

## แบบจำลองความปั่นป่วนที่ปรับปรุงใหม่เพื่อทำนายการไหลผ่านกังหันลม

### Improved turbulence Models for the Prediction of Flows through Wind Turbines

ชโลธร ธรรมแท้<sup>1</sup> และ ทวีช จิตรสมบุญ<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อ.เมือง จ.นครราชสีมา 30000

\*ผู้ติดต่อ: tabon@sut.ac.th, โทร 0-4422-4410, โทรสาร 0-4422-4413

#### บทคัดย่อ

แบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega$  SST ได้ถูกปรับปรุงในสองกรณีด้วยกันคือ กรณีการเพิ่มแบบจำลองการเปลี่ยนผ่าน (transition) ซึ่งเป็นกรณีที่ได้มีการศึกษาไว้แล้วในวรรณกรรม และกรณีการเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง ซึ่งได้พัฒนาขึ้นใหม่ในงานวิจัยนี้ ทั้งนี้มีจุดประสงค์เพื่อให้การคำนวณเชิงตัวเลขโดยกรรมวิธี Computational Fluid Dynamics มีความแม่นยำยิ่งขึ้นสำหรับการไหลผ่านปีกกังหันลมแกนนอน โดยมุ่งหวังจะสามารถใช้กระบวนการ CFD นี้ในการสอบเทียบการออกแบบกังหันลมด้วยวิธีการเชิงทฤษฎีได้อย่างน่าเชื่อถือ โดยไม่ต้องพึ่งการทดลองมากนัก ผลลัพธ์จากการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วนทำให้สามารถทำนายพฤติกรรมการไหลผ่านแพนอากาศและกังหันลมได้แม่นยำขึ้นกว่าเดิม

**คำหลัก:** แบบจำลองความปั่นป่วน, ฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง, กังหันลม, การไหลแยก

#### Abstract

The  $k-\omega$  SST turbulence model has been modified in two ways. The first modification was to add a turbulence transition model which was previously proposed in the literature. The second modification was to add a near-wall damping function which is the main work of this research. The objective was to improve the accuracies of the CFD predictions of flows over wind turbines with the ultimate goal of using CFD to verify the design of wind turbines by the semi-theoretical means (i.e. the BEM method), without having to depend too much on the costly experiments. The new wall damping function did indeed improve the model capability significantly in predictions of flows over airfoils and wind turbines.

**Keywords:**  $k-\omega$  SST, transition, wall damping function, airfoil, wind turbine, CFD

## 1. บทนำ

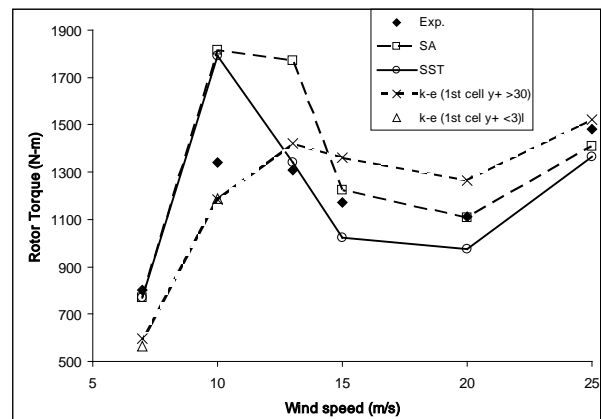
การออกแบบกังหันลมให้มีประสิทธิภาพสูง เพื่อผลิตใช้เองในประเทศไทยจำเป็นต้องมีเครื่องมือในการออกแบบที่รวดเร็วและมีความแม่นยำ คณะผู้วิจัยจึงได้พัฒนาโปรแกรม SuWIT ขึ้นมาบนพื้นฐานของทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) เพื่อการออกแบบกังหันลมแกนนอน [1] ซึ่งพบว่ามีความแม่นยำในการประเมินประสิทธิภาพกังหันลมเป็นอย่างดี อย่างไรก็ตามจากข้อสมมุติฐานเชิงอุดมคติหลายประการทำให้วิธีเชิงทฤษฎีมีข้อจำกัดซึ่งอาจส่งผลกระทบต่อความน่าเชื่อถือได้ ดังนั้นวิธีเชิงตัวเลขจึงได้ถูกพัฒนาขึ้นควบคู่กันไปเพื่อใช้ในการสอบเทียบผลลัพธ์ที่ได้จากการออกแบบเชิงทฤษฎี

ในช่วงปี ค.ศ. 2000 เป็นต้นมานักวิจัยได้มุ่งไปที่การเปรียบเทียบผลการคำนวณทั้งเชิงทฤษฎีและเชิงตัวเลขกับกังหัน NREL Phase VI [2] เนื่องจากได้มีการทดสอบกังหันลมตัวนี้ในอุโมงค์ลมที่ NASA Ames Research Center ซึ่งมีการวัดที่ละเอียดและได้มาตรฐาน กังหันตัวนี้เป็นชนิด Stall-Regulated กล่าวคือ รอบการหมุนของกังหันคงที่ ดังนั้นเมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้น การไหลจะเกิดการแยกตัวมากขึ้น และ Stall ในที่สุด ซึ่งอาศัยการ Stall ที่สัมพันธ์กับแรงยกจะลดลง ส่วนสัมพันธ์แรงต้านจะมากขึ้น สำหรับควบคุมไม่ให้กังหันลมมีกำลังสูงเกินขีดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า ในช่วง stall (ที่ลมเร็วกว่า 10 m/s ขึ้นไป) ผลการคำนวณจากโปรแกรม CFD ต่างๆ ทำได้ไม่แม่นยำนัก โดยการคำนวณอาจผิดพลาดได้มากถึง 30 - 100%

ผู้วิจัยพบว่าสำหรับการคำนวณเชิงตัวเลข (ในที่นี้คือ Computational Fluid Dynamics หรือ CFD) ผ่านแพนอากาศของกังหันลมนั้น ความไม่แม่นยำในช่วงหลัง stall มีสาเหตุหลักมาจากแบบจำลองความปั่นป่วนที่ยังไม่สามารถจับพฤติกรรม การไหลแยกได้อย่างสมบูรณ์ รูปที่ 1 แสดงผลการ

คำนวณแรงบิดของกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลมต่างๆด้วย CFD ที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนต่างกัน เห็นได้ว่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นมากกว่า 30% ซึ่งเป็นการผิดพลาดในลักษณะเดียวกันกับการวิจัยก่อนหน้านี้ [3-6]

บทความนี้จะเสนอการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega$  SST [7] (ซึ่งเป็นแบบที่กำลังเป็นที่นิยมใช้ในการทำนายการไหลผ่านกังหันลมและแพนอากาศ) วิธีการปรับปรุงคือการเพิ่มฟังก์ชันการหมุนที่ผนัง โดยนำเสนอเปรียบเทียบคู่ไปกับแบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega$  SST ที่เพิ่มแบบจำลอง transition  $\gamma-Re_\theta$  เข้าไปด้วย [8]



รูปที่ 1 แรงบิดของกังหันลม NREL Phase VI ที่คำนวณด้วย CFD แบบต่างๆ

## 2. แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST

แบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega$  SST [7] เป็นการผสมผสานข้อดีของแบบจำลอง  $k-\epsilon$  [9] เข้ากับแบบจำลอง  $k-\omega$  [10] แบบจำลอง  $k-\omega$  ครอบคลุมปัญหาที่บริเวณส่วนที่ใกล้ผนังได้ดีแต่จะไวต่อการกำหนดค่าที่ขอบของทางเข้า จึงแก้ปัญหาด้วยการใช้แบบจำลอง  $k-\epsilon$  ที่การไหลด้านนอกเพื่อป้องกันไม่ให้คำตอบจากการคำนวณไวต่อการกำหนดค่าที่ขอบ (มีเสถียรภาพในการคำนวณ) การผสมแบบจำลองสามารถทำได้โดยใช้ Blending function

( $F_1$ ) ค่า eddy viscosity สำหรับแบบจำลอง  $k - \omega$  SST เป็นดังนี้

$$\mu_t = \min \left[ \frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (1)$$

สมการ Transport ของ  $k - \omega$  SST เป็นดังนี้

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho u_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = P_k - D_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho u_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = \alpha \rho \frac{P_k}{\mu_t} - D_\omega + 2(1 - F_1) CD_{k\omega} \quad (3)$$

ซึ่ง  $P_k = \min[\mu_t S^2; 10\rho\beta^* k\omega]$  ,  $D_k = \rho\beta^* k\omega$  ,  $D_\omega = \beta\rho\omega^2$  และ  $CD_{k\omega}$  คือ cross-diffusion term ค่าฟังก์ชัน  $F_1$  ถูกออกแบบเพื่อผสมค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองของ  $k - \omega$  ในส่วนที่เป็นชั้นขีดผิว กับแบบจำลอง  $k - \varepsilon$  ในส่วนที่เป็น Free-shear layer และส่วน free-stream ฟังก์ชันนี้มีค่าเป็น 1 ที่ผิว และมีค่าเข้าสู่ 0 ที่ขอบของชั้นขีดผิว

## 2.1 แบบจำลอง transition $\gamma - Re_\theta$

แบบจำลอง  $\gamma - Re_\theta$  เป็นลักษณะสมการการส่งผ่าน ( Transport Equations) ที่ต้องอาศัยความสัมพันธ์จากการทดลอง แบบจำลองนี้ถูกพัฒนาขึ้นมาเพื่อให้เป็นแบบจำลอง transition ที่ใช้กับโปรแกรม CFD สำหรับปัญหาทั่วไปได้ โดยสามารถใช้งานได้ทั้งกริดแบบ Structured และ Unstructured และใช้งานในลักษณะการคำนวณแบบ Parallel ได้ [8] แบบจำลองนี้มีสมการเพิ่มขึ้นสองสมการคือ intermittency ( $\gamma$ ) และ local onset momentum thickness Reynolds number ( $\tilde{Re}_\theta$ ) ค่า  $\gamma$  มีค่า

ระหว่าง 0 ถึง 1 ซึ่งหากการไหลเป็นแบบราบเรียบ สมบูรณ์ค่า  $\gamma$  เท่ากับ 0 หากการไหลเป็นแบบปั่นป่วนสมบูรณ์ ค่า  $\gamma$  เท่ากับ 1 และกรณีการไหลแบบเปลี่ยนผ่านค่า  $\gamma$  จะอยู่ระหว่าง 0 ถึง 1 สำหรับค่า  $\tilde{Re}_\theta$  เป็นตัวบ่งบอกว่าการไหลแบบเปลี่ยนผ่านจะเกิดขึ้นเมื่อใด โดยจะเกิดการไหลแบบเปลี่ยนผ่านเมื่อ  $\tilde{Re}_\theta > \tilde{Re}_{\theta_c}$

ตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการไหลเปลี่ยนผ่านคือค่า Momentum thickness และ Momentum thickness Reynolds number ซึ่งเป็นค่าที่ยากต่อการคำนวณ โดยเฉพาะสำหรับประยุกต์ใช้กับ CFD ที่ใช้กริดแบบ Unstructured ความสัมพันธ์ของ Momentum thickness และ Momentum thickness Reynolds number มีนิยามดังนี้

$$\theta = \int_0^\delta \frac{u}{U} \left( 1 - \frac{u}{U} \right) dy \quad (4)$$

$$Re_\theta = \frac{\rho U \theta}{\mu} \quad (5)$$

ซึ่งการอินทิเกรตตั้งแต่พื้นผนังไปจนถึง  $\delta$  จะทำได้ยากสำหรับกริด Unstructured Grid ดังนั้นแนวทางใหม่ที่ได้เสนอโดย Menter [11] คือให้การคำนวณอยู่ในรูปของตัวแปรที่คำนวณได้ง่ายสำหรับ CFD นั่นคือการใช้ Vorticity Reynolds number

$$Re_V = \frac{\rho y^2 S}{\mu} \quad (6)$$

จากการวิเคราะห์ค่า Vorticity Reynolds number ในชั้นขีดผิวโดยคำนวณจากสมการของ Blasius พบว่า

$$Re_\theta \approx \frac{Re_{V,\max}}{2.193} \quad (7)$$

ซึ่งค่า  $Re_\nu$  เป็นค่าที่คำนวณได้โดยง่ายสำหรับ CFD และไม่ต้องใช้การอินทิเกรตเพื่อหา Momentum thickness อีกต่อไป

สมการ Transport ของ  $\gamma$  และ  $\tilde{Re}_\alpha$  คือ

$$\frac{\partial \rho \gamma}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho u_j \gamma - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right) = P_\gamma - E_\gamma \quad (8)$$

$$\frac{\partial \rho \tilde{Re}_\alpha}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \tilde{Re}_\alpha) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \sigma_\alpha (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_\alpha}{\partial x_j} \right) + P_\alpha \quad (9)$$

สำหรับความสัมพันธ์อื่นๆที่เกี่ยวข้องผู้สนใจสามารถศึกษาได้จากเอกสารอ้างอิง [8] แบบจำลอง  $\gamma - Re_\alpha$  จะต้องอาศัยความสัมพันธ์จากการทดลองสามความสัมพันธ์นั้นคือ

$$\begin{aligned} Re_\alpha &= f(Tu) \\ Re_\alpha &= f(\tilde{Re}_\alpha) \\ F_{length} &= f(\tilde{Re}_\alpha) \end{aligned} \quad (10)$$

สำหรับความสัมพันธ์  $Re_\alpha = f(\tilde{Re}_\alpha)$  และ  $F_{length} = f(\tilde{Re}_\alpha)$  เนื่องจากอยู่ในสมการ Transport จึงต้องทำการทดลองกำหนดค่าเพื่อเปรียบเทียบกับ การทดลองบนแผ่นราบ โดยการปรับค่าทั้งสองไป จนกว่าจะให้ผลลัพธ์ของค่า skin friction coefficient ใกล้เคียงกับการทดลอง ทั้งสองความสัมพันธ์นี้ไม่ได้เปิดเผยในเอกสารอ้างอิง [8, 11] ได้มีนักวิจัยเสนอความสัมพันธ์ทั้งสองไว้ [12, 13] โดย Sorensen [13] ได้เสนอความสัมพันธ์ไว้และได้นำไปประยุกต์ใช้กับการไหลผ่านกังหันลม โดยความสัมพันธ์ของสมการทั้งสองเป็นดังนี้

$$\begin{aligned} Re_\alpha &= \beta \left( \frac{\tilde{Re}_\alpha + 12000}{25} \right) \\ &+ (1 - \beta) \left( \frac{7 \tilde{Re}_\alpha + 100}{10} \right) \end{aligned} \quad (11)$$

$$F_{length} = \min \left[ 150 \exp \left[ - \left( \frac{\tilde{Re}_\alpha}{120} \right)^{1.2} \right] + 0.1, 30 \right] \quad (12)$$

เมื่อ  $\beta$  คือ Blending function ดังนี้

$$\beta = \tanh \left[ \left( \frac{\tilde{Re}_\alpha - 100}{400} \right)^4 \right] \quad (13)$$

แบบจำลอง Transition นี้จะนำไปรวมกับแบบจำลอง  $k - \omega$  SST ด้วยการปรับปรุงในส่วนของ Turbulence Production และ Dissipation ของสมการ  $k$  ดังนี้

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad (14)$$

$$\tilde{D}_k = \min[\max(\gamma_{eff}, 0.1), 1.0] D_k \quad (15)$$

เนื่องจากพบว่าบริเวณกึ่งกลางของชั้นขีดผิวแบบราบเรียบ (laminar boundary layer) ค่า  $F_1$  จะเปลี่ยนเป็น 0 และการคำนวณจะอยู่ในช่วงของแบบจำลอง  $k - \varepsilon$  ซึ่งไม่เป็นที่ต้องการเนื่องจากในชั้นขีดผิวแบบราบเรียบต่อไปจนถึงชั้นขีดผิวแบบเปลี่ยนผ่าน (transition boundary layer) จะต้องใช้แบบจำลอง  $k - \omega$  ในการคำนวณ จึงต้องทำการปรับปรุงค่า Blending Function ( $F_1$ ) ให้เป็น 1 ในชั้นขีดผิวแบบราบเรียบ ดังนี้

$$R_y = \frac{\rho y \sqrt{k}}{\mu} \quad (16)$$

$$F_3 = e^{-\left(\frac{R_y}{120}\right)^8} \quad (17)$$

$$F_1 = \max(F_{1,orig}, F_3) \quad (18)$$

เนื่องจากแบบจำลอง  $\gamma - Re_\theta$  ไม่ได้ถูกบรรจุอยู่ในโปรแกรม Fluent 6.3 การเพิ่มแบบจำลองนี้เข้าไปใน Fluent จะอยู่ในรุ่น 6.4 (เป็นรุ่นทดลองใช้) และถึงแม้จะมีการบรรจุแบบจำลองนี้เข้าไปในโปรแกรมแล้ว การใช้งานโปรแกรมโดยไม่ทราบถึงสมการพื้นฐานอาจทำให้ไม่สามารถวิเคราะห์ผลลัพธ์ในเชิงลึกได้ ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้เขียนโปรแกรมแบบจำลอง  $\gamma - Re_\theta$  ขึ้นมาใหม่โดยใช้ User Define Function (UDF) ในโปรแกรม Fluent 6.3 ซึ่งจะต้องทำการเขียนโปรแกรมเพิ่มเติมทั้ง 4 สมการคือ  $k$ ,  $\omega$ ,  $\gamma$  และ  $Re_\theta$  สำหรับความสัมพันธ์จากการทดลอง  $Re_\theta = f(Tu)$  ใช้ความสัมพันธ์ที่เสนอโดย Langtry [15] และความสัมพันธ์ของ  $Re_\theta = f(\tilde{Re}_\theta)$  และ  $F_{length} = f(\tilde{Re}_\theta)$  ใช้ความสัมพันธ์ที่เสนอโดย Sørensen [13] สำหรับฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังซึ่งได้เสนอขึ้นมาใหม่ก็ได้เพิ่มลงใน Fluent 6.3 ด้วย UDF เช่นเดียวกัน

## 2.2. ฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังสำหรับ $k - \omega$ SST

ด้วยเหตุที่แบบจำลอง  $k - \omega$  SST ให้ค่าแรงยกของแพนอากาศเมื่อเกิดการไหลแยกสูงเกินไป โดยผู้วิจัยเชื่อว่าเป็นเพราะค่า eddy viscosity ที่สูงเกินจริงซึ่งทำให้ชั้นขีตผิวมีโมเมนตัมสูงเกินจริงในการต้านทางแรงดันสวน (adverse pressure gradient) จึงมีแนวคิดที่จะเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงเข้าไป ฟังก์ชันนี้จะต้องไม่อยู่ในชั้น Laminar sub layer ของผนัง เนื่องจากชั้นนี้ไม่เกี่ยวข้องกับความปั่นป่วน พิจารณาว่าการหน่วงควรอยู่ในชั้น Buffer layer โดยอาจคาบเกี่ยวกับช่วงเริ่มต้นของชั้น log law ได้บ้าง ผนังชั้น buffer นี้เป็นชั้นที่จำลองได้ยากมากที่สุดเพราะเป็นช่วงเปลี่ยนผ่านจากชั้น sub layer ไปยังชั้น log law การจำลองเริ่มแรกโดยผู้คิดค้นแบบจำลองความ

ปั่นป่วนจึงอาจเกิดความผิดพลาดได้มากโดยเฉพาะหากชั้นนี้มีความไวต่อผลลัพธ์มาก ความสัมพันธ์ของค่า eddy viscosity ที่มีฟังก์ชันการหน่วงเพิ่มเข้าไปเป็นดังนี้

$$\mu_t = f_{SST} \min\left[\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2}\right] \quad (19)$$

ในเบื้องต้นกำหนดให้ค่าฟังก์ชันการหน่วง  $f_{SST}$  เป็น Step function โดยทำการหาค่า eddy viscosity ที่บริเวณชั้น Buffer Layer ขึ้นไป ตัวแปรที่นำมาใช้ระบุชั้นขีตผิวคือ ค่า  $y^+$  การกำหนดค่า  $f_{SST}$  จึงเป็นดังนี้

$$f_{SST} = \Pi ; a \leq y^+ \leq b \quad (20)$$

$$f_{SST} = 1 ; y^+ < a, y^+ > b$$

เมื่อ  $\Pi$  เป็นค่าคงที่ซึ่งน้อยกว่า 1 ค่า  $a$  และ  $b$  เป็นค่าคงที่สำหรับระบุช่วงระยะของชั้นขีตผิว จากการทดลองปรับค่าคงที่ทั้งสามค่านี้ด้วยการคำนวณเปรียบเทียบกับแพนอากาศ S809 พบว่าค่าที่เหมาะสมซึ่งทำให้ผลลัพธ์ของแรงยกมีแนวโน้มที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากที่สุดคือ [14]

$$0.9 \leq \Pi \leq 0.91$$

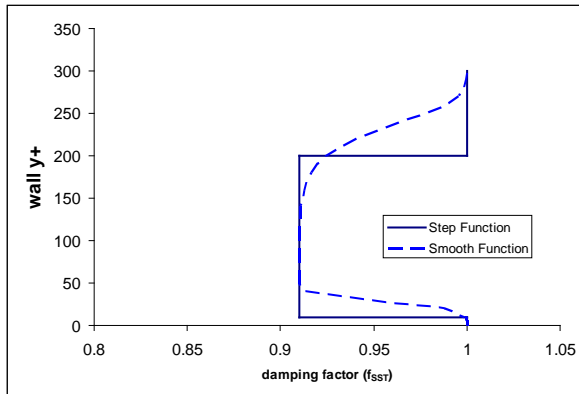
$$5 \leq a \leq 30 \quad (21)$$

$$150 \leq b \leq 200$$

จากผลการศึกษาผลลัพธ์จากฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังแบบ Step function ทำการหาฟังก์ชันต่อเนื่องที่น่าจะเข้ากับความไวของ Step function ทำการปรับค่าคงที่ของฟังก์ชันต่อเนื่องอีกครั้ง สุดท้ายทำให้ได้ฟังก์ชันต่อเนื่องของการหน่วงดังนี้

$$f_{SST} = 0.1 + \{1 - 0.1 \tanh[(0.03 y^+)^4] \} \times \{0.9 + 0.1 \tanh[(0.005 y^+)^8] \} \quad (22)$$

รูปที่ 2 แสดงฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังเปรียบเทียบระหว่างสมการที่ (21) กับ สมการที่ (22)



รูปที่ 2 ฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง

### 3. การทดลองและการจัดการเริ่มต้นเพื่อการคำนวณ

#### 3.1 การทดลอง

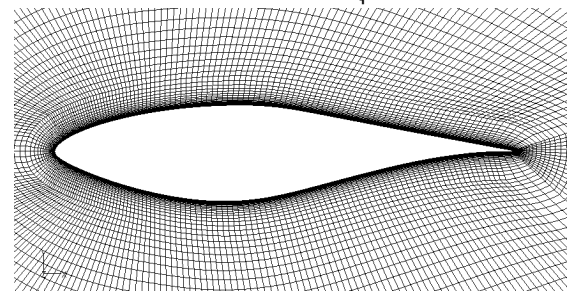
การทดลองในระบบ 2 มิติที่จะใช้อ้างอิงกับผลการคำนวณในงานวิจัยนี้ นำมาจากการทดสอบแบบจำลองแพนอากาศรุ่น S809 [16], NACA-63215 [17] และ DU93-W210 [18] ซึ่งทดสอบในอุโมงค์ลมของ Delft University ที่เลขเรย์โนลด์  $2 \times 10^6$ ,  $1 \times 10^6$  และ  $1 \times 10^6$  ตามลำดับ

สำหรับการทดลองในระบบ 3 มิติ เป็นการทดลองวัดแรงบิดของกังหันลมที่กำลังหมุน ได้มาจากการทดลองกังหันลม NREL Phase VI [19] ซึ่งทดสอบในอุโมงค์ลมของ NASA Ames ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 24.4-m x 36.6-m การไหลของอากาศกำเนิดจากพัดลมขนาดใหญ่ 6 ตัว แต่ละตัวมี 15 ใบพัด ใช้กำลังในการขับ 22500 แรงม้าจากมอเตอร์ไฟฟ้าโครงการนี้ ออกแบบควบคุมให้มีการวัดที่แม่นยำและเชื่อถือได้ [20] ในการทดสอบใช้ความเร็วลมที่ 5-25 m/s โดยถือว่าเป็นลมคุณภาพดีเนื่องจากความเร็วลมผิดไปจากค่ากลางไม่เกิน 0.25 % การเบี่ยงของมุมลมไม่เกิน

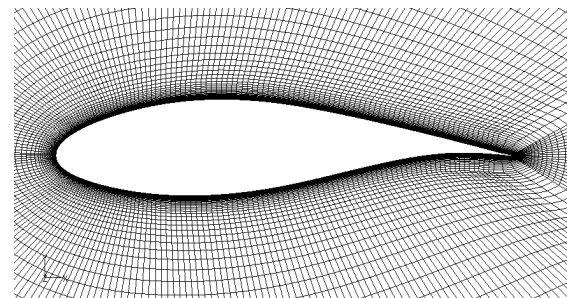
0.5 องศา และค่า turbulence intensity น้อยกว่า 0.5 %

#### 3.2 การจัดการเริ่มต้นเพื่อการคำนวณ

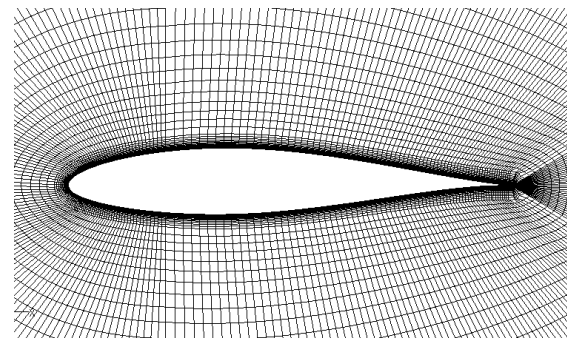
ในการคำนวณในระบบ 2 มิติ ซึ่งเป็นการไหลผ่านแพนอากาศหนึ่ง (ไม่ได้หมุน) ที่ทดสอบในอุโมงค์ลม กริดที่ใช้เป็นลักษณะ O-Grid โดยควบคุมให้ cell แรกที่ติดกับผนังแพนอากาศมีค่า  $y^+ < 2$  เพื่อให้อยู่ในชั้น Laminar sub-layer จำนวนจุดรอบแพนอากาศประมาณ 250 node การขยายกริดในทิศตั้งฉากกับผิวอัตราเพิ่มไม่เกิน 20% ทำให้มี กริดในชั้นชิดผิวประมาณ 30-35 กริด ขนาดของโดเมนที่ใช้เป็น 20 เท่าของระยะ chord รูปที่ 3 แสดงกริดที่ใช้ในการคำนวณของแพนอากาศทั้งสามรุ่น



(a) S809 Airfoil



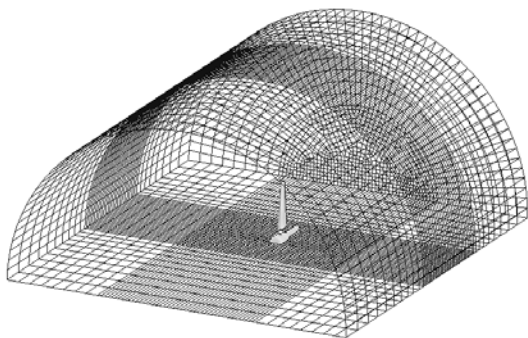
(b) DU93-W210 Airfoil



(c) NACA 63-215 Airfoil

รูปที่ 3 กริดที่ใช้ในการคำนวณ 2 มิติ

สำหรับการคำนวณใน 3 มิติ ซึ่งเป็นการคำนวณการไหลผ่านกึ่งหัวกลมที่กำลังหมุน เนื่องจากเป็นกึ่งหัว 2 ใบที่สมมาตรกัน การคำนวณจึงลดเหลือเพียง 1 ใบ โดยกำหนดค่าที่ผิวสมมาตรให้เป็น periodic condition ปริมาตรคำนวณเป็นรูปทรงกระบอกโดยกริดที่ใช้รอบใบกึ่งหัวมีลักษณะเป็น O-grid สำหรับกริดที่ cell แรกติดกับผิวใบกึ่งหัวได้ควบคุมให้มีค่า  $y^+ < 2$  ส่วนกริดรอบหน้าตัดแพนอากาศมีจำนวน 120 node การขยายกริดในทิศตั้งฉากกับผิวได้ควบคุมอัตราเพิ่มไม่เกิน 20% กริดในทิศทางความยาวใบพัดมีจำนวน 80 node ขนาดของด้านทั้งสาม (ด้านหน้า ด้านหลัง และด้านข้าง) ในปริมาตรคำนวณกำหนดใหญ่เป็น 3 เท่าของรัศมีใบ ซึ่งได้ทำการศึกษามาก่อนหน้าแล้วว่าให้ผลการคำนวณที่แม่นยำ [21] รูปที่ 4 แสดงลักษณะกริดสำหรับการคำนวณกึ่งหัวกลมใน 3 มิติ



รูปที่ 4 กริดที่ใช้ในการคำนวณกึ่งหัวกลม

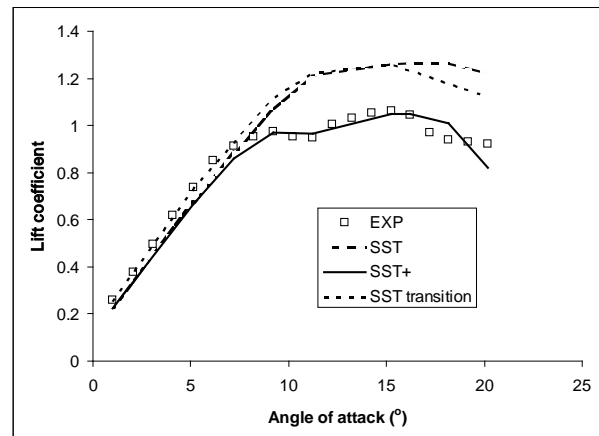
#### 4. ผลลัพธ์และการวิจารณ์

##### 4.1 ผลการคำนวณแพนอากาศใน 2 มิติ

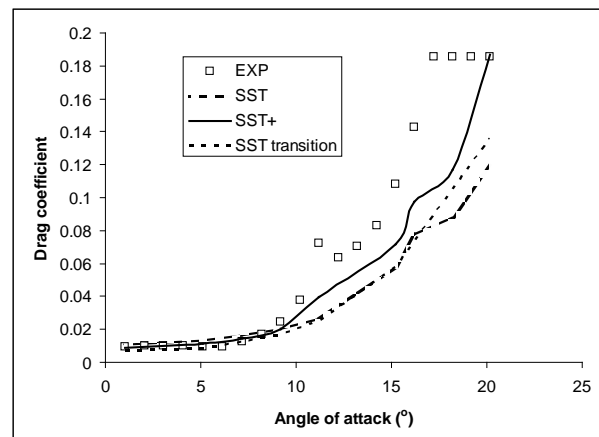
ผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของการคำนวณในระบบ 2 มิติ ของแพนอากาศทั้ง 3 แสดงเปรียบเทียบกับผลการทดลองอยู่ในรูปที่ 5 - 7 ตามลำดับ ซึ่งแสดงให้เห็นว่าเมื่อมุมปะทะสูงซึ่งเกิดการไหลแยก (separated flow) แบบจำลอง  $k-\omega$  SST (SST) และ  $k-\omega$  SST ร่วมกับ  $\gamma-Re_\theta$  (SST-T) คำนวณค่าแรงยกที่สูงเกินจริง สำหรับแบบจำลอง  $k-\omega$  SST ร่วมกับ

ฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง (SST+) ให้ผลลัพธ์ที่สอดคล้องกับการทดลองดีมากสำหรับแพนอากาศ S809 และ NACA 63-215 โดยคำนวณค่าแรงยกและแรงต้านได้ใกล้เคียงกับการทดลอง รวมถึงจับพฤติกรรมที่เกิดจุดหักเหบนเส้นกราฟได้ดี แม้ว่าแบบจำลอง SST+ คำนวณแรงยกของแพนอากาศ DU93-W210 ได้ต่ำกว่าการทดลองแต่ก็ถือว่าให้แนวโน้มของกราฟได้ดีกว่าแบบจำลองอื่น

สำหรับที่มุมปะทะต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยกแบบจำลอง SST-T ให้ผลแรงยกที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลองอื่น เห็นได้ว่าแพนอากาศรุ่น DU93-W210 มีความไวต่อ transition มาก รองลงมาคือ S809 และ NACA 63-215 ไม่ไวต่อ transition เนื่องจากผลลัพธ์ที่ได้ใกล้เคียงกับกรณีไม่คิดผลของ transition

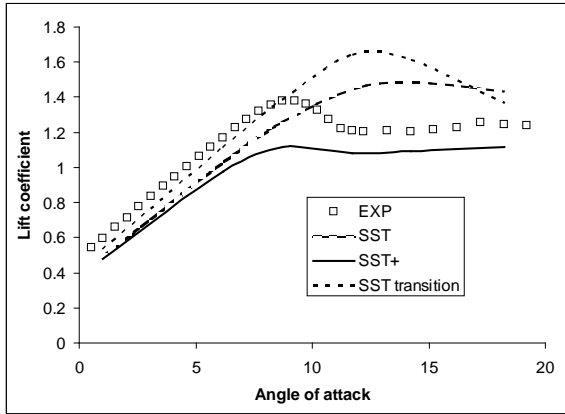


(a) สัมประสิทธิ์แรงยก

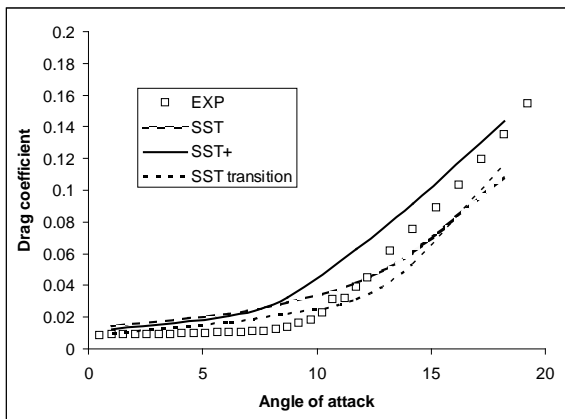


(b) สัมประสิทธิ์แรงต้าน

รูปที่ 5 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S809

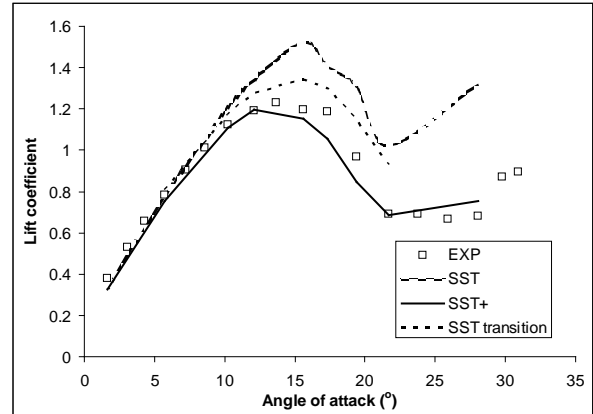


(a) สัมประสิทธิ์แรงยก

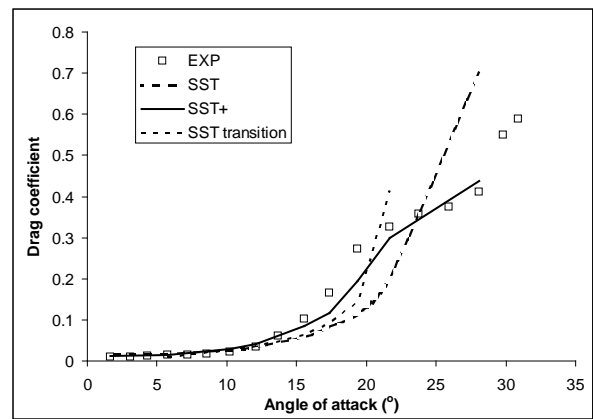


(b) สัมประสิทธิ์แรงต้าน

รูปที่ 6 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ DU93-W210



(a) สัมประสิทธิ์แรงยก

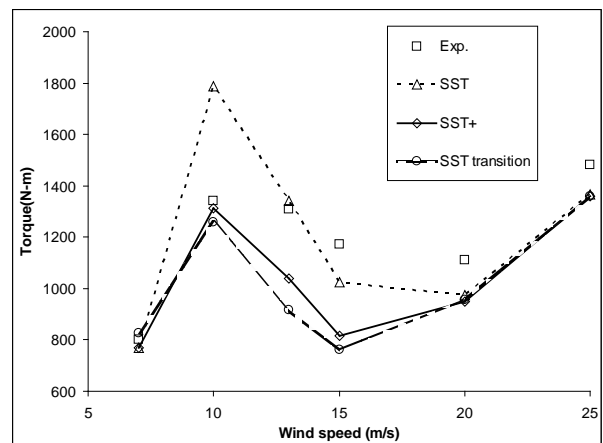


(b) สัมประสิทธิ์แรงต้าน

รูปที่ 7 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215

#### 4.2 ผลการคำนวณกังหันลม 3มิติ

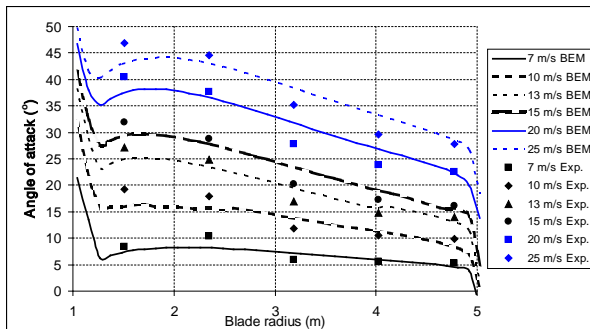
รูปที่ 8 แสดงผลการคำนวณแรงบิดของกังหันลม ที่ความเร็วลมต่างๆเทียบกับการทดลอง เนื่องจากกังหันนี้หมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ดังนั้นแรงบิดจึงเป็นปฏิภาคโดยตรงกับกำลังงานของกังหันลม ในภาพรวมแล้วเห็นได้ว่าแบบจำลอง SST+ และ SST-T ให้ค่าที่ใกล้เคียงกันซึ่งต่ำกว่าค่าของ SST พอสมควร ที่ 10 m/s SST ให้ค่าแรงบิดสูงมาก ส่วน SST+ และ SST-T ให้ค่าแรงบิดต่ำมากหลังจาก 10 m/s



รูปที่ 8 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI



เนื่องจากแรงบิดเกิดจากแรงยกและแรงจุดบนใบพัดซึ่งสัมพันธ์กับมุมปะทะที่ลมกระทำต่อใบพัดซึ่งมุมปะทะนี้เป็นสัดส่วนโดยตรงกับความเร็วลม ดังนั้นเพื่อสามารถวิเคราะห์ผลการคำนวณนี้ได้อย่างละเอียด จึงได้ทำการคำนวณหามุมปะทะจริงที่ลมกระทำต่อใบพัด (มุมปะทะจริงหมายถึงมุมปะทะที่วัดได้ที่ขอบนำของใบกังหัน หรืออาจคำนวณได้จากทฤษฎี BEM อีกด้วย มุมนี้ต่างจากมุมปะทะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการที่ใบพัดทำมุมกับทิศทางลมจากระยะไกล) ผลการคำนวณมุมปะทะเทียบกับการทดลองแสดงดังในรูปที่ 9 ซึ่งแสดงถึงความสอดคล้องกันระหว่างการคำนวณและการทดลองซึ่งมุมปะทะนี้จะให้ค่าสัมพันธ์กับแรงยกและแรงจุดตามรูปที่ 4 (เนื่องจากกังหันนี้เป็นรุ่น S809)



รูปที่ 9 มุมปะทะที่เกิดขึ้นบนใบกังหันจากการคำนวณด้วย BEM เปรียบเทียบกับการทดลอง

ย้อนกลับไปดูผลการคำนวณในรูปที่ 8 สำหรับความเร็วลม 7 m/s เกิดมุมปะทะต่ำประมาณ 6 องศาที่บริเวณส่วนปลายของใบ (ซึ่งเป็นบริเวณที่ผลิตกำลังงานส่วนใหญ่ของกังหัน) ทำให้ยังไม่เกิดการไหลแยก (ดูรูปที่ 4) SST -T ให้ค่าแรงบิดสูงกว่าเล็กน้อยเมื่อเทียบการทดลอง, SST และ SST+ ซึ่งสอดคล้องกับผลในรูปที่ 4 ที่ SST-T ให้ค่าสปส. แรงยกสูงกว่าและสปส. แรงจุด ต่ำกว่าแบบจำลองอื่นเล็กน้อย

ที่ลม 10 m/s แบบจำลอง SST คำนวณค่าแรงบิดได้สูงกว่าผลการทดลองมาก ขณะที่ SST+ และ SST-T ให้ผลที่ค่อนข้างใกล้เคียงกันและใกล้เคียงกับการทดลอง จากรูปที่ 9 พบว่าค่ามุมปะทะบริเวณ

ปลายใบอยู่ในช่วง 10-12 องศา ซึ่งเป็นช่วงเริ่มต้นของการไหลแยกพอดี การทำนายค่าที่สูงมากของ SST สอดคล้องกับการทำนายในระบบ 2 มิติ (ดังในรูปที่ 5) แต่การที่ SST-T ไม่กระโดดขึ้นตามไปด้วยนั้นน่าเป็นเพราะผลพวงของระบบสามมิติ น่าสังเกตด้วยว่าที่ความเร็วลมนี้เป็นบริเวณใกล้เคียงกับจุดกำลังประเมินของกังหันลม (rated power) ซึ่งเป็นช่วงที่กังหันลมให้งานรายปีมากที่สุด ดังนั้นความแม่นยำในช่วงนี้จึงมีความสำคัญมาก

เมื่อความเร็วลมสูงกว่า 15 m/s ทั้ง 3 แบบจำลองคำนวณแรงบิดได้ต่ำกว่าการทดลองเป็นอย่างมาก โดยแบบ SST ใกล้เคียงการทดลองมากที่สุด ทั้งนี้สันนิษฐานว่าเป็นเพราะความบังเอิญเนื่องจากการไต่ลงมาจากความผิดพลาดมากกว่า 10 m/s นั้นเอง

ระหว่างช่วงความเร็ว 10-20 m/s ปรากฏชัดเจนว่า SST+ ให้แรงบิดที่สูงกว่าและใกล้เคียงผลการทดลองมากกว่า SST-T ซึ่งยากต่อการอธิบาย แต่พออนุมานได้ว่าเป็นช่วงที่มีการไหลแยกเป็นบริเวณกว้างแล้ว บางช่วงของใบกังหันเกิดการไหลแยกตั้งแต่ขอบนำ (leading edge) ดังนั้นแบบจำลอง transition จึงไม่อาจช่วยปรับปรุงการคำนวณได้

ที่ความเร็วลมสูง 20 และ 25 m/s แรงบิดจากแบบจำลองทั้งสามกลับมามีค่าที่ใกล้เคียงกันมาก ซึ่งเป็นเพราะมุมปะทะมีค่าสูงกว่า 20 องศาตลอดใบ ทำให้อยู่ในช่วงเสมือนแผ่นราบ (flat plat) ซึ่งการไหลแยกได้ครอบคลุมหมดทั้งใบพัดแล้ว ดังนั้นแบบจำลองใดก็ให้ผลไม่ต่างกันมากนัก

อนึ่ง การไหลผ่านกังหันลมนั้นยังมีผลของปฏิสัมพันธ์แบบสามมิติอันยุ่งยากอีกด้วย กล่าวคือแรงเหวี่ยงและแรงคอริโอลิสที่ช่วยหนุนและยับยั้งการไหลแยกซึ่งช่วยเพิ่มแรงยกและลดแรงจุดให้กังหันได้ในระดับหนึ่ง การที่ SST+ และ SST-T ทำนายค่าแรงบิดได้ต่ำในช่วง 13-15 m/s อาจเป็นเพราะความไม่สามารถในการจำลองผลของแรงทั้งสองนี้ก็เป็นได้

## 5. สรุป

การเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังเข้าไปในแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ  $k-\omega$  SST ช่วยเพิ่มความแม่นยำได้มากในการทำนายการไหลผ่านแพนอากาศ 3 รุ่น ที่เป็นแบบ 2 มิติ โดยเฉพาะอย่างยิ่งการทำนายในช่วงหลังการไหลแยก (post stall) ส่วนการทำนายในระบบ 3 มิติผ่านใบกังหันลมที่กำลังหมุนให้การทำนายที่แม่นยำก่อนการไหลแยก ส่วนหลังการไหลแยกแล้วความแม่นยำลดลง ซึ่งอาจเป็นผลมาจากความไม่สามารถของกระบวนการเชิงตัวเลขโดยรวมในการจำลองผลกระทบของแรงในสามมิติ คือแรงเหวี่ยงและแรงคอริโอลิส

## 6. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ ได้รับ การสนับสนุนทุนวิจัยจากโครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) ของสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว.)

## 7. เอกสารอ้างอิง

[1] ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวีช จิตรสมบูรณ์ (2551). 'SuWIT' โปรแกรมเพื่อการออกแบบและประเมินกังหันลม, การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 4, จังหวัดนครปฐม

[2] Simms, D.A., Hand, M.M., et. al., (2001). Unsteady aerodynamics experiment Phases VI: Wind tunnel test configurations and available data campaigns. Technical Report NREL/TP-500-29955, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, December

[3] Pape, AL and Lecanu, J., 3D Navier-Stoke Computations of a Stall-regulated Wind Turbine, *Wind Energ.* 2004; 7:309–324 (DOI: 10.1002/we.129)

[4] Sørensen, N.N. and Michelsen, J.A., (2002). Navier-Stokes Prediction of the NREL Phase VI Rotor in the NASA Ames 80 ft x 120 ft

Wind Tunnel. *Wind Energy*, 5:151-169, DOI: 10.1002/we.64

[5] Sørensen N N (2008). Laminar turbulent transition using the transition model, in *Research in Aeroelasticity EFP-2007*, Risø-R-1649(EN), Edited by Bak C., pp. 49-66

[6] Potsdam M. A., and Mavriplis D. J., (2009). Unstructured Mesh CFD Aerodynamic Analysis of the NREL Phase VI Rotor, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida, AIAA 2009-1221

[7] Menter, F. R., (1994). Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA J.*, vol. 32, Nov. 1994, pp. 1299-1310.

[8] Menter, F. R., Langtry R.B. and Gola, J (2006). transition Modeling for General Purpose CFD Codes. *Flow Turbulence Combust*, 77(1-4): 277-303

[9] Jones, W. P., and Launder B. E., The prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 15, 1972, pp. 301-314

[10] Wilcox, D. C., (1993).Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., 5354 Palm Drive, La Cafiada, Calif.

[11] Menter, F.R., Langtry, R.B., et al. (2004)."A Correlation based transition Model using Local Variables Part 1- Model Formulation", ASME-GT2004-53452, ASME TURBO EXPO 2004, Vienna, Austria.

[12] Suluksna, K., Dechaumphai, P. and Juntasaro E., "Correlations for Modeling transitional Boundary Layers under Influences of

Freestream Turbulence and Pressure Gradient,”  
*Int. J. Heat and Fluid Flow*

[13] Sørensen N N (2009). CFD modeling of laminar-turbulent transition for airfoils and rotors using the  $\gamma - Re_\theta$  model, *Wind Energy* (to be published)

[14] ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวีช จิตรสมบูรณ์ , (2552). “การปรับปรุงแบบจำลอง  $k - \omega$  SST ด้วยฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังเพื่อทำนายพฤติกรรมก้ำกั้นลม, การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 5, จังหวัดพิษณุโลก

[15] Langtry, R.B. (2006). A Correlation-Based transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD codes, Dr.-Ing Thesis, Universität Stuttgart

[16] Somers, D. M. (1997). “Design and Experimental Results for the S809 Airfoil,” Airfoils, Inc., State College, PA, *NREL/SR-440-6918*

[17] Bertagnolio F., Sørensen N N., Johansen J., and Fuglsang P. (2001). Wind Turbine Airfoil Catalog, Risø-R-1280(EN), Risø National Laboratory, August 2001

[18] Bertagnolio F., Sørensen N N., and Johansen J. (2006). Profile Catalogue for Airfoil Sections Based on 3D Computations, Risø-R-1581(EN), Risø National Laboratory, December 2006

[19] Giguere P, Selig MS. (1999). Design of a tapered and twisted blade for the NREL combined experiment rotor. *NREL/SR-500-26173*, NREL, Colorado

[20] Schreck S. (2002). The NREL Full-Scale Wind Tunnel Experiment, *Wind Energ.* 2002; Vol.5, pp. 77–84 (DOI: 10.1002/we.72)

[21] ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวีช จิตรสมบูรณ์ , (2550). ขนาดโดเมนที่เหมาะสมในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนนอน, การประชุมวิชาการเครือข่าย

วิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 21, จังหวัดชลบุรี