia Technical Report. New Mexico, Sandia National Laboratory.