

กระบวนการเชิงตัวเลขที่แม่นยำเพื่อสอบเทียบการออกแบบกึ่งहनลมเชิงทฤษฎี

นายชโลธร ธรรมแท้

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ปีการศึกษา 2552

**ACCURATE CFD PROCEDURES FOR THE
VALIDATION OF THE THEORETICAL
DESIGN OF WIND TURBINE**

Chalothorn Thumthae

**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirement for the
Degree of Doctor of Philosophy in Mechanical Engineering**

Suranaree University of Technology

Academic Year 2009

กระบวนการเชิงตัวเลขที่แม่นยำเพื่อสอบเทียบการออกแบบกึ่งहनลมเชิงทฤษฎี

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นักวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาคุณวุฒิปบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

ประธานกรรมการ

(รศ. ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

(Prof. Dr. Jens N. Sørensen)

กรรมการ

(ศ. ดร.สมศักดิ์ ไชยะภินันท์)

กรรมการ

(รศ. ดร.เอกชัย จันทสาโร)

กรรมการ

(รศ. ดร.จารุวัตร เจริญสุข)

กรรมการ

(ศ. ดร.ชูกิจ ลิมปิจำนงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการ

(รศ. น.อ. ดร.วรพจน์ จำพิศ)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

ชโลธร ธรรมแท้ : กระบวนการเชิงตัวเลขที่แม่นยำเพื่อสอบเทียบการออกแบบกังหันลม
เชิงทฤษฎี (ACCURATE CFD PROCEDURES FOR THE VALIDATION OF THE
THEORETICAL DESIGN OF WIND TURBINE) อาจารย์ที่ปรึกษา : รองศาสตราจารย์
ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์, 227 หน้า

การพัฒนากระบวนการเชิงตัวเลขที่แม่นยำเป็นสิ่งที่ยุ่งยากและซับซ้อนแต่ยังเป็นสิ่งสำคัญ
อย่างยิ่งต่อการออกแบบอุปกรณ์วิศวกรรม วิทยานิพนธ์นี้พัฒนาวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล
(Computational fluid dynamic หรือ CFD) ในระบบพิกัด 3 มิติให้มีความแม่นยำสำหรับการทำนาย
ผลของการไหลผ่านกังหันลมแกนนอน โดยมีมุ่งหมายเพื่อใช้ในการสอบเทียบการออกแบบเชิงทฤษฎี
ของกังหันลม การศึกษาเน้นไปที่อิทธิพลของปัจจัยสำคัญที่มีผลต่อความแม่นยำของ CFD คือ
อัลกอริทึม ขนาดของโดเมน กริด และ แบบจำลองความปั่นป่วน ซึ่งก่อนที่จะนำไปใช้เป็นตัวสอบ
เทียบระบบอื่นได้นั้นจะต้องสอบเทียบความแม่นยำของ CFD เสียก่อน โดยใช้ข้อมูลการทดลองที่
น่าเชื่อถือซึ่งในที่นี้ใช้การทดสอบกังหันลมของ National Renewable Energy Laboratory แห่ง
สหรัฐอเมริกา (NREL) งานวิจัยนี้ยังได้พัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อออกแบบ และ ทำนาย
ประสิทธิภาพกังหันลมแกนนอนโดยการใช้ทฤษฎี Blade-Element Momentum (BEM) อีกด้วยโดยมี
การเสริมแต่งทฤษฎีหลักด้วยทฤษฎีย่อยต่าง ๆ ที่ทันสมัยเพื่อเพิ่มความถูกต้องแม่นยำให้กับการทำนายผล
ได้ทำการตรวจสอบความแม่นยำของ โปรแกรมนี้เทียบกับผลการทดลอง และ การทำนายของ
โปรแกรม BEM อื่นในวรรณกรรม พบว่ามีความแม่นยำเป็นที่น่าพอใจมาก กระบวนการออกแบบ
กังหันลมด้วยทฤษฎี และ สอบเทียบการออกแบบด้วย CFD ที่น่าเชื่อถือนี้จะสามารถนำไปใช้เพื่อ
ออกแบบกังหันลมแกนนอนในกรณีทั่วไปได้อย่างมั่นใจ และ รวดเร็วเพราะช่วยลดเวลาในการทดลอง
ลงไปได้มาก ณ จุดนี้ได้ใช้โปรแกรม BEM และ CFD ที่พัฒนาขึ้นค้นหาจุดประสิทธิภาพสูงสุดของ
กังหันลมที่ขึ้นอยู่กับปัจจัยต่าง ๆ คือ มุม Pitch ความยาว Chord และ ความเร็วปลายปีก ได้ใช้วิธี BEM
ปรับการออกแบบกังหันลมที่มีอยู่แล้วเสียใหม่ให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นในขณะที่มีกำลังประเมิน
(Rated Power) ต่ำลง แล้วทำการสอบเทียบด้วย CFD ที่ได้ทำการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน
ให้ดีขึ้นซึ่งได้ผลเป็นที่น่าพอใจ

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล
ปีการศึกษา 2552

ลายมือชื่อนักศึกษา _____
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา _____

CHALOTHORN THUMTHAE : ACCURATE CFD PROCEDURES FOR
THE VALIDATION OF THE THEORETICAL DESIGN OF WIND
TURBINE. THESIS ADVISOR : ASSOC. PROF. TAWIT CHITSOMBOON,
Ph.D., 227 PP.

WIND TURBINE/CFD/BEM/THEORETICAL DESIGN/DESIGN VALIDATION

The development of an accurate CFD procedure is a tedious and complicated task but is very important for the design of engineering devices. This thesis developed such a procedure for the computations of flows through horizontal axis wind turbines (HAWT) in three-dimensional domains with the ultimate aim of using it as a validation tool for the theoretical design of HAWT. The study was focused on the influences of the important parameters, namely: algorithm, domain size, grid and turbulence model. Before validating others, the CFD itself needed a validation with a trustworthy experimental results; the experiments of the National Renewable Energy Laboratory (NREL, USA) were used for this purpose. This thesis also developed a computer program for the design of HAWT based on the Blade Element Momentum theory (BEM). The basic BEM theory was enhanced with several state of the art corrective models and its accuracy was satisfactorily confirmed through the comparisons with other BEM codes and the experimental results from the literature. The accurate and trustworthy BEM/CFD design procedure will be very useful in the design of a HAWT since it helps save time in experimentation. To this end the developed BEM and CFD codes were used to design and confirmed the design by searching for the optimum efficiency of a HAWT which depended on pitch angle,

chord length and blade tip speed. The BEM code was also used to redesign an existing HAWT blade resulting in a higher efficiency at a lower rated power. Design validation with the CFD gave very satisfactory results.

School of Mechanical Engineering

Academic Year 2009

Student's Signature _____

Advisor's Signature _____

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยดี เนื่องจากได้รับความกรุณาและความช่วยเหลือทั้งในด้านวิชาการและด้านอื่น ๆ จากบุคคล ดังต่อไปนี้

รองศาสตราจารย์.ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ผู้ประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางด้านวิชาการ อีกทั้งยังให้แนวคิดทั้งในการดำเนินงานวิจัยและการดำเนินชีวิต ตลอดระยะเวลาการศึกษาที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี รวมทั้งช่วยตรวจทาน และแก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนแล้วเสร็จ

Prof. Dr. Jens N. Sorensen อาจารย์ที่ปรึกษาต่างประเทศ ท่านได้กรุณาเดินทางมาประเทศไทยถึงสองครั้งเพื่อวางแผนงานวิจัยและเป็นกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ ท่านได้ให้โอกาสในการทำวิจัยที่ Technical University of Denmark และคูให้คำแนะนำการวิจัยเป็นอย่างดี

โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก ผู้สนับสนุนทุนการศึกษาและวิจัย

เพื่อน พี่ น้อง ในกลุ่มวิจัย คุณอาทิตย์ คุณศรีสุข คุณพรสวรรค์ ทองใบ คุณโสทรฎา แข็งการ คุณจารุวรรณ ตั้งต้นสกุลวงศ์ คุณบรรณชา ชันเขียว คุณเกรียงไกร เพ็ชรน้ำเขียว คุณวิกันดา ศรีเดช คุณสุพิชฌา มีสุขเจ้าสำราญ รวมถึงเพื่อนบัณฑิตศึกษาทุกท่าน

สุดท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณ คุณพ่อสมร ธรรมแท้ บิดา และคุณแม่สมัย ธรรมแท้ มารดา ผู้ล่วงลับ ผู้ให้แรงกระตุ้นผลักดันให้ข้าพเจ้ามุ่งมั่นศึกษาในชั้นปริญญาเอกนี้ ขอบพระคุณครู อาจารย์ที่ประสิทธิ์ประสาทวิชาทั้งในชั้นประถมศึกษา มัธยมศึกษา ปริญญาตรี และ ปริญญาโท คุณงามความดีทั้งหมดของวิทยานิพนธ์เล่มนี้จึงขออุทิศแด่ผู้มีพระคุณทุกท่านที่กล่าวมา

ชโลธร ธรรมแท้

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ง
สารบัญ.....	จ
สารบัญตาราง.....	ญ
สารบัญรูป.....	ฉ
คำอธิบายสัญลักษณ์ และ คำย่อ.....	ด
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 กล่าวนำ.....	1
1.2 ความเป็นมา และ ความสำคัญของปัญหา.....	3
1.3 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	6
1.4 ขอบเขตของการวิจัย.....	6
1.5 วิธีการดำเนินการวิจัย.....	7
1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	9
2 ปริทัศน์วรรณกรรม.....	10
2.1 วรรณกรรมการวัด และ ทดสอบกึ่งหั่นลม.....	10
2.1.1 การทดสอบภาคสนาม.....	10
2.1.2 การทดสอบในอุโมงค์ลม NASA Ames.....	11
2.2 วรรณกรรมด้านวิธีเชิงทฤษฎี.....	16
2.3 วรรณกรรมด้านวิธี CFD.....	21
2.4 วรรณกรรมด้านการประยุกต์ใช้วิธีเชิงทฤษฎี และ CFD.....	29
2.5 สรุปปริทัศน์วรรณกรรม.....	32

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3	ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	34
3.1	ทฤษฎี BEM.....	35
3.1.1	Momentum Theory (MT).....	35
3.1.2	Blade Element Theory (BET)	36
3.1.3	Blade Element - Momentum (BEM) Theory	38
3.1.4	การหาผลเฉลยของ BEM.....	39
3.1.5	การปรับปรุงทฤษฎี BEM	41
3.2	การคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics).....	50
3.2.1	สมการพื้นฐาน.....	50
3.2.2	แบบจำลองความปั่นป่วน $k - \epsilon$	51
3.2.3	การจัดการปัญหาบริเวณใกล้ผนัง	53
3.2.4	แบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับปัญหาด้านอากาศพลศาสตร์.....	55
3.2.5	Spalart-Allmaras model.....	55
3.2.6	Wilcox $k - \omega$ model.....	56
3.2.7	Shear Stress Transport $k - \omega$ model.....	57
3.2.8	แบบจำลอง Laminar to Turbulence Transition	60
3.2.9	แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$	61
3.2.10	การหาผลเฉลย	67
4	ผลการสอบเทียบวิธี BEM.....	69
4.1	ความคลาดเคลื่อนของการทดลองกังหัน NREL Phase VI.....	70
4.1.1	ความคลาดเคลื่อนของมุมปะทะจากกังหันลมที่กำลังหมุน	70
4.1.2	การวัดการกระจายความดันด้วยแถบวัดความดัน.....	77

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

4.2	การสอบเทียบทฤษฎี BEM กับการทดลองกึ่งหัน	
	NREL Phase VI	81
4.2.1	การทดสอบวิธีการประมวลผลค่ามุมปะทะจากกึ่งหัน	
	ลมที่กำลังหมุน	86
4.2.2	การประมาณค่านอกช่วงสำหรับการคำนวณที่มุมปะทะ	
	สูงมาก.....	88
4.3	การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay.....	91
4.3.1	การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay กึ่งหันลม	
	NREL Phase VI.....	91
4.3.2	การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay กึ่งหันลมรุ่นอื่น	93
4.4	สรุปการสอบเทียบวิธี BEM.....	95
5	ขนาดของโดเมนที่มีผลกระทบต่อการคำนวณด้วย CFD.....	97
5.1	ลักษณะโดเมน และ กึ่งหันลม.....	97
5.2	ขนาดของโดเมนที่มีผลกระทบต่อการคำนวณ	
	แรงบิดด้วย CFD	100
5.3	การกำหนดความยาวโดเมนด้านหน้าที่เหมาะสม.....	105
5.4	สรุปขนาดของโดเมนที่มีผลกระทบต่อการ	
	คำนวณด้วย CFD	107
6	การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน	108
6.1	การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับแพนอากาศรุ่น S809	109
6.2	การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน $k - \epsilon$ กับ	
	กึ่งหันลม	112
6.3	การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกึ่งหันลม	
	NREL Phase VI.....	115
6.3.1	การเปรียบเทียบค่าแรงบิดของกึ่งหันลม.....	115
6.3.2	การเปรียบเทียบการกระจายความดันบนใบกึ่งหัน.....	119

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
6.4	สรุปการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน.....134
7	การปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน.....135
7.1	การพัฒนาแบบจำลอง Transition $\gamma - \text{Re}_\theta$136
7.2	การปรับปรุงแบบจำลอง $k - \omega$ SST ด้วยฟังก์ชันการหน่วง.....136
7.3	ผลการคำนวณแพนอากาศสองมิติด้วยวิธี RANS.....138
7.4	ผลการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี RANS145
7.4.1	การเปรียบเทียบค่าแรงบิดของกังหันลม.....145
7.4.2	การเปรียบเทียบการกระจายความดัน และ เส้น Limiting streamline บนใบกังหัน146
7.5	ผลการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี DES167
7.6	สรุปการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน.....167
8	บูรณาการงานวิจัยกังหันลมด้วยวิธี BEM และ CFD.....169
8.1	การศึกษามุมปะทะที่เหมาะสมสำหรับกังหันลมใบไม่บิด169
8.2	การออกแบบกังหันลมเชิงบูรณาการ.....182
8.2.1	เป้าประสงค์การออกแบบ182
8.2.2	ผลการออกแบบกังหันลมด้วยวิธี BEM.....182
8.2.3	การสอบเทียบวิธี BEM ด้วย CFD.....184
8.3	สรุปการบูรณาการงานวิจัยด้านกังหันลม.....188
9	สรุป และ ข้อเสนอแนะ.....189
9.1	สรุปวิธี BEM189
9.2	สรุปวิธี CFD190
9.3	สรุปบูรณาการงานวิจัยกังหันลม.....190
9.4	ข้อเสนอแนะ190
รายการอ้างอิง.....191	
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก. ข้อมูลกังหันลม.....202	
ภาคผนวก ข. การทดสอบปรับปรุงประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI.....208	

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

ภาคผนวก ค. การคำนวณแรงบิดของกังหันลมด้วย CFD.....	215
ภาคผนวก ง. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา.....	218
ประวัติผู้เขียน.....	221

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
1.1	ปัจจัยที่มีผลกระทบต่อความแม่นยำของการใช้ CFD.....4
5.1	ผลของการขยายขนาดโดเมนด้านหน้าต่อกำลังที่ได้จากกังหันลมเทียบกับการทดลอง104
5.2	ค่า s.r.e. ที่ขึ้นกับ ค่า TSR และการขยายขนาดโดเมนด้านหน้า.....106
5.3	ความสัมพันธ์ในการกำหนดขนาดของความยาวโดเมนด้านหน้าสำหรับค่า s.r.e. ที่ต่างกัน.....107
6.1	ข้อมูลของกริดที่ใช้กับการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ109
8.1	เงื่อนไขการคำนวณ.....173
8.2	ผลการคำนวณแรงบิดกังหันด้วย CFD เปรียบเทียบกับการทดลอง176
ก.1	ข้อมูลกังหันลม NREL Phase II-VI204
ก.2	รูปร่างใบของกังหัน NREL Phase III-V204
ก.3	รูปร่างใบของกังหัน NREL Phase VI.....205
ก.4	รูปร่างใบของกังหัน Risø-Tellus Rotor207

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	กังหันลมที่เข้าร่วมโครงการ IEA Annexes XIV/XVIII.....12
2.2	อุโมงค์ลม NASA Ames Research Center ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 24.4 m × 36.6 m ใช้ในการทดสอบกังหันลม NREL Phase VI..... 13
2.3	กังหันลม NREL Phase VI..... 14
2.4	ผลการเปรียบเทียบค่า Normal force coefficient แบบ Blind Comparison ของโปรแกรมการคำนวณต่าง ๆ.....15
2.5	เปรียบเทียบผลการคำนวณประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี BEM..... 18
2.6	การเปรียบเทียบค่าแรงบิดที่เพลของกังหันลม NREL Phase VI จากการคำนวณด้วย CFD26
3.1	โดเมนสำหรับการวิเคราะห์ด้วยทฤษฎี BEM35
3.2	ความเร็ว และ แรงที่เกิดขึ้นบนหน้าตัดแพนอากาศของกังหันลม.....37
3.3	C_L v.s. α ที่เลข Re ต่าง ๆ ของแพนอากาศ S80940
3.4	C_D v.s. α ที่เลข Re ต่าง ๆ ของแพนอากาศ S80940
3.5	ความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงผลัก (Thrust coefficient, C_T) ที่ค่า แฟลคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน (a) ต่าง ๆ.....43
3.6	การวัดความดันบนผิวใบกังหันลมเปรียบเทียบระหว่างที่ใบอยู่นิ่ง และ กำลังหมุน.....47
3.7	การใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการประมาณค่าออกช่วง โดยใช้ค่าเฉลี่ย C_L จากข้อมูลของกังหันลมที่กำลังหมุน เพื่อการจำลอง พฤติกรรม Stall-Delay.....49
3.8	การใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการประมาณค่าออกช่วง โดยใช้ค่าเฉลี่ย C_D จากข้อมูลของกังหันลมที่กำลังหมุน เพื่อการจำลอง พฤติกรรม Stall-Delay.....50
3.9	ความสัมพันธ์โดยทั่วไปของตัวแปรที่ผนัง.....53

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.10 การจัดการกับปัญหาที่ผนัง แบบ Wall Function และ แบบ Near-Wall Model.....	54
3.11 ลักษณะรูปทรงของกริดแบบต่าง ๆ	68
3.12 ตัวอย่างลักษณะการสร้างกริดรอบแพนอากาศ.....	68
4.1 มุมปะทะในสภาพแวดล้อมอุโมงค์ลม.....	71
4.2 มุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน.....	72
4.3 สัมประสิทธิ์แรงยกที่ % Span ต่าง ๆ จากการวัดจากกังหันลม ที่กำลังหมุน ประมวลผลด้วยวิธี Probe correction.....	74
4.4 สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ % Span ต่าง ๆ จากการวัดจากกังหันลม ที่กำลังหมุน ประมวลผลด้วยวิธี Probe correction.....	74
4.5 ผลของความเร็ว Downwash (w_d) ต่อการไหลเฉพาะพื้นที่ผ่านหน้าตัด แพนอากาศผ่านปีกที่มีความยาวจำกัด	77
4.6 ตำแหน่งการติดตั้งเครื่องมือวัดความดันบนผิวใบกังหัน (Pressure tap) สำหรับกังหันลมNREL Phase VI.....	78
4.7 ค่าแรงบิดจากกังหันลม NREL Phase VI จากการวัดด้วย Strain gauge ที่เพลลา และ จากการประเมินจากค่าสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์.....	80
4.8 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (30% Span).....	82
4.9 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (46.7% Span).....	83
4.10 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (63.3% Span).....	84
4.11 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (80% Span).....	85

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.12 ผลการคำนวณแรงบิดกึ่งหันลม NREL Phase VI โดย SuWiT เปรียบเทียบ การประมวลผลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน 4 แบบ กับการทดลอง.....	87
4.13 การประมาณค่านอกช่วงของข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับที่หน้าตัด 30% Span.....	87
4.14 ผลการคำนวณแรงบิดกึ่งหันลม NREL Phase VI เปรียบเทียบการ ประมาณค่านอกช่วงโดยเริ่มที่มุมปะทะ 30 องศา.....	89
4.15 ผลการคำนวณแรงบิดกึ่งหันลม NREL Phase VI เปรียบเทียบการ ประมาณค่านอกช่วงโดยเริ่มที่มุมปะทะ 35 องศา.....	90
4.16 เปรียบเทียบการกระจายแรงในแนวตั้งจากการคำนวณด้วยวิธี BEM กับการทดลอง	90
4.17 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ กับการ ทดลองของกังหันลม NREL Phase VI	92
4.18 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ กับการ ทดลองของกังหันลม NREL Phase II.....	94
4.19 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ กับการ ทดลองของกังหันลม NREL Phase III/IV	94
4.20 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ กับการ ทดลองของกังหันลม Risø-Tellus Rotor	95
5.1 ลักษณะของการไหลผ่านกังหันลม.....	98
5.2 โดเมน และ กริดที่ใช้ในการคำนวณ.....	99
5.3 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านหลังต่อแรงบิดกึ่งหันลม ที่ความเร็วลม 10 m/s, 72 RPM, TSR = 3.63	100
5.4 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านข้างต่อแรงบิดกึ่งหันลม ที่ความเร็วลม 10 m/s, 72 RPM TSR = 3.6.....	101
5.5 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านหน้าต่อแรงบิดกึ่งหันลม	102

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.6 ความสัมพันธ์ของตัวแปรไร้มิติ TSR (λ) กับ ขนาดของโดเมน ด้านหน้าที่ขยายออก (L/R)	106
6.1 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกจากการคำนวณด้วย CFD กับ การทดลอง 2 มิติ.....	110
6.2 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการคำนวณด้วย CFD กับ การทดลอง 2 มิติ.....	110
6.3 เปรียบเทียบค่าแรงบิดกึ่งหันลมจากการคำนวณด้วย CFD โดยใช้ แบบจำลอง Standard $k - \epsilon$ กับการทดลองภาคสนามของกังหันลม NREL Phase II	114
6.4 ค่ามุมปะทะ (Probe correction) ที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบกังหัน NREL Phase II จากการทดลอง และ การคำนวณด้วย SuWiT	114
6.5 เปรียบเทียบค่าแรงบิดกึ่งหันลมจากการคำนวณด้วย CFD โดยใช้แบบ จำลอง Standard $k - \epsilon$ กับการทดลองภาคสนามของกังหันลม NREL Phase IV	117
6.6 ค่ามุมปะทะ (Probe correction) ที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบกังหัน NREL Phase IV จากการทดลอง และ การคำนวณด้วย SuWiT	117
6.7 เปรียบเทียบค่าแรงบิดกึ่งหันลมจากการคำนวณด้วย CFD โดยใช้แบบ จำลอง Standard $k - \epsilon$ กับการทดลองในอุโมงค์ลมของกังหันลม NREL Phase VI.....	118
6.8 ค่ามุมปะทะ (Probe correction) ที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบกังหัน NREL Phase VI จากการทดลอง และ การคำนวณด้วย SuWiT	118
6.9 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 7 m/s	121
6.10 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 10 m/s	123
6.11 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 13 m/s	125
6.12 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 15 m/s	127
6.13 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 20 m/s	129

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.14 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 25 m/s	131
7.1 กริดที่ใช้ในการคำนวณ 2 มิติ	139
7.2 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ S809 ที่ตัวเลขเรย์โนลด์เท่ากับ 2×10^6	140
7.3 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ DU93-W210 ที่ตัวเลขเรย์โนลด์เท่ากับ 1×10^6	141
7.4 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 ที่ตัวเลขเรย์โนลด์เท่ากับ 1×10^6	142
7.5 เปรียบเทียบ สัมประสิทธิ์ความดันรอบๆหน้าตัดแพนอากาศ S809 ที่มุมปะทะ 1 องศา	144
7.6 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI.....	147
7.7 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 7 m/s	148
7.8 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 10 m/s	150
7.9 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 13 m/s	152
7.10 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 15 m/s	154
7.11 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 20 m/s	156
7.12 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 25 m/s	158
7.13 ข้อมูลที่ได้จาก Limiting streamline.....	160
7.14 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมที่ความเร็วลม 7 m/s.....	164
7.15 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมที่ความเร็วลม 10 m/s.....	164
7.16 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมที่ความเร็วลม 13 m/s.....	165
7.17 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมที่ความเร็วลม 15 m/s.....	165
7.18 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมที่ความเร็วลม 20 m/s.....	166
7.19 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมที่ความเร็วลม 25 m/s.....	166
7.20 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI ระหว่างวิธี RANS กับ DES	168

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.21 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน Suction ที่ ความเร็วลม 10 m/s จากการคำนวณด้วย RANS แล DES	168
8.1 กังหันลมใบไม้บิด (Untwisted Blade) ที่ขายในท้องตลาด	170
8.2 ลักษณะกริดรอบใบกังหันซึ่งทำการแบ่งกริดละเอียดแบบเฉพาะที่.....	172
8.3 ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์การกระจายความดันเปรียบเทียบกับกร ทดลองที่ความเร็วลม 10 m/s	174
8.4 ผลการคำนวณสนามการไหลผ่านกังหันลมเปรียบเทียบกับกรทดลองที่ ความเร็วลม 10 m/s.....	175
8.5 ความไม่สอดคล้องกันของเครื่องมือวัดระหว่างการวัดด้วยเครื่องกำเนิด ไฟฟ้าเทียบกับการวัดด้วย Strain gauge.....	176
8.6 การคำนวณค่ามุม Pitch ที่ให้กำลังสูงสุดของกังหัน NREL Phase II ด้วย CFD	177
8.7 แผนผังความเร็ว และ แรงที่เกิดบนหน้าตัดแพนอากาศของกังหันลม	178
8.8 ค่าสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ S809 จากการ ทดสอบในอุโมงค์ลม.....	180
8.9 เปรียบเทียบการคำนวณค่าแรงบิดกังหันลม NREL Phase II จากการ คำนวณด้วย CFD และ BEM	181
8.10 เปรียบเทียบความกว้างใบของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI.....	185
8.11 เปรียบเทียบมุมบิดใบของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI.....	185
8.12 รูปร่างใบกังหันลมที่ออกแบบใหม่ด้วยโปรแกรมออกแบบ 3 มิติ.....	186
8.13 เปรียบเทียบประสิทธิภาพของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI.....	186
8.14 เปรียบเทียบกำลังเชิงกลของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI.....	187

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
8.15 เปรียบเทียบการคำนวณค่ากำลังเชิงกลของกังหันที่ออกแบบใหม่จากการ คำนวณด้วยวิธี BEM และ วิธี CFD	187
ข.1 เปรียบเทียบประสิทธิภาพเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI เป็น 3 ใบ	210
ข.2 เปรียบเทียบกำลังเชิงกลเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI เป็น 3 ใบ	211
ข.3 เปรียบเทียบความกว้างใบของกังหันที่ปรับปรุงให้เหมาะกับความเร็ว รอบที่สูงขึ้น	212
ข.4 เปรียบเทียบมุมบิดใบของกังหันที่ปรับปรุงให้เหมาะกับความเร็วรอบที่ สูงขึ้น	212
ข.5 เปรียบเทียบประสิทธิภาพเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI ทำงานที่รอบสูงขึ้น	213
ข.6 เปรียบเทียบกำลังเชิงกลเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI ทำงานที่รอบสูงขึ้น	214
ค.1 โมเมนต์ที่เกิดขึ้นรอบจุดศูนย์กลางที่กำหนด	217

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

α	=	Angle of attack
α_{eff}	=	Effective angle of attack
α_i	=	Induced angle of attack
α_{geom}	=	Geometric angle of attack
α_{stall}	=	Stall angle of attack
β	=	Total twist angle (blade twist + pitch)
δ	=	Boundary layer thickness
ε	=	Turbulent dissipation rate
γ	=	Intermittency
Γ	=	Circulation
θ	=	Momentum thickness
θ_p	=	Pitch angle
ω	=	Specific dissipation rate
λ_r	=	Local speed ratio
λ	=	Tip speed ratio (TSR)
λ_θ	=	Non-dimensional pressure gradient ($\frac{\rho\theta^2}{\mu} \frac{dU}{ds}$)
Ω	=	Angular velocity of rotor
$\tilde{\Omega}$	=	Local mean vorticity
ρ	=	Density
σ	=	Stress tensor
σ'	=	Local solidity
τ	=	Wall shear stress
τ_{ij}	=	Reynolds stress tensor
μ	=	Dynamics or molecular viscosity
μ_t	=	Turbulent or eddy viscosity
μ_{eff}	=	Effective viscosity

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

ν	=	Kinematics viscosity
ν_t	=	Kinematics eddy viscosity
$\tilde{\nu}$	=	Kinematics eddy viscosity parameter
ϕ	=	Local flow angle
a	=	Axial induction factor
a'	=	Angular induction factor
c	=	Chord
C_L	=	Lift coefficient
$C_{L,stall}$	=	Lift coefficient at stall angle
$C_{L,2D}$	=	2-dimensional lift coefficient (wind tunnel data)
$C_{L,3D}$	=	3-dimensional lift coefficient
C_D	=	Drag coefficient
$C_{D,2D}$	=	2-dimensional drag coefficient (wind tunnel data)
$C_{D,3D}$	=	3-dimensional drag coefficient
$C_{D,max}$	=	Maximum drag coefficient
$C_{D,stall}$	=	Drag coefficient at stall angle
C_n	=	Normal force coefficient relative to rotor plane
C_t	=	Tangential force coefficient relative to rotor plane
C_{Nor}	=	Normal force coefficient relative to chord
C_T	=	Rotor thrust coefficient
C_{Tan}	=	Tangential force coefficient relative to chord
C_{Torque}	=	Local torque coefficient
C_{Thrust}	=	Local thrust coefficient
C_P	=	Pressure coefficient
C_{Pow}	=	Power coefficient
F	=	Total loss factor
F_{hub}	=	Hub loss factor
F_{tip}	=	Tip loss factor
H	=	Hub radius

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

k	=	Turbulent kinetic energy
N	=	Number of blade
P	=	Pressure
P_w	=	Wind power
P_∞	=	Upstream Pressure
Q	=	Torque
r	=	Local radius
R	=	Blade radius
Re	=	Reynolds number
Re_V	=	Vorticity (strain rate) Reynolds number $(\frac{\rho y^2 S}{\mu})$
Re_θ	=	Momentum thickness Reynolds number $(\frac{\rho U \theta}{\mu})$
Re_{θ_c}	=	Critical momentum thickness Reynolds number
Re_{θ_t}	=	Transition momentum thickness Reynolds number
S	=	Absolute value of strain rate $(\sqrt{2S_{ij}S_{ij}})$
S_{ij}	=	Strain rate tensor $\frac{1}{2}(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i})$
T	=	Thrust force
T_u	=	Turbulence intensity $100\sqrt{2k/3}/U$
u_i	=	Induced velocity
u_τ	=	Friction velocity $\sqrt{\tau/\rho}$
U_0	=	Free stream velocity
U_d	=	Velocity at rotor plane
U_{rel}	=	Relative velocity
U_r	=	Relative velocity vector
U	=	Absolute velocity vector
U_{eff}	=	Effective velocity
w	=	Wake velocity
w_d	=	Downwash velocity

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

W	=	Absolute value of vorticity ($\sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$), angular velocity of rotor
W_{ij}	=	คือ mean vorticity tensor $\frac{1}{2}(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i})$
y	=	Distance to nearest wall
y^+	=	Distance in wall coordinate yu_τ / μ
AR	=	Aspect Ratio
BEM	=	Blade Element Momentum
CFD	=	Computational Fluid Dynamics
Exp	=	Experiment
TSR	=	Tip Speed Ratio
k-e	=	k-epsilon ($k - \varepsilon$) turbulent model
SST	=	Shear Stress Transport
SST tran	=	Shear Stress Transport with transition models
SST+	=	Shear Stress Transport with a new wall damping function
SA	=	Spalart-Allmaras turbulent model
SuWiT	=	Suranaree Wind Turbine
s.r.e.	=	Successive relative error

บทที่ 1

บทนำ

1.1 กล่าวนำ

กังหันลมแกนนอน (Horizontal Axis Wind Turbine, HAWT) เป็นกังหันลมที่ใช้กันแพร่หลายที่สุดในการผลิตกระแสไฟฟ้าจากพลังงานลม การใช้กังหันที่ออกแบบจากต่างประเทศอาจไม่เหมาะสมสำหรับลมในประเทศไทย เพราะความเร็วลมเฉลี่ยในประเทศไทยมีค่าต่ำ อีกทั้งสถิติลมในประเทศไทยก็แตกต่างจากสถิติลมในประเทศผู้ออกแบบ ซึ่งทำให้การปฏิบัติงานของกังหันลมห่างออกไปจากจุดออกแบบของผู้ผลิต เช่น มุมปะทะ (Angle of attack) อาจไม่อยู่ในจุดที่ดีที่สุด ค่าเลขเรย์โนลด์ (Reynolds number) อาจต่ำลงทำให้มีอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านต่ำ (Lift to drag ratio) ค่า Solidity อาจสูงขึ้น และ ค่าอัตราส่วนความเร็วปีก (Tip speed ratio) อาจสูงเกินไปในกรณีของกังหันที่ออกแบบให้หมุนด้วยรอบคงที่ ปัจจัยทั้งหลายดังที่กล่าวมานี้ส่งผลให้ประสิทธิภาพกังหันไม่สูงพอตามที่ได้ออกแบบไว้จากต่างประเทศ

เพื่อให้เกิดความคุ้มค่ามากยิ่งขึ้นในการลงทุนผลิตกระแสไฟฟ้าจากพลังงานลมในประเทศไทย มีความจำเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องออกแบบ และ ผลิตกังหันลมใช้เองในประเทศ สำหรับการออกแบบอย่างมีประสิทธิภาพจำเป็นต้องมีเครื่องมือที่ดีในการออกแบบ ปัจจุบันเทคโนโลยีด้านคอมพิวเตอร์ได้พัฒนาให้มีประสิทธิภาพสูง การคำนวณทำได้รวดเร็ว การออกแบบโดยใช้การคำนวณด้วยเครื่องคอมพิวเตอร์จึงเป็นทางเลือกที่เหมาะสม ประสิทธิภาพของกังหันลมขึ้นอยู่กับรูปร่างใบกังหันเป็นหลักเพราะเกี่ยวข้องกับโดยตรงกับหลักอากาศพลศาสตร์ วิทยานิพนธ์นี้จึงมุ่งเน้นไปที่การคำนวณออกแบบกังหันลมตามหลักอากาศพลศาสตร์ โดยมุ่งพัฒนาโปรแกรมการออกแบบในเชิงทฤษฎีซึ่งสามารถคำนวณได้รวดเร็วเหมาะสำหรับการหาค่าที่ดีที่สุด อีกประเด็นหนึ่งคือมุ่งศึกษาวิจัยวิธีการคำนวณเชิงตัวเลข (ในที่นี้หมายถึงการคำนวณพลศาสตร์ของไหล หรือ Computational Fluid Dynamics) ให้มีความแม่นยำยิ่งขึ้น เนื่องจากเป็นอีกวิธีหนึ่งที่ทำให้ผลการคำนวณที่สมจริง วิธีเชิงทฤษฎีจะนำมาใช้ในการออกแบบเบื้องต้น และ ใช้วิธีเชิงตัวเลขในการยืนยันผลการออกแบบเชิงทฤษฎี ทั้งนี้ทั้งสองวิธีจะต้องทำการพัฒนาให้มีความแม่นยำ และ สอดเทียบกับการทดลองเพื่อทดสอบความแม่นยำก่อนนำมาใช้งาน

การแก้ปัญหาทางวิศวกรรม และ วิทยาศาสตร์สามารถทำได้โดยการทดลองหรือการคำนวณสำหรับวิธีการคำนวณ เนื่องจากพฤติกรรมที่เกี่ยวข้องสามารถแสดงให้อยู่ในรูปของสมการเชิงอนุพันธ์ย่อย (Partial Differential Equations) การหาผลเฉลยทำได้โดยใช้คณิตศาสตร์ขั้นสูง

(Advanced mathematics) เพื่อหาผลเฉลยแม่นยำตรง หรือใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขเพื่อหาผลเฉลยโดยประมาณ (Approximate solution) Anderson (1995) ได้กล่าวว่า การแก้ปัญหาเกี่ยวกับพลศาสตร์ของไหล (Fluid dynamics) ในช่วงคริสต์ศตวรรษที่ 17 อยู่บนพื้นฐานของการทดลองพลศาสตร์ของไหล (Experimental Fluid Dynamics) ในช่วงคริสต์ศตวรรษที่ 18 ถึง 19 อยู่บนพื้นฐานของทฤษฎีพลศาสตร์ของไหล (Theoretical Fluid Dynamics) ในช่วงเกือบ 20 ศตวรรษ การศึกษา และ ปฏิบัติเกี่ยวกับพลศาสตร์ของไหล (รวมถึงปัญหาทางฟิสิกส์ และ วิศวกรรม) เป็นการใช้ Pure theory หรือ Pure experiment ตัวอย่างเช่น หากต้องการศึกษาพลศาสตร์ของไหลในปี ค.ศ. 1960 จะต้องทำการศึกษาด้วย วิธีเชิงทฤษฎี หรือ การทดลอง เท่านั้น อย่างไรก็ตาม การพัฒนาเครื่องคอมพิวเตอร์ความเร็วสูง ผสมผสานเข้ากับการพัฒนาอัลกอริทึมเชิงตัวเลขที่แม่นยำเป็นจุดเริ่มต้นไปสู่วิธีการใหม่ในการศึกษาพลศาสตร์ของไหล นั่นคือ การคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics)

ในปัจจุบันจึงมีวิธีการแก้ปัญหาพลศาสตร์ของไหลสามวิธีด้วยกันคือ การทดลอง วิธีเชิงทฤษฎี และ CFD ทั้งสามวิธีมีข้อดีข้อด้อยต่างกัน กล่าวคืออาจถือได้ว่าการทดลองสามารถให้ข้อมูลที่เป็จริงที่สุดแต่อาจมีปัญหาด้านเครื่องมือวัด และ มีค่าใช้จ่ายสูงหากต้องการข้อมูลจากการทดลองที่มีความแม่นยำมาก วิธีเชิงทฤษฎีส่วนใหญ่เป็นการลดรูปปัญหา (เช่นพิจารณาเป็นการไหล 1 มิติ) ให้สามารถหาผลเฉลยแม่นยำได้ (หรืออาจประยุกต์วิธีเชิงตัวเลขในการแก้ปัญหา) การหาผลเฉลยทำได้รวดเร็วแต่ความแม่นยำจะลดลงเนื่องจากข้อสมมุติฐานต่าง ๆ วิธี CFD ทำการแก้ปัญหาโดยไม่ใช้สมมุติฐานมากนัก สามารถให้ผลเฉลยในสามมิติได้ และ ให้อารยะเอียดได้ดีพอควร แต่จะใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ที่สูงซึ่งใช้เวลาในการคำนวณที่มากด้วย และ ยังอาจมีความไม่แม่นยำหากเป็นปัญหาการไหลที่ซับซ้อนมากเช่นการไหลแยก (Separated flow)

วิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics หรือ CFD) เป็นการผสมผสานความรู้ด้านระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical methods) โดยทำการคำนวณบนเครื่องคอมพิวเตอร์ เพื่อแก้สมการเชิงอนุพันธ์ย่อยซึ่งเป็นสมการที่แสดงความสมดุลของการไหลนั้น (ปราโมทย์ เชะอำไพ, 2545) เห็นได้ว่า CFD เป็นส่วนหนึ่งของวิธีเชิงตัวเลข อย่างไรก็ตามมีบ่อยครั้งที่สมการจากการวิเคราะห์เชิงทฤษฎีไม่สามารถหาคำตอบได้โดยง่าย (เช่นอยู่ในรูปของสมการ Non-linear) จึงต้องมีการประยุกต์วิธีเชิงตัวเลขในการหาผลเฉลยของวิธีเชิงทฤษฎี สำหรับวิทยานิพนธ์นี้กระบวนกรเชิงตัวเลขในที่นี้จะหมายถึง Computational Fluid Dynamics เท่านั้น

ข้อมูลจาก http://www.windpowerworks.net/wind_facts/wind_power_capacity.html ระบุว่าในปี ค.ศ. 2007 การติดตั้งกังหันลมทั่วโลกมีความสามารถในการผลิตไฟฟ้าโดยรวม (Global capacity) 94 GW ประเทศที่ได้ติดตั้งกังหันลมที่มีความสามารถในการผลิตกระแสไฟฟ้าจากลม 5 อันดับแรกคือ

- 1) ประเทศเยอรมัน 22.3 GW
- 2) ประเทศสหรัฐอเมริกา 16.8 GW
- 3) ประเทศสเปน 15.1 GW
- 4) ประเทศอินเดีย 7.8 GW
- 5) ประเทศจีน 5.9 GW

สำหรับประเทศที่ใช้พลังงานไฟฟ้าจากกังหันลมมากที่สุดเมื่อเทียบกับพลังงานไฟฟ้าทั้งหมดคือ ประเทศเดนมาร์ก 21% โดยมี ประเทศสเปน 12% ประเทศโปรตุเกส 9% ประเทศไอร์แลนด์ 8% และ ประเทศเยอรมัน 9% ตามลำดับ จากเอกสาร Global Wind 2008 Report ซึ่งตีพิมพ์โดย Global Wind Energy Council ระบุว่า ณ สิ้นสุดปี ค.ศ. 2008 มีการติดตั้งกังหันลมเปลี่ยนแปลงไปดังนี้

- 1) ประเทศสหรัฐอเมริกา 25.17 GW
- 2) ประเทศเยอรมัน 23.90 GW
- 3) ประเทศสเปน 16.75 GW
- 4) ประเทศจีน 12.21 GW
- 5) ประเทศอินเดีย 9.64 GW

เห็นได้ว่าประเทศสหรัฐอเมริกามีการติดตั้งแล้วเสร็จขยับขึ้นมาเป็นมากที่สุดในโลก และ ประเทศจีนมีการติดตั้งเพิ่มขึ้นเป็น 2 เท่าจากปี ค.ศ. 2007 ดังนั้นการติดตั้งกังหันลมทั่วโลกจึงมีกำลังการผลิตสูงกว่า 120 GW เมื่อสิ้นสุดปี ค.ศ. 2008

ในปี พ.ศ. 2526 การไฟฟ้าฝ่ายผลิตแห่งประเทศไทย (กฟผ.) ได้เริ่มทำการตั้งสถานีทดลองการผลิตไฟฟ้าจากกังหันลม ที่บริเวณแหลมพรหมเทพจังหวัดภูเก็ต ซึ่งทำการศึกษากังหันขนาดเล็ก ต่อมาในปี พ.ศ. 2533 ได้ทำการเชื่อมโยงพลังงานไฟฟ้าที่ผลิตได้เข้ากับระบบซึ่งนับเป็นครั้งแรกของประเทศไทย ปี พ.ศ. 2535 ติดตั้งกังหัน 10 kW เพิ่มอีก 2 ชุด และ ในปี พ.ศ. 2539 กฟผ. ได้ติดตั้งกังหันขนาด 150 kW เพิ่มเติม ซึ่งถือได้ว่าเป็นกังหันที่ใหญ่ที่สุดในช่วงนั้น ล่าสุดในปี 2552 ได้มีการติดตั้งกังหันลมขนาด 1.25 MW 2 ตัวที่ อ.สีคิ้ว จ.นครราชสีมา รวมกำลังการผลิต 2.5 MW ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางโรเตอร์ 64 เมตร เสาสูง 68 เมตร ใช้งบประมาณ 145 ล้านบาท โดยพิธีเปิดเมื่อวันที่ 15 พฤษภาคม 2552

1.2 ความเป็นมา และความสำคัญของปัญหา

การใช้โปรแกรม CFD (Computational Fluid Dynamics) สำเร็จรูป หรือ แม้แต่การสร้างโปรแกรม CFD ขึ้นมาใช้เองในปัจจุบันนี้ไม่ใช่สิ่งที่ยุ่งยากนัก แต่การศึกษาเชิงลึกเพื่อกำหนดกระบวนการที่ทำให้ได้ผลการคำนวณที่แม่นยำนั้นเป็นสิ่งที่กระทำได้ยากกว่ามาก เนื่องจากมีปัจจัยอันยุ่งยากที่ไม่แน่นอนที่ส่งผลกระทบต่อความแม่นยำของ CFD เป็นจำนวนมาก ผู้ชำนาญการ

ด้าน CFD ต่างทราบกันดีว่าควรใช้งาน CFD แต่เฉพาะในรูปแบบของปัญหาที่ได้ทำการสอบเทียบโปรแกรม (Validation) ไว้ดีแล้วเท่านั้น เมื่อพบปัญหาอีกรูปแบบหนึ่ง ก็ต้องทำการสอบเทียบใหม่เพื่อกำหนดปัจจัยใหม่เพื่อความแม่นยำเฉพาะรูปแบบของปัญหานั้น ๆ บ่อยครั้งที่ผลลัพธ์ทาง CFD จากหลายฝ่ายในปัญหาเดียวกันเกิดการขัดแย้งกันเอง ทำให้เกิดความไม่น่าเชื่อถือ โดยเฉพาะ CFD ของกังหันลมนั้นมีความยุ่งยากมากเป็นพิเศษ ดังนั้นการพัฒนาระบวนการคำนวณที่แม่นยำจึงเป็นสิ่งที่ยุ่งยากมากด้วย

การไหลผ่านกังหันลมแกนนอนเป็นรูปแบบการไหลหนึ่งที่มีความยุ่งยากมากที่สุด เช่น มีการแยกตัวของชั้นซิดผิว (Boundary layer separation) เกิดความปั่นป่วน มีการหมุนควงเหวี่ยงตัวของ การไหล มีปฏิสัมพันธ์ในสามมิติ ดังนั้นการพัฒนาระบวนการคำนวณเชิงตัวเลขให้แม่นยำจึงเป็นประเด็นที่ยุ่งยาก ทำทาย หากกระทำได้สำเร็จจะเป็นประโยชน์อย่างมากต่อการวิจัยพัฒนาด้านกังหันลม

ปัจจัยที่อาจมีผลกระทบได้มากต่อความแม่นยำของการใช้ CFD ในการวิเคราะห์การไหลผ่านกังหันลมมีอย่างน้อยดังแสดงในตารางที่ 1.1

ตารางที่ 1.1 ปัจจัยที่มีผลกระทบต่อความแม่นยำของการใช้ CFD

ปัจจัยที่มีผลกระทบ	คำอธิบาย
วิธีการจำลองกังหันลมที่ก้ำกึ่งหมุน	สามารถใช้ได้หลายวิธี เช่น กริดหมุน หรือกริดนิ่ง ซึ่งครอบคลุมพฤติกรรมการทำงานได้ต่างกัน
แบบจำลองความปั่นป่วน	แบบจำลองแบบ High-Re ใช้ได้ดีกับการไหลที่ไม่เกิด Separation หากเกิด Separation อย่างน้อยต้องใช้แบบจำลองแบบ Low-Re หรือแบบ Re-Stress
Near-wall treatment	มีผลโดยตรงกับปัญหาการไหลซิดผิว และ drag ที่จะได้ ซึ่งแต่ละแบบจำลองความปั่นป่วน จะมีการปรับปรุง ที่ผนังต่างกันออกไป
ผลของ Differencing scheme ที่ใช้ในการคำนวณ	การคำนวณที่ให้ความแม่นยำควรใช้ Differencing scheme อันดับ 2 ขึ้นไป แต่อาจมีผลต่อการลู่เข้าของคำตอบ
ขนาดของ Domain ที่ใช้ในการคำนวณ	โดเมนต้องใหญ่เพียงพอเพื่อไม่ส่งผลกระทบต่อคำตอบ แต่จะต้องไม่ใหญ่เกินไปเพราะทำให้การคำนวณช้า

ตารางที่ 1.1 ปัจจัยที่มีผลกระทบต่อความแม่นยำของการใช้ CFD (ต่อ)

ปัจจัยที่มีผลกระทบ	คำอธิบาย
ระบบกริดที่เหมาะสม	กริดแบบ Unstructured จะสร้างได้รวดเร็ว แต่จะต้องมี Aspect ratio ที่เหมาะสม สำหรับที่ชั้นขีดผิว กริดแบบ Structure จะเข้ากับชั้นนี้ได้ดีกว่า
สภาวะที่คำตอบไม่ขึ้นกับกริด	กริดที่จะต้องมึขนาดที่เล็กเพียงพอที่จะจับพฤติกรรมที่เกิดขึ้นจากการไหลได้
ผลของความหนืด	สำหรับการไหลที่ไม่มี Separation อาจสามารถตัดการพิจารณาความหนืดได้ ซึ่งควรศึกษาขอบเขตว่าจะครอบคลุมเพียงใด

ด้วยเหตุนี้จึงต้องวิจัยเพื่อหาอิทธิพลเชื่อมโยง ของปัจจัยทั้งหลายเหล่านี้ในการพัฒนาความแม่นยำของ CFD เพื่อที่จะมั่นใจได้ว่าสามารถใช้ CFD ในการวิจัยด้านกังหันลมได้อย่างน่าเชื่อถือ

กังหันลมแกนนอน (Horizontal Axis Wind Turbine หรือ HAWT) เป็นกังหันลมที่ใช้กันแพร่หลายที่สุดทั่วโลกในการผลิตกระแสไฟฟ้าจากพลังงานลม วิศวกรทั่วโลกส่วนใหญ่นิยมใช้ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) เป็นพื้นฐานในการออกแบบ เนื่องจากทฤษฎีนี้เป็นทฤษฎีเชิงอุดมคติ จึงยังอาจไม่ถูกต้องมากนัก เพราะมีเงื่อนไข และ ข้อจำกัดหลายประการ เช่น การสมมุติให้กังหันลมที่มีจำนวนใบกังหันสองถึงสามใบเป็น Actuator disk ที่เสมือนว่าเป็นกังหันที่มีใบกังหันเป็นจำนวนอนันต์ (Infinity) การแก้ไขผลลัพธ์ของทฤษฎีให้สอดคล้องกับผลการทดลองด้วยแบบจำลองเฉพาะกรณี (Ad hoc models) เช่น แบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ, การปรับแก้ค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน (Axial induction factor) และ การใช้แบบจำลองหลังการ Stall

เพื่อความมั่นใจในผลลัพธ์เชิงทฤษฎีดังกล่าว จะต้องทำการสอบเทียบผลลัพธ์ด้วยการทดลองจริงเป็นจำนวนมาก ซึ่งการทดลองจริงนี้เป็นกระบวนการที่ต้องเสียค่าใช้จ่าย และ เสียเวลามาก ในสภาวะปัจจุบันที่เทคโนโลยี และ วิทยาการด้านการคำนวณเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์ได้พัฒนามาจนเป็นที่ยอมรับ เราอาจทดแทนการทดลองจริงเหล่านั้น “บางส่วน” ด้วยการ “ทดลอง” เชิงตัวเลข (Numerical experiment) ที่นิยมเรียกกันว่า CFD แต่หากไม่ระมัดระวังให้ดีวิธีการ และ

กระบวนการทาง CFD ก็อาจเกิดการผิดพลาดได้มาก เนื่องจากปัจจัยหลายประการดังที่ได้กล่าวแล้ว งานวิจัยนี้มุ่งหวังที่จะพัฒนากระบวนการทาง CFD ที่น่าเชื่อถือเพื่อใช้ในการสอบเทียบการทำนายของการออกแบบเชิงทฤษฎีของกังหันลมแกนนอน ซึ่งหากกระทำได้สำเร็จก็น่าจะเป็นประโยชน์มาก เพราะจะช่วยลดเวลา และ งบประมาณในการวิจัยพัฒนา และ การออกแบบกังหันลมลงได้มาก

1.3 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.3.1 ใช้ทฤษฎีเชิงอนุโมเมนตัม (Blade Element Momentum theory, BEM) พัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อการออกแบบ และ ประเมินประสิทธิภาพกังหันลมแกนนอนให้มีความแม่นยำ

1.3.2 พัฒนาการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) สำหรับกังหันลมให้มีความแม่นยำ เพื่อใช้ในการสอบเทียบการออกแบบกังหันลมโดย BEM

1.4 ขอบเขตของการวิจัย

1.4.1 พัฒนาโปรแกรมเพื่อการออกแบบกังหันลม ภายใต้เงื่อนไขดังต่อไปนี้

- 1) ใช้ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) เป็นพื้นฐานในการสร้างโปรแกรม
- 2) ปรับปรุงทฤษฎีพื้นฐานด้วยแบบจำลองเพิ่มเติมคือ แบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ แบบจำลองหลังการ Stall แบบจำลอง Stall-Delay การปรับแก้ค่า Induction factor
- 3) การไหลมีสภาวะคงตัว (Steady flow)

1.4.2 ศึกษาเชิงตัวเลขโดยการจำลองปัญหาการไหลด้วย CFD ภายใต้สมมุติฐานดังต่อไปนี้

- 1) จำลองปัญหาการไหลแบบ 3 มิติ
- 2) ระบบกริดเป็นแบบกริดอยู่นิ่ง และ กริดหมุน
- 3) เป็นการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible flow) และ มีความหนืด (Viscous flow)
- 4) ความเร็วลมทางเข้าเป็นแบบเอกรูป (Uniform flow) และ มีสภาวะคงตัว (Steady flow)
- 5) ศึกษาผลกระทบของขนาดของโดเมนต่อความแม่นยำของผลลัพธ์
- 6) พิจารณาความปั่นป่วนเป็นแบบค่าเฉลี่ยเรโนลด์ (RANS) ซึ่งค่าความเค้นของความปั่นป่วนเป็นสัดส่วนเชิงเส้นกับความเครียดจากความปั่นป่วน (Linear eddy viscosity)
- 7) กริดเป็นแบบผสม (Hybrid grid)
- 8) ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน $k - \epsilon$ Shear Stress Transport (SST) $k - \omega$ และ Spalart-Allmaras เพื่อเปรียบเทียบความแม่นยำ

1.4.3 ทั้งวิธีการทางทฤษฎี และ เชิงตัวเลข จะต้องได้รับการยืนยันความถูกต้องโดยเปรียบเทียบกับผลการทดลองที่ได้มาตรฐาน 3 กรณี

1.4.4 ค้นหาแนวทางการปรับปรุงประสิทธิภาพกังหันลมด้วยวิธีการทางทฤษฎีแล้วทำการยืนยันผลด้วยวิธีเชิงตัวเลขอีกครั้ง

1.5 วิธีการดำเนินการวิจัย

จะดำเนินการวิจัยดังนี้

1.5.1 ระเบียบวิธีวิจัย

- 1) สืบค้นวรรณกรรมงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง
 - ทฤษฎี BEM และ การปรับปรุงความถูกต้อง
 - ทฤษฎี เกี่ยวกับ CFD
 - การทดสอบกึ่งหั่นลม และ ข้อมูลการทดสอบที่เชื่อถือได้
- 2) ศึกษา และ พัฒนาระบบการจำลองกึ่งหั่นลมที่กำลังหมุนด้วย CFD ให้แม่นยำ และมีประสิทธิภาพ
 - ศึกษาวิธีจำลองกึ่งหั่นที่กำลังหมุนด้วย CFD เช่น Dynamic mesh Sliding mesh Rotating reference frame
 - การสร้างกริด และ โดเมนรอบใบกึ่งหั่นที่มีประสิทธิภาพ โดยควบคุมกริดรอบ ๆ ใบกึ่งหั่นเป็นทรง Hexahedron และ เป็นชั้นต่อกันขึ้นไปที Free stream เพื่อให้จับพฤติกรรมการไหลที่สำคัญรอบใบกึ่งหั่นได้
 - ศึกษา Numerical scheme ที่เหมาะสม คือมีความถูกต้อง และ มีความเสถียร
 - ศึกษาผลของประเภทของการใช้ และ ไม่ใช้ Viscosity ต่อความแม่นยำของการทำนายผล
 - ศึกษาผลกระทบบของขนาดโดเมนการคำนวณต่อความแม่นยำของการทำนายผล
 - ศึกษาผลกระทบบของแบบจำลองความปั่นป่วน เช่น $k-\epsilon$ $k-\omega$ SST และ Spalart-Allmaras models ต่อความแม่นยำของการทำนายผล
 - ศึกษาผลกระทบบของการจัดการแบบจำลองความปั่นป่วนที่บริเวณใกล้ผนัง (Near wall treatment)
 - เปรียบเทียบผลจากการคำนวณของ CFD กับผลจากการทดลอง ทั้งแรงบิด แรงในแนวแกน การกระจายความดัน แรงยก-แรงต้าน บนใบกึ่งหั่นขณะหมุน โดยเทียบกับผลการทดลองกึ่งหั่นลมที่ได้มาตรฐานหลายรุ่น
 - วิเคราะห์ผลเพื่อกำหนดศักยภาพ ความแม่นยำ สมรรถนะ และ ขอบเขตของการใช้ CFD ในการทำนายการไหลผ่านกึ่งหั่นลม
- 3) พัฒนาโปรแกรมเชิงทฤษฎี
 - พัฒนาโปรแกรมการออกแบบ และ ประเมินกึ่งหั่นลมด้วยทฤษฎี BEM
 - ปรับปรุงทฤษฎีด้วยแบบจำลองเสริมย่อยต่าง ๆ เช่น Tip-loss การปรับแก้ค่า Induction factor การแก้ผลของ Aspect ratio แบบจำลอง Stall-Delay

- เปรียบเทียบผลการทำนายด้วยโปรแกรมกับผลการทดลองอย่างน้อยสองการทดลองที่ได้มาตรฐาน
 - วิเคราะห์ผลเพื่อกำหนดศักยภาพ ความแม่นยำ สมรรถนะ และ ขอบเขตของการใช้ทฤษฎีในการทำนายการไหลผ่านกังหันลม
- 4) สอบเทียบการออกแบบกังหันลมในเชิงทฤษฎีกับ CFD
- พัฒนาโปรแกรมให้สามารถหาค่าที่ดีที่สุดในการออกแบบได้ โดยการวนซ้ำค้นหาค่าปัจจัยทั้งหลายที่มีปฏิสัมพันธ์ต่อกันเพื่อให้ได้ค่ากำลังงานสูงสุด โดยปัจจัยเหล่านี้คือ Chord Pitch angle Twist angle Taper Tip speed ratio
 - เปรียบเทียบผลการออกแบบที่ดีที่สุดกับกังหันลมที่ได้ผลิตขึ้นมาแล้วในวรรณกรรม พร้อมกับสอบเทียบผลด้วย CFD ที่ได้รับการพิสูจน์แล้วว่ามีความน่าเชื่อถือ
- 5) วิเคราะห์ และ สรุปผลการวิจัย
- วิเคราะห์วิจารณ์ปัจจัย และ กระบวนการที่มีผลต่อความแม่นยำของ CFD ในการทำนายการไหลผ่านกังหันลม
 - วิเคราะห์วิจารณ์ผลการทำนายด้วยโปรแกรมการออกแบบเมื่อเปรียบเทียบกับผลของโปรแกรมอื่น ๆ ในวรรณกรรม และ ผลการทดลองที่ได้มาตรฐาน
 - วิเคราะห์วิจารณ์ศักยภาพในภาพรวมของการใช้ทฤษฎี และ CFD เพื่อการออกแบบกังหันลมได้อย่างน่าเชื่อถือ และ ประหยัดทรัพยากร

1.5.2 สถานที่ทำการวิจัย

อาคารศูนย์เครื่องมือ และ วิทยาศาสตร์ 4 และ ศูนย์คอมพิวเตอร์มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1.5.3 เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัย

เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัยประกอบด้วย

- 1) คอมพิวเตอร์ แบบ PC
- 2) คอมพิวเตอร์ระบบคลัสเตอร์ SUT-HPCC
- 3) โปรแกรม CFD
- 4) โปรแกรม MATLAB

1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.6.1 ได้โปรแกรม BEM สำหรับออกแบบ และ ประเมินประสิทธิภาพกึ่งหั่นลมที่มีความแม่นยำสูง

1.6.2 ได้กระบวนการเชิงตัวเลขที่มีความแม่นยำ สามารถนำไปใช้ในการสอบเทียบกึ่งหั่นลม แกนนอนที่ออกแบบโดย BEM ได้

บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรม

งานวิจัยนี้จะพัฒนากระบวนการเชิงทฤษฎี และ เชิงตัวเลข (ในที่นี้หมายถึง CFD) โดยสอบเทียบกับการทดลองที่น่าเชื่อถือ ดังนั้นจะทำการเสนอวรรณกรรมการทดลองที่น่าเชื่อถือ วรรณกรรมกระบวนการคำนวณเชิงทฤษฎี วรรณกรรมเกี่ยวกับ CFD และ วรรณกรรมการประยุกต์ใช้วิธีเชิงทฤษฎีและCFD ในการพัฒนากังหันลม

2.1 วรรณกรรมการวัดและทดสอบกังหันลม

2.1.1 การทดสอบภาคสนาม

การทดสอบกังหันลมภาคสนามของโครงการ IEA (International Energy Agency) Annexes XIV 'Field Rotor Aerodynamics' และโครงการ IEA Annexes XVIII 'Enhanced Field Rotor Aerodynamics Database' (Schepers, 2002) มีจุดประสงค์เพื่อประสานงานโครงการวัดทดสอบจากกังหันลมหลากหลาย เพื่อให้มีข้อมูลที่มากที่สุด และ ประหยัดที่สุด ทำการทดสอบกังหันขนาดใช้งานจริง โดยติดตั้งเครื่องมือวัดโดยละเอียด เพื่อเข้าใจถึงพฤติกรรมอันซับซ้อนของกังหันลม จากนั้นจะทำการสร้างแบบจำลองเชิงอากาศพลศาสตร์หรือสอบเทียบโปรแกรมการคำนวณที่มีอยู่ได้ ในโครงการ IEA Annexes XIV มีกังหันลม 5 รุ่นจาก 5 ประเทศในการทดสอบโครงการเริ่มในปี ค.ศ. 1991 สิ้นสุดปี ค.ศ. 1997 หลังจากนั้น โครงการ IEA Annexes XVIII ได้มีการทดสอบอีกครั้ง จากปี ค.ศ. 1997 สิ้นสุดปี ค.ศ. 2001 โดยมีกังหันเข้ามาเพิ่มจากอีกสองหน่วยงาน และ ยกเลิกไปหนึ่งหน่วยงาน ซึ่งในครั้งล่าสุดนี้มีการปรับปรุงเครื่องมือวัด และ การจัดการให้ดีกว่าครั้งก่อน สำหรับผู้เข้าร่วมโครงการมีดังนี้

- 1) Netherlands Energy Research Foundation (ECN), Netherlands
- 2) Imperial College, IC and Rutherford Appleton Laboratory (RAL), United Kingdom
- 3) Delft University of Technology (DUT), Netherlands
- 4) National Renewable Energy Laboratory (NREL), USA
- 5) RISØ National Laboratory, Denmark

6) Mie University (Mie), Japan

7) Centre for Renewable Energy Sources (CRES), Greece

โครงการนี้ระบุถึงข้อมูลของกังหัน และ การทดสอบภาคสนามโดยละเอียด โดยผู้สนใจข้อมูลสามารถ Download ข้อมูลได้ที่ <http://www.ecn.nl/wind/other/IEA/index.en.html> ซึ่งเหมาะกับการใช้ในการสอบเทียบแบบจำลอง รูปที่ 2.1 แสดงกังหันลมที่เข้าร่วมโครงการ โครงการนี้ได้มีการสรุปไว้โดย Schepers and van Rooij (2005) ระบุถึงความถูกต้องของเครื่องมือวัด การเปรียบเทียบผลการคำนวณจากโปรแกรม Phatas กับ การทดลองของโครงการนี้ ได้เสนอการปรับปรุงแบบจำลองในส่วนที่แบบจำลองยังไม่ครอบคลุมการทดลอง โดยสรุปจากโครงการนี้ได้มีการนำเอาข้อมูลไปใช้ในการสอบเทียบวิธีการคำนวณ และนำไปสู่การพัฒนาแบบจำลองเพิ่มขึ้น โดยผลการคำนวณจะสอดคล้องกับการทดลองดีเมื่อกังหันยังไม่เกิด Stall แต่เมื่อเกิด Stall แล้ว ผลการคำนวณจะค่อนข้างไม่สอดคล้อง อย่างไรก็ตามการทดสอบภาคสนามจะมีความไม่แน่นอนอยู่ด้วย ซึ่งเกี่ยวข้องกับมุมปะทะ (Angle of attack) Dynamics pressure และ ลมทางเข้าที่ไม่นิ่งจากสภาพแวดล้อมที่ควบคุมไม่ได้ ซึ่งโครงการการวัด และ ทดสอบในอุโมงค์ลมจะไม่มีปัญหาลมที่ทางเข้า สำหรับค่ามุมปะทะซึ่งเป็นค่าที่วัดไม่ได้โดยตรง และ ทำได้ยากสำหรับกังหันลมที่กำลังหมุน จึงควรมีการพัฒนากระบวนการนิยาม และ การคำนวณที่ดีขึ้น

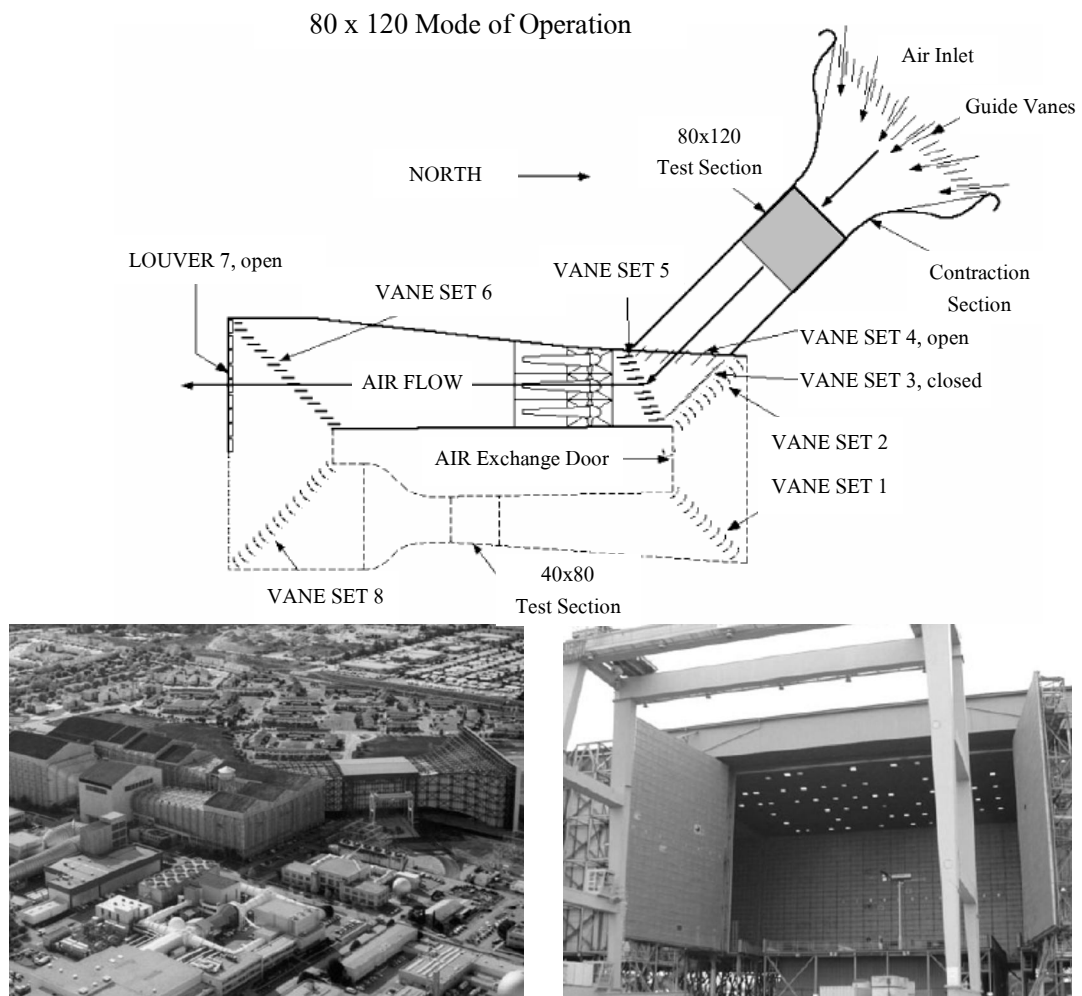
ที่น่าสนใจคือกังหันลมของ NREL นั้นได้ทำการทดสอบกับโครงการนี้ 3 รุ่นด้วยกันคือกังหันลมรุ่น NREL Phase II, NREL Phase III และ NREL Phase IV (ดูรายละเอียดในภาคผนวก ก.) ซึ่งกังหันลมทั้งสามรุ่นมีรัศมีใบ 5.05 เมตร แบบ 3 ใบพัด ใช้แพนอากาศรุ่น S809 ความเร็วรอบการหมุน 72 RPM มีค่า Rated power 20 kW ความกว้างใบคงที่ตลอดความยาวใบที่ 0.457 เมตร ความแตกต่างคือ กังหันรุ่น NREL Phase II เป็นแบบใบไม่บิด (Untwisted blade) กังหันรุ่น NREL Phase III เป็นแบบใบบิด (Twisted blade) โดยที่ NREL Phase IV จะมีการปรับปรุงจาก NREL Phase III ในเรื่องของเครื่องมือวัดที่แม่นยำมากขึ้น

2.1.2 การทดสอบในอุโมงค์ลม NASA Ames

การทดสอบกังหันลม NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม $24.4 \text{ m} \times 36.6 \text{ m}$ ดังแสดงในรูปที่ 2.2 การไหลของอากาศกำเนิดจากพัดลมขนาดใหญ่ 6 ตัว แต่ละตัวมี 15 ใบพัด ใช้กำลังในการขับ 22500 แรงม้าจากมอเตอร์ไฟฟ้า เนื่องจากในอดีตการวัดตัวแปรเชิงอากาศพลศาสตร์ทำกับกังหันลมในสภาวะลมจริง ซึ่งควบคุมลมไม่ได้การวัดข้อมูลปริมาณต่าง ๆ จึงทำได้ยาก โครงการนี้ออกแบบควบคุมให้มีการวัดที่แม่นยำ และ เชื่อถือได้ (Schreck, 2002) ในการทดสอบใช้ความเร็วลมที่ 5-25 m/s โดยถือว่าเป็นลมคุณภาพดีเนื่องจากความเร็วลมผิดไปจากค่ากลางไม่เกิน 0.25% การเบี่ยงของมุมลมไม่เกิน 0.5 องศา มีค่า Turbulence intensity น้อยกว่า 0.5%

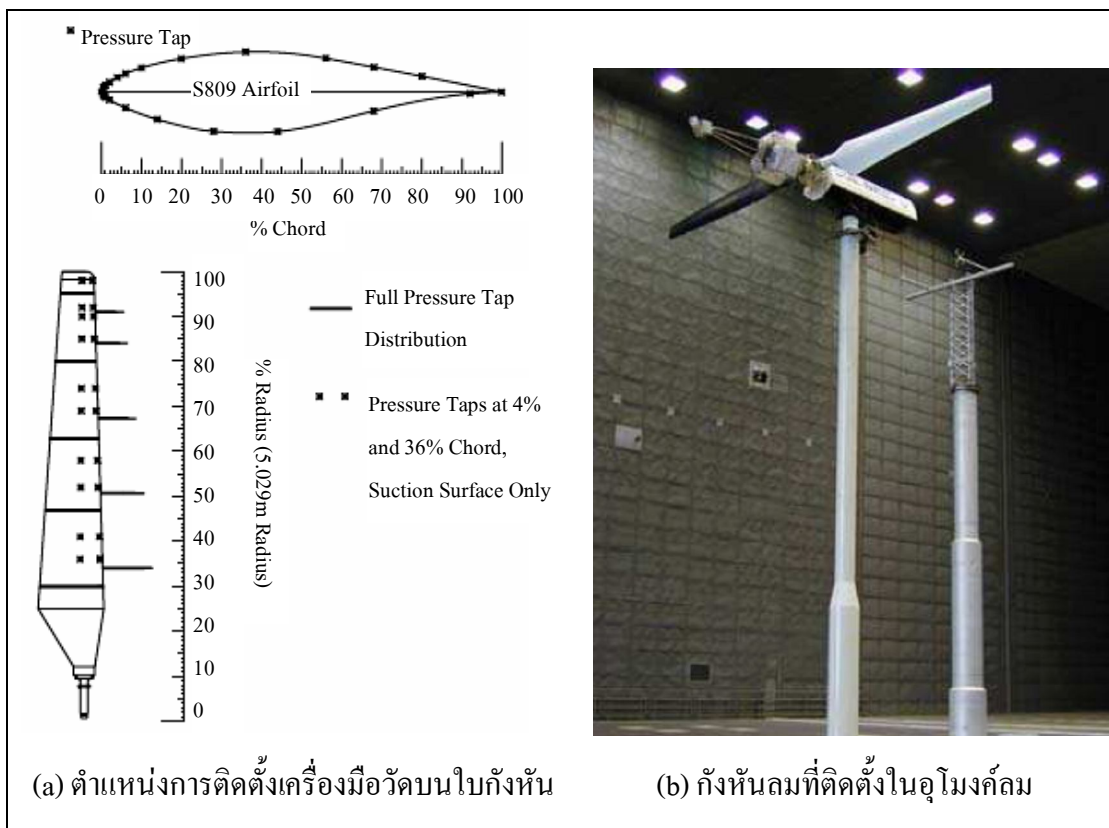


รูปที่ 2.1 กังหันลมที่เข้าร่วมโครงการ IEA Annexes XIV/XVIII



รูปที่ 2.2 อุโมงค์ลม NASA Ames Research Center ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม $24.4 \text{ m} \times 36.6 \text{ m}$ ใช้ในการทดสอบกังหันลม NREL Phase VI (Schreck, 2002)

กังหันลมที่ทดสอบเป็นกังหันลม NREL Phase VI รูปร่างกังหันแสดงอยู่ในรูปที่ 2.3 ออกแบบโดย Giguere and Selig (1999) ใช้แพนอากาศรุ่น S809 ออกแบบโดย Somers (1997) ในการออกแบบถูกกำหนดเงื่อนไขให้ที่ระยะ 80% ของความยาวใบ (Span) เท่ากับกังหันลม NREL รุ่นก่อนหน้าคือ 0.457 เมตร เป็นกังหันแบบ 2 ใบพัด Linear taper ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10.1 เมตร ไม่มีมุม Cone โรเตอร์หมุนที่ความเร็วคงที่ 71.6 RPM เป็นชนิด Stall-regulated ติดตั้งบนเสาทรงกระบอกสูง 12.2 เมตร ทำการทดสอบรูปแบบกังหันใน 14 ลักษณะ คือ Upwind/Downwind operation, Flat/Coned rotor, Rigid/Teetered hub, Regular/Extend blade length, และ Standard/Elevated RPM ในการทดสอบกังหัน 14 รูปแบบนี้ จะมีไฟล์ในการเก็บค่าจากเครื่องมือวัด 2191 ไฟล์ ทำให้ข้อมูลมีมากถึงกว่า 100 GB

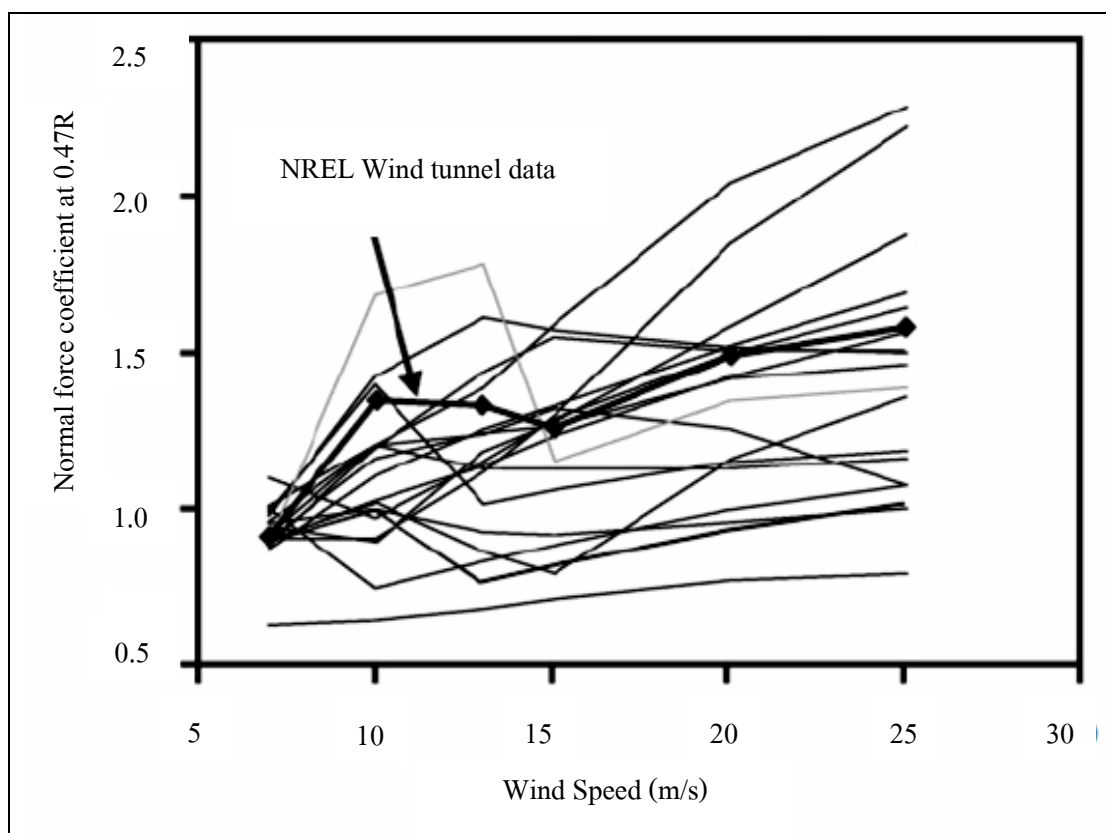


รูปที่ 2.3 กังหันลม NREL Phase VI (Hand et al., 2001)

ในช่วงฤดูใบไม้ร่วงของปี 2000 มีผู้สนใจข้อมูลการทดสอบ 18 ราย จากมหาวิทยาลัย ศูนย์วิจัย และ ภาคอุตสาหกรรม ทั้งจากยุโรป และ อเมริกา เพื่อทำการสอบเทียบแบบจำลองเชิง อากาศพลศาสตร์ที่มีอยู่ ทั้งวิธีเชิงทฤษฎี และ CFD การทดสอบนี้เรียกว่า Blind comparison เนื่องจากผู้ร่วมทดสอบจะไม่ทราบผลการทดลอง โดย NREL จะให้ข้อมูลกังหันลม และ รูปแบบ การทดสอบแก่ผู้สนใจ และจะนำมาเปิดเผยผลการคำนวณเทียบกับการทดลองพร้อมกัน ผลปรากฏว่าแบบจำลองที่นำมาเปรียบเทียบมีความผิดพลาดมาก โดยสูงถึงมากกว่า 100% ดังแสดงในรูปที่ 2.4 เป็นการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ค่าแรงผลักดันที่ตำแหน่งความยาวใบ 47% รายละเอียดในการ เปรียบเทียบค่าตัวแปรต่าง ๆ ของแต่ละ โปรแกรมแสดงในเอกสารของ Simms et al. (2001)

ในเอกสารรายงานโครงการ โดย Schepers et al. (2002) ได้ระบุเกี่ยวกับค่ามุมปะทะใน การทดลองภาคสนามเอาไว้ อธิบายถึงวิธีการในการประเมินค่ามุมปะทะจากกังหันลมที่กำลังหมุน ของแต่ละหน่วยงานวิจัย มุมปะทะเป็นปริมาณที่สำคัญต่อแบบจำลองเชิงอากาศพลศาสตร์สำหรับ กังหันลมที่กำลังหมุนใน 3 มิติ จึงควรมีความสมจริง อย่างไรก็ตามนิยามของมุมปะทะอยู่บนพื้นฐาน ของการนิยามมุมปะทะในอุโมงค์ลม 2 มิติ ดังนั้นสำหรับกรณีกังหันที่กำลังหมุนใน 3 มิติปริมาณนี้

จึงเป็นปริมาณเชิงสมมุติฐาน (Hypothetical) ในการติดตั้งเครื่องมือสำหรับวัดค่ามุมลมเฉพาะพื้นที่ (Local flow angle) เพื่อใช้ในการคำนวณค่ามุมปะทะนั้นจะมีปัญหาที่เกิดขึ้นคือ เครื่องมือวัดมุมลม (เช่น Pitot tube แบบ 5 รู หรือ Windvane และ อื่น ๆ) จะถูกรบกวนด้วย Bound vorticity ซึ่งทำให้เกิดการไหลในทิศขึ้น (Upwash) ที่ตำแหน่งการวัด ดังนั้นค่า Local flow angle ที่ได้จากเครื่องมือวัดจึงมีค่าสูงกว่าความเป็นจริง ดังนั้นจึงต้องมีการปรับแก้ค่ามุมปะทะที่ได้จากเครื่องมือวัด โดยทำการปรับแก้ค่ามุมปะทะจากผลของ Bound vorticity ออกไป



รูปที่ 2.4 ผลการเปรียบเทียบค่า Normal force coefficient แบบ Blind Comparison จากโปรแกรมการคำนวณต่าง ๆ (Schreck., 2002)

ในโครงการ IEA Annexes XIV มีการปรับแก้ค่ามุมปะทะหลายวิธีด้วยกัน วิธีหนึ่งคือ Inverse BEM (Snel, 1993) ในการคำนวณปกติของวิธี BEM ผลลัพธ์ที่ได้จะเป็นแรงบนใบกังหันจากการที่มีการวัดแรง Normal และ Tangential บนใบกังหัน เมื่อทำการคำนวณย้อนกลับจะสามารถได้ค่ามุมปะทะได้ สมมุติว่าแรงนี้กระทำอย่าง Uniform ตลอดดวงแหวนทรงกระบอกสำหรับใช้ในการวิเคราะห์โมเมนต์ ค่าความเร็วที่ถูกต้องเหนี่ยวนำโดย Wake สามารถสร้างเป็นสมการขึ้นมาได้จาก

ทฤษฎีโมเมนตัม (หรือถ้าในกรณีจำเป็น ทำการสร้างจากแบบจำลอง Turbulence wake state) เนื่องจากรู้ค่าความเร็วที่ Free stream และ ความเร็วการหมุน ผลลัพธ์ที่ได้จึงเป็นค่าความเร็วปรากฏ (Effective velocity) และได้ค่ามุมปะทะออกมาในที่สุด จะเห็นได้ว่าวิธีนี้ไม่ต้องใช้เครื่องมือวัด Local flow angle ในรายงานการวิจัยโดย Schepers et al. (2002) ได้ระบุว่าวิธี Inverse BEM ถือว่าเป็นวิธีที่ดีในการประเมินค่ามุมปะทะ

อีกวิธีหนึ่งอยู่บนพื้นฐานการวัด Local flow angle ในอุโมงค์ลมสองมิติ เพื่อหาค่ามุมปะทะเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้น วิธีการคือติดตั้งเครื่องมือวัดกับแพนอากาศ 2 มิติ ในตำแหน่งเช่นเดียวกันกับการวัดที่ใบกังหันลม ในการทดสอบกับอุโมงค์ลม 2 มิติ จะทราบค่ามุมปะทะจากมุมที่ Chord กระทำกับระนาบความเร็วลมที่ Free stream เมื่อวัดมุมปะทะจากเครื่องมือวัดที่ติดตั้งบริเวณด้านหน้าแพนอากาศ มุมปะทะจากการวัดทั้งสองจะมีค่าไม่เท่ากันเนื่องจากเครื่องมือวัดจะเกิดการรบกวนจาก Bound vorticity ผลต่างของมุมปะทะจากการวัดทั้งสองคือค่ามุมปะทะเหนี่ยวนำ (Induced angle of attack) ทำการทดลองหาค่ามุมปะทะเหนี่ยวนำในอุโมงค์ลมแบบสองมิติที่หลายมุมปะทะ และบันทึกค่าไว้ เมื่อนำไปประยุกต์กับการวัดกับกังหันลมที่กำลังหมุน เมื่ออ่านค่ามุมปะทะจากเครื่องมือวัดมุมปะทะจากกังหันลมที่กำลังหมุน แล้วนำไปลบออกด้วยมุมปะทะเหนี่ยวนำจากการทดลองในอุโมงค์ลม 2 มิติ ก็จะได้ค่ามุมปะทะที่เกิดขึ้น อย่างไรก็ตามการหาค่ามุมปะทะเหนี่ยวนำจาก Bound vorticity ในลักษณะนี้เป็นค่าที่ทำบนพื้นฐาน 2 มิติในอุโมงค์ลม ดังนั้นวิธีนี้จึงมีความคลาดเคลื่อนเนื่องจากการวัดจริงในสามมิติ การเหนี่ยวนำมุมปะทะจะเกิดจากสาเหตุอื่นด้วย นอกเหนือจากผลของ Bound vorticity เช่นการไหลในทิศ Spanwise

ดังที่กล่าวมาจะเห็นได้ว่าเห็นได้ว่า มุมปะทะที่เกิดกับกังหันลมที่กำลังหมุนเป็นปัญหาสำคัญอย่างหนึ่ง เมื่อเร็ว ๆ นี้ยังคงมีการศึกษาถึงวิธีการที่แม่นยำในการประเมินค่ามุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน โดยสอบเทียบผลการคำนวณกับการทดลองกังหันลม NREL Phase VI (Sant et al, 2006; 2009) และ กังหันลม Risø-Tellus Rotor (Shen et al., 2009)

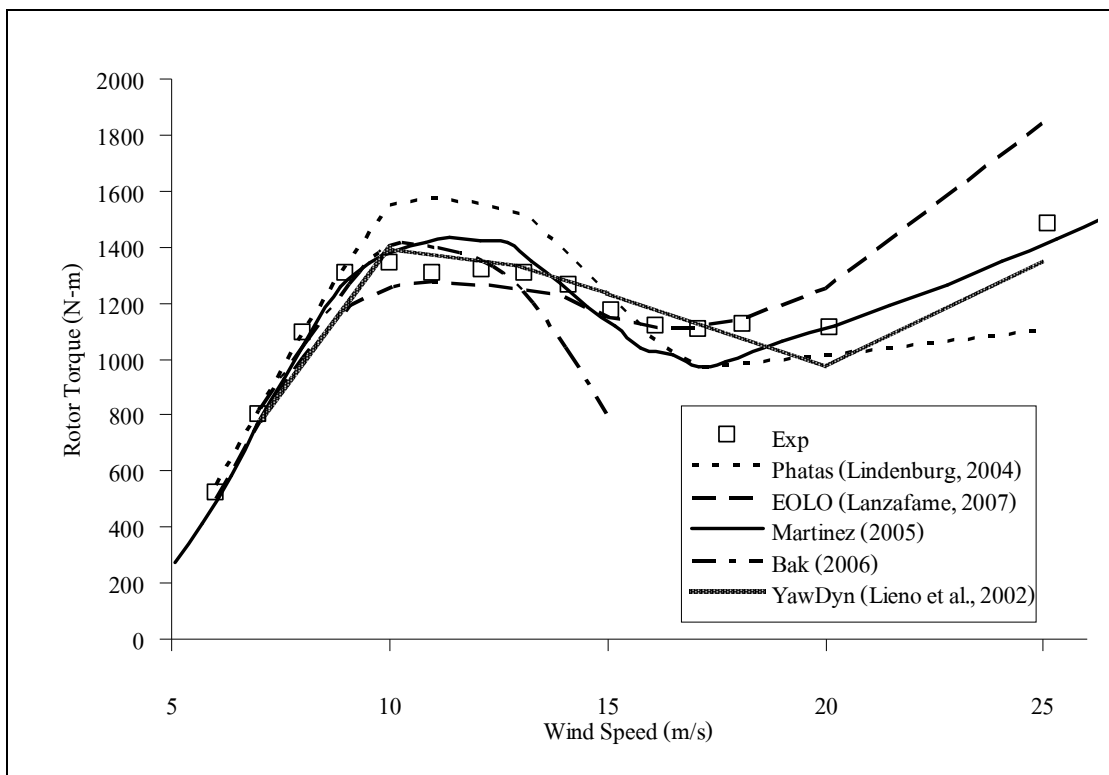
2.2 วรรณกรรมด้านวิธีเชิงทฤษฎี

ทฤษฎีกังหันลมเบื้องต้นอยู่บนพื้นฐานของทฤษฎีโมเมนตัมพัฒนาขึ้น โดย Rankine (1865) และ Froude (1878) เพื่อใช้วิเคราะห์ใบจักรเรือเดินสมุทร โดยพิจารณาโรเตอร์ของใบจักรเป็นเสมือน Actuator disk ต่อมาได้ปรับปรุงแบบจำลอง Actuator disk ให้เหมาะสมกับการวิเคราะห์กังหันลม โดยแรง และ พลังงานที่ดูดซับพิจารณาได้จากการถ่ายโอนโมเมนตัม แต่ไม่สามารถคำนวณแรงกระทำบนโรเตอร์ได้จากทฤษฎีนี้ ต่อมา Glauert (1935) ได้พัฒนาแบบจำลอง Actuator disk ให้สมจริงมากขึ้นโดยรวมผลกระทบที่เกิดจากการหมุนวนที่ Wake โดยที่แรง และ พลังงานที่ได้จากโรเตอร์นั้นพิจารณาจากการถ่ายโอนโมเมนตัมเชิงแกน และ โมเมนตัมเชิงมุม ซึ่งแรงที่กระทำ

บนโรเตอร์มีเฉพาะแรงยก จากนั้น Wilson and Lissaman (1974) ได้พัฒนาต่อจากงานของ Glauert ด้วยการนำแบบจำลอง Actuator disk รวมเข้ากับทฤษฎี Blade element ซึ่งเป็นการพิจารณาแรงยก (Lift) และ แรงต้าน (Drag) ที่กระทำกับหน้าตัดแพนอากาศใน 2 มิติ โดยค่าแรงทั้งสองได้จากการทดลอง ทฤษฎีนี้เรียกว่า Strip Theory (Wilson and Lissaman, 1974) หรือ Glauert Momentum Vortex Theory (Eggleston and Stoddard, 1987) หรือ Modified Blade Element Theory (Spera, 1994) หรือ Blade Element Momentum Theory (Burton et al, 2001; Manwell, 2002) ปัจจุบันนิยมเรียกว่าทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) ทฤษฎี BEM นั้นสามารถนำไปประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมได้ แต่ด้วยความซับซ้อนเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมผนวกกับการใช้ทฤษฎีซึ่งมีสมมุติฐานเชิงอุดมคติหลายประการ จึงทำให้การประเมินประสิทธิภาพของกังหันไม่แม่นยำนัก ดังนั้นจึงต้องปรับปรุงเพิ่มเติมส่วนต่าง ๆ เข้าไปเพื่อให้เกิดความแม่นยำยิ่งขึ้น ซึ่งประกอบไปด้วยการปรับแก้การสูญเสียที่ปลายใบ (Tip loss correction) การปรับแก้แฟลคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน การปรับแก้ผลของ Aspect ratio ของใบกังหัน และ แบบจำลอง Stall-Delay ทฤษฎี BEM ที่ได้ปรับแก้ถูกนำไปสร้างเป็นโปรแกรมคอมพิวเตอร์สำหรับออกแบบ และ ประเมินประสิทธิภาพกังหันลมอย่างกว้างขวางซึ่งจะได้กล่าวต่อไป

โปรแกรม AeroDyn (Moriarty and Hansen, 2005) เริ่มต้นพัฒนาโดย Hansen นักวิจัยที่ University of Utah และ นักวิจัยของ National Renewable Energy Laboratory (NREL) เป็นการใช้ทฤษฎี BEM ร่วมกับแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ และ แบบจำลองปรับแก้ค่าแฟลคเตอร์เหนี่ยวนำ ใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan (1981) สำหรับประเมินข้อมูลอากาศพลศาสตร์ช่วงหลังการ Stall โปรแกรม AeroDyn นี้ได้ถูกนำไปเชื่อมต่อกับโปรแกรมวิเคราะห์ทางด้าน Aeroelastic (Moriarty and Hansen, 2005) เช่น YawDyn, FAST, SymDyn, และ ADAMS (ดู Manwell, et al., 2002) แบบจำลองอื่น ๆ ที่สำคัญเพิ่มเติมคือ แบบจำลอง Dynamic stall ของ Leishman and Beddoes (1989) และ ทฤษฎี Generalized dynamic-wake (Peters and He, 1989) ต่อมา Lieno et al. (2002) ได้เสนอผลการเปรียบเทียบการคำนวณกับกังหันลม NREL Phase VI ในลักษณะ Blind Comparison (ผู้คำนวณไม่ทราบผลการทดสอบล่วงหน้า) จากโปรแกรม YawDyn (AeroDyn เป็น Subroutines ของ YawDyn) ซึ่งใช้แบบจำลอง Stall-Delay ของ Du and Selig (1998) ให้ผลลัพธ์แรงบิดของกังหันลมที่ต่ำกว่าการทดลองมากในช่วงความเร็วลมสูง งานวิจัยของ Lieno et al. ได้ศึกษาการสอบเทียบความถูกต้องของ AeroDyn กับการทดลอง ซึ่งนำข้อมูลจากการวัดการวัดสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์จากการทดลองกังหัน NREL Phase VI การศึกษานั้นไปที่กระบวนการในการประเมินค่ามุมปะทะ 2 วิธีคือ จากเครื่องมือวัดมุมลม (Probe) แล้วใช้สมการในการปรับแก้ค่า Upwash เพื่อให้ได้ค่ามุมปะทะ วิธีนี้เสนอโดย Butterfield et al. (1992) ซึ่ง Lieno et al. เสนอว่าวิธีนี้มีความไม่แน่นอนเนื่องจากการปรับแก้ได้สมการมาจากการทดลองในอุโมงค์ลม 2 มิติ

แต่นำมาประยุกต์ใช้กับกังหันลม 3 มิติที่กำลังหมุน ซึ่งพบว่าผลลัพธ์จากวิธีนี้ให้ค่าแรงต้านที่ติดลบในบางกรณีซึ่งไม่สมจริง จึงเสนออีกวิธีหนึ่งคือการเินมุมปะทะจากวิธีที่เรียกว่า Reverse engineered (หรือ Inverse BEM) โดยการรวมเอนมุมปะทะที่ได้จากการประมาณด้วย YawDyn เข้ากับข้อมูลของค่าที่ได้จากการวัดสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ ข้อมูลการประมวลผลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากวิธี Reverse engineered ได้นำเข้าไปใช้กับโปรแกรม YawDyn ผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI สอดคล้องกับการทดลองค่อนข้างดี ดังแสดงอยู่ในรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 เปรียบเทียบผลการคำนวณประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี BEM

โปรแกรม EOLO พัฒนาโดย Lanzafame and Messina (2007) ได้ปรับปรุงทฤษฎี BEM ด้วยแบบจำลอง และ ค่าปรับแก้ต่าง ๆ เช่น แบบจำลองหลัง Stall ของ Viterna and Corrigan (1981) ตัวประกอบการสูญเสียปลายใบของ Prandtl (1927) และ แบบจำลองปรับแก้ค่าการเหนี่ยวนำเชิงแกนของ Buhl (2005) ผลลัพธ์ที่ได้เมื่อเปรียบเทียบกับข้อมูลแรงบิดจากการทดสอบกังหันลม NREL Phase VI (Simms et al. 2001) และ ผลลัพธ์จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อื่น ๆ พบว่าผลจากแบบจำลองนี้ค่อนข้างสอดคล้องกับผลการทดลอง โดยเฉพาะในช่วงความเร็วลมต่ำ แต่ที่ความเร็วลม

13 m/s-18 m/s ผลการทำนายต่ำกว่าผลการทดสอบพอสมควรแต่ยังอยู่ในเกณฑ์ดี หลังจากความเร็วลม 20 m/s เป็นต้นไปผลการทำนายมีค่าสูงกว่าการทดลองมาก ดังแสดงในรูปที่ 2.5

โปรแกรม Phatas (Program for Horizontal Axis wind Turbine Analysis and Simulation) พัฒนาขึ้นที่ Energy Research Center of the Netherlands (ECN) ใช้ทฤษฎี BEM ซึ่งมีการปรับแก้ค่าของผลในสามมิติ (3D-Correction) โดยใช้หลักการของแบบจำลอง Centrifugal pumping เสนอโดย Lindenburg (2003, 2004) เป็นการปรับปรุงแบบจำลอง Dynamic stall ของ Snel et al. (1993) ให้มีผล Local speed-ratio (อัตราส่วนของความเร็วใบที่ตำแหน่งความยาวใบใด ๆ ต่อความเร็วลมที่ทางเข้า) เข้าไปเกี่ยวข้องด้วย ผลการใช้ Phatas ในการประเมินกังหันลมเทียบกับการทดลองแสดงในรูปที่ 2.5 ที่ความเร็วลมต่ำกว่า 9 m/s เป็นช่วงที่ยังไม่เกิดการไหลแยก (Separated flow) ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองอย่างดี ที่ความเร็วลมสูงกว่า 10 m/s เป็นการไหลแบบแยก ผลการคำนวณมีความผิดพลาดแต่ยังให้แนวโน้มที่ดี

Maalawi and Badawy (2000) ได้พัฒนาวิธีการวิเคราะห์สมรรถนะของกังหันลมโดยหาคำตอบของค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำเชิงแกน (a) ให้อยู่ในรูป Closed form solution ด้วยวิธีที่เรียกว่า Exact trigonometric function method โดยแปลงสมการพื้นฐานของ Glauert (1935) ให้อยู่ในรูปฟังก์ชันตรีโกณมิติ ค่าตัวแปรต่าง ๆ ที่ใช้จึงต้องอยู่ในรูปฟังก์ชันต่อเนื่องทั้งหมด จากการที่เป็นสมการแบบ Closed form จึงทำให้การคำนวณทำได้รวดเร็วยิ่งขึ้น แต่ยังคงอาศัยวิธีเชิงตัวเลขในการหาคำตอบเนื่องจากสมการที่ได้เป็นแบบไม่เชิงเส้น วิธีนี้ต่างจากการหาคำตอบแบบดั้งเดิมของ Wilson et. al. (1976) ซึ่งใช้การคำนวณแบบทำซ้ำเพื่อหาค่าเหนี่ยวนำเชิงแกน งานวิจัยนี้ได้ทำการเปรียบเทียบผลการออกแบบมุมบิด (Twist) และ ความกว้างใบ (Chord) ตลอดความยาวใบของกังหัน ERDA NASA MOD-0 พบว่าวิธีของ Maalawi and Badawy ให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับ Wilson et al. (1976) เป็นอย่างดี ได้พัฒนาต่อให้สามารถประเมินประสิทธิภาพกังหันตลอดช่วงความเร็วลมทำงานด้วย ทั้งนี้ ทั้งสองวิธีอยู่บนการวิเคราะห์ที่ไม่คิดผลของแรงต้านเพื่อให้สมการที่เกี่ยวข้องอยู่ในรูปที่สามารถหาคำตอบได้ง่าย จึงทำให้ผลการคำนวณประสิทธิภาพสูงกว่าความเป็นจริงประมาณ 14%

Tangler and Kocurek (2005) ได้เสนอแนวทางในปรับปรุงข้อมูลของหน้าตัดแพนอากาศในช่วงหลังสำหรับใช้ร่วมกับวิธี BEM เพื่อให้ผลการทำนายพลังงานจากกังหันลม NREL Phase VI ในช่วงที่เกิดกำลังสูงสุด และ หลังจากเกิดกำลังสูงสุดให้แม่นยำยิ่งขึ้น โดยใช้การปรับปรุงข้อมูลทดสอบสมรรถนะของหน้าตัดแพนอากาศจาก Delft University of Technology (DUT) ในช่วงที่แรงยกของแพนอากาศยังเป็นเชิงเส้นร่วมกับข้อมูลสมรรถนะของแพนอากาศในช่วง Post-Stall จากแบบจำลองของ Viterna and Corrigan (1981) ซึ่งแบบจำลองอยู่บนพื้นฐานของทฤษฎีแผ่นราบ (Flat plate theory) สามารถใช้ในการประมาณค่าที่มุมปะทะสูงกว่ามุมปะทะ Stall ได้ Tangler and Kocurek ได้

วิเคราะห์ว่า ที่ความเร็วลมตั้งแต่ 8-10 m/s เป็นช่วงความเร็วลมที่ก่อให้เกิด Standing vortex ขึ้น บริเวณ 30-45% ของความยาวใบซึ่งเหนี่ยวนำให้เกิดแรงยกสูงชันมาก หลังจากวิเคราะห์ข้อมูลแรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากการวัดกับกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุน โดยการวัด ทำใน 5 ตำแหน่งจากบริเวณ โคนถึงปลายใบ ข้อมูลที่ได้มีค่าต่างไปจากข้อมูลการวัดจากแพนอากาศ ในอุโมงค์ลม แต่ละหน้าตัดจะมากค่าที่แตกต่างกันไป ดังนั้นจึงเสนอเลือกใช้ค่าเฉลี่ย $C_{L,avg}$ และ $C_{D,avg}$ ที่มุมปะทะ 20 องศา เป็นค่าที่ใส่ลงในแบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการทำหน้าที่ แทนสมรรถนะของแพนอากาศตลอดทั้งใบ เมื่อใช้การจำลองสมรรถนะแพนอากาศดังที่กล่าว มา ร่วมกับการคำนวณด้วยวิธี BEM จะให้ผลที่สอดคล้องกันดีระหว่างผลการทดสอบ และ ผลการ คำนวณด้วยวิธี BEM อย่างไรก็ตามค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่ทำการปรับในแบบจำลอง Post-Stall รวมถึงข้อมูลหน้าตัดแพนอากาศที่คำนวณได้นั้น อาศัยข้อมูลจากการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ที่ใช้หน้าตัดแพนอากาศ S809 ดังนั้นหากนำไปใช้กับกังหันลมรุ่นอื่นจะต้องมีการปรับ ค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในแบบจำลอง Post-Stall ใหม่

Martinez et al. (2005) เสนอการปรับปรุง BEM ให้ประเมินกำลังของกังหันลมแบบ Stall-regulated โดยหาผลเฉลยของสมการจากทฤษฎี BEM ที่เสนอโดย Burton et al. (2001) ซึ่งคิดผลของ แพลเตอร์เหนี่ยวนำ 2 ค่า คือค่าแฟลคเตอร์เหนี่ยวนำในทิศการหมุนของใบพัด และ ค่าแฟลคเตอร์ เหนี่ยวนำตามแนวแกนแบบปกติ โดยค่าแฟลคเตอร์เหนี่ยวนำในทิศการหมุนของใบเป็นผลคูณของค่า แฟลคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกนแบบปกติกับแฟลคเตอร์การสูญเสียที่ปลายใบ ได้เพิ่มแบบจำลอง หลัง Stall ของ Viterna and Corrigan (1981) และ แบบจำลอง Stall-Delay ของ Snel et al. (1993) จากการศึกษาผลลัพธ์เมื่อเทียบกับการทดลองพบว่า ในช่วงหลัง Stall การใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ให้ผลลัพธ์ที่สูงกว่าการทดลอง ขณะที่การไม่ใส่แบบจำลองนี้ให้ผลที่ต่ำกว่า จึงได้ เสนอการเฉลี่ยค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงหลัง Stall ให้เป็นค่าเฉลี่ยระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกที่ ใช้ และ ไม่ใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan ซึ่งให้ผลลัพธ์ที่ดีเมื่อเทียบกับการทดสอบกังหันลม 4 รุ่น คือ NREL Phase II III VI และ กังหันลม Risø-Tellus Rotor ซึ่งเป็นข้อมูลการทดสอบจาก หัวข้อ 2.1 ที่ได้กล่าวไว้ข้างต้น ผลการคำนวณเปรียบเทียบกับกังหันลม NREL Phase VI แสดงใน รูปที่ 2.5 วิธีเฉลี่ยค่าของ Martinez et al. นี้ให้ผลดีต่อการใช้งานคือไม่ต้องใช้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ ต้องวัดจริงจากกังหันที่กำลังหมุนดังที่ Tangler and Kocurek (2005) ได้เสนอไว้ อย่างไรก็ตาม งานวิจัยนี้มีข้อน่าสังเกตคือผลของการใส่ และ ไม่ใส่แบบจำลอง Stall-Delay ไม่แตกต่างกันเท่าใดนัก ซึ่งน่าจะเกิดจากการใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan ตั้งแต่มุมปะทะที่เกิดค่าแรงยกสูงสุด ซึ่งต่ำกว่ามุมปะทะที่เกิดการ Stall

Bak et al. (2006) ได้เสนอแบบจำลอง Stall-Delay แบบใหม่สำหรับวิธี BEM โดยมีพื้นฐาน จากการวิเคราะห์ความแตกต่างของการกระจายความดันบนแพนอากาศระหว่างความดันบนแพน

อากาศ 3 มิติ กับ 2 มิติ โดยใช้ข้อมูลความดันจากกังหันลม NREL Phase VI การสร้างแบบจำลองจากการวิเคราะห์ความแตกต่างความดันในรูปของ Shape function และ Amplification function ทำการวิเคราะห์ Order of magnitude สำหรับความดัน แรงเหวี่ยง และ แรงโคริโอลิส จากสมการ Navier-Stokes ค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองได้จากการวิเคราะห์การกระจายความดันจากการทดลองที่ระยะ 30% ของความยาวใบ ทำให้ได้สมการการจำลองขึ้นมาซึ่งอยู่ในรูปของค่า C_{Nor} และ C_{Tan} ของแผนอากาศในสภาวะ Stall-Delay ซึ่งการนำไปใช้กับวิธี BEM จะต้องคำนวณให้อยู่ในรูป C_L และ C_D ก่อน เปรียบเทียบผลลัพธ์ของแบบจำลองใหม่นี้กับกังหันลม 3 รุ่นพบว่า การคำนวณค่าแรงผลัก (Thrust) ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองดี สำหรับค่าแรงบิดให้ผลที่พอใช้ ดังแสดงในรูปที่ 2.5

Shen et al. (2005) ได้ทำการศึกษาการพัฒนาแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ เริ่มจากแบบจำลองของ Prandtl (1927); Glauert (1963); Wilson and Lissaman (1974); De Vries (1979) พบว่าที่ผ่านมาแบบจำลองเหล่านี้มีความไม่สมจริงที่บริเวณปลายใบ จึงได้เสนอแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบขึ้นมาใหม่ให้มีความสมจริงยิ่งขึ้น และมีผลของ Tip Speed Ratio (TSR) เข้ามาเกี่ยวข้องด้วย เมื่อใช้แบบจำลองใหม่นี้จะต้องมีการปรับสมการแฟกเตอร์การเหนี่ยวนำของวิธี BEM เล็กน้อย ผลการใช้แบบจำลองนี้ในวิธี BEM เปรียบเทียบกับการทดลองพบว่า ให้ผลการคำนวณที่ดีขึ้นสำหรับค่าการกระจายแรงที่ปลายใบ

Breton et al. (2008) ทำการศึกษาแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีอยู่ 6 แบบจำลอง สำหรับการจำลองด้วยวิธี BEM โดยนำแบบจำลอง Stall-Delay ทั้ง 6 วิธีมาใช้กับวิธี Prescribe-Wake Lifting-Line ทำการเปรียบกับกังหันลม NREL Phase VI ในประเด็นของแรงยก แรงต้าน กำลัง โมเมนต์ตัด การกระจายแรงในทิศตั้งฉาก และ ทิศการหมุน โดยทั่วไปให้ผลการคำนวณที่สูงกว่าความเป็นจริง โดยแบบจำลองของ Lindenburg (2003) ให้ผลโดยรวมที่ค่อนข้างดีกว่าแบบจำลองอื่นเนื่องจากเป็นการจำลองที่พิจารณาแรงโคริโอลิส และ แรงเหวี่ยงเข้าไปด้วย โดยสรุปแบบจำลองทั้งหมดยังไม่สามารถอธิบายพฤติกรรมเชิงฟิสิกส์ของกังหันลมได้อย่างถูกต้องสมบูรณ์แบบ

2.3 วรรณกรรมด้านวิธี CFD

สำหรับงานวิจัยทางการใช้ CFD มีในหลายลักษณะเช่น การศึกษาเพื่อทดสอบความแม่นยำของตัวโปรแกรม เช่นงานของ Xu (1999) Duque et al. (1999, 2003); Mandas et al. (2006); Laursen et al. (2007) ได้มีการศึกษาความสามารถของแบบจำลองความปั่นป่วน และแบบจำลอง Transition ดังเช่น Xu et al. (2000); Sørensen (2002, 2008); Duque et al. (2003); Benjanirat et al. (2003); Tongchitpakdee et al. (2006); Sezer-Uzol et al. (2006) มีการประยุกต์ใช้กับการทำนายผล

ของการไหลที่ปลายใบ และ ที่โคนใบ เช่น Johansen and Sørensen (2002, 2006); Johansen et al. (2006)

สำหรับการใช้ CFD กับกังหันลมนั้น ในช่วงปี ค.ศ. 2000 เป็นต้นมานักวิจัยได้มุ่งไปที่การเปรียบเทียบผลการคำนวณกับกังหัน NREL Phase VI เนื่องจากมีการวัดที่ละเอียด ได้มาตรฐาน ดังที่กล่าวไปในหัวข้อ 2.1 กังหันตัวนี้เป็นชนิด Stall-regulated กล่าวคือ รอบการหมุนของกังหันคงที่ ดังนั้นเมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้น การไหลจะเกิดการแยกตัวมากขึ้น และ Stall ในที่สุด อาศัยการ Stall ที่แรงยกจะลดลง และ แรงต้านจะมากขึ้นสำหรับควบคุมไม่ให้กังหันลมมีกำลังสูงเกินพิกัดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า จากการที่กังหันลมตัวนี้มีพฤติกรรมไหลแบบ Stall ทำให้ผลการคำนวณจากโปรแกรม CFD ต่าง ๆ ทำได้ไม่แม่นยำนัก โดยเมื่อเกิดการ Stall (โดยทั่วไปที่ลมตั้งแต่ 10 m/s ขึ้นไป) ผลการคำนวณแรงบิดด้วย CFD ในภาพรวมให้ค่าการคำนวณแรงบิดที่ผิดพลาดมากถึง 30-100% ซึ่งอาจเนื่องมาจากแบบจำลองความปั่นป่วนที่ยังไม่แม่นยำ แต่ในกรณีที่ไม่เกิด Stall (โดยทั่วไปความเร็วลมน้อยกว่า 10 m/s) CFD ให้ผลดีเมื่อเทียบกับการทดลอง

แบบจำลองความปั่นป่วนที่นิยมสำหรับปัญหาเชิงอากาศพลศาสตร์ คือ แบบจำลองความปั่นป่วน Spalart-Allmaras หรือ SA (Spalart and Allmaras, 1992) แบบจำลองของ Baldwin and Barth (Baldwin and Barth, 1990) แบบจำลอง $k - \omega$ Shear Stress Transport หรือ SST (Menter, 1994) เนื่องจากสามารถแก้ปัญหาการไหลผ่านพื้นผิวได้ดีดังเช่นการไหลผ่านแพนอากาศ อย่างไรก็ตามแบบจำลองเหล่านี้ยังคงมีจุดด้อยหลักคือการคำนวณค่าแรงยกได้สูงเกินไปเมื่อเกิดการไหลแยก (Separated flow) ส่งผลให้คำนวณตำแหน่งมุมปะทะที่ทำให้เกิดการ Stall ได้ช้ากว่าผลจากการทดลอง

การกำหนดลักษณะขนาดของย่านการคำนวณหรือโดเมน (Computational domain) ที่ใช้ในการคำนวณกังหันลมด้วย CFD จากแต่ละผู้วิจัยนั้นมีหลากหลาย บ้างกำหนดให้เป็นลักษณะทรงกระบอกที่มีความยาวโดเมนด้านหน้าประมาณ 2-3 เท่าของรัศมีใบกังหัน เช่น Kim et al. (2002); Sezer-Uzol et al. (2006); Gupta (2006); Xu (2001) บางผู้วิจัยใช้โดเมนเป็นรูปทรงกลมที่มีขนาดเป็น 12 เท่าของเส้นผ่านศูนย์กลางใบกังหัน เช่น Sørensen (2002) บางผู้วิจัยใช้โดเมนเป็นรูปทรงกรวยขนาด 5-10 เท่าของเส้นผ่านศูนย์กลางใบกังหัน (Mandas et al., 2006) มีการใช้โดเมนทรงสี่เหลี่ยมที่มีขนาด 5-15 เท่าของเส้นผ่านศูนย์กลางใบกังหันดังเช่น Zahle and Sørensen (2007) ซึ่งในงานวิจัยนี้จะได้วิเคราะห์หาขนาดของโดเมนที่เหมาะสมต่อไป

Rumsey and Ying (2002) ได้สำรวจงานวิจัย 187 บทความ พบว่าในช่วงการไหลก่อน Stall การจำลองทั้งแบบ 2 มิติ และ 3 มิติ ต่างก็ให้ผลที่แม่นยำดี แต่เมื่อเกิดการ Stall ไปแล้วการจำลองแบบ 2 มิติไม่น่าเชื่อถือโดยให้ผลของแรงยก และ มุมปะทะที่สูงเกินจริง เนื่องจากช่วงที่เกิด Stall พฤติกรรมเป็น 3 มิติซึ่งแบบจำลองสองมิติไม่ครอบคลุม แต่ส่วนหนึ่งการทดลองก็มีการผิดพลาด

เนื่องจากการทดลองแบบ 2 มิติจะมีผลของพฤติกรรมใน 3 มิติมารบกวนด้วย โดยทั่วไปแล้วการจำลองในแบบ 3 มิติ ก็ยังให้ผลที่ไม่ดีนักสำหรับการเกิด Stall เมื่อเทียบกับการทดลอง เนื่องมาจากปัญหาเป็นแบบไม่คงตัว (Unsteady) และ แบบจำลองความปั่นป่วนอาจไม่ดีพอ พบว่าเมื่อเกิด Stall การคำนวณให้ค่าแรงยกที่สูงเกินจริง และ ตำแหน่งที่เกิดแรงยกสูงสุดเกิดเข้าไป 2-5 องศา

Cummings et al. (2003) ได้ทำการทบทวนเอกสาร และ กล่าวถึงความยากในการจำลองพฤติกรรมเชิงอากาศพลศาสตร์ที่มุมปะทะสูง โดยให้เหตุผลเกี่ยวกับความผิดพลาดที่มุมปะทะสูงไว้ว่า เกิดจากการที่ฟังก์ชันที่ใช้คำนวณปัญหาบริเวณชั้นขีดผิวยังไม่สามารถครอบคลุมปัญหาการไหลแบบแยกตัวได้ และ แม้จะมีฟังก์ชันที่สามารถอธิบายพฤติกรรมการไหลแยกได้ดี แต่เมื่อมุมปะทะสูงมากการไหลจะเป็นแบบไม่คงตัวอย่างสูง ดังนั้นการใช้วิธีจำลองปัญหาแบบเฉลี่ยในฐานของเวลา หรือวิธี Reynolds Average Navier-Stoke (RANS) จะไม่ครอบคลุม วิธี RANS ที่ใช้การจำลอง Eddy viscosity ทำให้เกิดค่า Viscosity สูงเกินไปที่บริเวณ Wake ทำให้เกิดผลลัพธ์ที่ไม่สมจริง วิธี Detached Eddy Simulation (DES) จะถูกนำมาใช้เพื่อแก้ปัญหาที่มุมปะทะสูง เนื่องจากใช้วิธี Large Eddy Simulation (LES) แก้ปัญหาที่ Wake ซึ่งจะครอบคลุมพฤติกรรมของการไหล การจำลองการไหลแบบ Transition ก็เป็นสิ่งสำคัญ และ มีความยาก กริดที่ใช้ในการคำนวณควรมีความเหมาะสม กริดควรละเอียดในชั้นขีดผิว และ ที่ ๆ เกิด Vortex สูง ๆ ทั้ง Primary และ Secondary vortex นักวิจัยหลายท่านพบว่ากริดที่เพียงพอต่อชั้นขีดผิวคืออย่างน้อย 20 กริดในทิศตั้งฉากกับผนังในชั้นขีดผิว ด้วยกริดอย่างน้อย 2 กริด ในชั้น Sub-layer นอกจากนี้ควรใช้กริดที่มีการขยายออกในทิศตั้งฉากกับผิวไม่เกิน 25%

สำหรับปัญหาที่มีความไม่คงตัวสูง และ เป็นสามมิติสมบูรณ์ Spalart et al. (1997) ได้เสนอวิธีการใหม่โดยใช้วิธี LES ที่ครอบคลุมปัญหาบริเวณไกลผนังซึ่งมีความไม่คงตัว และ เป็นสามมิติ และ ใช้ วิธี RANS ที่บริเวณขีดผนัง เรียกวิธีนี้ว่า DES การใช้วิธี DES สามารถรวมเอาการจำลองด้วย LES เข้ากับ RANS ที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนแบบ Low-Reynolds number ได้หลากหลาย เช่นรวมเข้ากับแบบจำลอง SA หรือ $k-\omega$ SST ซึ่งจะเรียกว่า SA-DES หรือ SST-DES ตามลำดับ ได้มีนักวิจัยหลายกลุ่มได้ศึกษาวิธี DES ในการศึกษาการไหลผ่านแพนอากาศสองมิติ Schmidt and Thiele (2002) ทำการศึกษาเปรียบเทียบ ทั้ง LES และ DES ที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน SA ในการทำนายพฤติกรรมของแพนอากาศ NACA 4412 ที่มุมปะทะ 12 องศา ค่าเลข Reynolds เท่ากับ 1.64×10^6 ซึ่งการทดลองมีการติด Transition strip ไว้ กริดที่ใช้จึงต้องมีย่านของ Strip ดังกล่าว เช่นเดียวกัน ผลลัพธ์ด้านการกระจายตัวของความดันบนแพนอากาศค่อนข้างดีโดยรวมในทุก ๆ กรณีศึกษา ความแตกต่างของค่า Suction peak (ค่าต่ำสุดของความดันด้านผิวบน เมื่อทำการแสดงการกระจายความดันบนใบกังหันจะสังเกตเห็นเป็นเฉื่อยแหลม) แสดงถึงความสามารถของการจำลองที่ถูกต้องของการเติบโตของชั้นขีดผิวตั้งแต่จุด Stagnation การคำนวณค่า Suction peak ที่สูง

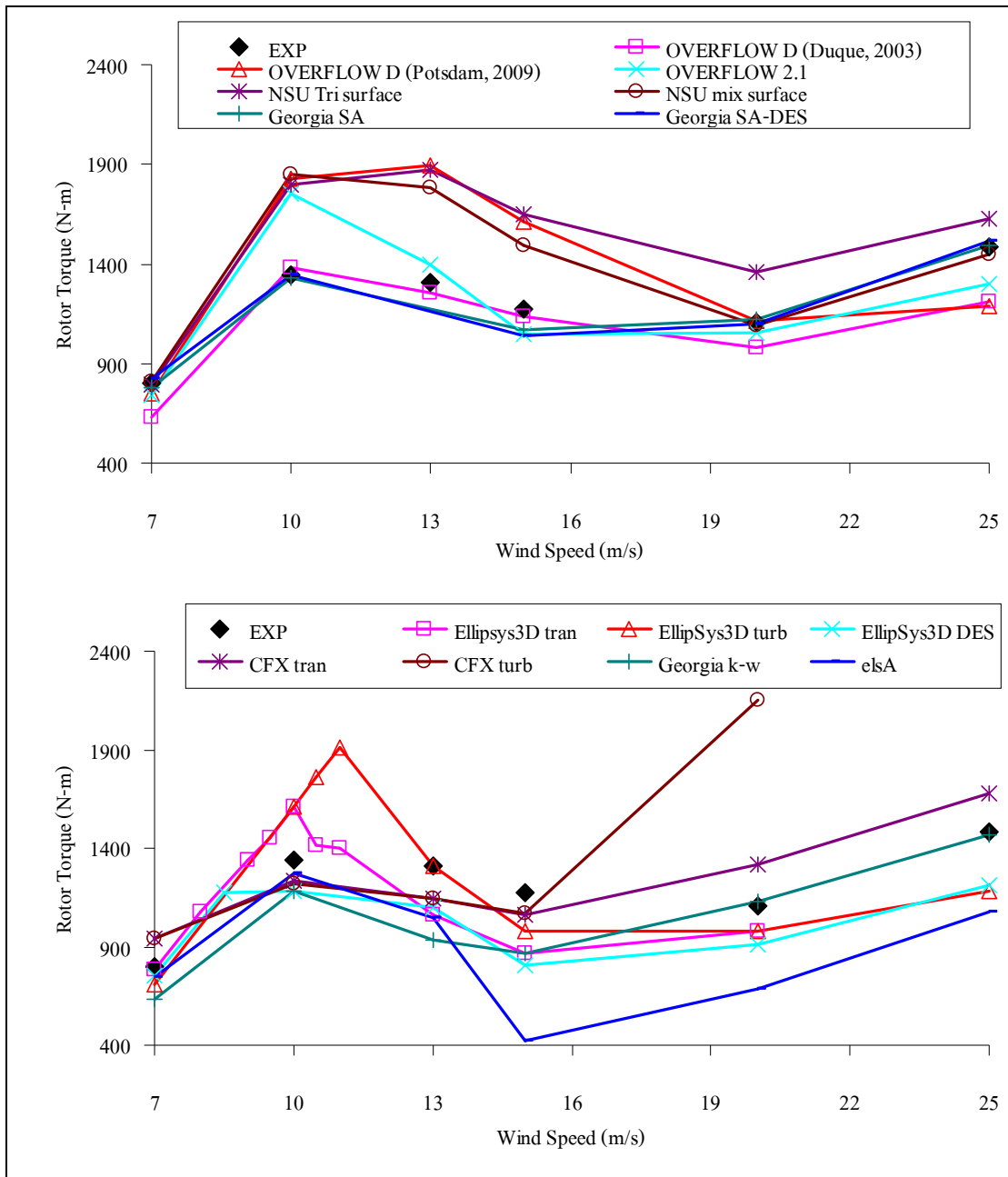
บ่งบอกถึง Displacement thickness ที่ต่ำ และ จะสอดคล้องกับการไหลแยกที่หายไปบริเวณส่วนด้านท้ายแพนอากาศ พบว่าการใช้ LES จะได้ผลดีเมื่อกริดที่ใช้ละเอียดมากพอ (กริดขนาดเล็กลงจึงมีจำนวนกริดเพิ่มมากขึ้น) กรณีที่ใช้ LES แบบกริดหยาบพบว่าความดันที่ด้านผิวบนของแพนอากาศ (Suction side) สูงเกินจริงตั้งแต่จุด Suction peak ซึ่งส่งผลให้ไม่เกิดการไหลแยกที่ส่วนด้านท้ายแพนอากาศ สำหรับวิธี DES จะมีข้อได้เปรียบคือสามารถใช้กริดที่หยาบกว่าได้ (กริดขนาดใหญ่ขึ้นจึงมีจำนวนกริดลดลง) ผลการคำนวณไม่ไวต่อกริดมากนัก และ ให้คำตอบที่ใกล้เคียงกับการทดลอง ส่วน RANS นั้นจับพฤติกรรมการไหลแยกที่บริเวณด้านท้ายแพนอากาศไม่ได้เลย โดยค่าความดันที่ด้าน Suction สูงกว่าการจำลองด้วยวิธีอื่นมาก

Johansen and Sorensen (2000) ได้ทำการศึกษาการจำลองแพนอากาศ NACA0012 ด้วยวิธี DES ได้อ้างจากงานวิจัยของ Spalart ว่า ปัญหาที่ท้าทายในงานด้านอากาศพลศาสตร์มี 2 เรื่องคือ การเติบโต และการไหลแยกของชั้นซิดผิว และ การถ่ายโอนโมเมนตัมหลังจากเกิดการไหลแยก Johansen and Sorensen ได้กล่าวว่า RANS สามารถใช้งานได้ในช่วงการไหลแบบติดไปกับผิว (Attach flow) แม้ว่า Adverse pressure gradient ทำให้เกิดการไหลแยกเล็กน้อย สามารถใช้ Unsteady-RANS แก้ปัญหาได้ แต่เมื่อเกิดการไหลแยกตัวทั้งหมด ซึ่งมีความไม่คงตัวสูง การจำลองด้วย RANS จะไม่สามารถตามพฤติกรรมการไหลแยกได้ และ จะให้แรงยกที่สูงเกินจริง ซึ่งทำให้การทำนายค่ากำลังของกังหันลมที่ลมสูง ๆ มีค่ามากเกินไปด้วยองค์ประกอบสำคัญ 2 ข้อ คือ RANS ให้ผลของค่า Viscosity ที่สูงมาก ทำให้ไปหน่วงการเกิด Leading-edge separation และ RANS มีความไม่ถูกต้องในการส่งผ่านโมเมนตัมที่บริเวณ Far field เนื่องจากการสมมุติปัญหาปั่นป่วนให้เป็น Isotropic ซึ่งบังคับการไหลให้เป็นลักษณะ 2 มิติ ต่างไปจากพฤติกรรมจริงของความปั่นป่วนที่เป็นปัญหาใน 3 มิติ ผลการศึกษาลองพบว่า DES โดยใช้แบบจำลอง SA (SA-DES) ให้ผลที่สมจริงมากกว่าการจำลองด้วย RANS ที่ใช้แบบจำลอง SST การใช้ QUICK Scheme ซึ่งเป็นการประมาณที่อันดับ 3 ให้ผลที่ใกล้เคียงกว่า SUDS Scheme ซึ่งเป็นการประมาณที่อันดับ 2 นอกจากนี้พบว่าสำหรับการจำลองที่มุมปะทะ 45 องศา การใช้โดเมนด้าน Span-wise ที่ 4 เท่าของ chord จะทำให้ผลลัพธ์ไม่เปลี่ยนแปลง การใช้กริดด้าน Span-wise ที่น้อยเกินไป จะทำให้ปัญหาทางเป็น 2 มิติ ส่งผลให้แรงยก และ แรงต้านมีค่าสูงเกินกว่าการจำลองแบบ 3 มิติ DES ให้ผลลัพธ์ที่สอดคล้องกับการทดลองที่มุมปะทะ 20-90 องศา สำหรับที่มุมปะทะ 10-20 องศาการจำลองทั้งสองแบบไม่แม่นยำมากนัก แสดงให้เห็นว่า DES มีผลดีต่อการคำนวณด้วย CFD ที่มุมปะทะสูงมาก

Bertagnolio et al. (2006) ใช้ CFD ในการศึกษาแพนอากาศ 4 รุ่น โดยศึกษาผลของแบบจำลอง Transition/Fully turbulence ผลของการจำลองโดยใช้กริดแบบ 2 มิติ (2D)/ 3 มิติ (3D) และ ผลของแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ พบว่าในช่วงที่กราฟแรงยกเพิ่มขึ้นอย่าง Linear ผลของ 3D จะไม่ส่งผลต่อคำตอบที่ได้ ยกเว้นกรณี NACA63-430 ซึ่งเป็นแพนอากาศแบบหนา การจำลองแบบ

RANS และ DES ให้ผลที่ไม่ต่างกันมากนัก และ Transition model เป็นสิ่งสำคัญในการทำนายค่า Lift slope ในช่วงนี้ ยกเว้นกรณีที่แพนอากาศออกแบบมาให้ไม่ไวต่อ Transition เช่น RISO-B1-18 แต่เมื่อเริ่มมีการไหลแยก ผลของ 3D จำเป็นต่อการจำลองมากขึ้น โดย DES จะอธิบายพฤติกรรมที่ Wake ได้ดีกว่า RANS การจำลองด้วย Transition มีความจำเป็นน้อยลงในช่วง Stall เนื่องจากการไหลหลุดออกจากผิวไปแล้ว อย่างไรก็ตามการศึกษานี้ไม่สามารถทำนายค่าคุณลักษณะของ NACA 63-430 ได้แม้แต่ในช่วงเชิงเส้นแสดงให้เห็นถึงแบบจำลอง Transition ที่ใช้ยังไม่ครอบคลุม สรุปผลว่าการจำลองแบบ 3D-DES เป็นวิธีเดียวที่จะสามารถอธิบายปัญหาความยุ่งเหยิงจาก Turbulence ที่ Wake เมื่อเกิดการ Stall ได้

Sørensen et al. (2000) ใช้โปรแกรม EllipSys3D ซึ่งพัฒนาขึ้นโดยความร่วมมือของภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลที่ Technical University of Denmark (DTU) และ หน่วยงานพลังงานลมที่ Risø National Laboratory โดย Michelsen (1992, 1994); Sørensen (1995) เป็นโปรแกรมคำนวณการไหลแบบ CFD โดยใช้ระเบียบวิธีปริมาตรจำกัดในการหาผลเฉลยของสมการ Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) ด้วยกระบวนการหาผลเฉลยแบบ SIMPLE (Patankar, 1980) และใช้แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ แบบ SST (Menter, 1993) ในการทำนายค่าเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม NREL Phase VI โดเมนที่ใช้มีสองลักษณะคือ ทรงกลม และ ทรงกระบอก ขนาดของโดเมนทรงกลมมีขนาดใหญ่มากเพื่อให้เสมือนกับการทดสอบในอากาศอิสระ ขนาดของโดเมนทรงกระบอกมีขนาดประมาณเทียบเท่ากับอุโมงค์ลม NASA Ames ความสูงกริดที่ Cell แรกให้ y^+ มีค่าประมาณ 2 ผลการคำนวณเทียบกับการทดลอง แสดงในรูปที่ 2.6 ผลการคำนวณจะสอดคล้องกับการทดลองอย่างดีในช่วงลมต่ำ แต่ช่วงหลังจากการ Stall ไปแล้วที่ความเร็วสูงกว่า 10 m/s จะมีความผิดพลาดค่อนข้างสูงกว่าการใช้ทฤษฎี BEM แต่ยังให้แนวโน้มที่ใกล้เคียงกับการทดลอง อย่างไรก็ตาม CFD ไม่ต้องการการปรับแก้ด้วยแบบจำลองย่อยต่าง ๆ ทำให้สามารถใช้งานได้กับกังหันลมทุกชนิด และ ให้ข้อมูลได้มากกว่าวิธี BEM เช่นการกระจายความดันบนใบกังหัน เส้นการไหลบนใบกังหัน สนามการไหล และ Wake ต่อจากงานวิจัยนี้ โปรแกรม EllipSys3D ได้ใช้ในงานประยุกต์ด้าน CFD มากมายโดยใช้ในการศึกษาปลายใบ (Johansen and Sørensen, 2002) โคนใบ (Johansen et al., 2007) ศึกษาผลของ Wake (Sørensen, 2007) และได้มีการพัฒนาโปรแกรมโดยใช้วิธีการจำลองความปั่นป่วนแบบ DES (Johansen and Sørensen, 2004) และ ล่าสุดได้เพิ่มแบบจำลอง Transition เข้าไปด้วย (Sørensen, 2008; 2009) ซึ่งให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองมากขึ้น ดังแสดงอยู่ในรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 การเปรียบเทียบค่าแรงบิดที่เพลลาของกังหันลม NREL Phase VI จากการคำนวณด้วย CFD, รูปบน กลุ่มที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน 1 สมการ, รูปล่างกลุ่มที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน 2 สมการ

Duque et al. (2000) ได้ใช้โปรแกรม OVERFLOW ในการจำลองกังหัน NREL Phase II เปรียบเทียบค่ากำลังกับการทดลองภาคสนามจากโครงการ IEA Annex XIV การคำนวณใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Baldwin-Lomax (1978) ผลที่ได้สอดคล้องกับการทดลองดีที่ลมต่ำ แต่จะไม่สอดคล้องที่ลมสูง จากนั้น Duque et al. (2003) ใช้โปรแกรม OVERFLOW D2 version 1.5d เป็นรุ่นที่พัฒนาต่อโดย Chan et al. (2001) ในการคำนวณ กังหันลม NREL Phase VI ควบคุมกริดที่ Cell แรกให้ y^+ มีค่าประมาณ 5 แบบจำลองความปั่นป่วนแบบ 1 สมการของ Baldwin and Barth (1990) ผลเปรียบเทียบแรงบิดสอดคล้องกับการทดลองอย่างมากในทุกความเร็วลม อย่างไรก็ตาม การคำนวณนี้ไม่ได้ระบุ ขนาดของโดเมน แต่ถ้าพิจารณาจากรูปในบทความวิจัย ประมาณขนาดของโดเมน หน้า×ข้าง×หลัง เป็น $1 \times 1.5 \times 2$ เท่าของรัศมีใบ ซึ่งมีขนาดเล็กมาก และ น่าจะส่งผลกระทบต่อคำตอบ

Pape and Lecanu (2004) ใช้โปรแกรม elsA ซึ่งพัฒนาขึ้นที่ ONERA โดย Cambier and Gazeix (2002) สำหรับงานทางด้านอากาศยาน เนื่องจากเป็น โปรแกรมสำหรับงานการไหลแบบอัดตัวได้ การนำมาใช้กับปัญหาที่ความเร็วต่ำซึ่งอัดตัวไม่ได้ จะเกิดปัญหาในการคำนวณ จึงต้องแก้ไขด้วยการทำ Numerical preconditioning สำหรับการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ ด้วยวิธีของ Choi and Merkle (1993) การคำนวณควบคุมกริดที่ cell แรกให้ y^+ มีค่าประมาณ 1 ขนาดของโดเมน หน้า×ข้าง×หลัง เป็น $4 \times 3 \times 4$ เท่าของรัศมีใบ ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน $k - \omega$ SST มีการทดสอบการคำนวณในสองมิติก่อน ซึ่งค่าแรงยกที่มุมปะทะสูงมีค่าต่ำกว่าการทดลอง เมื่อทำการปรับปรุงแบบจำลองผลลัพธ์แรงบิดเมื่อเทียบกับกังหันลมให้ผลที่ดีมากที่สุด 7-10 m/s สำหรับที่ลม มากกว่า 13 m/s จะให้ค่าที่ต่ำกว่าการทดลอง ซึ่งลักษณะกราฟมีความคล้ายคลึงกับการคำนวณด้วย Ellipsys3D ดังแสดงอยู่ในรูปที่ 2.6

Potsdam and Mavriplis (2009) ใช้โปรแกรม NSU3D พัฒนาโดย Mavriplis (1998) ใช้กับกริดแบบ Unstructured ควบคุมกริดที่ Cell แรกให้ y^+ มีค่าน้อยกว่า 1 ขนาดของโดเมน หน้า×ข้าง×หลัง เป็น $6 \times 6 \times 6$ เท่าของรัศมีใบ ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน SA ศึกษากริดในหลายลักษณะ ซึ่งผลที่ได้แทบจะไม่ตรงกัน และ ยังได้ใช้โปรแกรม OVERFLOW 2.1 (Nichols et al, 2006) และ OVERFLOW D (Chan et al., 2001) ที่ Duque et al. (2003) ได้เคยคำนวณไว้ ในการเปรียบเทียบอีกด้วย ใช้กริดแบบ Tri surface และ Mixed surface โดยแบ่งกริดละเอียดให้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลอง ผลลัพธ์จากการคำนวณด้วย OVERFLOW 2.1 จะค่อนข้างใกล้เคียงการทดลองมากกว่า สำหรับการคำนวณด้วย OVERFLOW D ผลลัพธ์ที่ได้กลับแตกต่างไปจากที่ Duque et al. (2003) ได้ทำไว้มาก ดังแสดงในรูปที่ 2.6 มีข้อสังเกตอย่างหนึ่งคือ Duque et al. ใช้ขนาดของโดเมนที่ค่อนข้างเล็กกว่า Potsdam and Mavriplis มาก ซึ่งอาจมีผลต่อคำตอบที่ได้

การใช้การจำลองแบบ DES กับกังหันลม Benjanirat (2006) ได้พัฒนาโปรแกรม Hybrid-CFD เพื่อศึกษาเปรียบเทียบการจำลองแบบ RANS และ DES หลายแบบดังแสดงในรูปที่ 2.6 (ใช้สัญลักษณ์ Georgia เนื่องจากได้พัฒนาการคำนวณขึ้นที่ Georgia Institute of Technology แต่ไม่มีชื่อโปรแกรม) การจำลองด้วยแบบจำลองความปั่นป่วน SA ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองมากกว่าแบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST โดยที่ลม 7-10 m/s $k-\omega$ SST ทำนายค่าแรงบิดได้ต่ำกว่าการทดลอง สำหรับที่ลม 20-25 m/s ทุกแบบจำลองให้ผลที่ใกล้เคียงกัน จากการศึกษาที่แบบจำลอง SA ให้ผลที่ไม่ต่างจาก SA-DES เท่าใดนัก ซึ่งอาจเป็นผลจาก กริดที่ใช้ยังหยาบเกินไป อีกประการหนึ่งผู้วิจัยกลุ่มนี้ใช้โดเมนที่มีลักษณะรอบกังหันลม โดยมีขนาด 6 เท่าของความกว้างใบ (Chord) แล้วใช้วิธีกำหนดค่าที่ขอบด้านทางเข้าด้วย Induced velocity ซึ่งการใช้ขนาดโดเมนที่เล็กมากนี้จะมีผลต่อคำตอบอยู่บ้าง Tongchitpakdee (2007) ได้ทำงานวิจัยต่อเนื่องกับการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI ภายใต้สภาวะ Yaw และ การติด Gurney flap เข้าไปที่ใบกังหัน

Johansen et al. (2002) ใช้วิธี SST-DES ในการจำลองกังหันลม NREL Phase VI ในสภาวะอยู่กับที่ (Parked) ผลการคำนวณแสดงให้เห็นถึงรายละเอียดของ Wake หลังใบกังหันลมเป็นอย่างดี รวมถึงแสดงพฤติกรรม Unsteady เมื่อมีการปรับมุม Pitch ได้เป็นอย่างดีด้วย van Rooij and Arens (2007) เปรียบเทียบการจำลองกังหันลม NREL Phase VI ด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST ด้วยวิธี RANS และ DES กลับพบว่า DES ให้ผลที่ดีกว่า RANS โดย DES คำนวณค่าการกระจายความดันบนผิวใบได้สูงกว่าความเป็นจริง ดังนั้นจึงเลือกใช้วิธี RANS ในการคำนวณ Meng and van Rooij (2007) ทำการศึกษาแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ ใช้คำนวณกังหันลม NREL Phase VI ในสภาวะอยู่กับที่ (Parked) ที่มุม Pitch ต่างกัน พบว่า การใช้การจำลองความปั่นป่วนทั้งจากการคำนวณแบบ RANS และ DES ให้ผลที่ไม่ดีเท่าใดนัก โดยความผิดพลาดมีมากกว่า 10%

การเพิ่มแบบจำลอง Laminar to turbulent transition เข้าไปในการจำลองด้วย RANS มีส่วนช่วยเพิ่มความแม่นยำในการคำนวณเชิงอากาศพลศาสตร์มากขึ้น โดยในช่วงมุมปะทะต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยก ค่าแรงยกในกรณีที่มีแบบจำลอง Transition จะให้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่า โดยจะมีค่าแรงยกสูงกว่ากรณีคำนวณแบบปั่นป่วนสมบูรณ์ การที่แบบจำลองความปั่นป่วนแบบสมบูรณ์มีความผิดพลาด อาจเกิดจากชั้นขีดผิวแบบปั่นป่วนเกิดการพัฒนาเร็วเกินจริง ซึ่งไปเหนี่ยวนำให้เกิดค่า Skin friction ให้เพิ่มขึ้นในช่วงระหว่างขอบหน้าของแพนอากาศไปจนถึงจุดที่เกิด Transition ที่บริเวณด้าน Suction ของแพนอากาศ ความเสียดทานที่สูงเกินจริงในบริเวณนี้ทำให้การไหลมีความเร็วต่ำกว่าความเป็นจริงส่งผลให้ความดันในด้าน Suction มีค่าต่ำกว่าความเป็นจริง ส่งผลให้แรงยกมีค่าลดลงไปด้วย อย่างไรก็ตามแม้จะมีการใส่แบบจำลอง Transition เข้าไปในการจำลองด้วย RANS เมื่อเกิดการไหลแบบแยก ผลที่ได้คือยังให้ค่าแรงยกจากการคำนวณที่สูงเกินจริง เนื่องจากการไหลได้มีการพัฒนาเป็นการไหลปั่นป่วนสมบูรณ์แล้ว อย่างไรก็ตามการปรับปรุงให้

RANS สมจริงมากขึ้นผลที่ได้ในภาพรวมมีความใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลองที่สมมติให้การไหลเป็นแบบปั่นป่วนสมบูรณ์ Langtry et al. (2006) ใช้โปรแกรม CFX ในการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI เปรียบเทียบกรณีจำลองด้วยแบบจำลองปั่นป่วนเต็มรูปกับการจำลองที่คิดผลของ Transition พบว่าการคิดผลของ Transition ด้วยจะให้ผลลัพธ์ที่ดีกว่าโดยเฉพาะที่ความเร็วลมสูงแต่ที่ความเร็วลมต่ำให้ผลใกล้เคียงกัน ซึ่งต่างจากงานวิจัยของ Sørensen (2008) ที่ผลของการเพิ่มแบบจำลอง Transition จะให้ผลดีกว่าที่ความเร็วลมต่ำ แต่จะให้ผลที่ใกล้เคียงกับกรณีจำลองด้วยแบบจำลองปั่นป่วนที่ไม่คิดผล Transition ที่ความเร็วลมสูง ดังแสดงในรูปที่ 2.6

2.4 วรรณกรรมด้านการประยุกต์ใช้วิธีเชิงทฤษฎี และ CFD

Giguere et al. (1999) ออกแบบใบกังหัน โดยวิธีการแลกเปลี่ยน (Trade-offs) ซึ่งใช้หน้าตัดแพนอากาศชนิดแรงยกต่ำ สำหรับกังหันลมแกนอนที่ควบคุมผ่านการ Stall (Stall-regulated) เดิมที NREL ได้ทำการออกแบบกังหันลมชนิด Stall-regulated โดยใช้วิธีแลกเปลี่ยนระหว่างหน้าตัดแพนอากาศชนิดแรงยกต่ำ และ หน้าตัดแพนอากาศชนิดแรงยกสูง โดยเลือกใช้หน้าตัดแพนอากาศ S809 ของ NREL ซึ่งแนวคิดของงานวิจัยนี้คือ การเลือกใช้หน้าตัดแพนอากาศชนิดแรงยกต่ำที่บริเวณปลายปีก เพื่อปรับลดพลังงานส่วนเกินที่เกิดในกรณีลมแรง การออกแบบใบกังหันด้วยหลักการนี้ไม่ใช่วิธีการใหม่ แต่เพื่อให้แน่ใจว่าวิธีการนี้จะสามารถปรับใช้กับหน้าตัดแพนอากาศรุ่นอื่นได้ดีเช่นกัน แนวคิดในการออกแบบคือการหาจุดเหมาะสมระหว่าง Annual Energy Production (AEP) สูงสุด กับ จำนวนเงินลงทุนต่ำสุด อีกทั้งยังต้องวิเคราะห์ความแข็งแรงของใบกังหัน โดยโปรแกรมร่วมด้วย ซึ่งรูปทรงใบกังหันจะถูกสร้างโดย โปรแกรม PROGA (Giguere and Selig, 1997) เป็นโปรแกรมหาค่าที่ดีที่สุดโดยใช้วิธี Genetic Algorithm (GA) สำหรับออกแบบรูปร่างใบกังหันลม ซึ่งตัวแปรคือมุมบิดใบ (Twist) ความกว้างใบ (Chord) และ มุม Pitch ใบกังหัน ตัวแปรเหล่านี้จะถูกนำไปวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม PROPID (Giguere and Selig, 1997; Selig and Tangler, 1995) มีพื้นฐานจากโปรแกรม PROP ซึ่งเป็นโปรแกรมที่สร้างจากวิธี BEM โดยมีการปรับแก้ด้วย Prandtl tip-loss model และ Corrigan post-stall model (Tangler and Selig, 1997) ใช้ PROPID สำหรับการหาค่าประสิทธิภาพกังหันลม นำไปใช้คำนวณหาค่า AEP และ วิเคราะห์ความแข็งแรงของใบกังหัน จากนั้นจึงกลับมาพิจารณาขนาด และ น้ำหนักเพื่อประเมินราคาต้นทุนซึ่งเป็นตัวแปรหนึ่งของสมการคำนวณหาค่า Cost of Energy (COE) ผลจากการศึกษานี้ได้ข้อสรุปว่า ค่า $C_{L,max}=1$ เป็นค่าต่ำสุดที่ใช้ในกังหันลมแบบควบคุมผ่านการ Stall อาจเลือกใช้ค่าต่ำกว่านี้ได้ในการณีที่ต้องการลดเสียงรบกวน และ หากกังหันลมมีขนาดใหญ่ขึ้นควรใช้ค่า $C_{L,max} > 1$ แต่สังเกตได้ว่าในงานวิจัยนี้วิเคราะห์เพียงขนาดความกว้างใบ และ ชนิดของหน้าตัดแพนอากาศที่มีผลต่อ $C_{L,max}$ โดยมิได้

วิเคราะห์หุ้ม Pitch ร่วมด้วย ทั้งที่หุ้ม Pitch มีผลกระทบโดยตรงต่อค่า AEP ซึ่งเป็นเงื่อนไขหนึ่งในการวิเคราะห์หารูปทรงที่เหมาะสมของใบกังหัน

Bak (2007) ทำการศึกษาถึงตัวแปรต่าง ๆ ที่มีผลต่อการออกแบบกังหันลม โดยใช้วิธี BEM เป็นเครื่องมือในการศึกษา ตัวแปรที่เน้นในงานวิจัยนี้คือค่า C_L/C_D ของแพนอากาศ ค่าเลข Re ค่า Local speed ratio และ Tip speed ratio (TSR) ทำการศึกษาตั้งแต่กังหันขนาด 1 kW ถึง 5 MW จากการศึกษา Bak ให้ข้อเสนอว่า การออกแบบกังหันลมควรให้ค่า Local speed ratio มีค่าประมาณ 2.4-3.8 สำหรับแพนอากาศที่มีค่า C_L/C_D ที่ 50-200 เนื่องจากเป็นช่วงที่ให้ค่าประสิทธิภาพสูง สำหรับแพนอากาศที่มีเลข Re ต่ำประมาณ 2 แสน ค่า C_L/C_D สูงสุดจะอยู่ที่ 50 เมื่อนำไปใช้ในการออกแบบกังหันลม ประสิทธิภาพมีค่าประมาณ 53% เมื่อใช้แพนอากาศที่มีเลข Re สูงที่ประมาณ 9 ล้าน ค่า C_L/C_D สูงสุดจะสูงได้ถึง 180 ส่งผลต่อประสิทธิภาพของกังหันลมที่ออกแบบมีค่าได้ถึง 56% แสดงให้เห็นว่าเลข Re จะมีผลต่อประสิทธิภาพอย่างมากเมื่อมีค่าเลข Re ต่ำกว่า 2 ล้าน เนื่องจากค่า C_L/C_D สูงสุดจะลดลงอย่างรวดเร็วในช่วงนี้ ซึ่งเกี่ยวข้องกับกังหันลมขนาดน้อยกว่า 400 kW กรณีตัวอย่างของกังหันลมแบบ 3 ใบ แพนอากาศ C_L/C_D เท่ากับ 50 จะให้ค่าประสิทธิภาพสูงสุดที่ 42% ที่ค่า TSR ออกแบบเท่ากับ 6 แต่สำหรับ แพนอากาศ C_L/C_D เท่ากับ 200 จะให้ค่าประสิทธิภาพสูงสุดที่ 52.5% ที่ค่า TSR ออกแบบเท่ากับ 12 ดังนั้นค่าประสิทธิภาพของแพนอากาศมีผลอย่างมากต่อประสิทธิภาพกังหันลม โดยรวมแล้วกังหันขนาดใหญ่จะมีประสิทธิภาพมากกว่ากังหันขนาดเล็ก เนื่องจากเลข Re ที่สูงกว่า โดยกังหันขนาดเล็ก (โรเตอร์ 1.75 เมตร) ค่า TSR ในการออกแบบที่เหมาะสมคือ 5.5 กังหันขนาดใหญ่ (โรเตอร์ 126 เมตร) ค่า TSR ในการออกแบบที่เหมาะสมอยู่ระหว่าง 6.5-8.5 สำหรับการวิเคราะห์กำลังผลิตรายปี (AEP) พบว่า การเพิ่มค่าประสิทธิภาพกังหันลม 2% จะให้พลังงานรายปีที่เพิ่มขึ้น 1%

Mezdez and Greiner (2006) ได้สร้างโปรแกรมประเมินประสิทธิภาพกังหันลมด้วยวิธี BEM โดยใช้แบบจำลองการสูญเสียที่ปลาย และ โคนใบของ Prandtl ใช้การปรับแก้ค่าแฟกเตอร์เหนียวน่าตามแนวแกนของ Glauert แต่ไม่ได้ใส่แบบจำลองหลังการ Stall จากการเทียบผลการคำนวณกับการทดลองของกังหันลม Risø รุ่น LM 8.2 (Tellus Rotor) ให้ผลที่สอดคล้องกันดี ทั้งนี้ข้อมูลจากการทดลองไม่ได้ทดสอบในช่วงความเร็วลมสูง การไม่ใส่แบบจำลองหลัง Stall จึงยังให้ผลลัพธ์ที่ดี Mezdez and Greiner ยังแสดงให้เห็นว่าวิธี BEM ที่ไม่คิดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านทำให้ผลการคำนวณผิดพลาดอย่างมากที่ความเร็วลมสูง จากนั้นทำการปรับปรุงประสิทธิภาพของกังหันลม ด้วยการหาค่าที่ดีที่สุดด้วยวิธี Genetic Algorithm ทำการปรับค่ามุมบิด และ Chord จนได้รูปแบบที่ให้ค่ากำลังสูงสุด มุมบิดที่ดีที่สุดมีการเปลี่ยนแปลงตลอดความยาวใบโดยที่ปลายใบเปลี่ยนจากเดิม -1.8 องศา เป็น -2.986 องศา ส่วน Chord เปลี่ยนแปลงเล็กน้อย ผลที่ได้คือกำลังเพิ่มขึ้น 2.66%

ได้มีการศึกษาลักษณะรูปร่างของปลายใบกังหันลมเพื่อพิจารณาถึงภาวะที่กระทำบนใบกังหันลม Johansen and Sørensen (2002) ได้วิเคราะห์ลักษณะการไหลด้วย CFD ที่บริเวณปลายใบกังหันที่มีลักษณะแตกต่างกัน 3 แบบ คือ (1) Original standard tip (2) Swept tip และ (3) Tapered tip การควบคุมกรณีศึกษาอยู่บนฐานที่ให้พื้นที่ของใบกังหันเท่ากัน ดังนั้นใบกังหันแบบ Swept จึงมีใบที่ยาวกว่า และ Tapered มีใบที่ยาวที่สุดเนื่องจากลักษณะปลายใบมีความเร็วมากขึ้นตามลำดับผลลัพธ์ในช่วงความเร็วลมน้อยกว่า 12 m/s ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองเป็นอย่างดี ในช่วงนี้พบว่ากำลังที่ผลิตได้จากใบกังหันรูปแบบ Swept tip ให้ค่าที่สูงกว่า และ รูปแบบ Taper tip ให้ค่าที่สูงที่สุด เมื่อเทียบกับรูปแบบ Original standard tip กำลังที่เพิ่มขึ้นเป็นผลโดยตรงจากการที่ใบยาวขึ้นทำให้มีพื้นที่รับลมมากขึ้น เมื่อเปรียบเทียบแรงในแนวการหมุนที่ความยาวใบเท่ากัน พบว่าใบที่ออกแบบใหม่ทั้งสองแบบมีค่าที่ลดลง ขณะที่แรงในแนวการผลักมีค่าสูงขึ้น อย่างไรก็ตามใบกังหันแบบ Original standard tip มีภาระบนใบในลักษณะที่เปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็วบริเวณปลายใบ ขณะที่ใบปลายเร็วทั้งสองแบบ มีการกระจายภาระที่ปลายใบในลักษณะที่ราบเรียบกว่า เมื่อแสดงผลเส้นการไหลบนปลายใบพบว่าใบกังหันแบบ Swept tip เกิดการไหลแบบแยกตัวขึ้นด้วยเมื่อวิเคราะห์ไปถึงการสั้นของใบด้วยโปรแกรม HAWCDAMP (Thomsen and Petersen, 2000) ใบแบบ Swept tip ให้ค่าการสั้นในแนวการกระพือ (Flapping) ไม่เสถียรที่สุด เมื่อเทียบกับอีกสองแบบ

Ferrer and Munduate (2007) ทำการศึกษารูปร่างของปลายใบกังหันลม 3 รูปแบบเพื่อพิจารณาถึงภาวะที่กระทำบนใบกังหันลมด้วย CFD คล้ายกับ Johansen and Sørensen (2002) แต่ในครั้งนี้รัศมีใบกังหันเท่ากัน รูปร่างปลายใบกังหันมี 3 รูปแบบคือ (1) ปลายสี่เหลี่ยม (Square tip) (2) ปลายแหลมโดยมีปลายใบอยู่ที่แกน Pitch (Tip at pitch axis) และ (3) ปลายแหลมโดยมีปลายใบคู่ไปด้านหลัง (Swept-back tip) ทำการยืนยันความถูกต้องของการคำนวณกับการทดลองของกังหัน NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 7 m/s ให้ผลลัพธ์ที่สอดคล้องกันดี จากนั้นจึงใช้การคำนวณด้วย CFD เพื่อศึกษาถึงรูปแบบปลายใบทั้ง 3 ที่ความเร็วลม 8.5 m/s เมื่อทำการรวมภาวะที่เกิดขึ้นบนใบกังหันตั้งแต่ 90% ขึ้นไปพบว่า กรณีที่ปลายใบแหลมทั้ง 2 กรณี จะทำให้กำลังที่ได้ลดลงประมาณ 11% แต่แรงในแนวแกนลดลงในอัตราที่สูงกว่า โดยกรณีที่ (2) Tip at pitch axis ให้ผลที่ดีที่สุด กล่าวคือลดภาระในแนวแกน และ แนวการบิดรอบแกน Pitch ลง 26% และ 38% ตามลำดับ ซึ่งจะประโยชน์ต่อโครงสร้างของใบกังหัน

ได้มีแนวคิดในการเพิ่มประสิทธิภาพของกังหันลมโดยการติด Wingleet ที่ปลายใบกังหันเพื่อลดแรงต้านรวม (Total drag) เช่นเดียวกับปีกของเครื่องบิน และ เครื่องร่อน แรงต้านรวมบนปีกใน 3 มิติ ประกอบไปด้วยแรงต้าน 2 ส่วน คือ จากความหนืด (ผลใน 2 มิติ) และ จากการเหนี่ยวนำ (ผลใน 3 มิติ) แรงต้านเหนี่ยวนำมีสาเหตุจากวอร์เท็กซ์ที่กึ่งส่วนหาง (Tailing vortex) เกิดขึ้นด้านหลังปีกมีความเร็วในทิศตั้งฉากกับความเร็วมุมทางเข้า ส่งผลให้แรงยกที่เกิดขึ้นที่ปลายใบมีทิศทางที่เพิ่มแรง

ด้านเรียกว่าแรงต้านเหนียวน้ำ การติด Winglet เข้าไปจะช่วยให้ทิศทางการไหลเปลี่ยนไปทำให้ลดแรงต้านเหนียวน้ำ Johansen and Sørensen (2006; 2007) ได้ใช้ CFD ศึกษาเกี่ยวกับการติด Winglet ในหลายรูปแบบโดยละเอียด มีทั้งติดอยู่ในด้านทิศทางตามลม และ ทิศทางสวนลม พบว่าการติด Winglet สามารถเพิ่มกำลังขึ้นได้ 1.0-2.8% ขณะที่แรงผลัก (Thrust) เพิ่มขึ้นตามที่ 1.2-3.6% Gaunaa and Johansen (2007) ได้ทำการพัฒนาแบบจำลองด้วยวิธี Free-wake lifting-line (FWLL) เพื่อหาค่าประสิทธิภาพสูงสุดของ Winglet สำหรับกังหันลม โปรแกรมที่สร้างขึ้นให้ผลที่ใกล้เคียงกับการคำนวณด้วย CFD ของ Johansen and Sørensen (2007) โดยวิธี FWLL ให้ค่าที่ต่ำกว่า CFD ที่ -0.2% กรณีไม่ติด Winglet สำหรับกรณีที่ติด Winglet วิธี FWLL ให้ผลที่สูงกว่า 0.7 %

แนวคิดที่จะเพิ่มประสิทธิภาพของกังหันลมโดยการปรับปรุงบริเวณโคนใบคือ การให้เนื้อใบยาวลงไปถึง Hub ซึ่งแต่เดิมเป็นก้านใบลักษณะทรงกระบอกที่บริเวณประมาณ 10-30% ของความยาวใบ ดังนั้นความกว้างใบ (Chord) และ การบิดใบจะมากขึ้นเรื่อย ๆ จนถึง Hub ซึ่งการออกแบบใหม่นี้จะใช้กับกังหันขนาดใหญ่ การเพิ่มเนื้อใบจะทำให้กังหันลมดักจับพลังงานได้มากขึ้นนั่นเอง Carcangiu (2008) ใช้ CFD ทำการศึกษาการปรับปรุงใบกังหันที่โคนใบ และ ปลายใบ หลังจากได้ทำการสอบเทียบความแม่นยำของ Fluent 6.2 แล้ว โคนใบกังหันลมแบบใหม่ (Innovative design) มีลักษณะที่เนื้อใบกังหันยาวถึง Hub ซึ่งในอดีตจะตัดเนื้อใบที่ประมาณ 10-30% แล้วใช้ก้านใบแบบทรงกระบอก โคนใบแบบใหม่นี้ให้กำลังที่เพิ่มขึ้นถึง 17% ที่ลม 4 m/s และ เพิ่มขึ้น 4.9% ที่ลม 6.8 m/s และ 8 m/s จากนั้นทำการศึกษาปลายใบกังหันสองแบบคือ Rectangular และ Taper พบว่าผลลัพธ์ด้านกำลัง และ แรงผลัก ไม่ต่างกันเท่าใดนัก Johansen et al. (2007) ทำการศึกษา Hub แบบใหม่นี้ในสองลักษณะเทียบกับ Hub แบบทั่วไป การศึกษาใช้ทั้งวิธี Actuator Disk วิธี BEM และ CFD ในการศึกษา ผลที่ได้มีความสอดคล้องกันคือ เพิ่มประสิทธิภาพกังหันลม และ เพิ่มค่าแรงผลัก โดยค่าประสิทธิภาพจะเพิ่มมากขึ้นที่ลมสูง ประมาณ 3.5% โดยลักษณะใบกังหันที่ไม่มี Spinner จะให้ประสิทธิภาพสูงสุด จากการศึกษาเชิงอากาศพลศาสตร์ด้วย CFD พบว่าใบกังหันแบบใหม่จะไม่เกิดการไหลแยกที่โคนใบ ซึ่งใบกังหันแบบเดิมจะเกิดการไหลแยกที่บริเวณนี้

2.5 สรุปปริทัศน์วรรณกรรม

โดยรวมแล้วนักวิจัยมุ่งการทดสอบ หรือ สอบเทียบ โปรแกรมการคำนวณทั้งเชิงทฤษฎี และ CFD กับการทดลองที่น่าเชื่อถือ ทั้งการทดสอบภาคสนามจากโครงการ IEA Annexes XIV/XVIII และ การทดสอบในอุโมงค์ลมของ NASA Ames เมื่อโปรแกรมที่ได้ทำการสอบเทียบมีความแม่นยำในระดับหนึ่งจึงนำไปประยุกต์ใช้ในการออกแบบต่อไป ข้อมูลจากการทดลองยังสามารถนำไปพัฒนาแบบจำลองใหม่หรือปรับปรุงแบบจำลองเดิมให้แม่นยำยิ่งขึ้นด้วย

ความยากของการทดสอบกึ่งหันลมคือค่ามุมปะทะซึ่งนิยามอยู่บนพื้นฐานการทดสอบในอุโมงค์ลม 2 มิติ ดังนั้นตัวแปรนี้จึงเป็นตัวแปรที่มีลักษณะ Hypothetical เมื่อนำมาใช้งานกับกึ่งหันลมใน 3 มิติ ความยากของวิธีเชิงทฤษฎีคือ แบบจำลอง Stall-Delay ซึ่งเป็นพฤติกรรมที่ซับซ้อน ซึ่ง ณ ปัจจุบันยังไม่มีทฤษฎีหรือแบบจำลองใดที่แม่นยำ และ ครอบคลุมพฤติกรรมนี้ สำหรับวิธี CFD ความยากอยู่ที่การจำลองความปั่นป่วน โดยเฉพาะเมื่อเกิดพฤติกรรมการไหลแยก โดยแบบจำลองที่มีอยู่ขณะนี้ ยังไม่สามารถจำลองพฤติกรรมการไหลแยกได้อย่างแม่นยำ อย่างไรก็ตามช่วงที่กึ่งหันลมยังไม่เกิดพฤติกรรมการไหลแยกหรือเกิดเพียงเล็กน้อย การคำนวณทั้งวิธีเชิงทฤษฎี และ CFD มีความแม่นยำที่น่าพอใจระดับหนึ่ง

บทที่ 3

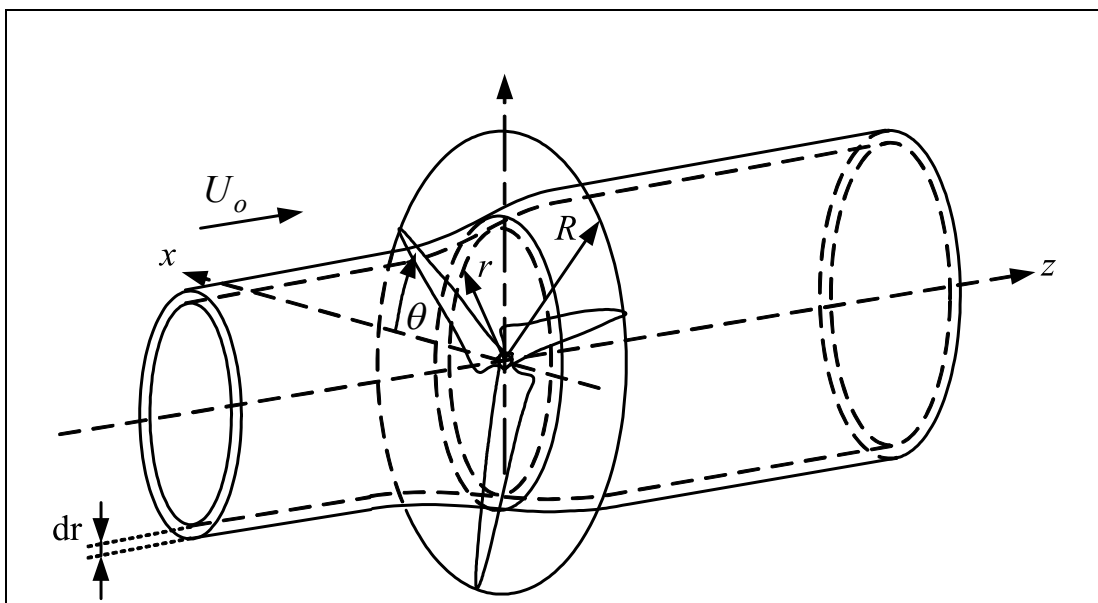
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

งานวิจัยนี้มุ่งหวังที่จะพัฒนากระบวนการเชิงตัวเลข (Numerical Method) ที่แม่นยำเพื่อใช้ในการตรวจสอบการออกแบบกังหันลมด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี กระบวนการเชิงตัวเลขในที่นี้หมายถึงการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics หรือ CFD) อาจารย์ระบุว่า CFD เป็นการประยุกต์ใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขในการหาผลเฉลยของสมการ Navier-Stoke ซึ่งยังไม่มีวิธีเชิงทฤษฎีที่สามารถหาผลเฉลยของสมการนี้ได้โดยตรง อาศัยกระบวนการ Discretization อาจเป็นวิธี Finite Difference วิธี Finite Element หรือ วิธี Finite Volume แปลี่ยนสมการ Navier-Stoke ที่อยู่ในรูปสมการเชิงอนุพันธ์ย่อย (Partial Differential Equations) ให้เป็นสมการพีชคณิต (Algebraic Equations) เมื่อระบบสมการอยู่ในรูปสมการพีชคณิตแล้ว การหาคำตอบของสมการจะทำได้ง่ายขึ้น โดยอาศัยกระบวนการคำนวณที่เป็นขั้นตอน และการคำนวณซ้ำ ซึ่งสามารถทำได้โดยง่ายในการเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์ เนื่องจากงานวิจัยนี้ใช้โปรแกรมสำเร็จรูป Fluent เป็นหลักดังนั้นในบทนี้จะเสนอเฉพาะวิธี Finite Volume ซึ่งเป็นระเบียบวิธีในการหาผลเฉลยของโปรแกรม Fluent เนื่องจากแบบจำลองความปั่นป่วนได้มีการพัฒนาเรื่อยมา หลายแบบจำลองไม่มีอยู่ในโปรแกรม Fluent ผู้วิจัยจึงได้มีการปรับปรุงโปรแกรมในส่วนของแบบจำลองความปั่นป่วนโดยใช้ User Define Function (UDF) ซึ่งโปรแกรม Fluent อนุญาตให้ผู้ใช้เข้าไปแก้ไขแบบจำลองความปั่นป่วนได้ ผู้วิจัยได้เสนอแบบจำลองความปั่นป่วนขึ้นมาใหม่โดยแสดงไว้ในบทที่ 7

งานวิจัยนี้จึงมีส่วนสำคัญคือ (1) การพัฒนาโปรแกรมการออกแบบกังหันลมด้วยทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) ให้มีความแม่นยำ โดยใช้ทฤษฎีเสริมย่อยต่าง ๆ ที่พัฒนา มาจนถึงปัจจุบันเพื่อช่วยปรับแก้ผลให้ดียิ่งขึ้น และ (2) การพัฒนากระบวนการเชิงตัวเลข (หมายถึง CFD) ให้มีความแม่นยำและ น่าเชื่อถือในการคำนวณการไหลผ่านกังหันลม โดยสมการที่เกี่ยวข้องจะได้กล่าวต่อไปในเนื้อหาของบทนี้

3.1 ทฤษฎี BEM

บางครั้งเรียกทฤษฎีนี้ว่า Strip Theory (Wilson and Lissaman, 1974; Spera, 1994) หรือ Glauert Momentum Vortex Theory (Eggleston and Stoddard, 1987) หรือ Modified Blade Element Theory (Spera, 1994) วิธีนี้จะแบ่งระนาบของใบกังหันออกเป็นส่วนวงแหวนในแนวรัศมี (Strips หรือ Annular stream-tube) ดังแสดงในรูปที่ 3.1 แล้วทำการวิเคราะห์การถ่ายเทมวล และโมเมนตัมในวงแหวนนี้ ภายใต้สมมติฐานการไหลในแต่ละวงแหวนเป็นเอกกรุป (Uniform) ที่ไม่มีปฏิสัมพันธ์กัน ทฤษฎีนี้ประกอบด้วยทฤษฎีย่อยสองทฤษฎี คือ Momentum theory และ Blade element theory



รูปที่ 3.1 โดเมนสำหรับการวิเคราะห์ด้วย ทฤษฎี BEM

3.1.1 Momentum Theory (MT)

จากการวิเคราะห์สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในย่านวงแหวน โดยวิธีการแบบ Actuator disk ดังในรูปที่ 3.1 ได้ออนุพันธ์ของแรงในแนวแกน (T) เป็น (Manwell et al., 2002)

$$dT = 4a(1-a)\rho U_0^2 \pi r dr \quad (3.1)$$

เมื่อ a คือค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน (Axial induction factor) เป็นอัตราส่วนการลดลงของความเร็วที่ระนาบกังหันต่อความเร็วทางเข้า นั่นคือ $a = (U_0 - U_d)/U_0$ ตัวแปร r คือระยะ

รัศมีใบ ρ คือความหนาแน่นของอากาศ U_0 เป็นความเร็วที่ทางเข้า และ U_d เป็นความเร็วที่ระนาบ
กังหัน จากการวิเคราะห์สมการอนุรักษ์โมเมนตัมเชิงมุมของวงแหวนจะได้อนุพันธ์ของแรงบิด (Q)
เป็น (Manwell et al., 2002)

$$dQ = 4a'(1-a)\rho U_0 \pi r^3 \Omega dr \quad (3.2)$$

เมื่อ Ω คือความเร็วเชิงมุมของใบกังหัน และ a' คือค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุม (Angular
induction factor) โดย $a' = w/r\Omega$ และ w คือ ความเร็วของ Wake ที่ใบกังหัน

3.1.2 Blade Element Theory (BET)

เป็นการพิจารณาแรงที่กระทำบนหน้าตัดใบกังหันในลักษณะสองมิติ โดยแบ่งใบ
กังหันเป็นส่วน ๆ ตามความยาวใบ (Span) แล้วคำนวณค่าแรงยก แรงจุด ที่เป็นผลจากมุมปะทะ และ
ความเร็ว ณ แต่ละส่วนของใบกังหันที่แบ่งไว้ สำหรับความเร็วในแนวความยาวใบ (Span) จะไม่
นำมาพิจารณา นั่นคือไม่คิดอิทธิพลของระบบสามมิตินั่นเอง

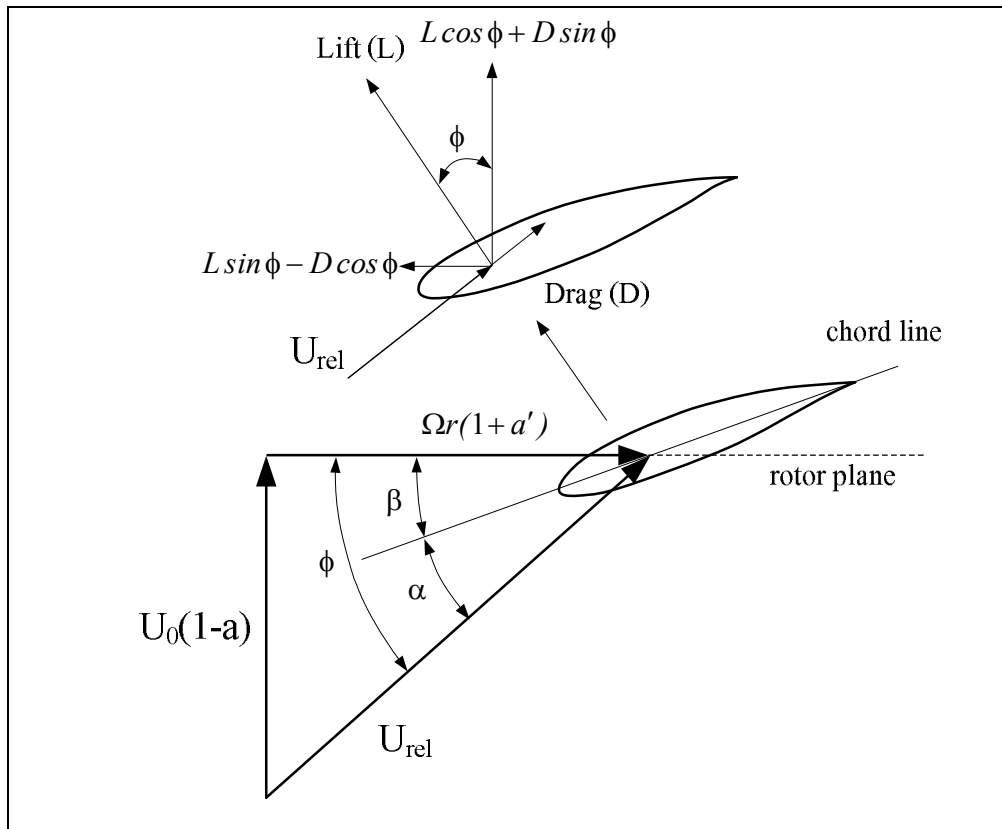
พิจารณาที่ใบกังหันในแต่ละส่วน (Blade element) ความเร็วที่เกิดขึ้นแบ่งได้เป็น
ความเร็วในแนวแกน (Axial) และ ความเร็วในแนวสัมผัสหรือแนวการหมุน (Tangential) ความเร็ว
ในแนวแกนที่ปรากฏที่ระนาบของใบกังหันจะมีค่าเป็น $U_d = U_0(1-a)$ และ ความเร็วแนวสัมผัสคือ
 $r\Omega + w$ พจน์ $r\Omega$ คือความเร็วการหมุนของใบ

พิจารณาลักษณะเวกเตอร์ความเร็วตามรูปที่ 3.2 จะได้

$$\tan \phi = \frac{U_0(1-a)}{r\Omega(1+a')} = \frac{(1-a)}{\lambda_r(1+a')} \quad (3.3)$$

เมื่อ ϕ คือมุมความเร็วลมสัมผัส มีค่าเท่ากับมุมปะทะรวมกับมุมบิดรวม ($\phi = \alpha + \beta$) ค่า
 $\lambda_r = \Omega r / U_0$ คือ Local speed ratio สำหรับแรงยกในแต่ละส่วนของใบกังหัน dr ตามทิศตั้งฉาก
กับความเร็วสัมผัส U_{rel} คือ

$$dL = \frac{1}{2} C_L \rho U_{rel}^2 c dr \quad (3.4)$$



รูปที่ 3.2 ความเร็ว และ แรงที่เกิดขึ้นบนหน้าตัดแพนอากาศของกังหันลม

เมื่อ C_L คือสัมประสิทธิ์แรงยก c คือความกว้างของใบกังหัน (Chord) (ซึ่งอาจเปลี่ยนค่าไปตามแนวยาวของใบ) สำหรับแรงต้านในแต่ละส่วนของใบกังหัน dr ตามทิศทางกับความเร็วสัมพัทธ์ U_{rel} คือ

$$dD = \frac{1}{2} C_D \rho U_{rel}^2 c dr \quad (3.5)$$

ทำให้ได้สมการแรงในแนวแกน (T) และ แรงบิด (Q) สำหรับใบกังหัน N ใบ ดังนี้

$$dT = N \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) c dr \quad (3.6)$$

$$dQ = N \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) c r dr \quad (3.7)$$

3.1.3 Blade Element - Momentum (BEM) Theory

เป็นการนำเอาผลของแรงใน Momentum Theory มาเทียบค่ากับ Blade Element Theory ดังนั้น $dT|_{BET} = dT|_{MT}$ และ $dQ|_{BET} = dQ|_{MT}$ ซึ่งจะได้ความสัมพันธ์เป็น

$$N \frac{1}{2} \rho \left[\frac{U_0(1-a)}{\sin \phi} \right]^2 (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) c dr = 4a(1-a) \rho U_0^2 \pi r dr \quad (3.8)$$

$$N \frac{1}{2} \rho \left[\frac{r\Omega(1+a')}{\cos \phi} \right]^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) c r dr = 4a'(1-a) \rho U_0^3 \pi r^3 \Omega dr \quad (3.9)$$

เมื่อจัดรูปใหม่จะได้

$$\frac{a}{1-a} = \frac{Nc}{8\pi r} \left(\frac{C_L \cos \phi + C_D \sin \phi}{\sin^2 \phi} \right) \quad (3.10)$$

$$\frac{a'}{1+a'} = \frac{Nc}{8\pi r} \left(\frac{C_L \sin \phi - C_D \cos \phi}{\sin \phi \cos \phi} \right) \quad (3.11)$$

สมการ (3.10) และ (3.11) สามารถจัดอยู่ในรูปที่สะดวกต่อการคำนวณดังนี้

$$a = \frac{1}{\frac{4\sin^2 \phi}{\sigma' C_n} + 1} \quad (3.12)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4\sin \phi \cos \phi}{\sigma' C_t} - 1} \quad (3.13)$$

เมื่อ $\sigma' = Nc/2\pi r$ คือ Local solidity สัมประสิทธิ์ C_n คือสัมประสิทธิ์ของแรงในทิศตั้งฉากกับโรเตอร์ สัมประสิทธิ์ C_t คือสัมประสิทธิ์ของแรงในแนวระนาบโรเตอร์ มีความสัมพันธ์กับสัมประสิทธิ์ C_L และ C_D โดย $C_n = C_L \cos \phi + C_D \sin \phi$ และ $C_t = C_L \sin \phi - C_D \cos \phi$ สำหรับค่าสัมประสิทธิ์กำลัง สามารถคำนวณได้จาก

$$C_{Pow} = \frac{P_{out}}{P_{in}} = \frac{\int_H^R \Omega dQ}{0.5 \rho \pi R^2 U_0^3} \quad (3.14)$$

ซึ่งเมื่อกระจายตัวแปรให้ละเอียดมากขึ้นจะได้

$$C_{Pow} = \frac{2}{\lambda R} \int_H^R \frac{\sigma' \lambda_r^2 (1-a) C_L}{\sin^2 \phi} \left[\sin \phi - \frac{C_D \cos \phi}{C_L} \right] dr \quad (3.15)$$

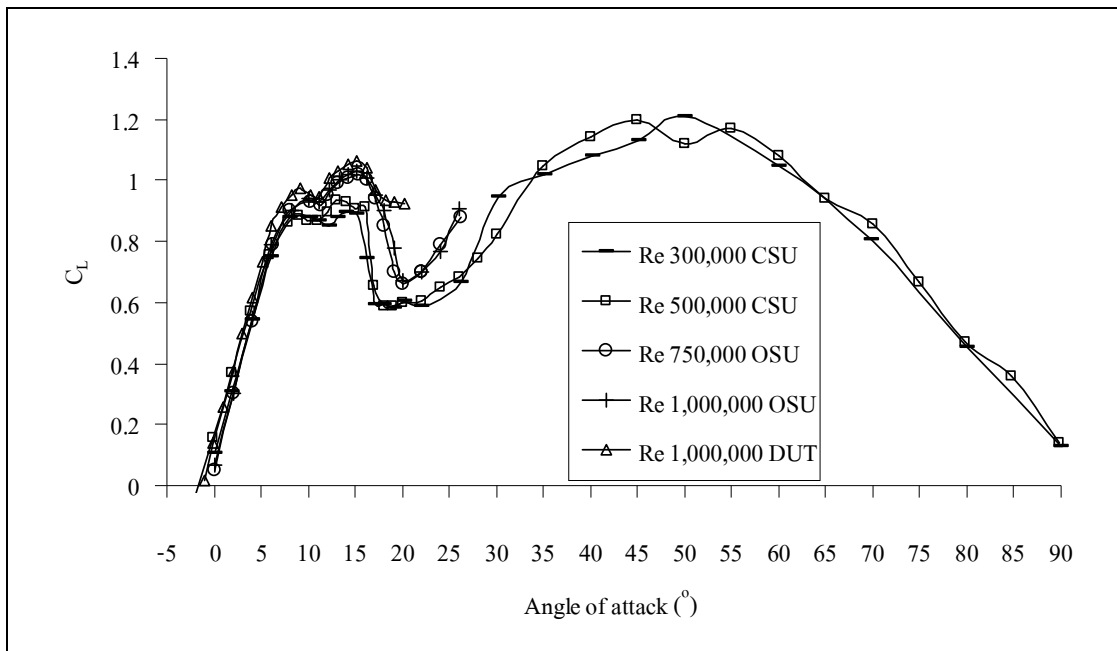
เมื่อ $\lambda = \Omega R / U_0$ คือ Tip speed ratio (TSR) โดย R คือรัศมีใบ ค่า H คือระยะรัศมีของ Hub

3.1.4 การหาผลเฉลยของ BEM

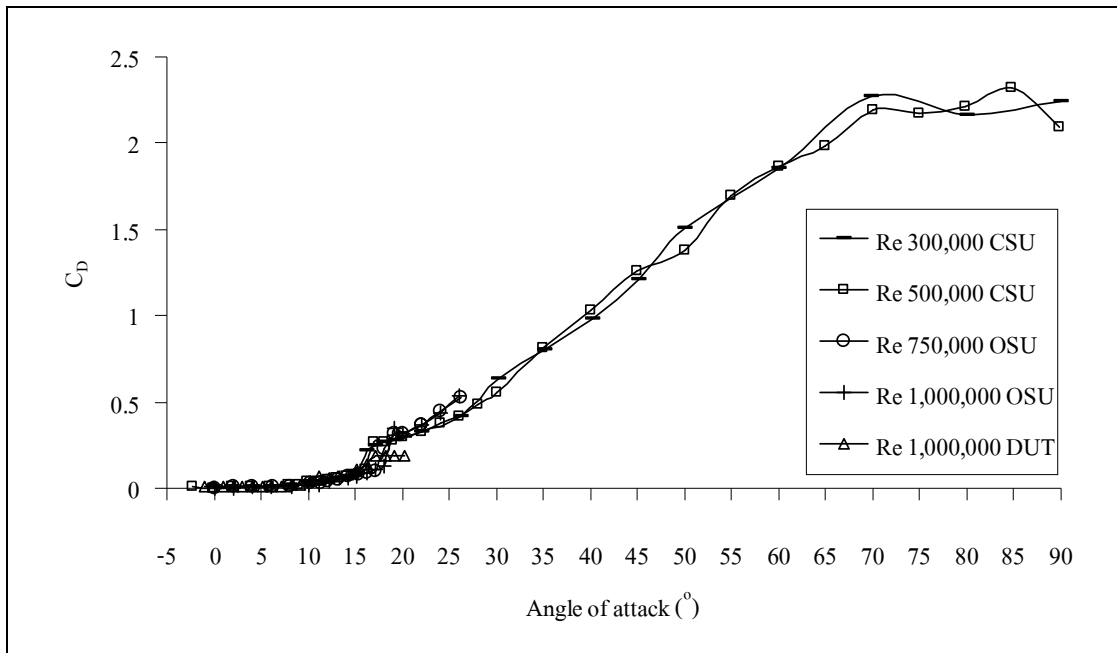
จากระบบสมการดังทฤษฎีที่กล่าวมาในหัวข้อ 3.1.2 และ 3.1.3 สามารถใช้วิธีเชิงตัวเลขกับทฤษฎี BEM เพื่อหาประสิทธิภาพของใบกังหันได้ กระบวนการในการหาคำตอบทำได้โดยใช้วิธีการทำซ้ำ สมการที่เกี่ยวข้อง มี 3 สมการคือ (3.3) (3.12) และ (3.13) โดยมีตัวแปรที่ไม่รู้ค่า 3 ตัวแปรคือ ϕ , a และ a' เมื่อมีข้อมูลของกังหันตัวหนึ่ง ซึ่งประกอบไปด้วย มุมบิดรวม ($\beta =$ มุมบิดใบ + มุม Pitch) และความกว้างใบ (c) ตลอดความยาวใบ ความเร็วการหมุน (Ω) และ ความเร็วลม (U_0) จำนวนใบ (N) ทำการแบ่งการคำนวณใบกังหันเป็นช่วงเล็ก ๆ จะสามารถคำนวณเพื่อหาค่าประสิทธิภาพได้ดังนี้

- 1) เค้าค่า a และ a'
- 2) คำนวณ มุมลมสัมพันธ์ ϕ จากสมการ (3.3)
- 3) คำนวณ $\alpha = \phi - \beta$ ซึ่งจะได้ C_L และ C_D จากข้อมูลแผนอากาศ
- 4) หาค่า a และ a' จากสมการ (3.12) และ (3.13)
- 5) กลับไปคำนวณจากข้อ 2 และ ทำซ้ำจนกว่าค่าจะลู่เข้า

กระบวนการคำนวณนี้สามารถนำไปเขียนเป็นโปรแกรมคอมพิวเตอร์ได้ ทั้งนี้จะต้องมีความสัมพันธ์ของ C_L และ C_D ที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะ α และ เลข Re ซึ่งเป็นค่าที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลม ดังแสดงในรูปที่ 3.3 และ 3.4 เมื่อได้ค่า ϕ , a และ a' ตลอดใบกังหันแล้ว จึงทำการคำนวณประสิทธิภาพตามสมการที่ (3.15) ได้ ด้วยกระบวนการนี้หากกำหนดความกว้างใบ และ มุมบิดใบให้เป็นตัวแปร ก็จะสามารถเสาะหาปัจจัยที่เหมาะสมที่สุดของกังหันลมได้



รูปที่ 3.3 C_L v.s. α ที่เลข Re ต่าง ๆ ของแพนอากาศ S809 (Jonkman, 2003)



รูปที่ 3.4 C_D v.s. α ที่เลข Re ต่าง ๆ ของแพนอากาศ S809 (Jonkman, 2003)

3.1.5 การปรับปรุงทฤษฎี BEM

ทฤษฎี BEM ที่นำเสนอมานั้นสามารถนำไปประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมได้ แต่ด้วยความซับซ้อนเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม ผนวกกับการใช้ทฤษฎีซึ่งมีสมมุติฐานเชิงอุดมคติหลายประการ จึงทำให้การประเมินประสิทธิภาพของกังหันอาจไม่แม่นยำ ดังนั้นจึงต้องปรับปรุงเพิ่มเติมส่วนต่าง ๆ เข้าไปเพื่อให้เกิดความแม่นยำยิ่งขึ้น

1) การสูญเสียที่ปลายใบ และ โคนใบ

ผลกระทบจากการไหลแบบสามมิติเมื่อใบกังหันมีความยาวจำกัด คือ การสูญเสียที่ปลายใบ (Tip loss) จะเกิดการไหลล้นจากด้านล่างปีกซึ่งเป็นด้านที่มีความดันสูงของใบกังหัน (Pressure side) ขึ้นสู่ด้านบนปีกซึ่งเป็นด้านที่มีความดันต่ำ (Suction side) นอกจากนี้ยังมีการสูญเสียที่โคนใบ (Hub loss) การสูญเสียเหล่านี้ทำให้ค่าความเร็วสัมพัทธ์เปลี่ยนแปลงไป จึงต้องมีการปรับแก้ โดยใส่ Loss factor (F) เข้าไปกับสมการโมเมนตัม ทางขวามือของทั้งสมการ (3.6) และ (3.7) ซึ่งจะส่งผลต่อ สมการ BEM (3.10) และ (3.11) ด้วย แบบจำลองการสูญเสียปลายใบกังหันที่นิยมใช้ คือแบบจำลองของ Prandtl (1927) และ ผลเฉลยแม่นยำตรงของ Goldstien (1929) ซึ่งแบบจำลองของ Prandtl นั้นค่อนข้างง่าย และ เป็นสมการแบบปิด (Close form) ส่วนผลเฉลยแม่นยำตรงของ Goldstien จะแสดงในรูปอนุกรมไม่จำกัดของ Modified Bessel function แต่ผลลัพธ์จากทั้งสองวิธีนี้ใกล้เคียงกัน ดังนั้นแบบจำลองของ Prandtl จึงเป็นที่นิยมมากกว่า (ดู Eggleston and Stoddard, 1987)

ในการคำนวณประสิทธิภาพของกังหันลมที่มีความยาวใบจำกัด ผลของการสูญเสียที่ปลายใบจะนำมารวมเข้ากับวิธี BEM ด้วยฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl ดังนี้ (ดู Shen et al, 2005)

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-\frac{N(R-r)\sqrt{1+\lambda^2}}{2R} \right] \right) \quad (3.16)$$

สมการนี้จะให้ค่าเป็น 0 ที่ปลาย เป็น 1 ที่โคนใบ ฟังก์ชันนี้ถูกพัฒนาขึ้นภายใต้สมมุติฐานที่ Vortex sheet มีลักษณะแนวตรง แบบจำลองที่สมจริงยิ่งขึ้นแต่มีความซับซ้อนมากขึ้น ได้มีการพัฒนาต่อมา โดย Goldstein (1929) ซึ่งได้ทำการใช้โครงสร้างพื้นผิวเกลียวที่ไม่มีความหนืดของคลื่นท้าย ในการคำนวณการไหลวนเพื่อติดตามใบกังหันที่ดีที่สุดใบหนึ่ง เปรียบเทียบกับฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl สำหรับกังหัน 4 ใบ แบบจำลองของ Goldstein และ Prandtl ให้ผลที่ดี สำหรับกังหัน 2 ใบ ให้ผลดีที่ TSR เท่ากับ 7 ขึ้นไป และ ค่อนข้างแตกต่างที่ TSR ต่ำ (ตัวอย่างเช่น TSR เท่ากับ 5 มีความแตกต่างประมาณ 6%)

ความสัมพันธ์โดยประมาณจากสำหรับฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl เสนอโดย Glauert (1935) ดังนี้

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-\frac{N (R-r)}{2 r \sin \phi_R} \right] \right) \quad (3.17)$$

เมื่อ ϕ_R คือมุมการไหล (Flow angle) ที่ปลายใบ เพื่อให้สมการใช่ง่ายต่อการคำนวณด้วยวิธี BEM ฟังก์ชันการสูญเสียที่ปลายใบจึงถูกเปลี่ยนเป็น

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-\frac{N (R-r)}{2 r \sin \phi} \right] \right) \quad (3.18)$$

เมื่อ $\phi = \phi(r)$ คือมุมระหว่างความเร็วสัมผัสเฉพาะพื้นที่ (Local relative velocity) กับ รัศมีของโรเตอร์ ในทำนองเดียวกันการสูญเสียที่โคนใบมีความสัมพันธ์คล้ายคลึงกับการสูญเสียที่ปลายใบดังนี้ (Moriarty and Hansen, 2005)

$$F_{hub} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-\frac{N (r-R_{hub})}{2 r \sin \phi} \right] \right) \quad (3.19)$$

ดังนั้นการสูญเสียรวมจากทั้งปลายใบ และ โคนใบเป็นดังนี้

$$F = F_{tip} F_{hub} \quad (3.20)$$

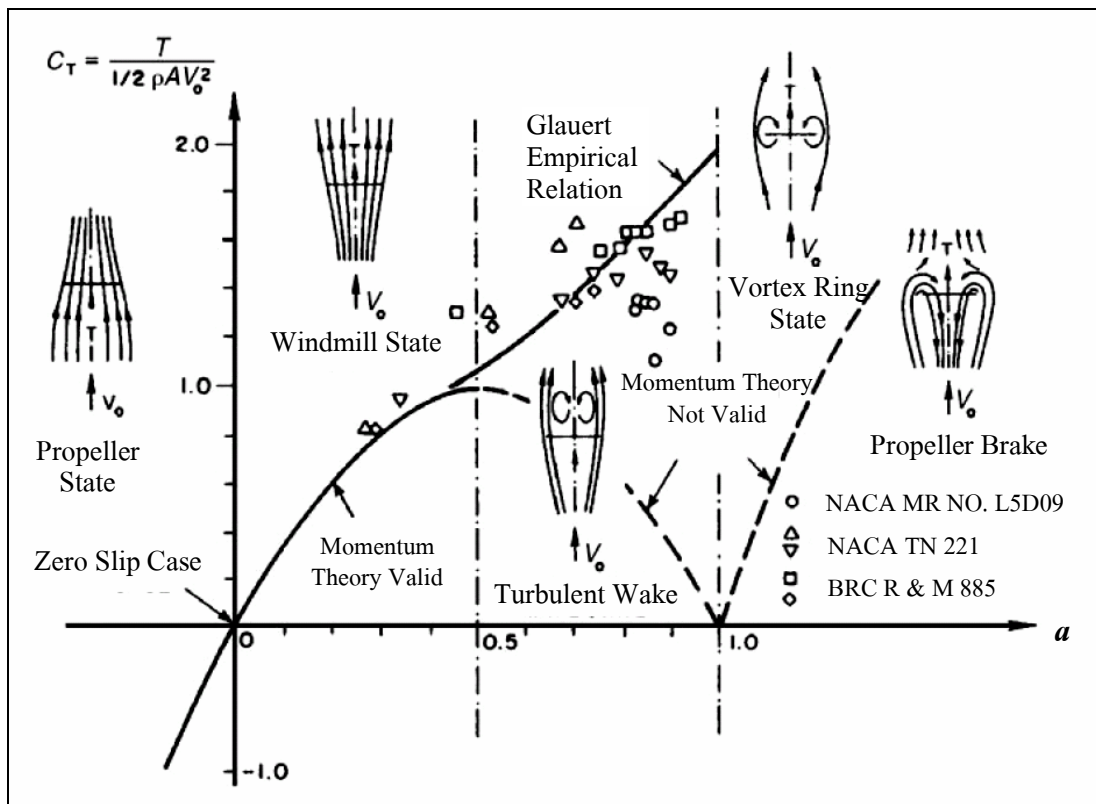
ทำให้สมการ (3.12) และ (3.13) เมื่อรวมผลของการสูญเสียรวมจากทั้งปลายใบ และ โคนใบแล้วเป็นดังนี้

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma' C_n} + 1} \quad (3.21)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \phi \cos \phi}{\sigma' C_T} - 1} \tag{3.22}$$

2) การปรับแก้ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน

เมื่อเปรียบเทียบความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงผลักดัน (Thrust coefficient, C_T) ที่เปลี่ยนแปลงไปตามค่า a ระหว่างทฤษฎีโมเมนตัมกับการทดลอง ดังแสดงในรูปที่ 3.5 พบว่า เมื่อ a มีค่าประมาณ 0.4 สัมประสิทธิ์แรงผลักดันจะไม่เป็นไปตามทฤษฎีโมเมนตัม ดังนั้นจึงต้องมีการปรับแก้ในจุดนี้ขึ้นเมื่อค่า a มีค่ามากกว่า a_c โดยที่ a_c มีค่าประมาณ 0.38 หรือ 0.4 โดยล่าสุด Spera (1994) ใช้ค่า a_c เท่ากับ 0.2



รูปที่ 3.5 ความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงผลักดัน (Thrust coefficient, C_T) ที่ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน (a) ต่าง ๆ (Eggleston and Stoddard, 1987)

การปรับแก้ค่า a มีผู้เสนอไว้หลายความสัมพันธ์ เช่น ความสัมพันธ์ของ Glauert (1926) พัฒนาการความสัมพันธ์ค่าสัมประสิทธิ์แรงผลักดันนี้

$$C_T = 4aF(1-a) ; a < a_c \quad (3.23)$$

$$C_T = 4F[a_c^2 + (1-2a_c)a] ; a > a_c \quad (3.24)$$

เมื่อนำความสัมพันธ์ในสมการที่ (3.24) เข้ากับวิธี BEM ทำให้ความสัมพันธ์ของค่า a เมื่อ $a > a_c$ เป็นดังนี้

$$4[a_c^2 + (1-2a_c)a]F = \frac{(1-a)^2 \sigma C_n}{\sin^2 \phi} ; a > a_c \quad (3.25)$$

ทำให้ได้ค่า a อยู่ในรูป

$$a = \frac{1}{2} [2 + K(1-2a_c) - \sqrt{(K(1-2a_c)+2)^2 + 4(Ka_c^2 - 1)}] ; a > a_c \quad (3.26)$$

เมื่อ

$$K = \frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma C_n} \quad (3.27)$$

Buhl (2005) ได้วิเคราะห์การปรับแก้ค่า a ของ Glauert พบว่าจะเกิดความไม่ต่อเนื่องขึ้นในช่วงรอยต่อของกราฟที่ตำแหน่ง a_c เมื่อเกิดการสูญเสียที่ปลายใบ ($F < 1$) Buhl ได้ทำการปรับปรุงความสัมพันธ์ของ a กับ C_T โดยหาความสัมพันธ์ที่ให้รอยต่อ ณ ตำแหน่ง a_c มีความต่อเนื่องดังนี้

$$C_T = \frac{8}{9} + (4F - \frac{40}{9})a + (\frac{50}{9} - 4F)a^2 ; a > a_c \quad (3.28)$$

ทำให้ได้ค่า a อยู่ในรูป

$$a = \frac{18F - 20 - 3\sqrt{C_T(50 - 36F) + 12F(3F - 4)}}{36F - 50}; a > a_c \quad (3.29)$$

3) การปรับแก้ผลของใบกั้นความยาวจำกัดในช่วงหลัง Stall

ที่มุมปะทะสูงกว่ามุม Stall (stall angle) ค่า C_L และ C_D ที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลม 2 มิติมีค่าแตกต่างไปจากกรณีการไหลจริงใน 3 มิติ เนื่องจากการทดลองอุโมงค์ลม 2 มิติ อยู่ภายใต้สมมุติฐานแผนอากาศมีความยาวอนันต์ แต่ในความเป็นจริงใน 3 มิติ ใบกั้นมีความยาวจำกัด Viterna and Corrigan (1981) ได้เสนอแบบจำลองปรับแก้ค่า C_L และ C_D ในช่วงหลังการ Stall เพื่อชดเชยผลของการไหลใน 3 มิติ ที่ใบกั้นมีความยาวจำกัด ดังนี้

$$C_D = B_1 \sin^2 \alpha + B_2 \cos \alpha \quad (3.30)$$

$$C_L = A_1 \sin 2\alpha + A_2 \frac{\cos^2 \alpha}{\sin \alpha} \quad (3.31)$$

โดยที่

$$C_{D,\max} = 1.11 + 0.018AR \quad (3.32)$$

$$B_1 = C_{D,\max} \quad (3.33)$$

$$B_2 = \frac{C_{D,\text{stall}} - C_{D,\max} \sin^2 \alpha_{\text{stall}}}{\cos \alpha_{\text{stall}}} \quad (3.34)$$

$$A_1 = B_1 / 2 \quad (3.35)$$

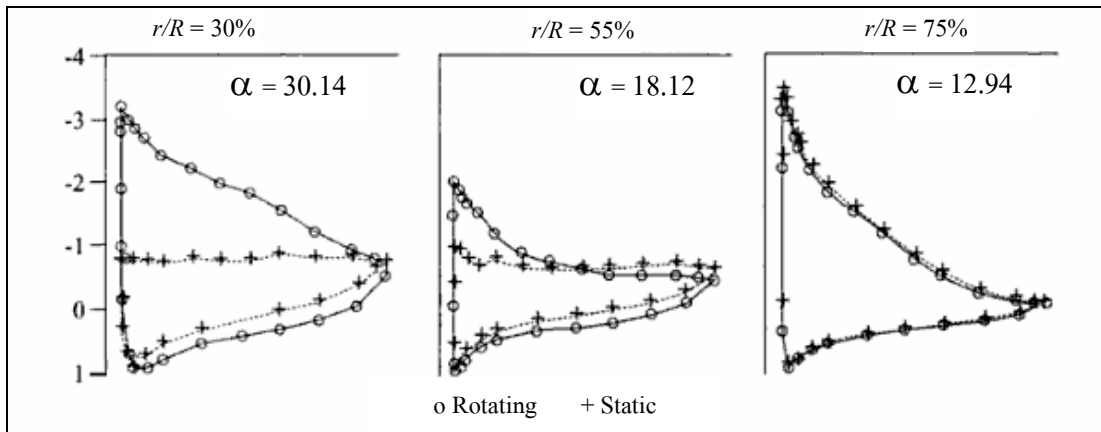
$$A_2 = (C_{L,\text{stall}} - C_{D,\max} \sin \alpha_{\text{stall}} \cos \alpha_{\text{stall}}) \frac{\sin \alpha_{\text{stall}}}{\cos^2 \alpha_{\text{stall}}} \quad (3.36)$$

เมื่อ $C_{L,stall}$ และ $C_{D,stall}$ คือค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน ณ มุมปะทะที่เกิดการ Stall (α_{stall}) AR คือ Aspect Ratio = R/c ดังนั้นถ้า AR มีค่าเป็นอนันต์ (การไหลแบบ 2 มิติ) จะกลับไปสู่ค่า C_L และ C_D จากอุโมงค์ลม จะเห็นได้ว่าแบบจำลองนี้เน้นที่การปรับปรุงค่า C_D เป็นหลัก โดยจากสมการ (3.32) จะเห็นได้ว่าใบกังหันลมที่มีความยาวจำกัดค่า C_D จะมีค่าลดลงจากกรณี 2 มิติ มาก อาจเรียกได้ว่าแบบจำลอง Viterna and Corrigan เป็นการปรับแก้ผลของ Aspect Ratio จากการที่กังหันลมมีพฤติกรรมการไหลเป็น 3 มิติ ข้อดีอีกประการหนึ่งของแบบจำลองนี้คือสามารถใช้ในการประมาณค่านอกช่วงจากข้อมูลค่า C_L และ C_D ที่มุมปะทะที่เกิดการ Stall ไปสู่ค่าที่มุมปะทะ 180 องศาได้ การใส่แบบจำลองหลังการ Stall มีความสำคัญเนื่องจากกังหันจะทำงานที่หลายความเร็วลม ที่ความเร็วลมสูงจะทำงานในช่วง Stall เป็นส่วนใหญ่ โดยเฉพาะกังหันลมชนิด Stall-regulated

4) แบบจำลอง Stall-Delay

Himmelskamp (1940) ทดสอบอากาศพลศาสตร์ของใบพัด พบว่ากรณีที่ใบพัดหมุนจะเกิดค่าแรงยกที่สูงกว่ากรณีไม่หมุน ปรากฏการณ์นี้เป็นเช่นเดียวกันกับกังหันลม สำหรับการไหลที่ยังไม่เกิดการ Stall ค่าแรงยกกรณีมีการหมุนไม่ต่างกับกับกรณีไม่หมุน แต่เมื่อเกิดการ Stall ขึ้นอากาศบริเวณที่แยกตัวออกจากผิวจะเคลื่อนที่ออกไปด้านนอกของรัศมีใบซึ่งเป็นผลมาจากแรงเหวี่ยง ซึ่งการเคลื่อนที่นี้ก่อให้เกิดแรงคอริโอลิสในทิศการไหลหลัก ซึ่งช่วยทำให้เกิดการลดลงของความดันในทิศทางการไหลหลัก จึงทำให้เกิดเป็นแรงดันช่วย (Favorable pressure gradient) ซึ่งช่วยให้ชั้นขีดยึดผิวสามารถหน่วงการแยกตัวออกไปจากผิวกังหันด้าน Suction ก่อให้เกิดแรงยกที่สูงขึ้นดังได้กล่าวมาแล้ว เรียกปรากฏการณ์นี้ว่า Stall-Delay

การวัดความดันบนผิวใบโดย Ronsten (1991) แสดงอยู่ในรูปที่ 3.6 แสดงการเปรียบเทียบการกระจายความดันบนผิวใบที่ตำแหน่ง 30% 55% และ 75% Span โดยค่ามุมปะทะ โดยการวิเคราะห์คือ 30.4 18.12 และ 12.94 องศาตามลำดับ โดยเปรียบเทียบการกระจายความดันระหว่างกรณีกังหันอยู่กับที่ และ มีการหมุน จากรูปแสดงให้เห็นว่าเมื่อกังหันเกิดการหมุนจะทำให้ความดันที่ผิวใบเพิ่มขึ้นจากกรณีไม่หมุน โดยเฉพาะที่บริเวณโคนใบ ที่หน้าตัด 30% Span มุมปะทะกรณีกังหันไม่หมุนมีค่าสูงถึง 30.41 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่เกิดการ Stall อย่างเต็มที่สังเกตได้จากกราฟความดันที่ผิวคั่นบนมีลักษณะราบ แต่ในกรณีที่กังหันหมุนกราฟการกระจายความดันที่ผิวคั่นบนมีค่าขนาดความดันที่บริเวณส่วนด้านหน้าของแพนอากาศสูงมาก และ กราฟลาดชันลงไปถึงส่วนหางแสดงให้เห็นถึง Adverse pressure gradient ที่ลดลงซึ่งทำให้การไหลแยกตกลงด้วย (Burton et al., 2001) พฤติกรรม Stall-Delay นี้จะค่อย ๆ ลดลงตามความยาวใบที่เพิ่มขึ้น ที่ตำแหน่ง 75% Span มีค่ามุมปะทะประมาณ 12.94 องศาซึ่งเป็นมุมปะทะที่ยังไม่เกิดการ Stall พบว่าการกระจายความดันระหว่างกังหันที่หมุน และ ไม่หมุน มีค่าไม่แตกต่างกันมากนัก



รูปที่ 3.6 การวัดความดันบนผิวใบกังหันลมเปรียบเทียบระหว่างที่ใบอยู่นิ่ง และ กำลังหมุน (Ronsten, 1991)

การจำลอง Stall-delay เสนออยู่ในรูปของความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์จากการทดลองในอุโมงค์ลมสองมิติ และ สัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์จากคำนวณแบบ Potential flow

$$C_{L,3D} = C_{L,2D} + f_{C_L}(\Delta C_L) \quad (3.37)$$

$$C_{D,3D} = C_{D,2D} + f_{C_D}(\Delta C_D) \quad (3.38)$$

$C_{L,3D}$ และ $C_{D,3D}$ คือสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากผลของ Stall-delay ค่า $C_{L,2D}$ และ $C_{D,2D}$ คือสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลม ΔC_L และ ΔC_D คือ ผลต่างของสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากการคำนวณเชิงทฤษฎี (Potential flow) กับค่าสัมประสิทธิ์ที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลม

$$\Delta C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_{lift=0}) - C_{L,2D} \quad (3.39)$$

$$\Delta C_D = C_{D,2D} - C_{D,min} \quad (3.40)$$

ความสัมพันธ์ของค่า f_{C_L} และ f_{C_D} มีผู้วิจัยได้เสนอไว้หลากหลาย โดยทำการพิจารณา Order of magnitude ของสมการ Navier-Stoke ที่สัมพันธ์กับการไหลผ่านกึ่งหันลม ทำให้เกิดสมการความสัมพันธ์ที่มีค่าคงที่ขึ้น จากนั้นใช้ข้อมูลจากการทดลองจากกึ่งหันลมเพื่อหาค่าคงที่ของสมการ Snel et al. (1993) เสนอเฉพาะ f_{C_L} ดังนี้

$$f_{C_L} = 3\left(\frac{c}{r}\right)^2 \quad (3.41)$$

เมื่อ c คือ Chord และ r คือระยะรัศมีใบ Chavalopoulos and Hansen (2000) เสนอทั้ง f_{C_L} และ f_{C_D} ไว้ดังนี้

$$f_{C_L, C_D} = a\left(\frac{c}{r}\right)^h \cos^n(\text{twist}) \quad (3.42)$$

เมื่อ Twist คือมุมการบิดของใบกึ่งหันที่หน้าตัดต่าง ๆ ค่า $a=2$ $h=1$ และ $n=4$ เป็นค่าที่ได้จากการปรับกับกึ่งหันลมที่ใช้แพนอากาศ NACA 44XX ซึ่งอาจต้องปรับค่าคงที่ทั้งสามใหม่เมื่อใช้กับแพนอากาศรุ่นอื่น แบบจำลองของ Du and Selig (1998) เสนอ f_{C_L} และ f_{C_D} ไว้ดังนี้

$$\Lambda = \Omega R / \sqrt{U^2 + (\Omega R)^2} \quad (3.43)$$

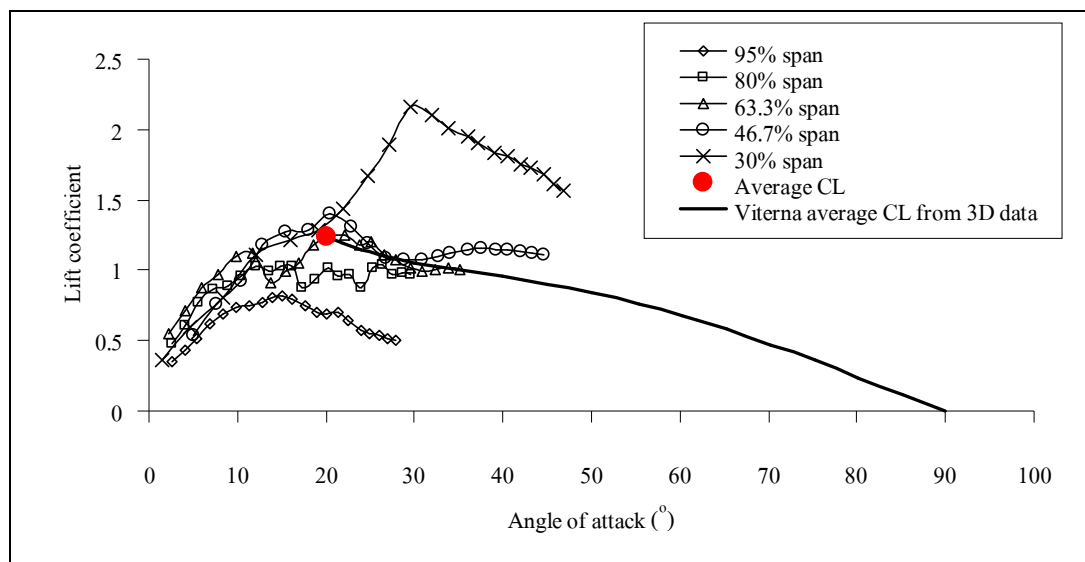
$$f_{C_L} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}}{0.1267 \frac{dR}{b + (c/r)^{\Lambda r}}} - 1 \right] \quad (3.44)$$

$$f_{C_D} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{2dR}{\Lambda r}}}{0.1267 \frac{dR}{b + (c/r)^{2\Lambda r}}} - 1 \right] \quad (3.45)$$

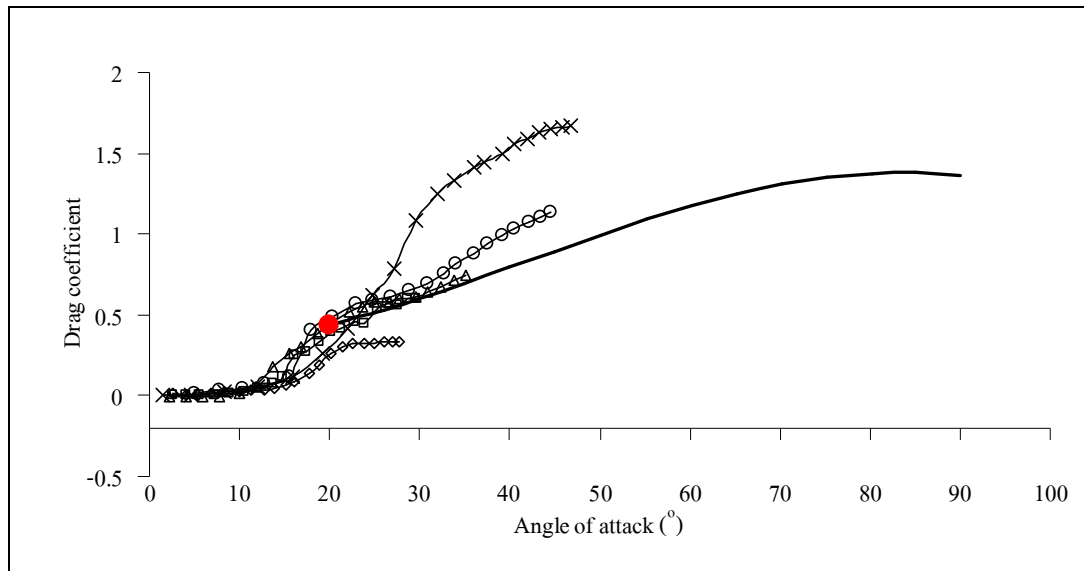
เมื่อ a b c และ d เป็นค่าคงที่ของแบบจำลอง มีค่าเท่ากับ 1 แบบจำลองของ Du and Selig ได้มีการศึกษาต่อ และมีการปรับค่าคงที่ a b c และ d ใหม่โดย Raj (2000) นอกจากนี้ยังมีผู้วิจัยที่เสนอ

แบบจำลอง Stall-Delay อื่น ๆ อีกแต่มีแนวทางที่แตกต่างกันออกไปจากสมการ (3.37) และ (3.38) เช่น แบบจำลองของ Corrigan and Schillings (1994) เป็นการจำลองในลักษณะเกิดการหน่วงมุมปะทะให้ขยายออก แบบจำลองของ Lindenburg (2004) เป็นการรวมเอาผลของแรงเหวี่ยง (Centrifugal force) เข้าไปในแบบจำลอง แบบจำลองของ Bak et al. (2006) เป็นการวิเคราะห์ Order of magnitude ของสมการ Navier-Stoke แล้วเสนอสมการในรูปความแตกต่างของความดัน

Tangler and Kocurek (2004) ได้เสนอวิธีการในการจำลองผลของ Stall-Delay โดยอาศัยข้อมูลค่า C_L และ C_D ที่มุมปะทะต่าง ๆ จากการทดลองกึ่งหุ่นที่กำลังหมุน มีวิธีการอย่างง่ายคือ ทำการหาค่าค่าเฉลี่ยของ C_L และ C_D จากการวัดตลอดความยาวใบ ที่ตำแหน่งมุมปะทะที่เกิดการ Stall (ประมาณ 20 องศา) แล้วใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการประมาณค่า นอกช่วงจากที่ตำแหน่งมุมปะทะที่เกิดการ Stall เนื่องจากอาศัยค่าเฉลี่ยในการสร้างข้อมูลค่า C_L และ C_D ที่มุมปะทะต่าง ๆ จึงทำให้คำนวณค่าแรงบิด และ กำลังของกังหันจากวิธี BEM ได้ใกล้เคียงกับการทดลองเป็นอย่างดี อย่างไรก็ตามวิธีนี้ต้องอาศัยค่าจากการทดลองจึงไม่สะดวกต่อการนำไปใช้กับกังหันลมทั่วไป การใช้ข้อมูลค่าเฉลี่ย C_L และ C_D จากการทดลองใน 3 มิติแล้วใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการประมาณค่านอกช่วงแสดงอยู่ในรูปที่ 3.7 และ 3.8



รูปที่ 3.7 การใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการประมาณค่านอกช่วงโดยใช้ค่าเฉลี่ย C_L จากข้อมูลของกังหันลมที่กำลังหมุน เพื่อการจำลองพฤติกรรม Stall-Delay



รูปที่ 3.8 การใช้แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ในการประมาณค่านอกช่วงโดยใช้ค่าเฉลี่ย C_D จากข้อมูลของกึ่งหันลมที่กำลังหมุน เพื่อการจำลองพฤติกรรม Stall-Delay

3.2 การคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics)

3.2.1 สมการพื้นฐาน

การไหลของของไหลถูกควบคุมโดยสมการอนุพันธ์มวล และโมเมนตัม ซึ่งสมการอนุพันธ์มวลในรูปของสมการอนุพันธ์โดยใช้สัญลักษณ์เชิงเวกเตอร์เป็นดังนี้

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (3.46)$$

เพื่อให้ง่าย แม่นยำ และ รวดเร็วต่อการหาผลเฉลยด้วย CFD งานวิจัยนี้ใช้หลักการผู้สังเกตการณ์หมุนไปพร้อมแกนอ้างอิงใบกังหัน ซึ่งตามหลักการความเร็วสัมพัทธ์ทำให้มองเห็นตัวใบกังหันอยู่กับที่ ดังนั้นความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วสัมพัทธ์กับความเร็วสัมบูรณ์เป็น $U_r = U - (\Omega \times r)$ ซึ่งทำให้เกิดความเร่งขึ้นอีกสองพจน์ในสมการ โมเมนตัม คือความเร่งเหวี่ยง (Centrifugal acceleration) และ ความเร่งคอริโอลิส (Coriolis acceleration)

สมการอนุพันธ์โมเมนตัมที่ทำการหมุนแกนอ้างอิงในรูปของความเร็วสัมพัทธ์ และ ไม่คิดแรงจากความโน้มถ่วง สามารถเขียนได้ดังนี้ (Batchelor, 1967; Greitzer, et al., 2004)

$$\frac{\partial \rho U_r}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_r U_r) + 2\rho \Omega \times U_r + \rho \Omega \times (\Omega \times r) = \nabla \cdot \sigma_r \quad (3.47)$$

เมื่อ $2\rho \Omega \times U_r$ คือแรงคอริโอลิส (Coriolis force) และ $\rho \Omega \times (\Omega \times r)$ คือแรงเหวี่ยง (Centrifugal force) σ คือเทนเซอร์ของความเค้นในของไหลแบบนิวโตเนียน ในอีกทางหนึ่งสมการโมเมนตัมสำหรับแกนอ้างอิงหมุน สามารถเขียนอยู่ในรูปของความเร็วสัมบูรณ์ได้ดังนี้

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_r U) + \rho(\Omega \times U) = \nabla \cdot \sigma \quad (3.48)$$

โดยเทอม $\rho(\Omega \times U)$ เป็นการรวมเอาแรงคอริโอลิส และ แรงเหวี่ยงเข้าด้วยกัน เมื่อนำมารวมกับการจำลองการไหลแบบปั่นป่วนด้วยวิธี Eddy viscosity เทนเซอร์ของความเค้นจะเป็นดังนี้

$$\sigma = -\left(P + \frac{2}{3} \mu_{eff} \nabla \cdot U\right) I + \mu_{eff} [\nabla U + (\nabla U)^T] \quad (3.49)$$

เมื่อ $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$ โดย μ เป็นความหนืดของของไหล ส่วน μ_t เป็นความหนืดเสมือนที่ได้จากแบบจำลองการไหลของความปั่นป่วนที่เรียกกันว่า Eddy viscosity ซึ่งจะต้องคำนวณหาจากสมการความปั่นป่วน ซึ่งในการศึกษาครั้งนี้จะหา μ_t จากแบบจำลองความปั่นป่วน ซึ่งจะได้กล่าวต่อไป

3.2.2 แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\varepsilon$

แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\varepsilon$ เป็นการจำลองค่า Eddy viscosity แบบ 2 สมการ ซึ่งมีผู้ให้รูปแบบสมการการจำลองที่หลากหลาย แบบจำลองนี้ให้ผลลัพธ์ที่ดีกับปัญหาการไหลแบบ Free-shear-layer ที่มี Pressure gradient ที่ค่อนข้างต่ำ สำหรับปัญหาการไหลผ่านผนัง (Wall bounded flow) แบบจำลองให้ผลลัพธ์ที่ดีเมื่อเทียบกับการทดลองในกรณีที่ ค่าเฉลี่ยของ Pressure gradient มีค่าน้อยมาก หรือเป็นศูนย์ แต่จะมีความผิดพลาดสูงมากในกรณีการเกิด Adverse pressure gradient แบบจำลอง $k-\varepsilon$ มีข้อดีสำหรับการกำหนดค่าที่ Free-stream กล่าวคือผลเฉลยที่ได้จะไม่ไวต่อการกำหนดค่า ที่ขอบของ k และ ε ที่ Free-stream

ค่า Eddy viscosity ถูกกำหนดให้เป็นฟังก์ชันของ ค่าพลังงานจลน์ความปั่นป่วน k และ อัตราการสลายพลังงานจลน์ความปั่นป่วน ε ดังนี้

$$\mu_t = \rho c_\mu (k^2 / \varepsilon) \quad (3.50)$$

ในที่นี้จะเสนอแบบจำลองเฉพาะ $k-\varepsilon$ แบบมาตรฐาน ซึ่งเสนอโดย Launder and Spalding (1974) โดยเป็นแบบจำลองสำหรับการไหลที่เลข Re สูง ดังนี้

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j k - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \tau_{ij} S_{ij} - \rho \varepsilon \quad (3.51)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \varepsilon - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) = C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} S_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.52)$$

เมื่อ

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] \quad (3.53)$$

และ τ_{ij} คือ Reynolds stress tensor ด้วยการประมาณค่าโดยสมมติฐานของ Boussinesq ค่า Reynolds stress มีค่าเป็นสัดส่วนโดยตรงกับ mean rates of deformation

$$\tau_{ij} = \mu_t \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3.54)$$

สำหรับกรณีการไหลแบบไม่อัดตัว เทอม $\tau_{ij} S_{ij}$ จะประมาณได้

$$\tau_{ij} S_{ij} \cong \mu_t S^2 \quad (3.55)$$

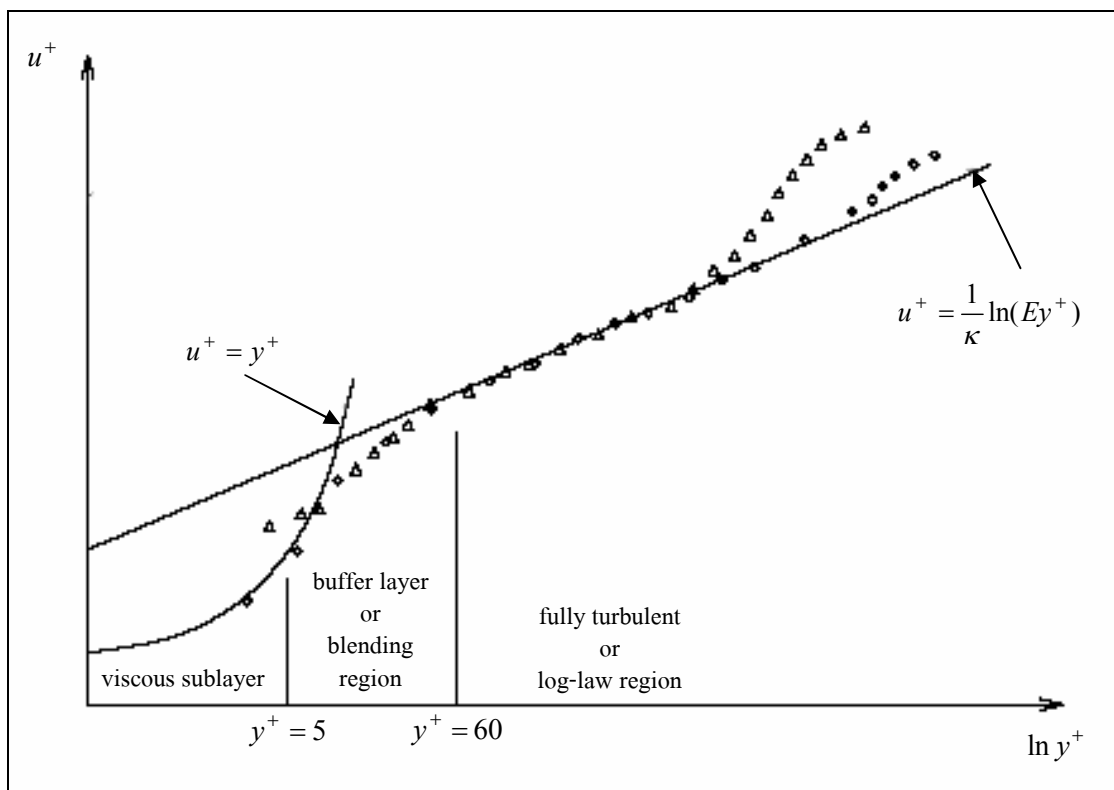
ค่าคงที่ของแบบจำลอง $k-\varepsilon$ มาตรฐาน คือ

$$C_\mu = 0.09 \quad C_{1\varepsilon} = 1.44 \quad C_{2\varepsilon} = 1.92 \quad \sigma_k = 1.0 \quad \sigma_\varepsilon = 1.3 \quad (3.56)$$

3.2.3 การจัดการปัญหาบริเวณใกล้ผนัง

กรณีการไหลที่เลข Re สูง Launder and Spalding (1974) ไม่ทำการหาผลเฉลยของ k และ ε โดยตรง แต่จะใช้ความสัมพันธ์ที่เกิดขึ้นกับผนังดังแสดงในรูปที่ 3.9 โดยทั่วไปที่เรียกว่า Law of the wall เมื่อคำนวณที่บริเวณใกล้ผนังมีระยะที่ตั้งฉากกับผนังเป็น y_p การใช้ฟังก์ชันการคำนวณในลักษณะนี้เหมาะสมเมื่อ $30 < y_p^+ < 500$ ซึ่งอยู่ในช่วง Log-law โดยใช้สมมุติฐานที่ผนังนี้สามารถสร้าง Wall function สำหรับคำนวณ Eddy viscosity ได้ดังนี้

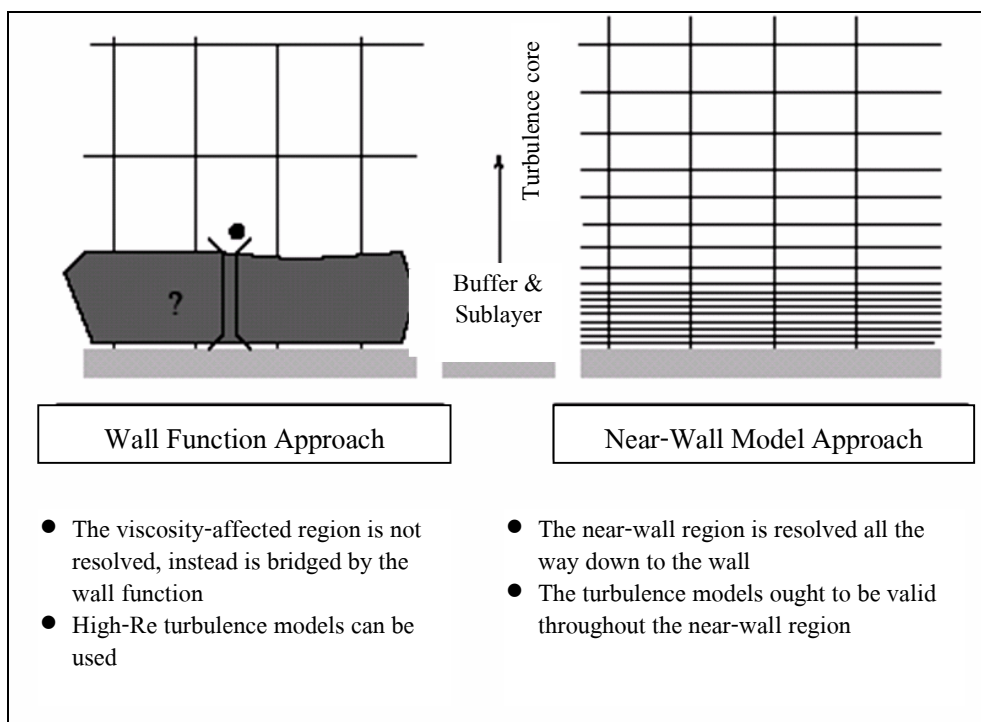
$$u^+ = \frac{U}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln(Ey_p^+), \quad k = \frac{u_\tau^2}{\sqrt{C_\mu}}, \quad \varepsilon = \frac{u_\tau^3}{\kappa y} \quad (3.57)$$



รูปที่ 3.9 ความสัมพันธ์โดยทั่วไปของตัวแปรที่ผนัง (Fluent Inc, 2005)

เมื่อ u_τ คือ Friction velocity ค่า $\kappa = 0.41$ คือค่าคงที่ของ Von Karman และ $E=9.8$ ในกรณีนี้สามารถใช้กริดที่หยาบบริเวณผนังโดยควบคุมให้กริดแรกที่ชิดผนังมีค่า $30 < y_p^+ < 500$

ที่บริเวณใกล้ผนังมาก ความสัมพันธ์ No-slip หรือความเร็วที่ผนังเป็นศูนย์ จะทำการหน่วงการไหลให้ที่ผิวนั้นหยุดนิ่ง และ บริเวณที่อยู่ห่างจากผิวออกไปมีการไหลที่ช้ามาก บริเวณนี้เรียกว่า Viscous sub-layer ดังแสดงในรูป 3.9 บริเวณนี้ความสัมพันธ์ของ Log-law ไม่เป็นจริง จึงต้องมีการปรับปรุงสมการ $k-\epsilon$ ให้จัดการกับการไหลที่บริเวณชั้น Viscous sub-layer โดยใช้แบบจำลองที่บริเวณใกล้ผนัง (Near wall model ในรูป 3.10) ซึ่งอยู่ในรูปของ Wall damping function เพื่อทำให้ค่าความเค้นของของไหลที่บริเวณผนัง (Viscous stress) มีอิทธิพลเหนือค่าความเค้นเรโนลด์ (Turbulence Reynolds stress) ในกรณีนี้จะมีการสร้างฟังก์ชันการคำนวณที่ผนังขึ้น และ จะต้องใช้กริดที่ละเอียดบริเวณผนังเพื่อให้การประมาณค่าของฟังก์ชันที่สร้างขึ้นเป็นไปอย่างถูกต้อง ซึ่งโดยทั่วไประยะของกริดแรกที่ห่างจากผนังจะต้องมีค่า $y_p^+ < 5$ และ ใช้ กริดในการคำนวณในชั้นชิดผิวที่ละเอียดเพียงพอต่อการจับพฤติกรรมการไหลในชั้นชิดผิว รูปที่ 3.10 แสดงถึงความแตกต่างของการใช้ Wall function กับ Near-wall model (Wall damping function)



รูปที่ 3.10 การจัดการกับปัญหาที่ผนัง แบบ Wall Function และ แบบ Near-Wall Model

(Fluent Inc, 2005)

3.2.4 แบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับปัญหาด้านอากาศพลศาสตร์

สำหรับการคำนวณด้านอากาศพลศาสตร์ เช่นการไหลผ่านเครื่องบิน ซึ่งมีรูปร่างที่ซับซ้อน มีพฤติกรรมการไหลที่ให้ลักษณะความปั่นป่วนต่างกัน เป็นผลมาจากการมีขนาดของรูปร่าง (Length scale) ต่างกัน แม้ว่า ภาพรวมของการไหล (Bulk flow) มีลักษณะเป็นการไหลแบบไม่มีความหนืด (inviscid flow) แต่โครงสร้างของการไหลภายนอกจะถูกกระทบจากการพัฒนาการของการไหลในชั้นซิดผิวที่มีความหนืด ดังนั้นผลของ Small scale จะส่งผลต่อสภาวะการไหลทั้งหมดได้ สำหรับแบบจำลอง $k-\varepsilon$ จากการศึกษาของนักวิจัยหลายกลุ่ม ได้สรุปปัญหาของแบบจำลองนี้ไว้ดังนี้

- $k-\varepsilon$ ทำนายค่า Turbulence shear stress ที่สูงเกินจริง โดยเฉพาะสภาวะการไหลที่เกิด Adverse pressure gradient ทำให้พฤติกรรมการไหลแบบแยกตัวหายไป
- ที่จุด Stagnation ซึ่งเป็นจุดที่การไหลเกิดการปะทะกับผนัง การทำนายระดับของความปั่นป่วนสูงเกินไป

แบบจำลองความปั่นป่วนที่นิยมสำหรับงานทางด้านอากาศพลศาสตร์ ดังนี้

- Spalart-Allmaras one-equation model
- Wilcox $k-\omega$ model
- Menter's shear stress transport (SST) $k-\omega$ model

3.2.5 Spalart-Allmaras model

Spalart and Allmaras (1992) ได้พัฒนาแบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับปัญหาทางอากาศพลศาสตร์ ประกอบไปด้วยสมการที่เกี่ยวข้อง 1 สมการ สำหรับ Kinematics eddy viscosity parameter $\tilde{\nu}$ และ การกำหนดค่าเฉพาะของ Length scale ด้วยค่าเฉลี่ยทางพีชคณิต ค่า Dynamic eddy viscosity ซึ่งสัมพันธ์กับ $\tilde{\nu}$ คือ

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (3.58)$$

สมการนี้ประกอบไปด้วยฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง (Wall-damping function) $f_{v1} = f_{v1}(\tilde{\nu}/\nu)$ เมื่อ ν คือค่า Kinematic viscosity ฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังจะมีค่าเป็น 1 ที่เลข Re สูง ดังนั้น ค่า Kinematic eddy viscosity parameter ($\tilde{\nu}$) จะมีค่าเท่ากับ Kinematic eddy viscosity (ν_t) และสำหรับที่ผนังค่า Wall-damping function จะมีค่าเป็นศูนย์

ค่า Reynolds stresses คำนวณได้จาก

$$\tau_{ij} = \rho \tilde{v} f_{v1} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.59)$$

สมการ Transport สำหรับ \tilde{v} คือ

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{v}) + \nabla \cdot (\rho \tilde{v} U) = \\ \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho (v + \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b1} \rho \tilde{v} \tilde{\Omega} - C_{w1} \rho \left(\frac{\tilde{v}}{\kappa y} \right)^2 f_w \end{aligned} \quad (3.60)$$

ในสมการ (3.60) ค่าอัตราการผลิตของ \tilde{v} สัมพันธ์กับ Local mean vorticity ดังนี้

$$\tilde{\Omega} = W + \frac{\tilde{v}}{(\kappa y)^2} f_{v2} \quad (3.61)$$

เมื่อ $W = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$ คือ Mean vorticity และ $W_{ij} = \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i}$ คือ Mean vorticity tensor

ฟังก์ชัน $f_{v2} = f_{v2}(\tilde{v}/v)$ และ $f_w = f_w(\tilde{v}/(\tilde{\Omega} \kappa^2 y^2))$ เป็นฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง ที่เสริมเข้ามาสำหรับค่าคงที่ของแบบจำลองคือ

$$\sigma_v = 2/3, \quad \kappa = 0.4187, \quad C_{b1} = 0.1355, \quad C_{b2} = 0.622, \quad C_{w1} = C_{b1} + \kappa^2 \frac{1 + C_{b2}}{\sigma_v} \quad (3.62)$$

ค่าคงที่เหล่านี้ได้รับการปรับแต่งสำหรับการไหลเชิงอากาศพลศาสตร์ แบบจำลองนี้แสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพที่ดีของการไหลในชั้นขีดผิวที่เกิด Adverse pressure gradient ซึ่งเหมาะสมสำหรับประยุกต์กับงานด้านแพนอากาศ และ ดึงดูดกลุ่มผู้ใช้งานทางด้านเครื่องจักรกลของไหล อย่างไรก็ตามแบบจำลองนี้ไม่เหมาะกับการไหลผ่านรูปร่างที่ซับซ้อนที่มีอยู่ทั่วไป

3.2.6 Wilcox $k - \omega$ model

Wilcox (1993) ได้ใช้ตัวแปร Turbulence frequency $\omega = \varepsilon / k$ (มีมิติเป็น 1/s) เป็นตัวแปรที่สองคู่กับกับ สมการ k โดยค่า Eddy viscosity มีค่าเป็น

$$\mu_t = \rho(k / \omega) \quad (3.63)$$

ค่า Reynolds stresses คำนวณได้เช่นเดียวกับแบบจำลองสองตัวแปรทั่วไป ด้วย

$$\tau_{ij} = \mu_t \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3.64)$$

สมการ Transport สำหรับ k และ ω เป็นดังนี้

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j k - (\mu + \sigma^* \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \tau_{ij} S_{ij} - \beta^* \rho k \omega \quad (3.65)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \omega - (\mu + \sigma \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} S_{ij} - \beta \rho \omega^2 \quad (3.66)$$

ค่าคงที่ของแบบจำลองเป็นดังนี้

$$\alpha = 5/9, \beta = 3/40, \beta^* = 9/100, \sigma = 1/2, \sigma^* = 1/2 \quad (3.67)$$

แบบจำลอง $k - \omega$ น่าสนใจตรงที่ปัญหาที่ใกล้ผนัง ไม่ต้องการ Wall-damping function เนื่องจากค่าของ ω มีขนาดใหญ่ที่บริเวณผนัง อันเนื่องจาก ค่า k ที่มีค่าลดลง ทั้งนี้ค่า ω มีแนวโน้มเข้าสู่ค่าอนันต์ที่ผิว แต่ก็สามารถที่จะกำหนดค่าสูง ๆ ค่าหนึ่งแทนได้ โดย Wilcox ได้ใช้ความสัมพันธ์ในรูปฟังก์ชัน Hyperbolic คือ $\omega_p = 6\nu/(\beta y_p^2)$ ที่จุดใกล้ผนัง โดยในทางปฏิบัติพบว่าผลลัพธ์ที่ได้ขึ้นกับค่าฟังก์ชันนี้ อย่างไรก็ตามแบบจำลองนี้จะมีปัญหาเกี่ยวกับค่าที่ขอบที่ Free stream เนื่องจากผลลัพธ์ที่ได้มีแนวโน้มที่จะเปลี่ยนไปตามค่าที่ขอบของ ω

3.2.7 Shear Stress Transport $k - \omega$ model

แบบจำลอง $k - \omega$ Shear Stress Transport (SST) โดย Menter (1993, 1994) ได้รวมเอา สิ่งทีพึงประสงค์หลายอย่างของแบบจำลองแบบ 2 สมการเข้าด้วยกัน โดยมีสองสิ่งหลักคือ การให้น้ำหนัก (Weighting) ของค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองในแต่ละส่วนของการจำลองไม่เท่ากัน และ มีการกำหนดขีดจำกัดของการเกิดของ Eddy viscosity ของการไหลแบบ Strained flow ที่มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว แบบจำลองแบบแบ่งส่วนจะใช้แบบจำลอง $k - \omega$ ของ Wilcox ที่บริเวณใกล้ผนัง และ ใช้แบบจำลอง $k - \varepsilon$ (ที่ถูกจัดให้อยู่ในรูปแบบของ $k - \omega$) ที่ไกลกับขอบของชั้นขีดผิวรวมไปถึงส่วนที่พ้นออกไป การสับเปลี่ยนแบบจำลองสามารถทำได้โดยใช้ Blending function ปรับเปลี่ยนค่าคงที่ของแบบจำลอง นอกจากนี้แบบจำลองแบบ SST ได้ทำการปรับปรุ่ค่า Eddy viscosity โดยการบังคับค่า Turbulent shear stress ให้มีขอบเขต การปรับปรุ่นี้ทำให้การทำนายการไหลที่มี Adverse pressure gradient อย่างรุนแรงได้ดีขึ้น

เพื่อที่จะทำการผสมผสานแบบจำลอง $k - \omega$ กับ $k - \varepsilon$ ความแตกต่างจากแบบจำลอง $k - \omega$ ดั้งเดิมคือการเพิ่มเทอม Cross-diffusion เข้าไปในสมการ ω และ ค่าคงที่ของแบบจำลองที่ต่างกัน แบบจำลอง $k - \omega$ ดั้งเดิม จะถูกคูณด้วยฟังก์ชัน F_1 และ ทำการปรับเปลี่ยนไปยังแบบจำลอง $k - \varepsilon$ ด้วยฟังก์ชัน $(1 - F_1)$ สมการที่เกี่ยวข้องกันแต่ละแบบจำลองจะถูกรวมเข้าด้วยกัน ค่าฟังก์ชัน F_1 ถูกออกแบบให้มีค่าเป็น 1 ที่บริเวณใกล้ผนัง และ เป็น 0 เมื่อห่างออกไปจากผนัง

โดยทั่วไปแบบจำลองแบบ 2 สมการจะทำนายการไหลแบบแยกตัวได้ต่ำกว่าความเป็นจริง กล่าวคือจุดเกิดการเกิดการไหลแยกเกิดช้ากว่าความเป็นจริง ซึ่งเป็นข้อด้อยที่รุนแรงสำหรับงานทางด้านอากาศยานศาสตร์ เหตุผลของข้อด้อยนี้เนื่องจาก แบบจำลองแบบ 2 สมการ ไม่ได้มีกลไกของการส่งผ่าน Turbulent shear stress ดังนั้นการปรับปรุ่ทำได้โดยการใช้วิธีการทางพีชคณิต ด้วยการจำลองการส่งผ่าน Turbulent shear stress ดังกล่าวให้มีความสัมพันธ์โดยตรงกับพลังงานจลน์ของความปั่นป่วน ดังนั้นในแบบจำลอง SST ได้มีการปรับปรุ่ค่าฟังก์ชันการคำนวณค่า Eddy viscosity เพื่อปรับปรุ่การทำนายการไหลแบบแยกตัวด้วย Blending function F_2 ดังนี้

$$\mu_t = \min \left[\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (3.68)$$

เมื่อ $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$ คือ Strain rate และ $S_{ij} = \frac{1}{2}(\partial U_i / \partial x_j + \partial U_j / \partial x_i)$ โดยที่

$$F_2 = \tanh \left\{ \left(\max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}; \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \right)^2 \right\} \quad (3.69)$$

สมการ Transport ของ $k - \omega$ SST เป็นดังนี้

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = P_k - D_k \quad (3.70)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = \alpha \rho \frac{P_k}{\mu_t} - D_\omega + 2(1 - F_1) CD_{k\omega} \quad (3.71)$$

เมื่อ

$$P_k = \min[\mu_t S^2; 10\rho\beta^* k\omega], \quad D_k = \rho\beta^* k\omega, \quad D_\omega = \beta\rho\omega^2 \quad (3.72)$$

ค่าฟังก์ชัน F_1 ถูกออกแบบเพื่อผสมค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองของ $k - \omega$ ดั้งเดิมในส่วนที่เป็นชั้นขีดผิวกับแบบจำลอง $k - \varepsilon$ (ที่ได้รับการปรับเปลี่ยนให้อยู่ในรูปของ $k - \omega$) ในส่วนที่เป็น Free-shear layer และ ส่วน Free-stream ฟังก์ชันนี้มีค่าเป็น 1 ที่ผิว มีค่าเข้าใกล้ 1 เมื่อถัดออกมาในส่วนที่เป็นชั้นขีดผิว และมีค่าเข้าสู่ 0 ที่ขอบของชั้นขีดผิว ค่าฟังก์ชันการผสม F_1 นิยามดังนี้

$$F_1 = \tanh \left\{ \left(\min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right], \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right)^4 \right\} \quad (3.73)$$

เมื่อ

$$CD_{k\omega} = \max \left[\frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right] \quad (3.74)$$

ซึ่งค่า $CD_{k\omega}$ คือ Cross-diffusion ในสมการ $k - \omega$ สำหรับค่าคงที่ของแบบจำลอง SST เป็นดังนี้

$$a_1 = 0.31, \kappa = 0.41, \beta^* = 9/100 \quad (3.75)$$

สัมประสิทธิ์ของแบบจำลอง β γ σ_k และ σ_ω แสดงให้อยู่ในรูปของตัวแปรทั่วไป ϕ และ ถูกกำหนดโดยการผสมของตัวแปรของแบบจำลอง $k-\omega$ ดั้งเดิม (ϕ_1) กับแบบจำลอง $k-\epsilon$ ที่ได้ปรับเปลี่ยนแล้ว (ϕ_2)

$$\phi = F_1\phi_1 + (1-F_1)\phi_2 \quad \text{เมื่อ } \phi = \{\sigma_k, \sigma_\omega, \beta, \alpha\} \quad (3.76)$$

โดยค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองดั้งเดิมกำหนดเป็นดังนี้

- สัมประสิทธิ์ของแบบจำลองด้านใน

$$\sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{\omega1} = 0.5, \beta_1 = 0.075, \alpha_1 = 0.553 \quad (3.77)$$

- สัมประสิทธิ์ของแบบจำลองด้านนอก

$$\sigma_{k2} = 1.0, \sigma_{\omega2} = 0.856, \beta_2 = 0.0828, \alpha_2 = 0.440 \quad (3.78)$$

3.2.8 แบบจำลอง Laminar to Turbulence Transition

แบบจำลองความปั่นป่วนทั้งหมดที่กล่าวมาในขั้นต้นเป็นแบบจำลองที่ใช้กับปัญหาความปั่นป่วนเต็มที่ (Fully turbulence) ซึ่งสามารถใช้ได้ดีในระดับหนึ่ง หากพฤติกรรมของการไหลอยู่ในช่วงที่ความปั่นป่วนถือได้ว่าค่อนข้างเต็มที่ สำหรับปัญหาการไหลผ่านแพนอากาศหรือการไหลที่เกี่ยวข้อง ของไหลจะปะทะกับพื้นผิวซึ่งก่อให้เกิดความเร็วหยุดนิ่ง (Stagnation point) แล้วค่อย ๆ พัฒนาการไหลจากแบบราบเรียบ (Laminar) ไปสู่ช่วงเปลี่ยนผ่าน (Transition) และพัฒนาไปสู่การไหลปั่นป่วนเต็มที่ (Fully turbulence) จะเห็นได้ว่าปัญหาในช่วงเปลี่ยนผ่านจะเข้ามาเกี่ยวข้องด้วย สำหรับแพนอากาศบางรุ่นจะมีความไวต่อการไหลแบบเปลี่ยนผ่านมาก การคำนวณด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนเต็มที่จึงมีความผิดพลาดเป็นอย่างมาก เช่นแพนอากาศรุ่น S809 และ NACA 63-430 (Bertagnolio et al., 2006) ซึ่งเป็นแพนอากาศที่มีความหนาปานกลางถึงค่อนข้างหนาแพนอากาศ S809 จะเกิด Separation bubble ที่บริเวณ 50% ของ Chord ในช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 5 องศา การคำนวณด้วยแบบจำลองปั่นป่วนเต็มที่ที่ไม่สามารถจับพฤติกรรมนี้ได้ ทำให้คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้ต่ำกว่าความเป็นจริง เช่นเดียวกับแพนอากาศรุ่น NACA 63-430

การที่แบบจำลองความปั่นป่วนเต็มที่มีความผิดพลาด อาจเนื่องจากชั้นขีดผิวแบบปั่นป่วนเกิดการพัฒนาเร็วเกินจริง ซึ่งไปเหนี่ยวนำให้เกิดค่าความเสียดทานที่ผิว (Skin friction) ให้เพิ่มขึ้นในช่วงระหว่างขอบหน้าของแพนอากาศไปจนถึงจุดที่เกิด Transition ที่บริเวณด้าน Suction ของแพนอากาศ ความเสียดทานที่สูงเกินจริงในบริเวณนี้ทำให้การไหลมีความเร็วต่ำกว่าความเป็นจริงส่งผลให้ความดันในด้าน Suction มีค่าสูงกว่าความเป็นจริงส่งผลให้แรงยกมีค่าลดลงไปด้วย ในช่วงมุมปะทะต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยก กรณีการไหลเปลี่ยนผ่านจะเกิด Laminar separation bubble ซึ่งจะช่วยให้ความดันบนผิวแพนอากาศด้าน Suction ลดลงอีกเล็กน้อยซึ่งจะช่วยเพิ่มแรงยกให้แพนอากาศ การคำนวณแบบปั่นป่วนเต็มที่จะจึงละเลยค่านี้ไป ทำให้คำนวณแรงยกได้ต่ำกว่าความเป็นจริง ที่มุมปะทะสูงหรือเริ่มมีการไหลแยกเกิดขึ้น การคำนวณแบบปั่นป่วนเต็มที่จะทำให้การคำนวณตำแหน่งของการเกิดการไหลแยกเกิดความผิดพลาดโดยจะเกิดช้ากว่าความเป็นจริงทำให้แพนอากาศสามารถคงค่าแรงยกได้สูงกว่าความเป็นจริง เหตุผลน่าจะเกิดจากค่า Eddy viscosity ที่สูงเกินไปทำให้เพิ่มโมเมนต์ของการไหล การไหลจึงเกิดการไหลแยกได้ช้า (Delay) สำหรับในส่วนที่เกี่ยวข้องกับแรงต้านซึ่งสัมพันธ์กับค่าแรงเสียดทาน การคำนวณแบบปั่นป่วนเต็มที่จะให้ค่า Effective viscosity ที่สูงเกินจริงหรือมีแรงต้านมากกว่าความเป็นจริง จึงทำให้คำนวณค่าแรงต้านได้สูงกว่าความเป็นจริงนั่นเอง

3.2.9 แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$

แบบจำลอง $\gamma - Re_\theta$ เป็นลักษณะสมการการส่งผ่าน (Transport Equations) ที่ต้องอาศัยความสัมพันธ์จากการทดลอง แบบจำลองนี้ถูกพัฒนาขึ้นมาเพื่อให้เป็นแบบจำลอง Transition ที่ใช้กับโปรแกรม CFD สำหรับปัญหาทั่วไปได้ โดยสามารถใช้งานได้ทั้งกริดแบบ Structured และ Unstructured และ สามารถใช้งานในลักษณะการคำนวณแบบ Parallel แบบจำลองนี้มีสองสมการคือ สมการการส่งผ่าน Intermittency (γ) และ สมการการส่งผ่าน Local onset momentum thickness Reynolds number (\tilde{Re}_θ) ค่า γ มีค่าระหว่าง 0 ถึง 1 ซึ่งหากการไหลเป็นแบบราบเรียบสมบูรณ์ค่า γ เท่ากับ 0 หากการไหลเป็นแบบปั่นป่วนสมบูรณ์ ค่า γ เท่ากับ 1 สำหรับกรณีการไหลแบบเปลี่ยนผ่านค่า γ จะอยู่ระหว่าง 0 ถึง 1 สำหรับค่า \tilde{Re}_θ เป็นตัวบ่งบอกว่าการไหลแบบเปลี่ยนผ่านจะเกิดขึ้นเมื่อใด โดยจะเกิดการไหลแบบเปลี่ยนผ่านเมื่อ $\tilde{Re}_\theta > \tilde{Re}_{\theta_c}$

ตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการไหลเปลี่ยนผ่านคือค่า Momentum thickness (θ) และ Momentum thickness Reynolds number (Re_θ) ซึ่งเป็นค่าที่ยากต่อการคำนวณ โดยเฉพาะสำหรับประยุกต์ใช้กับ CFD ที่ใช้กริดแบบ Unstructured ความสัมพันธ์ของ Momentum thickness และ Momentum thickness Reynolds number มีนิยามดังนี้

$$\theta = \int_0^{\delta} \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (3.79)$$

$$\text{Re}_\theta = \frac{\rho U \theta}{\mu} \quad (3.80)$$

การอินทิเกรตตั้งแต่พื้นผนังไปจนถึง δ เพื่อหาค่า θ จะทำได้ยากสำหรับกรณี Unstructured Grid ดังนั้นแนวทางใหม่ที่ได้เสนอโดย Menter (2004) คือให้การคำนวณอยู่ในรูปของตัวแปรที่คำนวณได้ง่ายสำหรับ CFD นั่นคือการใช้ Vorticity Reynolds number

$$\text{Re}_V = \frac{\rho y^2 S}{\mu} \quad (3.81)$$

จากการวิเคราะห์หาค่า Vorticity Reynolds number ในชั้นขีดผิวโดยคำนวณจากสมการของ Blasius พบว่า

$$\text{Re}_\theta \approx \frac{\text{Re}_{V,\max}}{2.193} \quad (3.82)$$

ซึ่งค่า $\text{Re}_V = \rho y^2 S / \mu$ เป็นค่าที่คำนวณได้โดยง่ายสำหรับ CFD และ ไม่ต้องการอินทิเกรตเพื่อหา Momentum thickness อีกต่อไป

สมการ Transport ของ γ และ $\tilde{\text{Re}}_{\theta t}$ คือ

$$\frac{\partial \rho \gamma}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \gamma - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right) = P_\gamma - E_\gamma \quad (3.83)$$

$$\frac{\partial \rho \tilde{\text{Re}}_{\theta t}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \tilde{\text{Re}}_{\theta t} - \sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{\text{Re}}_{\theta t}}{\partial x_j} \right) = P_{\theta t} \quad (3.84)$$

โดย

$$P_\gamma = F_{length} c_{a1} \rho S [\gamma F_{onset}]^{0.5} (1 - \gamma) \quad (3.85)$$

$$E_\gamma = c_{a2} \rho W \gamma F_{turb} (c_{e2} \gamma - 1) \quad (3.86)$$

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (\tilde{\text{Re}}_{\theta t} - \text{Re}_{\theta t}) (1 - F_{\theta t}) \quad (3.87)$$

$$F_{onset1} = \frac{\text{Re}_V}{2.193 \text{Re}_{\theta t}} \quad (3.88)$$

$$F_{onset2} = \min(\max(F_{onset1}, F_{onset1}^4), 2.0) \quad (3.89)$$

$$F_{onset3} = \max(1 - \left(\frac{R_T}{2.5}\right)^3, 0) \quad (3.90)$$

$$F_{onset} = \max(F_{onset2} - F_{onset3}, 0) \quad (3.91)$$

$$F_{turb} = e^{-\left(\frac{R_T}{4}\right)^4} \quad (3.92)$$

$$t = \frac{500\mu}{\rho U^2} \quad (3.93)$$

$$F_{\theta t} = \min(\max(F_{wake} e^{-\left(\frac{y}{\delta}\right)^4}, 1.0 - \left(\frac{\gamma - 1/c_{e2}}{1 - 1/c_{e2}}\right)^2), 1.0) \quad (3.94)$$

$$\theta_{BL} = \frac{\tilde{\text{Re}}_{\theta t} \mu}{\rho U}, \delta_{BL} = \frac{15}{2} \theta_{BL}, \delta = \frac{50\Omega y}{U} \delta_{BL} \quad (3.95)$$

$$\text{Re}_V = \frac{\rho y^2 S}{\mu}, R_T = \frac{\rho k}{\mu \omega}, \text{Re}_\omega = \frac{\rho y^2 \omega}{\mu}, F_{wake} = e^{-\left(\frac{\text{Re}_\omega}{1e-5}\right)^2} \quad (3.96)$$

และ ความสัมพันธ์สำหรับติดตามพฤติกรรมของ Laminar separation bubble

$$\gamma_{sep} = \min(s_1 \max \left[0, \left(\frac{Re_v}{3.235 Re_{\theta c}} \right) - 1 \right] F_{reattach} \cdot 2) F_{\theta t} \quad (3.97)$$

$$F_{reattach} = e^{-\left(\frac{R_T}{20}\right)^4} \quad (3.98)$$

ค่าคงที่ของแบบจำลองคือ

$$c_{a1} = 1, c_{a2} = 0.03, c_{e2} = 50, \sigma_f = 1.0, c_{\theta t} = 0.03, c_{\sigma} = 2.0, s_1 = 2 \quad (3.99)$$

แบบจำลอง $\gamma - Re_{\theta}$ จะต้องอาศัยความสัมพันธ์จากการทดลอง 3 ความสัมพันธ์นั้นคือ

$$Re_{\theta t} = f(Tu), Re_{\theta c} = f(\tilde{Re}_{\theta t}), F_{length} = f(\tilde{Re}_{\theta t}) \quad (3.100)$$

เมื่อ $Tu = 100(\sqrt{2k/3})/U$ สำหรับความสัมพันธ์ $Re_{\theta t} = f(Tu)$ Langtry (2005) เสนอไว้ดังนี้

$$Re_{\theta t} = \left[1173.51 - 589.428Tu + \frac{0.2196}{Tu^2} \right] F(\lambda_{\theta}) \quad (3.101)$$

$$Re_{\theta t} = 331.50 [Tu - 0.5658]^{-0.671} F(\lambda_{\theta}) \quad (3.102)$$

$$F(\lambda_{\theta}) = 1 - \left[-12.986\lambda_{\theta} - 123.66\lambda_{\theta}^2 - 405.689\lambda_{\theta}^3 \right] e^{-\left[\frac{Tu}{1.5}\right]^{1.5}} \quad (3.103)$$

$$F(\lambda_{\theta}) = 1 + 0.275 \left[1 - e^{-35\lambda_{\theta}} \right] e^{-\left[\frac{Tu}{0.5}\right]} \quad (3.104)$$

λ_θ คือ Pressure gradient parameter มีความสัมพันธ์ดังนี้

$$\lambda_\theta = \frac{\rho \theta^2}{\mu} \frac{dU}{ds} \quad (3.105)$$

dU/ds คือความเร่งในทิศ Streamwise หาได้จากความสัมพันธ์

$$U = \sqrt{(u^2 + v^2 + w^2)} \quad (3.106)$$

$$\frac{dU}{dx} = \frac{1}{2U} \left[2u \frac{du}{dx} + 2v \frac{dv}{dx} + 2w \frac{dw}{dx} \right] \quad (3.107)$$

$$\frac{dU}{dy} = \frac{1}{2U} \left[2u \frac{du}{dy} + 2v \frac{dv}{dy} + 2w \frac{dw}{dy} \right] \quad (3.108)$$

$$\frac{dU}{dz} = \frac{1}{2U} \left[2u \frac{du}{dz} + 2v \frac{dv}{dz} + 2w \frac{dw}{dz} \right] \quad (3.109)$$

$$\frac{dU}{ds} = (u/U) \frac{dU}{dx} + (v/U) \frac{dU}{dy} + (w/U) \frac{dU}{dz} \quad (3.110)$$

สมการ (3.101) ถึง (3.105) เป็นชุดสมการที่ไม่เกี่ยวข้องกับสมการ Transport ซึ่งสามารถคำนวณได้จากการทำซ้ำโดยกำหนดให้ $F(\lambda_\theta) = 1$ ซึ่งจะได้ค่า $Re_{\theta t}$ จากนั้นอาศัยความสัมพันธ์ของสมการ (3.80) จะได้ค่า θ เพื่อนำไปหา λ_θ และ ได้ $F(\lambda_\theta)$ ค่าใหม่จากนั้นคำนวณซ้ำจนค่าลู่ออก

สำหรับความสัมพันธ์ $Re_{\theta c} = f(\tilde{Re}_{\theta t})$ และ $F_{length} = f(\tilde{Re}_{\theta t})$ เนื่องจากอยู่ในสมการ Transport จึงต้องทำการทดลองกำหนดค่าเพื่อเปรียบเทียบกับผลการทดลองบนแผ่นราบ โดยการปรับค่าทั้งสอง ไปจนกว่าจะให้ผลลัพธ์ของค่า Skin friction coefficient ใกล้เคียงกับการทดลอง Sorensen (2009) ได้เสนอความสัมพันธ์ไว้ดังนี้

$$\text{Re}_{\theta c} = \beta \left(\frac{\tilde{\text{Re}}_{\theta t} + 12000}{25} \right) + (1 - \beta) \left(\frac{7 \tilde{\text{Re}}_{\theta t} + 100}{10} \right) \quad (3.111)$$

$$F_{length} = \min \left[150 \exp \left[- \left(\frac{\tilde{\text{Re}}_{\theta t}}{120} \right)^{1.2} \right] + 0.1, 30 \right] \quad (3.112)$$

เมื่อ β คือ Blending function ดังนี้

$$\beta = \tanh \left[\left(\frac{\tilde{\text{Re}}_{\theta t} - 100}{400} \right)^4 \right] \quad (3.113)$$

แบบจำลอง Transition นี้จะนำไปควบรวมกับแบบจำลอง $k-\omega$ SST ด้วยการปรับปรุงในส่วนของ Turbulence production และ Dissipation ของสมการ k ดังนี้

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad (3.114)$$

$$\tilde{D}_k = \min[\max(\gamma_{eff}, 0.1), 1.0] D_k \quad (3.115)$$

เนื่องจากพบว่าบริเวณกึ่งกลางของชั้นขีดผิวแบบราบเรียบ (Laminar boundary layer) ค่า F_1 จะเปลี่ยนเป็น 0 และ การคำนวณจะอยู่ในช่วงของแบบจำลอง $k-\varepsilon$ ซึ่งไม่เป็นที่ต้องการ เนื่องจากในชั้นขีดผิวแบบราบเรียบต่อไปจนถึงชั้นขีดผิวแบบเปลี่ยนผ่าน (Transition boundary layer) จะต้องใช้แบบจำลอง $k-\omega$ ในการคำนวณ จึงต้องทำการปรับปรุงค่า Blending Function (F_1) ให้เป็น 1 ในชั้นขีดผิวแบบราบเรียบ ดังนี้

$$R_y = \frac{\rho y \sqrt{k}}{\mu} \quad (3.116)$$

$$F_3 = e^{-\left(\frac{R_y}{120}\right)^8} \quad (3.117)$$

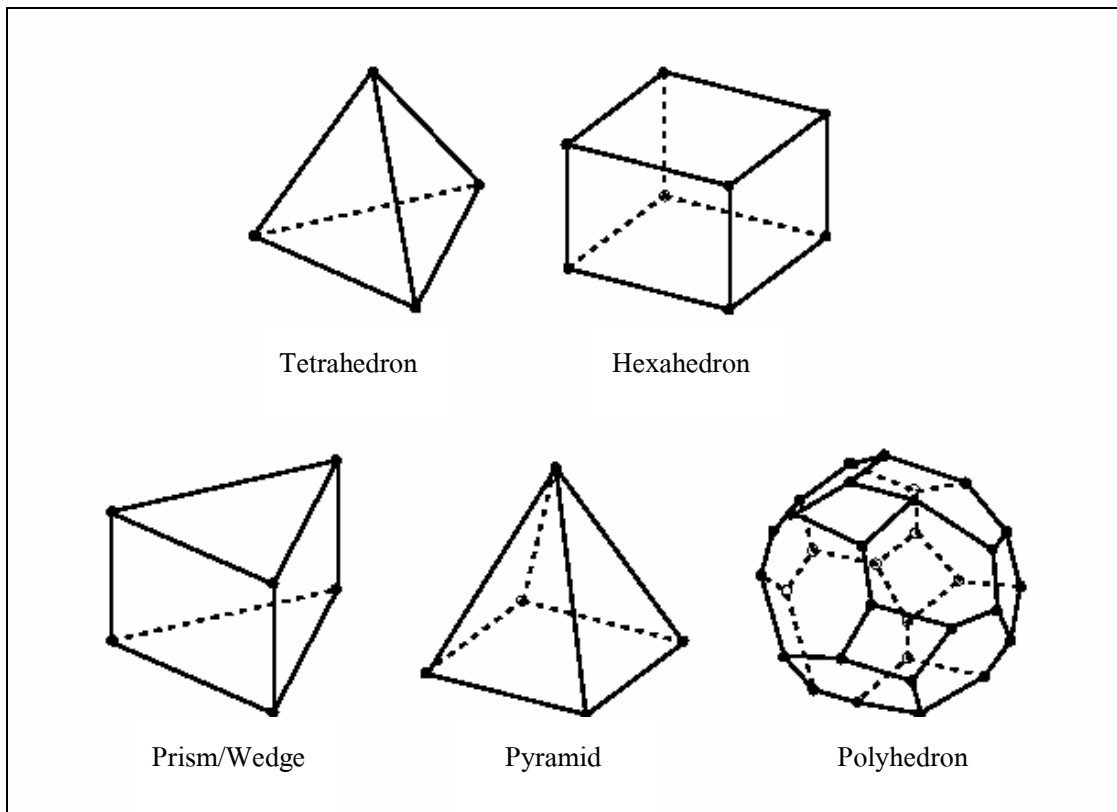
$$F_1 = \max(F_{1,orig}, F_3) \quad (3.118)$$

3.2.10 การหาผลเฉลย

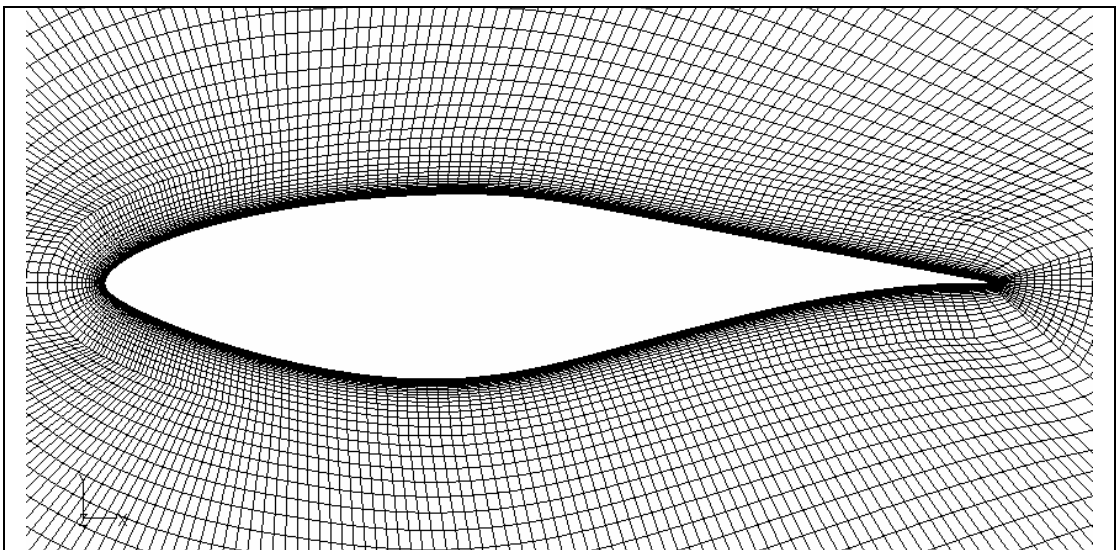
เมื่อพิจารณาสมการอนุพันธ์จะเห็นได้ว่ามีสมการหลักอยู่ 4 สมการ สำหรับตัวแปรอิสระ 4 ตัวคือ u v w P และมีตัวแปรจากแบบจำลองความปั่นป่วน เป็น k ϵ ω $\tilde{\nu}$ ขึ้นอยู่กับว่าจะใช้แบบจำลองแบบใด การหาผลเฉลยเหล่านี้ในทุก ๆ สมการพร้อมกัน จะต้องอาศัยหน่วยความจำ และ ลำดับขั้นการทำงานที่ยุ่งยากพอสมควร ในที่นี้จะใช้กรรมวิธีหาผลเฉลยแบบ Pressure Correction Method ซึ่งได้พัฒนาขึ้นเป็นขั้นตอนตามลำดับขั้นที่เรียกว่า SIMPLE ซึ่งพัฒนาโดย Patankar and Spalding (1972)

ในการใช้ CFD นั้นนอกจากการใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่เหมาะสมกับปัญหาแล้ว กริดที่ใช้ก็เป็นสิ่งที่สำคัญมากอย่างหนึ่ง รูปทรงของกริดแสดงอยู่ในรูปที่ 3.11 สำหรับปัญหาที่รูปร่างซับซ้อน กริดทรง Tetrahedron จะสร้างได้ค่อนข้างง่ายกว่ากริดชนิดอื่น สำหรับปัญหาทางด้านอากาศพลศาสตร์ บริเวณพื้นผิวที่ติดผนังค่อนข้างมีความสำคัญต่อปัญหา การสร้างกริดบริเวณนี้ควรมีความระมัดระวัง โดยทั่วไปการสร้างกริดที่บริเวณชิดผนังนิยมทำเป็นชั้น ๆ ต่อเนื่องขึ้นมา โดยอาจเป็นทรง Hexahedron หรือ Pyramid ตัวอย่างการสร้างกริดเป็นชั้นที่ละเอียดบริเวณผนัง แสดงอยู่ในรูปที่ 3.12 กริดที่ละเอียดบริเวณผนังเพื่อให้สามารถจับพฤติกรรมการไหลที่ค่อนข้างมีอัตราการเปลี่ยนแปลงสูงในชั้นชิดผิวได้ สำหรับส่วนที่ไกลออกไปจากผนังสามารถใช้กริดที่หยาบขึ้นได้โดยอาจใช้รูปทรง Tetrahedron การสร้างกริดในลักษณะนี้จะเรียกว่ากริดแบบผสม (Hybrid Grid)

ผลเฉลยของ CFD ที่ถูกต้องควรเป็นผลเฉลยที่ไม่ขึ้นกับกริด กล่าวคือเมื่อมีการเพิ่มจำนวนกริดให้ละเอียดมากขึ้นผลลัพธ์จะต้องไม่เปลี่ยนแปลง การทำกริดละเอียดสามารถทำได้โดยการตรวจสอบบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงสูงแล้วทำการเพิ่มจำนวนกริดในบริเวณนั้น การเพิ่มจำนวนกริดจะต้องทำไปจนกว่าผลเฉลยไม่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งเรียกว่า Grid independent solution ผลลัพธ์ที่ได้จึงจะมีความน่าเชื่อถือ ตัวอย่างของการทำกริดละเอียดแสดงอยู่ในรูปที่ 3.12 ซึ่งมีการแบ่งกริดละเอียดอย่างมากที่บริเวณผิวบนของแพนอากาศในตำแหน่งเลขกึ่งกลางของพื้นผิวไปทางด้านหลังซึ่งบริเวณนี้เกิดการเปลี่ยนแปลงที่ค่อนข้างสูง การแบ่งกริดจึงต้องทำอย่างละเอียดมาก



รูปที่ 3.11 ลักษณะรูปทรงของกริดแบบต่างๆ



รูปที่ 3.12 ตัวอย่างลักษณะการสร้างกริดรอบแพนอากาศ

บทที่ 4

การสอบเทียบวิธี BEM

ในบทนี้เป็น การนำเสนอ การทดสอบความแม่นยำของวิธี BEM ที่ใช้ในการออกแบบกังหันลมที่ได้พัฒนาขึ้น ซึ่งให้ชื่อโปรแกรมว่า SuWiT (Suranaree Wind Turbine) ได้ทดสอบโปรแกรม SuWiT กับการทดลองกังหันลม NREL Phase VI โดยศึกษาผลของแบบจำลองย่อยที่เกี่ยวข้อง เพื่อประเมินถึงความสามารถของโปรแกรม ปัญหาของการคำนวณด้วย BEM คือข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน ที่มุมปะทะสูงซึ่งเกิดพฤติกรรม Stall-Delay (พฤติกรรมใน 3 มิติ) ทำให้ค่าแรงยก และ แรงต้านแตกต่างไปจากการทดสอบแพนอากาศในอุโมงค์ลม 2 มิติมาก จึงต้องอาศัยแบบจำลอง Stall-Delay เพื่อการคำนวณในกรณีมุมปะทะสูง อย่างไรก็ตามจากการทดสอบกังหันลม NREL Phase VI มีการวัดค่าความดันบนใบกังหันจากโคนถึงปลายใบ และ มีการติดตั้งเครื่องมือวัดมุมลมเฉพาะพื้นที่ (Local flow angle) ทำให้มีข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ 3 มิติ สำหรับใช้ในการคำนวณด้วยวิธี BEM โดยไม่ต้องใช้แบบจำลอง Stall-Delay เมื่อใช้ข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ 3 มิติ ในการคำนวณด้วย BEM จะเป็นการทดสอบความแม่นยำของทฤษฎี BEM ไม่ใช่ การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay

การสอบเทียบวิธี BEM หรือแม้แต่การคำนวณด้วยวิธีอื่น ๆ จะต้องเทียบกับการทดลองที่แม่นยำ อย่างไรก็ตามการทดลองอาจมีความคลาดเคลื่อนได้ ประเด็นที่สำคัญซึ่งเกี่ยวข้องกับการทดลองคือ ค่ามุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน เนื่องจากนิยามของมุมปะทะอยู่บนพื้นฐานของนิยามมุมปะทะในอุโมงค์ลม 2 มิติ ซึ่งเป็นมุมที่ Chord กระทำกับระนาบความเร็วลมที่ Free stream สำหรับกรณีกังหันที่กำลังหมุนใน 3 มิติ ค่ามุมปะทะจึงเป็นปริมาณเชิงสมมุติ (Hypothetical) เพราะมีสภาพแวดล้อมที่แตกต่างไปจากในอุโมงค์ลมมาก เป็นผลให้มุมปะทะที่นิยามตามวิถีทางนี้จึงเป็นปริมาณที่ไม่สมจริง และ ไม่สามารถวัดได้โดยตรง ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ มีความสำคัญต่อวิธี BEM มากเพราะใช้ร่วมในการคำนวณ ดังนั้นค่ามุมปะทะควรมีความถูกต้อง ทำให้มีนักวิจัยหลายกลุ่มที่ทำการศึกษาในเรื่องมุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน ดังที่กล่าวมาแล้ว เพื่อให้การสอบเทียบกับการทดลองเป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ จึงต้องมีการศึกษาวิธีการประเมินมุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุนก่อนจึงนำไปใช้ในการสอบเทียบได้

โปรแกรม SuWiT พัฒนาขึ้นบนโปรแกรม MATLAB ตามทฤษฎี BEM ทำการหาผลเฉลยของทฤษฎี BEM ตามสมการ (3.3) (3.21) และ (3.22) โดยใช้วิธีการทำซ้ำ ร่วมกับแบบจำลองการปรับแก้การสูญเสียที่ปลายใบ และ โคนใบ ตามสมการที่ (3.18) (3.19) และ (3.20) การปรับแก้ค่า

แฟลตเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกนซึ่งมีให้เลือกทั้งแบบจำลองของ Glauert และ Buhl ตามสมการที่ (3.26) และ (3.29) แบบจำลองพื้นฐานสำหรับปรับแก้ผลของ Aspect Ratio ในช่วงการไหลที่เกิด Stall คือ แบบจำลองของ Viterna and Corrigan ตามชุดของสมการ (3.30) ถึง (3.36) ในการคำนวณ ต้องอาศัยค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากการทดลองในอุโมงค์ลม 2 มิติ ซึ่งถ้าหากมีผลการทดลองที่เลข Reynolds หลายค่าจะนำมาพิจารณาด้วย ดังเช่นกรณีแพนอากาศ S809 ซึ่งมีข้อมูลการทดลองที่เลข Reynolds เท่ากับ 3×10^5 ถึง 1×10^6 ซึ่งใช้ในการคำนวณกึ่งหั่นลม NREL อย่างไรก็ตามบ่อยครั้งที่ข้อมูลการทดลองแพนอากาศในอุโมงค์ลมกระทำที่เลข Reynolds เพียงค่าเดียว และ อาจมีค่าสูงกว่าที่เกิดขึ้นจริงกับกึ่งหั่นลม จึงต้องใช้ข้อมูลเท่าที่มีอยู่เท่านั้นซึ่งส่งผลให้การคำนวณอาจเกิดความผิดพลาดเนื่องจากข้อจำกัดด้านข้อมูล โดยเฉพาะอย่างยิ่งสำหรับกึ่งหั่นขนาดเล็ก สำหรับการจำลองผลของ Stall-Delay ยังคงเป็นประเด็นสำหรับการศึกษาถึงแบบจำลองที่เหมาะสม จึงทำการศึกษาผลของแบบจำลอง Stall-Delay และ แสดงอยู่ในเนื้อหาของบทนี้

4.1 ความคลาดเคลื่อนของการทดลองกึ่งหั่น NREL Phase VI

ปัญหาเรื่องของการวัดค่าตัวแปรต่าง ๆ ของกึ่งหั่นลมมีหลายประการด้วยกัน สำหรับเรื่องที่เกี่ยวข้องโดยตรงกับการนำไปใช้สอบเทียบวิธี BEM มีสองประการด้วยกัน ประการแรกคือค่ามุมปะทะของกึ่งหั่นลมที่กำลังหมุน ประการที่สองคือการวัดการกระจายความดันด้วยแถบวัดความดัน (Pressure tap) ซึ่งจะได้กล่าวถึงต่อไป

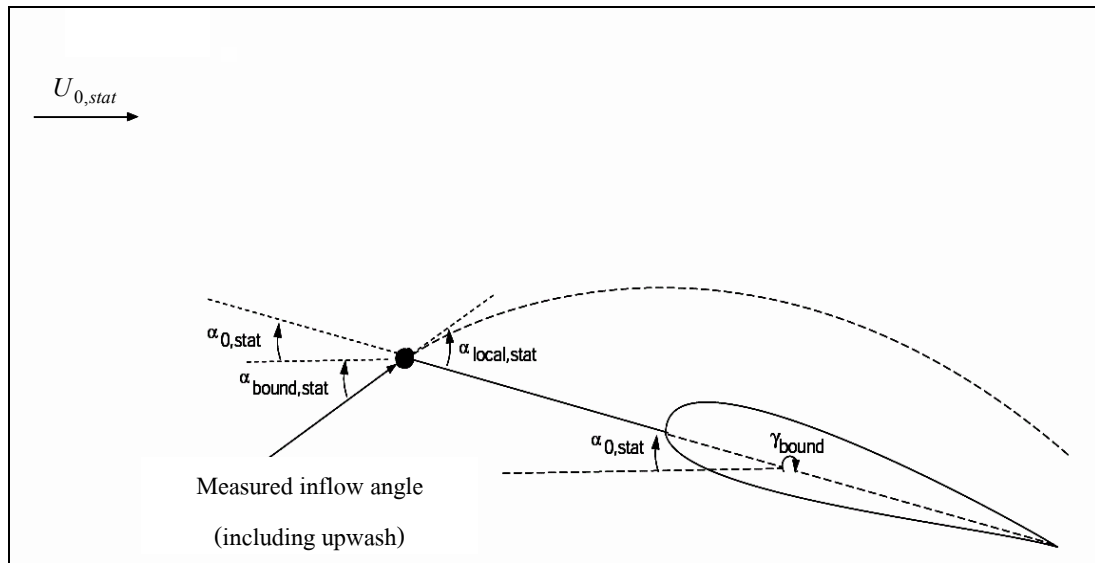
4.1.1 ความคลาดเคลื่อนของมุมปะทะจากกึ่งหั่นลมที่กำลังหมุน

อันดับแรกพิจารณามุมปะทะของกึ่งหั่นลมที่ไม่เกิดการหมุนซึ่งวางอยู่ในอุโมงค์ลม ค่ามุมปะทะ ($\alpha_{0,stat}$) ถูกนิยามด้วยมุมระหว่างเส้น Chord กับเวกเตอร์ของความเร็วลมที่ไม่ถูกรบกวน ซึ่งอยู่ในแนวเดียวกับแนวผนังของอุโมงค์ลม ($U_{0,stat}$) จากนั้นสมมุติว่าวัดค่า Local inflow angle ($\alpha_{local,stat}$) ที่ด้านหน้าของใบกังหันด้วยเครื่องมือวัดชนิดหนึ่ง (เช่น Pitot แบบ 5 รู หรือ Windvane และ อื่น ๆ) ดังแสดงในรูปที่ 4.1

จากรูปที่ 4.1 แสดงให้เห็นว่าค่ามุมปะทะสัมพันธ์กับ Local inflow angle ดังนี้

$$\alpha_{0,stat} = \alpha_{local,stat} - \alpha_{bound,stat} \quad (4.1)$$

โดยที่ $\alpha_{bound,stat}$ คือมุม Upwash ซึ่งเกิดจากการเหนี่ยวนำจาก Bound vorticity สำหรับในกรณีทดสอบในอุโมงค์ลมที่เป็น 2 มิติโดยสมบูรณ์จะไม่เกิด Trialing vorticity และ ในที่สุดจะไม่เกิด Wake induced velocity



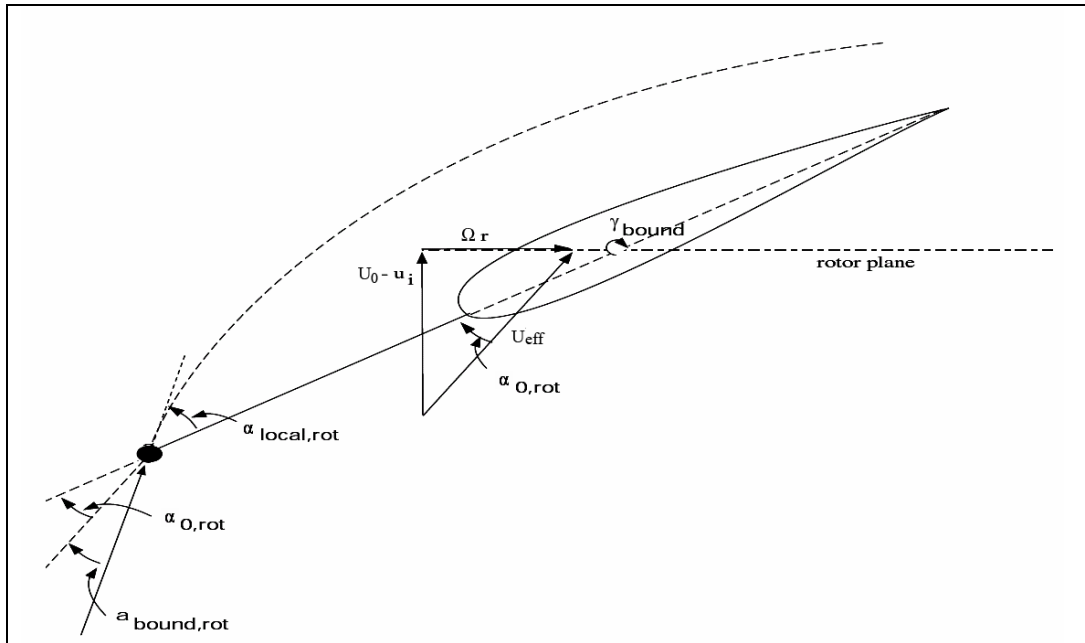
รูปที่ 4.1 มุมปะทะในสภาพแวดล้อมอุโมงค์ลม (Schepers et al., 2002)

ในสภาวะกังหันลมที่กำลังหมุนจะไม่มีค่าที่สมมูลกับ $U_{0,stat}$ ที่รู้ค่า การวัดเวกเตอร์ความเร็วลมที่ไม่มีกรอบการวัด ณ ตำแหน่งนั้นดีไม่ใช่การวัดที่ดี เนื่องจากมันไม่ได้มีผลของการเหนี่ยวนำความเร็วจาก Wake การเหนี่ยวนำความเร็วจาก Wake จะเกิดขึ้นที่บริเวณใกล้กับระนาบการหมุนของโรเตอร์ ดังนั้นการวัดมุมปะทะควรทำที่บริเวณใกล้กับกังหันลม เพราะฉะนั้นในการทดลองจากโครงการ IEA Annex XIV/XVIII และ ในการทดสอบกังหันลม NREL Phase VI จึงทำการวัดค่ามุมลมที่ด้านหน้าของใบกังหัน ($\alpha_{local,rot}$) จาก Pitot แบบ 5 รู หรือ Windvane ดังเช่นเดียวกับการวัดจากเครื่องมือวัดในสภาวะแวดล้อมของอุโมงค์ลม มุมลมที่ได้จะแตกต่างไปจากมุมปะทะ เพื่อที่จะได้ค่ามุมปะทะสำหรับกังหันที่กำลังหมุน ผลของการเหนี่ยวนำ Upwash จากการเหนี่ยวนำด้วย Bound vorticity ควรที่จะนำไปลบออกเช่นเดียวกันกับสมการ (4.1) ดังนี้

$$\alpha_{0,rot} = \alpha_{local,rot} - \alpha_{bound,rot} \quad (4.2)$$

ผลลัพธ์ที่ได้จึงเป็นมุมปะทะระหว่าง Chord กับความเร็วลมปรากฏ (Effective velocity, U_{eff}) ซึ่งความเร็วลมปรากฏประกอบไปด้วย ความเร็วลมที่ Free stream (U_0) ความเร็วลมเหนี่ยวนำจาก Wake (u_i) ในทิศทางตามแนวแกน และ ความเร็วจากการหมุน (Ωr) ดังแสดงในรูป 4.2 ค่ามุมปะทะเชิงสมมุติ ($\alpha_{0,rot}$) ถูกนำไปใช้ในแบบจำลองอากาศพลศาสตร์สำหรับกังหันลม ในความเป็นจริงจะเกิดความเร็วลมเหนี่ยวนำจาก Wake ในทิศ Tangent ด้วย อย่างไรก็ตามสามารถสมมุติได้

ว่าเล็กมากเมื่อเทียบกับความเร็วจากการหมุน ค่ามุมปะทะ $\alpha_{0,rot}$ เป็นมุมปะทะที่เกิดขึ้นบริเวณใกล้ใบกังหัน อาจเรียกได้ว่า Effective angle of attack และ สำหรับมุมปะทะที่เกิดจากมุมที่ Chord กระทำกับระนาบความเร็วลมที่ Free stream อาจเรียกได้ว่า Geometric angle of attack



รูปที่ 4.2 มุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน (Schepers et al., 2002)

ในสมการ 4.2 เป็นการสมมุติว่าความเร็วลมเหนี่ยวนำจาก Wake ที่ตำแหน่งการวัดมีค่าเท่ากับที่ตำแหน่งระนาบของโรเตอร์ การคำนวณซึ่งอธิบายไว้โดย Bruining (1996) แสดงให้เห็นว่าที่ตำแหน่ง 0.1 Chord เหนือขึ้นไปจากระนาบโรเตอร์ ความเร็วลมเหนี่ยวนำจาก Wake มีค่าต่างไปประมาณ 1% จากที่ระนาบโรเตอร์ ในโครงการ IEA Annex XIV ได้ใช้หลายวิธีด้วยกันในการประเมินค่ามุมปะทะดังจะได้อีกกล่าวต่อไป

วิธีที่อยู่บนพื้นฐานการวัดในอุโมงค์ลม (Wind tunnel method) วิธีนี้นำมาใช้โดย NREL แพนอากาศ 2 มิติ ที่ถูกย่อขนาดลงมานำไปติดตั้งเครื่องมือวัดที่ด้านหน้าของแพนอากาศที่ระยะ 0.8 chord และ ทำการวัดในอุโมงค์ลม จากการวัดในอุโมงค์ลมทำให้รู้ค่ามุมปะทะ $\alpha_{0,stat}$ และ ค่ามุมลมเฉพาะพื้นที่ $\alpha_{local,stat}$ วัดได้จากเครื่องมือวัด ดังนั้นจึงสามารถคำนวณมุมที่ถูกเหนี่ยวนำจาก Bound vorticity ได้จากความสัมพันธ์

$$\alpha_{bound,stat} = \alpha_{local,stat} - \alpha_{0,stat} \quad (4.3)$$

ค่าที่ได้จึงนำไปประยุกต์ใช้กับการวัดในกรณีกังหันลมที่กำลังหมุนโดยใช้ความสัมพันธ์

$$\alpha_{0,rot} = \alpha_{local,rot} - \alpha_{bound,stat} \quad (4.4)$$

ค่า $\alpha_{local,rot}$ ได้จากการวัด $\alpha_{bound,stat}$ ได้จากสมการ (4.3) จากการทดสอบในอุโมงค์ลมแบบ 2 มิติ ดังนั้นจึงคำนวณ $\alpha_{0,rot}$ ได้ จากสมการ (4.4) เห็นได้ว่าการปรับแก้ค่ามุมปะทะที่กำลังหมุนใช้ข้อมูลจากการทดลองในอุโมงค์ลมสองมิติซึ่งไม่สมจริงกับพฤติกรรมในสามมิติ Laino et al. (2003) ได้ให้ข้อสรุปเกี่ยวกับวิธีนี้ว่าไม่แม่นยำ

Simms et al. (1999) ได้สรุปความสัมพันธ์ในการคำนวณมุมปะทะจากการศึกษาของ Butterfield et al. (1992) เป็นการหาความสัมพันธ์สำหรับปรับแก้ผลของ Local upwash ในอุโมงค์ลม 2 มิติ เมื่อทำการวัดค่า Inflow angle จะสามารถประเมินค่ามุมปะทะจากความสัมพันธ์ดังนี้

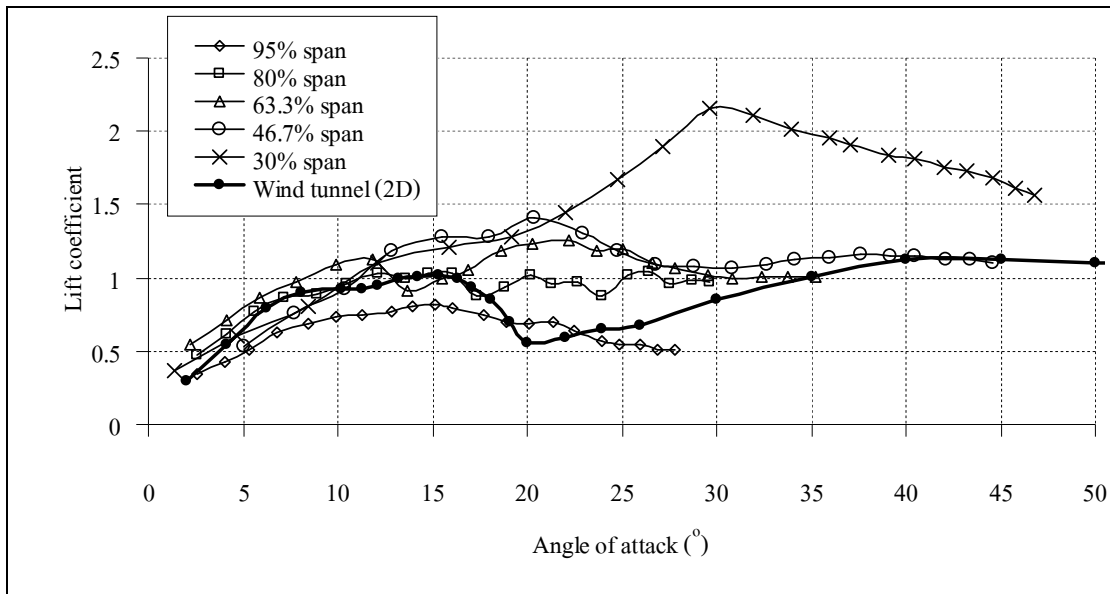
$$\alpha = 0.5809\alpha_m - 0.46470; \alpha_m < 10^\circ \quad (4.5)$$

$$\alpha = -5.427 \times 10^{-5} \alpha_m^3 + 6.713 \times 10^{-3} \alpha_m^2 + 0.617 \alpha_m - 0.8293 \quad (4.6)$$

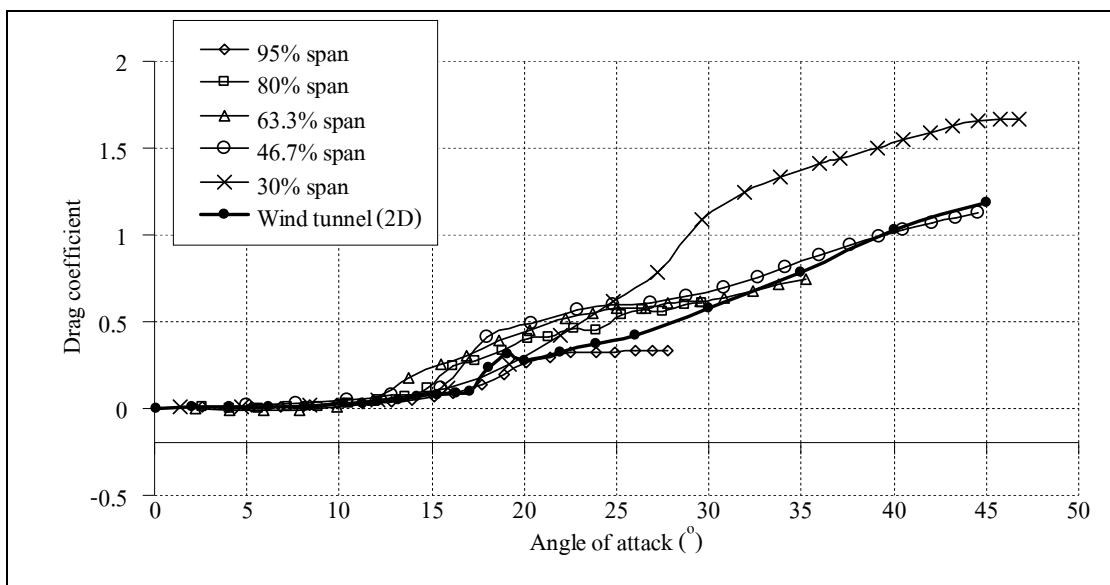
$$\alpha = 0.93421\alpha_m - 7.4174; \alpha_m > 60^\circ \quad (4.7)$$

เมื่อ α คือมุมปะทะ และ α_m คือ Inflow angle ที่ได้จากการวัด ผลลัพธ์จากการประมวลผลด้วยวิธีนี้กับการทดลองกังหันลม NREL Phase VI แสดงอยู่ในรูปที่ 4.3 และ 4.4 ในที่นี้จะเรียกการปรับแก้ในลักษณะนี้ว่าวิธี Probe correction สังเกตเห็นได้ว่าบางจุดของการวัดค่าแรงต้านมีค่าคิดลบที่มุมปะทะต่ำ ซึ่งไม่สมจริง

วิธีที่อยู่บนพื้นฐานของการวัดค่าสัมประสิทธิ์แรง Normal และ Tangential เมื่อเทียบกับระนาบใบกังหัน (วิธี inverse BEM) วิธีนี้เสนอเริ่มแรกโดย Snel et al. (1993) และ Bruining et al. (1993) ในการวัดทั้งหมดในโครงการ Annex XIV และ กังหันลม NREL Phase VI ได้มีการวัดแรง Normal และ Tangential บนใบกังหัน สมมุติว่าแรงนี้กระทำอย่าง Uniform ตลอดวงแหวนทรงกระบอกสำหรับการวิเคราะห์โมเมนตัม ค่าความเร็วที่ถูกเหนี่ยวนำโดย Wake สามารถสร้างเป็นสมการขึ้นมาได้จากทฤษฎีโมเมนตัม (หรือถ้าในกรณีจำเป็นทำการสร้างจากแบบจำลอง Turbulence wake state) เนื่องจากรู้ค่าความเร็วที่ Free stream และ ความเร็วการหมุน ผลลัพธ์ที่ได้จึงเป็นค่าความเร็วปรากฏ (U_{eff}) และได้ค่ามุมปะทะในที่สุด



รูปที่ 4.3 สัมประสิทธิ์แรงยกที่ % Span ต่าง ๆ จากการวัดจากกังหันลมที่กำลังหมุนประมวลผลด้วยวิธี Probe correction (Jonkman, 2003)



รูปที่ 4.4 สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ % Span ต่าง ๆ จากการวัดจากกังหันลมที่กำลังหมุนประมวลผลด้วยวิธี Probe correction (Jonkman, 2003)

ต่อมา Laino et al. (2003) และ Bak et al. (2006) ได้ใช้วิธีนี้เช่นกัน โดย Laino et al. เรียกวิธีนี้ว่า Reverse engineered จากวิธี BEM สามารถจัดรูปความสัมพันธ์ใหม่ให้อยู่ในรูปของ Inflow angle ได้เป็น

$$4 \cos \phi \sin \phi - \sigma C_l - 4 \lambda_r \sin^2 \phi - \sigma \lambda_r C_n = 0 \quad (4.8)$$

กรณีค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน $a > 0.38$ ความสัมพันธ์เชิงการทดลองนำมาใช้ดังนี้

$$C_D = 0.96a + 0.5776 \quad (4.9)$$

ทำการรวมเอาสมการดังกล่าวเข้ากับสมการ BEM ทำให้ได้ความสัมพันธ์ดังนี้

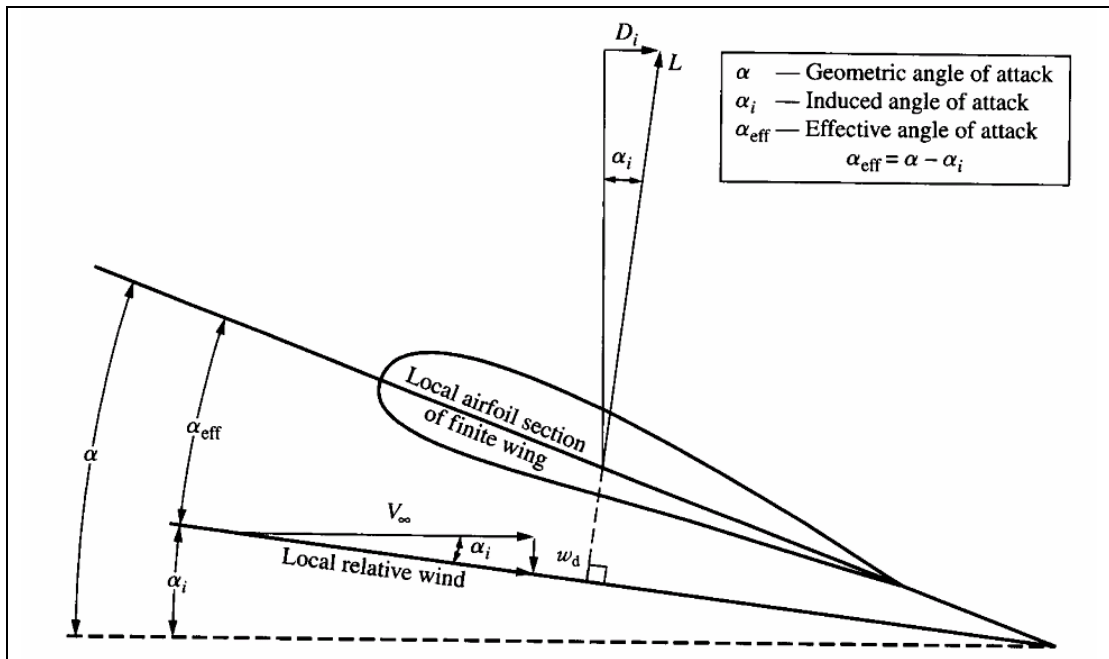
$$(4.96 \cos \phi \sin \phi - 1.24 \sigma C_l)^2 - 15.36 \lambda_r \sin^3 \phi \cos \phi + 3.84 \lambda_r \sin^2 \phi \sigma C_l - 16 \sigma \lambda_r^2 C_n \sin^2 \phi = 0 \quad (4.10)$$

จากสมการ 4.9 (หรือสมการ 4.10 ในบางกรณี) ค่า Inflow angle สามารถคำนวณได้โดยง่ายจากการวัดค่าสัมประสิทธิ์ C_n และ ค่าสัมประสิทธิ์ C_l จากการทดลอง

ในโครงการ IEA Annex XIV/XVIII ยังมีวิธีการประเมินค่ามุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุนอีกหลายวิธี เช่น Stagnation method และ Power method แต่จะไม่กล่าวถึงรายละเอียดในที่นี้เนื่องจาก ไม่มีการใช้งานต่อเนื่องถึงปัจจุบัน อีกวิธีหนึ่งซึ่งมีการวิจัยในภายหลังสำหรับการประเมินค่ามุมปะทะอยู่บนพื้นฐานของ Prandtl's lifting-line theory (Anderson, 2001) ซึ่งสามารถใช้ในการคำนวณค่าความเร็วเหนี่ยวนำ (u_i) มุมปะทะเหนี่ยวนำ (α_i) และ ได้ค่ามุมปะทะปรากฏ (α_{eff}) ในที่สุด การประยุกต์ใช้ Prandtl's lifting-line theory กับกังหันลมที่กำลังหมุนมีข้อแตกต่างจากการประยุกต์ใช้กับปีกเครื่องบินคือ คลื่นท้ายของใบกังหันจะมีลักษณะเป็นเกลียว ขณะที่คลื่นท้ายของปีกเครื่องบินมีลักษณะราบ ดังนั้นจึงมีการสร้างแบบจำลองคลื่นท้ายของใบกังหันเพื่อใช้ในการหาค่าความเร็วเหนี่ยวนำ และ มุมปะทะที่เกิดขึ้นตลอดใบกังหัน สำหรับคลื่นท้ายที่ประเมินขึ้นล่วงหน้า และ ไม่มีปฏิสัมพันธ์กันเองระหว่างเกลียวคลื่นเรียกว่า Prescribe-Wake กรณีคลื่นท้ายมีปฏิสัมพันธ์กันเองระหว่างเกลียวคลื่นเรียกว่า Free-Wake การจำลองปีกเครื่องบินหรือใบกังหันจากเดิมที่สมมุติให้เป็นเส้นในทฤษฎี Lifting-line สามารถแทนด้วยพื้นผิวเพื่อให้ความละเอียด และ แม่นยำมากขึ้นในทฤษฎี Lifting-surface

สำหรับปีกเครื่องบินที่มีความยาวจำกัด (เช่นเดียวกันกับใบกังหันลม) ด้วยอิทธิพลของความดันที่ด้าน Pressure side มีค่าสูงกว่าความดันที่ด้าน Suction side ของปีก ดังนั้นที่บริเวณปลายปีกของไหลด้านล่างจะพยายามดันทะลัดเข้าจากทางปลายปีกขึ้นมาผิวด้านบน ผลของความแตกต่างของความดันนี้เป็นเหตุให้กระแสอากาศมีการไหลหมุนควงรอบบริเวณปลายปีก การหมุนควงของอากาศที่ปลายปีกโดยมีบริเวณปลายปีกเป็นแกนของการหมุนควงของอากาศจะเรียกว่า Trailing vortex หรือ Wing-tip vortices ผลของการหมุนควงที่ปลายปีกนี้ จะทำให้เกิดองค์ประกอบของความเร็วของกระแสอากาศในทิศทางพุ่งลงล่างตลอดทั้งแนวยาวปีก เรียกความเร็วที่มีทิศพุ่งลงล่างนี้ว่าความเร็ว Downwash (w) ผลของการเกิดความเร็ว Downwash ทำให้เกิดการเหนี่ยวนำมุมปะทะของแผนอากาศทำให้เกิดมุมปะทะปรากฏ (Effective angle of attack) ซึ่งมีค่าลดลงจากมุมปะทะที่นิยามใน 2 มิติ ($\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$) นอกจากนี้ผลของการเกิดมุมปะทะเหนี่ยวนำทำให้เกิด ค่าแรงต้านเหนี่ยวนำ (induce drag) ดังแสดงอยู่ในรูปที่ 4.5

ทฤษฎี Lifting-Line ใช้ทำนายพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกจำกัดความยาว (Finite wing) Anderson (2001) กล่าวว่าทฤษฎีนี้คิดค้นเป็นครั้งแรกโดย Ludwig Prandtl และ ทีมงานวิจัย โดยให้เหตุผลว่าจากการที่เส้นการไหลวน (Vortex filament) ที่มีค่าความเข้ม Γ ที่อยู่รอบๆ ตำแหน่งหยุดนิ่งใด ๆ ในการไหลเรียกว่า Bound vortex จะทำให้เกิดแรงยก $L = \rho U_\infty \Gamma$ ตามทฤษฎีของ Kutta-Joukowski ทำการแทนที่ปีกที่มีความยาวจำกัดด้วย Bound vortex อย่างไรก็ตามเนื่องจากทฤษฎีของ Helmholtz กล่าวว่า Vortex filament ไม่สามารถสิ้นสุดในของไหล ดังนั้นจึงสมมุติให้ Vortex filament ต่อเนื่องไปจากปลายปีกทั้งสองด้านไปจนมีความยาวเป็นอนันต์ Vortex ดังกล่าวนี้ (ทั้ง Bound vortex และ Free vortex ทั้งสองด้าน) จะมีรูปร่างคล้ายเกือกม้า จึงเรียกว่า Horseshoe vortex ทำการจำลอง Lifting line ด้วย Horseshoe vortex หลาย ๆ อันต่อเนื่องกันตลอดความยาวใบ เนื่องจากแต่ละส่วนย่อยของ Free vortex ของแต่ละ Horseshoe vortex จะส่งอิทธิพลไปที่ Lifting line โดยทำให้เกิดการเหนี่ยวนำความเร็วเกิดขึ้น ดังนั้นประยุกต์เอา Biot-Savart law กับการจำลองนี้ จึงทำให้ได้ความสัมพันธ์ของความเร็ว Downwash เป็นฟังก์ชันของ Γ ($w = w(\Gamma)$) ซึ่งมีค่าแปรผันตลอดความยาวปีก ซึ่ง Γ เป็นเพียงตัวแปรเดียวที่ไม่รู้ค่า ค่าแรงทางอากาศพลศาสตร์หาได้โดยใช้ทฤษฎีของ Kutta-Joukowski อาศัยวิธีการคำนวณเชิงตัวเลขกับความสัมพันธ์ของแรงยกกับมุมปะทะ ซึ่งเป็นค่าคุณลักษณะของแผนอากาศที่ใช้จึงทำให้คำนวณค่า Γ ออกมาได้ และได้ค่าความเร็วเหนี่ยวนำและมุมปะทะเหนี่ยวนำในที่สุด



รูปที่ 4.5 ผลของความเร็ว Downwash (w_d) ต่อการไหลเฉพาะพื้นที่ผ่านหน้าตัดแพนอากาศผ่านปีกที่มีความยาวจำกัด (Anderson, 2001)

การประยุกต์ใช้ทฤษฎี Lifting-Line กับกังหันลมมีจุดประสงค์เดียวกันกับกรณีการคำนวณของปีกเครื่องบินคือ ต้องการทราบค่าความเร็วเหนี่ยวนำที่ทำให้เกิดมุมปะทะเหนี่ยวนำ สำหรับกังหันลมจะมีความยุ่งยากกว่ากรณีปีกเครื่องบิน กล่าวคือ Horseshoe vortex ของกังหันลมจะมีลักษณะเป็นเกลียวคลื่นที่ด้านหลังกังหัน ไม่ได้มีลักษณะราบดังเช่นกรณีปีกเครื่องบิน ดังนั้นจึงต้องมีการจำลอง Wake ที่เกิดขึ้นด้านหลังกังหันลม ซึ่งมีทั้งแบบจำลอง Prescribe-Wake ซึ่งไม่คำนวณความเร็วที่เหนี่ยวนำกันเองของคลื่นท้าย และ แบบจำลอง Free-Wake ที่มีการคิดผลของการเหนี่ยวนำกันเองของคลื่นท้าย จากแบบจำลองคลื่นท้ายทำให้ทราบรูปร่าง และ ตำแหน่งของคลื่นท้าย จากนั้นจะใช้กฎของ Biot-Savart ในการหาค่าความเร็วที่ถูกเหนี่ยวนำ เช่นเดียวกันกับกรณีปีกเครื่องบิน สุดท้ายจึงคำนวณค่ามุมปะทะเหนี่ยวนำได้ เนื่องจากทฤษฎี Lifting-line คำนวณค่าความเร็วเหนี่ยวนำได้โดยตรงจึงไม่ต้องการแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ และ โคนใบดังเช่นกรณีคำนวณด้วย BEM

4.1.2 การวัดการกระจายความดันด้วยแถบวัดความดัน

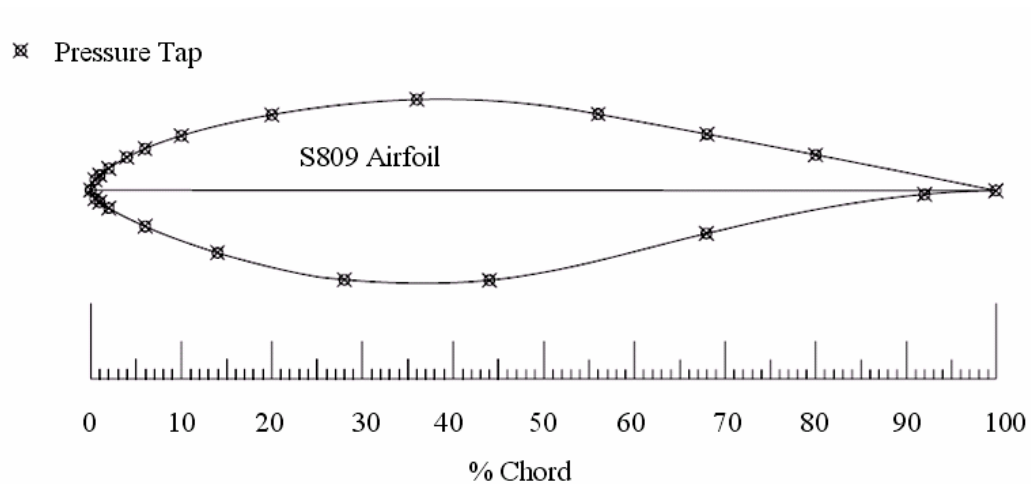
การวัดความดันด้วย Pressure tap บนใบกังหันมีการติดตั้ง Tap 22 จุดรอบใบดังแสดงอยู่ในรูปที่ 4.6 การติดตั้งทำที่ระยะ 30% 47% 63% 80% และ 95% Span บนใบกังหัน การกระจายความดันบนใบกังหันที่กำลังหมุนจะนำมา Integrated เพื่อหา Normal force coefficients (C_{Nor}) และ

Tangential force coefficients (C_{Tan}) ทั้งสองค่าเป็นตัวแทนของแรงที่กระทำตั้งฉาก และ ในแนวขนานกับ Chord ของแพนอากาศตามลำดับ ค่าเฉลี่ยของความดันระหว่างตำแหน่งของจุดวัดที่ใกล้เคียงกันจะถูกถ่ายโอนมาที่เส้นแนว Chord แล้วทำการ Integrated เพื่อคำนวณ C_{Nor} จากนั้นถ่ายโอนมาที่เส้นในแนวตั้งฉากกับเส้นแนว Chord แล้วทำการ Integrated เพื่อคำนวณ C_{Tan} โดยสมการในการ Integrated หาค่า C_{Nor} และ C_{Tan} เป็นดังนี้

$$C_{Nor} = \sum_{i=1}^{taps} \left(\frac{C_{P_i} + C_{P_{i+1}}}{2} \right) (x_{i+1} - x_i) \quad (4.11)$$

$$C_{Tan} = \sum_{i=1}^{taps} \left(\frac{C_{P_i} + C_{P_{i+1}}}{2} \right) (y_{i+1} - y_i) \quad (4.12)$$

เมื่อ x_i คือ Normalized distance along chord line ค่า y_i คือ Normalized distance along axis orthogonal to chord ค่า C_p คือ Normalized pressure coefficient ค่า x และ y เริ่มต้นที่ขอบท้ายของแพนอากาศจากฟิวส์ด้านบนลงมาที่ฟิวส์ด้านล่าง และ สิ้นสุดที่ขอบท้ายอีกครั้งหนึ่ง



รูปที่ 4.6 ตำแหน่งการติดตั้งเครื่องมือวัดความดันบนผิวใบกังหัน (Pressure tap) สำหรับกังหันลม NREL Phase VI

เมื่อได้ค่า C_{Nor} และ C_{Tan} สามารถนำไปสู่การหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์อื่น ๆ เช่น Torque coefficients (C_{Torque}) และ Thrust coefficients (C_{Thrust}) ดังนี้

$$C_{Torque} = C_{Nor} \sin(\beta) + C_{Tan} \cos(\beta) \quad (4.13)$$

$$C_{Thrust} = C_{Nor} \cos(\beta) - C_{Tan} \sin(\beta) \quad (4.14)$$

เมื่อ β คือมุมบิดรวม (มุมบิด + มุม pitch) ของใบกังหัน สังเกตได้ว่า C_{Torque} สมมูลกับค่า C_n และ C_{Thrust} สมมูลกับค่า C_t นอกจากนี้ยังสัมพันธ์กับสัมประสิทธิ์แรงยก และ สัมประสิทธิ์แรงต้าน โดย $C_L = C_{Nor} \cos \alpha + C_{Tan} \sin \alpha$ และ $C_D = C_{Tan} \cos \alpha - C_{Nor} \sin \alpha$ เมื่อได้ค่า C_{Nor} และ C_{Tan} สามารถนำไปคำนวณภาระโดยประมาณจากสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics estimated) ได้โดยการใช้การ Integrated แบบสี่เหลี่ยมคางหมู โดยการแบ่งใบกังหันเป็นส่วน ๆ (Panel) รอบตำแหน่งการวัดทั้ง 5 จุดคือที่ 30% 47% 63% 80% และ 95% ของความยาวใบ ขอบของ Panel จะอยู่ระหว่างกลางของตำแหน่งการวัด ที่โคนใบจะคิดพื้นที่ของ Panel เริ่มจากที่ 25% ดังนั้นจะได้สมการสำหรับคำนวณ Aerodynamics estimated สำหรับกังหันสองใบ (NREL Phase VI) ดังนี้

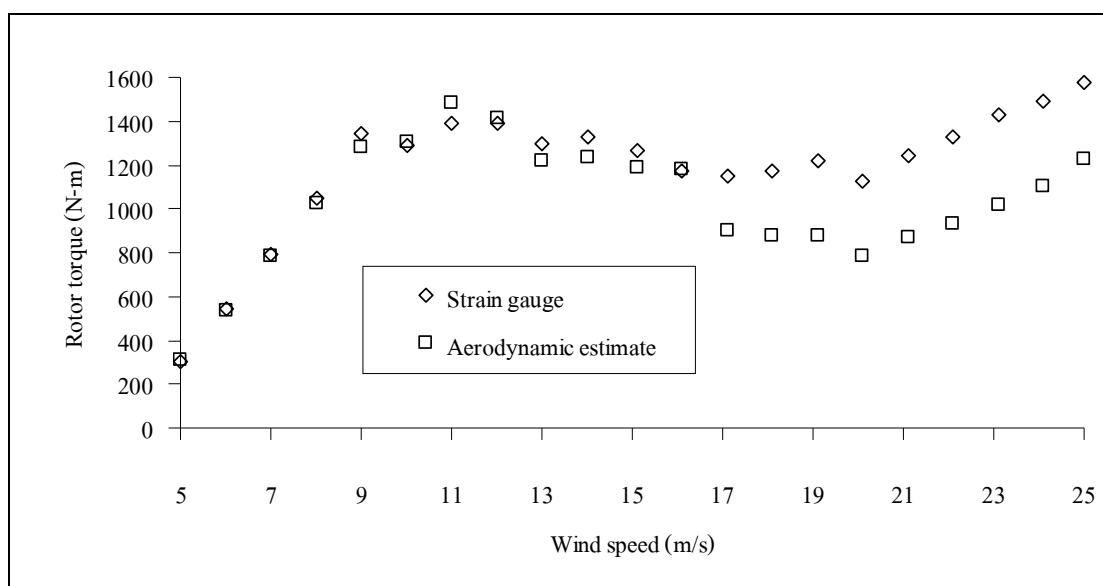
$$Rotor Thrust = 2 \sum_{n=1}^5 C_{Thrust_n} \times QNORM_n \times A_n \quad (4.15)$$

$$Rotor Torque = 2 \sum_{n=1}^5 C_{Torque_n} \times QNORM_n \times A_n \times r_n \quad (4.16)$$

เมื่อ n คือ Index ของแต่ละ Panel ค่า QNORM คือ Blade stagnation pressure ค่า A คือพื้นที่ของแต่ละ Panel และ r คือระยะในแนวรัศมี ของตำแหน่งการวัดความดัน

เนื่องจากความไม่สอดคล้องกันของการวัดค่าแรงบิดจากการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ในสองลักษณะคือ 1. วัดจาก Strain Gauge และ 2. คำนวณจากค่าการกระจายความดัน (Aerodynamics estimated) ดังแสดงในรูปที่ 4.7 แรงบิดจากการวัดทั้ง 2 วิธีมีความสอดคล้องกันที่ความเร็วลม 5-16 m/s หลังจากนั้นจะมีความคลาดเคลื่อนจนถึงที่ความเร็วสูงสุด 25 m/s เหตุผลที่แรงบิดจากการคำนวณการกระจายความดันมีน้อยกว่าการวัดจาก Strain Gauge เกิดจากหลายสาเหตุด้วยกัน Breton et al. (2008) ให้เหตุผลว่าการวัดแรงในแนว Tangential ซึ่งเกี่ยวข้องโดยตรงกับ

แรงบิดทำได้ยากเนื่องจากใช้เครื่องมือวัดความดันหลายจุดรอบหน้าตัดใบ (Pressure tab) แต่เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงที่สูงมากบริเวณขอบด้านหน้าของแพนอากาศทำให้วัดค่าได้ไม่ถูกต้องนัก อีกทั้งจำนวนจุดของ Pressure sensor ไม่เพียงพอต่อการจับ Suction peak (การเกิดความล้มประสิทธิภาพความดันติดลบสูงสุดที่ผิวบนแพนอากาศ) ซึ่งในการวัดใช้ 22 จุดรอบหน้าตัดใบกังหันดังแสดงในรูปที่ 4.6 เช่นนี้จะทำให้การวัดแรงในแนว Tangential มีค่าน้อยกว่าความจริงซึ่งจะส่งผลให้แรงบิดมีค่าน้อยกว่าความเป็นจริงด้วย โดยเฉพาะอย่างยิ่งเมื่อเกิดการ Stall เช่นนี้ข้อมูลจากการวัดด้วย Strain gauge จึงน่าเชื่อถือกว่า นอกจากนี้ Schepers et al. (2004) และ Schepers and van Rooij (2005) ได้แสดงความไม่สอดคล้องกันของค่าแรงบิดจากการวัดทั้งสองแบบนี้ซึ่งเกิดขึ้นเช่นเดียวกับในโครงการ IEA Annex XIV/XVIII โดยเสนอว่าค่าแรงบิดจากการวัดด้วย Strain gauge น่าเชื่อถือกว่าเนื่องจากค่าสอดคล้องกับการวัดกำลังจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า



รูปที่ 4.7 ค่าแรงบิดจากกังหันลม NREL Phase VI จากการวัดด้วย Strain gauge ที่เพลลา และการประเมินจากค่าสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์

ดังที่กล่าวมาเกี่ยวกับความไม่ลงรอยกันของการวัดค่าแรงบิดจาก 2 วิธีดังที่กล่าวมา จึงทำให้เกิดปัญหาว่าสำหรับการสอบเทียบการทดลองกับวิธี BEM ควรเปรียบเทียบกับข้อมูลชุดใดเมื่อความเร็วลมมีค่าสูงกว่า 16 m/s ปัญหานี้แก้ไขได้โดยพิจารณาเป็นสองกรณี กรณีแรกสำหรับสอบเทียบวิธี BEM จากการใช้ข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากการข้อมูลการวัดการกระจายความดันด้วย Pressure tap กรณีนี้การคำนวณแรงบิดด้วยวิธี BEM ควรจะสอบ

เทียบกับข้อมูล Aerodynamic estimate กรณีที่สองสำหรับการสอบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay กรณีนี้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ได้จากการจำลองโดยไม่ต้องใช้ข้อมูลจาก Pressure tap การเปรียบเทียบค่าแรงบิดจึงควรทำกับข้อมูลการวัดจาก Strain gauge ซึ่งเป็นข้อมูลที่ถูกต้องมากกว่าในกรณีความเร็วลมสูง

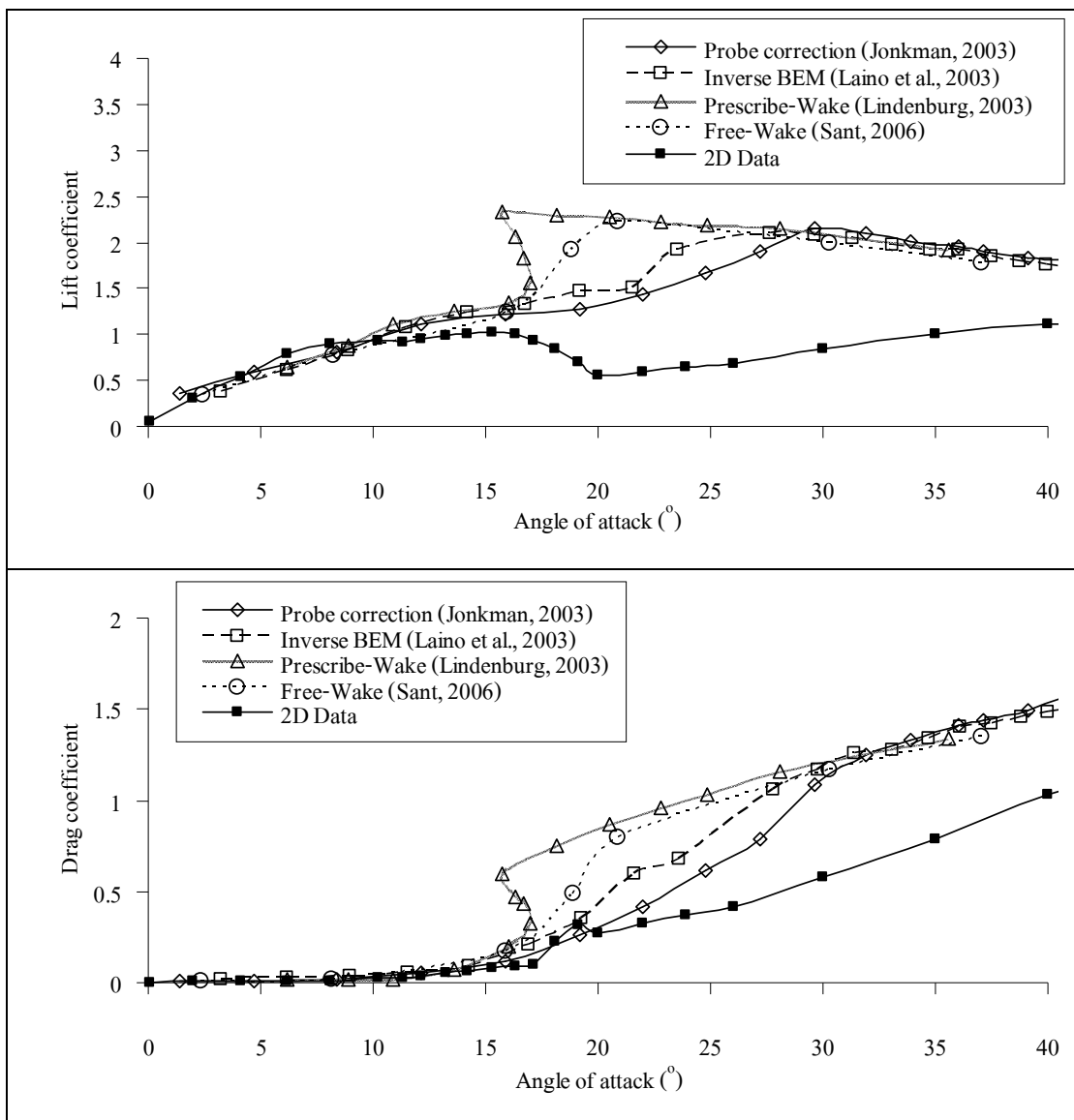
4.2 การสอบเทียบทฤษฎี BEM กับการทดลองกังหัน NREL Phase VI

ในส่วนนี้ทำการทดสอบ โปรแกรม SuWiT กับข้อมูลการทดลองกังหัน NREL Phase VI ซึ่งทดสอบในอุโมงค์ลม NASA Ames ซึ่งมีการวัดค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่เกิดขึ้นจริงบนใบกังหันที่กำลังหมุน สำหรับกังหันลมที่กำลังหมุนผลของการวัดค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านด้วยการใช้ Probe แล้วทำการปรับแก้ผลของ Bound circulation (เรียกว่า Probe correction) แสดงอยู่ในรูปที่ 4.3 และ 4.4 ตามลำดับ ในรูปมีการแสดงผลของการวัดใน 2 มิติ อยู่ด้วย ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านกรณีกังหันที่มีการหมุนมีค่าสูงกว่ากรณี 2 มิติ เนื่องจากพฤติกรรม Stall-Delay พฤติกรรม Stall-Delay มีความซับซ้อนมาก และ ยังไม่ทราบสาเหตุอย่างแน่ชัด นักวิจัยบางท่านสันนิษฐานว่าเป็นปฏิสัมพันธ์ในสามมิติของแรงเฉื่อย แรงเหวี่ยง และ แรงคอริโอลิส (Lindenburt, 2004; Sant, 2006) ที่ตำแหน่งมุมปะทะเดียวกันกับกรณีการไหลใน 2 มิติ เมื่อเกิด Stall-Delay จะทำให้การไหลแยกเกิดช้าลง ทำให้แผนอากาศมีแรงยกเพิ่มขึ้นได้อีก

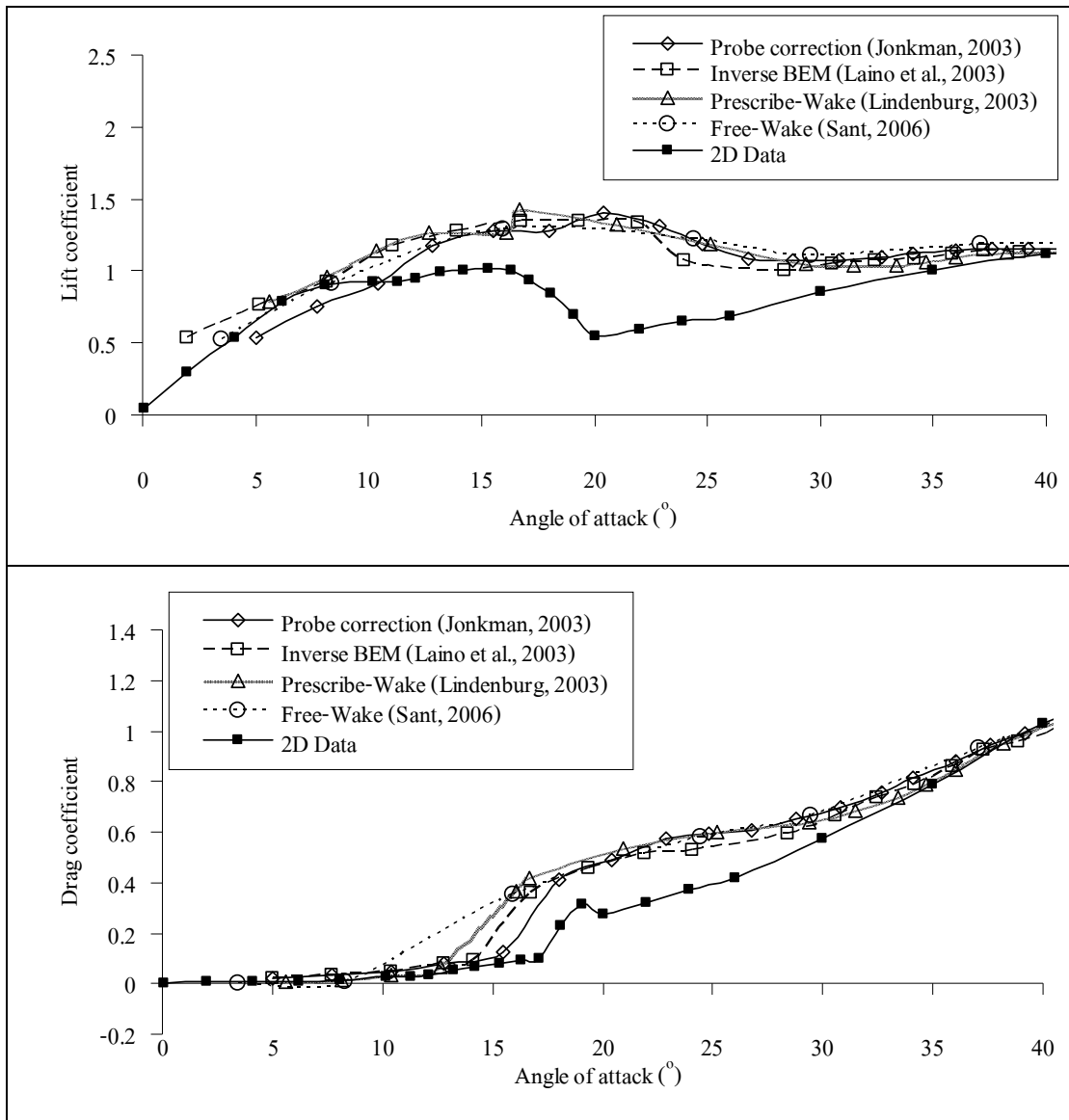
ตามทฤษฎี BEM ในการคำนวณต้องอาศัยค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากการทดลองในอุโมงค์ลม 2 มิติ สำหรับกังหันลมที่กำลังหมุน ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะสูงจะต้องมีการจำลองผลของ Stall-Delay แต่สำหรับการสอบเทียบทฤษฎี BEM กับกังหัน NREL Phase VI เนื่องจากมีการวัดค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากกังหันลมที่กำลังหมุน นั่นคือ ในการวัดได้รวมเอาผลของ Stall-Delay ไว้แล้ว จึงสามารถนำข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์มาใช้กับ BEM ได้โดยตรง โดยไม่ต้องอาศัยแบบจำลอง Stall-Delay ทำให้มีประโยชน์มากกับการสอบเทียบทฤษฎี BEM โดยเฉพาะเมื่อเกิดพฤติกรรม Stall บนใบกังหัน

จากการคำนวณมุมปะทะจากวิธีปรับแก้ค่า Inflow angle ตามสมการ (4.5)-(4.7) มีความคลาดเคลื่อนดังที่กล่าวไปแล้วในหัวข้อ 4.1.1 ดังนั้นจึงต้องมีการศึกษาการปรับแก้ข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากวิธีอื่น เพื่อจัดเตรียมข้อมูลที่มีความถูกต้องที่สุดก่อนจะนำไปใช้ในการสอบเทียบวิธี BEM จึงทำการศึกษาผลจากการคำนวณมุมปะทะที่เกิดขึ้นกับกังหัน NREL Phase VI ด้วยวิธีอื่น คือ วิธี Reverse BEM โดยใช้ข้อมูลจาก Laino et al. (2003) วิธี Prescribe-Wake Lifting-line โดยใช้ข้อมูลจาก Lindenburt (2003) และ วิธี Free-wake Lifting-line โดยใช้ข้อมูลจาก Sant (2006) การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากการประมวลผล

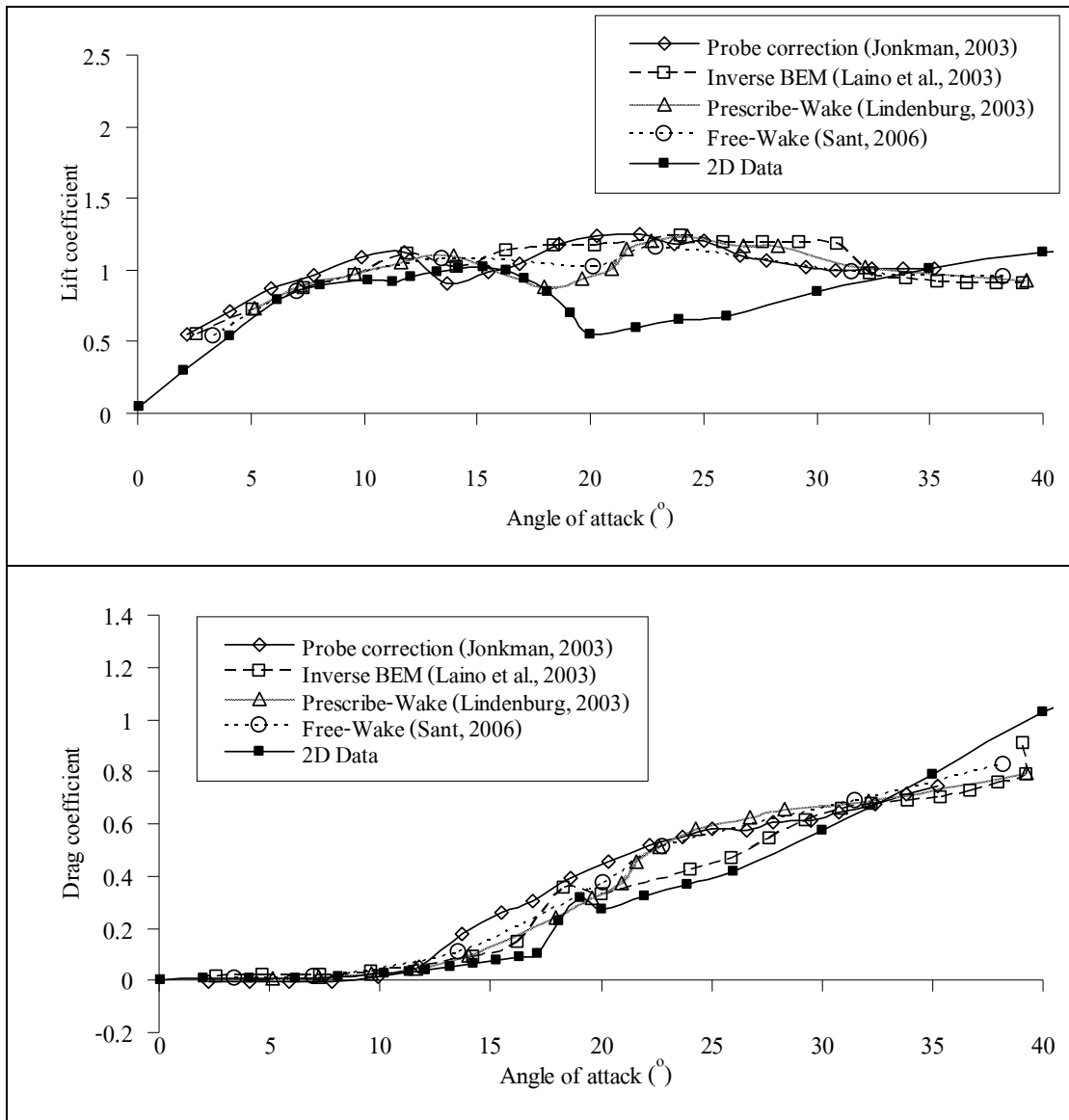
ด้วยวิธีทั้ง 4 ที่ระยะ Span 30% 46.7% 63.3% และ 80% แสดงอยู่ในรูปที่ 4.8 ถึง รูปที่ 4.11 ตามลำดับ สำหรับข้อมูลจากการวัดด้วย Probe แล้วทำการปรับแก้จะใช้ข้อมูลจาก Jonkman (2003) จากรูปที่ 4.8 ถึง รูปที่ 4.11 จะเห็นได้ว่าผลลัพธ์จากการประเมินมุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน ทำให้ได้สัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ที่แตกต่างกันมาก ข้อมูลที่ต่างกันเหล่านี้จึงควรทำการศึกษาก่อนว่า เมื่อนำข้อมูลการประเมินค่ามุมปะทะเหล่านี้ไปใช้กับวิธี BEM ข้อมูลใดมีความเหมาะสมมากที่สุด



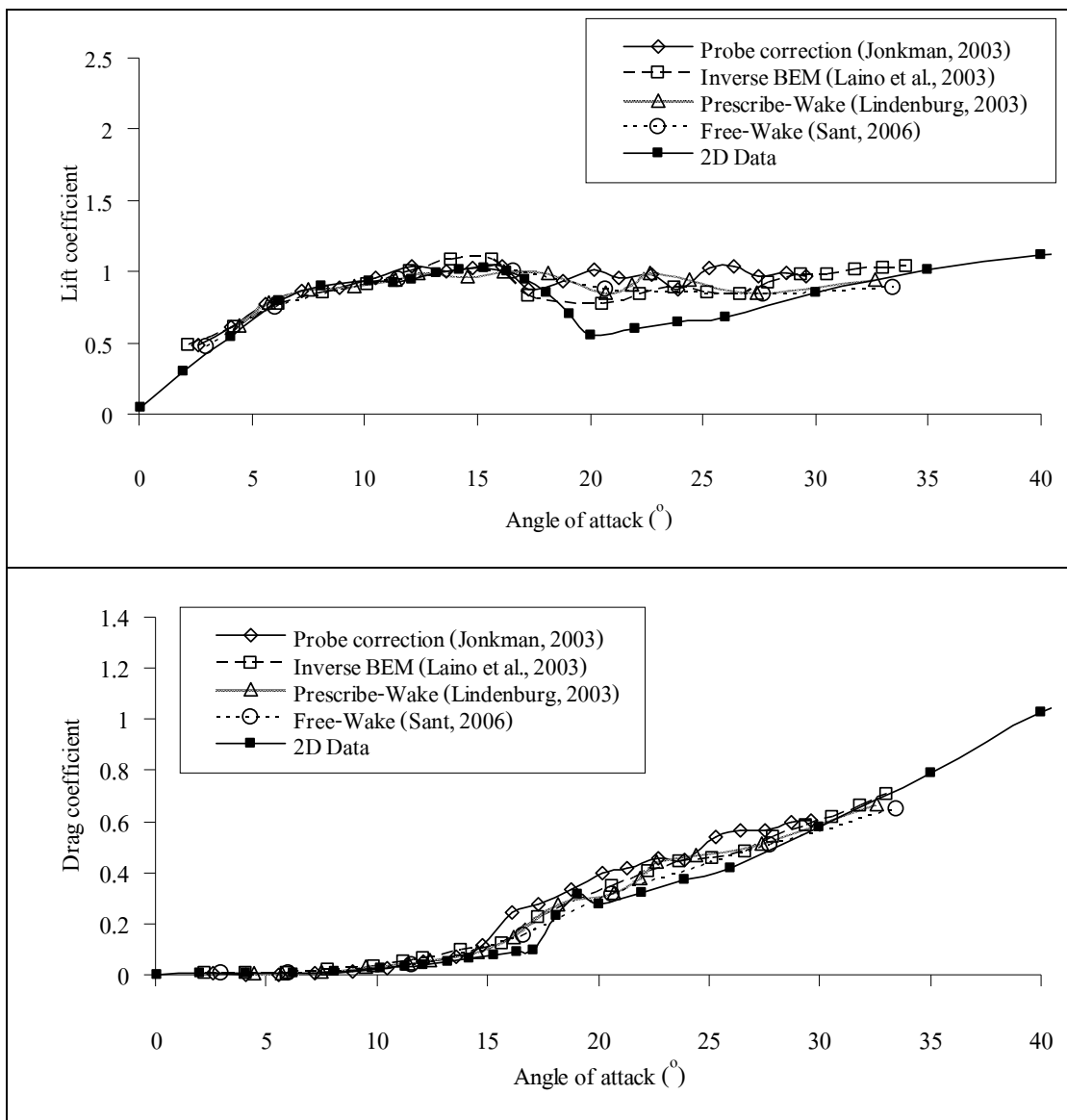
รูปที่ 4.8 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (30% Span)



รูปที่ 4.9 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (46.7% Span)



รูปที่ 4.10 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกึ่งหั่นลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการ
ประมวลผลที่แตกต่างกัน (63.3% Span)



รูปที่ 4.11 สัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนจากการประมวลผลที่แตกต่างกัน (80% Span)

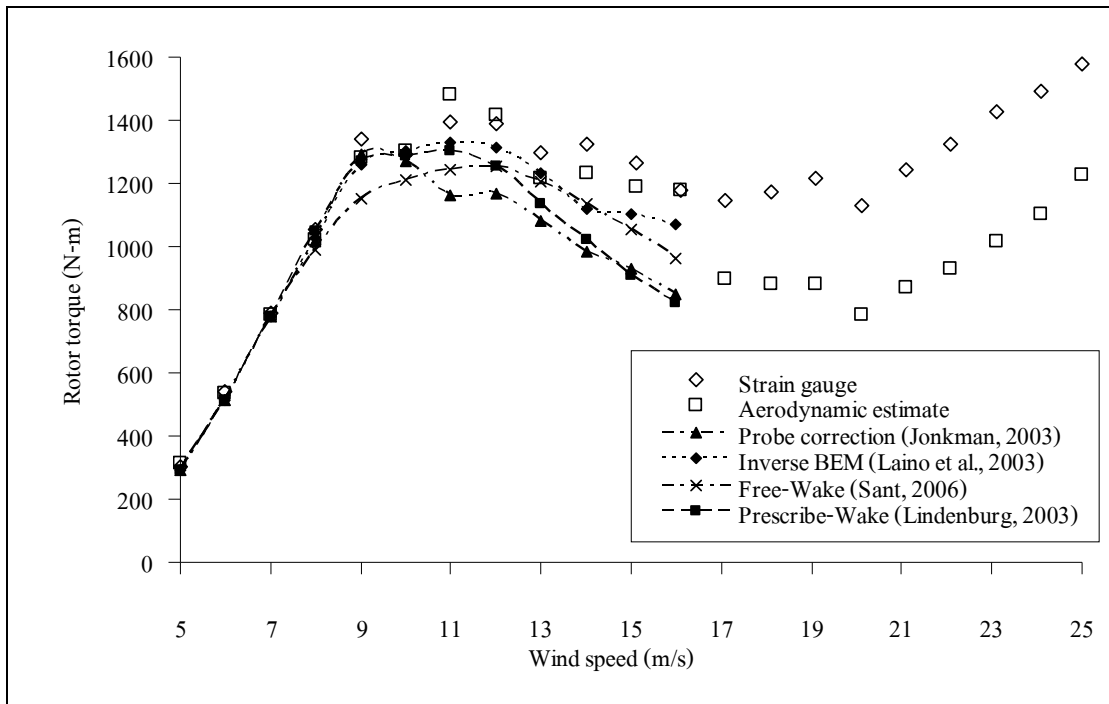
การสอบเทียบทฤษฎี BEM กับการทดลองจะถูกแบ่งออกเป็นสองส่วนคือ การสอบเทียบที่ความเร็วลมต่ำกว่า 15 m/s และ การสอบเทียบที่ความเร็วลมสูงกว่า 15 m/s เนื่องจากความไม่สอดคล้องกันของการวัดค่าแรงบิดจากการทดลองดังที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 4.1.2 อีกเหตุผลหนึ่งที่ต้องแบ่งการสอบเทียบเป็นสองส่วนคือ ข้อมูลของมุมปะทะจากการวัดที่ไม่เพียงพอที่จะคำนวณด้วยวิธี BEM กรณีความเร็วลมสูงมาก วิธี BEM ต้องการข้อมูลค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะสูงในการคำนวณ (ควรมีข้อมูลถึงที่มุมปะทะ 90 องศา แต่จากการประมวลผลมุมปะทะดังแสดงในรูปที่ 4.8 ถึง รูปที่ 4.11 มีข้อมูลถึงประมาณ 35 องศา) ดังนั้นที่ลมสูงที่เป็นผลให้เกิดมุมปะทะสูงต้องอาศัยการประเมินค่านอกช่วง

เนื่องจากข้อมูลมูลค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน มีเพียง 5 หน้าตัดใบ จึงต้องอาศัยการประมาณค่าในช่วง โดยใช้ Spine function ที่เตรียมไว้โดย MATLAB ที่โคนใบใช้ข้อมูล 2 มิติที่ปลายใบเนื่องจากการสูญเสีย จึงใช้ข้อมูลเดียวกันกับที่ 95% Span ดังนั้นจึงมีข้อมูลสำหรับการประมาณค่าในช่วง 7 ส่วนด้วยกัน

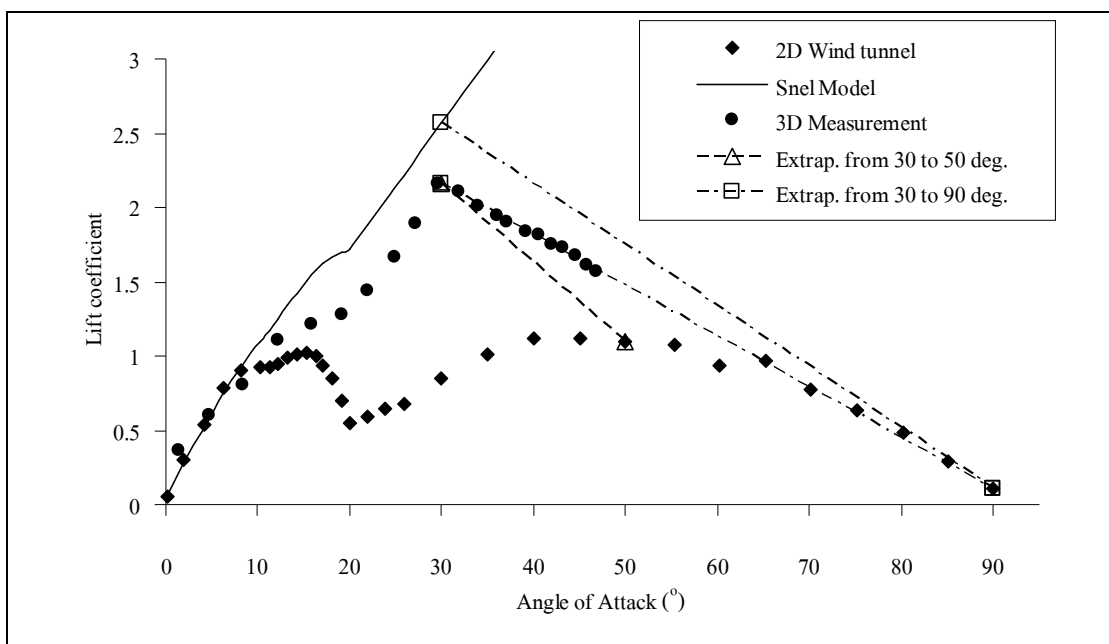
4.2.1 การทดสอบวิธีการประมวลผลค่ามุมปะทะจากกังหันลมที่กำลังหมุน

การทดสอบในหัวข้อนี้จะทำการเปรียบเทียบข้อมูลค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ จากข้อมูล 4 แหล่งด้วยกัน คือ วิธี Probe correction โดยใช้ข้อมูลจาก Jonkman (2003) วิธี Reverse BEM โดยใช้ข้อมูลจาก Laino et al. (2003) วิธี Prescribe-Wake Lifting-line โดยใช้ข้อมูลจาก Lindenburg (2003) และ วิธี Free-wake Lifting-line โดยใช้ข้อมูลจาก Sant (2006) การเปรียบเทียบแรงบิดของกังหันลมเริ่มที่ความเร็วลม 5 m/s ถึงที่ความเร็วลม 16 m/s เนื่องจากเมื่อพ้นความเร็ว 16 m/s ไปแล้วข้อมูลจากการวัดค่าแรงบิดด้วย Strain gauge ไม่ตรงกับการคำนวณแรงบิดจากความดันบนผิวใบ (Aerodynamic estimate) ดังแสดงสาเหตุในหัวข้อ 4.1.2 นอกจากนี้ข้อมูลจากการวัดที่มีอยู่มีค่ามุมปะทะต่ำประมาณ 35 องศาซึ่งไม่เพียงพอต่อการคำนวณที่ความเร็วลมสูงมากกว่า 16 m/s โดยที่ความเร็วลมสูงกว่านี้ต้องอาศัยการประมาณค่านอกช่วงให้ข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านมีค่าถึงที่มุมปะทะ 90 องศา ซึ่งจะทำการศึกษาในหัวข้อถัดไป

ผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี BEM จากข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากข้อมูล 4 แหล่ง เปรียบเทียบกับการวัดค่าจากการทดลองแสดงอยู่ในรูปที่ 4.12 ผลจากการใช้ข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากวิธี Inverse BEM ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองมากที่สุด สำหรับข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านด้วยวิธีอื่น มีแนวโน้มของค่าแรงบิดที่ต่ำกว่าการทดลองที่ความเร็วลมสูงกว่า 10 m/s ขึ้นไป โดยสรุปแล้วข้อมูลจากการประมวลผลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านด้วยวิธี Inverse BEM จึงเหมาะกับการใช้ในการสอบเทียบวิธี BEM



รูปที่ 4.12 ผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI โดย SuWiT เปรียบเทียบ การประมวลผลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน 4 แบบ กับการทดลอง



รูปที่ 4.13 การประมาณค่านอกช่วงของข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับที่หน้าตัด 30% Span

4.2.2 การประมาณค่านอกช่วงสำหรับการคำนวณที่มุมปะทะสูงมาก

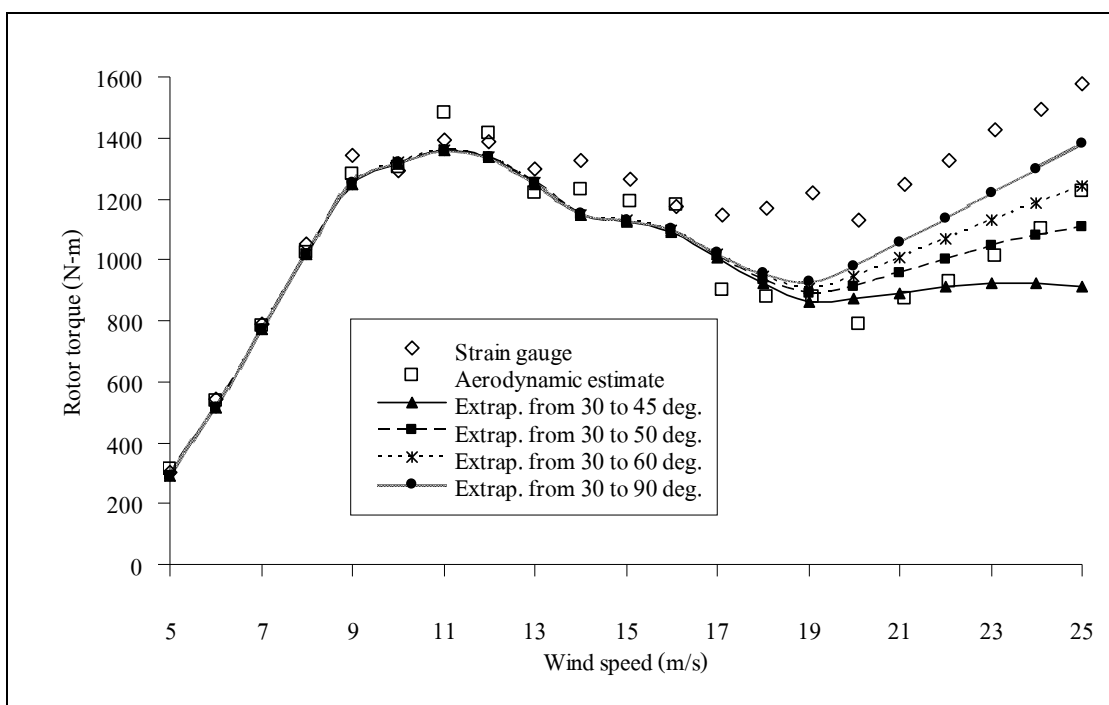
ที่ความเร็วลมสูงมากมุมปะทะที่เกิดขึ้นบนใบกังหันอาจสูงกว่า 45 องศา ซึ่งไม่มีในข้อมูลจากการวัด อีกทั้งในการคำนวณด้วยวิธี BEM ที่ต้องอาศัยการทำซ้ำ เนื่องจากในระหว่างการคำนวณมีบ่อยครั้งที่ได้มุมปะทะสูง ข้อมูลเชิงอากาศพลศาสตร์จึงควรมีค่าถึงที่มุมปะทะ 90 องศา ถ้าไม่มีการเตรียมข้อมูลในส่วนนี้ไว้จะทำให้โปรแกรมไม่สามารถคำนวณได้ ดังนั้นการประมาณค่านอกช่วง (Extrapolation) จึงเป็นสิ่งจำเป็น สำหรับกังหันลมที่กำลังหมุนจะเกิดพฤติกรรม Stall-delay ซึ่งทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านสูงกว่ากรณีไม่เกิดการหมุน แบบจำลอง Stall-delay ที่ได้มีการเสนอขึ้นมา มีข้อจำกัดการใช้ถึงที่มุมปะทะประมาณ 30-35 องศาเท่านั้น ดังแสดงอยู่ในรูปที่ 4.13 กรณีแบบจำลองของ Snel et al. ที่มุมปะทะสูงกว่า 30 องศา ค่าแรงยกจะเพิ่มขึ้นเรื่อย ๆ อย่างไม่มีที่สิ้นสุด ดังนั้นแบบจำลอง Stall-delay จะมีข้อจำกัดที่มุมปะทะประมาณค่านี้ โดยทั่วไปแล้วนักวิจัยได้ใช้การประมาณค่านอกช่วงโดยใช้การเปลี่ยนแปลงอย่างเชิงเส้นของค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน จากที่มุมปะทะ 30 องศาซึ่งเกิดผลของ Stall-delay ไปบรรจบกับค่าสัมประสิทธิ์จากข้อมูลในสองมิติที่มุมปะทะ 50 องศา (Lindenbug, 2003) นักวิจัยบางกลุ่มใช้การประมาณค่าเชิงเส้นถึงที่มุมปะทะ 90 องศา ซึ่งสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเป็นศูนย์ และ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าสูงสุด (Laino et al., 2002; Breton et al., 2008) ตัวอย่างการประมาณค่านอกช่วงแบบเชิงเส้นแสดงอยู่ในรูปที่ 4.13 เช่นกัน โดยการประมาณค่านอกช่วงจะถูกนำมาใช้กับทั้งข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากการวัดหรือประมวลผลจากกังหันลมใน 3 มิติ และใช้กับแบบจำลอง Stall-Delay

ในหัวข้อนี้จึงทำการศึกษาประมาณค่านอกช่วง เพื่อหาวิธีในการประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านที่เหมาะสมสำหรับการคำนวณด้วย BEM โดยทำการประมาณค่าอย่างเชิงเส้นจากโดยเริ่มจากข้อมูลที่มุมปะทะ 30 องศา และ 35 องศา ไปบรรจบกับข้อมูลที่มุมปะทะ 45 50 60 และ 90 องศา เมื่อทราบวิธีการประมาณค่าที่เหมาะสมจากการคำนวณเปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองกังหันลม NREL Phase VI วิธีการเดียวกันนี้จะถูกนำไปใช้กับแบบจำลอง Stall-Delay ต่อไปเพื่อปรับปรุงให้วิธี BEM สามารถใช้งานกับกังหันลมรุ่นอื่นได้อย่างเหมาะสมยิ่งขึ้น

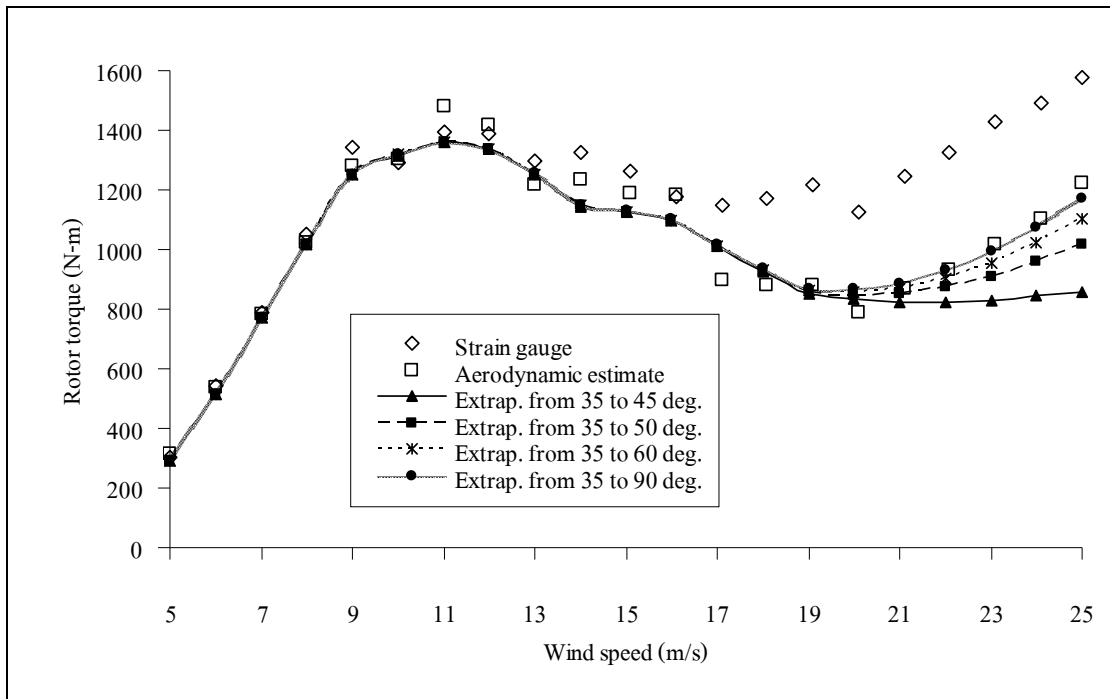
ผลการคำนวณการประมาณค่านอกช่วงโดยเริ่มจากมุมปะทะ 30 องศา และ เริ่มจากมุมปะทะ 35 องศา แสดงอยู่ในรูปที่ 4.14 และ รูปที่ 4.15 ตามลำดับ จากทั้งสองรูปแสดงให้เห็นว่าตำแหน่งเริ่มต้นของการประมาณค่านอกช่วงไม่มีผลต่อคำตอบในช่วงความเร็วลมน้อยกว่า 17 m/s ความแตกต่างจะสังเกตเห็นได้ที่ความเร็วลมตั้งแต่ 18 m/s ขึ้นไป เมื่อพิจารณาผลลัพธ์ทั้งหมดจะเห็นว่า กรณีประมาณค่านอกช่วงจากมุมปะทะ 35 องศาไปบรรจบกับที่มุมปะทะ 90 องศา (กรณี Extrap. From 30 to 90 deg ในรูป 4.15) มีความสอดคล้องกับผลการประเมินแรงบิดจากการกระจายความดัน (Aerodynamics estimate) โดยไม่มีผลลัพธ์ใดที่สอดคล้องกับการวัดค่าแรงบิดจาก Strain gauge

เนื่องจากข้อมูลที่ใช้ในการประมวลผลค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านได้มาจากข้อมูลการวัดความดัน ซึ่งข้อมูลเดียวกันนี้ได้นำไปใช้ในการคำนวณ Aerodynamics estimate ดังนั้นผลที่ได้จากการคำนวณแรงบิดด้วย BEM ที่นำข้อมูลจากการวัดความดันมาใช้จึงควรจะสอดคล้องกับค่าแรงบิดที่ได้จาก Aerodynamics estimate ในการสอบเทียบครั้งนี้จึงสรุปได้ว่าการประมาณค่านอกช่วงที่เหมาะสมคือ เริ่มจากที่มุมปะทะ 35 องศาไปจนถึงที่มุมปะทะ 90 องศา เนื่องจากผลการคำนวณแรงบิดสอดคล้องกับค่าแรงบิดจาก Aerodynamics estimate การประมาณค่านอกช่วงนี้จะถูกใช้กับการจำลอง Stall-Delay ต่อไป

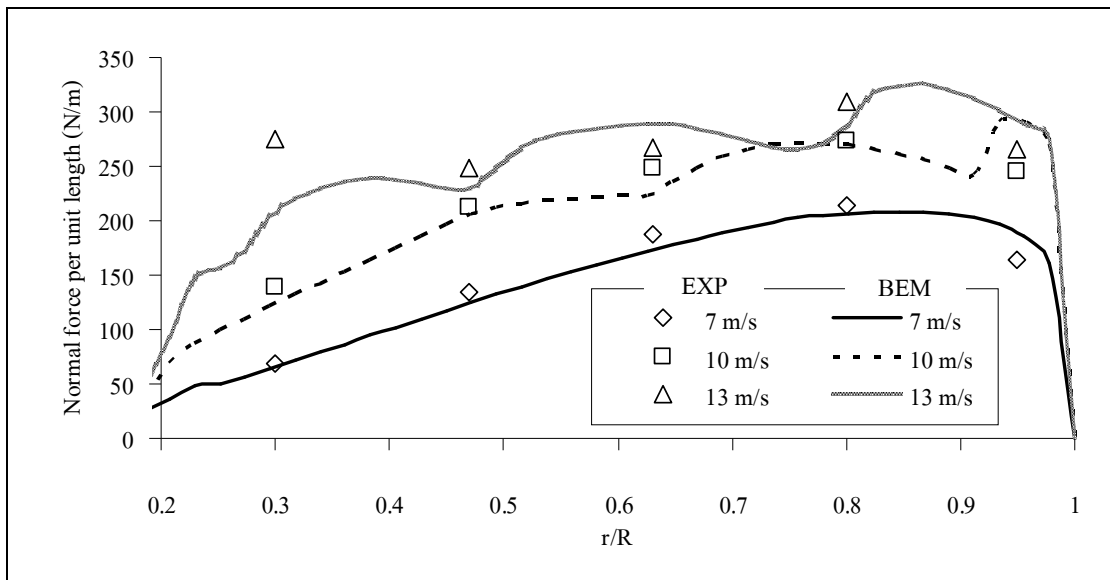
รูปที่ 4.16 แสดงการเปรียบเทียบการกระจายแรงในแนวตั้งจากการคำนวณด้วยวิธี BEM กับการทดลอง การคำนวณด้วย BEM ใช้การประมาณค่านอกช่วงของข้อมูลเชิงอากาศพลศาสตร์จากที่มุมปะทะ 35 องศาไปจนถึงที่มุมปะทะ 90 องศา ดังที่สรุปไว้แล้วว่ามีเหมาะสมที่สุด ผลการคำนวณสอดคล้องกับการทดลองดีมากที่ความเร็วลมต่ำ และ มีความผิดพลาดมากขึ้นที่ความเร็วลมสูงขึ้น โดยที่ความเร็วลมสูงความผิดพลาดจะเกิดขึ้นมากที่โคนใบ อย่างไรก็ตาม แนวโน้มของกราฟมีความใกล้เคียง



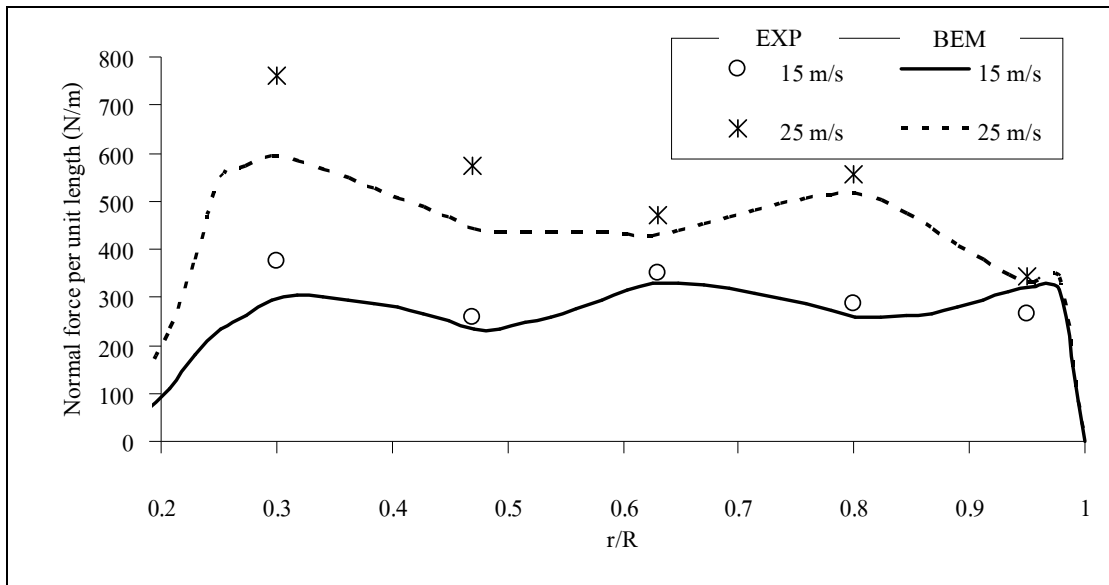
รูปที่ 4.14 ผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI เปรียบเทียบการประมาณค่านอกช่วง โดยเริ่มที่มุมปะทะ 30 องศา



รูปที่ 4.15 ผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI เปรียบเทียบการประมาณค่านอกช่วง โดยเริ่มที่มุมปะทะ 35 องศา



รูปที่ 4.16 เปรียบเทียบการกระจายแรงในแนวตั้งจากการคำนวณด้วยวิธี BEM กับการทดลอง



รูปที่ 4.16 เปรียบเทียบการกระจายแรงในแนวตั้งฉากจากการคำนวณด้วยวิธี BEM
กับการทดลอง (ต่อ)

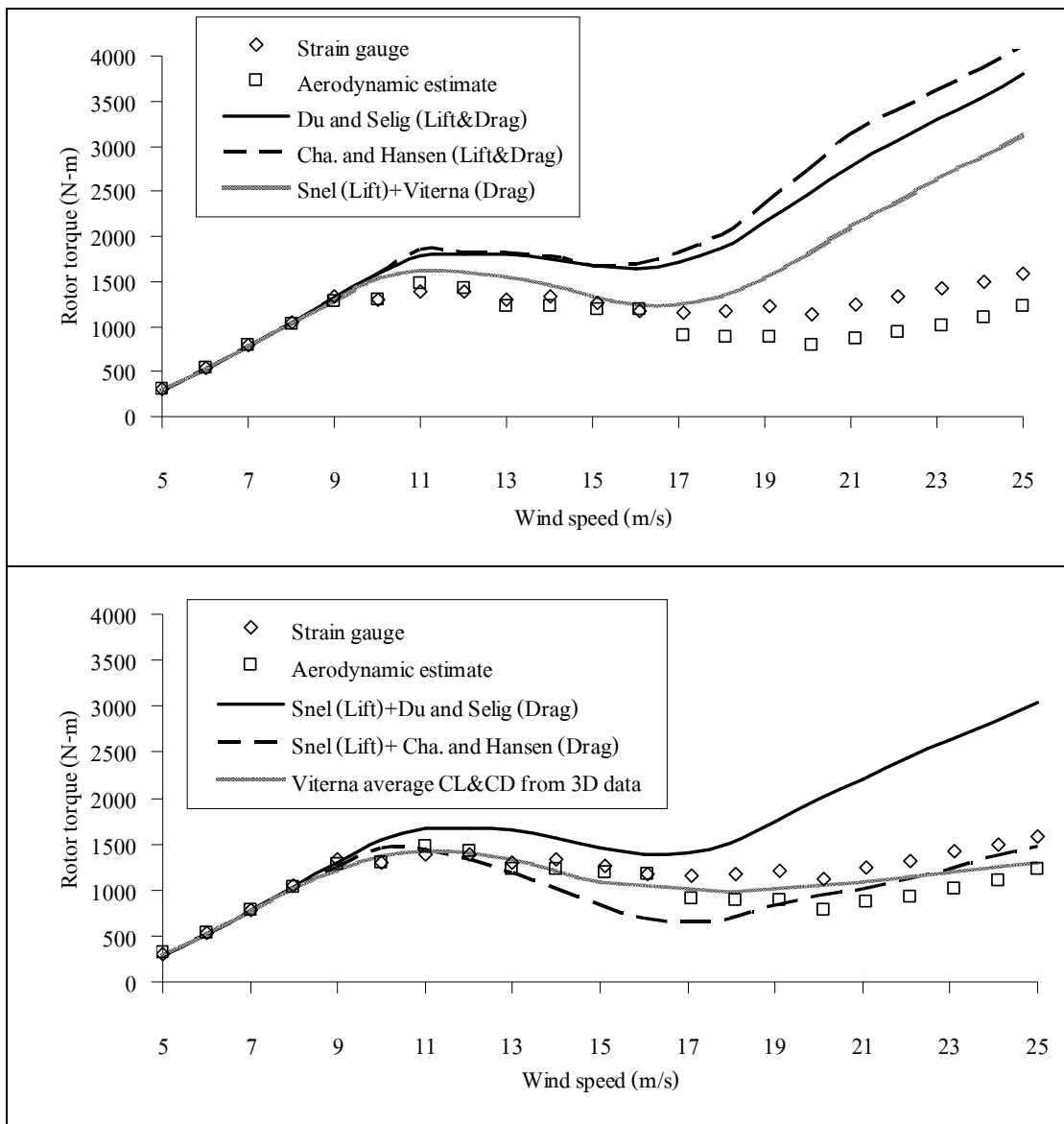
4.3 การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay

แบบจำลอง Stall-delay พัฒนาขึ้นมาสำหรับที่ช่วงมุมปะทะสูง แต่อย่างไรก็ตามไม่สามารถใช้กับช่วงมุมปะทะสูงมากได้ ที่มุมปะทะสูงมากตัวอย่างเช่นมากกว่า 40 องศา ค่าแรงยกจากแบบจำลอง Stall-delay จะมีค่าสูงมาก ดังนั้นนักวิจัยส่วนใหญ่จึงใช้แบบจำลองที่ช่วงมุมปะทะไม่เกิน 35 องศา หลังจากมุมปะทะนี้จะใช้การประมาณค่านอกช่วงซึ่งทำได้หลายวิธีการด้วยกัน ในหัวข้อที่ผ่านมา (4.2.2) ได้ทำการศึกษามาแล้วว่าการประมาณค่านอกช่วงที่เหมาะสมคือใช้การประมาณค่านอกช่วงแบบเชิงเส้นจากที่มุมปะทะ 35 องศาถึงที่มุมปะทะ 90 องศาในการคำนวณ ในหัวข้อนี้จึงทำการศึกษาแบบจำลอง Stall-Delay ที่ได้มีการเสนอไว้ และ ใช้การประมาณค่านอกช่วงแบบเชิงเส้นจากมุมปะทะ 35 องศา ถึง 90 องศา ทำการคำนวณเปรียบเทียบกับกังหันลม NREL Phase VI

4.3.1 การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay กังหันลม NREL Phase VI

ผลการคำนวณแรงบิดของกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลมต่าง ๆ เปรียบเทียบระหว่างแบบจำลอง และการทดลองแสดงอยู่ในรูปที่ 4.17 แบบจำลอง Stall-delay ของ Du and Selig และ Chaviaropoulos and Hansen คำนวณค่าแรงบิดได้สูงกว่าการทดลองมาก เนื่องจากทั้งสองแบบจำลองคำนวณค่าแรงยกได้สูงมาก แบบจำลองของ Snel et al. สำหรับการจำลองค่าแรงยก ซึ่งใช้ร่วมกับแบบจำลอง Viterna and Corrigan ในการประเมินค่าแรงด้านที่มุมปะทะสูง มีความ

ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่า ซึ่งให้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลองถึงที่ความเร็วลม 18 m/s หลังจากนั้นค่าที่ได้จะสูงกว่าการทดลอง เหตุผลเนื่องจากการใช้ แบบจำลอง Viterna and Corrigan ในการประเมินค่าแรงต้านไม่ได้เป็นการจำลองค่าแรงต้านที่สูงขึ้นจากผลของ Stall-Delay แต่เป็นการจำลองผลของแรงต้านที่ลดลงจากปีกความยาวจำกัด ด้วยเหตุนี้จึงทำการศึกษาการใช้แบบจำลองของ Snel et al. สำหรับแรงยกพร้อมกับแบบจำลองแรงต้านอื่น ๆ



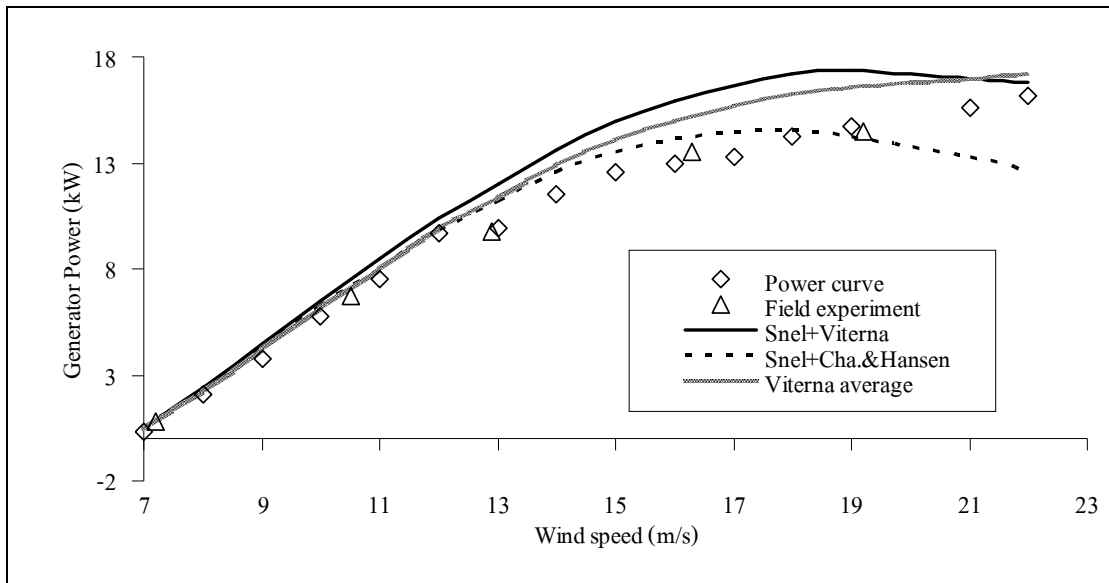
รูปที่ 4.17 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ เทียบกับการทดลองของ กังหันลม NREL Phase VI

ผลจากการใช้แบบจำลองของ Snel et al. สำหรับการจำลองค่าแรงยก ร่วมกับ Du and Selig สำหรับการจำลองค่าแรงต้าน ยังคงให้ผลค่าแรงบิดที่สูงกว่าการทดลองอยู่มาก ผลจากการใช้แบบจำลองของ Snel et al. สำหรับการจำลองค่าแรงยก ร่วมกับ Chaviaropoulos and Hansen สำหรับการจำลองค่าแรงต้าน ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองที่ความเร็วลมสูงมากได้ดีขึ้น แต่ผลการคำนวณในช่วงความเร็วลมปานกลางกลับแย่ลง สำหรับวิธีการใช้แบบจำลองสำหรับประมาณค่านอกช่วงของ Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลในสามมิติซึ่งวิธีนี้เสนอโดย Tangler and Kocurek (2004) ผลการคำนวณสอดคล้องกับการทดลองค่อนข้างดีกว่าแบบจำลองอื่น อย่างไรก็ตามวิธีนี้ต้องมีข้อมูลการทดสอบกับกังหันลมในสามมิติจึงไม่เหมาะกับการใช้งานทั่วไป แต่สำหรับกังหันลม NREL รุ่นอื่นที่ใช้แพนอากาศ S809 น่าจะใช้วิธีการเดียวกันได้เนื่องจากมีข้อมูลการทดสอบแล้ว

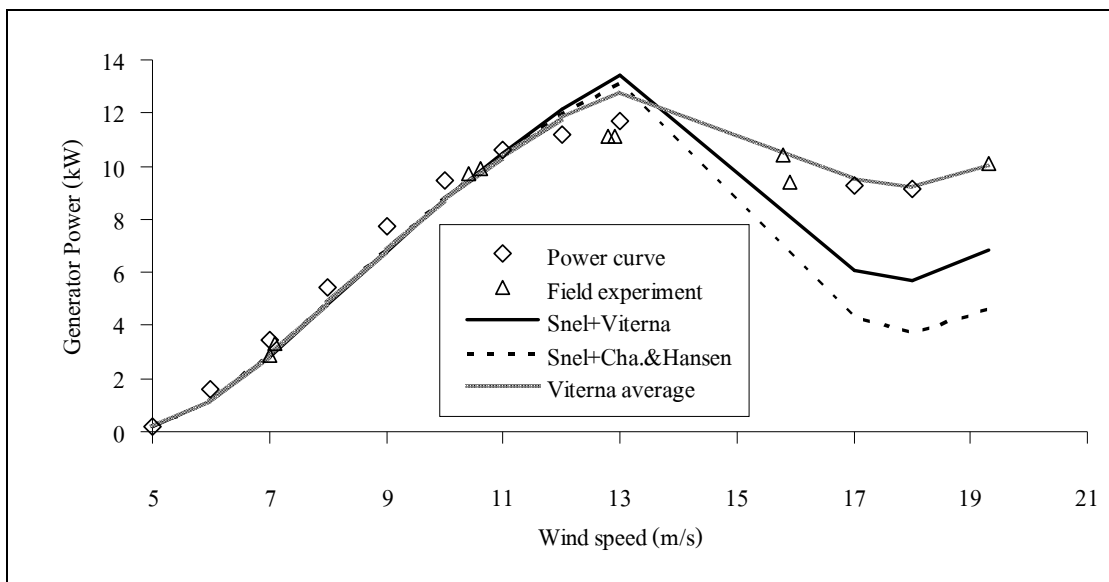
4.3.2 การทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay กังหันลมรุ่นอื่น

จากหัวข้อ 4.3.1 ทำให้ทราบว่าแบบจำลอง Stall-Delay ที่น่าสนใจคือ (1) การใช้แบบจำลองของ Snel et al. ร่วมกับแบบจำลอง Viterna and Corrigan (2) แบบจำลองของ Snel et al. ร่วมกับ Chaviaropoulos and Hansen และ (3) ใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลในสามมิติตามวิธีของ Tangler and Kocurek การจำลองทั้งสามจะนำมาศึกษากับกังหันลมรุ่นอื่น ๆ เพื่อทดสอบความสามารถของแบบจำลอง การคำนวณจะทำเพิ่มเติมกับกังหันลม NREL Phase II, NREL Phase III/VI และ Tellus Rotor

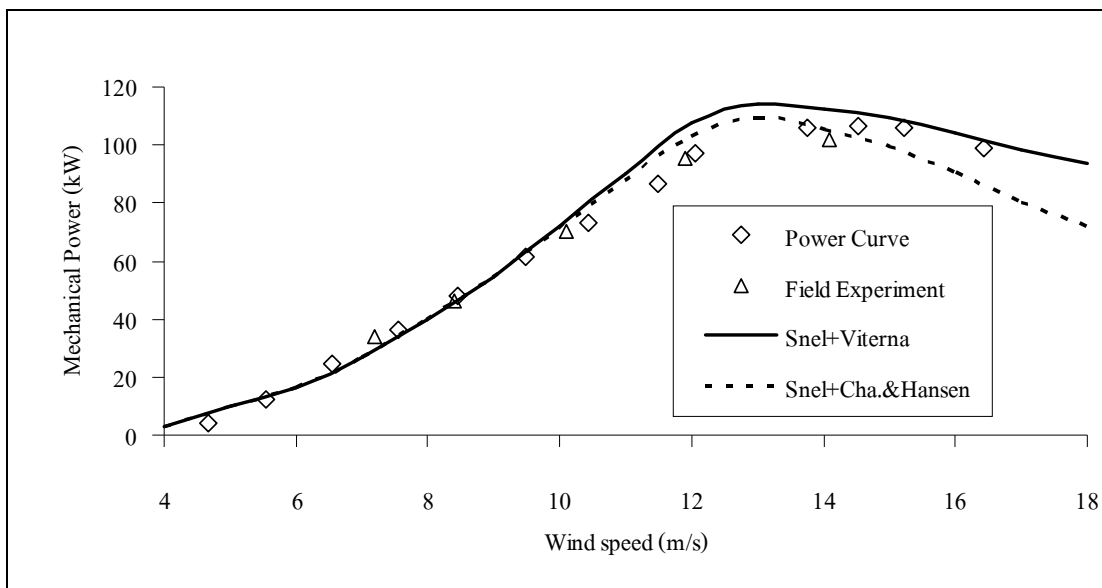
ผลการทดสอบแบบจำลอง Stall-Delay ที่น่าสนใจกับกังหันลมทั้งสามรุ่นแสดงอยู่ในรูปที่ 4.18 ถึงรูปที่ 4.20 ตามลำดับ ผลการคำนวณแสดงให้เห็นว่าในช่วงความเร็วลมต่ำซึ่งยังไม่เกิด Stall วิธี BEM มีความสอดคล้องกับการทดลองเป็นอย่างดี ที่ความเร็วลมสูงซึ่งเกิดพฤติกรรม Stall-Delay นั้น การใช้แบบจำลองของ Snel et al. ร่วมกับแบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยรวมให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองกว่าการใช้แบบจำลองของ Snel et al. ร่วมกับ Chaviaropoulos and Hansen ขณะที่การใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลในสามมิติ ให้ผลการคำนวณที่ดีมากกับกังหันลม NREL Phase II และ NREL Phase III/VI อย่างไรก็ตามวิธีนี้ไม่สามารถใช้ได้กับกังหันลม Risø-Tellus Rotor เนื่องจากไม่มีข้อมูลค่าเฉลี่ยของแรงยกและแรงต้าน ดังนั้นสำหรับการใช้งานวิธี BEM กับกังหันลมทั่วไปการใช้แบบจำลอง Stall-Delay ของ Snel et al. ร่วมกับแบบจำลอง Viterna and Corrigan จะมีความเหมาะสมกว่าแบบจำลองอื่น



รูปที่ 4.18 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ กับการทดลองของ กังหันลม NREL Phase II



รูปที่ 4.19 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ กับการทดลองของ กังหันลม NREL Phase III/IV



รูปที่ 4.20 ผลการคำนวณเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall-Delay ต่าง ๆ เทียบกับการทดลองของ กังหันลม Risø-Tellus Rotor

แม้ว่าการใช้แบบจำลอง Stall-Delay ของ Snel et al. ร่วมกับแบบจำลอง Viterna and Corrigan ค่อนข้างดีกับการทดลองกว่าแบบจำลองอื่น แต่จะสังเกตเห็นได้ว่าที่ความเร็วลมสูง ความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นค่อนข้างมีมาก ผลจากการใช้แบบจำลองนี้กับกังหันลม NREL Phase VI ทำให้ทราบว่าแบบจำลองนี้ใช้งานที่ความเร็วลมสูงมากได้ไม่คืนัก สำหรับการเลือกใช้แบบจำลองของ Snel et al. ร่วมกับ Chaviaropoulos and Hansen ที่ให้ผลการคำนวณดีมากที่ลมสูงกับกังหันลม NREL Phase VI แต่สำหรับกังหันลม NREL Phase II, NREL Phase III/VI และ Tellus Rotor กลับให้ผลที่ต่ำกว่าการทดลองที่ความเร็วลมสูงมาก แสดงให้เห็นว่าแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีอยู่ในขณะนี้ยังไม่มีความแม่นยำเพียงพอ ดังนั้นในการใช้งานจึงต้องมีความระมัดระวังในการเลือกใช้ และ ควรจะมีการพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay ให้ดียิ่งขึ้นต่อไป

4.4 สรุปการสอบเทียบวิธี BEM

โปรแกรม SuWiT หรือ Suranaree Wind Turbine พัฒนาขึ้นตามทฤษฎี BEM ร่วมกับการใช้แบบจำลองการปรับแก้ต่างๆ คือ แบบจำลองการสูญเสียที่ปลาย และ โคนใบ แบบจำลองการปรับแก้ค่าแฟลตเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน การปรับแก้ผลของใบกั้นความยาวจำกัด และแบบจำลอง Stall-Delay

ในเบื้องต้นทำการสอบเทียบ โปรแกรม SuWiT กับการทดลอง NREL Phase VI ซึ่งมีการวัดค่ามุมปะทะกับกังหันลมที่กำลังหมุน พบว่าวิธี Inverse-BEM เหมาะสำหรันำมาใช้ในการปรับแก้ค่ามุมปะทะสำหรับกังหันลมที่กำลังหมุน

กรณีข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านจากการวัดไม่เพียงพอต่อการคำนวณด้วยวิธี BEM สามารถใช้การประมาณค่านอกช่วงแบบเชิงเส้นจากข้อมูลที่มุมปะทะ 35 องศา ไปถึงที่มุมปะทะ 90 องศา ซึ่งแผนอากาศจะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0 และ มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านประมาณเท่ากับ 2

ในช่วงที่พฤติกรรมยังไม่เกิดการไหลแยกหรือที่ความเร็วลมต่ำโปรแกรม SuWiT สามารถคำนวณประสิทธิภาพกังหันลมได้ดี ซึ่งในช่วงนี้แบบจำลอง Stall-Delay ไม่มีผลต่อการคำนวณมากเท่าใดนัก

ที่ความเร็วลมสูงการใช้การประมาณค่านอกช่วงแบบจำลองของ Viterna and Corrigan โดยใช้อัตราเฉลี่ยค่าแรงยก และ แรงต้านใน 3 มิติ มีความใกล้เคียงกับผลการทดลองมากที่สุด อย่างไรก็ตามเป็นวิธีที่ต้องอาศัยข้อมูลจากการทดลองกังหันที่กำลังหมุนจึงไม่เหมาะสำหรัใช้งานกับกังหันทั่วไป

แบบจำลอง Stall-Delay ที่ค่อนข้างใช้งานได้ดีคือการใช้แบบจำลองของ Snel et al. สำหรัค่าแรงยก ร่วมกับการใช้การประมาณค่านอกช่วงของ Viterna and Corrigan สำหรัค่าแรงต้าน วิธีนี้ใช้งานได้ดีที่ความเร็วลมประมาณไม่เกิน 15 m/s เนื่องจากการจำลอง Stall-Delay ในลักษณะนี้ไม่ต้องการผลจากการทดลองกังหันลมที่กำลังหมุนจึงสามารถใช้แบบจำลองนี้ได้กับกังหันทั่วไป

บทที่ 5

ขนาดของโดเมนที่มีผลกระทบต่อการคำนวณด้วย CFD

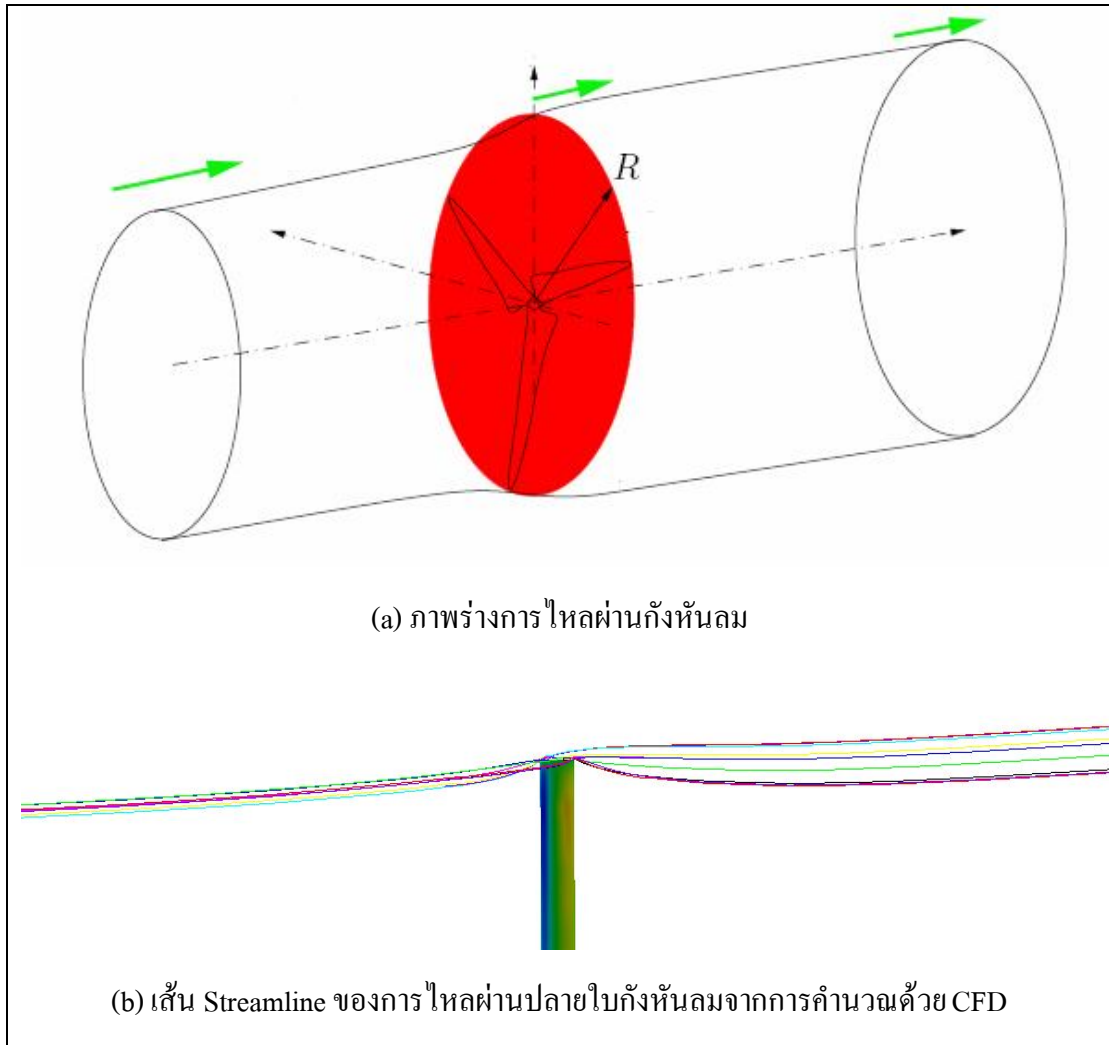
จากการศึกษาจากงานวิจัยที่ผ่านมาพบว่าการคำนวณเชิงตัวเลขยังมีประเด็นที่เป็นปัญหาต่อความแม่นยำอย่างมากคือแบบจำลองความปั่นป่วน อีกประเด็นหนึ่งที่นักวิจัยด้านการใช้ CFD กังหันลมไม่ค่อยได้มีการศึกษาคือ ผลกระทบของขนาดของโดเมนที่ใช้ในการจำลอง ซึ่งในบทนี้ให้ความสำคัญ และ เน้นที่ปัญหานี้ การนำเสนอผลในบทนี้จึงทำการเสนอผลกระทบจากขนาดของโดเมน

5.1 ลักษณะโดเมน และ กังหันลม

ลักษณะการไหลผ่านกังหันลมแกนอนดิ่งแสดงในรูปที่ 5.1 เมื่อกังหันหมุนอาจสมมติได้ว่า มีพฤติกรรมเป็นแผ่นจานกลม (Disk) โดเมนที่ใช้ในการคำนวณจึงควรเป็นรูปทรงกระบอก แผ่นจานที่ขวางการไหลจะทำให้เส้นแนวการไหลบริเวณปลายปีกกังหันล้นออกจากแผ่นจาน ดังนั้นโดเมนทางด้านข้างต้องมีขนาดใหญ่พอที่จะรองรับพฤติกรรมการล้นนี้ เช่นเดียวกับโดเมนด้านหน้า ซึ่งจะต้องยาวพอที่จะรองรับสัญญาณย้อนกลับจากการชะลอตัวของของไหลที่กระทบกับกังหัน (Upstream influence) ขณะที่โดเมนด้านหลังจะต้องมีความยาวเพียงพอต่อการคำนวณคลื่นท้าย (Wake) ที่ปล่อยออกจากใบกังหันลมซึ่งคลื่นท้ายสามารถเหนี่ยวนำการไหลบริเวณใบกังหันลมได้ เห็นได้ว่าขนาดของโดเมนน่าจะมีผลต่อความถูกต้องของผลเฉลยที่จะได้จากการคำนวณเชิงตัวเลข โดยทั่วไปแล้วนักวิจัยส่วนใหญ่จะใช้น้ำขนาดของโดเมนด้านหลังที่ยาวมาก และ ใช้โดเมนด้านหน้าที่สั้น การศึกษานี้จะเป็นการชี้ให้เห็นว่าขนาดของโดเมนในแต่ละด้านมีผลอย่างไรต่อความแม่นยำของคำตอบของ CFD

การศึกษานี้ใช้โปรแกรม Fluent ซึ่งใช้กรรมวิธี Finite Volume Method ที่สนับสนุนกริดแบบ Unstructured ในการหาผลเฉลยของสมการ Navier-Stoke พิจารณาการไหลแบบคงตัว (Steady flow) และ เป็นไหลแบบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible flow) ใช้เทคนิค Rotating Reference Frame เพื่อสนับสนุนการหมุนของใบพัด ในที่นี้จะใช้กรรมวิธีหาผลเฉลยแบบ Pressure Correction Method ซึ่งได้พัฒนาขึ้นเป็นขั้นตอนตามลำดับขั้นที่เรียกว่า SIMPLE algorithm (Patankar, 1980) การประมาณค่าในพจน์การพาของสมการอนุรักษ์เลือกใช้การประมาณค่าด้วยวิธี QUICK (Leonard and Mokhtari, 1990) สำหรับสมการโมเมนตัม และ สมการความปั่นป่วน การพิจารณาการลู่เข้าเบื้องต้นจะกำหนดให้ค่า residual error มีค่าน้อยกว่า 1×10^{-6} อย่างไรก็ตามจะต้องพิจารณาว่าค่าแรงบิดของ

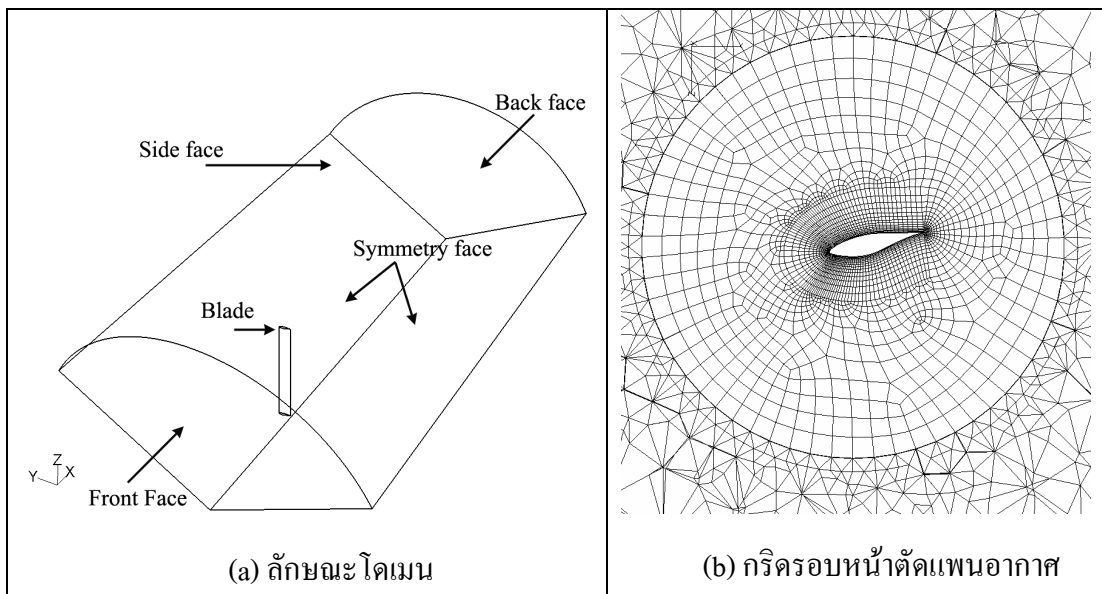
กังหันจะต้องมีค่าคงที่ด้วยจึงจะถือว่าการคำนวณเข้าสู่ผลเฉลย ค่าแรงบิดของกังหันลมจากการคำนวณด้วย CFD จะนำไปเปรียบเทียบกับ การทดลอง การคำนวณแรงบิดทำได้โดยง่ายดังแสดงในภาคผนวก ก.



รูปที่ 5.1 ลักษณะของการไหลผ่านกังหันลม

ในการคำนวณเลือกใช้กังหันลม NREL Phase II (ดูรายละเอียดในภาคผนวก ก.) ในการสอบเทียบผลลัพธ์ กังหันเป็นชนิด Stall-regulated ความเร็วรอบการหมุนคงที่ 72 RPM มีรัศมีใบ 5.05 เมตร แบบ 3 ใบพัด ใช้เพนอากาศรุ่น S809 มีค่า Rated power 20 kW ความกว้างใบคงที่ตลอดความยาวใบที่ 0.457 เมตร เนื่องจากกังหันลมรุ่นนี้มี 3 ใบพัด ดังนั้นโดเมนทรงกระบอกจึงสามารถกำหนดแบบสมมาตรเพื่อคำนวณผ่านใบกังหันเพียง 1 ใบ และ กำหนดค่าที่ขอบของด้านสมมาตร

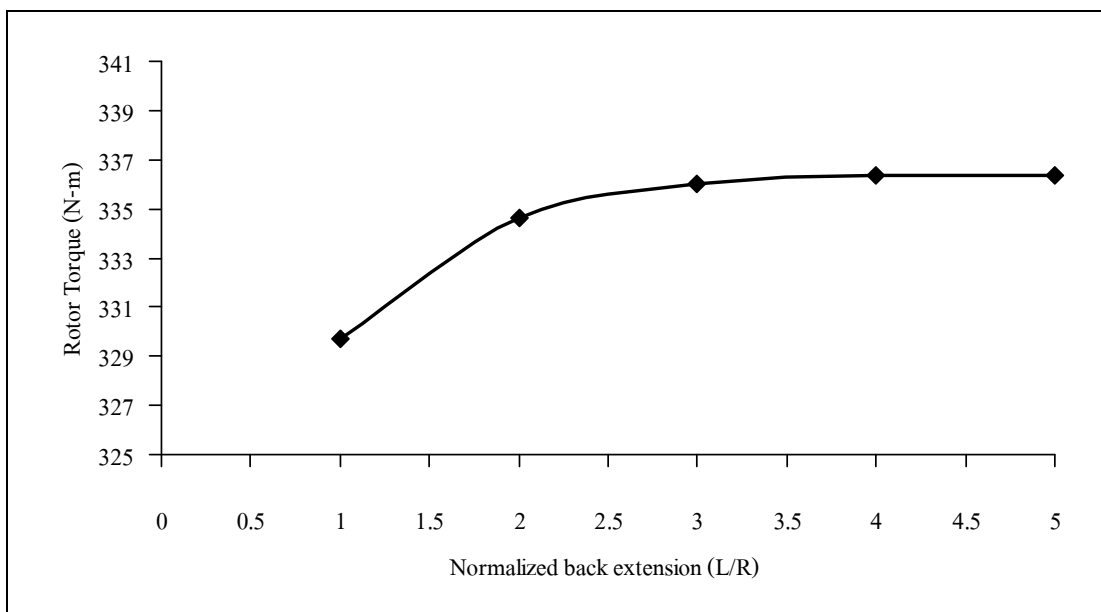
เป็น Periodic condition ดังแสดงในรูปที่ 5.2 ซึ่งจะทำให้ลดจำนวนกริด และ เวลาในการคำนวณลงได้ กริดรอบหน้าตัดแพนอากาศประมาณ 100 จุด ด้านความยาวใบ (Span) 50 จุด การขยายขนาดของโดเมนแต่ละด้านทำอย่างเป็นระบบโดยศึกษา ด้านหลัง ด้านข้าง และ ด้านหน้า ตามลำดับ การนำเสนอผลจะเปรียบเทียบค่าแรงบิดของกังหันลมเมื่อการขยายขนาดของโดเมนในรูปแบบตัวแปรไร้มิติ L/R เมื่อ R คือรัศมีของใบกังหันคือ 5.05 เมตร และ L คือความยาวของโดเมนในแต่ละด้าน เงื่อนไขที่ขอบที่ Front face กำหนดให้เป็น Velocity inlet ซึ่งกำหนดให้เท่ากับการทดลอง เงื่อนไขที่ Side face และ Back face กำหนดให้เป็น Pressure outlet และ เงื่อนไขที่ Symmetry face กำหนดให้เป็น Periodic condition ในการศึกษาครั้งนี้เลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k-\epsilon$ (Launder and Spalding, 1974) กริดที่ใช้จึงมีการควบคุมให้ที่ Cell แรกมีค่า y^+ อยู่ระหว่าง 30-300 เพื่อให้เหมาะสมกับการคำนวณด้วย Wall function ที่ใช้กับแบบจำลองความปั่นป่วนนี้ อย่างไรก็ตามการศึกษานี้เน้นไปที่ผลกระทบของขนาดโดเมน การใช้แบบจำลองความปั่นป่วนจึงเลือกใช้แบบใดก็ได้แต่จะต้องเป็นแบบจำลองเดียวกันตลอดการศึกษา



รูปที่ 5.2 โดเมน และ กริดที่ใช้ในการคำนวณ

5.2 ขนาดของโดเมนที่มีผลกระทบต่อการคำนวณแรงบิดด้วย CFD

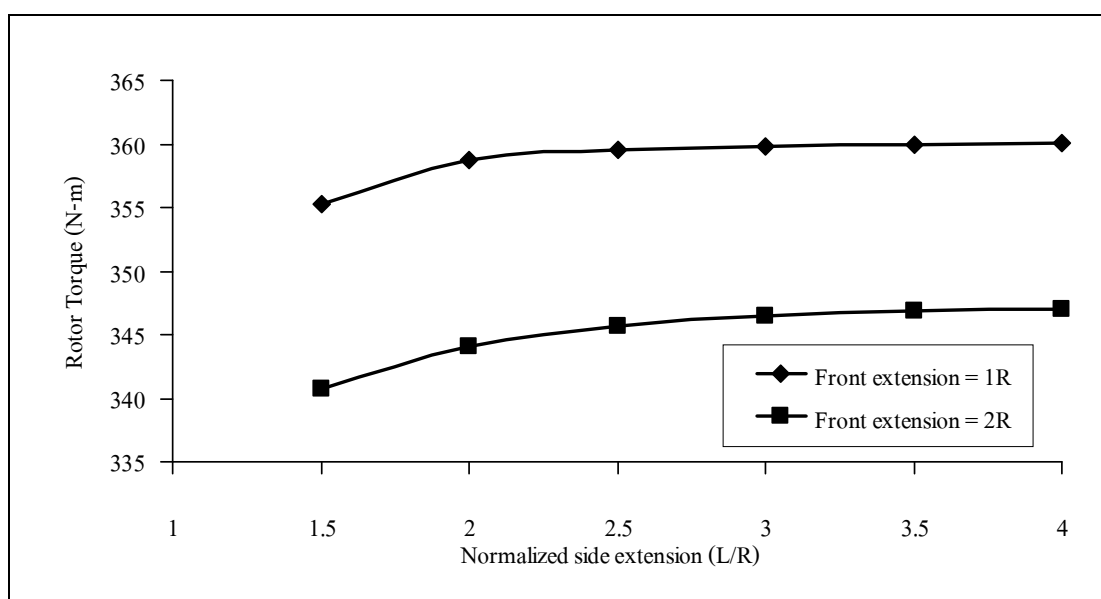
เริ่มต้นการศึกษาผลของโดเมนด้านหลังที่มีการขยายออกจากระนาบของโรเตอร์ที่มีผลกระทบต่อการคำนวณด้วย CFD กำหนดค่าความยาวโดเมนด้านหน้า และ ด้านข้างมีค่ามากค่าหนึ่งเพื่อไม่ให้เกิดผลกระทบจากโดเมนทั้งสองข้างนี้ ในที่นี้กำหนดความยาวโดเมนด้านหน้าเป็น 8 เท่าของรัศมีใบ (8R) จากระนาบโรเตอร์ และ โดเมนด้านข้างเป็น 4 เท่าของรัศมีใบ (4R) จากแผนการหมุน แรงบิดของกังหันลมแสดงอยู่ในรูปที่ 5.3 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าเมื่อทำการเพิ่มความยาวของโดเมนด้านหลังออกไปจะทำให้แรงบิดมีค่าเพิ่มขึ้น และ เมื่อเพิ่มความยาวโดเมนมากขึ้นค่าของแรงบิดจะลู่เข้าสู่ค่า ๆ หนึ่ง เห็นได้ว่าการเพิ่มขนาดโดเมนด้านหลังจาก 3 เท่าของรัศมีใบไปสู่ 4 เท่าของรัศมีใบ ผลความคลาดเคลื่อนต่อแรงบิดมีค่าประมาณ 0.1% และ แทบจะไม่มีเปลี่ยนแปลงเมื่อขยายโดเมนด้านหลังออกไปเป็น 5 เท่าของรัศมีใบ ดังนั้นค่าที่เหมาะสมของโดเมนด้านหลังจึงควรมีความยาวประมาณ 3 เท่าของรัศมีใบ (3R) เพื่อให้เกิดความแม่นยำขณะที่ยังเกิดความประหยัด



รูปที่ 5.3 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านหลังต่อแรงบิดกังหันลม ที่ความเร็วลม 10 m/s, 72 RPM, TSR = 3.63

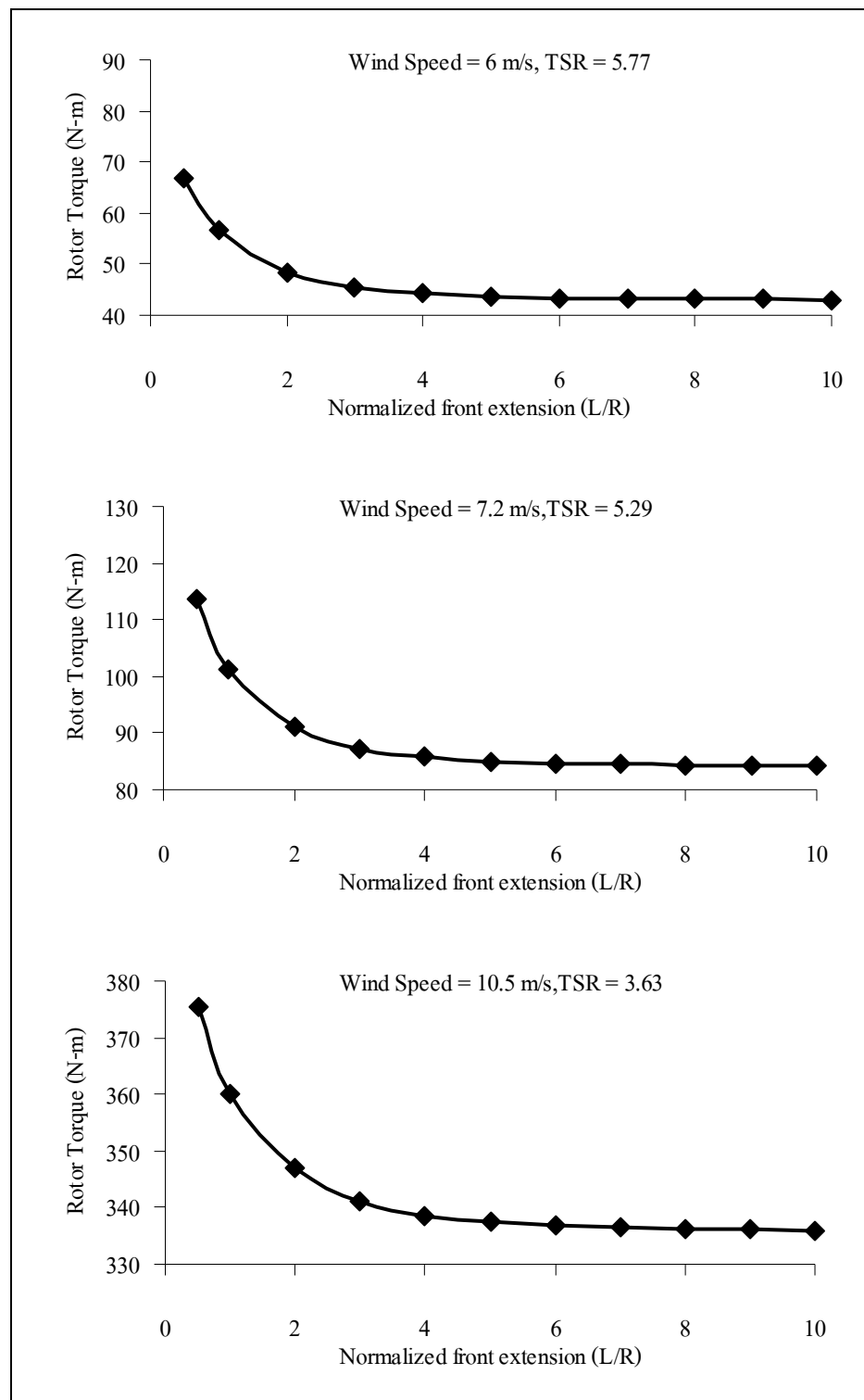
ผลของความยาวโดเมนด้านข้างที่มีผลกระทบต่อแรงบิดของกังหันลมแสดงอยู่ในรูปที่ 5.4 โดยกำหนดความยาวโดเมนด้านหลังเป็น 3 เท่าของรัศมีจากที่ได้ศึกษามาแล้วว่าเป็นขนาดความยาวที่เหมาะสมของโดเมนด้านหลัง จากที่ได้ศึกษาในการศึกษาคั้งนี้ทำการทดสอบที่ความยาวของโดเมนด้านหน้า 2 ค่าด้วยกันคือ 1 และ 2 เท่าของรัศมีใบ ซึ่งให้แนวโน้มที่เหมือนกันคือ เมื่อทำการ

เพิ่มความยาวของโดเมนด้านข้างออกไปจะทำให้แรงบิดมีค่าเพิ่มขึ้น เห็นได้ว่าขนาดของโดเมนที่มีค่ามากกว่า 3 เท่าของรัศมีใบขึ้น ไปผลของค่าแรงบิดจะเปลี่ยนแปลงไม่เกิน 0.1% ซึ่งสอดคล้องกัน ทั้งกรณีความยาวโดเมนด้านหน้าเป็น 1R และ 2R ดังนั้นค่าที่เหมาะสมของโดเมนด้านข้างจึงควรมีความยาวประมาณ 3 เท่าของรัศมีใบเช่นเดียวความยาวกับโดเมนด้านหลัง ที่น่าสังเกตจากผลลัพธ์นี้คือ ผลของความยาวโดเมนด้านหน้ากลับมีผลกระทบกับค่าตอบอย่างมากโดยมีความแตกต่างมากกว่า 4% ซึ่งเป็นค่าที่สูงมาก

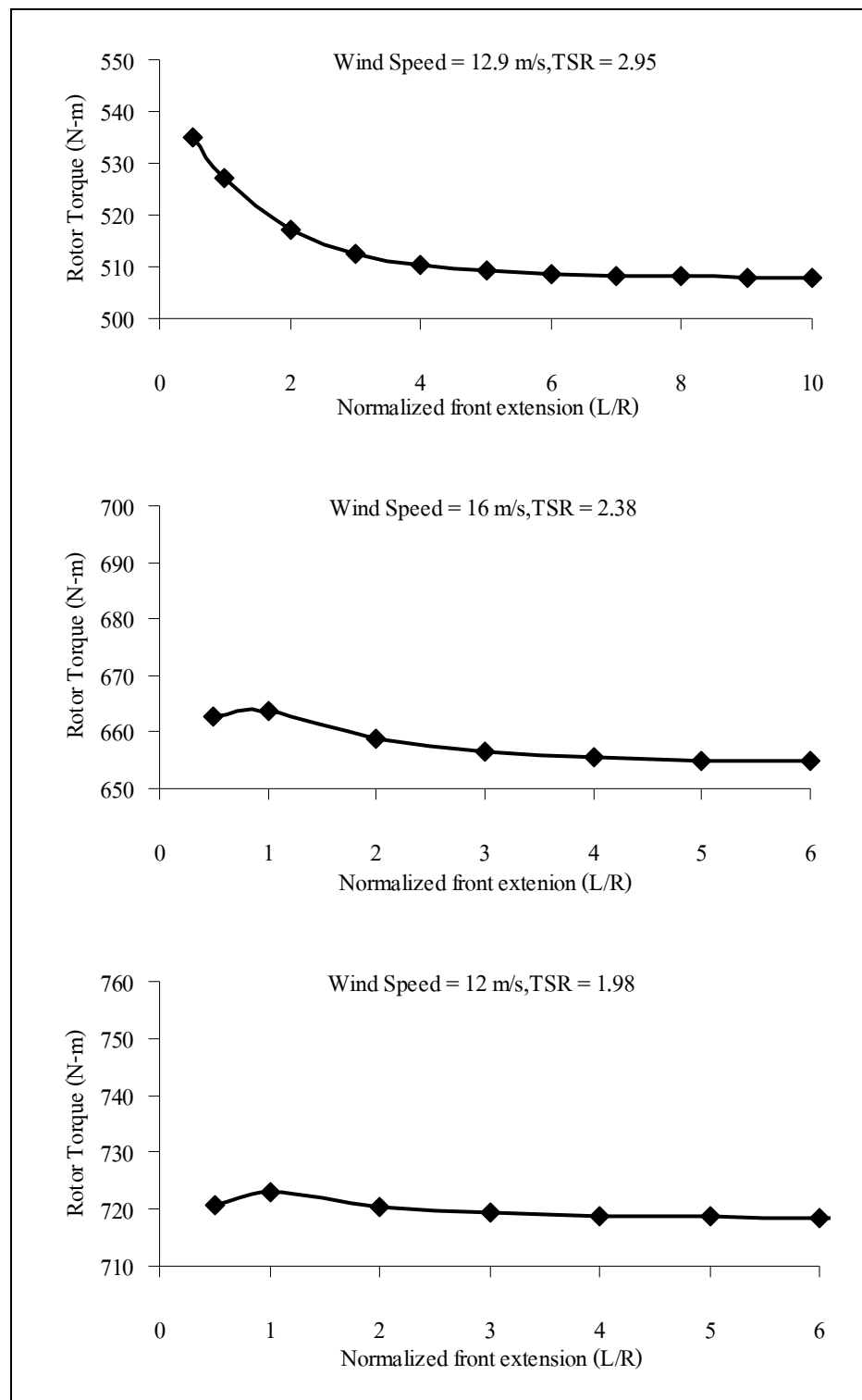


รูปที่ 5.4 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านข้างต่อแรงบิดกังหันลม ที่ความเร็วลม 10 m/s, 72 RPM TSR = 3.6

จากการศึกษาผลของขนาดโดเมนด้านข้างทำให้สังเกตเห็นได้ว่าความยาวโดเมนด้านหน้ามีผลกระทบต่อคำตอบในการคำนวณมาก การศึกษาผลของโดเมนด้านหน้าจึงทำอย่างละเอียดโดยศึกษาที่ค่า Tip Speed Ratio (TSR) ที่ต่างกันหลายค่า ผลลัพธ์การคำนวณแรงบิดจากการกำหนดของขนาดโดเมนด้านหน้า ที่ค่า TSR เท่ากับ 5.77 5.29 3.63 2.95 2.38 และ 1.98 ซึ่งตรงกับค่าความเร็วลม 6.6 7.2 10.5 12.9 16.0 และ 19.2 ตามลำดับ แสดงอยู่ในรูปที่ 5.5 ผลการคำนวณเห็นว่าความยาวของโดเมนด้านหน้ามีผลอย่างมากต่อการคำนวณแรงบิดของกังหันลม โดยเฉพาะที่ค่า TSR สูงหรือที่ความเร็วลมต่ำ โดยอาจเกิดความผิดพลาดสูงกว่า 20% หากใช้โดเมนด้านหน้าที่ยาวน้อยกว่า 1 เท่าของรัศมีใบ โดยรวมแล้วการใช้ค่าความยาวโดเมนด้านหน้าที่มากกว่า 6 เท่าของรัศมีใบจะไม่ทำให้ผลลัพธ์เปลี่ยนแปลงได้มากอีกต่อไป



รูปที่ 5.5 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านหน้าต่อแรงบิดกังหันลม



รูปที่ 5.5 ผลกระทบของความยาวโดเมนด้านหน้าต่อแรงบิดกังหันลม (ต่อ)

ตารางที่ 5.1 แสดงผลการเปรียบเทียบค่ากำลังของกังหันลมที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้า ซึ่งต้องมีการคำนวณจากค่าแรงบิดตามที่ Duque et al. (2000) เสนอไว้ ที่ความเร็วลม 7.2 m/s หากใช้ขนาดโดเมนด้านหน้าที่ยาวเกินไปจะทำให้ได้กำลังที่สูงมาก และ ความผิดพลาดจากการคำนวณสูงถึง 26.75% แต่เมื่อเพิ่มขนาดของโดเมนให้ยาวออกค่าความผิดพลาดจะมีค่าลดลงตามลำดับ สำหรับที่ความเร็วลม 10.5 m/s การใช้โดเมนที่ยาวขึ้นกลับให้ความผิดพลาดที่มากขึ้นซึ่งดูเหมือนเป็นการทำให้ผลลัพธ์แย่งแต่ความเป็นจริงแล้วการใช้โดเมนที่สั้นแล้วให้ค่าที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่านี้มีความผิดพลาดที่บังเอิญช่วยให้ค่าใกล้เคียงการทดลองมากขึ้น ดังนั้นขนาดของโดเมนจึงเป็นเรื่องสำคัญ ผู้วิจัยที่ใช้ขนาดของโดเมนที่เล็กแล้วให้ค่าที่ใกล้เคียงกับการทดลองจะทำให้การวิเคราะห์ผลเกิดความผิดพลาดได้ สำหรับที่ความเร็วลมสูงขึ้นผลของขนาดโดเมนด้านหน้าจะลดลงตามลำดับ

ตารางที่ 5.1 ผลของการขยายขนาดโดเมนด้านหน้าต่อกำลังที่ได้จากกังหันลมเทียบกับการทดลอง

U_∞ (m/s)	Exp.	CFD Front=2R		CFD Front=4R		CFD Front=6R	
	Power (kW)	Power (kW)	err %	Power (kW)	err %	Power (kW)	err %
7.2	0.8	1.01	26.75	0.91	13.25	0.88	10.25
10.5	6.7	6.24	-6.87	6.07	-9.40	6.03	-10.00
12.9	9.8	9.72	-0.82	9.58	-2.24	9.55	-2.55
19.2	14.5	13.88	-4.28	13.85	-4.48	13.84	-4.55

จากการที่กังหันลมตัวนี้มีความเร็วรอบคงที่ที่ 72 RPM นั้นหมายถึงยิ่งความเร็วลมสูงขึ้น Tip speed ratio (TSR) จะลดลง ที่ความเร็วลม 7.2 m/s ได้ค่า $TSR = 5.29$ ซึ่งเป็นค่าสูง การที่มี TSR สูง อาจพิจารณาได้ประหนึ่งว่ากังหันมีศักยภาพในการต้านลมมากขึ้น ซึ่งจะทำให้ลมผ่านไปได้อย่างขึ้น จึงทำให้เส้นการไหลเกิดการล้นออกด้านข้างมากขึ้นตามไปด้วย ดังนั้นเส้นแนวการไหล (Stream line) ย่อมเกิดการโค้งมากกว่ากรณีอื่น ดังนั้นจึงต้องการโดเมนที่ใหญ่ขึ้นเพื่อลดทอนผลของการโค้งนี้ ส่วนที่ความเร็ว 19.2 m/s มีค่า TSR เพียง 1.98 การต้านลมของกังหันจึงน้อยลง การไหลล้นออกจากใบ และความโค้งเส้นแนวการไหลจึงน้อยลง ผลของขนาดโดเมนด้านหน้าจึงมีผลน้อยลงต่อการเปลี่ยนแปลงของการคำนวณกำลังจากกังหันลม

จากผลการคำนวณที่ได้จะเห็นได้ว่าการเพิ่มขนาดโดเมนด้านหลัง และ ด้านข้างทำให้ได้กำลังงานมากขึ้นเล็กน้อย ส่วนการเพิ่มขนาดด้านหน้าทำให้กำลังงานลดลงมาก ซึ่งเป็นการยากที่จะให้เหตุผลเชิงฟิสิกส์ที่เกี่ยวข้อง แต่โดยภาพรวมอาจถือได้ว่าเป็นผลจากการสะท้อนของค่าขอบเขต (Boundary conditions) ซึ่งเป็นเงื่อนไขทางคณิตศาสตร์ที่อาจไม่สอดคล้องกับพฤติกรรมทางฟิสิกส์อย่างสมบูรณ์ เข้าไปยังย่านของการคำนวณ ดังนั้นการที่ขอบโดเมนอยู่ห่างออกไปทำให้ลดผลกระทบนี้ จึงทำให้การคำนวณมีความถูกต้องมากขึ้น

5.3 การกำหนดความยาวโดเมนด้านหน้าที่เหมาะสม

เพื่อให้เกิดความสะดวกต่อการศึกษาผลของขนาดโดเมนอย่างเป็นระบบ ในที่นี้จะนิยามตัวแปรที่ใช้ในการวิเคราะห์ค่าความผิดพลาดด้วย Successive relative error หรือ s.r.e. ดังนี้

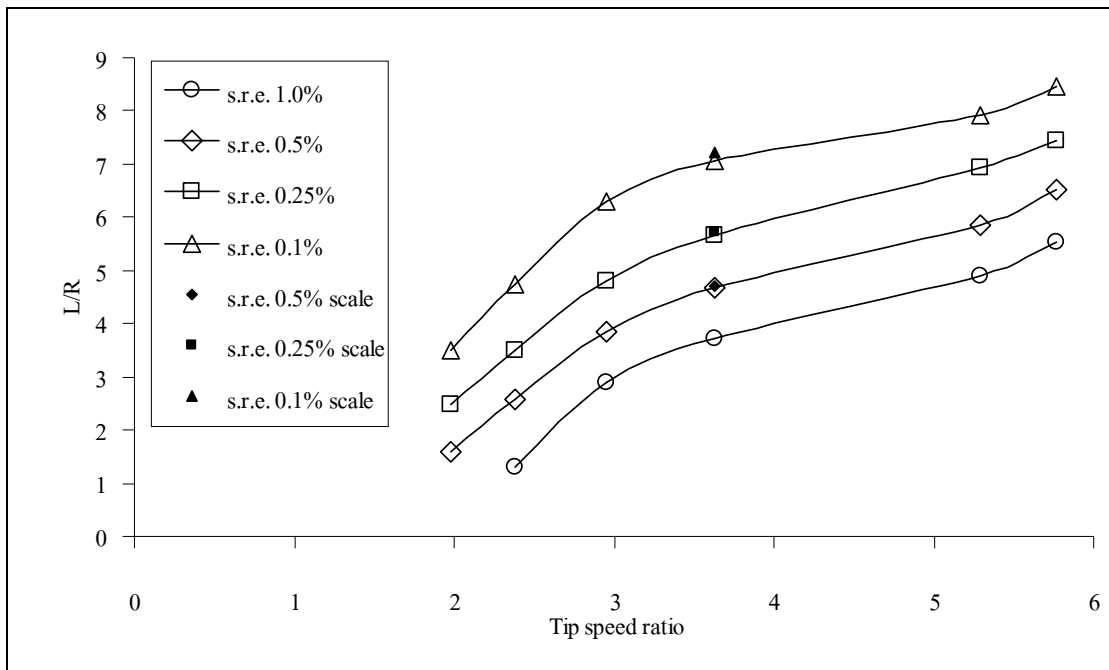
$$s.r.e. = \frac{Torque^{n+1} - Torque^n}{Torque^n} \times 100\% \quad (5.1)$$

ตัวแปร s.r.e. เป็นการคำนวณหาความผิดพลาดสัมพัทธ์เมื่อมีการขยายโดเมนออกไปหนึ่งระดับคือจากระดับ n ไป $n+1$ ผลลัพธ์ที่ได้จากการกำหนดค่า s.r.e ตั้งแต่ 0.1-1.0% แสดงอยู่ในตารางที่ 5.2 และ นำไปพล็อตในรูปที่ 5.6 ซึ่งเป็นความสัมพันธ์ของตัวแปรไร้มิติ TSR เทียบกับ ขนาดของโดเมนด้านหน้าที่ขยายออก (L/R) จากกราฟเห็นได้ว่ามีความสัมพันธ์ในลักษณะรูปตัว S อย่างอ่อน หากต้องการให้โดเมนด้านหน้ามีผลกระทบต่อค่าต่อน้อยจะต้องใช้โดเมนด้านหน้าที่ยาว โดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ TSR สูง ซึ่งโดยทั่วไปจะต้องพิจารณาที่ TSR สูงเป็นหลักเนื่องจากเป็นกรณีความเร็วลมต่ำ ดังนั้นการกำหนดขนาดโดเมนที่ TSR สูงสุดจะครอบคลุมตลอดการคำนวณเนื่องจากในทางปฏิบัติ จะไม่มีการเปลี่ยนแปลงขนาดโดเมนเมื่อคำนวณที่ความเร็วลมสูงขึ้น (TSR ต่ำลง)

เพื่อเป็นการทดสอบความเสมือน (Similarity) ของความสัมพันธ์ จึงได้มีการคำนวณเพิ่มเติมโดยการย่อขนาดกังหันลมจากเดิมที่มีรัศมี 5 เมตรให้เหลือ 1 เมตร โดยสเกลขนาดของโดเมนลงมาให้ได้อัตราส่วนที่เท่ากัน ศึกษาที่ความเร็ว 10.5 m/s หรือที่ TSR 3.63 ดังนั้นรอบของกังหัน จึงเพิ่มขึ้นจาก 72 RPM เป็น 360 RPM ผลลัพธ์ที่ได้แสดงให้เห็นดังจุดทึบในรูปที่ 5.6 จะเห็นได้ว่าค่าที่ได้มีความสอดคล้อง หรือเสมือนกับกังหันลมขนาดเดิม ซึ่งแสดงให้เห็นว่าผลการศึกษาที่น่าจะใช้ได้กับกังหันลมทุกขนาด ดังนั้นจึงเสนอความสัมพันธ์อย่างง่ายในการกำหนดขนาดความยาวด้านหน้าของโดเมนให้เป็นความสัมพันธ์แบบเชิงเส้นกับค่า TSR โดยมีค่า s.r.e. ที่ระดับต่าง ๆ ดังแสดงในตารางที่ 5.3

ตารางที่ 5.2 ค่า s.r.e. ที่ขึ้นกับ ค่า TSR และ การขยายขนาดโดเมนด้านหน้า

U_∞ (m/s)	λ	Front Extension (L/R)			
		s.r.e. 1.0%	s.r.e. 0.5%	s.r.e. 0.25%	s.r.e. 0.10%
6.6	5.77	5.52	6.53	7.44	8.45
7.2	5.29	4.88	5.84	6.93	7.93
10.5	3.63	3.72	4.68	5.67	7.05
12.9	2.95	2.88	3.84	4.80	6.30
16.0	2.38	N/A	2.58	3.50	4.75
19.2	1.98	N/A	N/A	2.47	3.48



รูปที่ 5.6 ความสัมพันธ์ของตัวแปรไร้มิติ TSR กับขนาดของโดเมนด้านหน้าที่ขยายออก (L/R)

ตารางที่ 5.3 ความสัมพันธ์ในการกำหนดขนาดของความยาวโดเมนด้านหน้าสำหรับค่า s.r.e. ที่ต่างกัน

s.r.e. (%)	Formula
1.0	$L/R = 0.9\lambda$
0.5	$L/R = 1.1\lambda$
0.25	$L/R = 1.4\lambda$
0.1	$L/R = 1.6\lambda$

5.4 สรุปขนาดของโดเมนที่มีผลกระทบต่อการคำนวณด้วย CFD

จากการศึกษาผลกระทบของขนาดโดเมนทำให้ทราบว่า มีผลต่อการคำนวณแรงบิดของใบกังหันด้วย CFD หรือกล่าวได้ว่าผลกระทบต่อการคำนวณด้วย CFD ทั้งหมด เนื่องจากการคำนวณแรงบิดเป็นผลสืบเนื่องมาจาก สมการอนุรักษ์มวล และ โมเมนตัม ซึ่งให้ผลเฉลยเป็นความดัน และ ความเร็วของทั้งโดเมน และ ให้ผลลัพธ์ของความดัน และ ความเค้นที่ผิวใบกังหันจึงนำไปคำนวณหาแรงบิดของกังหันได้ หากโดเมนมีขนาดสั้นเกินไปอาจส่งผลให้คำตอบที่ได้ผิดไปจากความเป็นจริงโดยส่งผลต่อแรงบิดที่ผิดพลาดได้มากกว่า 25% พบว่าขนาดความยาวโดเมนด้านหน้า มีผลกระทบอย่างมากต่อการคำนวณแรงบิด ค่า Tip speed ratio เป็นตัวแปรที่ส่งผลต่อการกำหนดขนาดของโดเมนที่เหมาะสมเช่นกัน

เมื่อทำการศึกษขนาดความยาวโดเมนด้านหน้าโดยละเอียดจึงนำมาเสนอเป็นความสัมพันธ์สำหรับการกำหนดขนาดของโดเมนด้านหน้าที่แปรตามค่า TSR ซึ่งได้ทดสอบแล้วว่าความสัมพันธ์ที่เสนอไว้มีความเสมือน (Similarity) จากการศึกษาทั้งหมดอาจสรุปเป็นหลักของการกำหนดขนาดโดเมนทรงกระบอกรอบกังหันลมได้ว่า ควรกำหนดขนาดความยาวของโดเมนเมื่อวัดจากจุดศูนย์กลางของระนาบโรเตอร์ให้มีความยาวอย่างน้อยในทิศ ด้านหน้า×ด้านข้าง×ด้านหลัง เป็นอย่างน้อย $6 \times 3 \times 3$ เท่าของรัศมีใบจึงจะทำให้ขนาดของโดเมนไม่ส่งผลเสียต่อการคำนวณด้วย CFD มากนัก

บทที่ 6

การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน

ในหัวข้อนี้จะเสนอการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนซึ่งมีผลต่อความแม่นยำของการคำนวณด้วย CFD แม้ว่าแบบจำลองที่นิยมใช้จะเป็นแบบจำลอง SA โดย Spalart and Allmaras (1992) และ แบบจำลอง $k-\omega$ Shear Stress Transport (SST) โดย Menter (1993, 1994) อย่างไรก็ตามสำหรับช่วงการไหลที่มีความเร็วลมต่ำหรือกรณีที่การไหลยังคงติดไปกับผิว (Attached flow) แบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ โดย Launder and Spalding (1974) ซึ่งใช้ Wall function จะสามารถใช้งานได้ การใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k-\varepsilon$ มีข้อดีคือใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ที่ต่ำกว่า กล่าวคือใช้จำนวนกริดที่น้อยกว่าการใช้แบบจำลอง SA และ $k-\omega$ SST ซึ่งจะต้องควบคุมกริดให้ละเอียดมากในชั้นซิดผิว (Boundary layer)

แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k-\varepsilon$ ซึ่งใช้ Wall function จะไม่ทำการคำนวณโดยละเอียดที่บริเวณใกล้ผนัง แต่จะใช้ฟังก์ชันของผนัง (Wall function: law of the wall) ในการคำนวณค่าตัวแปรต่าง ๆ ในชั้นซิดผิว แบบจำลองนี้จึงใช้กริดหยาบที่บริเวณชั้นซิดผิวได้ โดยทั่วไปจะต้องควบคุม Cell แรกให้อยู่ในชั้น Log-law layer (ค่า $30 < y^+ < 500$ โดยประมาณ) เพื่อให้สามารถใช้กฎของผนังในช่วง Log-law ได้ หรือ ใช้กริดที่ควบคุม Cell แรกให้อยู่ในชั้น Laminar sub-layer (ค่า $y^+ < 5$) เพื่อให้สามารถใช้กฎของผนังในช่วง Laminar sub-layer ซึ่งในการทดสอบแบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ ครั้งนี้จะใช้กริดทั้งสองแบบ

แบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลขเรย์โนลด์ต่ำ (Low Reynolds number models) จะทำการคำนวณละเอียดที่บริเวณใกล้ผนังเพื่อจับพฤติกรรมของการไหลบริเวณใกล้ผนังโดยละเอียด ดังนั้นแบบจำลองนี้จึงต้องใช้กริดที่ละเอียดในชั้นซิดผิว โดยทั่วไปจะต้องควบคุมใช้ Cell แรกอยู่ในชั้น Laminar sub-layer และ ใช้อย่างน้อยประมาณ 20 Cell ในชั้นซิดผิว เพื่อทำนายพฤติกรรมการไหลบริเวณใกล้ผนัง แบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลขเรย์โนลด์ต่ำ มีหลายแบบจำลองด้วยกัน แต่ที่นิยมใช้สำหรับงานด้านอากาศยานศาสตร์คือ แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ Shear Stress Transport ($k-\omega$ SST) และ Spalart-Allmaras (SA) ดังนั้นจึงใช้แบบจำลองทั้งสองนี้ในการสอบเทียบกับการทดลอง

การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k-\varepsilon$ แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST และ แบบจำลองความปั่นป่วน SA นี้ได้ทำการสอบเทียบแบบจำลองทั้งสองมิติ และ สามมิติ โดยทำการทดสอบในสองมิติกับแพนอากาศรุ่น S809 จากนั้นทดสอบกับกังหันลม NREL Phase VI

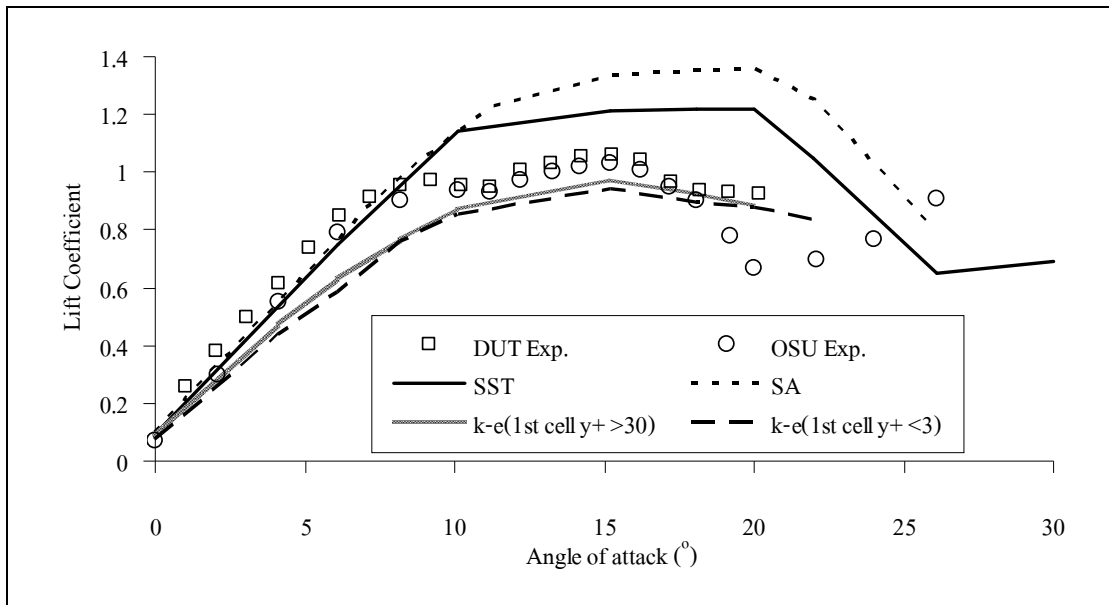
ซึ่งไปกั้กันใช้เพนอากาศร่นนี้เช่นกัน เพื่อสังเกตความสอดคล้องของการคำนวณสองมิติ และ สามมิติ กริดที่ใช้ในการคำนวณมีอัตราขยายจาก Cell แรกที่ติดกับผนังไม่เกิน 20% สำหรับข้อมูลอื่นมีความแตกต่างกันแสดงอยู่ในตารางที่ 6.1 โดเมนที่ใช้ในการคำนวณทั้งหมดมีขนาด ด้านหน้า×ด้านข้าง×ด้านหลัง เป็น 6×3×3 เท่าของรัศมีใบ ซึ่งเป็นค่าที่เหมาะสมดังที่ได้ศึกษาในบทที่ 5

ตารางที่ 6.1 ข้อมูลของกริดที่ใช้กับการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ

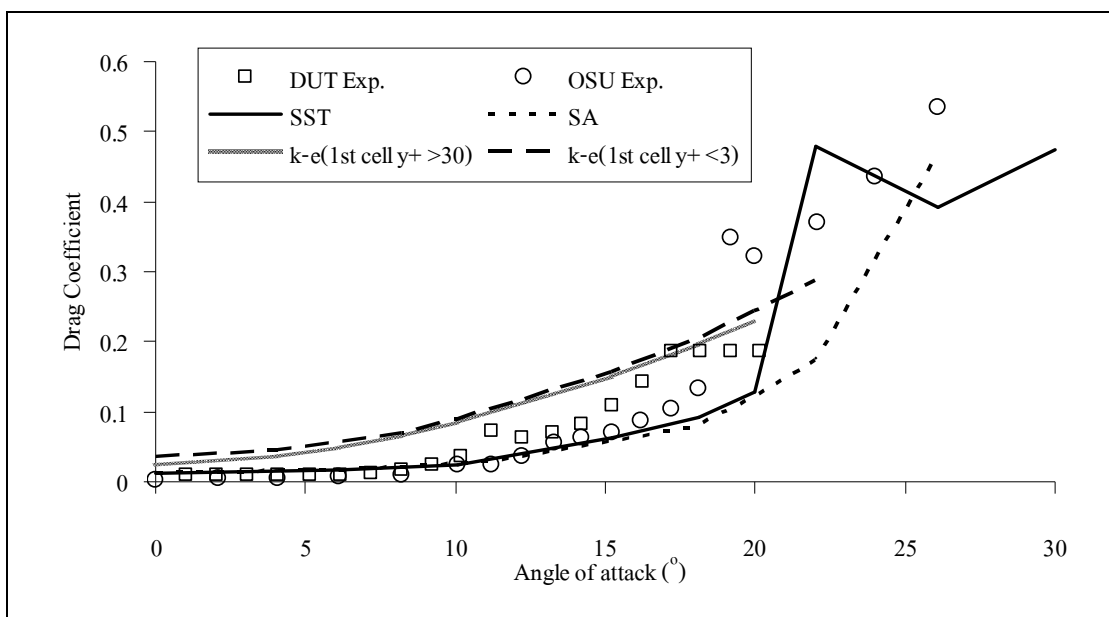
Wind Turbine	Turbulence Models	Blade surface grid (Section x Span)	1 st Cell y^+
NREL Phase II	Standard $k - \varepsilon$	100 x 40	30-300
NREL Phase IV	Standard $k - \varepsilon$	100 x 40	30-300
NREL Phase VI	Standard $k - \varepsilon$ (coarse grid)	240 x 80	30-300
	Standard $k - \varepsilon$ (fine grid)	240 x 80	< 3
	$k - \omega$ SST	240 x 80	< 3
	SA	240 x 80	< 3

6.1 การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับแพนอากาศร่น 809

สำหรับการคำนวณในสองมิติทำการเปรียบเทียบค่าแรงยก และ แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ กับการทดลองในอุโมงค์ลมของแพนอากาศ S809 ที่เลข Re เท่ากับ 1×10^6 การทดลองจากอุโมงค์ลม 2 แห่งคือ อุโมงค์ลมของ Delft University of Technology (DUT) และ Ohio State University (OSU) อุโมงค์ลม OSU เป็นแบบ Open circuit มีขนาดหน้าตัดทดสอบ 1×1.4 เมตร ทำความเร็วลมได้ 0-55 เมตร ใช้แพนอากาศ S809 ขนาดความกว้าง 457 mm (Rumsay, 1995) อุโมงค์ลม DUT เป็นแบบ Low-turbulence ซึ่งให้ค่า Turbulence level เป็น 0.02% ที่ 10 m/s ถึง 0.04% ที่ ความเร็วลม 60 m/s มีขนาดหน้าตัดทดสอบ 1.8×1.25 เมตร ใช้แพนอากาศ S809 ขนาดความกว้าง 600 mm (Sommer, 1997) ค่าที่ได้จากการวัดจะต้องนำมาผ่านการปรับแก้ Tunnel correction เพื่อให้ผลที่ได้เป็นค่าในสองมิติ ผลการคำนวณด้วย CFD เปรียบเทียบกับการทดลองแสดงอยู่ในรูปที่ 6.1 และ รูปที่ 6.2 ผลการทดลองจากทั้งสองอุโมงค์ลมมีแนวโน้มที่ใกล้เคียงกัน โดยค่าแรงยกที่ได้จากอุโมงค์ลม DUT จะมีค่าสูงกว่าของ OSU เล็กน้อย ซึ่งอาจเกิดจากลักษณะอุโมงค์ลมทั้งสอง มีสภาพแวดล้อม และ วิธีการปรับแก้ Tunnel correction ที่ต่างกัน จากผลการคำนวณในสองมิติแสดงให้เห็นค่าแรงยก และ แรงต้านของแต่ละแบบจำลองที่แตกต่างกันมาก โดยแบบจำลองแบบเลข Re ต่ำ (SST และ SA) จะให้ค่าแรงยกที่สูงกว่า และ ให้ค่าแรงต้านที่ต่ำกว่าแบบจำลองแบบเลข Re สูง ($k - \varepsilon$)



รูปที่ 6.1 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกจากการคำนวณด้วย CFD กับการทดลอง 2 มิติ



รูปที่ 6.2 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการคำนวณด้วย CFD กับการทดลอง 2 มิติ

ในช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 8 องศา ซึ่งการไหลยังคงค่อนข้างเป็นแบบไม่แยกจากผิว แบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA ให้ค่าแรงยกที่สอดคล้องกับการทดลองมากกว่าโดยให้ผลที่ดีมากเมื่อเทียบกับการทดลองจาก OSU สำหรับแบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ ทั้งกริดหยาบ และ กริดละเอียดให้ผลที่ต่ำกว่าการทดลองมาก โดยให้ค่าที่สอดคล้องกับการทดลองที่มุมปะทะ 0 องศาหลังจากมุมปะทะมากขึ้น ค่าแรงยกจะยิ่งต่ำกว่าการทดลอง โดยแบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ แบบกริดหยาบจะมีค่าแรงยกที่สูงกว่าแบบกริดละเอียดเล็กน้อย สำหรับค่าแรงต้านในช่วงมุมปะทะนี้ แบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA ให้ค่าแรงต้านที่สอดคล้องกับการทดลองเป็นอย่างดีโดยมีค่าที่สูงกว่าการทดลองเล็กน้อย ในขณะที่แบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ ทั้งกริดหยาบ และ กริดละเอียดคำนวณค่าแรงต้านที่ต่ำสูงกว่าการทดลองมาก

จากการทดลองเมื่อมุมปะทะสูงขึ้นมากกว่า 8 องศาซึ่งเกิดการไหลแยกมากขึ้นตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น จากรายงานผลวิเคราะห์จากการวัด (Rumsay, 1995; Sommer, 1997) การไหลแยกจะเริ่มจากบริเวณขอบด้านหลัง (Trailing edge) และ จุดไหลแยกจะขยายมาทางด้านหน้าของแพนอากาศมากขึ้นเมื่อมุมปะทะสูงขึ้น จนไปถึงมุมปะทะ 20 องศา การไหลแยกจะเกิดขึ้นที่ขอบด้านหน้า (Leading edge) สังเกตได้จากแรงยกที่ตกลงแล้วเพิ่มขึ้นใหม่ที่มุมปะทะสูงขึ้นพร้อมทั้งแรงต้านที่เพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วหลังจากมุมปะทะนี้ ซึ่งอาจเรียกได้ว่าการไหลแบบ Stall เต็มที่ (Fully-stall) การคำนวณแรงยกจากแบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA ให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าการทดลองมาก และ คำนวณตำแหน่งมุมปะทะที่เกิดค่าแรงยกสูงสุดผิดไปประมาณ 5 องศา ส่งผลให้มุมปะทะที่เกิด Fully-stall ผิดไปประมาณ 5 องศาเช่นกัน สำหรับแบบจำลอง SA ให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าแบบจำลอง $k-\omega$ SST ในช่วงมุมปะทะนี้ แสดงให้เห็นถึงความไม่แม่นยำของแบบจำลองเมื่อเกิดการไหลแบบแยก การคำนวณค่าแรงยกจากแบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ ในช่วงมุมปะทะสูงนี้กลับให้ผลที่ผิดพลาดไปจากการทดลองที่ต่ำกว่า โดยค่าแรงยกจากแบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ มีค่าต่ำกว่าการทดลอง โดยการคำนวณตำแหน่งมุมปะทะที่เกิดค่าแรงยกสูงสุดค่อนข้างใกล้เคียงกับการทดลอง อย่างไรก็ตามสังเกตไม่เกิดการเกิด Fully-stall สำหรับค่าแรงต้านในช่วงนี้แบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA ยังมีค่าที่ต่ำกว่าการทดลอง แบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ ยังคงให้ค่าที่สูงกว่าการทดลองจนถึงมุมปะทะ 20 องศา และมีแนวโน้มที่จะมีค่าแรงต้านที่ต่ำกว่าการทดลองเมื่อมุมปะทะสูงขึ้น แสดงให้เห็นว่าแบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ ยังไม่ทำให้เกิด Fully-stall ที่มุมปะทะ 20 องศา

จากการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ ใน 2 มิตินี้ แสดงให้เห็นว่าเป็นการยากที่จะสรุปได้ว่าแบบจำลองใดเหมาะสมกับการไหลที่เกี่ยวข้อง เนื่องจากแต่ละแบบจำลองให้ความสำคัญสอดคล้องกับการทดลองที่แตกต่างกัน ซึ่งในหัวข้อต่อไปจะเป็นการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกึ่งหันลมโดยตรง และ สังเกตความสอดคล้องของการคำนวณใน 2 มิติ และ 3 มิติ

6.2 การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน $k-\varepsilon$ กับกังหันลม

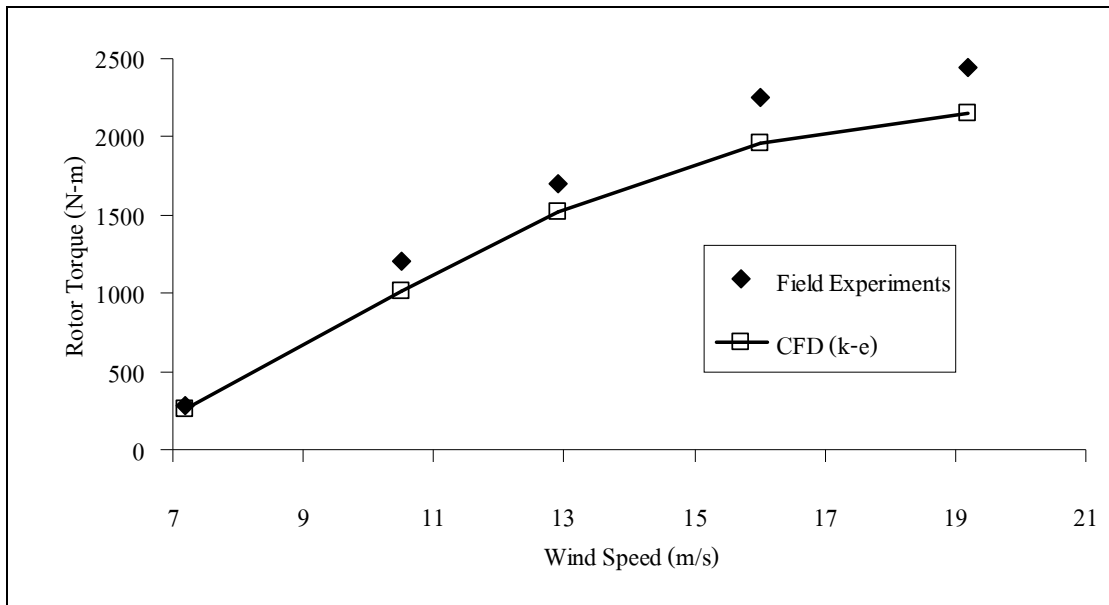
การทดสอบนี้เลือกใช้กังหันลมรุ่น NREL Phase II และ NREL Phase IV (ดูรายละเอียดในภาคผนวก ก.) ในการสอบเทียบการคำนวณกังหันทั้งสองรุ่นมีความยาวใบ 5.05 เมตร และความกว้างของใบคงที่ 0.457 เมตร สำหรับกังหันลม NREL Phase II มีลักษณะใบไม่บิด (Untwisted Blade) ที่ลมต่ำการไหลส่วนมากจะติดไปกับผิว (Attached flow) ยกเว้นที่บริเวณโคนใบจะมีการไหลแยก (Separated flow) เกิดขึ้นเนื่องจากมุมปะทะที่สูง สำหรับกังหันลม NREL Phase IV มีรูปร่างใบเช่นเดียวกับ NREL Phase III การออกแบบให้ใบบิด (Twisted Blade) ที่เหมาะสม มุมปะทะที่เกิดขึ้นตลอดใบที่ความเร็วลมต่ำจะอยู่ในช่วงมุมปะทะที่ไม่เกิดการไหลแยก ดังนั้นกำลังที่ได้จะสูงกว่ากังหัน NREL Phase II ที่ความเร็วลมต่ำการไหลส่วนมากจะติดไปกับผิวตลอดใบ กังหันลม NREL Phase IV มีการปรับปรุงติดตั้งเครื่องมือวัดใหม่ที่สำคัญคือไม่มี Calibration error ของการวัดแรงบิดจาก Strain gauge ซึ่งต่างจากกังหันลม NREL Phase II และ NREL Phase III ที่เกิด Calibration error (Schepers et al., 2002)

การวิเคราะห์ผลจาก CFD จากการคำนวณกับกังหันลมจะวิเคราะห์ควบคู่ไปกับผลจากการคำนวณกับแพนอากาศ 2 มิติ โดยวิเคราะห์มุมปะทะที่สอดคล้องกันจากการคำนวณใน 2 มิติ ซึ่งจะส่งผลต่อการคำนวณแรงบิดกังหันลมใน 3 มิติ ค่าที่สำคัญอย่างหนึ่งที่จะนำมาช่วยในการวิเคราะห์คือ มุมปะทะ สำหรับการคำนวณใน 2 มิติ ค่ามุมปะทะทราบได้โดยตรงจากการวางตำแหน่งของแพนอากาศต่อระนาบความเร็วลมที่ทางเข้า สำหรับกังหันลมมุมปะทะที่เกิดขึ้นเป็นค่า Hypothetical ดังที่ได้แสดงไว้ในหัวข้อ 4.1 ซึ่งทำให้การประเมินมุมปะทะในสามมิติของกังหันลมที่กำลังหมุนทำได้ยาก เนื่องจากเป็นการวิเคราะห์กังหันลม NREL จึงเลือกใช้วิธีการประเมินมุมปะทะจากเครื่องมือวัดมุมลม (Flow probe) แล้วทำการปรับแก้ผลของ Bound circulation (ดูรายละเอียดในหัวข้อ 4.1) หรือที่เรียกว่า Probe correction วิธีนี้เสนอโดย NREL และ ใช้ในการเก็บข้อมูลการวัดจากกังหัน NREL ทุกรุ่น จากที่มีการวัดมุมปะทะเพียง 4 หน้าตัดใบกังหันซึ่งค่อนข้างน้อยเกินไปสำหรับการวิเคราะห์จึงทำการคำนวณมุมปะทะด้วยโปรแกรม SuWiT ควบคู่ไปด้วย ซึ่งใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลในสามมิติตามวิธีของ Tangler and Kocurek ซึ่งแสดงในหัวข้อ 4.3.2 ว่ามีความแม่นยำดีสำหรับกังหันตระกูล NREL ดังที่กล่าวมานี้ทำให้มีข้อมูลมุมปะทะเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบผล 2 มิติ และ 3 มิติ

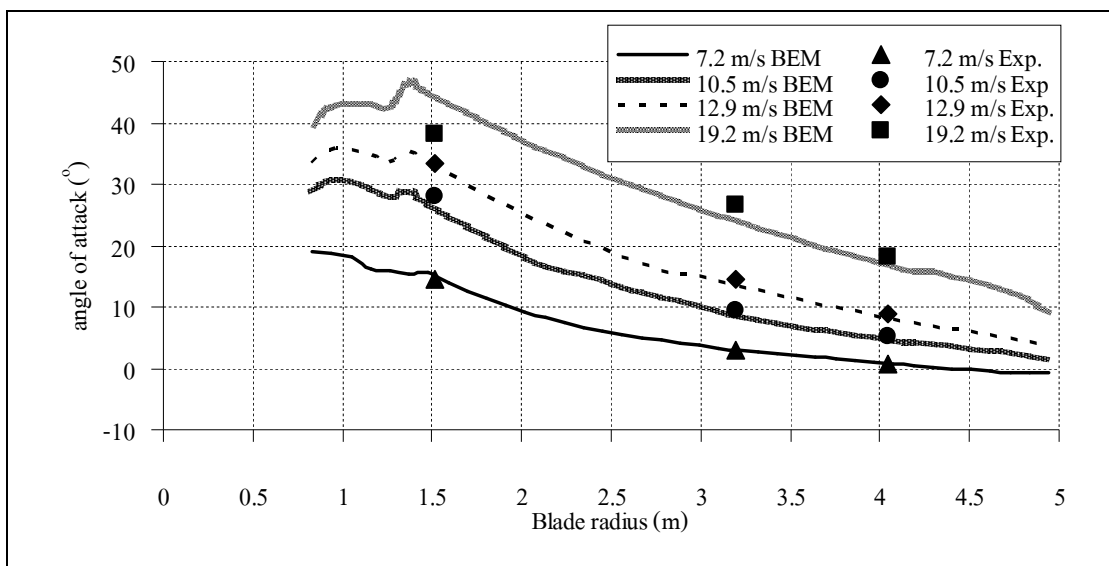
ตัวอย่างผลการเปรียบเทียบค่าแรงยกจากการวัดใน 2 มิติกับแรงยกในจากการวัดใน 3 มิติบนกังหันลมที่กำลังหมุนแสดงอยู่ในรูปที่ 4.3 มุมปะทะที่ระยะ 80% Span พบว่ากราฟที่ได้มีความคล้ายคลึงกับการทดสอบในอุโมงค์ลมสองมิติ แสดงให้เห็นว่าที่ระยะใบ 80% Span นี้การไหลที่เกิดขึ้นบนใบกังหันมีพฤติกรรมเสมือนเป็นแบบสองมิติอาจเป็นเพราะไม่เกิดการไหลแยกมากนัก ดังนั้น

การวิเคราะห์เปรียบเทียบความสอดคล้องระหว่างการคำนวณ 2 มิติ และ 3 มิติที่ระยะใบ 80% Span นี้ น่าจะทำได้ดี สำหรับบริเวณ โคนใบกึ่งหันลมที่กำลังหมุนจะเกิดพฤติกรรม Stall-Delay ซึ่งทำให้ค่าแรงยกที่เกิดกับกึ่งหันลมใน 3 มิติมีค่าสูงกว่าแรงยกใน 2 มิติ การวิเคราะห์เปรียบเทียบต้องทำด้วยความระมัดระวัง แม้ผลแรงยกใน 2 มิติจะไม่สามารถบ่งบอกถึงค่าแรงบิดที่เกิดขึ้นกับกึ่งหันลมได้ โดยสมบูรณ์เนื่องจากผลใน 2 มิติไม่มีพฤติกรรม Stall-Delay แต่ก็สามารถนำมาช่วยวิเคราะห์ร่วมได้ในส่วนของค่ามุมปะทะ

การวิเคราะห์ผลแรงบิดในรูปที่ 6.3 (การคำนวณแรงบิดกึ่งหันลมจากการคำนวณด้วย CFD แสดงอยู่ในภาคผนวก ก.) จะทำควบคู่ไปกับการคำนวณแรงยกในสองมิติในรูปที่ 6.1 เพื่อสังเกตความสอดคล้อง รูปที่ 6.3 แสดงผลการคำนวณแรงบิดของกึ่งหันลม NREL Phase II จากการใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k - \epsilon$ มีค่าต่ำกว่าการทดลองทุกความเร็วลม ผลลัพธ์ใน 3 มิติมีความสอดคล้องกับการคำนวณสมรรถนะของแพนอากาศใน 2 มิติในรูปที่ 6.1 ที่ให้ค่าแรงยกที่ต่ำกว่าการทดลองด้วย เนื่องจากแรงยกของแพนอากาศจะถูกนำไปสร้างแรงบิดในกรณีกึ่งหันลม เมื่อพิจารณามุมปะทะที่เกิดขึ้นบนใบกึ่งหันดังแสดงในรูปที่ 6.4 ที่ระยะ 80% Span ($r = 4$ m) ซึ่งเป็นระยะที่ส่งผลต่อกึ่งหันลมอย่างมาก (Effective radius) เนื่องจากกึ่งหันลมใบไม่บิด (Untwisted blade) บริเวณโคนใบมีมุมปะทะสูงจึงไม่ค่อยเกิดกำลัง (รวมถึงแรงบิด) กำลังของกึ่งหันส่วนใหญ่จะอยู่ที่บริเวณรอบระยะ 80% Span เนื่องจากมุมปะทะเหมาะให้เกิดแรงบิด พิจารณาที่ความเร็วลม 7.2 m/s 10.5 m/s และ 12.9 m/s ซึ่งสอดคล้องกับค่ามุมปะทะในรูปที่ 6.4 บริเวณ 80% Span ที่ค่าประมาณ 1 องศา 5 องศา และ 8 องศา ตามลำดับ เมื่อพิจารณาการคำนวณแรงยกในสองมิติที่มุมปะทะเหล่านี้ พบว่าเป็นช่วงที่ค่าแรงยกต่ำกว่าการทดลองในสองมิติ ค่าแรงยกที่ต่ำทำให้ค่าแรงบิดที่ได้ต่ำกว่าการทดลองไปด้วย ที่ความเร็วลม 19.2 m/s มีค่ามุมปะทะที่ 80% Span ประมาณ 18 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่ค่าแรงยกสูงกว่าการทดลองเล็กน้อย หากพิจารณาต่อไปที่ระยะใบมากกว่า 80% จนถึงประมาณ 95% จะเห็นได้ว่ามุมปะทะลดลงเป็นค่า 12 องศา ที่ระยะใบช่วงนี้ส่งผลต่อแรงบิดค่อนข้างมาก ดังนั้นมุมปะทะที่เกิดขึ้นประมาณ 12-18 องศาในช่วงนี้การคำนวณแรงยกได้ค่าน้อยกว่าการทดลองในสองมิติจึงทำให้ค่าแรงบิดที่ได้ต่ำกว่าการทดลองไปด้วย ที่ความเร็วลม 10.5 m/s เมื่อพิจารณามุมปะทะที่บริเวณความยาวใบ 63-80% อยู่ในช่วงมุมปะทะ 5-10 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่คำนวณแรงยกในสองมิติได้ต่ำกว่าการทดลองมาก ดังนั้นค่าความผิดพลาดจึงสูงมากถึง -16% สำหรับที่ความเร็วลมอื่น ๆ ค่าความผิดพลาดประมาณ -10% ซึ่งสอดคล้องกับมุมปะทะที่เกิดขึ้นที่บริเวณ 80% Span สำหรับที่บริเวณ โคนใบซึ่งเกิดการไหลแบบ Fully-stall การใช้แบบจำลอง Standard $k - \epsilon$ จะไม่ครอบคลุมพฤติกรรมในช่วงนี้ อย่างไรก็ตามจะไม่มีผลต่อคำตอบโดยรวมเท่าใดนักเนื่องจากกึ่งหันที่ไม่มีการบิดใบ กำลังที่เกิดขึ้นจะเกิดที่บริเวณ โคนใบน้อยมากเมื่อเทียบกับที่ปลายใบ



รูปที่ 6.3 เปรียบเทียบค่าแรงบิดกังหันลมจากการคำนวณด้วย CFD โดยใช้แบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ กับการทดลองภาคสนามของกังหันลม NREL Phase II



รูปที่ 6.4 ค่ามุมปะทะ (Probe correction) ที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบกังหัน NREL Phase II จากการทดลอง และการคำนวณด้วย SuWiT

รูปที่ 6.5 แสดงผลการคำนวณแรงบิดของกังหันลม NREL Phase IV ค่าแรงบิดต่ำกว่าการทดลองทุกความเร็วลมยกเว้นที่ 15.9 m/s ซึ่งสอดคล้องกับการคำนวณสมรรถนะของแพนอากาศในสองมิติในรูปที่ 6.1 การวิเคราะห์ผลแรงบิดในรูปที่ 6.5 จะทำควบคู่ไปกับการคำนวณแรงยกในสองมิติในรูปที่ 6.1 เพื่อสังเกตความสอดคล้องเช่นเดียวกับกังหัน NREL Phase II เมื่อพิจารณามุมปะทะที่เกิดขึ้นบนใบกังหันดังแสดงในรูปที่ 6.6 พิจารณาที่ระยะ 80% Span ($r = 4$ m) ซึ่งเป็นระยะที่ส่งผลต่อกังหันลมอย่างมาก (Effective radius) พิจารณาที่ความเร็วลม 7.1 m/s 10.4 m/s และ 12.9 m/s มุมปะทะที่เกิดขึ้นกับใบกังหันลมในรูปที่ 6.6 มีค่าประมาณ 4 องศา 10 องศา และ 13 องศา ตามลำดับ เมื่อพิจารณาการคำนวณแรงยกในสองมิติที่มุมปะทะเหล่านี้ เป็นช่วงที่ค่าแรงยกจากการคำนวณในสองมิติต่ำกว่าการทดลองจึงทำให้ค่าแรงบิดที่ได้ต่ำกว่าการทดลองไปด้วย ที่ความเร็วลม 15.9 m/s ค่ามุมปะทะประมาณ 18 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่การคำนวณค่าแรงยกใน 2 มิติสูงกว่าการทดลอง (เมื่อเทียบกับการทดลองจากอุโมงค์ลม OSU) จึงทำให้ค่าแรงบิดที่ได้สูงกว่าการทดลองไปด้วย เมื่อพิจารณามุมปะทะที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบ ที่ความเร็วลม 7.1 m/s และ 10.4 m/s อยู่ในช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 10 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่ค่าแรงยกจากการคำนวณในสองมิติต่ำกว่าการทดลองมาก ดังนั้นค่าความผิดพลาดจึงสูงมากถึง -23% และ -17% ตามลำดับ สำหรับที่ความเร็วลม 12.9 m/s และ 15.9 m/s เป็นช่วงที่มุมปะทะประมาณ 12 องศาขึ้นไป ซึ่งการคำนวณแรงยกใน 2 มิติค่อนข้างใกล้เคียงกับการทดลอง ดังนั้นค่าความผิดพลาดในช่วงนี้จึงไม่สูงมากนักคือ -4% และ 3% ตามลำดับ

6.3 การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม NREL Phase VI

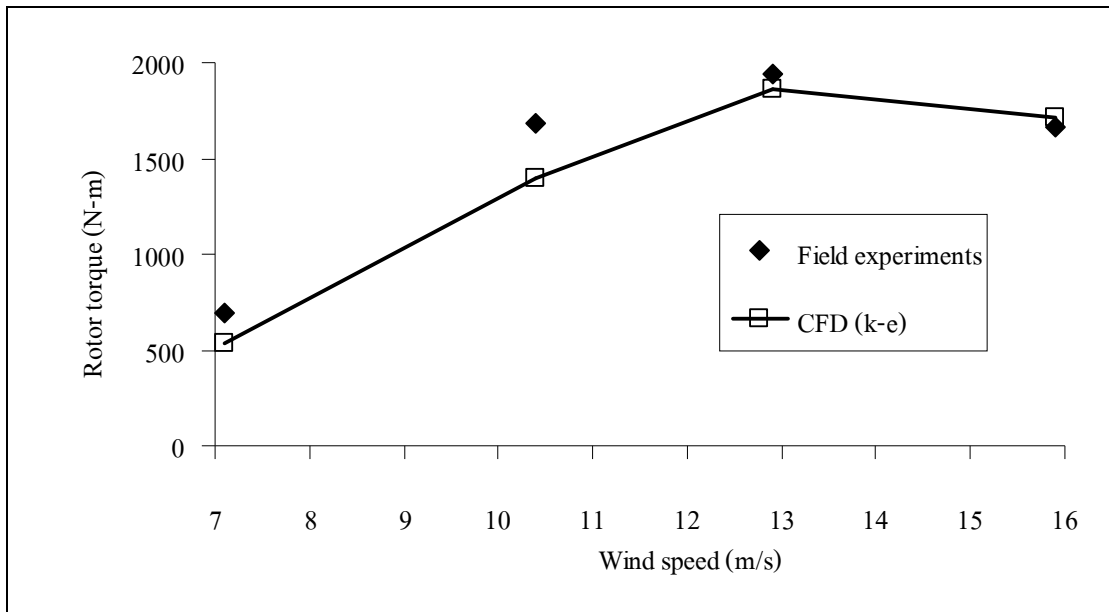
กังหันลม NREL Phase VI ใช้แพนอากาศรุ่น S809 ในการออกแบบถูกกำหนดเงื่อนไขให้ที่ระยะ 80% ของความยาวใบ (Span) เท่ากับกังหันลม NREL รุ่นก่อนหน้าคือ 0.457 เมตร เป็นกังหันแบบ 2 ใบพัด Linear taper ขนาดรัศมีใบ 5.03 เมตร ไม่มีมุม Cone โรเตอร์หมุนที่ความเร็วคงที่ 71.6 RPM เป็นชนิด Stall-regulated เนื่องจากมีการวัดในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ซึ่งติดตั้งเครื่องมือวัดโดยละเอียด จึงเป็นที่นิยมของนักวิจัยในการนำผลการทดสอบมาเปรียบเทียบกับ การคำนวณ ในหัวข้อนี้การเปรียบเทียบผลของแบบจำลองความปั่นป่วนจะศึกษา $k - \omega$ SST และ SA เพื่อพิจารณาได้ว่าแบบจำลองใดมีความเหมาะสม ทั้งนี้จะมีการทดสอบแบบจำลอง Standard $k - \epsilon$ อีกครั้ง

6.3.1 การเปรียบเทียบค่าแรงบิดของกังหันลม

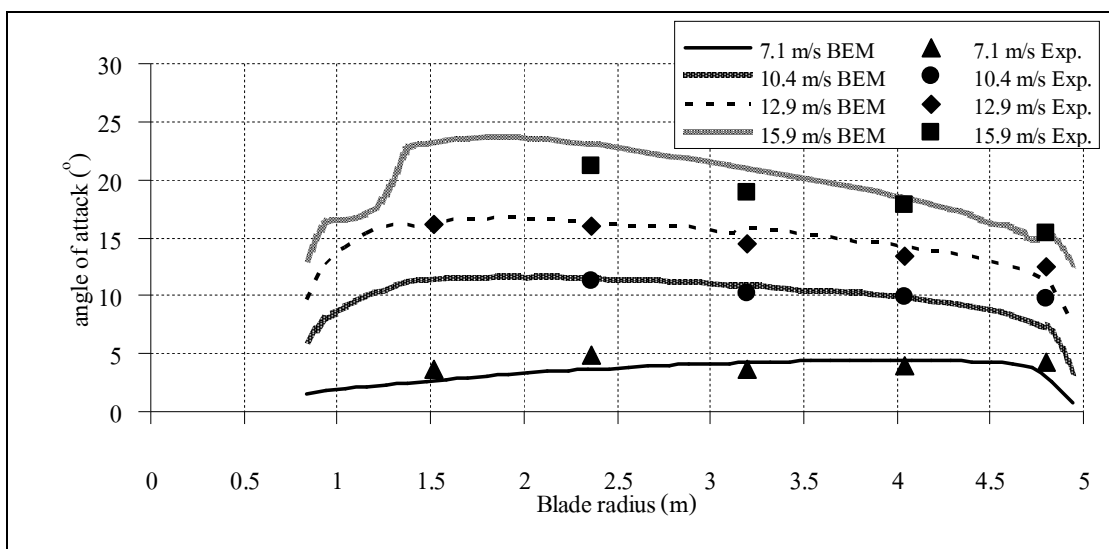
ผลการคำนวณแรงบิดของกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี CFD ที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ เปรียบเทียบกับผลการทดลองแสดงอยู่ในรูปที่ 6.7 แบบจำลอง Standard $k - \epsilon$ ค่าแรงบิดต่ำกว่าการทดลองมากในช่วงความเร็วลม 7-10 m/s ทั้งกริดแบบหยาบ และ กริดแบบ

ละเอียดให้ผลที่ใกล้เคียงกันมาก การคำนวณที่มุมปะทะสูงจึงทำเฉพาะแบบกริดหยาบ โดยที่ความเร็วลมมากกว่า 13 m/s ให้ค่าแรงบิดที่สูงกว่าการทดลอง ในขณะที่แบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA คำนวณแรงบิดสอดคล้องกับการทดลองมากที่สุดที่ความเร็วลม 7 m/s โดยให้ค่าต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย แต่กลับให้ค่าแรงบิดที่สูงกว่าการทดลองอย่างมากที่ความเร็วลม 10 m/s และมีร้อยละของความผิดพลาดมากกว่า แบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ ที่ความเร็วลมสูงขึ้น แบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA ให้ค่าแรงบิดที่แตกต่างกัน โดยมีแนวโน้มของกราฟที่คล้ายกันแต่ความถูกต้องในแต่ละความเร็วลมแตกต่างกัน ที่ความเร็วลมสูงกว่า 20 m/s ค่าแรงบิดจะต่ำกว่าการทดลอง เพื่อให้การวิเคราะห์ผลของค่าแรงบิดทำได้สะดวกขึ้นจึงต้องพิจารณาค่ามุมปะทะที่ระยะใบต่าง ๆ ของแต่ละความเร็วลมดังแสดงในรูปที่ 6.8 ซึ่งเป็นการวัดค่ามุมปะทะใน 5 ตำแหน่ง และได้แสดงค่ามุมปะทะตลอดความยาวใบจากการคำนวณด้วย BEM จากโปรแกรมที่ SuWiT ที่ได้พัฒนาในบทที่ 4 โดยใช้เงื่อนไขการคำนวณที่เหมาะสมกับกังหันลมของ NREL นั่นคือการจำลอง Stall-Delay ด้วยแบบจำลองของ Viterna and Corrigan โดยใช้ข้อมูลเฉลี่ยค่าแรงยก และ แรงต้านใน 3 มิติ

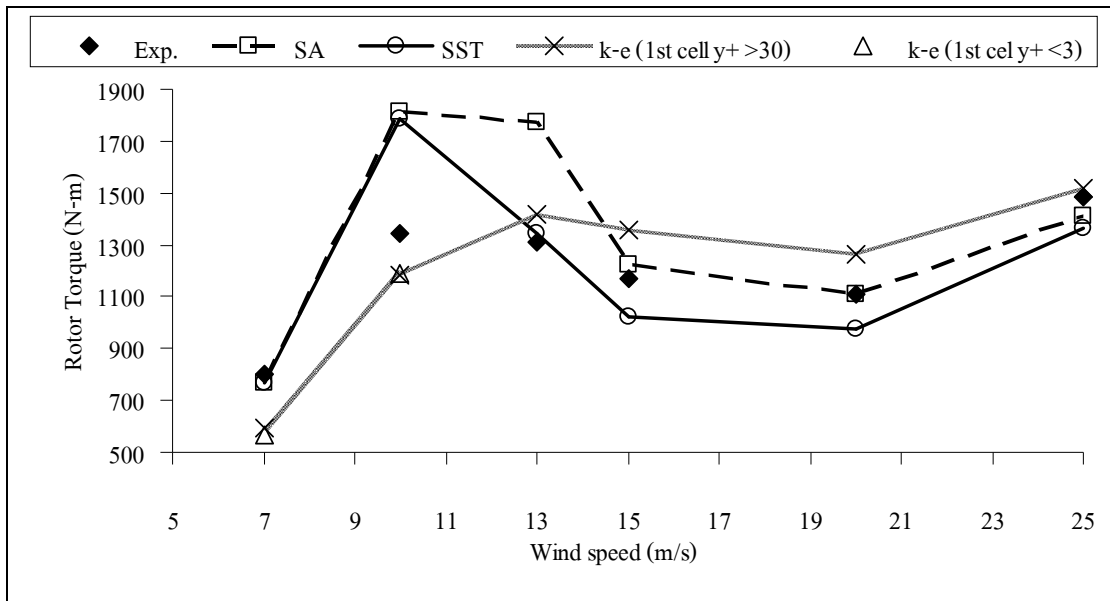
กรณีแบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ เมื่อพิจารณามุมปะทะที่เกิดขึ้นบนใบกังหันในรูปที่ 6.8 ที่ระยะ 80% Span ที่ความเร็วลม 7 m/s และ 10 m/s มุมปะทะมีค่าประมาณ 10 องศา ซึ่งจากการคำนวณใน 2 มิติเป็นช่วงที่ค่าแรงยกได้ต่ำกว่าการทดลอง ค่าแรงยกที่น้อยส่งผลให้ค่าแรงบิดที่ได้ต่ำกว่าการทดลอง เมื่อพิจารณามุมปะทะตลอดความยาวใบในรูปที่ 6.8 จะเห็นได้ว่า ที่ความเร็วลม 7 m/s ค่ามุมปะทะต่ำกว่า 8 องศาโดยประมาณ ซึ่งเป็นช่วงมุมปะทะที่การคำนวณค่าแรงยกใน 2 มิติจากแบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ ให้ค่าน้อยกว่าการทดลอง ดังนั้นที่ความเร็วลม 7 m/s นี้ การคำนวณค่าแรงบิดกังหันลมจึงต่ำกว่าการทดลองอย่างมากด้วย โดยความผิดพลาดสูงถึงประมาณ -25% สำหรับที่ความเร็วลม 10 m/s มุมปะทะที่เกิดขึ้นตลอดใบประมาณ 10 ถึง 18 องศาในรูปที่ 6.8 การคำนวณแรงยกจะใกล้เคียงกับการทดลองมากขึ้น ดังนั้นความผิดพลาดเมื่อเทียบกับแรงบิดจึงลดลงเหลือ -11% ที่ความเร็วลมมากกว่า 20 m/s พิจารณาจากข้อมูลความดันบนผิวใบจากการทดลองกังหันลม NREL Phase VI จะเกิดพฤติกรรม Fully-stall ค่ามุมปะทะตลอดใบจะสูงกว่า 20 องศา การใช้แบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ จะไม่ครอบคลุมพฤติกรรมในช่วงนี้ โดยจะให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าความเป็นจริงดังนั้นการคำนวณแรงบิดจึงสูงกว่าการทดลองมาก ที่ความเร็วลม 13-15 m/s ข้อมูลความดันบนผิวใบแสดงให้เห็นว่าบริเวณปลายใบยังคงอยู่ในช่วงไหลติดไปกับผิวแต่โคนใบเกิด Fully-stall แล้ว มุมปะทะที่ปลายใบประมาณ 14-18 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่ให้ค่าแรงยกสูง สำหรับในช่วงมุมปะทะสูงมากค่าแรงยกจะสูงกว่าความเป็นจริง ดังนั้นที่ความเร็วลม 13-15 m/s นี้ การคำนวณแรงบิดจึงสูงกว่าการทดลอง และที่ความเร็วลม 13 m/s จะมีความผิดพลาดน้อยกว่าเนื่องจากการไหลบริเวณปลายใบค่อนข้างจะยังไหลติดไปกับผิวอยู่



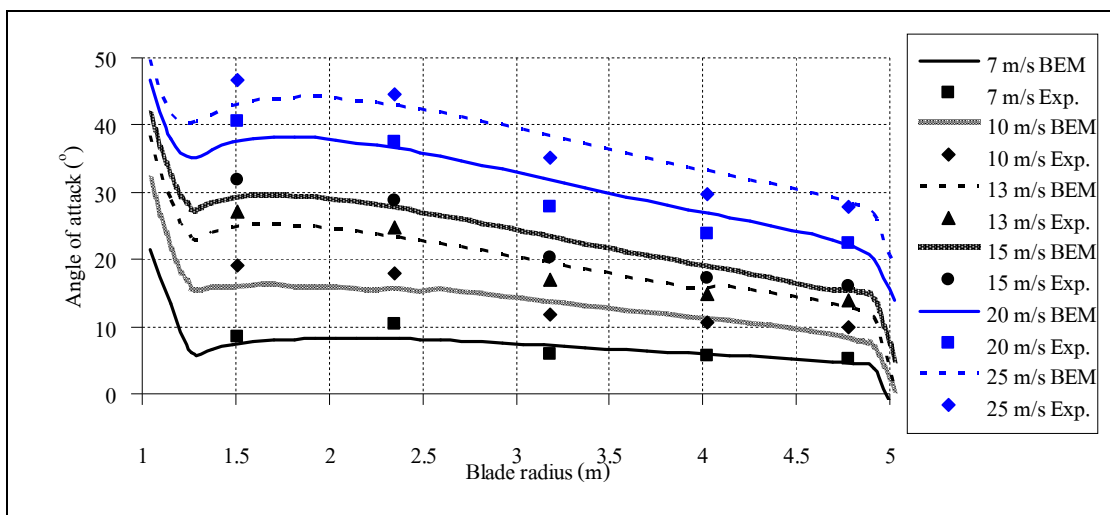
รูปที่ 6.5 เปรียบเทียบค่าแรงบิดกังหันลมจากการคำนวณด้วย CFD โดยใช้แบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ กับการทดลองภาคสนามของกังหันลม NREL Phase IV



รูปที่ 6.6 ค่ามุมปะทะ (Probe correction) ที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบกังหัน NREL Phase IV จากการทดลอง และการคำนวณด้วย SuWiT



รูปที่ 6.7 เปรียบเทียบค่าแรงบิดกังหันลมจากการคำนวณด้วย CFD โดยใช้แบบจำลอง Standard $k-\epsilon$ กับการทดลองในอุโมงค์ลมของกังหันลม NREL Phase VI



รูปที่ 6.8 ค่ามุมปะทะ (Probe correction) ที่เกิดขึ้นตลอดความยาวใบกังหัน NREL Phase VI จากการทดลอง และการคำนวณด้วย SuWiT

กรณีแบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลข Re ต่ำคือแบบจำลอง $k-\omega$ SST และ SA แบบจำลองทั้งสองให้ผลการคำนวณแรงบิดที่ใกล้เคียงกับการทดลองที่ความเร็วลม 7 m/s เป็นอย่างดี เมื่อพิจารณาควบคู่ไปกับค่ามุมปะทะที่เกิดบนใบกังหันในรูปที่ 10 ซึ่งเป็นช่วงมุมปะทะต่ำประมาณ 4-8 องศา การไหลยังคงติดไปกับผิว สอดคล้องกับการทดลองในสองมิติที่ใกล้เคียงกับการทดลองในช่วงมุมปะทะนี้ ที่ความเร็วลม 10 m/s เป็นช่วงที่มุมปะทะที่เกิดขึ้นประมาณ 8-18 องศา เป็นค่าอยู่ในช่วงการไหลแยก ค่าที่แรงบิดที่ได้จึงมากกว่าการทดลองมากซึ่งสอดคล้องกับการคำนวณในสองมิติที่ให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าการทดลองมาก โดยแรงบิดจากแบบจำลอง SA จะสูงกว่า $k-\omega$ SST เล็กน้อย

เมื่อความเร็วลมมากขึ้นมุมปะทะที่เกิดกับใบกังหันก็มากขึ้นด้วยซึ่งแรงยกจากแพนอากาศจะมีค่าลดลง ที่ความเร็วลม 13 m/s ค่าแรงบิดจึงเริ่มลดลง จนกระทั่งถึงความเร็วลม 20 m/s โดยแบบจำลอง $k-\omega$ SST มีการลดลงของแรงบิดที่เร็วกว่าแบบจำลอง SA ที่ความเร็วลม 25 m/s ค่าแรงบิดของกังหันลมเพิ่มขึ้นอีกครั้ง เมื่อพิจารณามุมปะทะจะเห็นได้ว่าเป็นช่วงที่มุมปะทะสูงมาก ซึ่งช่วงมุมปะทะที่เกิน 20 องศา ค่าแรงบิดจะสูงขึ้นอีกครั้งหนึ่งซึ่งช่วงนี้แพนอากาศจะมีคุณลักษณะคล้ายแผ่นราบ ที่ความเร็ว 20 m/s และ 25 m/s แบบจำลอง SA ให้ค่าที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลอง $k-\omega$ SST

เมื่อเปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกับโปรแกรมอื่นดังที่ได้แสดงไว้แล้วในรูปที่ 2.6 เปรียบเทียบกรณีใช้แบบจำลองความปั่นป่วนเดียวกัน การใช้แบบจำลอง $k-\omega$ SST ให้ผลที่ค่อนข้างใกล้เคียงกับโปรแกรม EllipSys3D (Sørensen et al., 2000) และ การใช้แบบจำลอง SA ให้ผลที่ค่อนข้างใกล้เคียงกับโปรแกรม NSU กรณีใช้กริดที่ผิวเป็น Mixed Surface (Potsdam and Mavriplis, 2009) ทั้งสองโปรแกรมดังกล่าวใช้กริดที่ละเอียด และ โดเมนที่มีขนาดใหญ่กว่า การศึกษานี้ แสดงให้เห็นว่ากริดที่ใช้ในการศึกษานี้มีความละเอียดที่เพียงพอ

โดยรวมแล้วแบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลข Re ต่ำให้ค่าแรงบิดที่ใกล้เคียงกับการทดลองเฉพาะที่ความเร็วลมต่ำหรือยังไม่เกิดการไหลแยกเท่านั้น เมื่อเกิดการไหลแยกความผิดพลาดจะสูง อย่างไรก็ตามแบบจำลองให้แนวโน้มของกราฟแรงบิดได้ใกล้เคียงกับการทดลอง การเปรียบเทียบค่าแรงบิดเป็นการรวมเอาแรงที่เกิดขึ้นตลอดใบกังหันมาวิเคราะห์ซึ่งค่อนข้างหยาบ ดังนั้นในหัวข้อถัดไปจะเป็นการเปรียบเทียบที่ละเอียดขึ้นเพื่อการวิเคราะห์ที่ดีขึ้น

6.3.2 การเปรียบเทียบการกระจายความดันบนใบกังหัน

การกระจายความดันบนใบกังหันสามารถแสดงให้เห็นในรูปแบบตัวแปรไร้มิติของค่าสัมประสิทธิ์ความดันซึ่งคำนวณได้จากสมการ

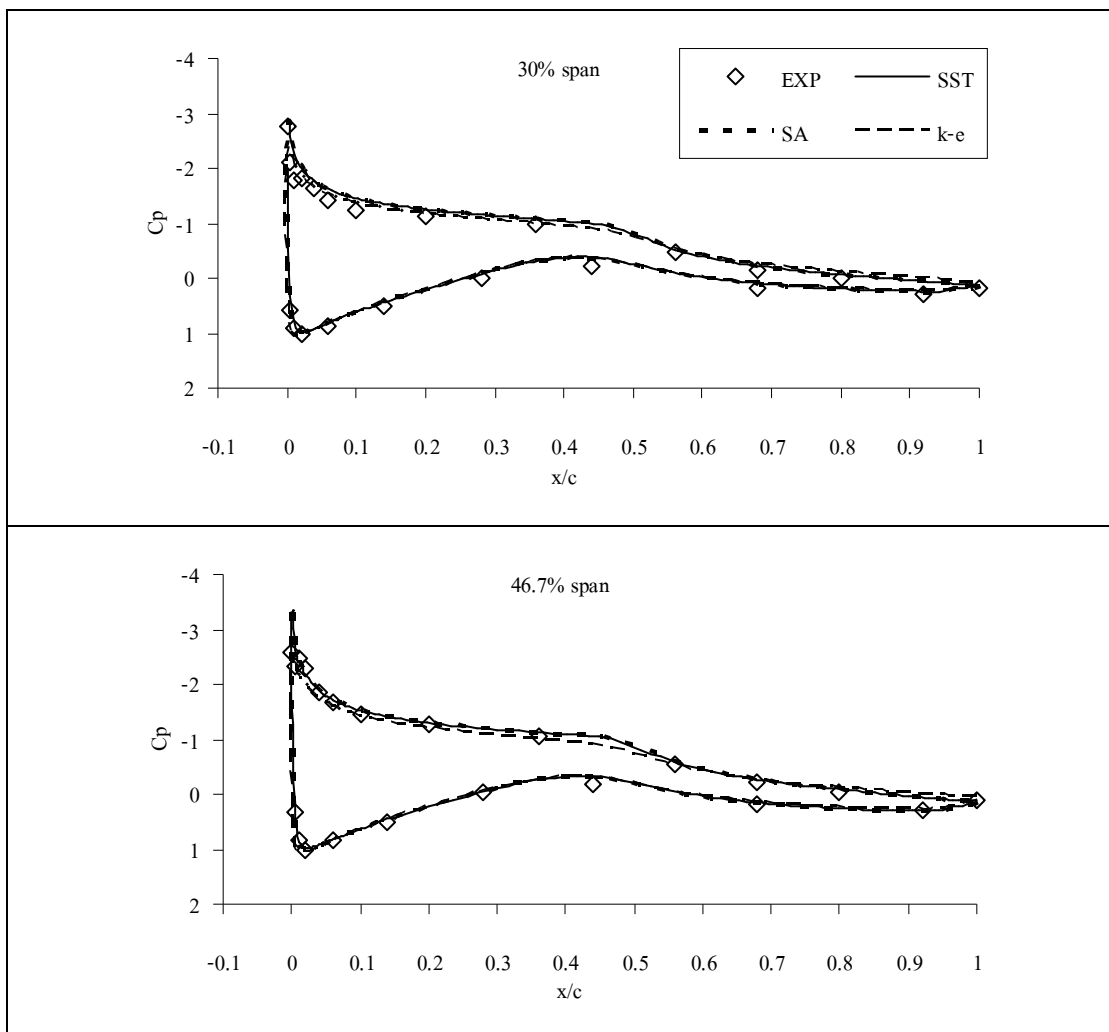
$$C_P = \frac{(P - P_\infty)}{0.5\rho_\infty[U_\infty^2 + (\Omega r)^2]} \quad (6.1)$$

เมื่อ P คือความดันบนผิวใบ P_∞ ρ_∞ และ U_∞ คือความดัน ความหนาแน่น และ ความเร็วลมอ้างอิงที่ต้นทางการไหล (Upstream) ค่า Ω คือความเร็วรอบการหมุนของโรเตอร์ การเปรียบเทียบการกระจายความดันจะเป็นการพิจารณาผลแบบเฉพาะพื้นที่ (Local) ซึ่งให้ผลที่ละเอียดกว่าการเปรียบเทียบแรงบิดที่เป็นการเปรียบเทียบภาพรวม ผลการเปรียบเทียบการกระจายความดันบนใบกั้นในรูปตัวแปรไร้มิติ ที่ระยะใบกั้น (% Span) ต่าง ๆ ของความเร็วลมต่างกัน แสดงอยู่ในรูปที่ 6.9 ถึงรูปที่ 6.14 แบบจำลองความปั่นป่วนคำนวณค่าการกระจายความดันที่ด้าน Pressure ของแพนอากาศได้ดี แต่ที่ด้าน Suction จะให้ผลที่แตกต่างกันไปขึ้นอยู่กับความเร็วลม และ แบบจำลองที่ใช้

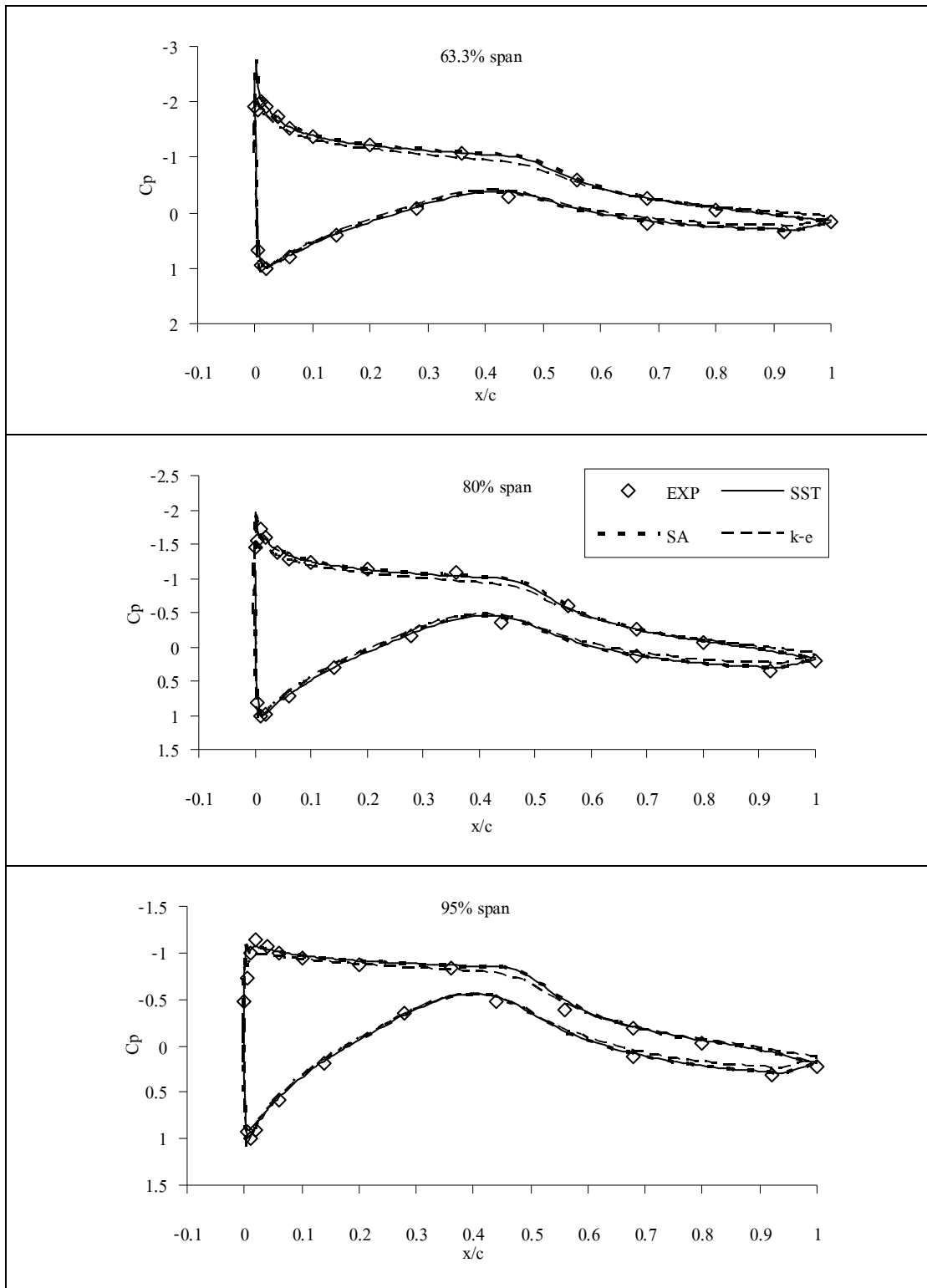
ที่ความเร็วลม 7 m/s การกระจายความดันบนใบกั้นจากการวัดแสดงให้เห็นว่ายังไม่เกิดการไหลแยก สังเกตได้จากลักษณะความโค้งของกราฟด้านความดันติดลบหรือด้าน Suction ของแพนอากาศมีลักษณะลาดลง และ ไม่มีลักษณะเส้นกราฟที่มีค่าคงที่ ผลการคำนวณด้วยแบบจำลอง SA และ $k - \omega$ SST สอดคล้องกับการทดลองดีมากซึ่งแบบจำลอง SA และ $k - \omega$ SST มีค่าสัมประสิทธิ์ความดันต่างกันเล็กน้อยเท่านั้น สำหรับแบบจำลอง Standard $k - \varepsilon$ สังเกตเห็นความแตกต่างไปจากแบบจำลอง SA และ $k - \omega$ SST ชัดเจน โดยค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันที่ด้าน Suction ต่ำกว่าการทดลองอย่างชัดเจน (กล่าวคือมีค่าติดลบน้อยกว่า) ตั้งแต่ที่ 46.7% Span ขึ้นไป เป็นการยืนยันถึงค่าแรงบิดที่ต่ำกว่าการทดลองมาก

ที่ความเร็วลมประมาณ 10 m/s การกระจายความดันบนใบกั้นจากการวัดแสดงให้เห็นว่าส่วนใหญ่ยังไม่เกิดการไหลแยกซึ่งสังเกตได้จากการกระจายความดันบนใบกั้น ยกเว้นที่ 46.7% Span การไหลแยกจะเกิดขึ้นที่บริเวณ Leading edge และ ที่ 63.3% Span การไหลแยกจะเกิดขึ้นที่บริเวณกลาง Chord (สังเกตได้จากเส้นกราฟความดันที่มีค่าค่อนข้างคงที่) ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ความดันใกล้เคียงกับการทดลองดีที่ด้าน Pressure แต่จะให้ผลที่แตกต่างกันในด้าน suction ผลจากแบบจำลอง SA และ $k - \omega$ SST สอดคล้องกับการทดลองดียกเว้นที่ 46.7% Span ที่ไม่สามารถจับพฤติกรรมการไหลแยกได้ที่ Leading edge ได้ ซึ่ง CFD คำนวณการไหลแยกได้ที่บริเวณกึ่งกลาง Chord ที่ 30% การคำนวณค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันมีค่าสูงกว่าการทดลองเมื่อพิจารณาถึงมุมปะทะที่เกิดขึ้นช่วง 30% ถึง 46.7% Span จากรูปที่ 6.8 มีค่าประมาณ 18-15 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่ค่าแรงยกจากแบบจำลอง SA และ $k - \omega$ SST มีค่าสูงมากแสดงให้เห็นความสอดคล้องกันในการคำนวณ 2 มิติ ซึ่งส่งผลให้การคำนวณใน 3 มิติได้ค่าแรงบิดที่สูงกว่าการทดลองมากเช่นกัน ที่บริเวณปลายใบเกิดมุมปะทะที่ไม่สูงมากทำให้การไหลส่วนใหญ่ยังติดไปกับผิว ผลจากการคำนวณ

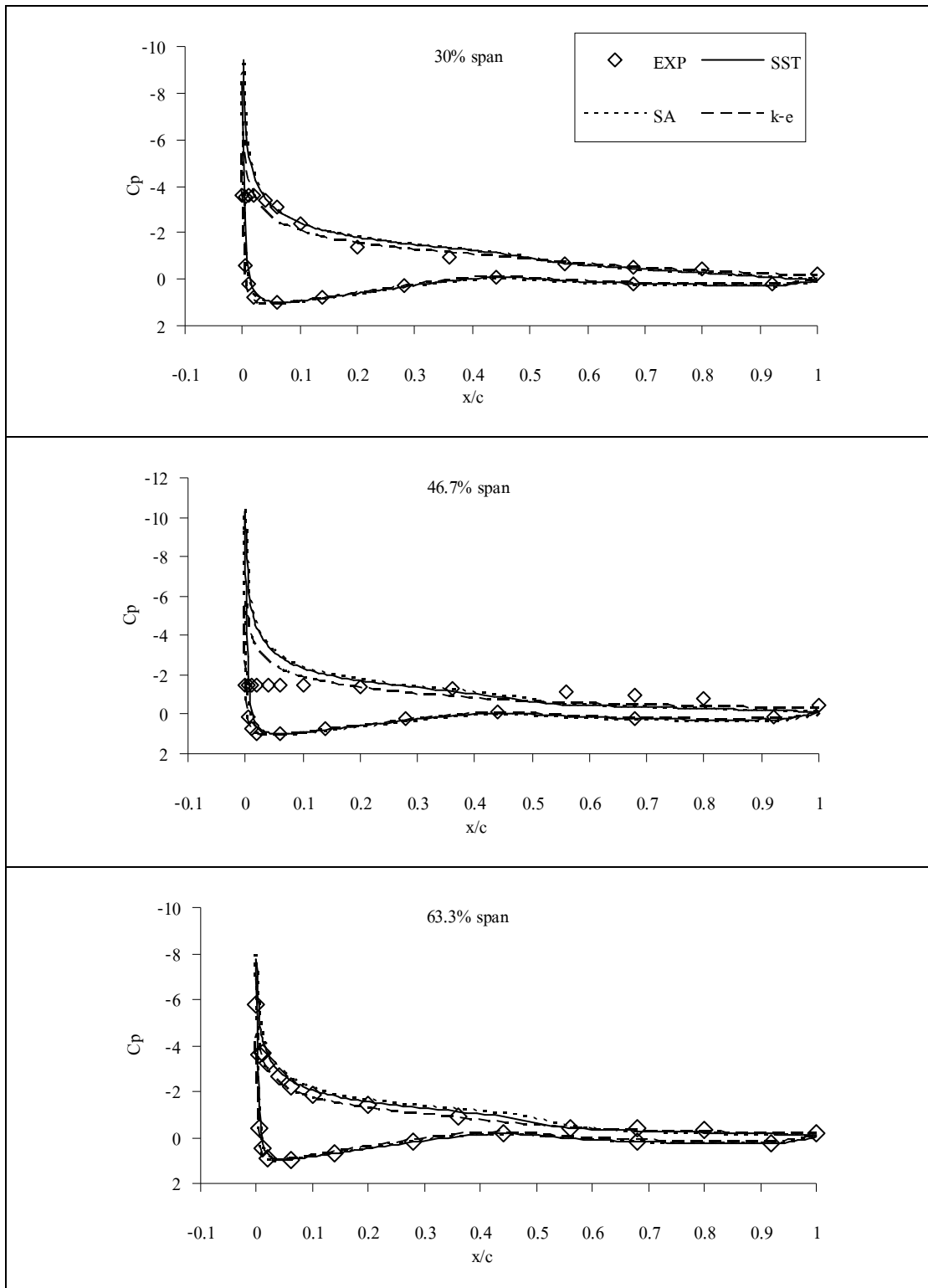
ขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันที่ด้าน Suction โดยใช้แบบจำลอง SA และ $k-\omega$ SST จะสูงกว่าการทดลองเล็กน้อย สำหรับแบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ สังเกตเห็นความแตกต่างไปจากแบบจำลอง SA และ $k-\omega$ SST อย่างชัดเจน และมีค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันที่ด้าน Suction ต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย ที่ 46.7% แบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$ ไม่สามารถจับพฤติกรรมการไหลแยกที่ Leading edge ได้เช่นกันจึงมีค่าสัมประสิทธิ์ความดันสูงกว่าการทดลอง โดยรวมแล้วผลจากการคำนวณกระจายความดันยืนยันผลด้านแรงบิดที่สูงกว่าความเป็นจริงมากของแบบจำลอง SA และ SST และ แรงบิดที่ต่ำกว่าการทดลองของแบบจำลอง Standard $k-\varepsilon$



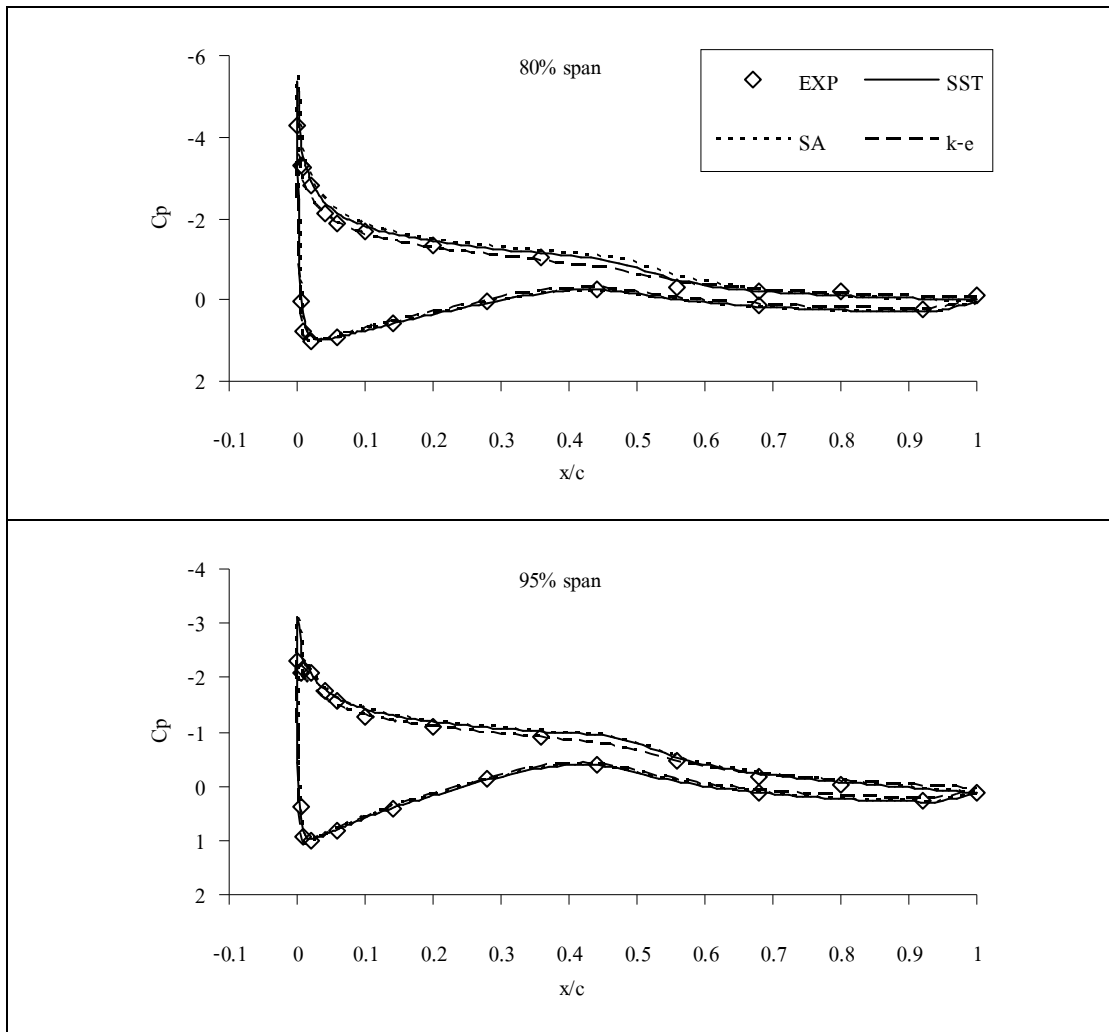
รูปที่ 6.9 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 7 m/s



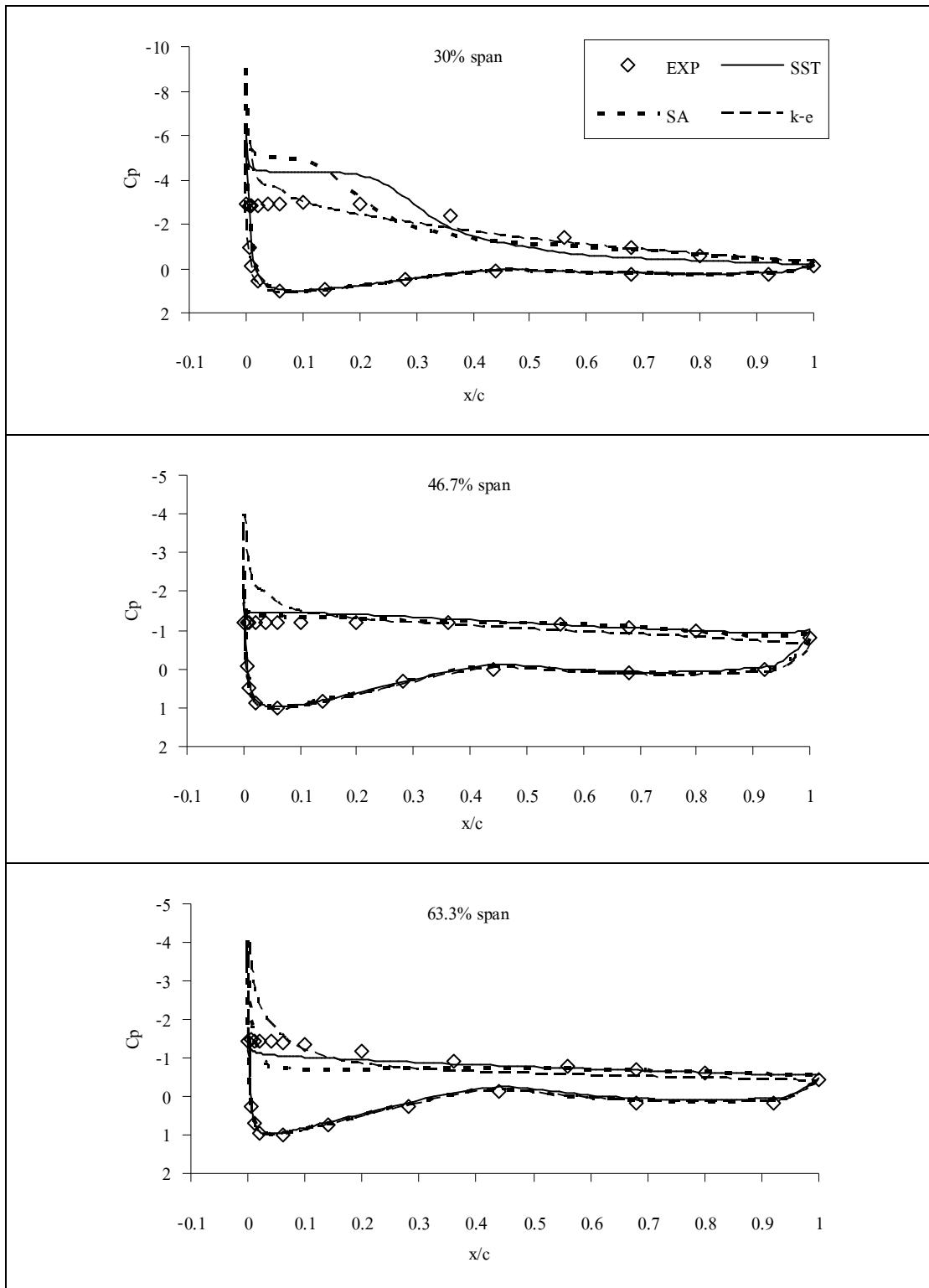
รูปที่ 6.9 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 7 m/s (ต่อ)



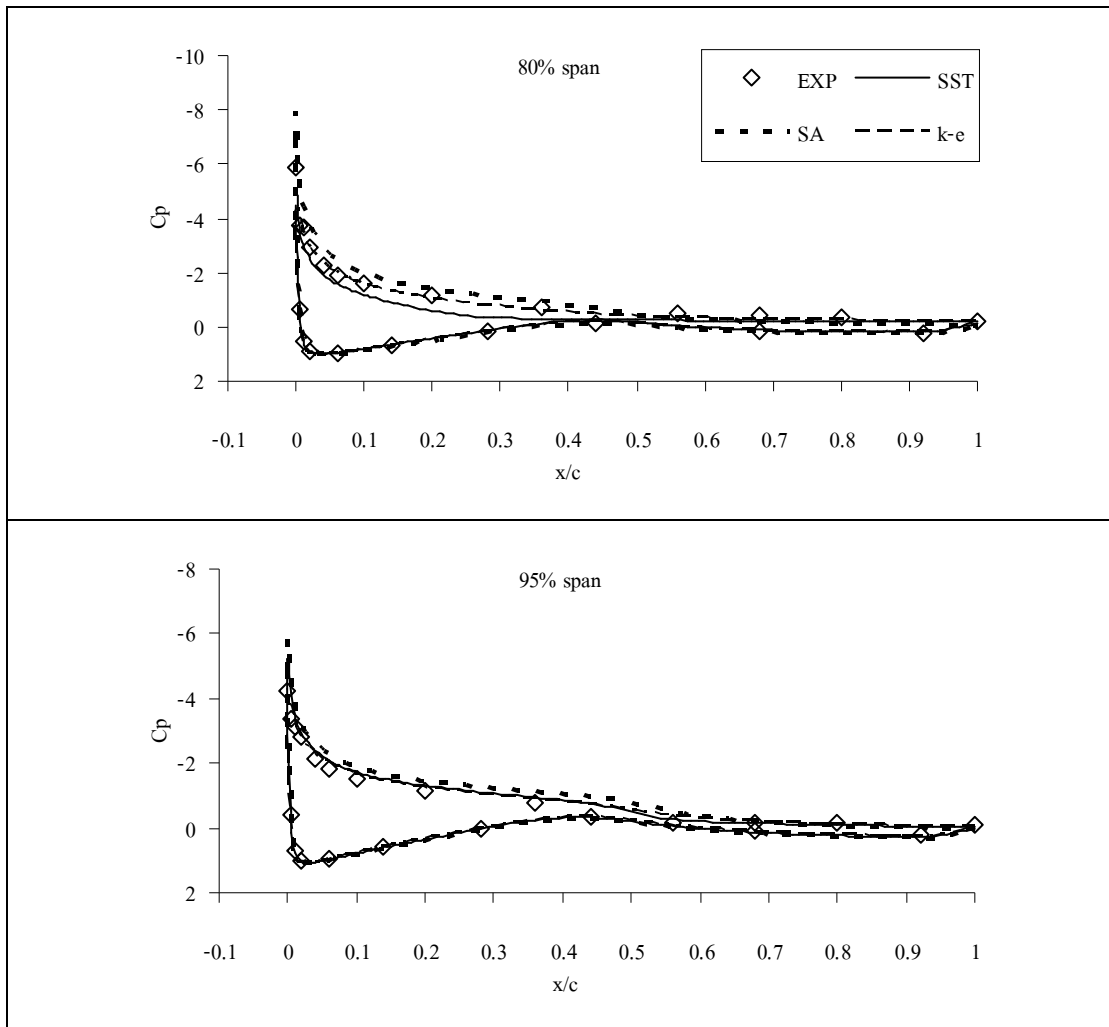
รูปที่ 6.10 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 10 m/s



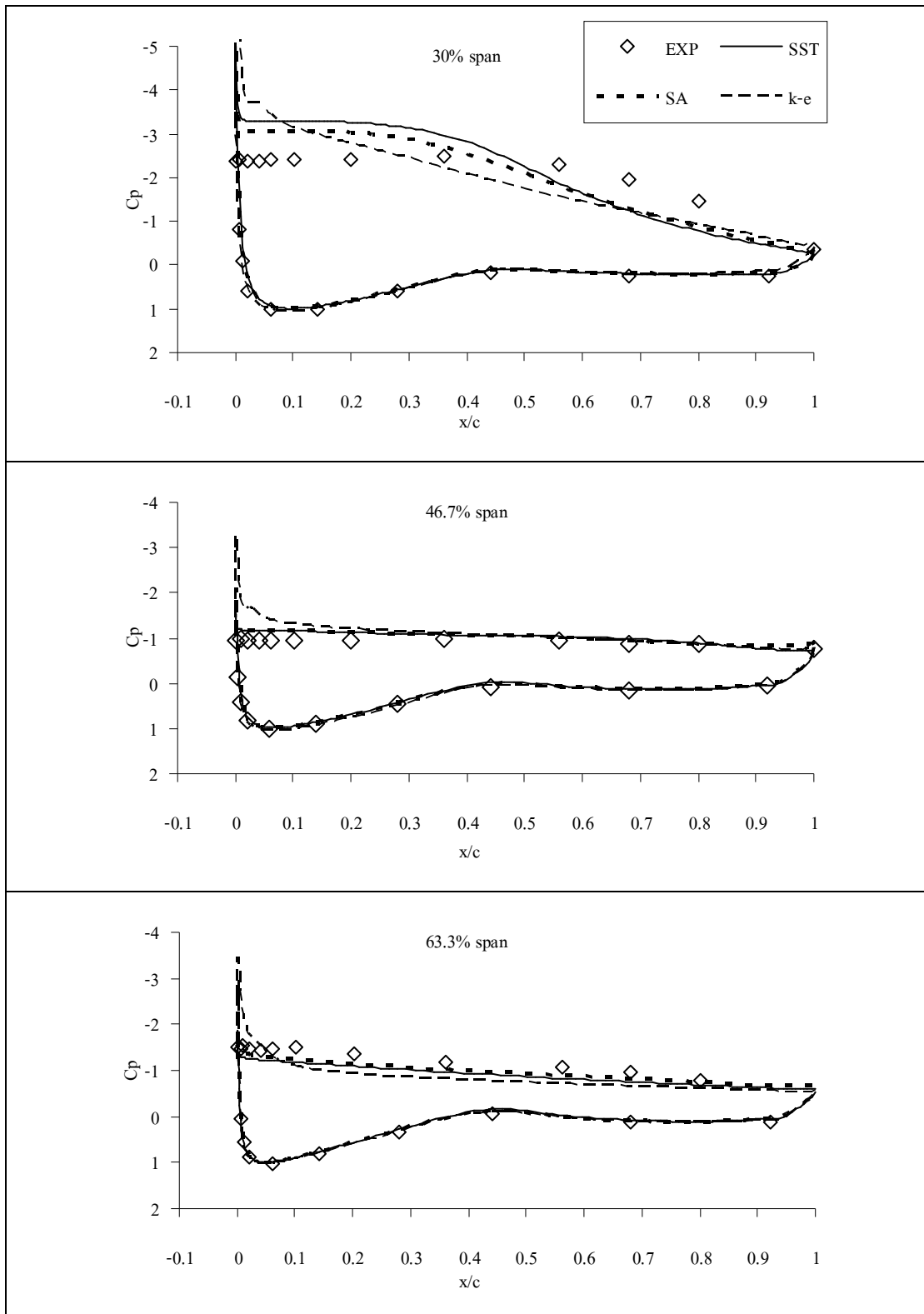
รูปที่ 6.10 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 10 m/s (ต่อ)



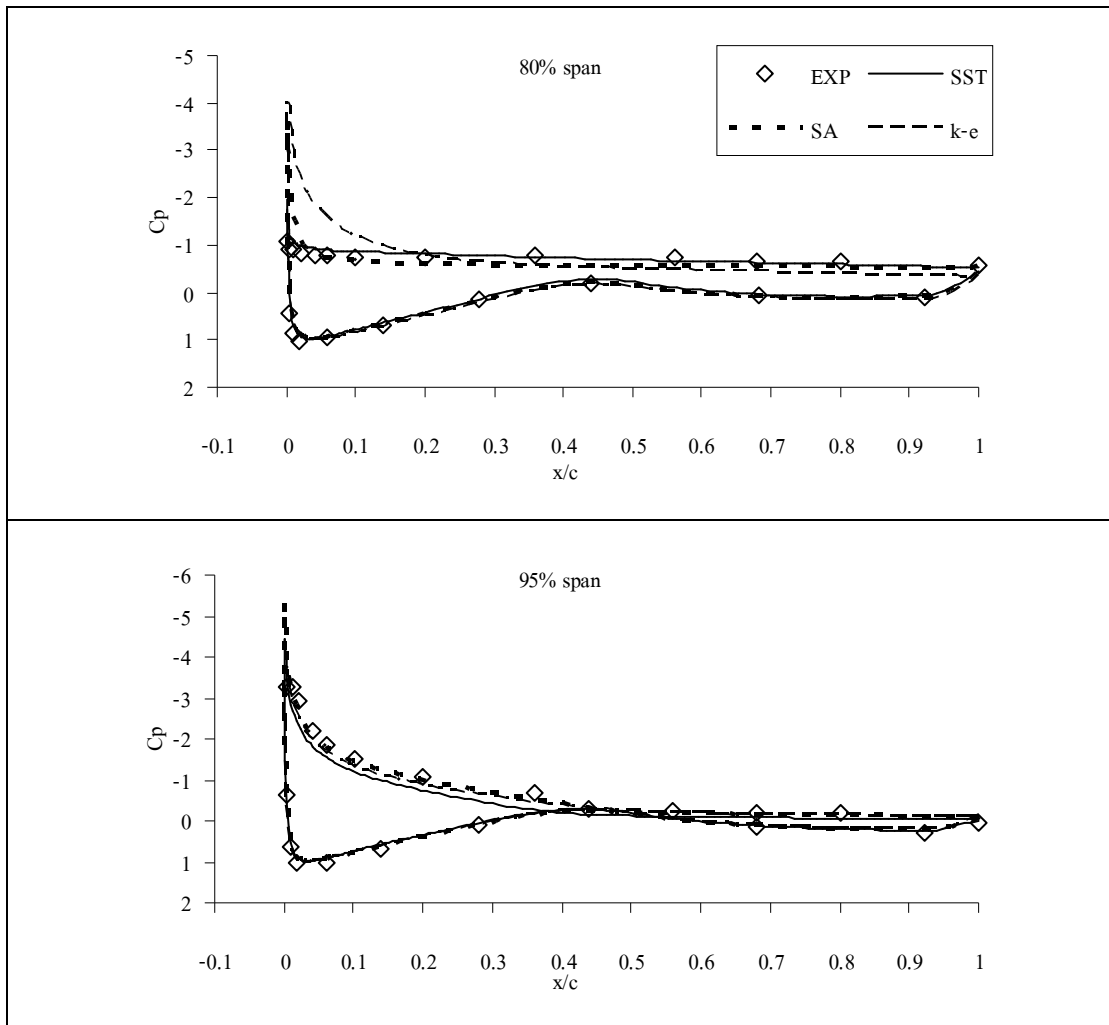
รูปที่ 6.11 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 13 m/s



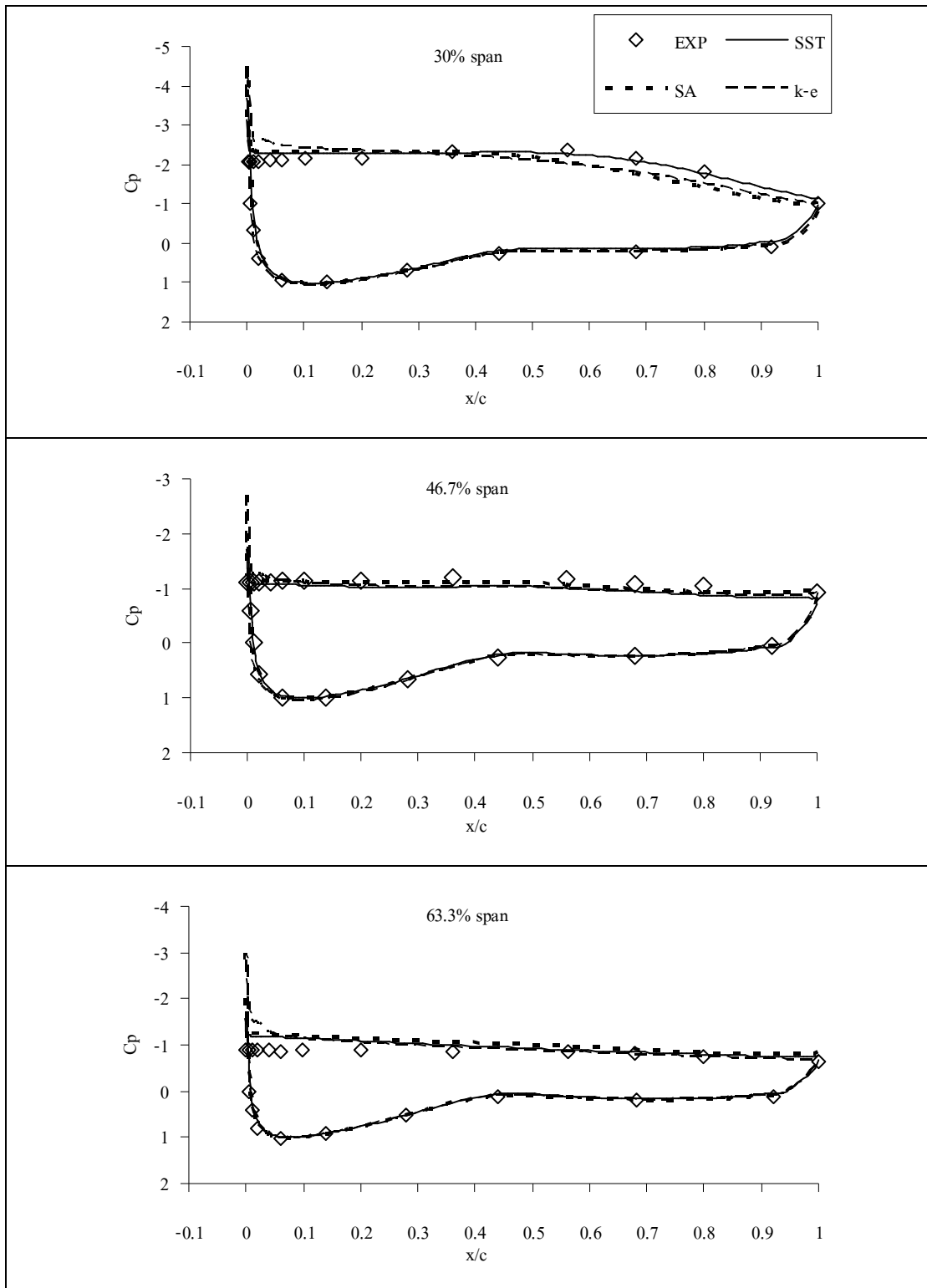
รูปที่ 6.11 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 13 m/s (ต่อ)



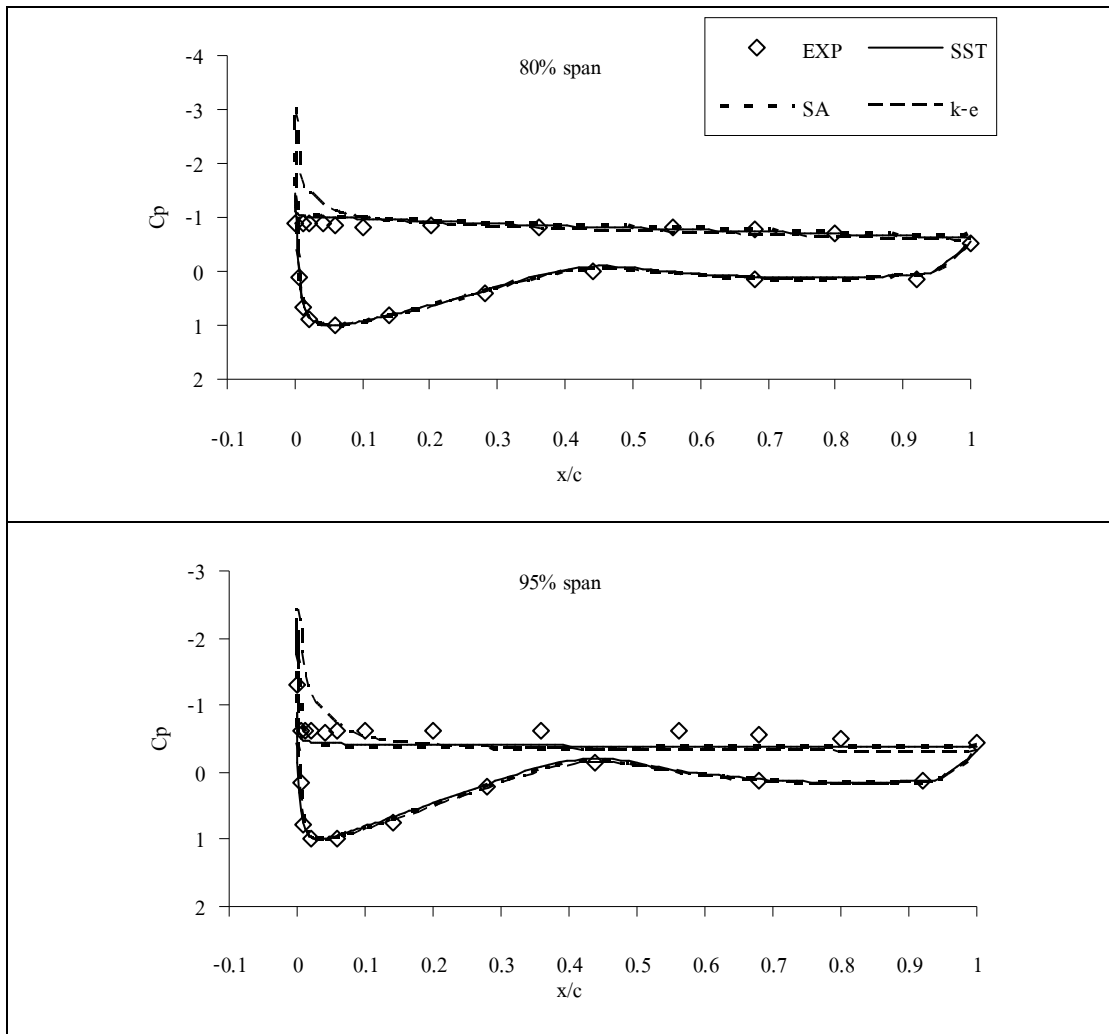
รูปที่ 6.12 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 15 m/s



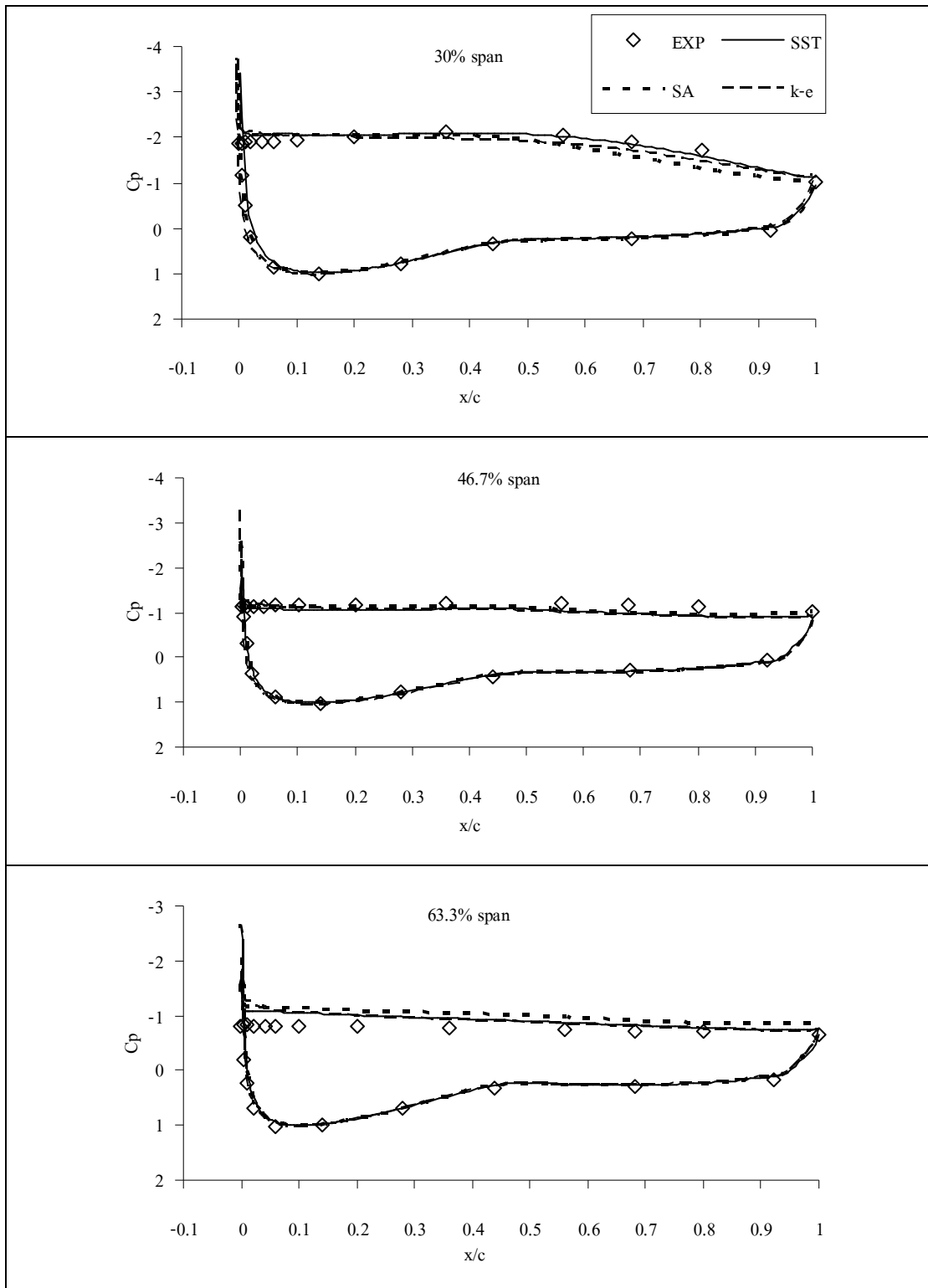
รูปที่ 6.12 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 15 m/s (ต่อ)



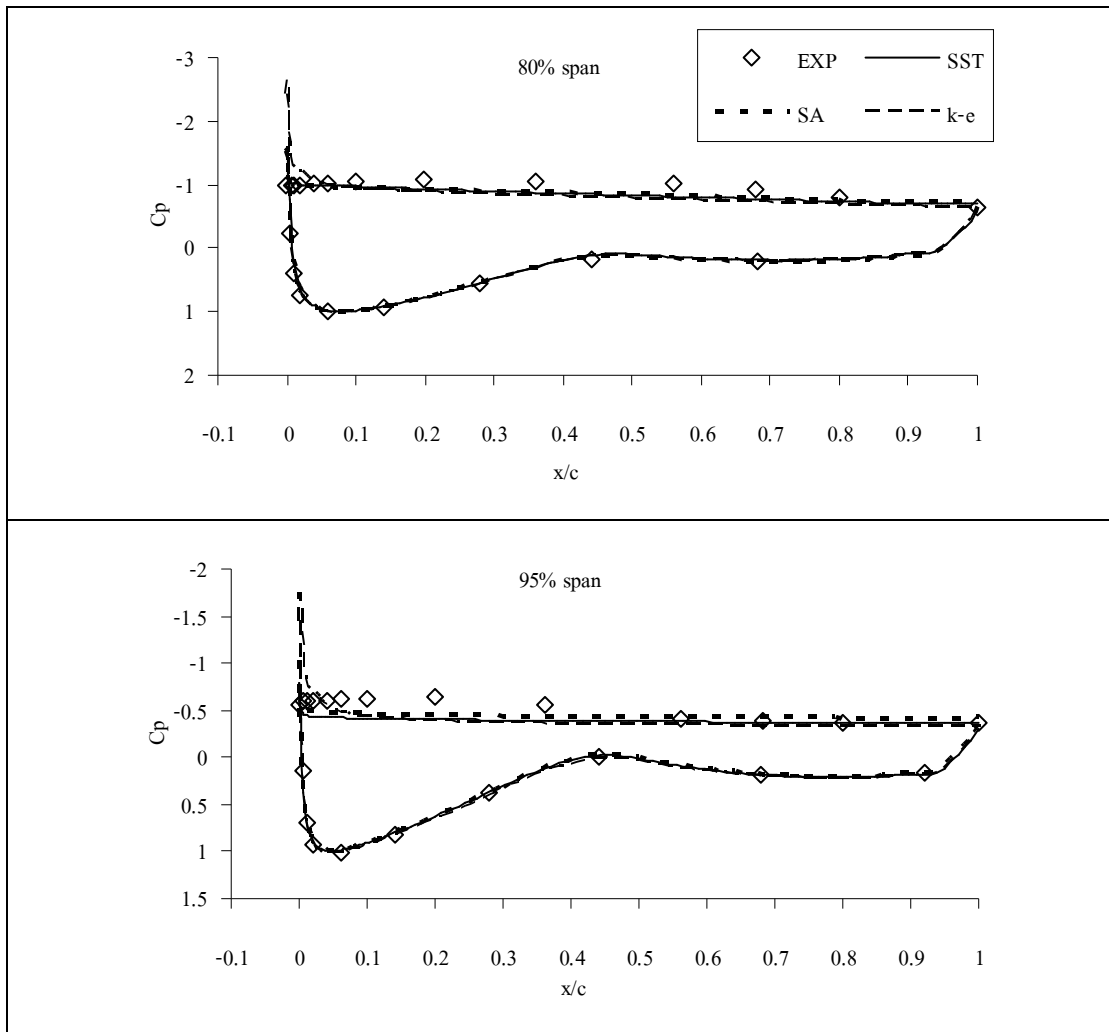
รูปที่ 6.13 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 20 m/s



รูปที่ 6.13 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 20 m/s (ต่อ)



รูปที่ 6.14 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 25 m/s



รูปที่ 6.14 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 25 m/s (ต่อ)

ที่ความเร็วลม 13 m/s มุมปะทะที่เกิดระหว่าง 30-95% Span จากรูปที่ 6.8 มุมปะทะมีค่าประมาณ 27-14 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้เกิดการไหลแยก การกระจายความดันบนใบกังหันจากการทดลองแสดงให้เห็นว่าการไหลแยกเกิดมากขึ้น สังเกตได้จากลักษณะการกระจายความดันบนผิวใบ โดยเฉพาะที่โคนใบการไหลแยกเกิดเข้าใกล้ Leading edge มากขึ้น ที่บริเวณด้านปลายใบการไหลแยกเกิดที่บริเวณ Trailing edge และ ลามไปที่บริเวณกลาง Chord เมื่อมุมปะทะมากขึ้น ผลจากการคำนวณด้วย CFD จากแบบจำลองความปั่นป่วนทั้ง 3 แบบ ให้ผลที่แตกต่างกันมาก และค่อนข้างต่างไปจากการทดลองมาก โดยเฉพาะที่ 30% Span แสดงให้เห็นถึงแบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้ไม่สามารถจับพฤติกรรมการไหลแยกได้อย่างถูกต้อง มีเพียงที่บริเวณปลายใบซึ่งมุมปะทะต่ำซึ่งไม่เกิดการไหลแยกมากนัก ทำให้ผลการคำนวณค่อนข้างสอดคล้องกับการทดลอง

การคำนวณค่าการกระจายความดันที่มีขนาดของค่าความดันสูงเกินจริงนี้ส่งผลให้ค่าแรงบิดสูงเกินจริงไปด้วย ค่าขนาดความดันที่สูงจากการคำนวณใน 3 มิติสอดคล้องกับค่าแรงยกที่สูงเกินจริงกับการคำนวณใน 2 มิติ จากที่ค่าแรงบิดคำนวณได้อย่างถูกต้องของแบบจำลอง $k - \omega$ SST ที่ความเร็วลมนี้ เมื่อทำการพิจารณาถึงผลของการกระจายความดันบนใบซึ่งผิดไปจากการทดลองมาก แสดงให้เห็นว่าการใช้ค่าแรงบิดในการเปรียบเทียบไม่เพียงพอต่อการประเมินความถูกต้องของ CFD ในการคำนวณการไหลผ่านกังหันลม การได้ค่าแรงบิดที่สอดคล้องกับการทดลองนี้เกิดจากการหักล้างกันของความผิดพลาดโดยที่ค่าแรงยกสูงเกินจริงที่โคนใบแต่ต่ำกว่าความเป็นจริงที่ปลายใบ

ที่ความเร็วลม 15 m/s มุมปะทะที่เกิดระหว่าง 30-95% Span จากรูปที่ 6.8 มีค่าประมาณ 32-16 องศา ซึ่งเพิ่มขึ้นจากที่ความเร็วลม 13 m/s เล็กน้อย การกระจายความดันจากผลการทดลองค่อนข้างคล้ายคลึงกับที่ 13 m/s โดยมีการไหลแยกที่เพิ่มมากขึ้น ผลการคำนวณค่อนข้างผิดไปจากการทดลองมากเช่นกัน เมื่อความเร็วลมสูงขึ้น Stall เกิดมากขึ้นที่โคนใบ กำลังที่ได้จากการหันลมส่วนใหญ่จะมาจากที่ปลายใบ แบบจำลอง SST คำนวณค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันด้าน Suction ที่บริเวณปลายใบได้ต่ำกว่าการทดลองจึงทำให้แรงบิดที่ได้ต่ำกว่าการทดลองไปด้วย แบบจำลอง SA คำนวณค่าแรงบิดได้ใกล้เคียงกับการทดลองที่ความเร็วลมนี้แต่เมื่อพิจารณาการกระจายความดันจะพบว่า ที่ปลายใบจะให้ค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันด้าน Suction ที่สูงกว่าการทดลอง แต่ที่ประมาณกึ่งกลางใบให้ค่าที่ต่ำกว่าการทดลอง จึงทำให้ผลด้านแรงบิดออกมาใกล้เคียงกับการทดลอง สำหรับแบบจำลอง Standard $k - \epsilon$ คำนวณค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันด้าน Suction บริเวณใกล้ Leading edge ได้สูงกว่าความจริงมากโดยเฉพาะอย่างยิ่งตั้งบริเวณกลางใบไล่จนถึงโคนใบซึ่งมีมุมปะทะสูงมาก แสดงให้เห็นถึงความไม่เหมาะสมของแบบจำลองความปั่นป่วนนี้ที่มุมปะทะสูงมาก ส่งผลให้ค่าแรงบิดสูงกว่าการทดลองที่ความเร็วลมสูงซึ่งเกิดมุมปะทะที่สูงมาก

ที่ความเร็วลม 20 m/s และ 25 m/s มุมปะทะตลอดทั้งใบจากรูปที่ 6.8 แสดงให้เห็นถึงการไหลเป็น Fully-stall จากมุมปะทะที่สูงมากตลอดทั้งใบ การไหลแยกเกิดที่ Leading edge ซึ่งสังเกตได้จากลักษณะการกระจายกราฟความดันที่ค่อนข้างราบที่ผิวบนของแพนอากาศ ที่ความเร็วลม 25 m/s การไหลแยกเกิดมากกว่าที่ความเร็วลม 20 m/s เนื่องจากมุมปะทะที่สูงมากขึ้น ลักษณะของการกระจายความดันจากการคำนวณด้วย CFD ค่อนข้างคล้ายคลึงกันทั้ง 3 แบบจำลองความปั่นป่วน ผลการคำนวณด้วย CFD กลับมามีความสอดคล้องกับการทดลองดีอีกครั้ง อาจเนื่องมาจากที่มุมปะทะสูงมากการไหลจะเสมือนกับไหลผ่านแผ่นราบ (Flat plate) ที่วางขวางการไหลซึ่งมีพฤติกรรมที่ไม่ซับซ้อนมากนักเพราะการไหลแยกจะเกิดที่ Leading edge ค่อนข้างแน่นอน การคำนวณด้วย CFD คำนวณการไหลแยกที่ Leading edge นี้ได้เช่นกัน แบบจำลอง $k - \omega$ SST คำนวณค่าสัมประสิทธิ์ความดันได้ค่อนข้างดีที่ 30% Span แบบจำลอง Standard $k - \epsilon$ จะคำนวณ

ค่าขนาดสัมประสิทธิ์ความดันด้าน Suction ที่ Leading edge สูงมากแต่หลังจากนั้นจะค่อนข้างคล้ายคลึงกับ SST และ SA การคำนวณด้วย CFD จากแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสามจะให้ค่าที่สูงกว่าการทดลองบ้าง ต่ำกว่าบ้าง และ ที่ 95% ค่าขนาดของสัมประสิทธิ์ความดันด้าน Suction จะต่ำกว่าการทดลองอย่างชัดเจน ผลการกระจายความดันจาก Standard $k-\varepsilon$ ส่งผลต่อการคำนวณแรงบิดที่สูงกว่าความจริง และ ต่ำกว่าความเป็นจริงของแบบจำลอง SA และ $k-\omega$ SST โดยรวมมีข้อสังเกตว่าแบบจำลอง SA ให้ผลการคำนวณแรงบิดได้ใกล้เคียงกับการทดลองกว่าแบบจำลองอื่น แต่ไม่สังเกตเห็นถึงความสอดคล้องของการกระจายความดันที่ดีกว่าแบบจำลองอื่น

6.4 สรุปการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วน

ผลการศึกษาแบบจำลองความปั่นป่วน โดยรวมแล้วแบบจำลองที่มีอยู่ทำนายการไหลผ่านกังหันลมได้ไม่ดีนัก ในช่วงการไหลที่ยังติดไปกับผิวแบบจำลองความปั่นป่วน SA และ $k-\omega$ SST ให้ผลที่ใกล้เคียงการทดลองมากกว่าแบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k-\varepsilon$ เมื่อเกิดการไหลแยก การคำนวณจะผิดไปจากผลการทดลองอย่างมากกับทุกแบบจำลองความปั่นป่วน ผลการคำนวณในสองมิติให้ความสอดคล้องกับผลในสามมิติ ซึ่งสามารถใช้ผลคำนวณในสองมิติในการร่วมอธิบายผลในสามมิติได้ดี ทั้งนี้อาจสรุปได้ว่าการคำนวณกังหันลมในสามมิติจะแม่นยำหรือไม่สามารถสังเกตความแม่นยำในเบื้องต้นได้จากการคำนวณผ่านแพนอากาศที่ใช้ในสองมิติ เมื่อพิจารณาผลการกระจายความดันพบว่าในบางครั้งที่ผลการคำนวณแรงบิดมีค่าใกล้เคียงกับการทดลอง แต่เมื่อเปรียบเทียบผลการกระจายความดันกับการทดลองกลับพบว่าไม่สอดคล้องกัน แสดงให้เห็นว่าการเปรียบเทียบเฉพาะค่าแรงบิดอาจไม่เพียงพอต่อการวิเคราะห์ความแม่นยำของ CFD

ในบทต่อไปจะเป็นการพัฒนาแบบจำลองความปั่นป่วน โดยศึกษาถึงผลของการพิจารณาแบบจำลอง Laminar to Turbulence Transition และ การพัฒนา Wall damping function สำหรับแบบจำลอง $k-\omega$ SST เพื่อการทำนายการไหลผ่านกังหันลมที่ดียิ่งขึ้น

บทที่ 7

การปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน

เนื่องจากแบบจำลองความปั่นป่วนที่มีอยู่ในปัจจุบันยังไม่สามารถทำนายพฤติกรรมของ กังหันลมได้อย่างสมบูรณ์ดังเช่นผลการคำนวณที่แสดงในบทที่ 6 ประเด็นหลักก็คือการใช้ แบบจำลองความปั่นป่วนแบบเต็ม (Fully turbulence) ซึ่งไม่คิดผลของช่วง Transition ทำให้การ คำนวณค่าแรงยกต่ำกว่าความเป็นจริง และ แรงต้านสูงกว่าความเป็นจริงในช่วงที่ยังไม่เกิดการไหล แยก อีกประเด็นหนึ่งคือการที่แบบจำลองความปั่นป่วนให้ผลการคำนวณค่าแรงยกที่สูงเกินจริงมาก เมื่อเกิดการไหลแยกแล้วเนื่องจากค่า Eddy viscosity ที่สูงเกินไป และ ประเด็นสุดท้ายการจำลอง ด้วย RANS (Reynolds Average Navier-Stoke) ยังไม่สามารถครอบคลุมปัญหาที่เกิดการไหลแยกที่ มุมปะทะสูงมาก (Fully stall) เนื่องจากการไหลในช่วงนี้มีพฤติกรรมที่เป็นสามมิติ และ เป็นฟังก์ชัน ของเวลา

ในบทนี้จึงเสนอการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับวิธี RANS ให้สามารถทำนาย พฤติกรรมกังหันลมได้ดีขึ้นจากแบบจำลอง $k-\omega$ SST (Menter, 1994) โดยเพิ่มแบบจำลอง Laminar to Turbulence Transition ต่อจากนั้นจะเสนอวิธีการใหม่ของการวิจัยนี้เพื่อปรับปรุง พฤติกรรมในช่วงการไหลแยกโดยการพัฒนาฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง (Wall damping function) แบบใหม่ และ สุดท้ายเป็นการจำลองด้วยวิธี Detached Eddy Simulation (DES) เพื่อให้ครอบคลุม การไหลในช่วงมุมปะทะสูงมาก

ในการพัฒนาแบบจำลองความปั่นป่วนสมการที่ได้จะเกิดค่าคงที่ของแบบจำลองหลายค่า ซึ่ง ค่าคงที่เหล่านี้สามารถหาได้จากปรับค่าคงที่ของแบบจำลองให้ผลการคำนวณสอดคล้องการทดลอง การทดลองส่วนใหญ่เป็นการทดลองการไหลผ่านแผ่นราบ (Flat plate) แต่ในความเป็นจริงเป็นการ ประยุกต์ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนกับปัญหาทั่วไปที่มีความซับซ้อนกว่าการไหลผ่านแผ่นราบ มาก ผลที่ได้คือกรณีการไหลที่มีรูปร่างซับซ้อนทำให้การจำลองด้วย CFD มีความผิดพลาด อีก ประเด็นหนึ่งที่จะทำให้เกิดความผิดพลาดของผลลัพธ์คือแบบจำลองสร้างขึ้นมาจากได้สมมุติฐานที่ ไม่ครอบคลุมสมจริง เช่นการตั้งสมมุติฐานในการสร้างแบบจำลองเป็นการไหลแบบ Fully turbulence

7.1 การพัฒนาแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$

แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ โดย Menter (2006) เป็นการเพิ่มสมการที่เกี่ยวข้องกับ Transition อีก 2 สมการเข้าไปในแบบจำลอง $k - \omega$ SST รายละเอียดแสดงอยู่ในบทที่ 3 ซึ่งแบบจำลองนี้ ต้องการค่าจากการทดลองเพื่อสร้างฟังก์ชัน 3 ฟังก์ชันจากสมการ (3.100) คือ

$$Re_{\theta_t} = f(Tu), Re_{\theta_c} = f(\tilde{Re}_{\theta_t}), F_{length} = f(\tilde{Re}_{\theta_t})$$

สำหรับฟังก์ชัน $Re_{\theta_t} = f(Tu)$ ได้มีการเสนอไว้แล้วใน Menter (2002) และ มีการปรับปรุงใหม่โดย Langtry (2006) สำหรับอีกสองฟังก์ชันที่เหลือคือ $Re_{\theta_c} = f(\tilde{Re}_{\theta_t})$ และ $F_{length} = f(\tilde{Re}_{\theta_t})$ ยังไม่ได้มีการนำเสนอไว้ในวรรณกรรม อย่างไรก็ตามก็ได้มีนักวิจัยหลายกลุ่มที่ได้นำเสนอฟังก์ชันทั้งสองนี้ เช่น Suluksna et al. (2009); Sørensen (2008, 2009) โดย Sørensen ได้นำเสนอฟังก์ชันนี้และ นำไปประยุกต์ใช้กับกังหันลม NREL Phase VI

เนื่องจากแบบจำลอง $\gamma - Re_\theta$ ไม่ได้ถูกบรรจุอยู่ในโปรแกรม Fluent 6.3 การเพิ่มแบบจำลองนี้เข้าไปใน Fluent จะอยู่ในรุ่น 6.4 โดยขณะทำวิจัยในปี ค.ศ. 2008 ยังเป็นรุ่นทดสอบ (Fluent 6.4 beta) และ ถึงแม้จะมีการบรรจุแบบจำลองนี้เข้าไปในโปรแกรมแล้ว การใช้งานโปรแกรมโดยไม่ทราบถึงสมการพื้นฐานอาจทำให้ไม่สามารถวิเคราะห์ผลลัพธ์ในเชิงลึกได้ ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้พัฒนาแบบจำลอง $\gamma - Re_\theta$ ขึ้นมาใหม่โดยใช้ User Define Function (UDF) ในโปรแกรม Fluent 6.3 ซึ่งจะต้องทำการเขียนโปรแกรมเพิ่มเติมทั้ง 4 สมการคือ k ω γ และ Re_θ สำหรับความสัมพันธ์จากการทดลอง $Re_{\theta_t} = f(Tu)$ ผ่าน UDF ใช้ความสัมพันธ์ที่เสนอโดย Langtry (2006) และความสัมพันธ์ของ $Re_{\theta_c} = f(\tilde{Re}_{\theta_t})$ และ $F_{length} = f(\tilde{Re}_{\theta_t})$ ใช้ความสัมพันธ์ที่เสนอโดย Sørensen (2009)

7.2 การปรับปรุงแบบจำลอง $k - \omega$ SST ด้วยฟังก์ชันการหน่วง

ด้วยเหตุที่แบบจำลอง $k - \omega$ SST ให้ค่าแรงยกของแพนอากาศเมื่อเกิดการไหลแยกสูงเกินไป โดยผู้วิจัยเชื่อว่าเป็นเพราะค่า Eddy viscosity ที่สูงเกินจริง ซึ่งทำให้ชั้นซิดผิวมีโมเมนตัมสูงเกินจริงในการต้านความดันสวน (Adverse pressure gradient) จึงมีแนวคิดที่จะเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงเข้าไป ฟังก์ชันนี้จะต้องไม่อยู่ในชั้น Laminar sub-layer ของผนัง เนื่องจากชั้นนี้ไม่เกี่ยวข้องกับความปั่นป่วน พิจารณาว่าการหน่วงควรอยู่ในชั้น Buffer layer โดยอาจคาบเกี่ยวกับช่วงเริ่มต้นของชั้น Log law ได้บ้าง อนึ่งชั้น Buffer นี้เป็นชั้นที่จำลองได้ยากมากที่สุดเพราะเป็นช่วงเปลี่ยนผ่านจากชั้น Sub layer ไปยังชั้น Log law การจำลองเริ่มแรกโดยผู้คิดค้นแบบจำลองความปั่นป่วนจึงอาจเกิดความผิดพลาดได้มาก โดยเฉพาะหากชั้นนี้มีความไวต่อผลลัพธ์มาก ความสัมพันธ์ของค่า Eddy viscosity ที่มีฟังก์ชันการหน่วงเพิ่มเข้าไปเป็นดังนี้

$$\mu_t = f_{SST} \min \left[\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (6.1)$$

ในเบื้องต้นกำหนดให้ค่าฟังก์ชันการหน่วง f_{SST} เป็น Step function โดยทำการหาค่า Eddy viscosity ที่บริเวณชั้น Buffer layer ขึ้นไป ตัวแปรที่นำมาใช้ระบุชั้นชนิดผิวคือ ค่า y^+ การกำหนดค่า f_{SST} จึงเป็นดังนี้

$$\begin{aligned} f_{SST} &= \Pi ; & a \leq y^+ \leq b \\ f_{SST} &= 1 ; & y^+ < a, y^+ > b \end{aligned} \quad (6.2)$$

เมื่อ Π เป็นค่าคงที่ซึ่งน้อยกว่า 1 ค่า a และ b เป็นค่าคงที่สำหรับระบุช่วงระยะของชั้นชนิดผิวจากการทดลองปรับค่าคงที่ทั้งสามค่านี้ด้วยการคำนวณเปรียบเทียบกับแผนอากาศ S809 พบว่า ค่าที่เหมาะสมซึ่งทำให้ผลลัพธ์ของแรงยกมีแนวโน้มที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากที่สุดคือ

$$\begin{aligned} 0.9 &\leq \Pi \leq 0.91 \\ 5 &\leq a \leq 30 \\ 150 &\leq b \leq 200 \end{aligned} \quad (6.3)$$

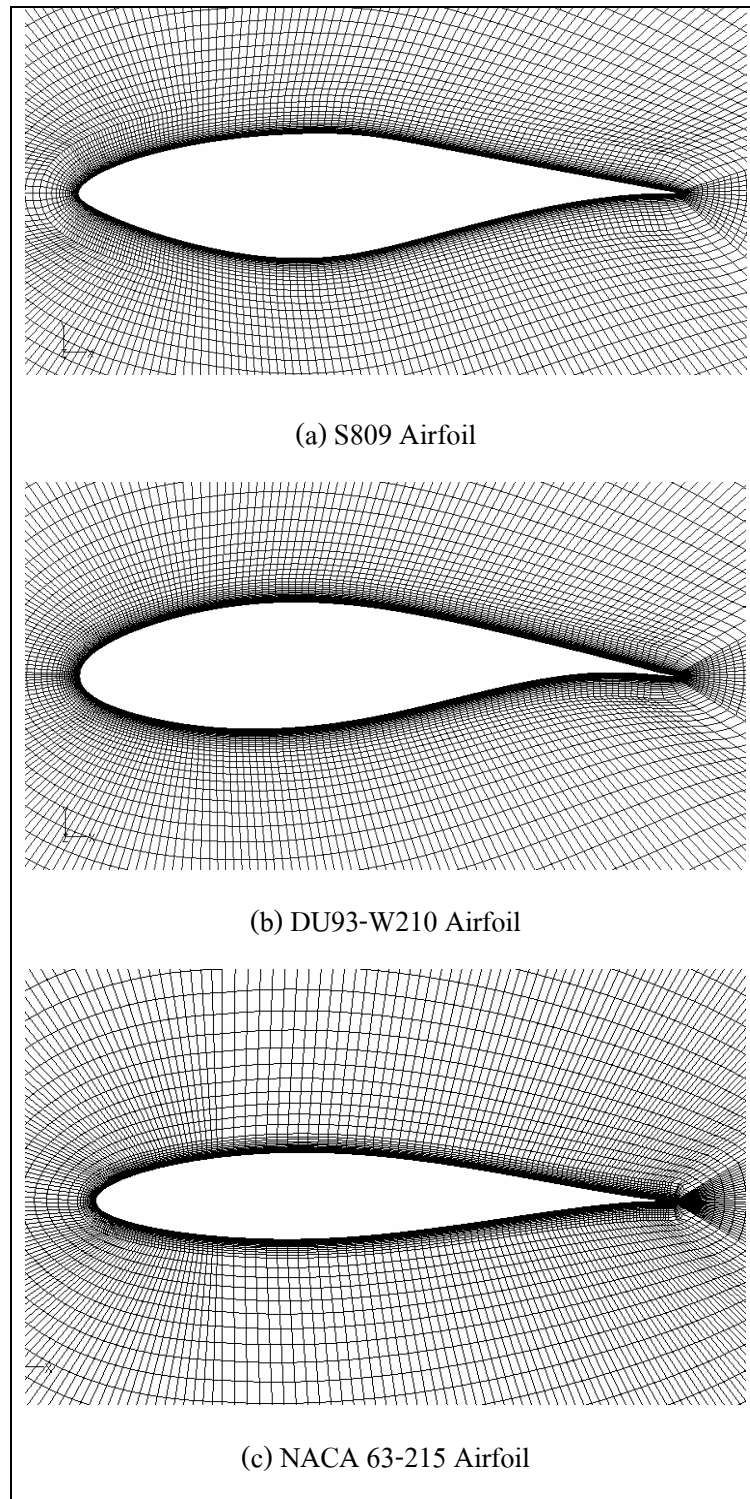
จากผลการศึกษาผลลัพธ์จากฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังแบบ Step function โดยศึกษาความไวของค่า Π a และ b จากนั้นทำการสร้างฟังก์ชันต่อเนื่องที่สอดคล้องกับ Step function และ ปรับค่าคงที่ของฟังก์ชันต่อเนื่องจนได้ผลการคำนวณการไหลผ่านแผนอากาศ S809 สุดท้ายทำให้ได้ฟังก์ชันต่อเนื่องของการหน่วงดังนี้

$$f_{SST} = 0.1 + \{1 - 0.1 \tanh[(0.03y^+)^4]\} \{0.9 + 0.1 \tanh[(0.005y^+)^8]\} \quad (6.4)$$

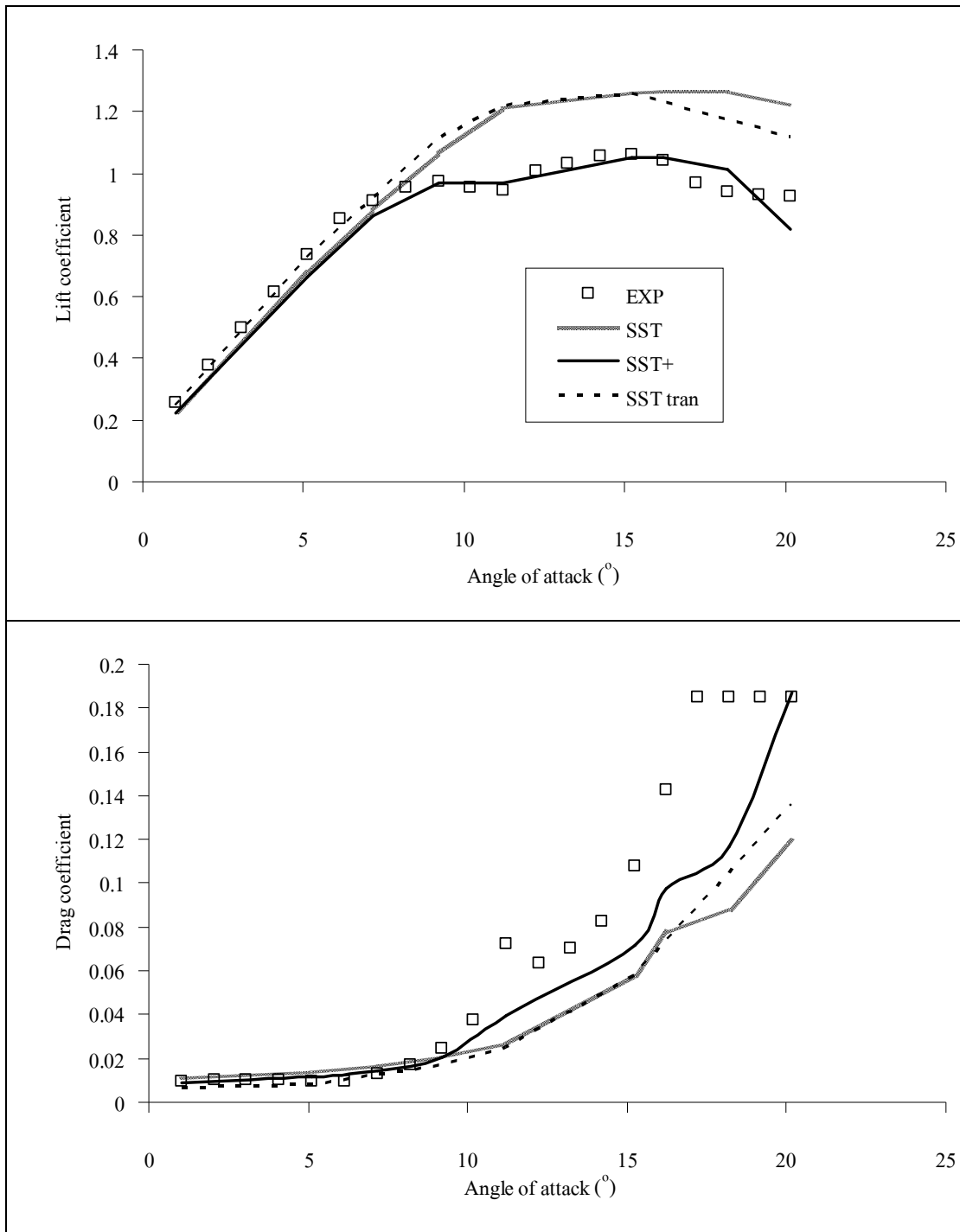
7.3 ผลการคำนวณแพนอากาศสองมิติด้วยวิธี RANS

การทดสอบแบบจำลองแพนอากาศรุ่น S809, NACA-63215 และ DU93-W210 ซึ่งทดสอบในอุโมงค์ลม Delft University ที่เลขเรย์โนลด์เท่ากับ 2×10^6 , 1×10^6 และ 1×10^6 ตามลำดับ 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 7.1 แสดงกริดที่ใช้ในการคำนวณของแพนอากาศทั้งสามรุ่น ผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้าน แสดงอยู่ในรูปที่ 7.2 ถึง 7.4 ตามลำดับ

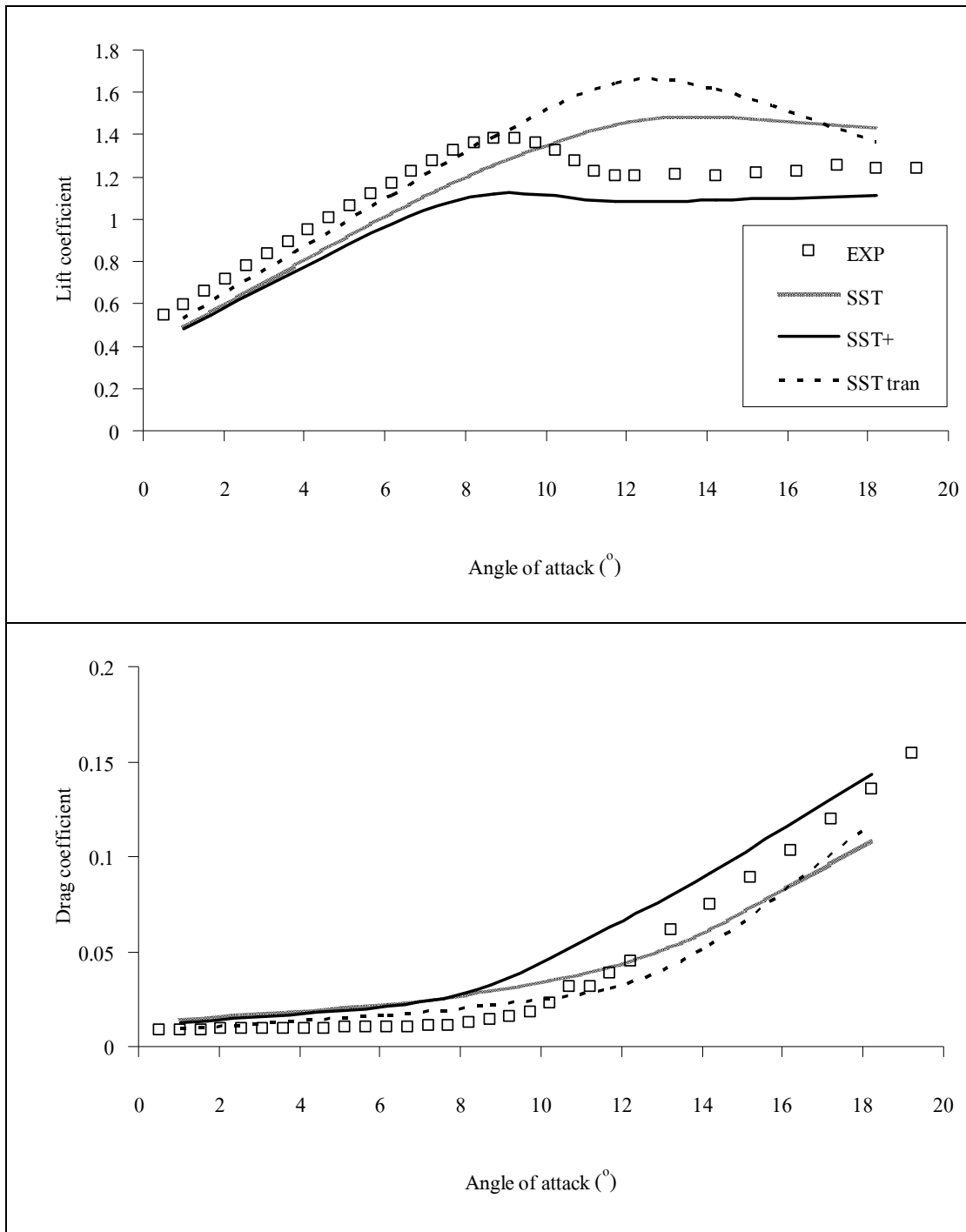
ผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ S809 แสดงอยู่ในรูปที่ 7.2 ในช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 8 องศา การคำนวณด้วยแบบจำลอง $k - \omega$ SST แบบไม่มี Transition (SST) และ แบบจำลองที่เพิ่มการหน่วงเข้าไป (SST+) มีค่าที่ไม่แตกต่างกันสำหรับสัมประสิทธิ์แรงยก โดยแบบจำลองทั้งสองให้ค่าแรงยกที่ต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย การคำนวณที่คิดผลของ Transition (SST tran) ให้ผลของแรงยกที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าในช่วงมุมปะทะนี้ สำหรับสัมประสิทธิ์แรงต้านแบบจำลอง SST+ จะให้ผลที่ใกล้เคียงกว่าแบบจำลอง SST และ แบบจำลอง SST tran ให้ผลของแรงต้านที่ต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย ที่มุมปะทะสูงกว่า 8 องศาซึ่งมีการไหลแยกเกิดขึ้น แบบจำลอง SST และ แบบจำลอง SST tran ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าความเป็นจริงอย่างชัดเจน ขณะที่แบบจำลอง SST+ ให้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลอง แสดงให้เห็นว่าการพิจารณาผลของ Transition ไม่สามารถปรับปรุงการทำนายแรงยกในช่วงที่มีการไหลแยก มากกว่านั้นแบบจำลอง SST+ ยังสามารถจับพฤติกรรมที่สัมประสิทธิ์ค่าแรงยกมีการลดลงที่มุมปะทะ 10-11 องศา และ สัมประสิทธิ์ค่าแรงยกสูงขึ้นอีกครั้งหลังจากมุมปะทะนี้ได้ดีอีกด้วย โดยพฤติกรรมการลดลงแล้วเพิ่มขึ้นอีกครั้งของแรงยกไม่ปรากฏในการคำนวณด้วยทั้งแบบจำลอง SST และ แบบจำลอง SST tran สำหรับตำแหน่งที่เกิดค่าแรงยกสูงสุด (ที่มุมปะทะ 15 องศาจากการทดลอง) แบบจำลอง SST+ และ แบบจำลอง SST tran ให้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลอง ในขณะที่แบบจำลอง SST ผิดพลาดไปถึง 5 องศา สำหรับค่าแรงต้านที่มุมปะทะสูงแบบจำลอง SST+ ให้ค่าที่ใกล้เคียงกับการทดลองกว่าแบบจำลอง SST และ แบบจำลอง SST tran



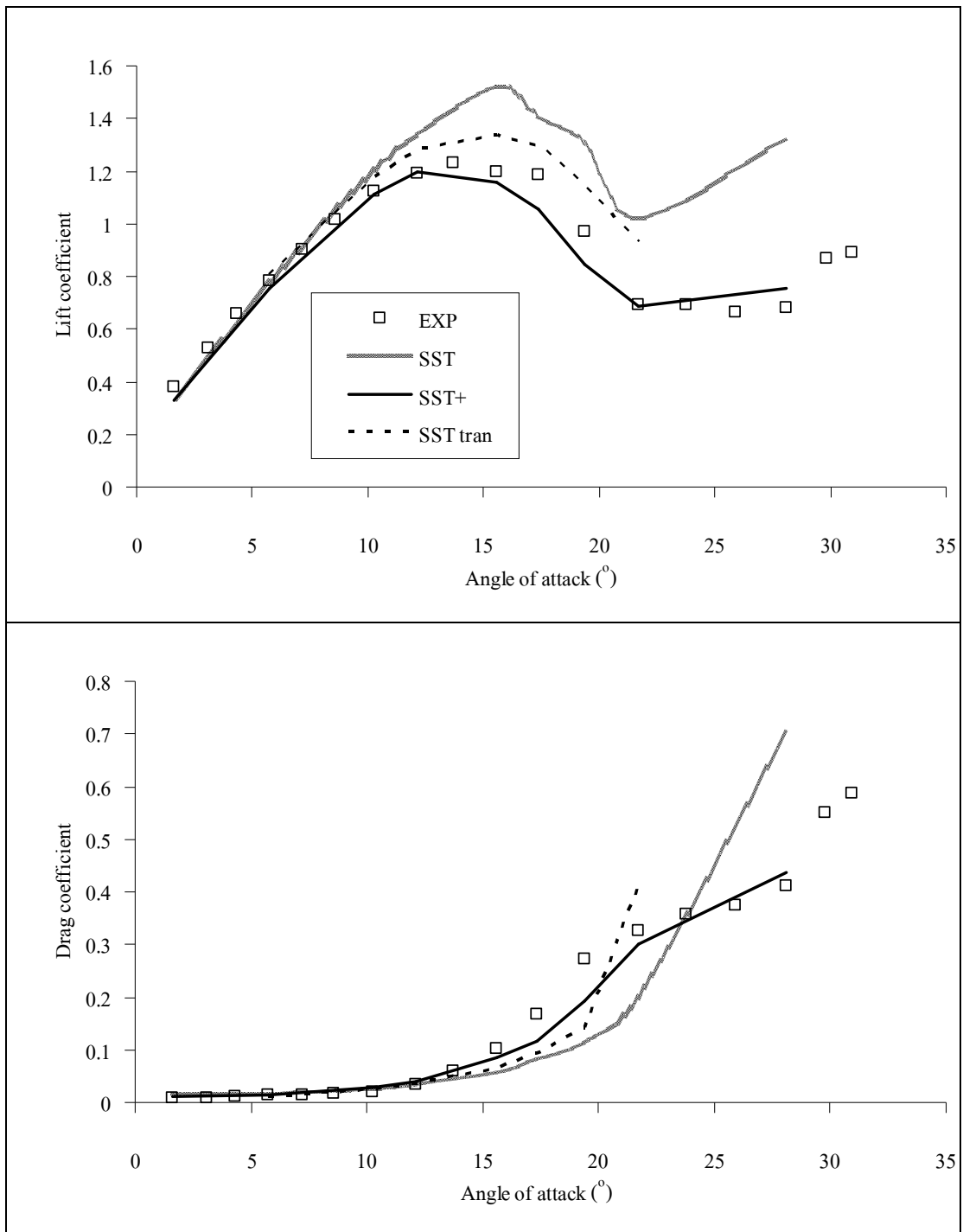
รูปที่ 7.1 กริดที่ใช้ในการคำนวณ 2 มิติ



รูปที่ 7.2 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ S809 ที่ตัวเลขเรย์โนลด์เท่ากับ 2×10^6



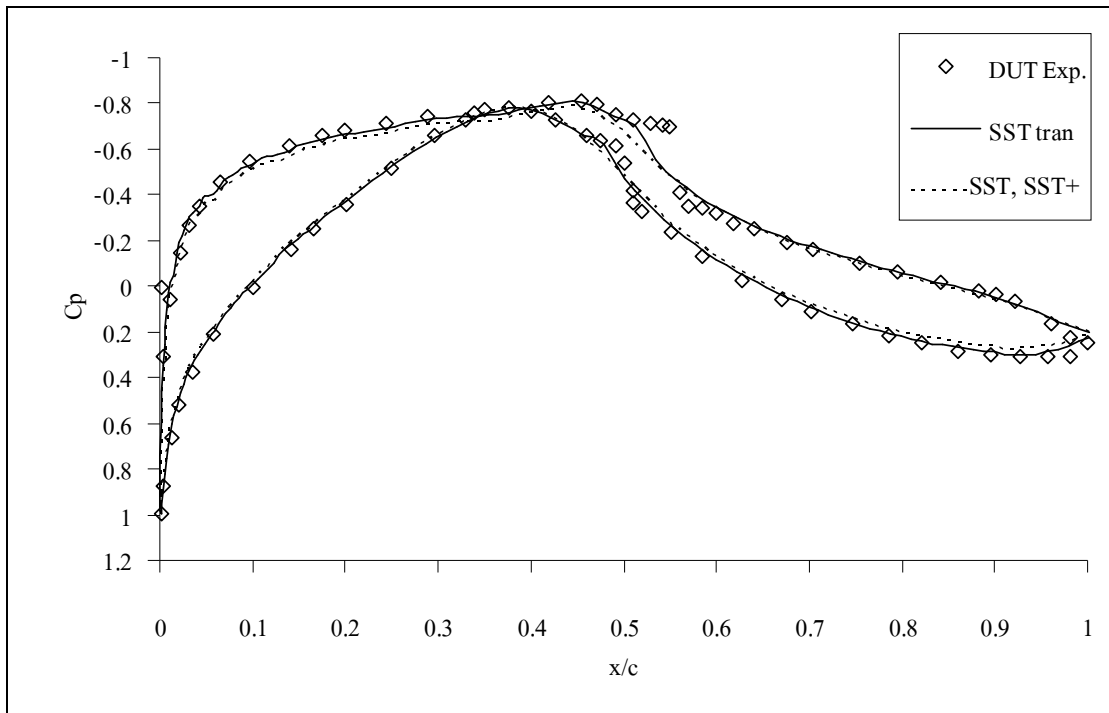
รูปที่ 7.3 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ DU93-W210 ที่ตัวเลข เรย์โนลด์เท่ากับ 1×10^6



รูปที่ 7.4 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 ที่ตัวเลขเรย์โนลด์เท่ากับ 1×10^6

กรณีศึกษาผลการคำนวณในช่วงมุมปะทะต่ำซึ่งเกิดการไหลแบบ Transition บนแผนอากาศ S809 รูปที่ 7.5 แสดงผลการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดัน (Pressure coefficient) รอบ ๆ หน้าตัด แผนอากาศ S809 ที่มุมปะทะ 1 องศา ที่มุมปะทะนี้สามารถสังเกตเห็น Separation bubble จากการวัดความดันบนผิวแผนอากาศที่บริเวณกึ่งกลาง Chord ทั้งด้านผิวบน และ ผิวล่างของแผนอากาศ S809 (Langtry et al., 2006) การเปรียบเทียบแสดงเฉพาะแบบจำลอง SST และ SST tran โดยไม่แสดงผลจากแบบจำลอง SST+ เนื่องจากผลลัพธ์ในช่วงมุมปะทะต่ำจากแบบจำลอง SST และ SST+ แทบจะไม่มี ความแตกต่าง ซึ่งสังเกตได้จากกราฟแรงยกของรูปที่ 7.2 ถึง 7.4 แสดงให้เห็นว่า Wall damping function ที่ได้พัฒนาขึ้นมาใหม่ไม่ส่งผลต่อการคำนวณในช่วงมุมปะทะต่ำมากนัก จากรูปที่ 7.5 จะเห็นได้ว่าแบบจำลอง SST tran ค่าสัมประสิทธิ์ความดันที่ผิวแผนอากาศด้าน Suction มีค่าใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่า กรณีพิจารณาการไหลเป็นแบบปั่นป่วนเต็มที่โดยการคำนวณด้วยแบบจำลอง SST สัมประสิทธิ์ความดันต่ำกว่าการคำนวณด้วยแบบจำลอง SST tran นอกจากนี้แบบจำลอง SST tran ยังสามารถจับพฤติกรรม Separation bubble ที่เกิดขึ้นบริเวณกึ่งกลางแผนอากาศได้ทั้งด้านผิวบน และ ผิวล่างของแผนอากาศ ที่บริเวณส่วนท้ายของแผนอากาศยังพบว่า การคำนวณด้วยแบบจำลอง SST tran ให้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าด้วย ด้วยเหตุที่แบบจำลอง SST tran พิจารณาพฤติกรรมที่ครอบคลุมปัญหา Transition และมีแบบการจำลอง Separation bubble ดังแสดงแบบจำลองในสมการ (3.97) เฉพาะที่ช่วงมุมปะทะต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยกซึ่งมีผลของการไหลแบบ Transition การคำนวณการไหลผ่านแผนอากาศด้วยแบบจำลอง SST tran ส่งผลให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลอง SST

ผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแผนอากาศ DU93-W210 แสดงอยู่ในรูปที่ 7.3 ที่ช่วงมุมปะทะต่ำ แบบจำลองทั้ง SST และ SST+ คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้ต่ำกว่าการทดลองมาก ขณะที่แบบจำลอง SST tran คำนวณค่าแรงยกได้ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่า แสดงให้เห็นว่าแผนอากาศรุ่นนี้ไวต่อผลของ Transition มาก สำหรับที่มุมปะทะสูงแบบจำลอง SST และ SST tran ให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าการทดลองอย่างมาก และ ตำแหน่งที่เกิดค่าแรงยกสูงสุดผิดไปประมาณ 5 องศา ขณะที่แบบจำลอง SST+ ให้การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าการทดลอง อย่างไรก็ตามแบบจำลอง SST+ ให้แนวโน้มของค่าแรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ในภาพรวมได้ดีกว่า และ ยังคำนวณตำแหน่งที่เกิดแรงยกสูงสุดได้ค่อนข้างดี นอกจากนี้ยังทำนายจุดหักงอ (Inflection point) ของกราฟแรงยกได้อีกด้วย สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน แบบจำลอง SST+ ให้ค่า และ แนวโน้มในภาพรวมที่ใกล้เคียงกว่าแบบจำลอง SST และ แบบจำลอง SST tran อย่างไรก็ตามที่มุมปะทะต่ำซึ่งเกิดผลของ Transition สูง การคำนวณด้วยแบบจำลอง SST tran ให้ผลค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลองอื่น



รูปที่ 7.5 เปรียบเทียบ สัมประสิทธิ์ความดันรอบ ๆ หน้าตัดแพนอากาศ S809 ที่มุมปะทะ 1 องศา

ผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 แสดงอยู่ในรูปที่ 7.4 ทั้งแบบจำลอง SST, SST tran และ SST+ คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านในช่วงมุมปะทะต่ำได้ใกล้เคียงกัน และ สอดคล้องกับการทดลองเป็นอย่างดีแสดงว่าแพนอากาศรุ่นนี้ไม่ไวต่อ Transition สำหรับที่มุมปะทะสูง แบบจำลอง SST ให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าการทดลองอย่างมาก แบบจำลอง SST+ ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ใกล้เคียงกับการทดลองดีมาก ขณะที่แบบจำลอง SST tran ให้ผลแรงยกที่ค่อนข้างดีเช่นกันแต่ค่าสูงกว่าการทดลอง ผลของการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะสูง แบบจำลอง SST+ ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองดีมาก โดยเฉพาะจุดหักงอที่มุมปะทะประมาณ 22 องศา แต่เกิดความผิดพลาดมากขึ้นเมื่อคำนวณด้วยแบบจำลอง SST tran และ SST ตามลำดับ

จากการสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสามแบบกับแพนอากาศสามรุ่น แสดงให้เห็นว่าการคำนวณด้วยแบบจำลอง SST tran ให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าเล็กน้อยในช่วงมุมปะทะต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยก แต่ในกรณีที่เกิดการไหลแยกที่มุมปะทะสูง แบบจำลอง SST+ ให้ผลลัพธ์ที่ดีกว่าแบบจำลอง SST และ SST tran มาก ดังนั้นสามารถสรุปได้เบื้องต้นว่าแบบจำลอง SST tran เหมาะกับกรณีการไหลผ่านแพนอากาศที่มุมปะทะต่ำซึ่งไม่เกิดการไหลแยก

แบบจำลอง SST+ เหมาะกับกรณีการไหลผ่านแพนอากาศที่มุมปะทะสูงซึ่งเกิดการไหลแยก ดังนั้นในอนาคตน่าจะมีการรวมเอา Wall damping function แบบใหม่นี้เข้ากับแบบจำลอง SST tran

7.4 ผลการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี RANS

การศึกษาต่อไปนี้นำเอาแบบจำลองความปั่นป่วนที่เพิ่มมาทั้งสองแบบซึ่งให้ผลดีกับการคำนวณผ่านแพนอากาศในสองมิติ มาประยุกต์ใช้กับกังหันลม NREL Phase VI โดยตรงเพื่อตรวจสอบว่าสามารถปรับปรุงการทำนายผลการไหลผ่านกังหันลมได้ดีเพียงใด

7.4.1 การเปรียบเทียบค่าแรงบิดของกังหันลม

รูปที่ 7.6 แสดงผลการคำนวณแรงบิดของกังหันลมที่ความเร็วลมต่าง ๆ เทียบกับการทดลอง (การคำนวณแรงบิดจากผล CFD แสดงในภาคผนวก ค.) เนื่องจากกังหันนี้หมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ดังนั้นแรงบิดจึงเป็นปฏิภาคโดยตรงกับกำลังงานของกังหันลม ในภาพรวมแล้วเห็นได้ว่าแบบจำลอง SST+ และ SST tran ให้ค่าที่ใกล้เคียงกันซึ่งต่ำกว่าค่าของ SST พอสมควร ที่ 10 m/s SST ให้ค่าแรงบิดสูงมาก ส่วน SST+ และ SST tran ให้ค่าแรงบิดต่ำมากหลังจาก 10 m/s

เนื่องจากแรงบิดเกิดจากแรงยก และ แรงต้านบนใบพัดซึ่งสัมพันธ์กับมุมปะทะที่ลมกระทำต่อใบพัดซึ่งมุมปะทะนี้เป็นสัดส่วนโดยตรงกับความเร็วลม ในการวิเคราะห์ผลการคำนวณจะใช้ผลการวิเคราะห์มุมปะทะที่เกิดขึ้นกับใบกังหัน NREL Phase VI จากรูปที่ 6.8 ซึ่งมุมปะทะนี้จะให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และ แรงต้านในสองมิติตามรูปที่ 7.2 (เนื่องจากกังหันนี้เป็นรุ่น S809)

จากผลการคำนวณในรูปที่ 7.6 สำหรับความเร็วลม 7 m/s เกิดมุมปะทะต่ำประมาณ 6 องศาที่บริเวณส่วนปลายของใบจากรูปที่ 6.8 (ซึ่งเป็นบริเวณที่ผลิตกำลังงานส่วนใหญ่ของกังหัน) ทำให้ยังไม่เกิดการไหลแยกเนื่องจากค่ามุมปะทะยังต่ำอยู่ (จากรูปที่ 7.2) แบบจำลอง SST tran ให้ค่าแรงบิดสูงกว่าการทดลองเล็กน้อย ขณะที่แบบจำลอง SST และ SST+ ให้ค่าแรงบิดต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย ซึ่งสอดคล้องกับผลในรูปที่ 7.2 ที่ SST tran ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่าและสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำกว่าแบบจำลองอื่นเล็กน้อย

ที่ลม 10 m/s แบบจำลอง SST คำนวณค่าแรงบิดได้สูงกว่าผลการทดลองมาก ขณะที่ SST+ และ SST tran ให้ผลที่ค่อนข้างใกล้เคียงกัน และ ใกล้เคียงกับการทดลอง จากรูปที่ 6.8 พบว่าค่ามุมปะทะบริเวณปลายใบอยู่ในช่วง 10-12 องศา ซึ่งเป็นช่วงเริ่มต้นของการไหลแยกพอดี การทำนายค่าที่สูงมากของ SST สอดคล้องกับการทำนายในระบบ 2 มิติ (ดังในรูปที่ 7.2) แต่การที่ SST tran ไม่กระโดดขึ้นตามไปด้วยนั้นน่าเป็นเพราะผลพวงของระบบสามมิติ น่าสังเกตด้วยว่าที่ความเร็วลมนี้เป็นบริเวณใกล้เคียงกับจุดกำลังประเมินของกังหันลม (Rated power) ซึ่งเป็นช่วงที่กังหันลมให้งานรายปีมากที่สุด ดังนั้นความแม่นยำในช่วงนี้จึงมีความสำคัญมาก

เมื่อความเร็วลมสูงกว่า 15 m/s ทั้งสามแบบจำลองคำนวณแรงบิดได้ต่ำกว่าการทดลองเป็นอย่างมาก โดยแบบจำลอง SST คำนวณได้ใกล้เคียงการทดลองมากที่สุด ทั้งนี้สันนิษฐานว่าเป็นเพราะความบังเอิญเนื่องจากการได้ลงมาจากความผิดพลาดมากกว่า 10 m/s นั่นเอง

ระหว่างช่วงความเร็ว 10-20 m/s ปรากฏชัดเจนว่า SST+ คำนวณแรงบิดที่สูงกว่าและใกล้เคียงผลการทดลองมากกว่า SST tran ซึ่งยากต่อการอธิบาย แต่พออนุมานได้ว่าเป็นช่วงที่มีการไหลแยกเป็นบริเวณกว้างแล้ว บางช่วงของใบกังหันเกิดการไหลแยกตั้งแต่ Leading edge ดังนั้นแบบจำลอง Transition จึงไม่อาจช่วยปรับปรุงการคำนวณได้

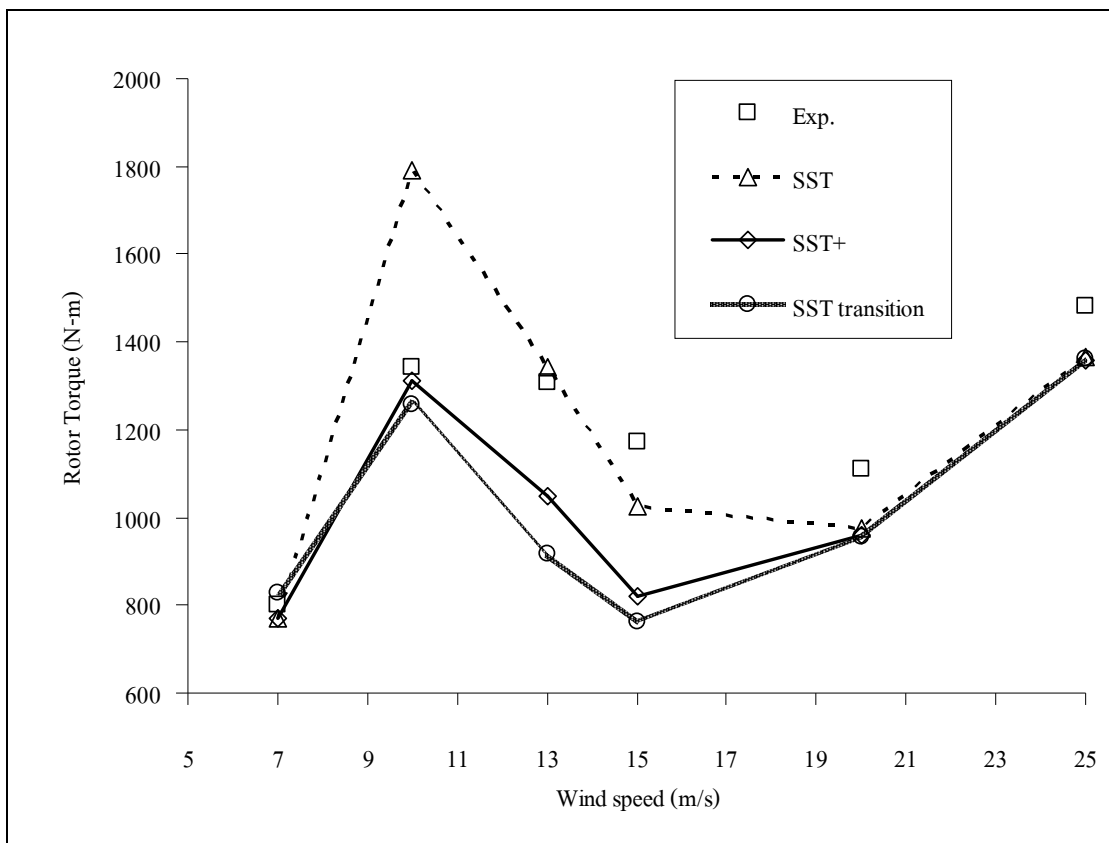
ที่ความเร็วลมสูง 20 และ 25 m/s แรงบิดจากแบบจำลองทั้งสามกลับมามีค่าที่ใกล้เคียงกันมาก ซึ่งเป็นเพราะมุมปะทะมีค่าสูงกว่า 20 องศาตลอดใบ ทำให้อยู่ในช่วงเสมือนแผ่นราบ (flat plat) ซึ่งการไหลแยกได้ครอบคลุมหมดทั้งใบพัดแล้ว ดังนั้นแบบจำลองใดก็ให้ผลไม่ต่างกันมากนัก

7.4.2 การเปรียบเทียบการกระจายความดัน และ เส้น Limiting streamline บนใบกังหัน

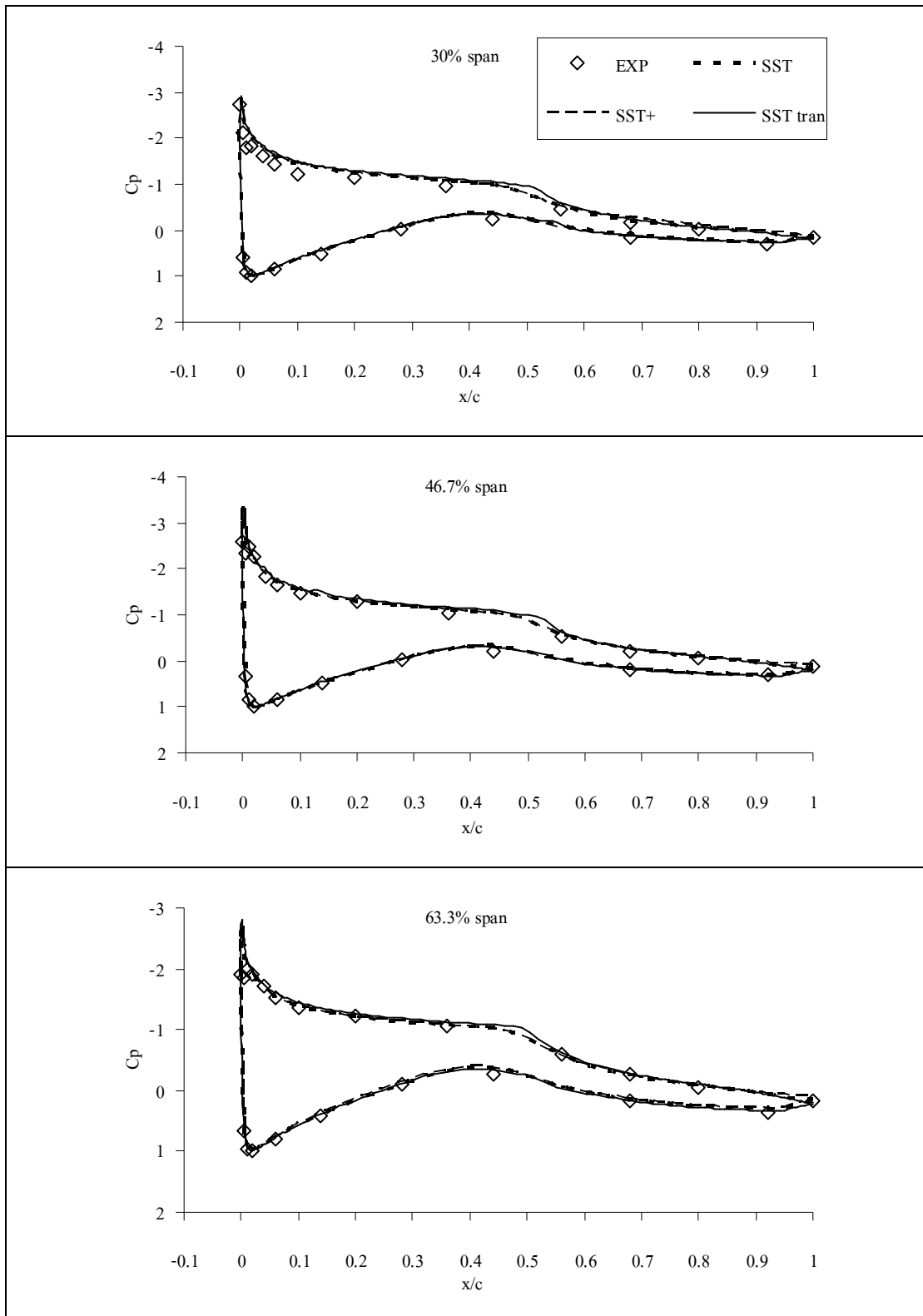
เพื่อให้การวิเคราะห์ผลมีความละเอียดมากยิ่งขึ้น จึงทำการเปรียบเทียบการกระจายความดันบนใบกังหันในรูปตัวแปรไร้มิติ ที่ระยะใบกังหันต่าง ๆ ของความเร็วลม 7-25 m/s แสดงอยู่ในรูปที่ 7.7 ถึง รูปที่ 7.12 ตามลำดับ ผลจากการคำนวณด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสามมีความใกล้เคียงกันมากที่สุดที่ความเร็วลม 7 m/s และ ใกล้เคียงกับการทดลองดีมากที่สุดที่ความเร็วลม 10-15 m/s ผลการคำนวณจากแบบจำลองทั้งสามมีความแตกต่างกันมาก และ ค่อนข้างต่างไปจากการทดลอง เมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้นถึง 20-25 m/s ผลการคำนวณจากแบบจำลองทั้งสามมีความคล้ายคลึงกันอีกครั้ง และ ให้ผลที่ใกล้เคียงการทดลอง

เพื่อให้สังเกตพฤติกรรมการไหลบนใบกังหันได้ดีขึ้น เส้น Limiting streamline บนใบกังหันจะถูกนำมาใช้ในการวิเคราะห์ เส้น Limiting streamline ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อช่วยในการมองเห็นการไหลแยกใน 3 มิติ หลักการพัฒนาเส้น Limiting streamline มีรายละเอียดอยู่ใน Schetz and Fuhs (1999) สมการของ Limiting streamline แสดงไว้โดย Warsi (2006) เส้น Limiting streamline คือเส้น Streamline ของการไหลผ่านวัตถุที่อยู่ใกล้พื้นผิววัตถุมากที่สุด และ ฉายลงบนพื้นผิววัตถุ เส้นนี้จะทับกับพอดีกับเส้น Skin friction line บ่อยครั้งเรียก Limiting streamline ว่า Surface Streamline (ในความเป็นจริงจะไม่เกิดเส้น Streamline บนพื้นผิววัตถุเนื่องจากที่ผิวความเร็วเป็นศูนย์ อย่างไรก็ตามเป็นการฉายเส้น Streamline ที่ใกล้ผิวลงบนพื้นผิว) รูปที่ 7.13 แสดงให้เห็นตัวอย่างข้อมูลของเส้นการไหล ผล Limiting streamline ของความเร็ว 7-25 m/s ที่คำนวณด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนที่ต่างกันแสดงอยู่ในรูปที่ 7.14-7.19 ตามลำดับ ในรูปที่ 7.13 ที่ด้านผิวล่างของใบ (Pressure side) จะสังเกตเห็นจุดที่เกิด Stagnation ที่บริเวณติดกับขอบด้านหน้า (Leading edge) เป็นเส้นที่ยาวจากก้านใบไปถึงปลายใบ บริเวณปลายใบเส้น Stagnation จะอยู่ใกล้ Leading edge มากกว่าที่โคนใบเนื่องจาก มีมุมปะทะที่ต่ำกว่า เมื่อความเร็วลมสูงขึ้นเส้น Stagnation จะเคลื่อน

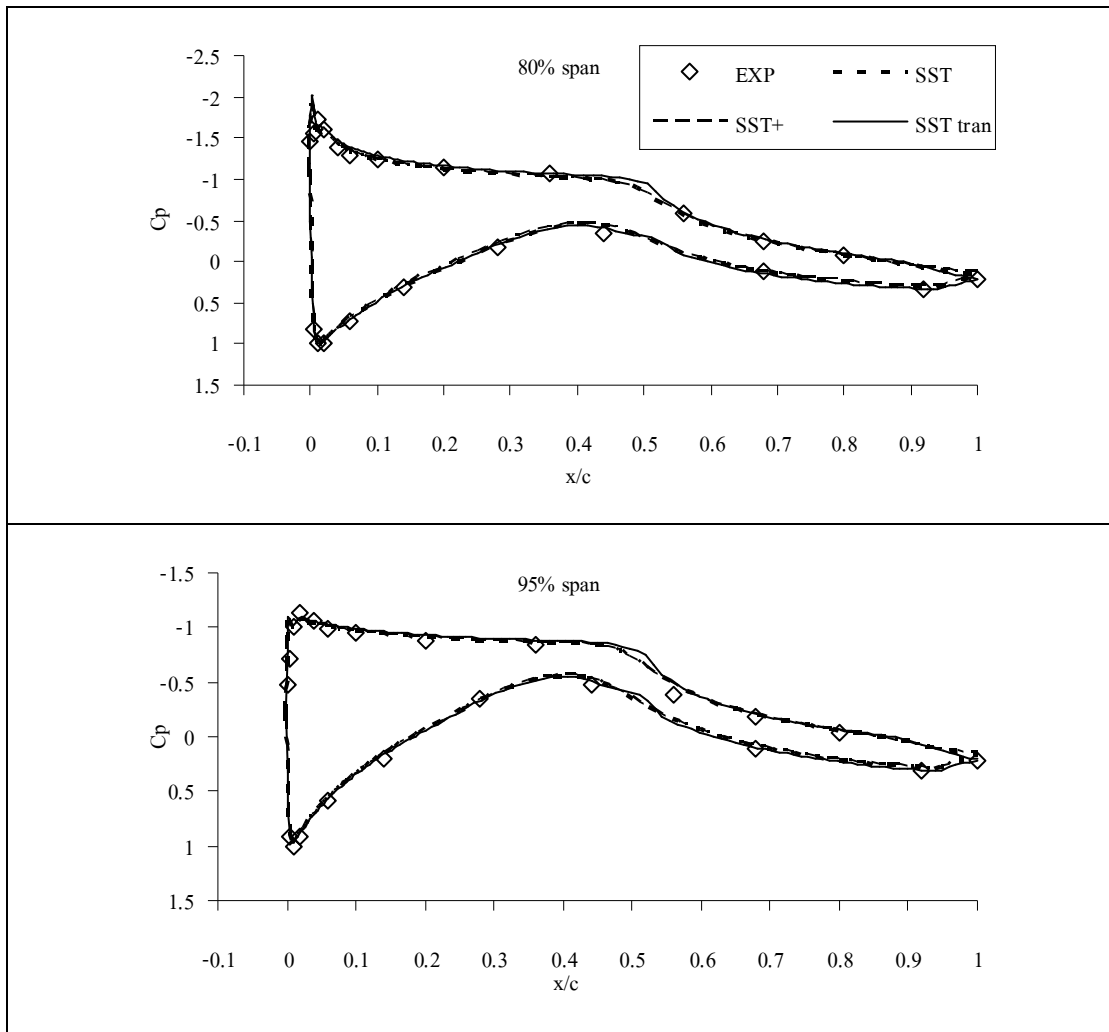
ไปทางด้าน Trailing edge มากขึ้นเนื่องจากมุมปะทะที่สูงขึ้นตามความเร็วลมที่มากขึ้น พิจารณาเส้นการไหลที่ต่อจากเส้น Stagnation ซึ่งมีลักษณะตั้งฉากไปถึงขอบด้านหลัง (Trailing edge) ลักษณะที่เรียบ และเป็นระเบียบแสดงถึงการไหลที่ติดไปกับผิว แสดงให้เห็นถึงการไหลแบบชนิดผิวที่ด้าน Pressure side ซึ่งสอดคล้องกับผลด้านการกระจายความดัน จากการไหลที่มีลักษณะติดไปกับผิวที่ด้านผิวล่างนี้ ทำให้การคำนวณจากแบบจำลองทั้งสามจะค่อนข้างแม่นยำที่ผิวด้านนี้ จากรูปที่ 7.14 ถึง 7.19 ในกรณีแบบจำลอง SST tran ดังเกิดได้ว่าเกิด Separation bubble ขึ้น (ลักษณะเป็นเส้นคู่ยาวจากโคนถึงปลายใบ บริเวณกลาง Chord) เส้นแรกที่อยู่ใกล้ Leading edge คือ เส้นของการเกิด Laminar separation และ เส้นถัดไปคือเส้นของการเกิด Turbulence re-attachment ดังเกิดได้ว่าเมื่อความเร็วลมสูงขึ้นการเกิด Separation bubble จะค่อย ๆ ลดลงจากโคนใบไปสู่ปลายใบ



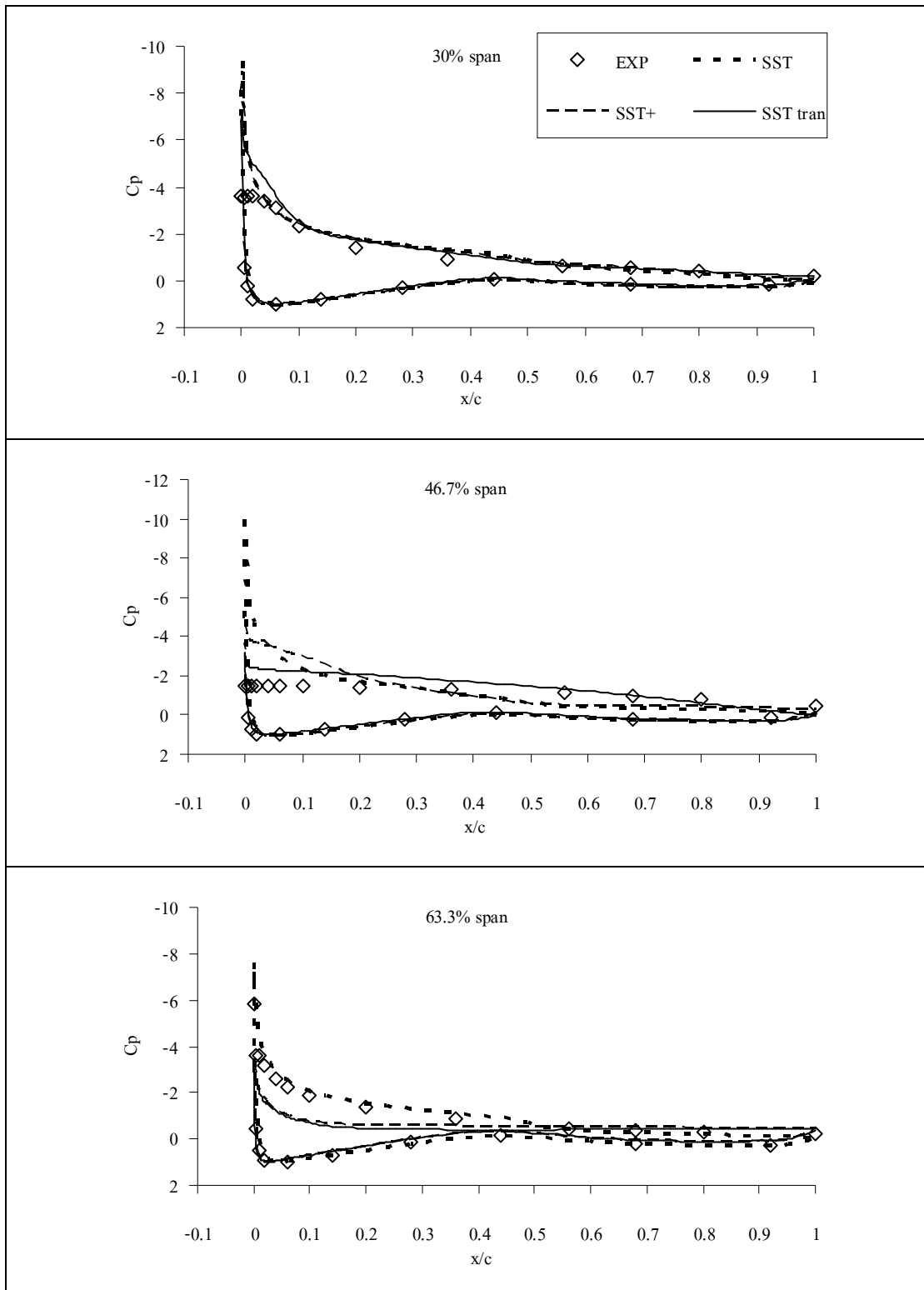
รูปที่ 7.6 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI



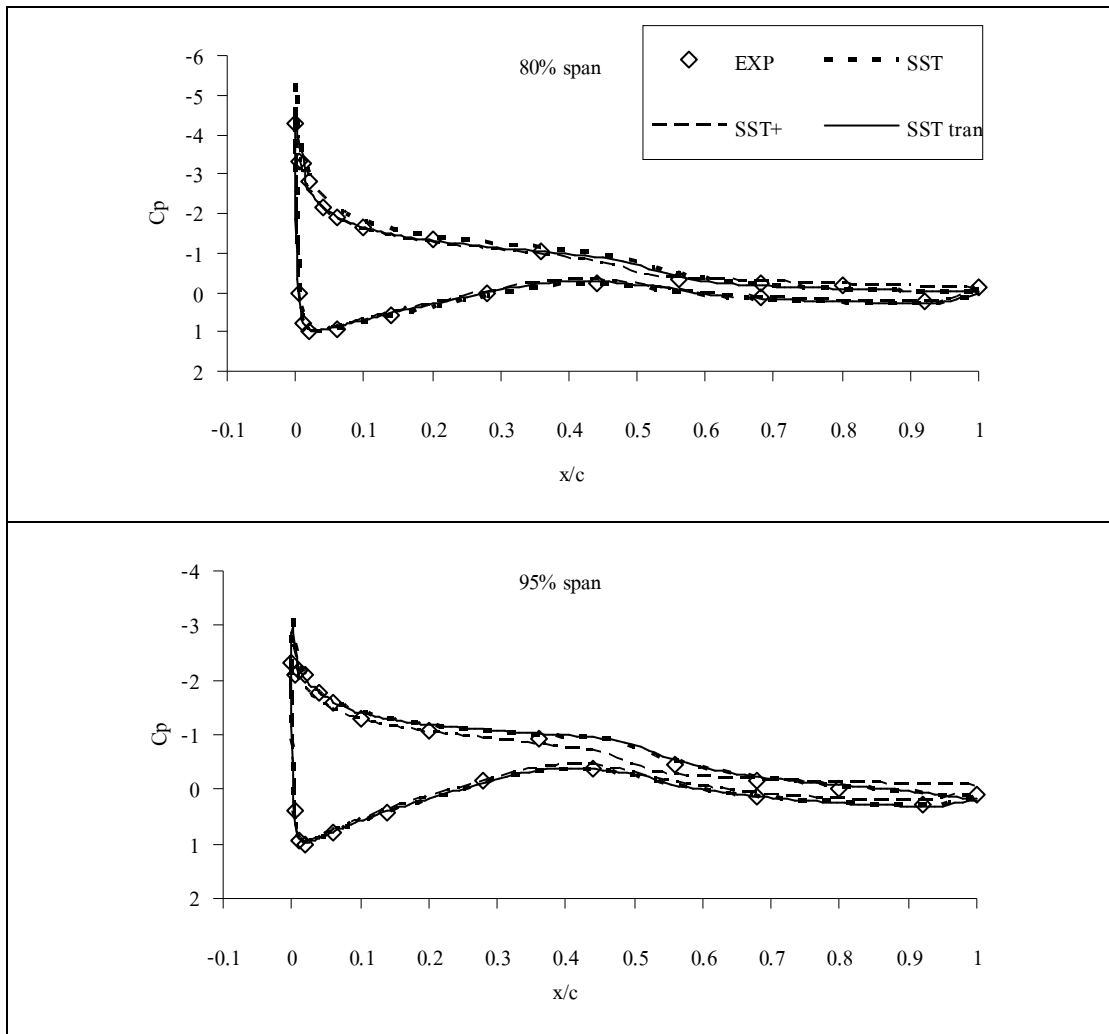
รูปที่ 7.7 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 7 m/s



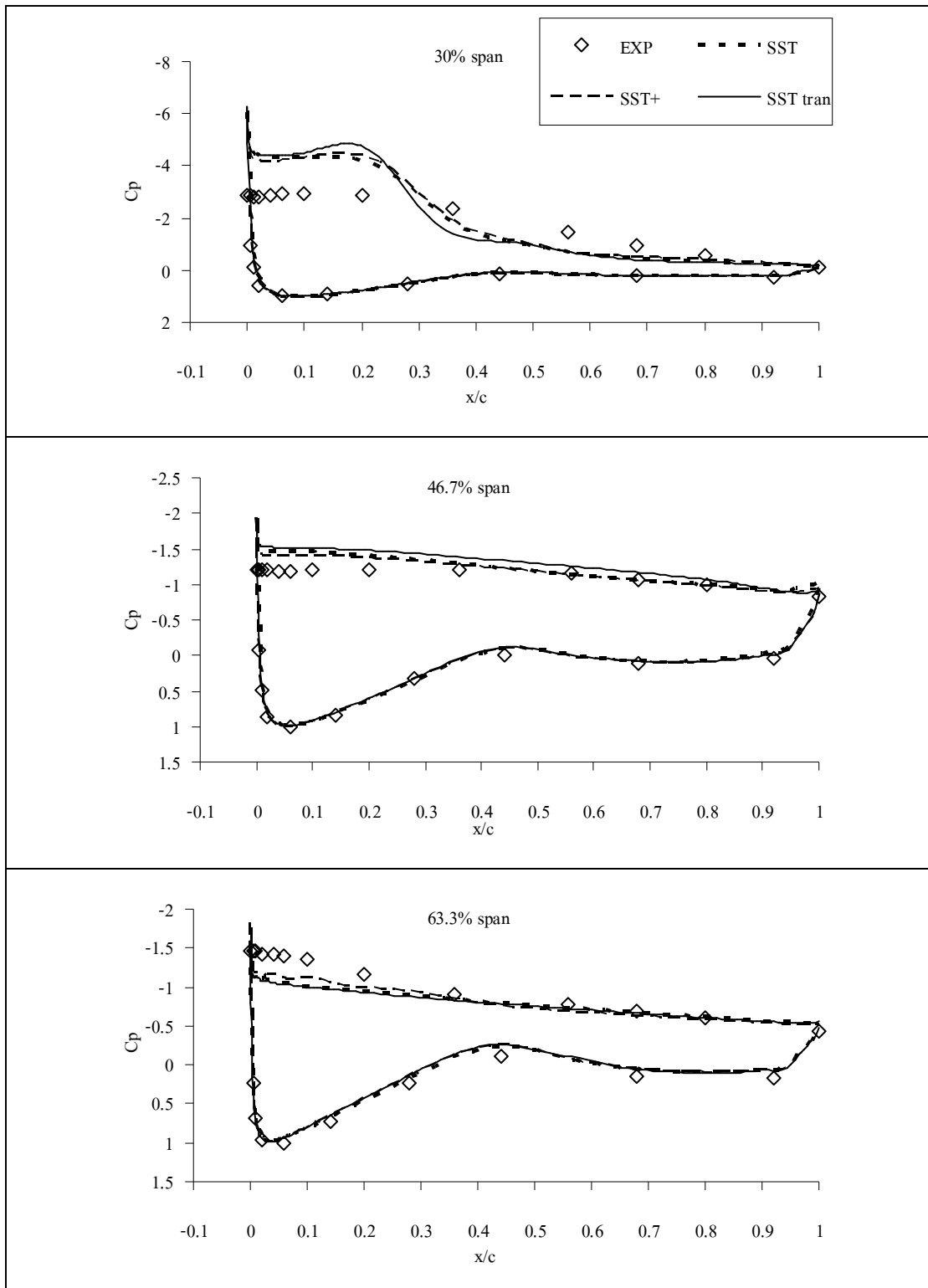
รูปที่ 7.7 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 7 m/s (ต่อ)



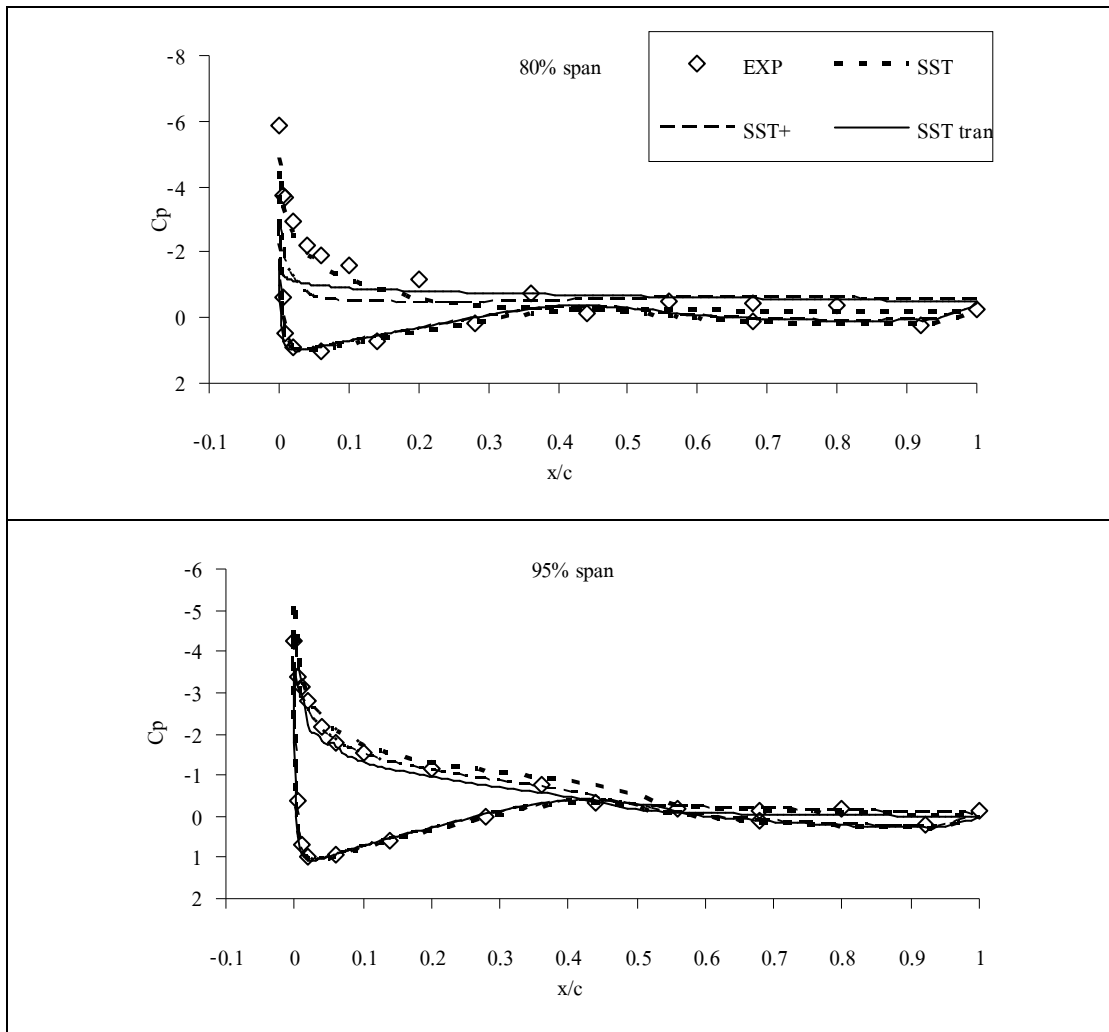
รูปที่ 7.8 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 10 m/s



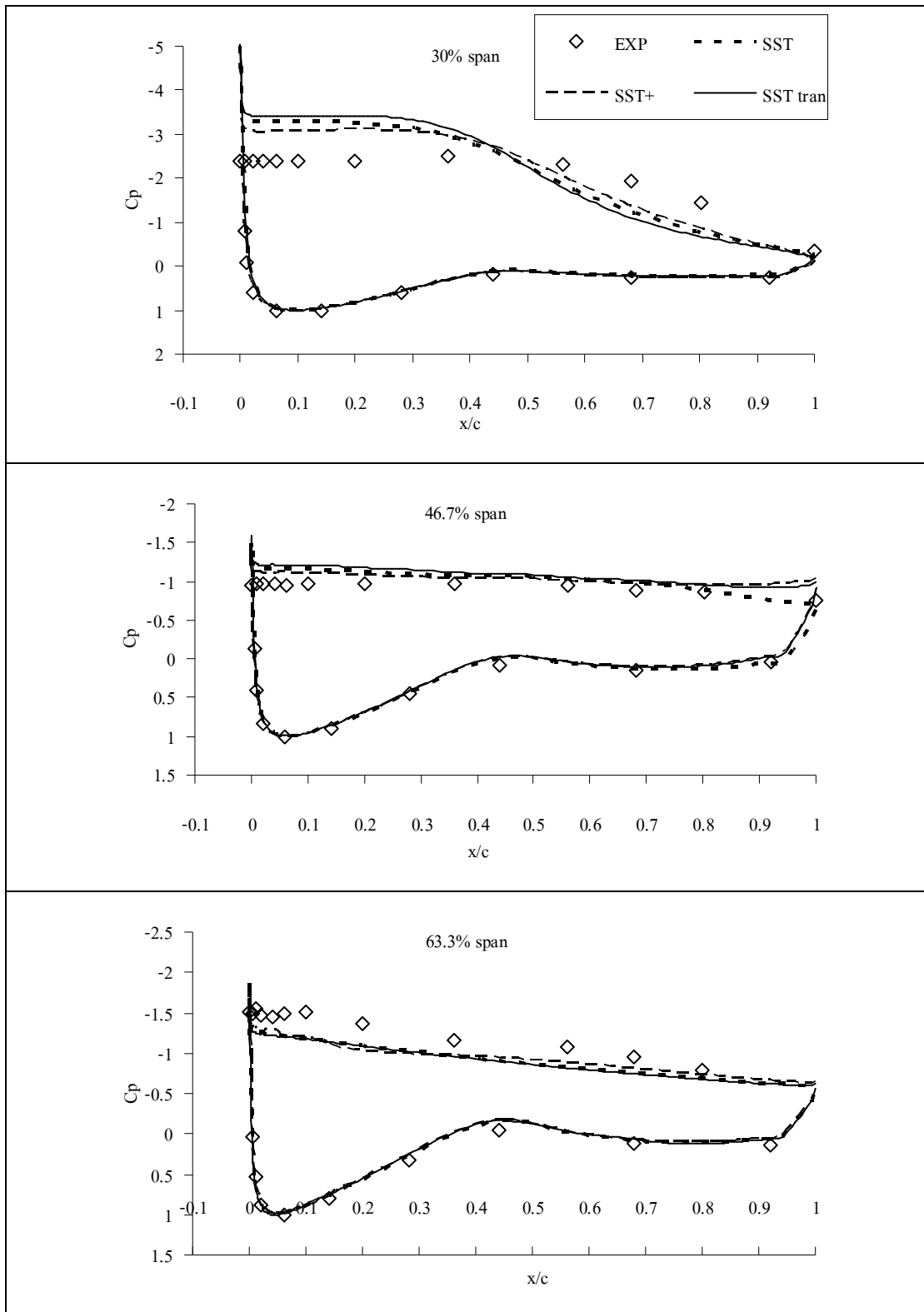
รูปที่ 7.8 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 10 m/s (ต่อ)



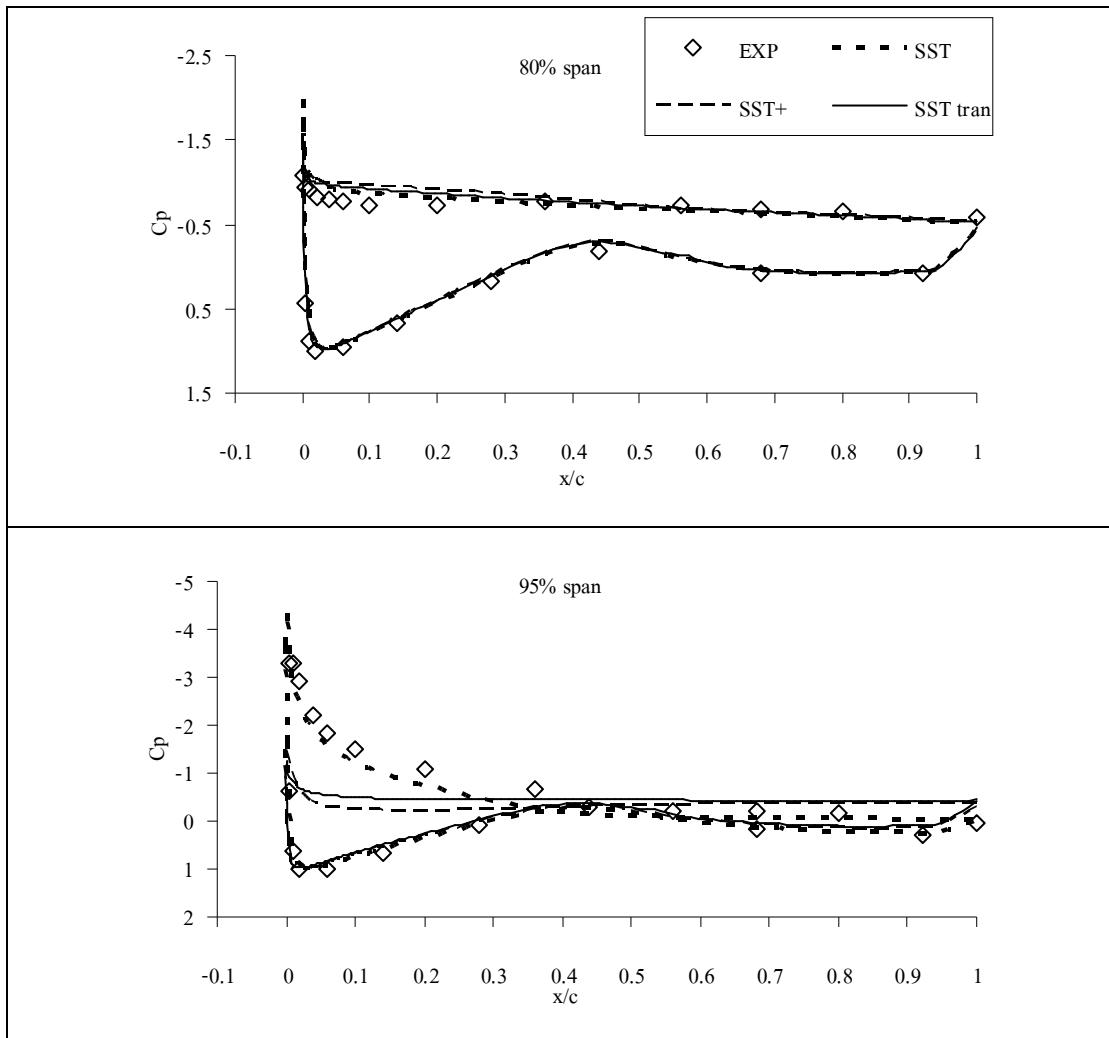
รูปที่ 7.9 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 13 m/s



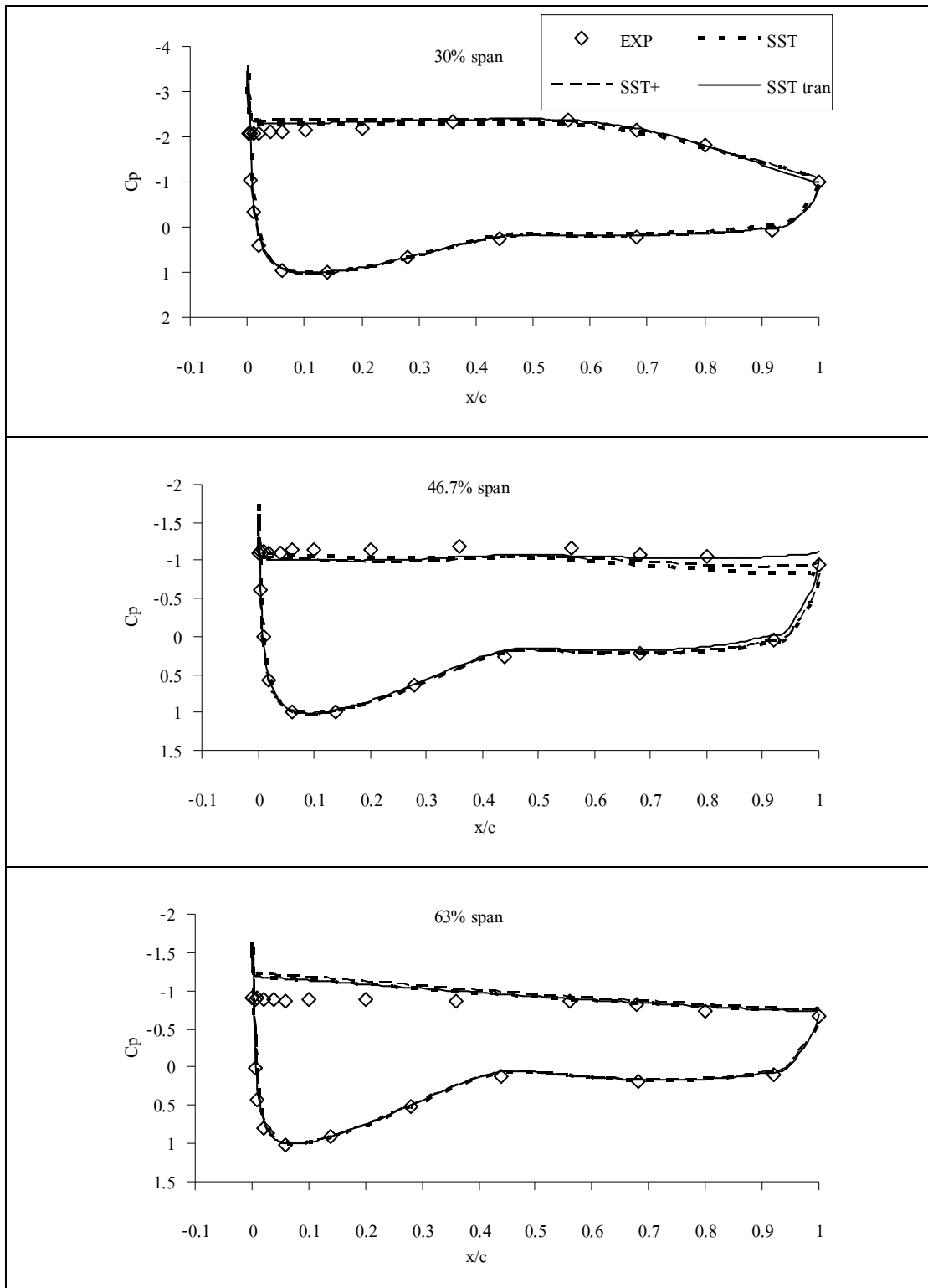
รูปที่ 7.9 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 13 m/s (ต่อ)



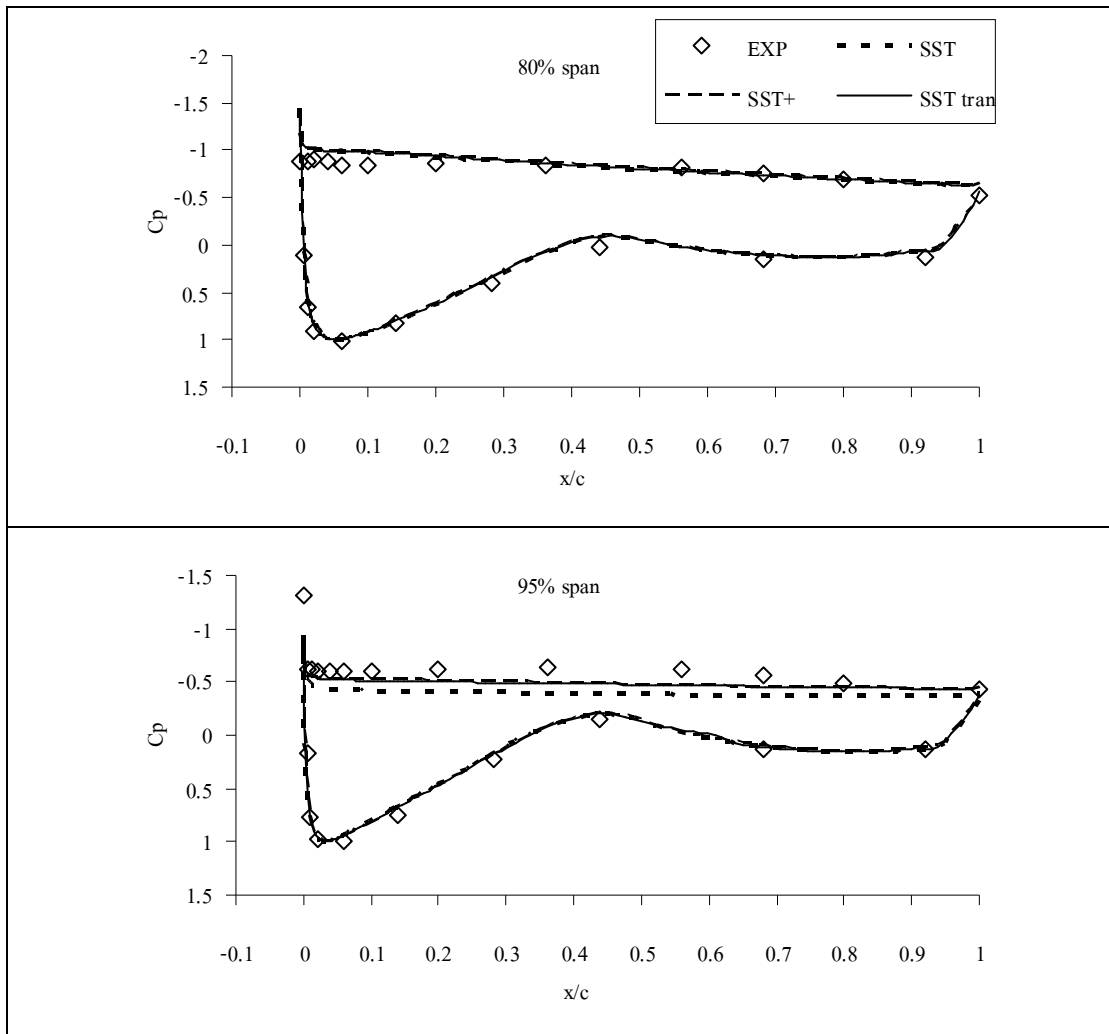
รูปที่ 7.10 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 15 m/s



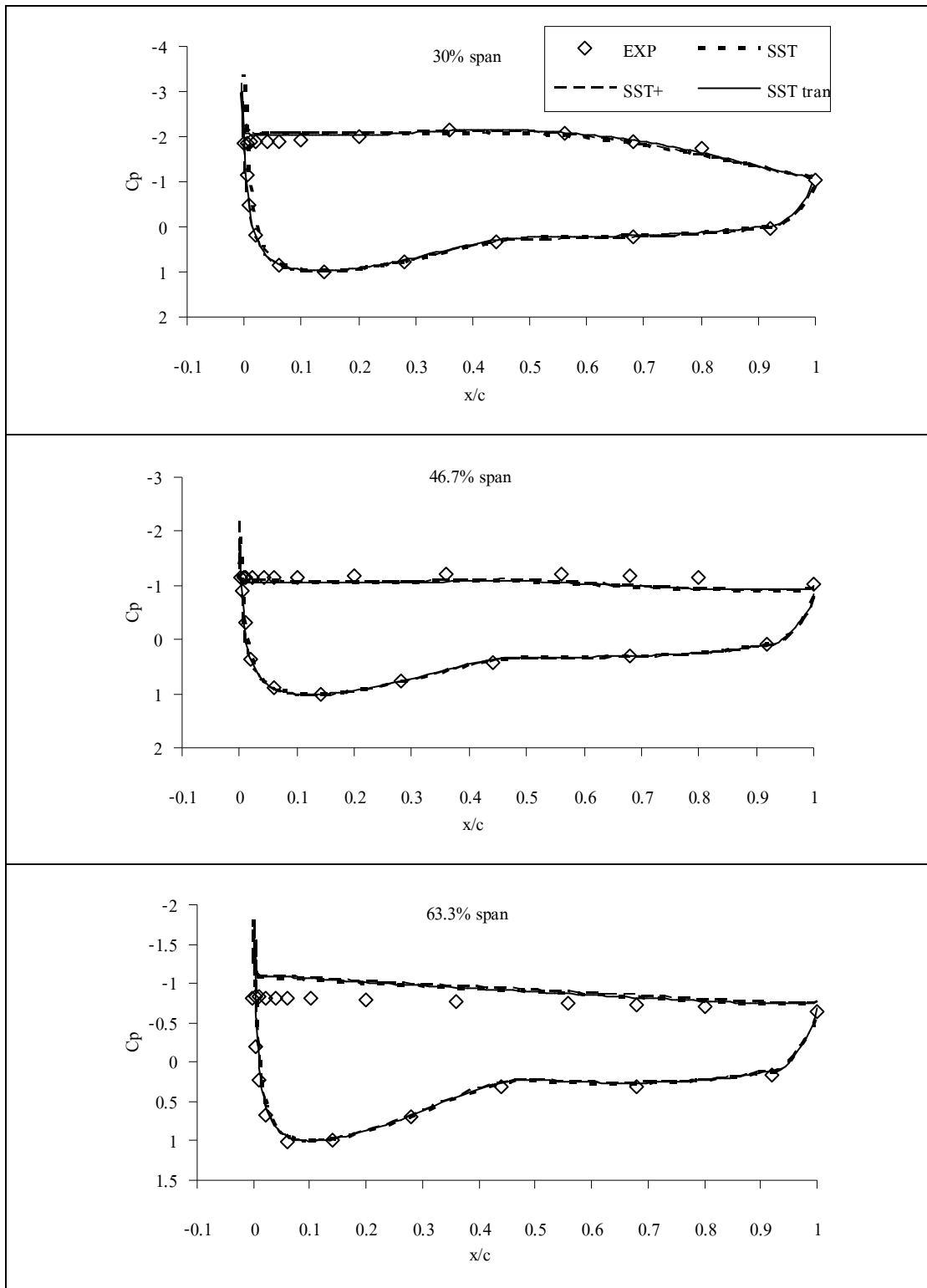
รูปที่ 7.10 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 15 m/s (ต่อ)



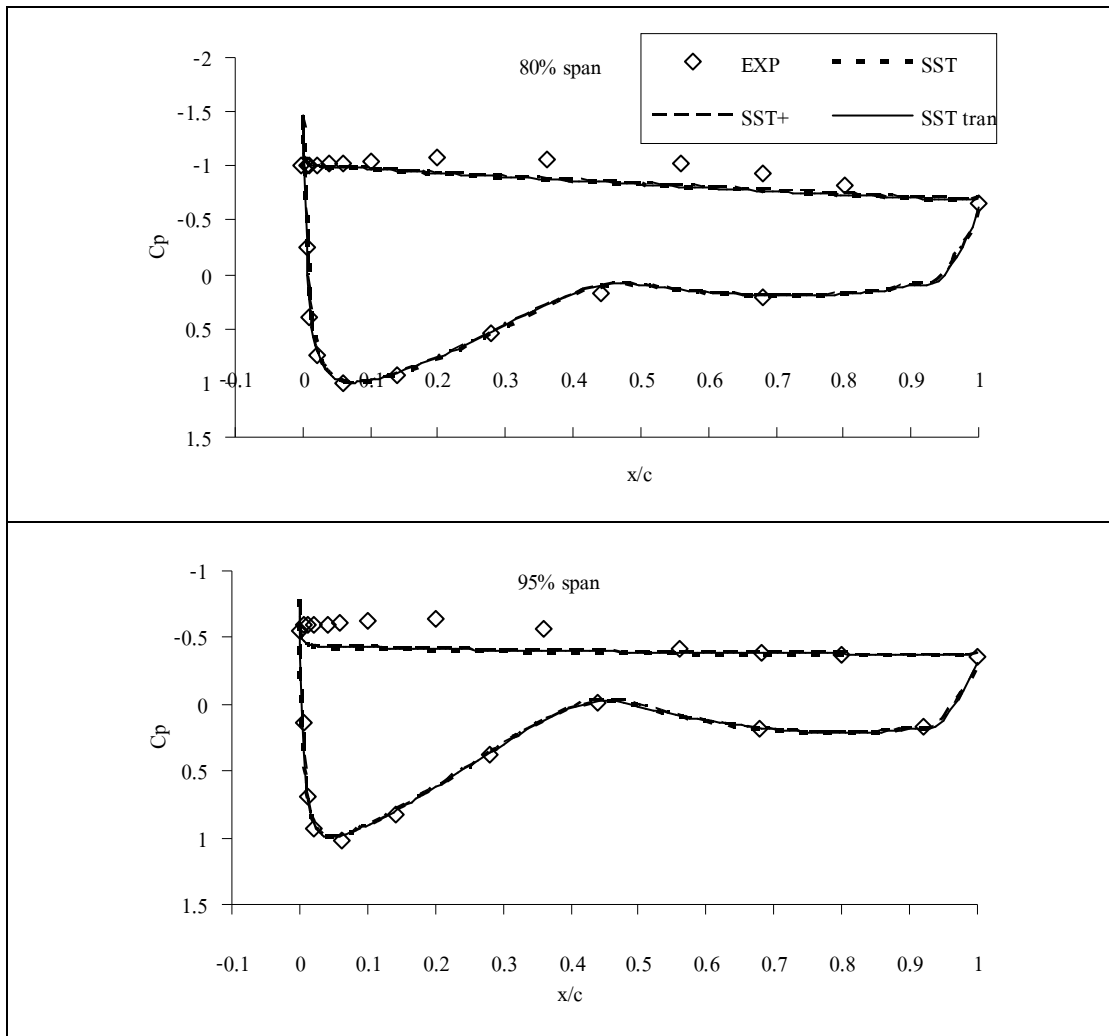
รูปที่ 7.11 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 20 m/s



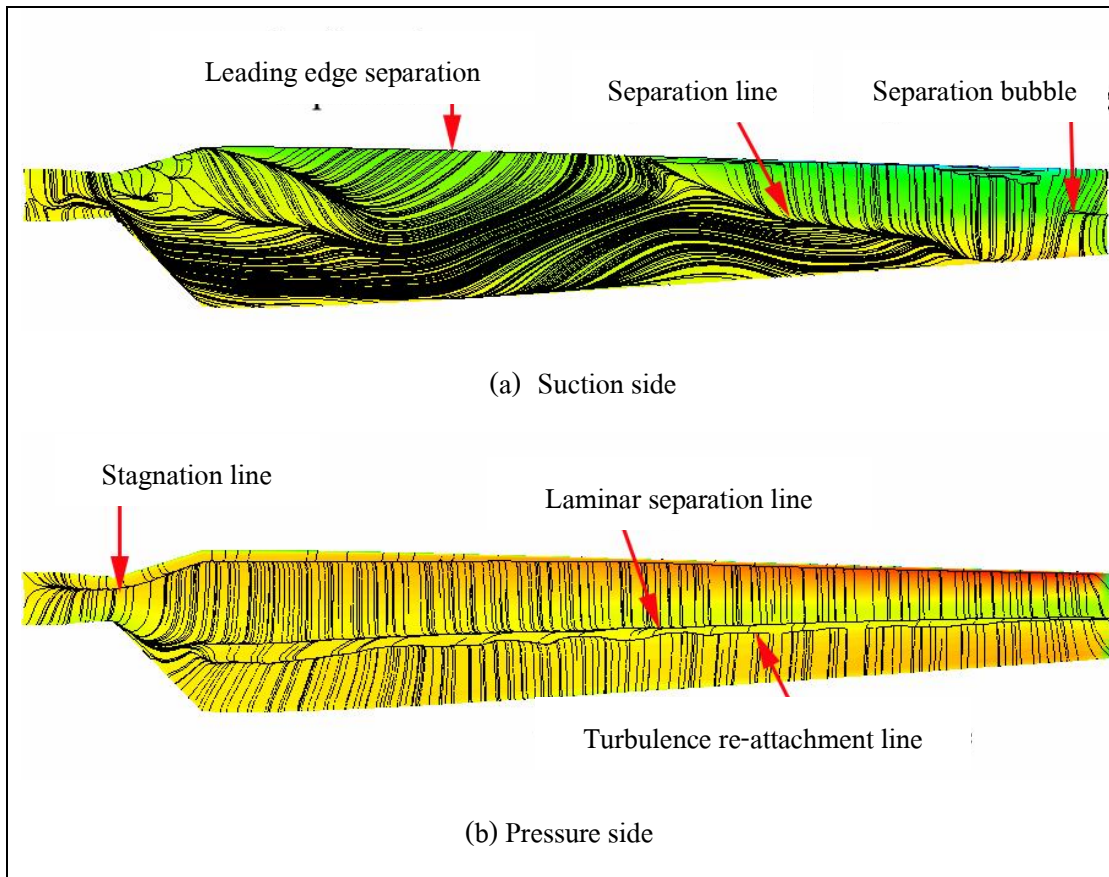
รูปที่ 7.11 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 20 m/s (ต่อ)



รูปที่ 7.12 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 25 m/s



รูปที่ 7.12 การกระจายความดันบนใบกังหันที่ความเร็วลม 25 m/s (ต่อ)



รูปที่ 7.13 ข้อมูลที่ได้จาก Limiting streamline

จากรูปที่ 7.14 ถึง 7.19 จะแสดงให้เห็นว่าเส้น Limiting streamline ที่คำนวณจากแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสาม ที่ผิวด้านบนของใบ (Suction Side) มีความแตกต่างกันไปตามความเร็วลม เนื่องจากที่ด้าน Suction side นี้การไหลมีลักษณะเป็นทั้งแบบไหลติดไปกับผิว และไหลแยก ซึ่งแต่ละแบบจำลองมีความสามารถในการคำนวณที่ต่างกัน ถ้าการไหลเป็นแบบไหลติดไปกับผิว เส้น Limiting streamline จะมีความเป็นระเบียบจาก Leading edge วิ่งขนานกันไปสู่ด้าน Trailing edge ลักษณะคล้ายกับด้าน Pressure side แต่ถ้ามีการไหลตัดกับเส้นนี้ในลักษณะเป็นเส้นจากโคนสู่ปลายใบเป็นการแสดงให้เห็นถึงการไหลแบบแยก ดังเช่นที่ความเร็ว 10 m/s กรณีคำนวณด้วยแบบจำลอง SST เส้นที่ตัดตามยาวจากโคนถึงปลายใบบริเวณกึ่งกลาง Chord แสดงถึงเส้นของการไหลแยก (Separation line) ที่โคนใบเส้น Separation line จะอยู่ใกล้กับ Leading edge มากกว่าที่ปลายใบ เนื่องจากมีมุมปะทะที่สูงกว่า เมื่อความเร็วเพิ่มมากขึ้น Separation line จะเคลื่อนไปสู่ Leading edge มากขึ้นเนื่องจากมุมปะทะที่สูงขึ้นตามความเร็วลม ที่ความเร็วลมต่ำ 7 m/s ซึ่งเกิดการไหลแบบติดไปกับผิวตลอดใบ เส้น Limiting streamline จากการคำนวณด้วยแบบจำลองทั้งสามจะ

คล้ายคลึงกันมาก เมื่อความเร็วลมสูงขึ้น 10-15 m/s เกิดการไหลแยกมากขึ้น และ มีการไหลชนิดบางส่วน เส้น Limiting streamline จากแต่ละแบบจำลองจะแตกต่างกันมาก และ ที่ความเร็วลม 20-25 m/s สังเกตได้ว่าเกิด Stall โดยสมบูรณ์จากการที่ไม่มีลักษณะของ Limiting streamline แบบไหลชนิดแสดงว่าเกิด Separation ที่ Leading edge ผลจากการคำนวณจากทั้งสามแบบจำลองมีความคล้ายคลึงกันอีกครั้ง แสดงให้เห็นถึงแบบจำลอง SST+ และ SST tran มีพฤติกรรมเช่นเดียวกับแบบจำลอง SST คือเป็นแบบจำลองปั่นป่วนเต็มที่

เมื่อพิจารณาผลของแรงบิด การกระจายความดัน และ Limiting streamline ควบคู่กัน ที่ความเร็วลม 20 m/s และ 25 m/s จะเห็นได้ว่าผลลัพธ์ใกล้เคียงกันมาก ซึ่งที่ความเร็วลมนี้การไหลเป็นแบบ Fully-stall กล่าวคือ Separation เกิดที่ Leading edge (สังเกตได้จากมุมปะทะสูงกว่า 20 องศาในรูปที่ 6.8) แรงบิดที่คำนวณได้มีค่าต่ำกว่าการทดลองประมาณ 10% การกระจายความดันมีแนวโน้มใกล้เคียงกับการทดลองแต่จะมีความผิดพลาดอยู่บ้างที่ผิวด้าน Suction side โดยบ้างมีค่าสูงบ้างมีค่าต่ำกว่าการทดลอง สำหรับที่ความเร็วลม 25 m/s การกระจายความดันมีลักษณะที่ต่ำกว่าการทดลองชัดเจนที่ด้าน Suction side การคำนวณค่าแรงบิด และ ความดันที่ต่ำกว่าการทดลองนี้น่าจะเกิดจากการที่วิธี RANS ไม่สามารถครอบคลุมพฤติกรรมความปั่นป่วนได้โดยสมบูรณ์ อาจเนื่องจากรANS พิจารณาความปั่นป่วนเป็นแบบ Isotropic แต่พฤติกรรมการไหลจริงเป็น Anisotropic โดยเฉพาะการไหลผ่านแพนอากาศที่มุมปะทะสูงซึ่งมีลักษณะพฤติกรรมเป็น Blunt Body ซึ่งพฤติกรรมการไหลเป็นแบบ Anisotropic ทั้งนี้อาจเนื่องมาจาก RANS ไม่สามารถจับพฤติกรรม Circulation ได้ดีพอ ดังนั้นจึงทำให้คำนวณแรงยกได้น้อยกว่าความเป็นจริง และ ส่งผลให้แรงบิดของกังหันลมที่คำนวณได้น้อยกว่าความเป็นจริงไปด้วย

ที่ความเร็วลม 7 m/s มุมปะทะที่เกิดขึ้นไม่เกิน 10 องศาตามรูปที่ 6.8 ซึ่งอยู่ในช่วงที่ไม่มีการไหลแยก ดังนั้น แบบจำลอง SST และ SST+ จึงให้ผลที่ใกล้เคียงกัน โดยมีค่าต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อยเนื่องจากไม่มีการพิจารณาผลของ Transition ทำให้ได้แรงยกที่น้อยกว่าความเป็นจริง สำหรับ SST tran มีการพิจารณาผลของการไหลแบบ Transition ด้วย ค่าแรงบิดที่ได้จึงสูงกว่าแบบจำลอง SST และ SST+ ซึ่งสอดคล้องกับค่าแรงยกในสองมิติ เมื่อพิจารณาผลการกระจายความดันบนใบกังหันในรูปที่ 7.7 เห็นได้ว่าเส้นกราฟการกระจายความดันของแบบจำลอง SST และ SST+ ก่อนข้างจะทับกันสนิท สำหรับการคำนวณด้วย SST tran ค่า C_p จะสูงกว่าแบบจำลองอื่นเล็กน้อย ที่สำคัญคือสามารถสังเกตเห็นการเกิด Separation Bubble ที่บริเวณกึ่งกลาง Chord ทั้งด้านผิววน (Suction side) และ ผิวล่าง (Pressure side) ซึ่งสังเกตได้จากผลของการกระจายความดัน และ จาก Limiting streamline เมื่อพิจารณา Limiting streamline จาก Leading edge ไปยัง Trailing edge ก่อนข้างเป็นระเบียบเช่นกันแสดงถึงการไหลที่ติดผิวเป็นส่วนใหญ่ ยกเว้นที่บริเวณโคนใบจะ

สังเกตเห็นความไม่เป็นระเบียบเล็กน้อยซึ่งหมายถึงการไหลแยกที่เกิดขึ้นเล็กน้อย สำหรับแบบจำลอง SST และ SST+ ให้ผล Limiting streamline ที่ใกล้เคียงกันมาก

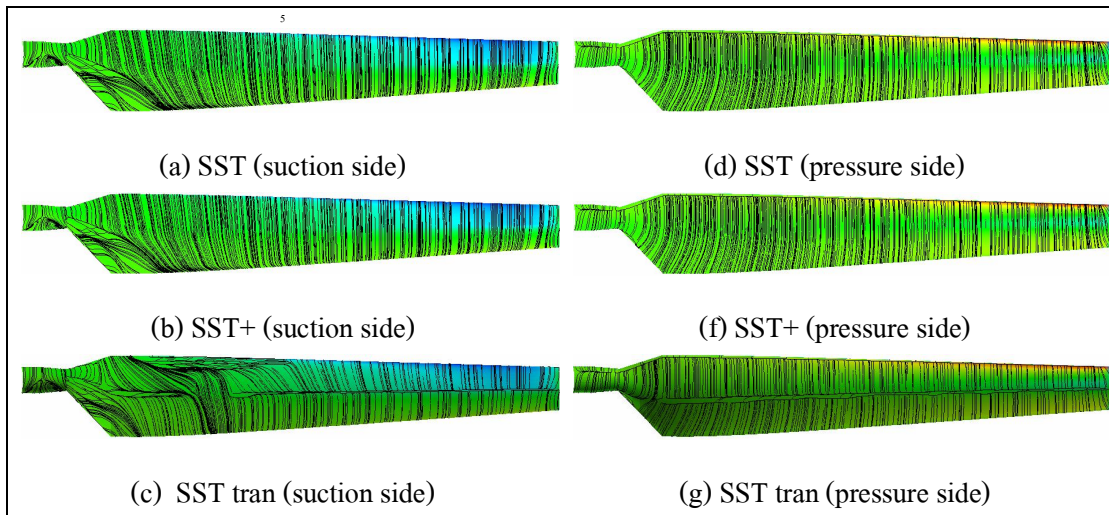
ที่ความเร็วลม 10 m/s มุมปะทะที่เกิดขึ้นอยู่ระหว่าง 10-18 องศาตามรูปที่ 6.8 ซึ่งเป็นช่วงที่เกิดการไหลแยกพอดี แบบจำลอง SST ที่ทำนายค่าแรงยกในสองมิติได้สูงมากจึงให้ค่าแรงบิดของกังหันลมที่สูงมากเช่นเดียวกัน ขณะที่แบบจำลอง SST+ ซึ่งให้ค่าที่ใกล้เคียงกับการทดลองในสองมิติจึงให้ผลที่ดีในสามมิติเช่นกัน สำหรับแบบจำลอง SST tran ผลของค่าแรงบิดต่ำกว่าแบบจำลองอื่น ซึ่งไม่สอดคล้องกับผลการคำนวณแรงยกในสองมิติเท่าใดนักเนื่องจากผลในสองมิติค่าแรงยกในช่วงมุมปะทะ 10-18 องศา มีค่าสูงกว่าแบบจำลอง SST+ ทั้งนี้อาจเนื่องมาจากผลของ Turbulence intensity ค่า Turbulence intensity มีผลต่อแบบจำลอง SST tran ตามสมการที่ (3.100) ซึ่งส่งผลโดยตรงต่อจุดที่เกิด Transition สำหรับกังหันลมค่า Turbulence intensity จะแปรผันจากโคนใบถึงปลายใบโดยจะมีค่าต่ำลงตามความยาวใบที่เพิ่มขึ้นเนื่องจากความเร็วสัมพัทธ์ที่สูงขึ้น แต่แบบจำลอง Transition ที่ใช้ยังสามารถระบุได้เพียงค่าเดียวคือ Turbulence intensity ที่ทางเข้าซึ่งไม่ครอบคลุมพฤติกรรมจริง ดังนั้นผลลัพธ์การคำนวณแรงบิดจึงไม่สอดคล้องกับการคำนวณแรงยกในสองมิติ เมื่อพิจารณาการกระจายความดันบนใบกังหันดังแสดงในรูปที่ 7.8 พบว่าค่าที่ได้มีความแตกต่างกันมากในแต่ละแบบจำลอง เมื่อพิจารณาผลการกระจายความดันที่หน้าตัด 63.3% Span จะสังเกตได้ว่าแบบจำลอง SST+ และ SST tran มีขนาดของค่าความดันที่ด้าน Suction side ต่ำกว่าการทดลองมาก ซึ่งส่งผลให้แรงบิดมีค่าต่ำกว่าการทดลอง เมื่อพิจารณาเส้น Limiting streamline ที่บริเวณหน้าตัด 63.3% Span จะเห็นได้ว่าผลจากแบบจำลอง SST+ และ SST tran เกิดการไหลแยกที่ Leading edge ในขณะที่แบบจำลอง SST การไหลแยกเกิดที่กึ่งกลาง Chord

ที่ความเร็วลม 13 m/s มุมปะทะที่เกิดบนใบกังหันประมาณ 14-27 องศาตามรูปที่ 6.8 ซึ่งเกิดการไหลแยกมากขึ้น แบบจำลอง SST ให้ค่าแรงบิดที่สอดคล้องกับการทดลองมากแต่ผลการกระจายความดันกลับไม่สอดคล้องกับการทดลองโดยสมบูรณ์ เนื่องจากแรงบิดจากการคำนวณบังเอิญอยู่ระหว่างรอยต่อของค่าแรงบิดที่สูงไปสู่ค่าแรงบิดที่ต่ำ แบบจำลอง SST+ และ SST tran ให้ค่าแรงบิดที่ต่ำกว่าการทดลองมาก เมื่อพิจารณาถึงผลการกระจายความดันที่ 80% Span พบว่ามีค่าต่ำกว่าการทดลองมาก ซึ่งน่าจะเป็นเหตุให้แรงบิดต่ำกว่าการทดลองมากไปด้วย เส้น Limiting streamline ที่ด้าน Suction side แสดงให้เห็นว่าแบบจำลอง SST+ และ SST tran มีช่วงการไหลชดน้อยกว่าแบบจำลอง SST

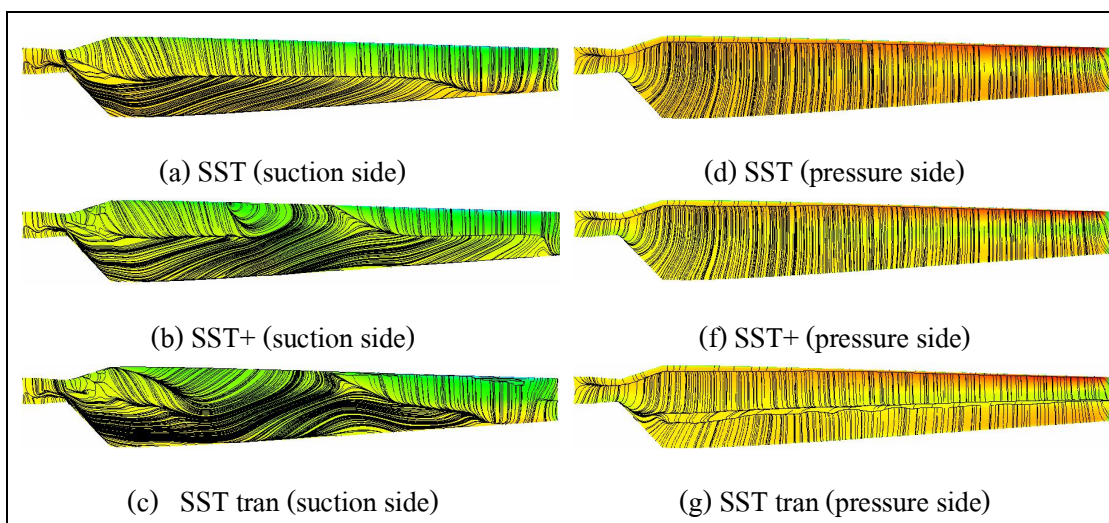
ที่ความเร็วลม 15 m/s เกิดมุมปะทะบนใบกังหันประมาณ 16-32 องศาตามรูปที่ 6.8 การไหลแยกเกิดมากขึ้น การไหลติดไปกับผิวเหลือเพียงส่วนเล็ก ๆ ที่บริเวณปลายใบ จากรูปที่ 7.6 ผลการคำนวณแรงบิดจากแบบจำลองทั้งสามให้ค่าแรงบิดต่ำกว่าทดลอง แบบจำลอง SST tran คำนวณค่าแรงบิดได้น้อยที่สุด และ ต่ำกว่าการทดลองมาก ขณะที่แบบจำลอง SST คำนวณค่าแรงบิด

ได้ใกล้เคียงกับการทดลองมากที่สุด เมื่อพิจารณาผลการกระจายความดันพบว่า ผลคำนวณการกระจายความดันจากแบบจำลองทั้งสามมีความใกล้เคียงกันมาก ยกเว้นที่ 95% Span ที่แบบจำลอง SST+ และ SST tran มีค่าขนาดของความดันที่ด้าน Suction side ต่ำกว่าการทดลองมาก เป็นที่น่าสังเกตว่าที่ 95% Span แม้จะใกล้เคียงกับปลายใบซึ่งในทางทฤษฎีมีการสูญเสียที่ปลายใบสูง แต่ผลจากการทดลอง และการคำนวณนี้แสดงให้เห็นว่ามีผลต่อค่าแรงบิดค่อนข้างมาก

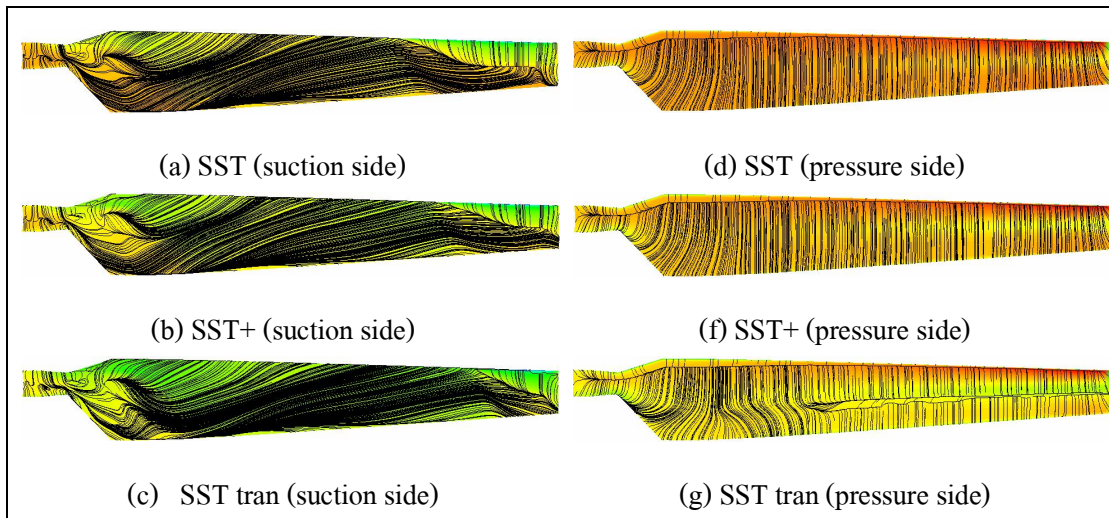
ข้อสังเกตที่สำคัญคือ ที่ความเร็วลม 10 13 และ 15 m/s การคำนวณด้วยแบบจำลอง SST+ เกิดความผิดพลาดอย่างมากที่ 63.3% 80% และ 95% Span ตามลำดับ ซึ่งทั้งสามกรณีนี้มีค่ามุมปะทะที่ใกล้เคียงกันคือประมาณ 18 องศา ในกรณีการคำนวณแบบสองมิติที่มุมปะทะนี้แบบจำลอง SST จะให้ค่าแรงยกที่สูงว่าการทดลองมาก ขณะที่แบบจำลอง SST+ ให้ค่าแรงยกต่ำกว่าแบบจำลอง SST และ สอดคล้องกับการทดลองมากกว่า แต่เมื่อคำนวณกับกังหันลมในสามมิติ แบบจำลอง SST กลับให้ผลการคำนวณที่สอดคล้องกับการทดลองมากกว่า แบบจำลอง SST ให้ค่าแรงยกที่สูงกว่าความเป็นจริงในสองมิติ ค่าแรงยกที่สูงเกินจริงหมายถึงเกิดการไหลติดไปกับผิวมากกว่าปกติ ซึ่งอาจเป็นผลมาจาก Eddy viscosity ที่สูงเกินจริง ทำให้แรงยกมากกว่าที่ควรจะเป็น แบบจำลอง SST+ ให้ผลของแรงยกที่สอดคล้องกับการทดลองในสองมิติมากแต่กลับไม่ให้ผลดีกับการคำนวณในสามมิติที่มุมปะทะนี้ อย่างไรก็ตามต้องถือว่าแบบจำลอง SST+ มีความถูกต้องในเชิงกายภาพมากกว่า เนื่องจากได้รวมเอาการจำลอง Transition ไว้ด้วย ปรากฏการณ์นี้แสดงให้เห็นว่าการจำลองด้วย RANS มีข้อจำกัดสำหรับการไหลในสามมิติที่มุมปะทะสูง การไหลจริงจะเกิดคลื่นท้าย และ ยังมีผลของปฏิสัมพันธ์แบบสามมิติอันยุ่งยากอีกด้วย กล่าวคือ แรงเหวี่ยง และ แรงคอริโอลิสที่ช่วยหนุน และ ยับยั้งการไหลแยก ซึ่งช่วยเพิ่มแรงยก และ ลดแรงจุดใจให้กักกันได้ในระดับหนึ่ง การที่ SST+ และ SST tran ทำนายค่าแรงบิดได้ต่ำในช่วง 13-15 m/s อาจเป็นเพราะไม่สามารถจำลองผลของแรงทั้งสองนี้ก็เป็นได้ ซึ่งอาจเนื่องมาจากการจำลองด้วย RANS มีลักษณะเป็น Isotropic turbulence ซึ่งมีพฤติกรรมเสมือน 2 มิติจึงไม่สามารถทำนายการไหลใน 3 มิติโดยสมบูรณ์ได้



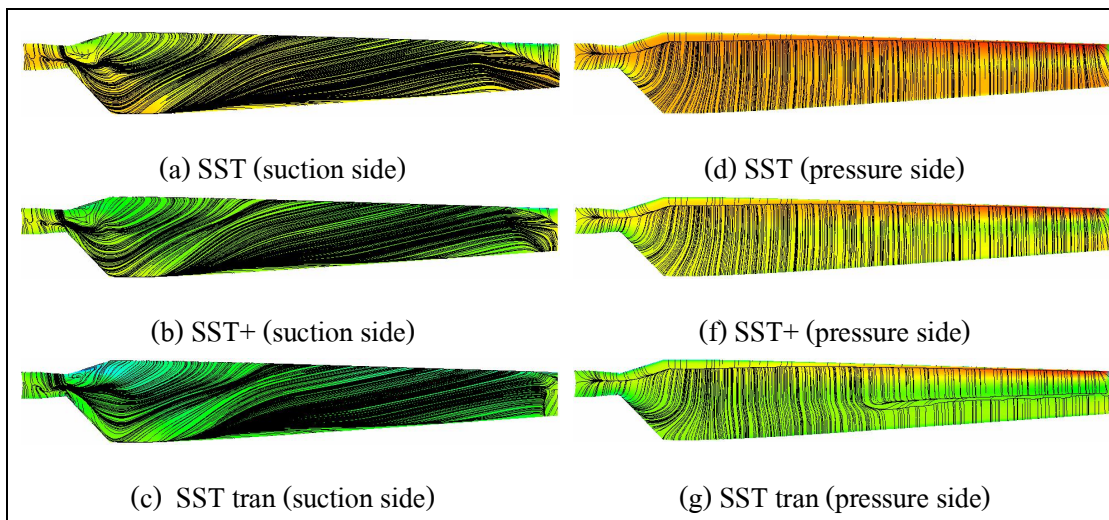
รูปที่ 7.14 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน ที่ความเร็วลม 7 m/s



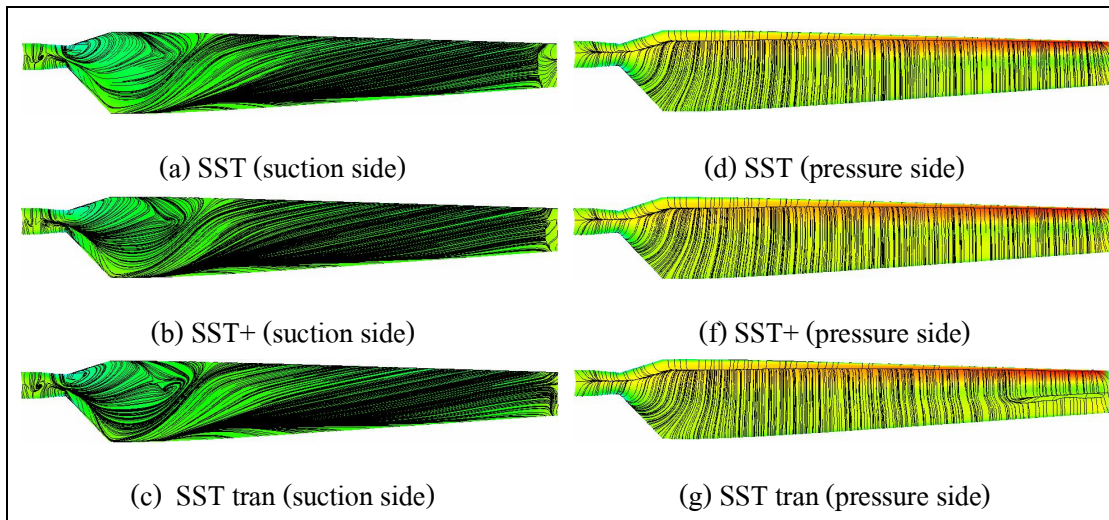
รูปที่ 7.15 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน ที่ความเร็วลม 10 m/s



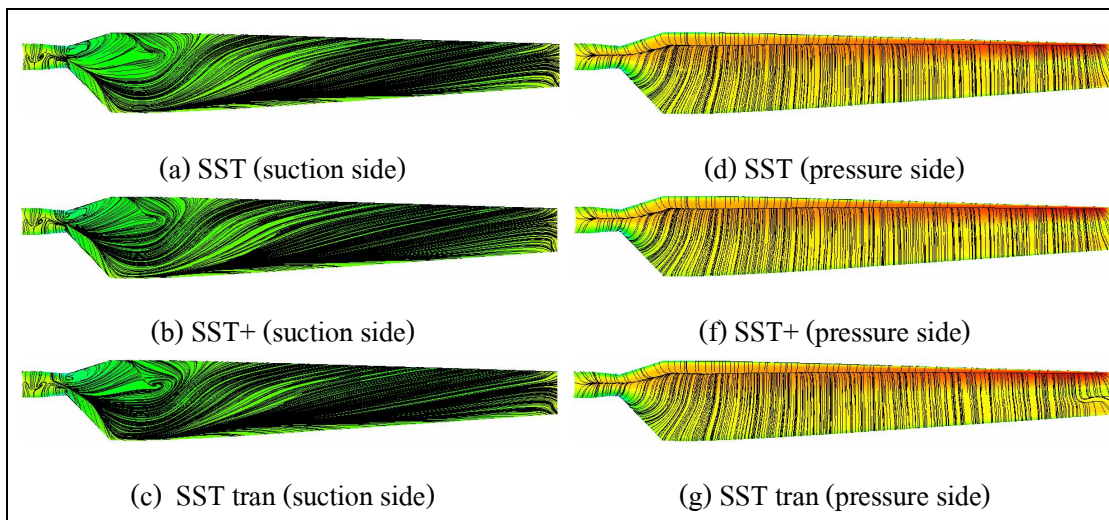
รูปที่ 7.16 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน ที่ความเร็วลม 13 m/s



รูปที่ 7.17 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน ที่ความเร็วลม 15 m/s



รูปที่ 7.18 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน ที่ความเร็วลม 20 m/s



รูปที่ 7.19 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน ที่ความเร็วลม 25 m/s

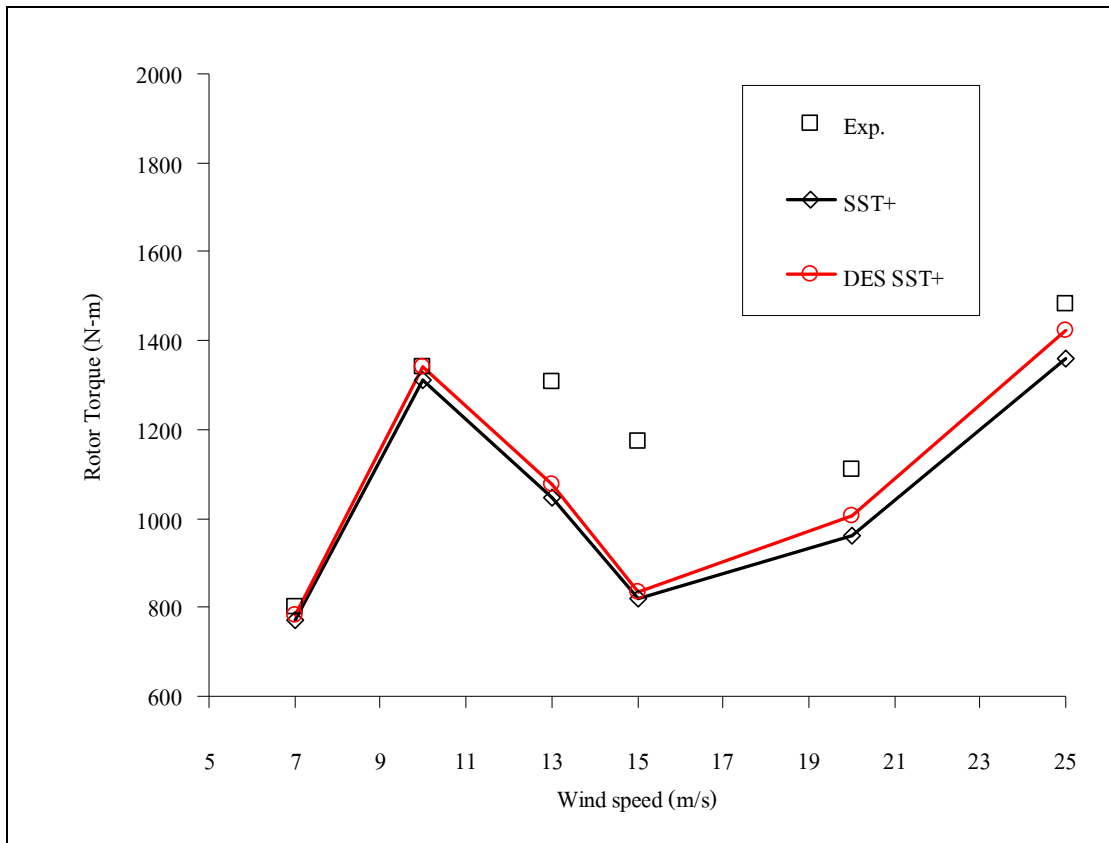
7.5 ผลการคำนวณกึ่งหั่นลม NREL Phase VI ด้วยวิธี DES

ในหัวข้อที่ผ่านมาแสดงให้เห็นว่าวิธี RANS (Reynolds Average Navier-Stoke) มีข้อจำกัดที่ไม่สามารถทำนายพฤติกรรมกึ่งหั่นลมที่มุมปะทะสูงมากได้ ซึ่งน่าจะเกิดจากพฤติกรรมการไหลที่มุมปะทะสูงเป็นแบบ Anisotropic ซึ่งวิธี RANS ไม่ครอบคลุมการไหลในลักษณะนี้ วิธี DES (Detached Eddy Simulation) เป็นวิธีการคำนวณแบบผสม กล่าวคือ ที่บริเวณชั้นขีดผิวการไหลค่อนข้างเป็นแบบ Isotropic จะใช้การคำนวณด้วยวิธี RANS และ ที่บริเวณไกลจากผิวออกไปจะใช้การคำนวณด้วยวิธี LES (Large Eddy Simulation) ซึ่งวิธี LES สามารถครอบคลุมปัญหา Anisotropic ได้ดีกว่า ในหัวข้อนี้จะเป็นการทดสอบวิธี DES กับกึ่งหั่นลมโดยใช้กริดเดิมที่ใช้กับวิธี RANS เพื่อเปรียบเทียบความแตกต่างของการคำนวณจากทั้งสองวิธี จากนั้นจะทำการปรับกริดละเอียดเพื่อให้การคำนวณด้วยวิธี DES มีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น ทั้งนี้ในกรณีปรับกริดละเอียดจะทำการศึกษาที่ความเร็วลมเดียวเนื่องจากข้อจำกัดในเรื่องของเวลา และ ทรัพยากรการคำนวณ

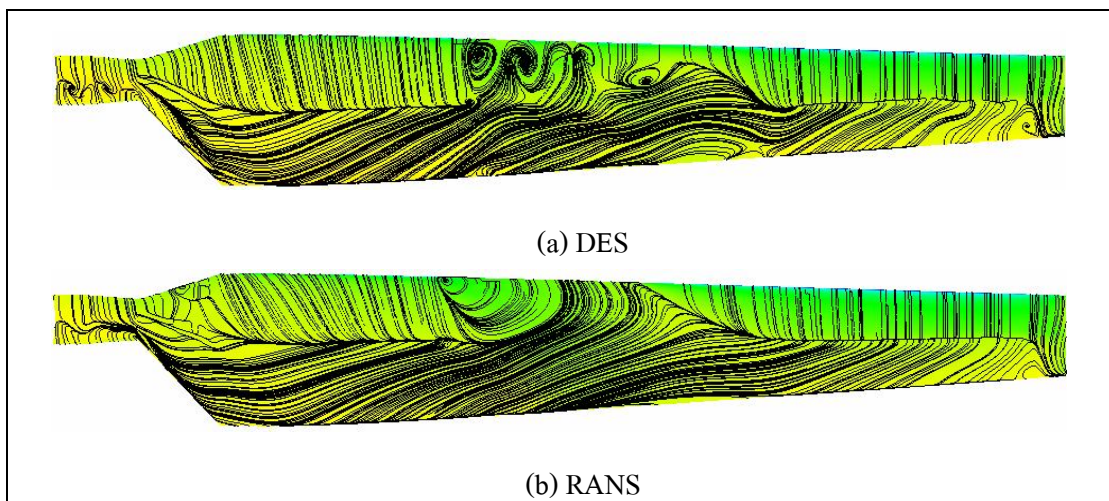
รูปที่ 20 แสดงผลการคำนวณแรงบิดของกึ่งหั่นลมจากวิธี RANS และ DES เปรียบเทียบกับการทดลอง ผลที่ได้แสดงให้เห็นว่าวิธี DES ให้แรงบิดเพิ่มขึ้นจากวิธี RANS เล็กน้อย ซึ่งน่าจะเกิดจากผลของการคำนวณด้วย LES บริเวณไกลจากผิวออกไป ผลจากวิธี DES ยังไม่ให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองมากนักที่ความเร็วลม 13-20 m/s ซึ่งอาจเนื่องมาจาก กริดที่ใช้ยังมีความละเอียดที่ไม่เพียงพอต่อการคำนวณด้วยวิธี DES อย่างไรก็ตามการใช้วิธี DES ในการคำนวณที่ลมสูงคูมีแนวโน้มในการปรับปรุงการทำนายพฤติกรรมการไหลผ่านกึ่งหั่นลมได้ดีขึ้น รูปที่ 21 แสดง Limiting streamline บนผิวใบกึ่งหั่นลมด้าน Suction ที่ความเร็วลม 10 m/s ผลที่ได้แสดงให้เห็นว่า วิธี DES เกิดการไหลวนบริเวณกลางใบกึ่งหั่นมากกว่า RANS ซึ่งการไหลวนมีลักษณะที่ช่วยเหนี่ยวทำให้เกิดการไหลชนิดมากขึ้น สังเกตได้จาก พื้นที่ของการไหลติดไปกับผิวที่มากขึ้น

7.6 สรุปการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน

การเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังเข้าไปในแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ $k - \omega$ SST ช่วยเพิ่มความแม่นยำได้มากในการทำนายการไหลผ่านแพนอากาศ 3 รุน ที่เป็นแบบ 2 มิติ โดยเฉพาะอย่างยิ่งการทำนายในช่วงที่เกิดการไหลแยก ส่วนการทำนายในระบบ 3 มิติผ่านใบกึ่งหั่นลมที่กำลังหมุน ให้การทำนายที่แม่นยำก่อนการไหลแยก ส่วนหลังการไหลแยกแล้วความแม่นยำลดลง ซึ่งนอกจากจะเป็นผลจากความซับซ้อนของการไหลแยกแล้ว ยังมีเหตุแทรกซ้อนจากแรงในสามมิติ คือ แรงเหวี่ยง และ แรงคอริโอลิสอีกด้วย



รูปที่ 7.20 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกังหันลม NREL Phase VI ระหว่างวิธี RANS กับ DES



รูปที่ 7.21 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวใบกังหันลมด้าน Suction ที่ความเร็วลม 10 m/s จากการคำนวณด้วย RANS และ DES

บทที่ 8

การบูรณาการงานวิจัยกังหันลมด้วยวิธี BEM และ CFD

ในบทที่ผ่านมาได้เสนอการปรับปรุงพัฒนากระบวนการเชิงทฤษฎี (วิธี BEM) และการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) วิธีทั้งสองได้ทำการสอบเทียบกับการทดลองที่เชื่อถือได้ ทำให้ทราบถึงความแม่นยำของกระบวนการทั้งสอง และ ชี้ดจำกัดการใช้งาน โดยจุดประสงค์ของการวิจัยโดยรวมคือลดการวิจัยด้วยการทดลองลง และ ใช้วิธีในการคำนวณให้มากขึ้น ที่ผ่านมามีการแสดงให้เห็นแล้วว่าวิธี BEM และ CFD มีความแม่นยำดีเมื่อการไหลผ่านกังหันลมยังไม่เกิดการไหลแยก และ ในกรณีเกิดการไหลแยกแต่ยังไม่ถึงช่วง Fully-stall ในอีกทางหนึ่งคือความเร็วลมไม่สูงมากนัก แบบจำลอง Stall-Delay ช่วยให้การคำนวณด้วยวิธี BEM มีความใกล้เคียงกับการทดลองมากขึ้น สำหรับวิธี CFD ได้มีการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วน SST โดยการเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงที่ผนัง ซึ่งทำให้การคำนวณในช่วงที่เกิดการไหลแยกมีความแม่นยำมากขึ้น อย่างไรก็ตามที่ลมสูงมากซึ่งเกิดพฤติกรรมการไหลแบบ Fully-stall ทั้งวิธี BEM และ CFD ยังมีข้อจำกัด ในบทนี้เป็น การนำเสนอการประยุกต์ใช้วิธี BEM และ CFD ในการศึกษาวิจัย และ ออกแบบ กังหันลม

8.1 การศึกษามุมปะทะที่เหมาะสมสำหรับกังหันลมใบไม่บิด

แม้ว่ากังหันลมแบบใบไม่บิด (Untwisted blade) มีประสิทธิภาพที่ต่ำกว่ากังหันลมแบบใบบิด (Twisted blade) แต่ด้วยความง่ายในการผลิตจึงยังมีความเหมาะสมกับกังหันลมขนาดเล็ก ซึ่งอาจผลิตด้วยการเหลาไม้โดยประชาชนทั่วไปที่มีทักษะงานช่างไม้จะสามารถผลิตใช้ได้เอง กังหันลมแบบใบไม่บิดผลิตด้วย Fiber reinforced plastic ขนาดกำลังประเมิน 200 W แสดงอยู่ในรูปที่ 8.1 ดังที่กล่าวมานี้การศึกษามุมปะทะที่เหมาะสมสำหรับกังหันแบบใบไม่บิดจะสามารถช่วยให้ ประเมินมุม Pitch ที่เหมาะสมเพื่อให้ได้กำลังงานสูงสุด เมื่อทำการติดตั้งใบกังหันเพื่อใช้งานเป็น กังหันลมได้

การออกแบบกังหันลมให้ดีที่สุดยังคงเป็นเรื่องที่ยากเนื่องจากมีตัวแปรที่เกี่ยวข้องหลายตัวแปรเช่น รูปร่างใบ ความเร็วของใบ การสูญเสียที่ปลายใบ ความเร็วลมที่หลากหลาย ความเร็วรอบ การหมุนของกังหัน และ มุมปะทะ ประเด็นในเรื่องมุมปะทะที่ดีที่สุดยังเป็นเรื่องที่ไม่ชัดเจนดังเช่นกรณีของปีกเครื่องบินซึ่งการพิจารณามุมปะทะที่ดีที่สุดทั่วไปจะอยู่ ณ ตำแหน่งที่ให้ค่าแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด การไหลผ่านกังหันลมแกนนอนมีความยุ่งยากกว่าการไหลผ่านปีกเครื่องบิน

เนื่องจากมุมปะทะมีการเปลี่ยนไปทุกๆหน้าตัดใบ (Span) และ ยังเกิดการ Stall ที่บริเวณโคนใบ นอกจากนี้ยังเกิดแรงเหวี่ยงกระทำตลอดใบเนื่องจากการหมุนของใบกังหัน

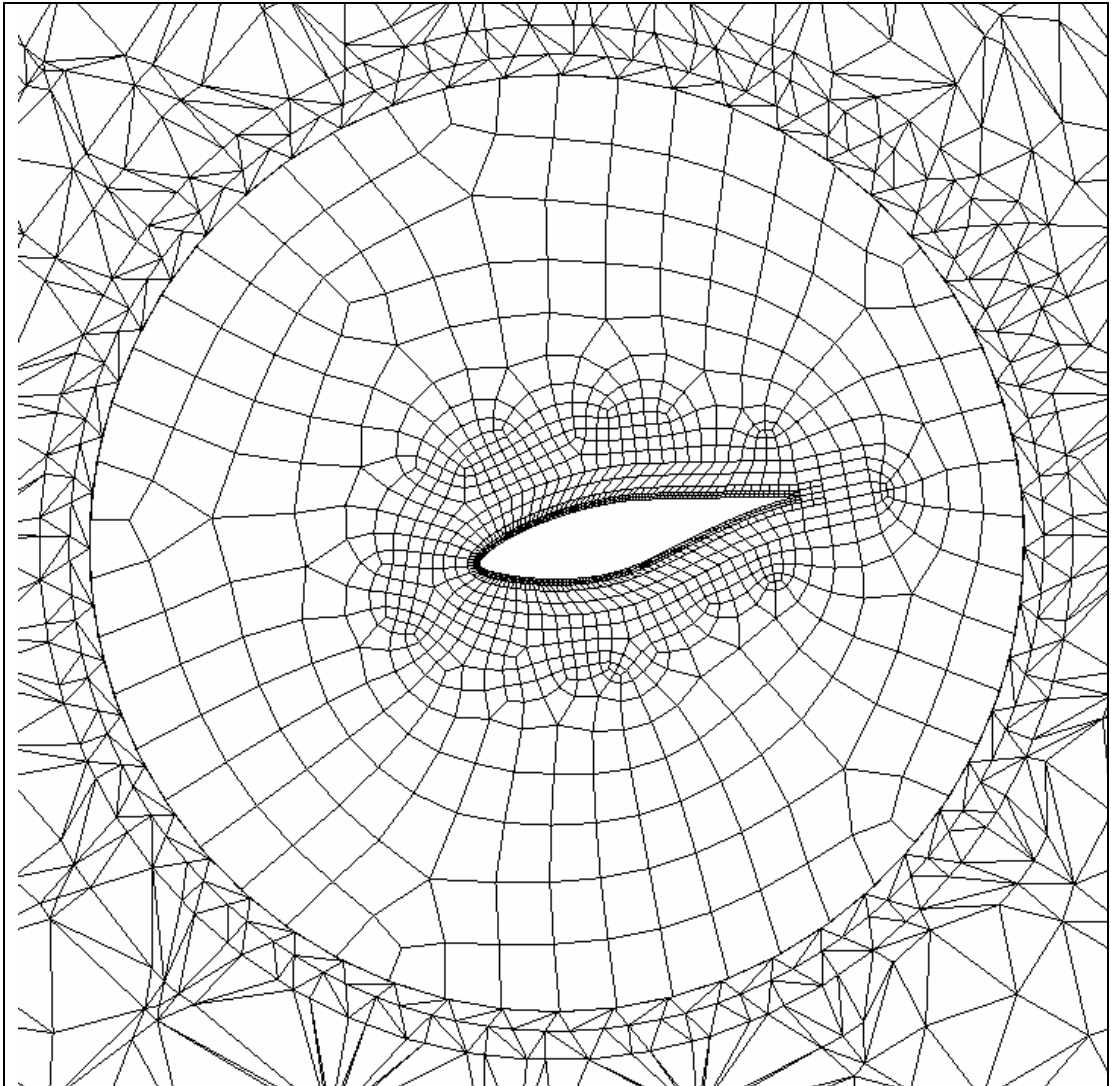


รูปที่ 8.1 กังหันลมใบไม่บิด (Untwisted Blade) ที่ขายในท้องตลาด

กังหันลมที่มีการบิดใบได้พิสูจน์แล้วว่าประสิทธิภาพดีกว่ากังหันที่ไม่มีการบิดใบ เนื่องจากกังหันที่บิดใบได้ใช้พื้นที่ตลอดใบในการสร้างแรงยก และ ยังมีความสามารถในการเริ่มหมุนที่ดี อย่างไรก็ตามกังหันที่ไม่มีการบิดใบยังคงใช้งานได้ดีสำหรับกังหันขนาดเล็ก และ ขนาดกลาง เนื่องจากทำการผลิตขึ้นรูปได้ง่ายจึงทำให้ราคาถูก ข้อเสนอแนะสำหรับมุมปะทะในการออกแบบกังหันลมด้วยวิธี BEM คือควรเริ่มค้นหาโดยการคำนวณจากจุดที่ค่าแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด อย่างไรก็ตามมีการแสดงให้เห็นว่ากำลังขาออกที่ได้จากกังหันลมนั้นขึ้นอยู่กับทั้งค่าแรงยก และ ค่าแรงยกต่อแรงต้าน เช่นนี้เป็นการแสดงว่ามุมปะทะที่ดีที่สุดอาจอยู่ระหว่างจุดที่ให้ค่าแรงยกสูงสุด และ จุดที่ให้ค่าแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด การศึกษามุมปะทะที่ดีที่สุดสำหรับกังหันลมแบบใบไม่บิดนี้ใช้ วิธี CFD ในการศึกษาการไหลผ่านกังหันลม NREL Phase II ซึ่งเป็นกังหันชนิดใบไม่บิด เลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k - \epsilon$ (Launder and Spalding, 1974) ซึ่งเป็นแบบจำลองความ

ปั่นป่วนแบบเลข Reynolds สูง ดังนั้นจึงต้องควบคุมกริดแรกในชั้นชิดผิวให้ค่า y^+ อยู่ระหว่าง 30-300 กริดที่ใช้ในการคำนวณในหัวข้อนี้มีเทคนิคต่างจากที่ใช้ในบทที่ 6 กล่าวคือใช้เทคนิค Local-grid refinement โดยเริ่มต้นการคำนวณด้วยกริดที่ค่อนข้างหยาบซึ่งมีค่า y^+ ที่กริดแรกติดกับผนังประมาณมากกว่า 500 จากนั้นหลังจากการคำนวณการไหลผ่านกังหันจะทำการแบ่งกริดละเอียดที่ผิวอีกครั้งหนึ่งโดยมีเงื่อนไขในการแบ่งกริดละเอียดเฉพาะบริเวณที่มีค่า y^+ สูงกว่า 30 การใช้เทคนิคนี้จะช่วยให้ประหยัดเวลาในการสร้างกริดที่ไม่ต้องกังวลกับค่า y^+ ที่กริดแรกมากนัก กริดที่ใช้ในการคำนวณหลังจากที่ทำการแบ่งละเอียดแล้วแสดงอยู่ในรูปที่ 8.2 สำหรับเงื่อนไขที่ใช้ในการคำนวณแสดงอยู่ในตารางที่ 8.1 ค่ามุม Pitch มาตรฐานที่ได้ติดตั้งกับกังหันรุ่นนี้คือ 12 องศา ในการศึกษาครั้งที่จะทำการปรับค่ามุม Pitch เพื่อหาจุดที่ทำให้เกิดกำลังสูงสุด โดยทำการศึกษาที่ความเร็วลม 4 ค่าด้วยกัน

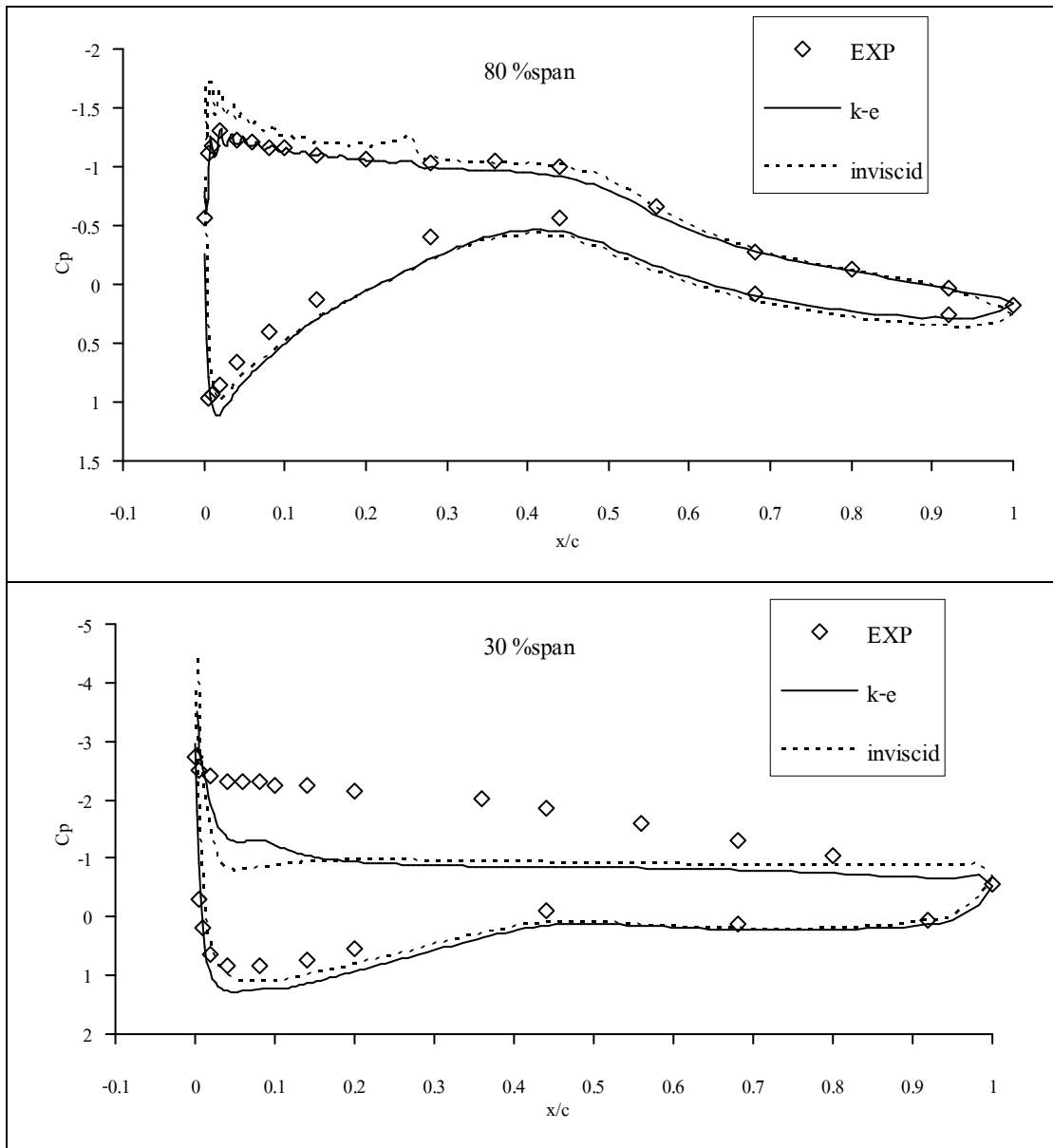
ทำการศึกษาความแม่นยำของวิธี CFD กรณีการไหลเป็นทั้งแบบปั่นป่วน และไม่คิดความหนืด โดยการคำนวณเปรียบเทียบกับผลการทดลองทั้งค่าแรงบิด และ สัมประสิทธิ์การกระจายความดันบนใบกังหัน รูปที่ 8.3 แสดงผลการคำนวณสัมประสิทธิ์การกระจายความดันเปรียบเทียบกับผลการทดลอง ที่ระยะใบ 80% การกระจายความดันจากการคำนวณด้วยแบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k - \epsilon$ และ การคำนวณแบบไม่คิดความหนืดมีค่าใกล้เคียงกับการทดลอง เป็นที่น่าสนใจว่าในช่วงครั้งแรกของด้าน Pressure side ผลการคำนวณแบบไม่คิดความหนืดได้ผลที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าการใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k - \epsilon$ สำหรับที่ระยะใบ 30% ผลการคำนวณการกระจายความดันด้วยวิธีทั้ง 2 เมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดลองไม่ค่อยดีนักที่ผิวด้าน Suction side ซึ่งเกิดจากผลของการไหลแยกที่ผิวด้านบนอันเป็นผลมาจากมุมปะทะที่โคนใบมีค่าสูงมาก แสดงให้เห็นว่าการคำนวณด้วยแบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k - \epsilon$ ร่วมกับฟังก์ชันของผนัง และการคำนวณแบบไม่คิดความหนืดไม่ครอบคลุมปัญหาการไหลแยก อย่างไรก็ตามที่ผิวใบด้าน Pressure side ผลการคำนวณกระจายความดันยังคงสอดคล้องกับการทดลองดีเนื่องจากไม่เกิดการไหลแยก รูปที่ 8.4 แสดงสนามการไหลผ่านกังหันลมที่หน้าตัด 80% และ 30% จากการคำนวณโดยใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard $k - \epsilon$ ที่ความเร็วลม 10.5 m/s สังเกตเห็นได้ว่าที่หน้าตัด 80% เป็นการไหลแบบติดไปกับผิว และ ที่หน้าตัด 30% เกิดการไหลแยกขึ้น



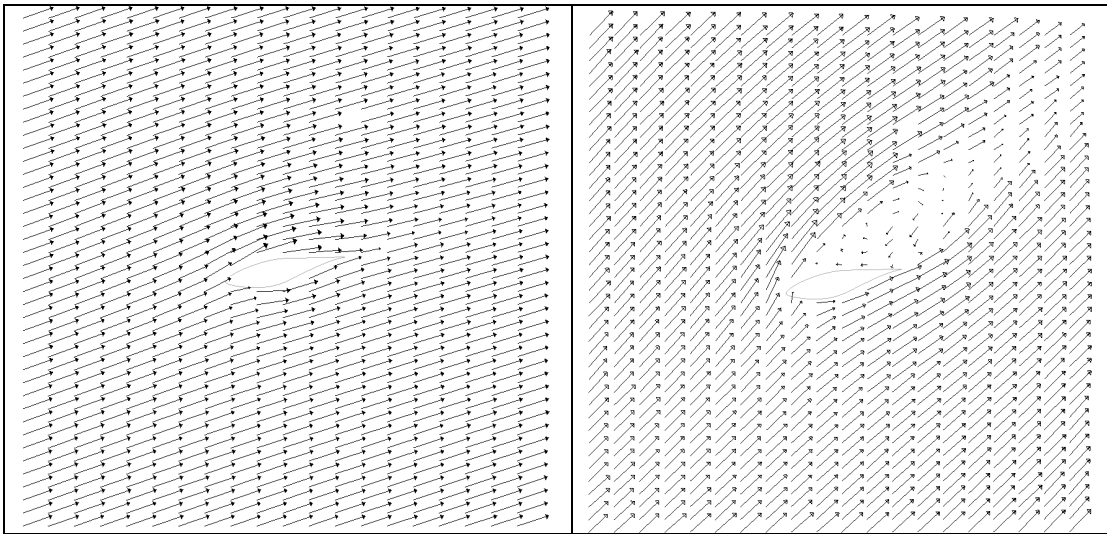
รูปที่ 8.2 ลักษณะกริดรอบไปก้งหันซึ่งทำการแบ่งกริดละเอียดแบบเฉพาะที่

ตาราง 8.1 เงื่อนไขการคำนวณ

Properties	Value or options
Density	0.976 kg/m ³
Pressure	80,592 Pa
Wind speeds	7.2 , 8, 9 and 10.6 and m/s
Rotational speed	72.0 RPM
Blade pitch	1,3,5,7 and 12 degree
CFD algorithm	SIMPLE
Interpolating scheme	QUICK (momentum) 1 st order Upwind (turbulence)
Turbulence model	Standard $k - \varepsilon$ and inviscid
Near wall treatment	Standard wall function (Log- law)
Residual error	5x10 ⁻⁵



รูปที่ 8.3 ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์การกระจายความดันเปรียบเทียบกับผลการทดลองที่ความเร็วลม 10 m/s

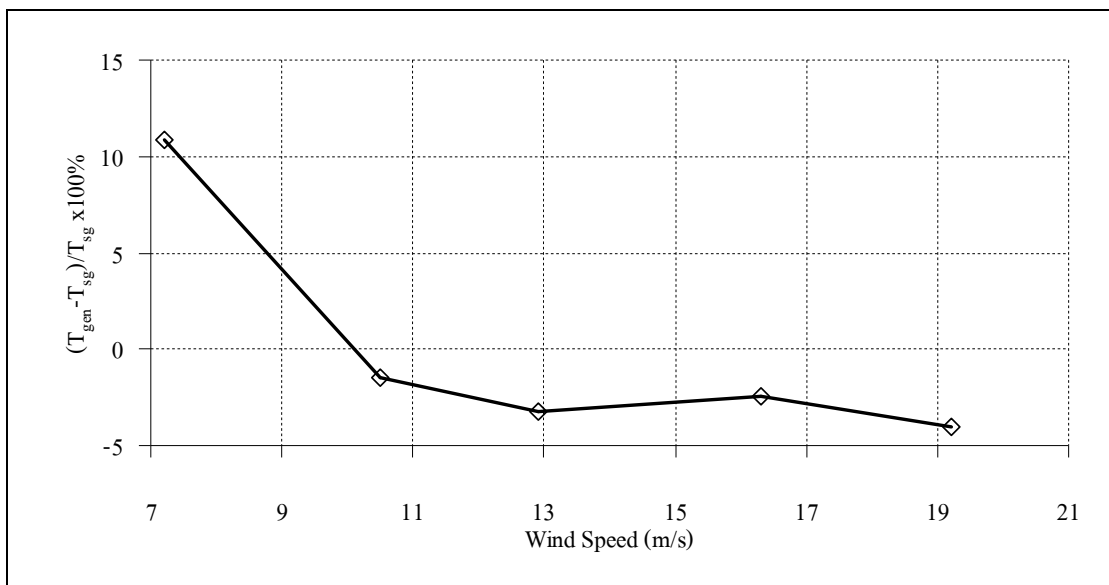


รูปที่ 8.4 ผลการคำนวณสนามการไหลผ่านกังหันลมเปรียบเทียบกับการทดลองที่ความเร็วลม
10 m/s

ผลการเปรียบเทียบแรงบิดแสดงอยู่ในตารางที่ 8.2 ซึ่งทำการเปรียบเทียบค่าแรงบิดที่วัดโดยตรงจาก Strain gauge ที่เพลลาของโรเตอร์ (T_{sg}) และ แรงบิดที่คำนวณจากการวัดกำลังของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (T_{gen}) การวัดจากเครื่องมือทั้งสองชนิดนี้มีความไม่สอดคล้องกันดังแสดงในรูปที่ 8.5 โดยแตกต่างกันในช่วง -4% ถึง 10% ผลลัพธ์ที่คำนวณจากกรณีคิดความหนืดมีค่าที่ใกล้เคียงกับการทดลองดีกว่ากรณีไม่คิดความหนืด ซึ่งสามารถคาดการณ์ได้ล่วงหน้าเนื่องจากการคำนวณแบบไม่คิดความหนืดไม่มีแรงต้านจากความหนืด (Viscous drag) ที่ความเร็วลมต่ำ ผลจาก CFD สอดคล้องกับการวัดค่าแรงบิดด้วย Strain gauge มากกว่าจากการวัดด้วยกำลังจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า อย่างไรก็ตามแนวโน้มจะตรงกันข้ามที่ความเร็วสูง ทั้งนี้อาจเนื่องมาจากที่ความเร็วลมต่ำใบกังหันเกิดการกระพือ (Flapping) น้อย ดังนั้นการวัดค่าจาก Strain gauge จะค่อนข้างแม่นยำ ขณะที่การคำนวณแรงบิดจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าในช่วงนี้ไม่แม่นยำนักเนื่องจากเป็นช่วงที่อยู่ห่างจากช่วงการทำงาน (ที่ความเร็วลมต่ำเป็นช่วง Part load ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า) เมื่อความเร็วลมสูงขึ้น การกระพือของใบเกิดมากขึ้น ขณะที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้าทำงานในช่วงภาระที่เหมาะสม ดังนั้นที่ลมสูงจึงตรงกันข้ามกับที่ลมต่ำ กล่าวคือการวัดค่าจากแรงบิดเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะแม่นยำกว่า

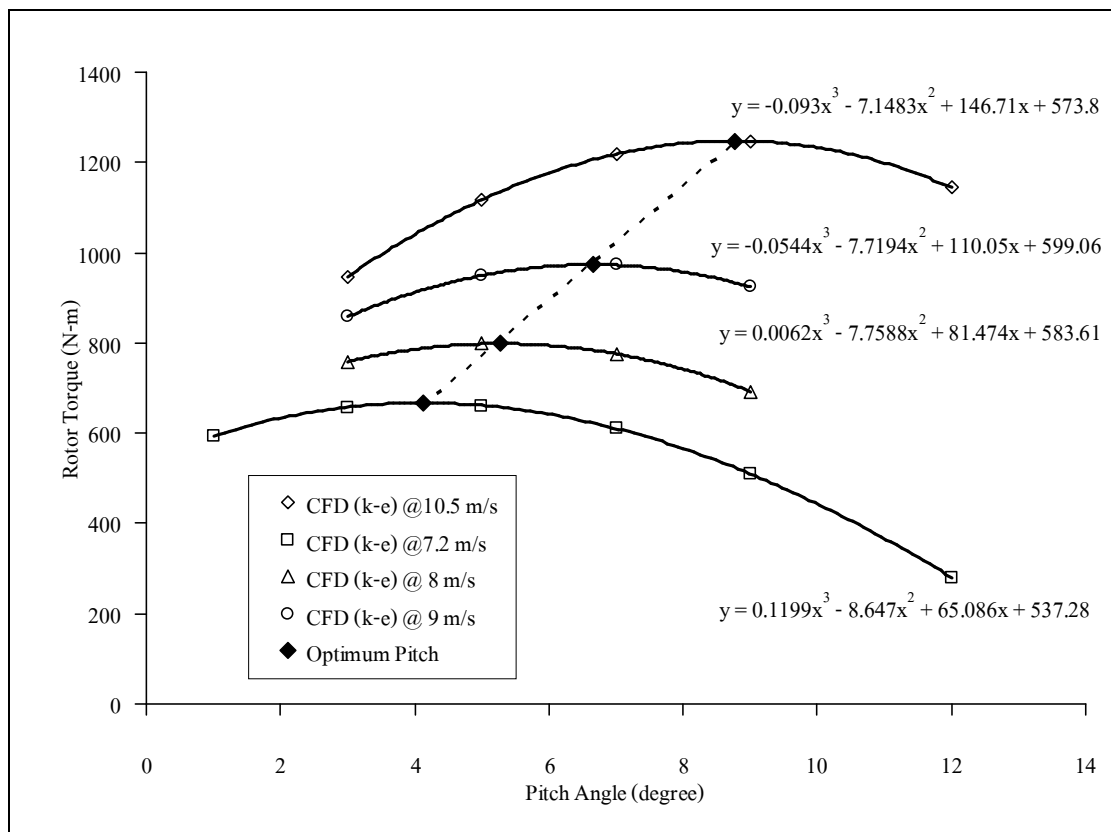
ตาราง 8.2 ผลการคำนวณแรงบิดกึ่งหันด้วย CFD เปรียบเทียบกับการทดลอง

Viscous effect	Wind Speed (m/s)	CFD	Measurements			
			Strain gauge		Generator	
		Torque(N-m)	Torque(N-m)	%error	Torque(N-m)	%error
$k-\varepsilon$	7.2	280.5	286.22	-2.00	317.26	-11.59
inviscid		405.0		41.50		27.66
$k-\varepsilon$	10.5	1144.35	1207.39	-5.22	1190.04	-3.84
inviscid		1509.36		25.01		26.83

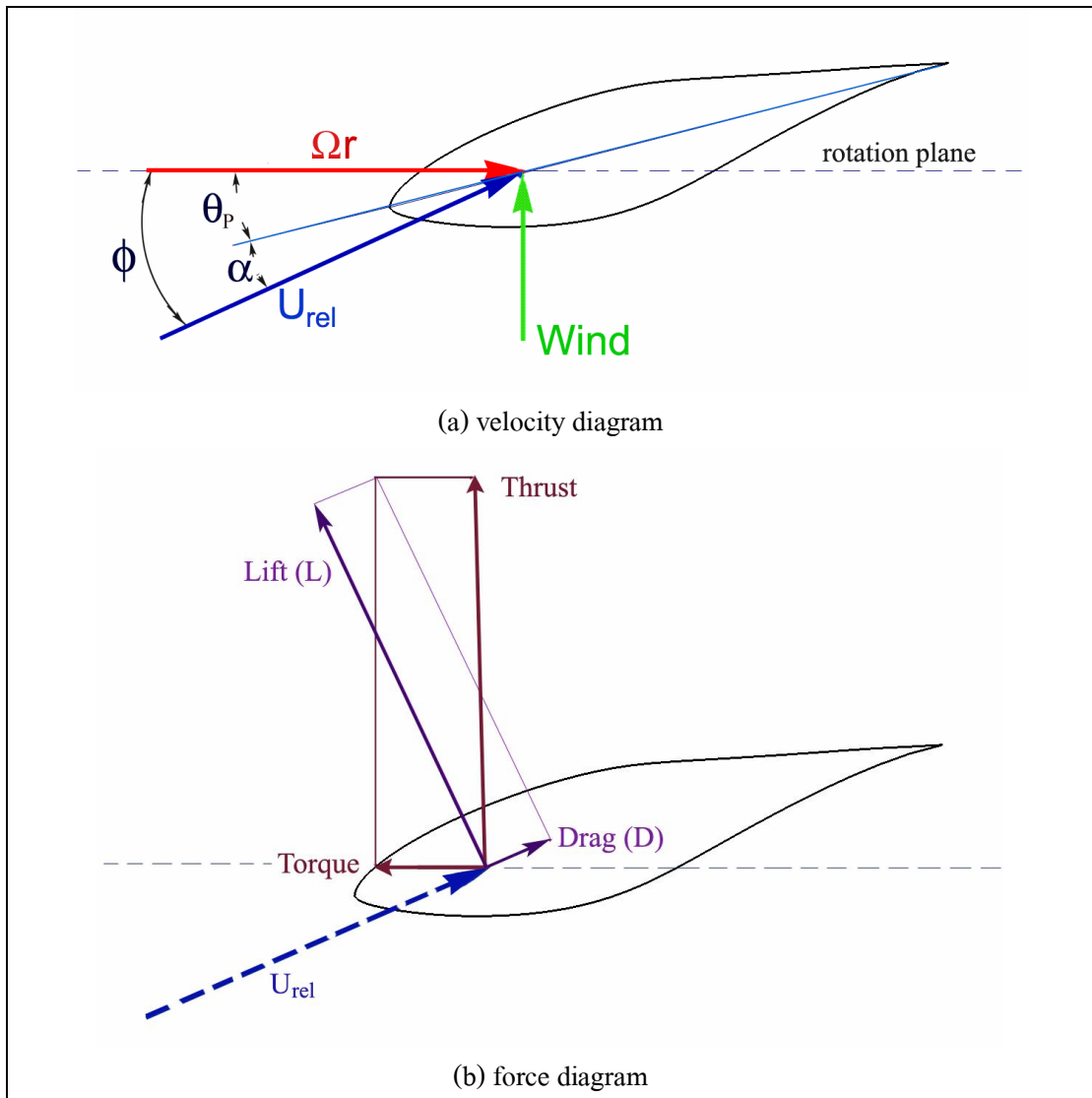


รูปที่ 8.5 ความไม่สอดคล้องกันของเครื่องมือวัดระหว่างการวัดด้วยเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเทียบกับการวัดด้วย Strain gauge

จากการสอบเทียบความแม่นยำของ CFD กรณีกังหันมาตรฐานที่มุม Pitch 12 องศา ทำให้ทราบถึงความแม่นยำของ CFD จึงใช้ CFD ในการศึกษากรณีการปรับมุม Pitch (สอดคล้องกับมุมปะทะ) ที่หลากหลายเพื่อศึกษาถึงผลที่กำลั้งที่ได้จากกังหันลม โดยทำการคำนวณแบบคิดความหนืด ผลการคำนวณแรงบิดจากการปรับมุม Pitch ของกังหันใบตรงที่หลากหลายสำหรับความเร็วลม 7.2 8.0 9.0 และ 10.5 m/s แสดงอยู่ในรูปที่ 8.6 ผลที่ได้แสดงให้เห็นอย่างชัดเจนว่าการปรับมุม Pitch ซึ่งเป็นผลให้มุมปะทะเปลี่ยนไป มีผลอย่างมากต่อกำลั้งที่ได้จากกังหันลม สังเกตได้ว่าที่ความเร็วลมต่ำกำลั้งที่ได้จะเปลี่ยนไปมากเมื่อเทียบกับมุม Pitch เดิม โดยการใช้วิธี Least square fit ประมาณข้อมูลด้วยฟังก์ชัน Polynomial อันดับ 3 ทำการหาค่าสูงสุดด้วยวิธี Calculus ทำให้ได้ค่ามุมปะทะที่ให้กำลั้งสูงสุดเป็น 4.12 5.28 6.66 8.76 สำหรับความเร็วลม 7.2 8.0 9.0 และ 10.5 m/s ตามลำดับ



รูปที่ 8.6 การคำนวณค่ามุม Pitch ที่ให้กำลั้งสูงสุดของกังหัน NREL Phase II ด้วย CFD



รูปที่ 8.7 แผนผังความเร็ว และ แรงที่เกิดบนหน้าตัดแพนอากาศของกังหันลม

รูปที่ 8.7 แสดงแผนผังความเร็ว และ แรงที่เกิดบนหน้าตัดแพนอากาศของกังหันลม จากรูปที่ 8.7 ค่า Geometric angle of attack สามารถคำนวณได้จากมุม Pitch (θ_p) ด้วยความสัมพันธ์ดังนี้

$$\alpha_{geom} = \arctan(\phi) - \theta_p = \arctan\left(\frac{U_0}{\Omega r}\right) - \theta_p \quad (8.1)$$

เมื่อ Ω คือความเร็วเชิงมุมของใบกังหัน U_0 คือความเร็วต้นน้ำ (Free stream) ในที่นี้มุมลมสัมพันธ์ $U_0/\Omega r$ ทำการคำนวณโดยไม่พิจารณาถึงค่า Induction factor ใช้ความสัมพันธ์ดังกล่าวมานี้กับที่

ตำแหน่งการออกแบบโดยทั่วไปที่ระยะใบ 80% ($r=0.8R$) มุมปะทะที่ดีที่สุดตามสมการดังกล่าวมีค่าเป็น 9.18 9.44 9.80 และ 10.26 สำหรับความเร็วลม 7.2 8.0 9.0 และ 10.5 m/s ตามลำดับ

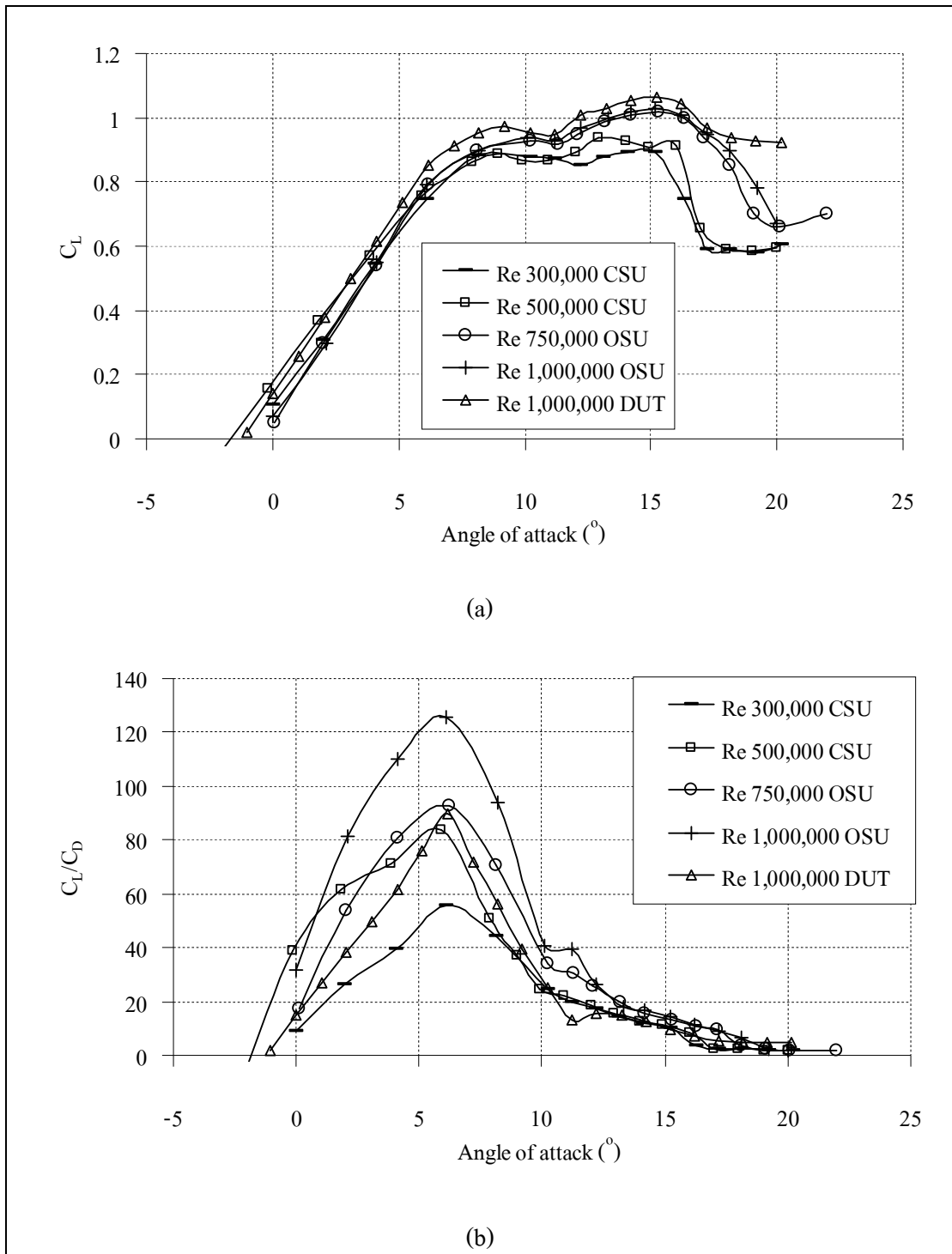
เพื่อช่วยให้การวิเคราะห์ทำได้ดีขึ้นกราฟแสดงความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่างๆ และ ความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น S809 แสดงอยู่ในรูปที่ 8.7 อันดับแรกค่าเลข Reynolds จากการคำนวณความเร็วลมสัมพันธ์ในช่วง 7.2-10.5 m/s ที่ความเร็วรอบ 72 RPM มีค่าเป็น $7.8 \times 10^5 - 8 \times 10^5$ ซึ่งใกล้เคียงกับการทดลองในอุโมงค์ลมกรณีเลข Reynolds 7.5×10^5 ดังนั้นจึงใช้ข้อมูลตัวเลข Reynolds 7.5×10^5 ในการวิเคราะห์จากรูปที่แสดง สังเกตได้ว่าค่ามุมปะทะที่ดีที่สุด 9.18 9.44 9.80 และ 10.26 มีค่าใกล้เคียงกับค่าแรงยกสูงสุดในช่วงก่อนเกิดการ Stall นอกจากนี้ค่ามุมปะทะที่ดีที่สุดที่ในกรณีความเร็วลมสูงซึ่งมีค่าสูงขึ้น มีความสัมพันธ์กับค่าแรงยกสูงสุดที่เลื่อนไปทางขวาของกราฟกรณีเมื่อเลข Reynolds สูงขึ้น สำหรับในรูปที่ 8.7 (b) สังเกตได้ว่ามุมปะทะที่ให้ค่าแรงยกต่อแรงต้านสูงสุดมีค่าประมาณ 6 องศาสำหรับทุกเลข Reynolds ซึ่งจะเห็นได้ว่าไม่สอดคล้องกับมุมปะทะที่ให้กำลังสูงสุดกับกังหันลม

พิจารณาเมื่อระยะใบ (r) มีค่าลดลงจากที่ระยะ 80% Span มุมปะทะจะมีค่าสูงขึ้นสำหรับกรณีกังหันที่ไม่มีการบินใบ เมื่อ r ลดลงถึงค่าหนึ่งการไหลจะเกิดการ Stall ในที่สุด ในทางกลับกันถ้า r เพิ่มขึ้นมากกว่าที่ระยะ 80% Span กำลังที่ได้จากกังหันจะลดลงในช่วงนี้เนื่องจากใบกังหันประสบกับการสูญเสียที่ปลายใบ ด้วยเหตุเหล่านี้ที่ 80% Span จึงเป็นระยะใบที่สมเหตุสมผลสำหรับการออกแบบ ผลลัพธ์จากการศึกษานี้แสดงให้เห็นว่าจุดออกแบบของกังหันลมที่ต่างจากจุดออกแบบของปีเครื่องบินที่ใช้มุมปะทะที่ให้ค่าแรงยกต่อแรงต้านสูงสุดเป็นจุดออกแบบ โดยสำหรับกังหันนั้นกำลังที่ได้สูงสุดสอดคล้องกับตำแหน่งมุมปะทะที่ให้ค่าแรงยกสูงสุด

จากรูปที่ 8.7 สามารถคำนวณค่าสัมประสิทธิ์กำลังจากกังหันลมได้ดังนี้

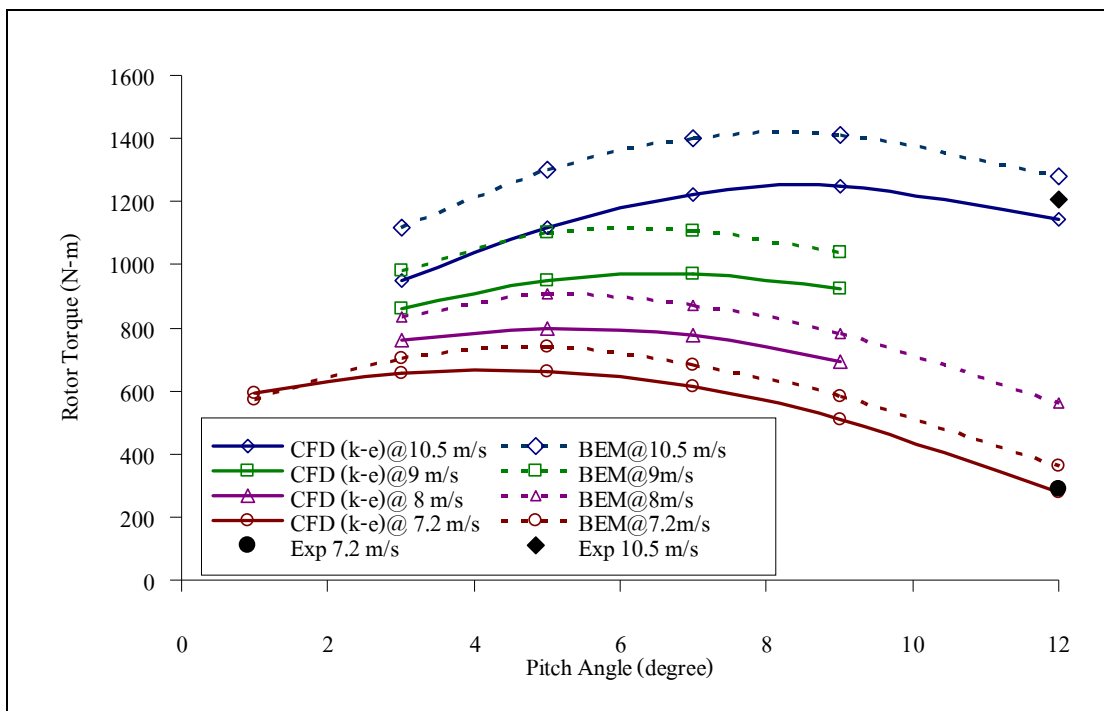
$$\frac{P_w}{0.5\rho AU_0^3} = \frac{[L \cos(90 - \phi) - D \cos \phi] \Omega R}{0.5\rho AU_0^3} = \frac{L \cos \phi [\tan(\phi) - D/L] \Omega R}{0.5\rho AU_0^3} \quad (8.2)$$

เมื่อ R คือรัศมีเฉลี่ยโดยรวมของใบกังหัน ในที่นี้ไม่พิจารณาถึงค่า Induction factor ซึ่งเป็นค่าในอุดมคติจากทฤษฎี Actuator disk พิจารณารูปที่ 8.7 และ สมการ 8.1 มุม $\tan \phi$ มีค่าเท่ากับ $1/\lambda$ เมื่อ λ คือ Tip speed ratio (TSR) โดยทั่วไปมีค่าประมาณ 3-5 ถ้ากำหนด $\lambda = 4$ จะทำให้ $\tan \phi$ มี Order of magnitude ใหญ่กว่า D/L ซึ่งโดยทั่วไปมีค่าประมาณ 1/50 หรือเล็กกว่านี้ เช่นนี้เป็นเหตุผลที่ว่า D/L อาจไม่ใช่ประเด็นสำคัญในการออกแบบกังหันลม แต่ค่าแรงยกโดยลำพังเป็นตัวแปรที่สำคัญมากกว่า ซึ่งแสดงให้เห็นอยู่ในสมการที่ 8.2



รูปที่ 8.8 ค่าสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ S809 จากการทดสอบในอุโมงค์ลม

เนื่องจากในงานวิจัยนี้ได้มีการพัฒนาโปรแกรม SuWiT ซึ่งเป็นโปรแกรมสำหรับประเมินประสิทธิภาพกังหันลม โดยใช้พื้นฐานของทฤษฎี BEM ดังแสดงผลการทดสอบความแม่นยำไว้แล้วในบทที่ 4 สำหรับการศึกษากังหันลม NREL Phase II ซึ่ง SuWiT สามารถคำนวณแรงบิดของกังหันลม NREL Phase II ได้สอดคล้องกับการทดลองค่อนข้างดีดังแสดงในรูปที่ 4.18 ดังนั้นจึงนำ SuWiT มาใช้ในการศึกษาผลของการปรับมุม Pitch ของกังหันลม NREL Phase II ในหัวข้อนี้ด้วย โดยเลือกใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ในสามมิติจากกังหันลมที่กำลังหมุน ในการปรับแก้ผลของ Stall-Delay รูปที่ 8.9 แสดงการเปรียบเทียบการศึกษามุมปะทะที่เหมาะสมจากการคำนวณด้วยวิธี CFD และ วิธี BEM สังเกตได้ว่าที่ความเร็วลมต่ำวิธี CFD และ วิธี BEM คำนวณค่าแรงบิดได้ใกล้เคียงกัน และ จะแตกต่างกันมากขึ้นเมื่อความเร็วลมสูงขึ้นซึ่งน่าจะเกิดจากผลของการไหลแยกที่มากขึ้นซึ่งจะทำให้การคำนวณโดยทั้งสองวิธีมีความแม่นยำน้อยลงเนื่องจากทั้งสองวิธียังอธิบายพฤติกรรมการไหลแยกได้ไม่ดีนัก อย่างไรก็ตามมีข้อสังเกตที่สำคัญคือ มุมปะทะที่ดีที่สุดเกิดที่ตำแหน่งเดียวกัน ดังนั้นในการศึกษาประเด็นมุมปะทะที่เหมาะสมสำหรับกังหันแบบไม่บิดใบนี้จึงค่อนข้างน่าเชื่อถือ



รูปที่ 8.9 เปรียบเทียบการคำนวณค่าแรงบิดกังหันลม NREL Phase II จากการคำนวณด้วย CFD และ BEM

8.2 การออกแบบกังหันลมเชิงบูรณาการ

ในหัวข้อนี้ได้ใช้วิธี BEM ในการออกแบบกังหันลม และ ใช้วิธี CFD ในการสอบเทียบผลลัพธ์ ตามจุดมุ่งหมายสูงสุดของวิทยานิพนธ์นี้ การออกแบบกังหันลมตัวใหม่นี้อ้างอิงกับกังหันลม NREL Phase VI ซึ่งใช้แพนอากาศรุ่น S809 เนื่องจากการเปรียบเทียบจะทำให้ง่ายขึ้นและเป็นการพัฒนาจากกังหันลมตัวเดิม อีกเหตุผลหนึ่งคืองานวิจัยที่ทำมาก่อนหน้าซึ่งได้แสดงไว้ในบทก่อนหน้านั้น ได้เน้นไปที่กังหันลมรุ่นนี้ ซึ่งทราบถึงความแม่นยำของทั้งวิธี BEM และ CFD

8.2.1 เป้าประสงค์การออกแบบ

เพื่อให้กังหันลมที่ออกแบบใหม่นี้สามารถใช้งานได้ดีที่ความเร็วลมต่ำ ซึ่งเป็นลมส่วนใหญ่ของประเทศไทย จึงกำหนดเป้าประสงค์ในการออกแบบดังนี้

- 1) ประสิทธิภาพในช่วงความเร็วลมต่ำ ที่ 4-6 m/s ควรสูงกว่า 40%
- 2) ควรมี Rated Power (กำลังประเมิน) ที่ความเร็วลมต่ำกว่า 10 m/s

ในการออกแบบนี้ เพื่อให้เป็นไปตามกังหันลม NREL Phase VI จึงได้กำหนดให้รัศมีของกังหันลมมีค่า 5.03 เมตร และเป็นชนิดที่ควบคุมกำลังที่ลมแรงด้วยวิธี Stall-regulated ความเร็วรอบกันหันคงที่ที่ 72 RPM สำหรับกระบวนการคำนวณเพื่อให้ได้กังหันตามเป้าประสงค์ที่กำหนดนั้นใช้วิธีวนซ้ำ (Iteration) โดยการใช้โปรแกรม SuWiT ที่คำนวณได้รวดเร็วซึ่งเหมาะกับการออกแบบในลักษณะนี้ ในกระบวนการทำซ้ำเพื่อให้ได้ประสิทธิภาพกังหันลมตามเป้าประสงค์นั้น เริ่มด้วยการศึกษาความไวจากการเปลี่ยนความโตใบ (Chord) และ มุมบิดใบ (Twist) โดยการแบ่งใบกังหันประมาณ 20 ส่วน แล้วทดลองปรับ Chord และ Twist ในแต่ละส่วนของใบ เพื่อศึกษาผลกระทบต่อประสิทธิภาพที่ความเร็วลมต่างกัน ซึ่งพบว่าที่บริเวณ โคนใบ กลางใบ และ ปลายใบ จะให้ผลต่อประสิทธิภาพของกังหันที่ความเร็วลมต่างกัน จากนั้นจึงทำการปรับ Chord และ Twist โดยละเอียดเพื่อให้ได้กังหันลมตามเป้าประสงค์ เมื่อได้กังหันลมที่ต้องการจากการออกแบบด้วยวิธี BEM แล้วจึงทำการสอบเทียบผลลัพธ์กับวิธี CFD อีกครั้งเพื่อเป็นการยืนยันผล

8.2.2 ผลการออกแบบกังหันลมด้วยวิธี BEM

โปรแกรม SuWiT ซึ่งเป็นโปรแกรมสำหรับประเมินประสิทธิภาพกังหันลม บนพื้นฐานของทฤษฎี BEM และ การปรับแก้ด้วยแบบจำลองย่อยต่าง ๆ ดังแสดงผลการทดสอบความแม่นยำไว้แล้วในบทที่ 4 ซึ่งได้ทำการศึกษาแล้วว่าการปรับแก้ผลของ Stall-Delay โดยการใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ในสามมิติจากกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุน ค่อนข้างมีความแม่นยำกับกังหันลม NREL Phase II III/IV และ VI ซึ่งทั้งหมดใช้แพนอากาศรุ่น S809 การออกแบบกังหันลมตัวใหม่นี้อ้างอิงกับกังหันลม NREL ซึ่งใช้แพนอากาศรุ่น S809 ดังนั้นจึงเลือกใช้แบบจำลองเดียวกัน

จากการวิเคราะห์พบว่ากังหันลม NREL Phase VI มีค่า TSR ที่ต่ำกว่ากังหันแบบ 2 ใบทั่วไปจึงทำให้ดักจับพลังงานได้ไม่เต็มที่ ทั้งนี้เป็นเพราะได้มีการพัฒนาต่อเนื่องมาหลายรุ่นตั้งแต่ NREL Phase II (Simms et al, 1999) ซึ่งกำหนดความโตของใบ (Chord) ไว้ที่ 0.457 m โดยเป็นกังหัน 3 ใบ เมื่อมาสู่กังหัน NREL Phase VI ได้ถูกกำหนดกังหันเป็นแบบ 2 ใบ โดยจะต้องมี Chord ที่ระยะ Effective radius เท่ากับกังหันรุ่นก่อน โดยใช้ความเร็วรอบการหมุนเท่าเดิม (Giguere and Selig, 1999) ปัจจัยเหล่านี้จึงทำให้ประสิทธิภาพสูงสุดของ NREL Phase VI มีค่าประมาณ 38%

การเพิ่มประสิทธิภาพให้สูงขึ้นจากเดิมทำได้สามแนวทางคือ

- 1) เพิ่มความเร็วรอบของการหมุนเพื่อให้ได้ค่า TSR ที่เหมาะสม
- 2) คงความเร็วรอบของการหมุนเท่าเดิมแต่เพิ่มความกว้างของใบกังหัน (ความยาว Chord)
- 3) คงความเร็วรอบของการหมุนเท่าเดิมแต่เพิ่มจำนวนใบกังหัน

แนวทางการเพิ่มความเร็วรอบโรเตอร์ได้พิจารณาแล้วว่าไม่เหมาะสมนักดังแสดงไว้ในภาคผนวก ข. ซึ่งทำให้กังหันเกิด Rated power ที่ความเร็วลมสูงกว่า 10 m/s แนวทางการเพิ่มความกว้างใบไม่เหมาะสมเช่นกันเนื่องจากกังหัน NREL Phase VI มีความกว้างใบค่อนข้างมากอยู่แล้ว การเพิ่มความกว้างอีกจะทำให้ใบกังหันใหญ่มากเกินไป ดังนั้นในงานวิจัยนี้จะเลือกแนวทางการเพิ่มจำนวนใบจาก 2 ใบ เป็น 3 ใบเพื่อเป็นกรณีทดสอบการออกแบบแบบบูรณาการระหว่างวิธีการทางทฤษฎี และ วิธีทาง CFD ซึ่งแนวทางการเพิ่มจำนวนใบโดยคงความเร็วรอบดังแสดงในภาคผนวก ข. มีแนวโน้มที่จะให้ประสิทธิภาพกังหันลมตามเป้าประสงค์ได้

การเปรียบเทียบความกว้างใบ (Chord) และ มุมบิดใบ (Twist) ระหว่างกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI แสดงอยู่ในรูปที่ 8.10 และ รูปที่ 8.11 ตามลำดับ สำหรับกังหันที่ออกแบบใหม่จะมี 3 ใบพัดซึ่งต่างจากของเดิมที่มี 2 ใบพัด ขนาดของใบ และ มุมบิดแตกต่างจากกังหันเดิมอย่างชัดเจน ในภาพรวมกังหันใหม่มีขนาดความกว้างใบเล็กกว่าเดิม และมีมุมบิดมากกว่าเดิม กังหันที่ออกแบบใหม่จำเป็นต้องมีมุมบิด และ ความโตใบที่ไม่เป็นเชิงเส้นเนื่องจากการออกแบบในลักษณะ Trade-off เพื่อให้มีประสิทธิภาพสูงที่ความเร็วลมต่ำ และ เกิดกำลังสูงสุดที่ความเร็วลมไม่เกิน 10 m/s ตามเป้าประสงค์การออกแบบ สำหรับรูปร่างกังหันที่ออกแบบใหม่ด้วยโปรแกรมออกแบบ 3 มิติ แสดงอยู่ในรูปที่ 8.12

ผลลัพธ์ด้านประสิทธิภาพ และ กำลังของกังหันใหม่เปรียบเทียบกับกังหัน NREL Phase VI แสดงอยู่ในรูปที่ 8.13 และ รูปที่ 8.14 ตามลำดับ เห็นได้ว่ากังหันใหม่มีประสิทธิภาพสูงกว่ากังหัน NREL Phase VI ในช่วงความเร็วลม 5-15 m/s เมื่อพ้นความเร็วลม 15 m/s จะมีประสิทธิภาพใกล้เคียงกัน กังหันใหม่สามารถทำประสิทธิภาพสูงสุดถึง 45% และมีประสิทธิภาพสูงกว่า 40% ในช่วงความเร็วลม 4-8 m/s กำลังสูงสุดเกิดที่ความเร็วลม 10 m/s ซึ่งประเมินได้ว่าเป็น

ความเร็วประเมิน (rated speed) สำหรับประเทศไทยที่มีความเร็วลมเฉลี่ยอย่างมากประมาณ 6 m/s เห็นได้ว่าผลลัพธ์ที่ออกมาเป็นไปตามเป้าประสงค์ที่ได้ตั้งไว้แต่แรก

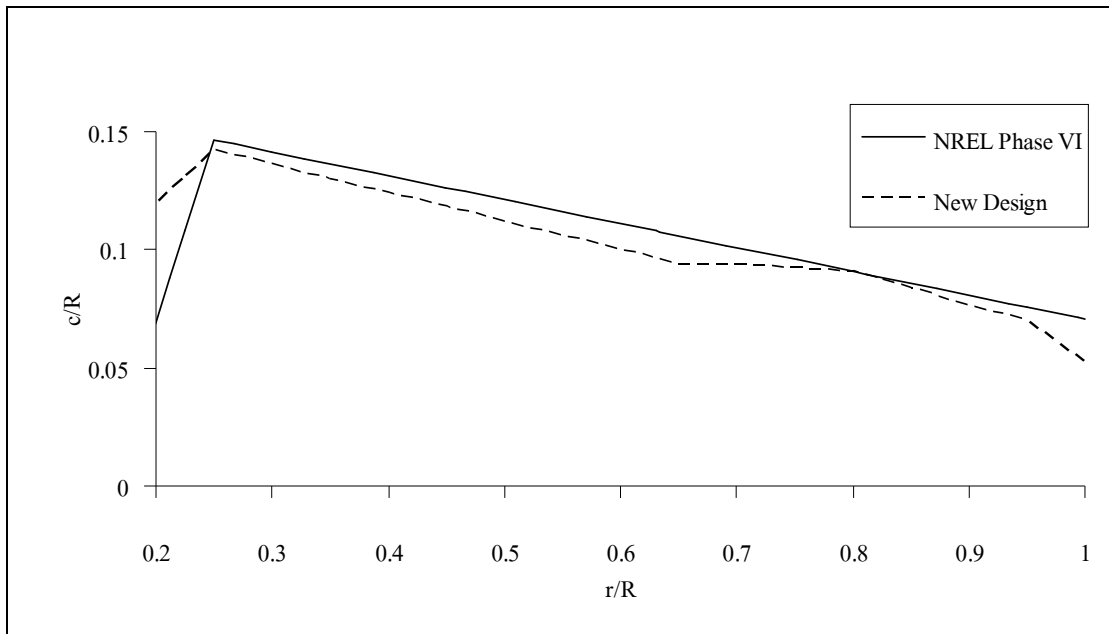
8.2.3 การสอบเทียบวิธี BEM ด้วย CFD

รูปที่ 8.15 แสดงกำลังงานเชิงทฤษฎี (BEM/SuWiT) ที่ได้จากกังหันใหม่เปรียบเทียบกับผลการคำนวณด้วย CFD สำหรับวิธี CFD แสดงผลลัพธ์ทั้งของวิธี $k-\omega$ SST และ $k-\omega$ SST+ ซึ่งเป็นแบบจำลองความปั่นป่วนที่ได้เพิ่มฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังที่ได้พัฒนาขึ้นใหม่ดังแสดงไว้ในบทที่ 7

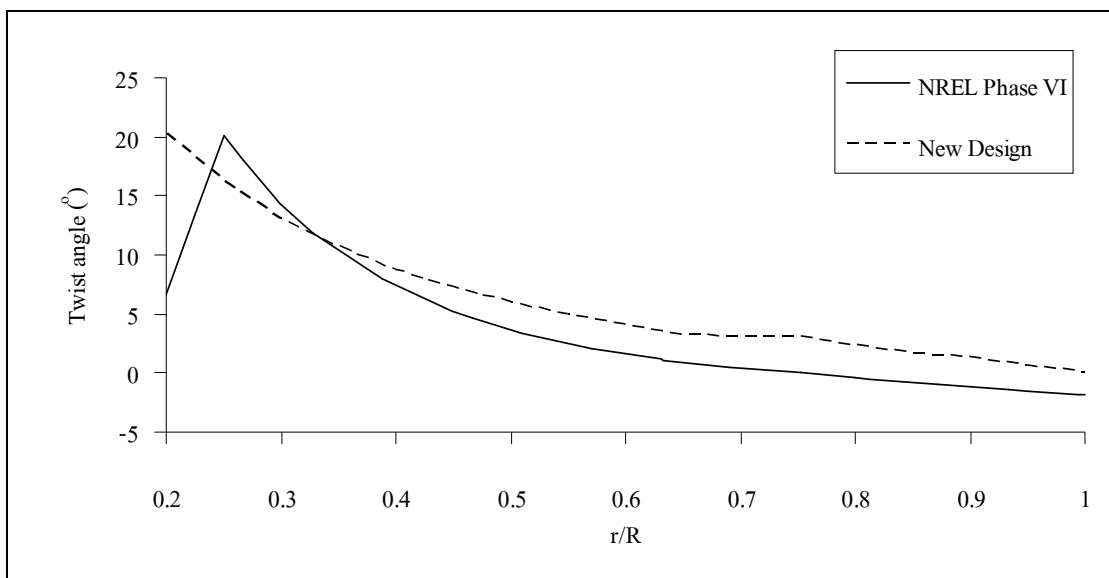
จากรูปเห็นได้ว่าที่ความเร็วลม 5 และ 7 m/s การคำนวณแรงบิดจากวิธี BEM และ CFD สอดคล้องกันดีมาก ทำให้มั่นใจได้ว่ากังหันใหม่นี้จะได้กำลังเป็นไปตามการออกแบบ ที่การคำนวณมีความสอดคล้องกันสูงเพราะเป็นช่วงที่ยังไม่เกิดการไหลแยกจากผิว (Separated flow) แต่ที่ความเร็วลมสูงขึ้นจะเกิดการไหลแยกมากขึ้น จึงเห็นได้ว่าผลการคำนวณด้วยวิธี BEM และ CFD มีความแตกต่างกันมากขึ้น แต่ก็ยังให้แนวโน้มที่คล้ายกัน กล่าวคือมีค่าสูงสุดที่ความเร็วลมประมาณ 10 m/s และ ลดลงที่ความเร็วลมประมาณ 13 m/s

เมื่อพิจารณาเฉพาะผลการคำนวณด้วยวิธี CFD ที่ความเร็วลมสูง เห็นได้ว่าแบบจำลองความปั่นป่วน SST+ คำนวณค่ากำลังได้ต่ำกว่าวิธี SST ซึ่งสามารถสรุปจากการศึกษาทดลองเปรียบเทียบในอดีตของคณะผู้วิจัยได้ว่าแบบจำลอง SST+ มีความถูกต้องมากกว่าเมื่อเทียบกับผลการวัดจริง

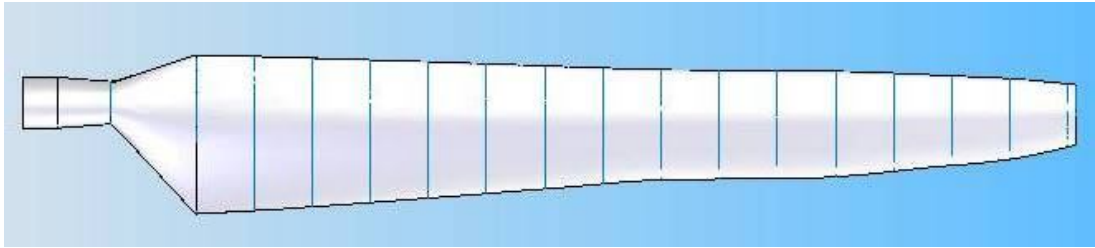
ในภาพรวมสำหรับกังหันลม NREL Phase VI ความแม่นยำของ CFD จะค่อนข้างดีจนถึงที่ความเร็วลมประมาณ 10 m/s (ก่อนเกิดการไหลแยก) สำหรับผลการสอบเทียบวิธี BEM กับผลการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ในบทที่ 4 พบว่ามีความแม่นยำดีมากในช่วงความเร็วลมไม่เกิน 10 m/s เช่นเดียวกัน อีกทั้งให้ผลที่ค่อนข้างดีในช่วงความเร็วลม 10-15 m/s ดังนั้นในช่วงก่อน 10 m/s ผลการออกแบบโดย BEM จึงมีความน่าเชื่อถือ สำหรับที่ความเร็วลมสูงกว่า 10 m/s อาจประเมินได้ว่ากำลังที่ได้จากกังหันลมใหม่นี้มีค่าอยู่ระหว่างที่วิธี BEM และ วิธี CFD แบบ SST+



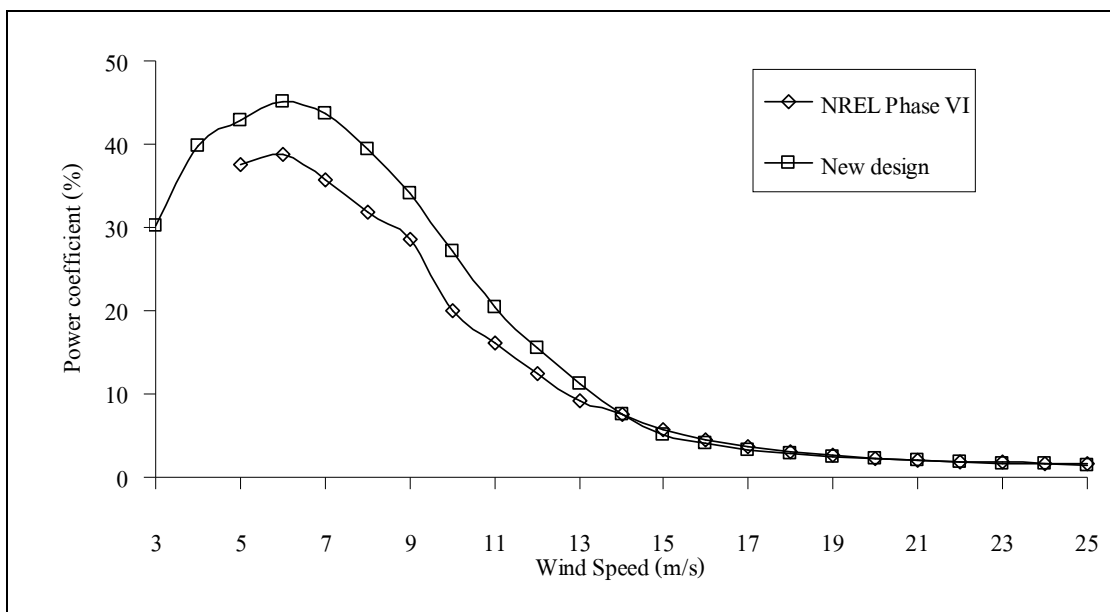
รูปที่ 8.10 เปรียบเทียบความกว้างใบของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI



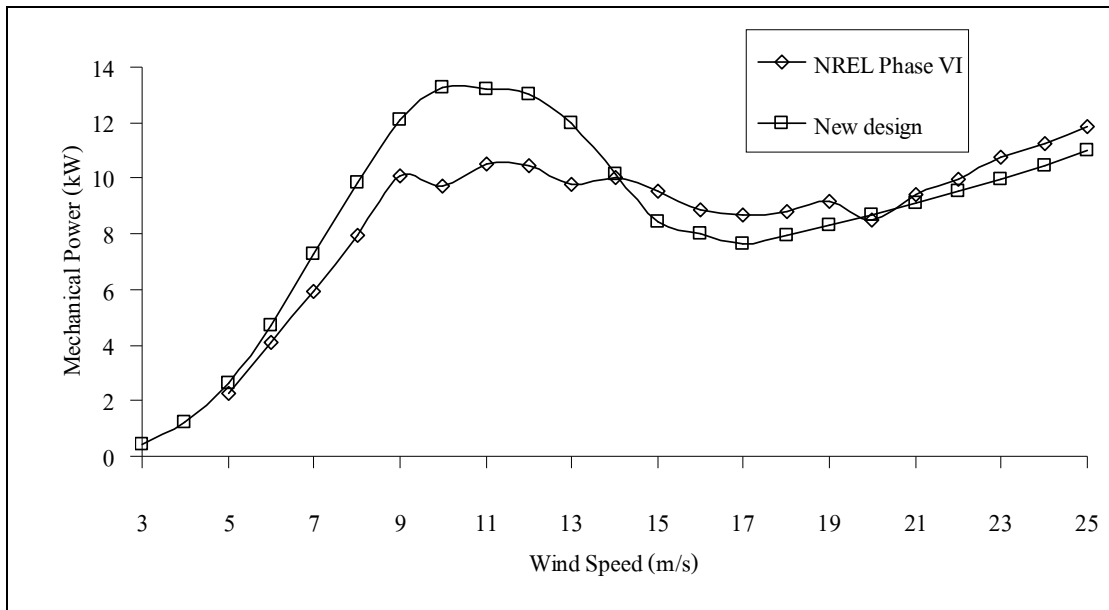
รูปที่ 8.11 เปรียบเทียบมุมบิดใบของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI



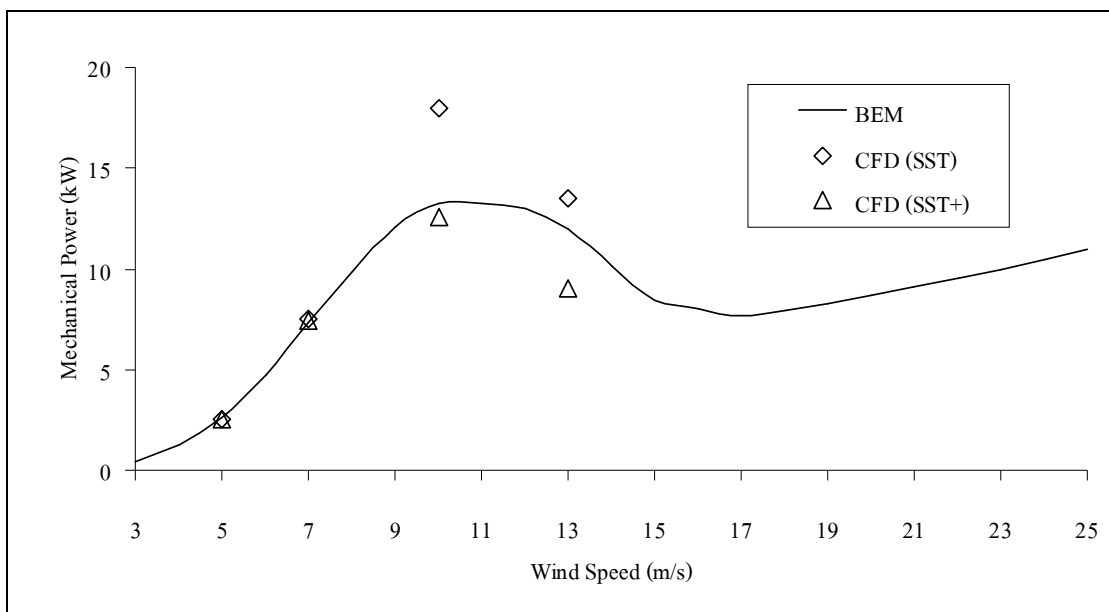
รูปที่ 8.12 รูปร่างใบกังหันลมที่ออกแบบใหม่ด้วยโปรแกรมออกแบบ 3 มิติ



รูปที่ 8.13 เปรียบเทียบประสิทธิภาพของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI



รูปที่ 8.14 เปรียบเทียบกำลังเชิงกลของกังหันที่ออกแบบใหม่กับกังหัน NREL Phase VI



รูปที่ 8.15 เปรียบเทียบการคำนวณค่ากำลังเชิงกลของกังหันที่ออกแบบใหม่จากการคำนวณด้วยวิธี BEM และ วิธี CFD

8.3 สรุปการบูรณาการงานวิจัยกังหันลมด้วยวิธี BEM และ CFD

ทั้ง CFD ที่ได้ทำการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วนแล้ว และ โปรแกรม SuWiT ซึ่งได้พัฒนาขึ้นมาตามทฤษฎี BEM และ ปรับปรุงด้วยแบบจำลองการปรับแก้ค่าต่างๆ ทั้ง 2 วิธีได้ทำการยืนยันผลการคำนวณกับการทดลองที่น่าเชื่อถือได้ในบทที่ 4 และ บทที่ 7 ซึ่งให้ความแม่นยำดีทั้งสองวิธี เมื่อใช้คู่กันจะทำให้งานวิจัยด้านการคำนวณกังหันลมมีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น ผลการคำนวณจะน่าเชื่อถือยิ่งขึ้นถ้าผลจากทั้ง 2 วิธีสอดคล้องกัน

ผลการศึกษามุมปะทะที่เหมาะสมของกังหันลมใบไม้บิดทำให้ทราบวิธีการคำนวณมุม Pitch ที่เหมาะสมได้โดยง่าย โดยทั้งวิธี BEM และ วิธี CFD คำนวณมุม Pitch ที่ให้ประสิทธิภาพสูงสุดได้ตรงกัน

กังหันลมที่ออกแบบใหม่ด้วยวิธี BEM โดยโปรแกรม SuWiT มีประสิทธิภาพสูงสุด 45% และมีประสิทธิภาพเกิน 40% ในช่วงความเร็วลม 4-7 m/s รวมถึงมีกำลังสูงสุดที่ความเร็วลมต่ำเพียง 10 m/s ซึ่งน่าจะเหมาะกับการใช้งานในประเทศไทย

เมื่อใช้ CFD สอบเทียบกังหันลมที่ออกแบบใหม่ด้วยวิธี BEM ประสิทธิภาพ และ กำลังมีความสอดคล้องกันดีที่ความเร็วต่ำ ที่ความเร็วลมสูงมีความคลาดเคลื่อนจากกันเนื่องจากเกิดพฤติกรรมการไหลแยกที่มากขึ้นซึ่งทั้ง BEM และ CFD ยังมีข้อจำกัดในการคำนวณในช่วงนี้ อย่างไรก็ตามทั้ง BEM และ CFD ให้แนวโน้มของกราฟที่ใกล้เคียงกัน

บทที่ 9

สรุป และ ข้อเสนอแนะ

งานวิจัยนี้ได้ทำการพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อการออกแบบกังหันลมแกนนอนโดยวิธี BEM ได้ให้ชื่อโปรแกรมนี้ว่า SuWiT ทำการพัฒนากระบวนการที่เกี่ยวข้องกับ CFD ให้มีความแม่นยำยิ่งขึ้น ทำการสอบเทียบทั้ง BEM และ CFD กับการทดลองกังหันลมที่น่าเชื่อถือ โดยสอบเทียบผลการคำนวณกับกังหันลม 2 ใบ /3 ใบ ทั้งแบบ Twisted/untwisted และ Taper/Non-taper มีค่า TSR สูงสุดเท่ากับ 9.5 (Tellus Rotor) และค่า TSR ต่ำสุดเท่ากับ 1.5 (NREL Phase VI) ซึ่งค่อนข้างครอบคลุมกังหันลมที่มีอยู่ในปัจจุบันพอสมควร สุดท้ายได้นำทั้งวิธี BEM และ CFD ที่ทำการปรับปรับปรุง และ สอบเทียบแล้ว ว่ามีความแม่นยำ ไปประยุกต์ใช้ร่วมกันในงานวิจัยด้านกังหันลม

9.1 สรุปวิธี BEM

โปรแกรม SuWiT หรือ Suranaree Wind Turbine พัฒนาขึ้นตามทฤษฎี BEM ร่วมกับการใช้แบบจำลองการปรับแก้ต่าง ๆ คือ แบบจำลองการสูญเสียที่ปลาย และ โคนใบ แบบจำลองการปรับแก้ค่าแฟลคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน การปรับแก้ผลของใบกังหันความยาวจำกัด และแบบจำลอง Stall-Delay ซึ่งแบบจำลอง Stall-Delay มีผลต่อความแม่นยำของกังหันลมในช่วงมุมปะทะสูง

การรวมกันของแบบจำลองการปรับแก้สำหรับ SuWiT ที่ให้ความแม่นยำดีคือ การใช้ทฤษฎี BEM คู่กับ

- 1) ฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl ซึ่งสรุปโดย Glauert และ นำมาประยุกต์ใช้กับการสูญเสียที่ปลาย และ โคนใบโดย Moriarty and Hansen
- 2) การปรับแก้ค่าแฟลคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกนโดย Buhl
- 3) การปรับแก้ผลของใบกังหันความยาวจำกัดโดย Viterna and Corrigan
- 4) แบบจำลอง Stall-Delay โดย Snel สำหรับคำนวณค่า C_L และ แบบจำลอง Viterna and Corrigan สำหรับค่า C_D

ในช่วงที่พฤติกรรมยังไม่เกิดการไหลแยกหรือที่ความเร็วลมต่ำโปรแกรม SuWiT สามารถคำนวณประสิทธิภาพกังหันลมได้ดี ซึ่งในช่วงนี้แบบจำลอง Stall-Delay ไม่มีผลต่อการคำนวณ ที่ความเร็วลมสูงซึ่งเกิดการ Stall และพฤติกรรม Stall-Delay แบบจำลอง Stall-Delay ที่มีอยู่ยังไม่แม่นยำเพียงพอโดยเฉพาะที่ความเร็วลมที่สูงมาก การจำลอง Stall-Delay ด้วยการประมาณค่านอกช่วงจากแบบจำลองของ Viterna and Corrigan ซึ่งใช้ข้อมูลเฉลี่ยค่าแรงยก และ แรงต้านใน 3 มิติ มีความใกล้เคียงกับผลการ

ทดลองมากที่สุด วิธีนี้ต้องอาศัยข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์จากการทดลองกึ่งหันลมที่กำลังหมุนจึงไม่สามารถใช้กึ่งหันลมทั่วไป สำหรับกึ่งหันทั่วไปควรรู้ แบบจำลอง Stall-Delay โดย Snel สำหรับคำนวณค่า C_L และ แบบจำลอง Viterna and Corrigan สำหรับค่า C_D

9.2 สรุปวิธี CFD

ขนาดของโดเมนมีผลต่อความแม่นยำของการใช้ CFD ในการคำนวณกึ่งหันลมมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่งขนาดความยาวโดเมนด้านหน้าเมื่อวัดจากระนาบโรเตอร์ ซึ่งควรมีค่า $L/R > 1.6\lambda$ โดยรวมขนาดของโดเมนที่เหมาะสมควรมีค่าไม่น้อยกว่า $6R \times 3R \times 3R$ สำหรับขนาดโดเมนด้านหน้า ด้านข้าง และ ด้านหลังตามลำดับ

แบบจำลองความปั่นป่วนมีผลต่อความแม่นยำของ CFD อย่างมาก แบบจำลองที่มีอยู่ก่อนหน้า ทั้ง Standard $k-\varepsilon$ $k-\omega$ SST และ SA ไม่สามารถคำนวณพฤติกรรมการไหลแยกได้ดี ความแม่นยำมีเฉพาะที่ความเร็วลมต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยกเท่านั้น

แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ ช่วยปรับปรุงแบบจำลอง $k-\omega$ SST ให้ครอบคลุมปัญหา Laminar/Turbulence Transition ช่วยให้การคำนวณกึ่งหันลมในช่วงที่เกิดการไหล Transition ทำได้ดีขึ้น แต่เมื่อเกิดการไหลแยกมากขึ้นความแม่นยำจะลดลงมาก

การปรับปรุงฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังแบบใหม่ (f_{SST}) สำหรับใช้ร่วมกับแบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST ที่ได้เสนอในงานวิจัยนี้ ทำให้ CFD คำนวณการไหลผ่านแพนอากาศได้ดีขึ้นมาก โดยเฉพาะเมื่อเกิดการไหลแยก จึงทำให้การคำนวณการไหลผ่านกึ่งหันลมมีความแม่นยำมากขึ้นด้วย

9.3 สรุปบูรณาการงานวิจัยกึ่งหันลม

CFD ที่ได้ทำการปรับปรุงกระบวนการคำนวณมีความแม่นยำมากขึ้น ยืนยันผลการออกแบบกึ่งหันลมด้วยวิธี BEM จากโปรแกรม SuWiT ผลการคำนวณจากทั้ง 2 วิธีมีแนวโน้มที่ใกล้เคียงกัน ทำให้ข้อมูลการคำนวณมีความน่าเชื่อถือมากขึ้น

9.4 ข้อเสนอแนะ

ทั้งวิธี BEM และ CFD ยังไม่มีความแม่นยำเพียงพอเมื่อเกิดการไหลแยกที่สูงมาก จึงควรมีการทำการปรับปรุงแบบจำลอง Stall-Delay สำหรับวิธี BEM และปรับปรุงวิธีจำลองความปั่นป่วนสำหรับ CFD ซึ่งอาจต้องพัฒนาวิธีการจำลองความปั่นป่วนแบบใหม่

รายการอ้างอิง

- ปราโมทย์ เดชะอำไพ (2545). **ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์เพื่อการคำนวณพลศาสตร์ของไหล**. สำนักพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
- Anderson, J.D. (1995). **Computational fluid dynamics: The basic with applications**. Singapore: McGraw-Hill.
- Anderson, J.D. (2001). **Fundamentals of aerodynamics**. (3rd ed.). Singapore: McGraw-Hill.
- Batchelor, G.K. (1967). **An introduction to fluid dynamics**. Cambridge: Cambridge University Press.
- Baldwin, B.S., and Lomax, H. (1978, January). Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flow. **AIAA Paper 78-0257**
- Baldwin, B.S., and Barth, T.J. (1990). A one-equation turbulence transport model for high Reynolds number wall-bounded flows. **NASA TM 102847**.
- Bak, C., Johansen, J., and Andersen, P.B. (2006). Three-dimensional corrections of airfoil characteristics based on pressure distributions. **European Wind Energy Conference and Exhibition 2006**, Athens, Greece
- Bak, C. (2007). Sensitivity of key parameters in aerodynamic wind turbine rotor design on power and energy performance. The Science of Making Torque from Wind, **Journal of Physics: Conference Series 75**. doi:10.1088/1742-6596/75/1/012008
- Butterfield, C.P., Musial, W.P., and Simms, D.A. (1992, October). Combined experiment PHASE I. Final report/NREL TP-257-4655.
- Buning, P. (2002, October). Consolidation of time-accurate, moving body capabilities in OVERFLOW. **The 6th Overset Composite Grid and Solution Technology Symposium**, Ft. Walton Beach, FL
- Benjanirat, S., Sankar, L.N., and Xu, G. (2003). Evaluation of turbulence models for the prediction of wind turbine aerodynamics. **AIAA Paper No.2003-0517**
- Benjanirat, S. (2006, December). **Computational studies of horizontal axis wind turbines in high wind speed condition using advance turbulence model**. Ph.D Thesis, Georgia Institute of Technology.

- Bertagnolio, F., Sørensen, N.N., and Johansen, J. (2006, December). Profile catalogue for airfoil sections based on 3D computations. Risø-R-1581(EN), Risø National Laboratory,
- Buhl, J.L. (2005, August). A new empirical relationship between thrust coefficient and induction factor for the turbulent windmill state. Technical report NREL/TP-500-36834. National Renewable Energy Laboratory, Colorado.
- Burton, T., Sharpe, D., Jenkins, N., and Bossanyi, E. (2001). **Wind Energy Handbook**. Chichester : John Wiley & Son.
- Breton, S., Coton, F.N., and Moe G. (2008). A study on rotational effects and different stall delay models using a prescribed wake vortex scheme and NREL phase VI experiment data, **Wind Energy**. 11:459-482. DOI: 10.1002/we.269
- Buining, A., van Bussel, G.J.W., Corten, C.P., and Timmer, W.A. (1993). Pressure distributions from a wind turbine blade: field measurements compared to 2-dimensional wind tunnel data. DUT-IVW-93065R, Delft University of Technology, Delft
- Bruining, A., (1996, September). Aerodynamics characteristics of a 10 m diameter rotating wind turbine blade. University of Delft, IW-084R,
- Cambier, L., and Gazaix, M. (2002). elsA: an efficient object-oriented solution to CFD complexity. **40th AIAA Aerospace Science Conference and Exhibition**. Reno, NV.
- Carcangiu, C.N. (2008). **CFD-RANS study of horizontal axis wind turbines**. Ph.D Thesis, Dipartimento di Ingegneria Meccanica, Università degli Studi di Cagliari, Italy
- Chao, D.D., and van Dam, C.P. (2007, July). Computational aerodynamic analysis of a blunt trailing-edge airfoil modification to the NREL Phase VI rotor. **Wind Energy**. 10:529-550.
- Chan, W.M., Meakin, R.L., and Potsdam, M.A. (2001, January) CHSSI software for geometrically complex unsteady aerodynamic applications. **AIAA 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, Reno, NV. AIAA Paper 2001-0593.
- Choi, Y.H., Merkle, C.L. (1993). The application of preconditioning to viscous flow. **Journal of Computational Physics** 105: 207–223.
- Cummings, R.M., Forsythe, J.R., Morton, S.A., and Squires, K.D., (2003). Computational challenges in high angle of attack flow prediction. **Progress in Aerospace Sciences**, 39:369–384. doi:10.1016/S0376-0421(03)00041-1

- Du, Z., and Selig, M.S. (1998). A 3-D stall-delay model for horizontal axis wind turbines performance prediction. AIAA Paper No. 98-0021
- Duque, E.P.N., vanDam, C.P., and Hughes, S. (1999). Navier-Stokes simulations of the NREL combined experiment Phase II rotor. AIAA Paper No.99-0037
- Duque, E.P.N., Johnson, W., vanDam, C.P., et al. (2000). Numerical predictions of wind turbine power and aerodynamic loads for the NREL Phase II combine experiment rotor. AIAA Paper No.2000-0038
- Duque, E.P.N., Burklund, M.D., and Johnson, W. (2003). Navier-Stokes and comprehensive analysis performance predictions of the NREL Phase VI experiment. **Solar Energy Engineering**, 125:457-467.
- Eggleston, D.M. and Stoddard, F.S. (1987). **Wind turbine engineering design**. Van Nostrand Company
- Ferrer, E., and Munduate, X. (2007). Wind turbine blade tip comparison using CFD. **The Science of Making Torque from Wind. Journal of Physics: Conference Series** 75. doi:10.1088/1742-6596/75/1/012005
- Froude, R.E. (1878). On the elementary relation between pitch, slip, and propulsive efficiency. **Transactions, Institute of Naval Architects** 19:47-57
- Gaunaa, M., and Johansen, J. (2007). Determination of the maximum aerodynamic efficiency of wind turbine rotors with winglets. **The Science of Making Torque from Wind. Journal of Physics: Conference Series** 75. doi:10.1088/1742-6596/75/1/012006
- Giguere, P., and Selig, M.S. (1997, October). Aerodynamic blade design methods for horizontal axis wind turbines. **The 13th Annual Canadian Wind Energy Association Conference and Exhibition**, Quebec City, Quebec, Canada.
- Giguere, P., and Selig, M.S. (1999). Design of a tapered and twisted blade for the NREL combined experiment rotor. NREL/SR-500-26173, NREL, Golden, CO.
- Giguere, P., Selig, M.S., and Tamgler, J.L. (1999, January). Blade design trade-offs using low-lift airfoils for stall-regulated HAWTs, **ASME/AIAA Wind Energy Symposium**. Reno, Nevada.
- Glauert, H. (1926). The analysis of experimental results in the windmill brake and vortex ring states of an airscrew. **ARC R&M 1926(1026)**.

- Glauert, H. (1935). Airplane Propellers. In Durand W. F. (ed.). **Aerodynamic Theory**. Div. L, Chapter XI. Berlin: Springer-Verlag.
- Glauert, H. (1963). Airplane propellers. In Durand W. F. (ed.). **Aerodynamic Theory**. New York: Dover. 169-360.
- Greitzer, E.M., Tan, C.S., and Graf, M.B., (2004). **Internal flow concepts and applications**. Cambridge: Cambridge University Press.
- Gupta, A. (2006). **Computational fluid dynamic simulations of wind turbines**. Master Thesis, the Pennsylvania State University.
- Hand, M.M., Simms, D.A., et. al., (2001, December). Unsteady aerodynamics experiment Phases VI: Wind tunnel test configurations and available data campaigns. Technical Report NREL/TP-500-29955, National Renewable Energy Laboratory, Colorado.
- Jack, W. (2004). Optimising wind turbine blade shape and pitch control strategy using blade element theory. **Renewable and Sustainable Energy Reviews** 7:145-167.
- Johansen, J., and Sørensen, N.N. (2000, December). Application of a detached-eddy simulation model on airfoil flows. **IEA Joint Action, Aerodynamics of Wind Turbines, 14th Symposium**, Boulder, CO.
- Johansen, J., and Sørensen, N.N. (2002, August). Numerical investigation of three wind turbine tips. Risø National Laboratory. Technical Report Risø-R-1353(EN)
- Johansen, J., Sørensen, N.N., Michelsen, J.A. and Schreck, S. (2002). Detached-eddy simulation of flow around the NREL Phase VI blade. **Wind Energy** 5:185–197 (DOI: 10.1002/we.63)
- Johansen, J., and Sørensen, N.N. (2004). Airfoil characteristics from 3-D CFD rotor computations. **In Proceeding The Science of Making Torque from Wind**. Netherlands
- Johansen, J., and Sørensen, N.N. (2006, February). Aerodynamic investigation of winglets on wind turbine blades using CFD. Risø National Laboratory, Technical Report Risø-R-1543(EN)
- Johansen, J., Aagaard, M.H, Sorensen, N.N., and Bak, C. (2006). Numerical investigation of a wind turbine rotor with an aerodynamically redesigned hub region. **European Wind Energy Conference and Exhibition 2006**, Athens, Greece.
- Johansen, J., Madsen, H.A., Sørensen, N.N. and Bak C., (2007). Numerical Investigation of a Wind Turbine Rotor with an aerodynamically redesigned hub-region, EWEC2007

- Johansen, J., and Sørensen, N.N. (2007). Numerical analysis of winglets on wind turbine blades using CFD. (Invited Paper and Poster). In: **Conference proceedings European Wind Energy Conference and Exhibition 2007**, Milan (IT), 7-10 May 2007.
- Jonkman, J.M. (2003). Modeling of the UAE wind turbine for refinement of FAST_AD. Technical Report NREL/TP-500-34755, National Renewable Energy Laboratory, Colorado
- Kim, B., Kim, J., Kikuyama, K., Rooij, V., and Lee, Y. (2002). 3-D numerical prediction of horizontal axis wind turbine power characteristics of the scales Delft university T40/500 model. **The fifth JSME-KSME Fluids engineering conference**, Japan
- Laino, D.J., Hansen, A.C. and Minnema, J.E. (2002) Validation of the AeroDyn Subroutines using NREL unsteady aerodynamics experiment data, **Wind Energ.** 5:227–244. DOI: 0.1002/we.69
- Langtry, R.B., Gola, J., and Menter, F.R. (2006). Predicting 2D airfoil and 3D wind turbine rotor performance using a transition model for general CFD codes. **44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, Reno 2006, AIAA 2006-0395
- Langtry, R.B., (2006). **A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes**. Dr.-Ing. Thesis, Universität Stuttgart
- Lanzafame, R., and Messina, M. (2007, November). Fluid dynamics wind turbine design: Critical analysis, optimization and application of BEM theory. **Renew Energy** 32(14): 2291-2305. doi:10.1016/j.renene.2006.12.010
- Lauder, B.E., and Spalding, D.B. (1974). The numerical computation of turbulent flows. **Computer methods in applied mechanics and engineering** 3:269-289.
- Laursen, J., Enevoldsen, P., and Hjort, S. (2007). 3D CFD rotor computations of a multi-megawatt HAWT rotor. **European Wind Energy Conference 2007**, Milan, Italy.
- Leonard, B.P. (1979). A stable and accurate convective modeling procedure based on quadratic upstream interpolation. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering** 19:59-98.
- Leishman, J.G., and Beddoes, T.S. (1989). A semi-empirical model for dynamic Stall. **Journal of the American Helicopter Society** 34 (3): 3-17.
- Lindenburg, C. (2003, July). Investigation into rotor blade aerodynamics. Technical Report ECN-C-03-025

- Lindenburg, C. (2004, July). Modeling of rotational augmentation base on engineering considerations and measurements. Technical Report ECN-RX--04-131
- Lindenburg, C. (2004, November). Modeling of rotational augmentation based on engineering consideration and measurements. **European Wind Energy Conference**, London.
- Lindenburg, C. (2005, May). PHATAS release "NOV-2003" and "APR-2005" USER'S MANUAL Program for horizontal axis wind turbine analysis and simulation. Technical Report ECN-I--05-005.
- Maalawi, K.Y. and Badawy, M.T.S. (2001). A direct method for evaluating performance of horizontal axis wind turbines. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**. 5: 175-190.
- Mandas, N., Cambuli, F., and Carcangiu, C.E. (2006). Numerical prediction of horizontal axis wind turbine flow. **European Wind Energy Conference 2006**, Athens, Greece
- Manwell, J.F., McGowan, J.G., and Rogers A.L. (2002). **Wind energy explained**. John Wiley & Son.
- Martinez, J., Bernabini L., Probst, O., and Rodriguez, C. (2005). An improved BEM model for the power curve prediction of stall-regulated wind turbines. **Wind Energy**. 8:385-402. DOI: 10.1002/we.147
- Mavriplis, D.J., (1998, Sept). Multigrid strategies for viscous flow solvers on anisotropic unstructured meshes. **Journal of Computational Physics** 145(1): 141–165.
- Mendez, J., and Greiner, D. (2006, September). Wind blade chord and twist angle optimization using genetic algorithms. **Fifth International Conference on Engineering Computational Technology**, Las Palmas de Gran Canaria, Spain.
- Meng, F. and van Rooij, R.P.J.O.M. (2007). CFD investigations with respect to model sensitivity for the non-rotating flow around the NREL Phase VI blade. **European Wind Energy Conference 2007**, Milan, Italy.
- Menter, F.R. (1993). Zonal two equation $k - \omega$ turbulence models for aerodynamic flows. AIAA Paper 93-2906
- Menter, F.R. (1994, Nov). Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA J** 32:1299-1310.
- Michelsen, J.A. (1992). Basis3D-a platform for development of multiblock PDE solvers. Technical Report AFM 92-05. Technical University of Denmark
- Michelsen, J.A., (1994). Block structured multigrid solution of 2D and 3D elliptic PDE's. Technical Report AFM 94-06. Technical University of Denmark.

- Moriarty, P.J., and Hansen, A.C. (2005, January). AeroDyn theory manual. Technical Report NREL/TP-500-36881
- Nichols, R., Tramel, R., and Buning, P., (2006). Solver and turbulence model upgrades to OVERFLOW 2 for unsteady and high-speed applications. **AIAA 24th Applied Aerodynamics Conference**, San Francisco, CA, June, AIAA 2006-2824.
- Pape, A.L., and Lecanu, J. (2004). 3D Navier-Stoke computations of a stall-regulated wind turbine. **Wind Energ.** 7:309–324. (DOI: 10.1002/we.129)
- Patankar, S.V. (1980). **Numerical heat transfer and fluid flow**. New York: Hemisphere Publishing Corporation, Taylor & Francis Group.
- Patankar, S.V., and Spalding D.B., (1972). A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows. **International Journal of Heat and Mass Transfer** 15: 1787–1806.
- Peters, D.A., and He, C.J. (1991, July). Correlation of measured induced velocities with a finite-state wake model. **Journal of American Helicopter Society**
- Potsdam, M.A., and Mavriplis, D.J. (2009, January). Unstructured mesh CFD aerodynamic analysis of the NREL Phase VI rotor, **47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition**. Orlando, Florida, AIAA 2009-1221
- Prandtl, L., and Betz, A. (1927). Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik. *Göttinger Nachr.*: Göttingen, 88–92.
- Raj, N.V. (2000). **An improved semi-empirical model for 3-D post-stall effect in horizontal axis wind turbine**. Master of Science Thesis, University of Illinois, Urbana-Champaign
- Rankine, W.J.M. (1865). On the mathematical principles of the action of propellers. **Transactions, Institute of Naval Architects** 6: 13-30
- Rumsey, C.L., Ying, S.X., (2002). Prediction of high lift: review of present CFD capability. **Progress in Aerospace Sciences** 38: 145–180
- Rumsay, R.R., Hoffman, M.J., and Gregorek, G.M. (1995, December). Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil. The Ohio State University, NREL/TP-442-7817.

- Sant, T., van Kuik, G., and van Bussel, G. J.W. (2006). Estimating the angle of attack from blade pressure measurements on the NREL phase VI rotor using a free wake vortex model: axial conditions. **Wind Energy**. 9: 549–577.
- Sant, T. (2007). **Improving BEM-based aerodynamic models in wind turbine design codes**. Ph.D. Thesis, Delft University Wind Energy Research Institute, Delft, Netherlands.
- Sant, T. van Kuik G., and van Bussel G. J. W. (2009). Estimating the angle of attack from blade pressure measurements on the National Renewable Energy Laboratory Phase VI rotor using a free wake vortex model: yawed conditions. **Wind Energ.** 12:1–32. DOI: 10.1002/we.280
- Schetz, J.A., and Fuhs, A.E. (1999). **Fundamental of fluid mechanics**. USA: John Wiley&son.
- Schepers, J.G., Brand, A.J., Bruining, A., et al. (1997, August). Final report of IEA Annex XIV: field rotor aerodynamics. The Netherlands Energy Research Foundation Publication Number ECNC-97-027.
- Scheper, J.G., Brand, A.J., Bruining, A., Graham, J.M.R., Hand, M.M., Infield, D.G., et al. (2002, February). Enhanced field rotor aerodynamics database. Final report of IEA AnnexXVIII: ECN-C--02-016
- Schepers, J.G., and van Rooij, R.P.J.O.M. (2005). Final report of the Annexlyse project analysis of aerodynamic field measurements on wind turbines. ECN-C--05-064
- Schmidt, S., and Thiele F., (2002). Detached and large eddy simulation of airfoil flow on semi-structured grids. In Friedrich R. and Rodi W. (ed.), **Advances in LES of Complex Flows**. The Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 255-272.
- Schreck, S. (2002). The NREL full-scale wind tunnel experiment, **Wind Energy**. 5:77–84 (DOI: 10.1002/we.72)
- Shen, W.Z., Mikkelsen, R., and Sorensen, J.N. (2005) Tip loss corrections for wind turbine computations. **Wind Energ.** 8:457–475. DOI: 10.1002/we.153
- Shen, W.Z., Hansen, M.O.L., and Sorensen, J.N. (2009). Determination of the angle of attack on rotor blades. **Wind Energ.** :12:91–98, DOI: 10.1002/we.277
- Selig, M.S. and Tamgler, J.L. (1995). Development and application of a multipoint inverse design method for horizontal axis wind turbines. **Wind Engineering**. 19(2): 91-105.

- Sezer-Uzol, N., and Long, L.N. (2006). 3-D Time-accurate CFD simulations of wind turbine rotor flow fields. AIAA Paper No.2006-0394
- Snel, H., Houwink, R., van Bussel, G.J.W., and Bruining, A. (1993, March). Sectional prediction of 3D effects for stalled flow on rotating blades and comparison with measurements. **Proc. European Community Wind Energy Conference**. Lübeck-Travemünde, Germany, pp. 395-399, H.S. Stephens & Associates
- Snel, H., Houwink, R., and Bosschers, J. (1993). Sectional prediction of lift coefficients on rotating wind turbine blades in stall. ECN-C-93-052
- Spera, A.D. (1994). **Wind turbine technology : fundamental concept of wind turbine engineering**. ASME Press.
- Spalart, P.R., and Allmaras, S.R. (1992). A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. AIAA Paper No. 92-0439
- Spalart, P., et al. (1997). Comments on the feasibility of LES for wings and on the hybrid RANS/LES approach. In: Liu, C., Liu, Z., Sakell, L. (eds.) **Advances in DNS/LES**, pp. 137–148. Greden Press.
- Simms, D.A., Hand, M.M., Fingersh, L.J., and Jager, D.W., (1999, July). Unsteady aerodynamics experiment Phases II–IV test configurations and available data campaigns. Technical Report NREL/TP-500-25950, National Renewable Energy Laboratory, Colorado
- Simms, D.A., Schreck, S., Hand, M., and Fingersh L.J. (2001, June). NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: A comparison of predictions to measurements. Technical Report NREL/TP-500-29494, National Renewable Energy Laboratory, Colorado
- Somers, D.M., (1997). Design and experimental results for the S809 airfoil. Airfoils Inc., State College, PA. NREL/SR-440-6918
- Suluksna, K., Dechaumphai, P. and Juntasaro, E. (2009, February). Correlations for modeling transitional boundary layers under influences of freestream turbulence and pressure gradient. **Int. J. Heat and Fluid Flow**. 30(1): 66-75.
- Sørensen, N.N., (1995). General purpose flow solver applied to flow over hills. Technical Report Risø-R-827-(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, June
- Sørensen, N.N., Michelsen, J.A., and Schreck, S. (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

- Sørensen, N.N. (2002). Transition prediction on the NORDTANK 500/41 turbine rotor. Risø National Laboratory, Technical Report Risø-R-1365(EN)
- Sørensen, N.N. (2002). 3D Background aerodynamics using CFD. Risø National Laboratory, Technical Report Risø-R-1376(EN)
- Sørensen, N.N. (2008, July) Laminar turbulent transition using the transition model. in Bak C. (ed.). **Research in Aeroelasticity EFP-2007**. Risø-R-1649(EN). (pp. 49-66)
- Sørensen, N.N. (2009). CFD modeling of laminar-turbulent transition for airfoils and rotors using the $\gamma - Re_\rho$ Model. **Wind Energy**, DOI: 10.1002/we.325
- Tangler, J.L. and Kocurek, J.D. (2004, October). Wind turbine post-stall airfoil performance characteristics guidelines for blade-element momentum methods. Technical Report NREL/CP-500-36900, National Renewable Energy Laboratory, Colorado
- Tangler, J.L. and Selig, M.S. (1997). An evaluation of an empirical model for stall delay due to rotation for HAWT. **American Wind Energy Association WindPower' 97 Conference**, Austin, TX, June 15-18.
- Thomsen, K., and Petersen, J.T. (2000). HAWCDAMP v. 1.0 - beregning af aerody-namisk dæmpning. Risø National Laboratory
- Tongchitpakdee, C., Benjanirat, C., and Sankar, L.N. (2006). Numerical studies of the effects of active and passive circulation enhancement concepts on wind turbine performance. **Transactions of the ASME** 128:432-444.
- van Rooij, R.P.J.O.M., and Arens, E.A. (2007). Analysis of the experimental and computational flow characteristics with respect to the augmented lift phenomenon caused by blade rotation , The Science of Making Torque from Wind, **Journal of Physics: Conference Series** 75, doi:10.1088/1742-6596/75/1/012021
- Venkatesh, G.C., and Kulkarni, S.V. (2006, Jan). Energy yield of passive stall regulated fixed speed wind turbine with optimum rotor speed. **Electric Power System Research**. 76: 1019-1026.
- Viterna, L.A., and Corrigan, R.D. (1981, July). Fixed pitch rotor performance of large horizontal axis wind turbines. **DOE/NASA Workshop on Large Horizontal Axis Wind Turbines**. Cleveland, Ohio.
- Warsi, Z.U.A., (2006). **Fluid dynamic: theoretical and computational approach**. (3th eds). USA: CRC Press, Taylor&Francis Group.

- Wilson, R.E., and Lissaman, P.B.S. (1974). *Applied aerodynamics of wind power machines*. Oregon State University
- Wilson, R.E., Lissaman, P.B.S., and Walker, S.N. (1976, June). Aerodynamic performance of wind turbines. Report No.NSF/RA-760228, NTIS, Chapters I-III, Oregon State University,
- Wilcox, D.C., (1993). **Turbulence modeling for CFD**. DCW Industries, Inc., 5354 Palm Drive, La Cafiada, Calif.
- Xu, G., and Sankar, L.N. (1999). Computational study of HAWT. AIAA Paper No.1999-0042
- Xu, G., and Sankar, L.N. (2000). Effects of transition turbulence and yaw on the performance of horizontal axis wind turbines. AIAA Paper No.2000-0048
- Xu, G. (2001, May). **Computational studies of horizontal axis wind turbines**. Ph.D Thesis, Georgia Institute of Technology,
- Zahle, F., and Sørensen, N.N. (2007). On the influence of far-wake resolution on wind turbine flow simulations. **The science of making torque from wind, Journal of Physics: Conference Series** 75. doi:10.1088/1742-6596/75/1/012042

ภาคผนวก ก

ข้อมูลกึ่งทันสมัย

ในช่วงปี ค.ศ. 1988-1999 หน่วยงาน Department of Energy (DOE) ของ NREL ได้ทำการวิจัยกังหันลมที่ National Wind Technology Center (NWTC) ใกล้กับ Golden รัฐ Colorado ประเทศสหรัฐอเมริกา กังหันลมที่ใช้ในการทดสอบมีพื้นฐานมาจากกังหันลมรุ่น Grumman Wind Stream 33 ซึ่งมีขนาดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบ Induction ขนาด 19.8 kW มีความเร็ว 72 RPM กังหันลมตัวนี้เรียกว่า Unsteady Aerodynamic Experiment (ชื่อเดิมคือ Combined experiment) โดยมีจุดมุ่งหมายในการวิเคราะห์สมรรถนะเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม การดัดแปลงหลักจากกังหันลม Grumman คือการใช้แพนอากาศรุ่น S809 แทนที่แพนอากาศ Grumman เหตุผลหลักในการเลือกใช้แพนอากาศรุ่นนี้คือ มีเอกสารข้อมูลที่ค่อนข้างดีของการทดสอบแพนอากาศ S809 ในอุโมงค์ลม ซึ่งประกอบไปด้วยการกระจายความดันบนผิวแพนอากาศ จุดที่เกิดการไหลแยกบนแพนอากาศ ข้อมูลแรงยก แรงต้าน และ ข้อมูลการมองเห็นการไหล เริ่มมีการวางแผนงาน Phase I ในปี ค.ศ. 1987 ทำให้ได้ความรู้ที่เป็นประโยชน์ และ ประสบการณ์เกี่ยวกับการวัด (Butterfield et al, 1992)

การกำหนดคุณสมบัติเครื่องมือวัด และ วิธีการวัดที่เป็นผลมาจาก Phase I ถูกนำมาใช้ในการศึกษาใน Phase II ในปี 1989 กังหันแบบใบไม้ปิดถูกใช้อีกครั้งใน Phase II และ เครื่องมือวัดความดันบนใบกังหันได้ติดตั้งเพิ่มจาก 1 ตำแหน่งเป็น 4 ตำแหน่ง ใบกังหันที่ปิดใบอย่างเหมาะสมนำมาใช้สำหรับ Phase III ของโครงการซึ่งเริ่มในปี ค.ศ. 1993 และได้ผลลัพธ์ในช่วงต้นปี ค.ศ. 1995 เฟสที่สี่เริ่มต้นในช่วงปลายปี ค.ศ. 1995 และยังคงใช้กังหันแบบปิดใบแต่มีการปรับปรุงเครื่องมือวัดมุมลม Phase V ทดลองในปี ค.ศ. 1998 ทั้งหมดที่กล่าวมาเป็นการทดสอบกังหันลมในภาคสนาม เก็บข้อมูลที่ NREL's National Wind Technology Center ตั้งอยู่ห่างจากทางเหนือของเมือง Golden รัฐ Colorado เป็นระยะทาง 10 miles สุดท้าย Phase VI เป็นการทดสอบในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ที่ Moffett Field รัฐ California ในปี ค.ศ. 2000

ตารางที่ ก.1 แสดงข้อมูลโดยรวมของกังหันลมตั้งแต่ NREL Phase II ถึง NREL Phase VI รูปร่างใบกังหัน NREL Phase II มีขนาดความกว้างใบคงที่ 0.457 m ไม่มีการบิดใบ รูปร่างใบกังหัน NREL Phase III-V มีความโตใบคงที่ 0.457 m และ มีการบิดใบที่เหมาะสมซึ่งแสดงรูปร่างใบไว้ในตารางที่ ก.2 โดยกังหันลม Phase V จะมี 2 ใบกังหัน ข้อมูลรูปร่างใบกังหัน Phase VI แสดงอยู่ในตารางที่ ก.3 ซึ่งมีความกว้างใบที่ไม่คงที่ และ มีการบิดใบที่เหมาะสม

ตารางที่ ก.1 ข้อมูลกังหันลม NREL Phase II-VI

	Phase II	Phase III	Phase IV	Phase V	Phase VI
Period	May - July '90	March '96	April - May '96	Spring '98	Spring 2000
Blades	3 untwisted	3 twisted	3 twisted	2 twisted	2 twist + taper
Data collected	290min	230min	950min	730min	260min
Press. Tap sections	4	5	5	5	5
LFA sensors	4 flags	4 flags	5 probes	5 probes	5 probes
Pitch angle	8, 12	3	-3, +3, +8	-9, -3, 3, 8, 12	various

ตารางที่ ก.2 รูปร่างใบของกังหัน NREL Phase III-V

Blade Radius (m)	Twist (degree)
724	44.67
0.880	39.39
1.132	32.39
1.383	26.56
1.634	21.95
1.886	18.19
2.137	15.10
2.389	12.52
2.640	10.35
2.892	8.50
3.143	6.91
3.395	5.52
3.646	4.32
3.897	3.25
4.149	2.30
4.400	1.45
4.652	0.69
4.903	0.00

ตารางที่ ก.3 รูปร่างใบของกังหัน NREL Phase VI

Blade Radius (m)	Twist (degree)	Chord (m)	Thickness (m)
0.508	0	0.218	0.218
0.66	0	0.218	0.218
0.883	0	0.183	0.183
1.008	6.7	0.349	0.163
1.067	9.9	0.441	0.154
1.133	13.4	0.544	0.154
1.257	20.04	0.737	0.154
1.343	18.074	0.728	0.153
1.51	14.292	0.711	0.149
1.648	11.909	0.697	0.146
1.952	7.979	0.666	0.14
2.257	5.308	0.636	0.133
2.343	4.715	0.627	0.131
2.562	3.425	0.605	0.127
2.867	2.083	0.574	0.12
3.172	1.15	0.543	0.114
3.185	1.115	0.542	0.114
3.476	0.494	0.512	0.107
3.781	-0.015	0.482	0.101
4.023	-0.381	0.457	0.096
4.086	-0.475	0.451	0.094
4.391	-0.92	0.42	0.088
4.696	-1.352	0.389	0.081
4.78	-1.469	0.381	0.08
5	-1.775	0.358	0.075
5.029	-1.815	0.355	0.074

สำหรับการวัดค่ากำลังของกังหันลมที่เกิดขึ้นกับกังหันลม NREL Phase II-VI ด้วยการวัดจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า สำหรับใช้ในการเปรียบเทียบข้อค่ากำลังจากการวัดด้วย Strain-gauge ที่เพลลาของกังหัน เนื่องเกิดการสูญเสียขึ้นที่ ชุดเกียร์ เพลลา และ เครื่องกำเนิดไฟฟ้า ดังนั้นค่ากำลังที่วัดได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะต้องมีการชดเชยการสูญเสียเหล่านี้เพื่อให้ค่าที่ได้กลับไปเป็นค่าที่เพลลาของกังหัน ค่าประสิทธิภาพของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่อยู่ในรายงานของ NREL (Simm et al, 1999; Hand et al, 2001) เป็นดังนี้

กังหันลม NREL Phase II-V

$$Eff = -1.9717 \times 10^{-5} P_{gen}^6 + 1.5989 \times 10^{-3} P_{gen}^5 - 5.1150 \times 10^{-2} P_{gen}^4 + 8.2486 \times 10^{-1} P_{gen}^3 - 7.1329 P_{gen}^2 + 3.2622 \times 10^1 P_{gen} + 9.2674 \quad (ก.1)$$

กังหันลม NREL Phase V

$$Eff = \frac{P_{gen}}{4.533223 \times 10^{-3} P_{gen}^2 + 1.115023 P_{gen} + 1.500035} \times 100 \quad (ก.2)$$

กังหันลม NREL Phase VI

$$Eff = \frac{P_{gen}}{1.698641 \times 10^{-3} P_{gen}^2 + 1.1270445 P_{gen} + 1.391369} \times 100 \quad (ก.3)$$

สำหรับการวัดค่าแรงบิดจาก Strain-gauge ที่เพลลาของกังหันลมพบว่าเกิด Calibration error ขึ้นกับกังหันลม NREL Phase II และ NREL Phase III โดยไม่เกิดกับกังหันรุ่นต่อจากนี้ ซึ่งค่าแรงบิดที่อ่านได้จาก Strain-gauge จะต้องทำการปรับแก้ค่าดังนี้

กังหันลม NREL Phase II

$$T_{corr} = 1.08 T_{measured} + 15.16 \quad (ก.4)$$

กังหันลม NREL Phase III

$$T_{corr} = 0.97T_{measured} - 196.43 \quad (ก.5)$$

กังหันลม Risø-Tellus Rotor ออกแบบ และ ก่อสร้างชุดอุปกรณ์การวัดเริ่มตั้งแต่ปี ค.ศ. 1987 ได้รับการสนับสนุนโดย Danish Ministry of Energy และ โครงการวิจัย DGXII ของสหภาพยุโรป ในปี ค.ศ. 1989 ได้มีผลการทดลองชุดแรกออกมา และ ตามด้วยการวัดครั้งต่อมาในปี ค.ศ. 1991 1992 และ 1993 จากนั้นในปี ค.ศ. 1994 ได้หยุดอุปกรณ์การวัด

การวัดกระทำบนเครื่องจักรชื่อว่า Tellus 100 kW ที่บริเวณสำหรับทำการทดสอบกังหันลม ที่ศูนย์วิจัย Risø National Laboratory เมือง Roskilde ประเทศเดนมาร์ก กังหันเป็นแบบ pitch คงที่ ชนิด Stall controlled มี 3 ใบกังหัน เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเป็นแบบ Double wound ซึ่งทำให้มีรอบการทำงาน Synchronous speed 2 รอบ คือ 35.6 RPM และ 47.5 RPM ซึ่งให้กำลังสูงสุด 32 และ 95 kW เสาที่ใช้ตั้งกังหันเป็นแบบ Lattice 3 เสา มีความสูง 29.3 m ชนิดของใบชื่อว่า LM 8.2 (มีความยาวของเนื้อใบ 8.2 m ผลิตโดย LM-Glasfiber) ความยาวใบ 9.5 m มีลักษณะรูปร่างใบเป็นแบบ Taper+twist ใช้แผนอากาศรุ่น NACA 63-2XX

กังหัน Tellus Rotor มีการติดตั้งอุปกรณ์วัดบนใบกังหันไม่ละเอียดเหมือนกับกังหัน NREL กล่าวคือมีการติดตั้งเครื่องมือวัดมุมลมเพียงตำแหน่งเดียว และ ไม่มีการติดตั้งเครื่องมือวัดการกระจายความดัน สำหรับการวัดแรงทางอากาศพลศาสตร์ใช้หลักการวัดแรงบนหน้าตัดใบ ดังนั้น การสอบเทียบการคำนวณกับกังหันลมรุ่นนี้ อาจทำได้เพียงเปรียบเทียบประสิทธิภาพหรือกำลังที่เกิดขึ้น

ตารางที่ ก.4 รูปร่างใบของกังหัน Risø-Tellus Rotor

Blade Radius (m)	Cord (m)	Twist (degree)	Thickness (m)
2.7	1.09	15	24.6
3.55	1.005	9.5	20.7
4.4	0.925	6.1	18.7
5.25	0.845	3.9	17.6
6.1	0.765	2.4	16.6
6.95	0.685	1.5	15.6
7.8	0.605	0.9	14.6
8.65	0.525	0.4	13.6
9.5	0.445	0	12.6

ภาคผนวก ข

การทดสอบปรับปรุงประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI

จากการวิเคราะห์พบว่ากังหันลม NREL Phase VI มีค่า Tip Speed Ratio (TSR) ที่ต่ำกว่ากังหันแบบ 2 ใบทั่วไปจึงทำให้ดักจับพลังงานได้ไม่เต็มที่ ทั้งนี้เป็นเพราะเริ่มต้นจากการดัดแปลงกังหัน Grumman Wind Stream 33 มาใช้ใบกังหันของ NREL ซึ่งใช้เพนอากาศที่มีขนาดความกว้างใบ (chord) 0.457 m ตั้งแต่ NREL Phase II (Simms et al, 1999) โดยเป็นกังหัน 3 ใบ เมื่อมาสู่กังหัน NREL Phase VI ได้ถูกกำหนดกังหันเป็นแบบ 2 ใบ โดยจะต้องมี Chord ที่ระยะ Effective radius (80% Span) เท่ากับกังหันรุ่นก่อนคือ 0.457 m โดยใช้ความเร็วรอบการหมุนเท่าเดิมที่ 72 RPM (Giguere and Selig, 1999) ปัจจัยเหล่านี้จึงทำให้ประสิทธิภาพสูงสุดของ NREL Phase VI มีค่าประมาณ 38% การเพิ่มประสิทธิภาพให้สูงขึ้นจากเดิมอาจทำได้สามแนวทางคือ

- 1) เพิ่มความเร็วรอบของการหมุนเพื่อให้ได้ค่า TSR ที่เหมาะสม
- 2) คงความเร็วรอบของการหมุนเท่าเดิมแต่เพิ่มความกว้างของใบกังหัน
- 3) คงความเร็วรอบของการหมุนเท่าเดิมแต่เพิ่มจำนวนใบกังหัน

ทั้ง 3 วิธีที่กล่าวมาเป็นนัยระบุได้ว่าวิธีใดเหมาะสม การเพิ่มความเร็วรอบการหมุนนั้นคือต้องมีการเปลี่ยนเกียร์ทดหรืออาจต้องเปลี่ยนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้มีความเร็วรอบที่เหมาะสม คงความเร็วรอบเท่าเดิมจะเป็นการสะดวกกว่าเพราะสามารถนำใบกังหันที่ออกแบบใหม่มาติดตั้งได้เลย เมื่อคงความเร็วรอบเท่าเดิมแล้วทำให้ใบมีขนาดกว้างขึ้นหรือเพิ่มจำนวนใบเป็นการเสียค่าใช้จ่ายในการผลิตใบที่เพิ่มขึ้น ทั้งใบที่โตขึ้น และ จำนวนใบที่เพิ่มขึ้น อาจถูกตั้งคำถามว่าเป็นการเอาเปรียบกังหันรุ่นก่อน โดยการเปรียบเทียบควรกระทำที่จำนวนใบเท่ากัน

ในหัวข้อนี้จึงทำการทดสอบออกแบบกังหันลมขึ้นมาใหม่ให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นแล้วลองเปรียบเทียบดูว่าแนวทางใดน่าจะเหมาะสมกับกังหันลมที่จะใช้ในประเทศไทย โดยเลือกศึกษาทั้งแนวทางที่ 1) คือเพิ่มความเร็วรอบของการหมุนเพื่อให้ได้ค่า TSR ที่เหมาะสม และ แนวทางที่ 3) คือคงความเร็วรอบของการหมุนเท่าเดิมแต่เพิ่มจำนวนใบกังหัน โดยที่ไม่เลือกใช้แนวทางที่ 2) คือการคงความเร็วรอบของการหมุนเท่าเดิมแต่เพิ่มความกว้างของใบกังหัน เนื่องจากใบเบื้องต้นพบว่าหากใช้แนวทางที่ 2) ใบกังหันจะมีขนาดความกว้างมากเกินไป การเลือกใช้แนวทางที่ 3) จะเหมาะสมมากกว่า

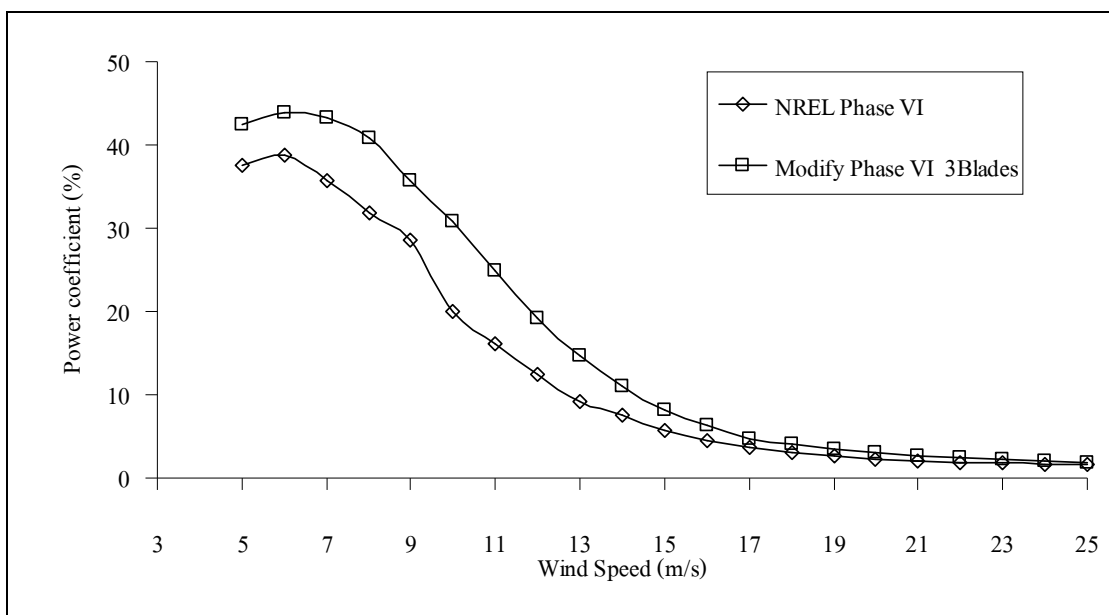
ในการศึกษาครั้งนี้ใช้โปรแกรม SuWiT ซึ่งเป็นโปรแกรมสำหรับประเมินประสิทธิภาพกังหันลม บนพื้นฐานของทฤษฎี BEM และ การปรับแก้ด้วยแบบจำลองย่อยต่าง ๆ คือ

- 1) ฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl ซึ่งสรุปโดย Glauert และ นำมาประยุกต์ใช้กับการสูญเสียที่ปลาย และ โคนใบโดย Moriarty and Hansen
- 2) การปรับแก้ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน โดย Buhl
- 3) การปรับแก้ผลของใบกังหันความยาวจำกัดโดย Viterna and Corrigan

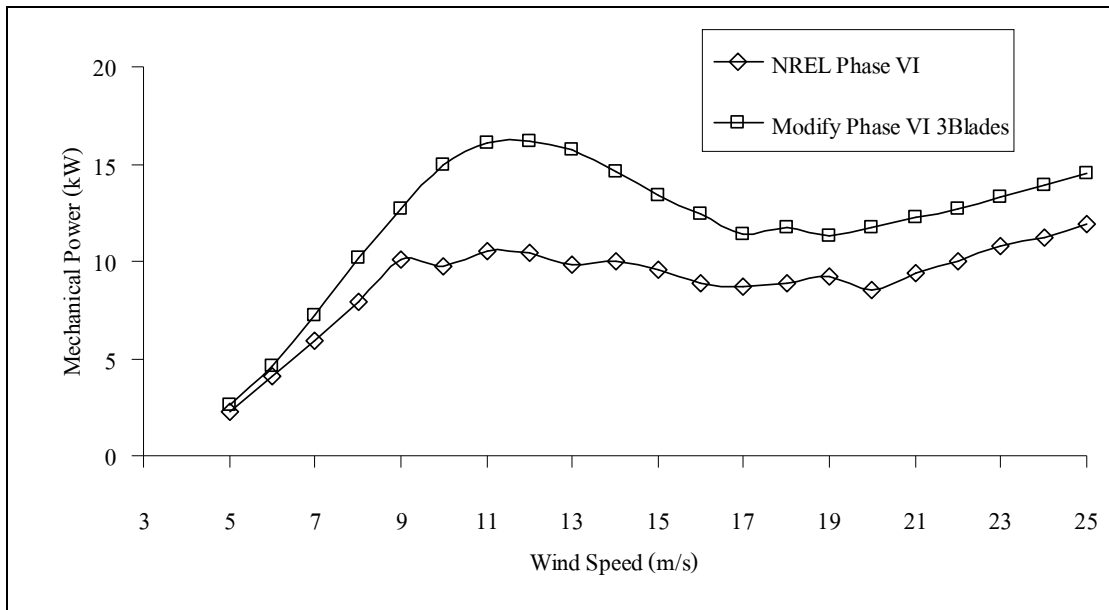
- 4) แบบจำลอง Stall-Delay โดยการใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan โดยประมาณค่าจากค่าเฉลี่ยจากข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ในสามมิติจากกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุน

ซึ่งได้ศึกษาในบทที่ 4 ว่ามีความแม่นยำกับกังหันลมที่ใช้แพนอากาศรุ่น S809 การศึกษาออกแบบกังหันลมตัวใหม่นี้ ซึ่งใช้แพนอากาศรุ่น S809 เช่นเดียวกัน ดังนั้นจึงเลือกใช้แบบจำลองเดียวกัน

ผลการศึกษาแนวทางการเพิ่มประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI โดยการเพิ่มจำนวนใบกังหันแสดงอยู่ในรูปที่ ข.1 และ รูปที่ ข.2 การเพิ่มจำนวนใบกังหันจากเดิมที่มี 2 ใบให้เป็น 3 ใบ โดยคงความเร็วรอบไว้ที่ 72 RPM และ ไม่ปรับมุมบิด และ ความกว้างใบ ทำให้ประสิทธิภาพเพิ่มขึ้นในทุกความเร็วลม ประสิทธิภาพสูงสุดเพิ่มจากประมาณ 38% เป็น 42% กำลังสูงสุดเกิดที่ความเร็วลม 12 m/s ซึ่งอาจถือได้ว่าเป็นความเร็วลมที่สูงเกินไปถ้านำมาใช้ในประเทศไทย

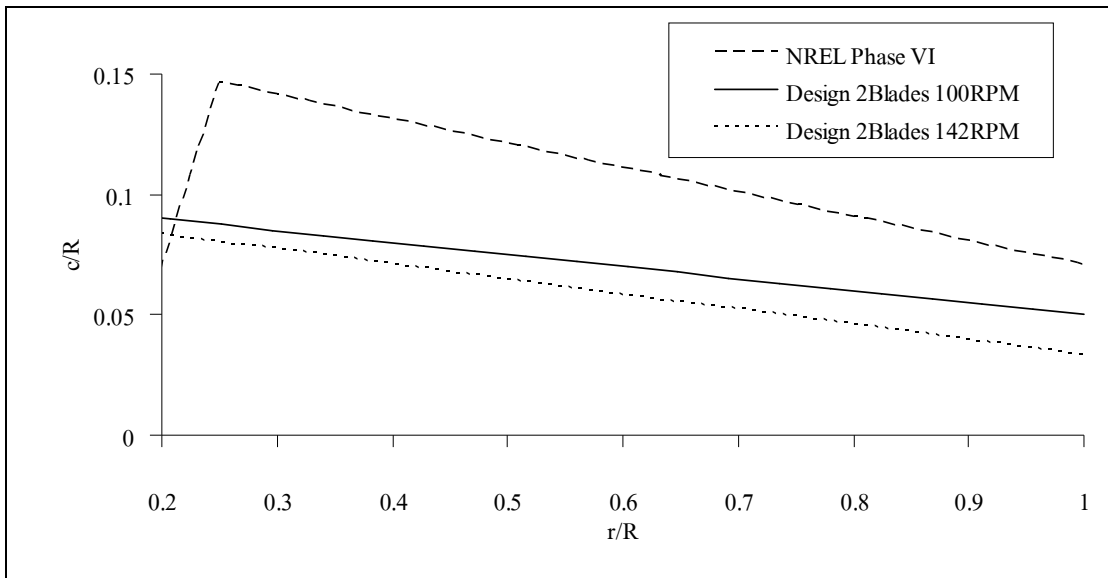


รูปที่ ข.1 เปรียบเทียบประสิทธิภาพเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI เป็น 3 ใบ

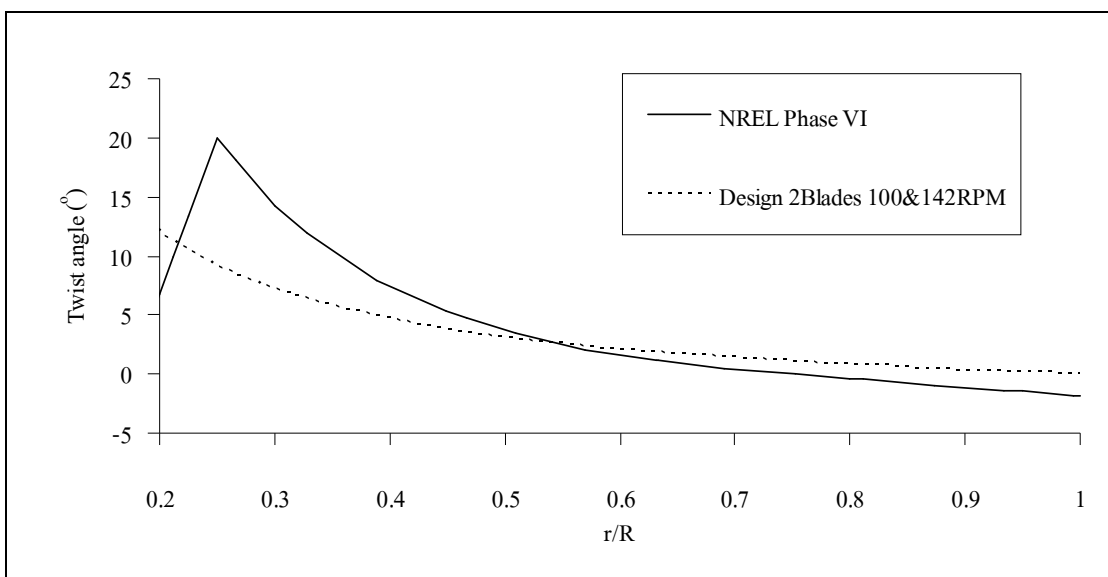


รูปที่ ข.2 เปรียบเทียบกำลังเชิงกลเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI เป็น 3 ใบ

ต่อไปเป็นการศึกษาแนวทางการเพิ่มประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI โดยการเพิ่มความเร็วยรอบ ทดลองทำการเพิ่มความเร็วยรอบจาก 72 RPM เป็น 100 RPM และ 142 RPM โดยคงจำนวนใบไว้ที่ 2 ใบเหมือนเดิม มุมบิดที่เปลี่ยนไปได้จากสมการของมุมบิดที่เหมาะสมโดย Manwell et al. (2002) ขนาดความกว้างใบ (Chord) ยังคงยึดแนวทางให้ใบกังหันเป็นแบบ Linear-taper ทำการปรับ Taper ของใบโดยทดลองเปลี่ยนความกว้างใบจนได้ประสิทธิภาพสูงสุด ผลการค้นหารูปร่างใบที่ดีที่สุดแสดงอยู่ในรูปที่ ข.3 และ รูปที่ ข.4 โดยเทียบกับรูปร่างเดิมของใบกังหัน NREL Phase VI ในกรณีออกแบบรูปร่างใบที่ความเร็วยรอบ 142 RPM ยังยึดมุมบิดแบบเดียวกับที่ความเร็วยรอบ 100 RPM ความกว้างของใบกังหันที่เหมาะสมสำหรับการออกแบบที่ความเร็วยรอบ 100 RPM และ 142 RPM มีขนาดความกว้างใบที่ลดลงจาก NREL Phase VI อย่างมากดังแสดงในรูปที่ ข.3



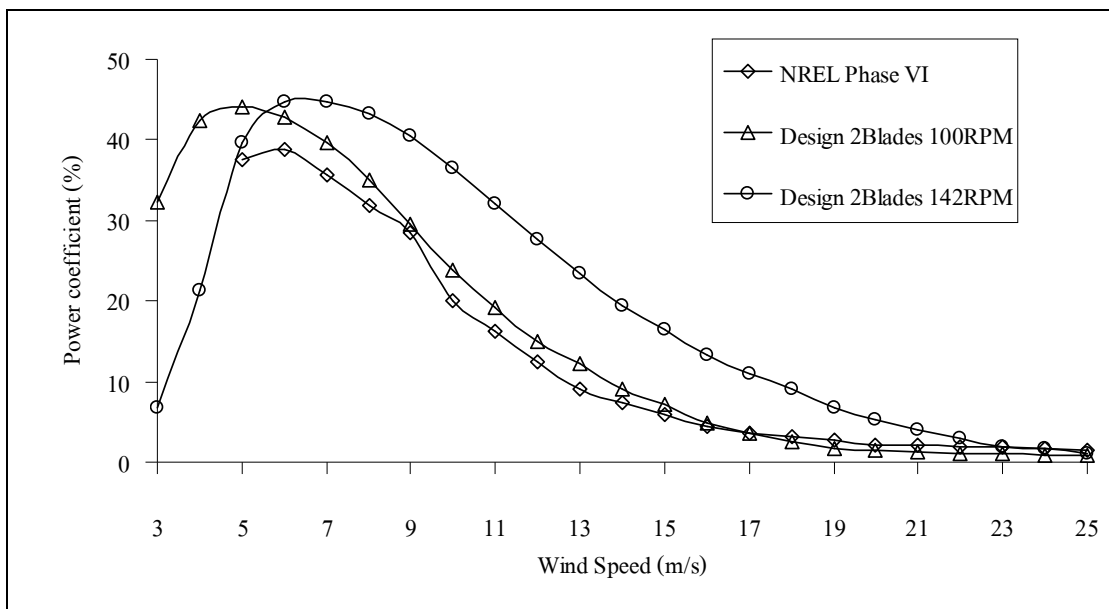
รูปที่ ข.3 เปรียบเทียบความกว้างใบของกังหันที่ปรับปรุงให้เหมาะสมกับความเร็วยรอบที่สูงขึ้น



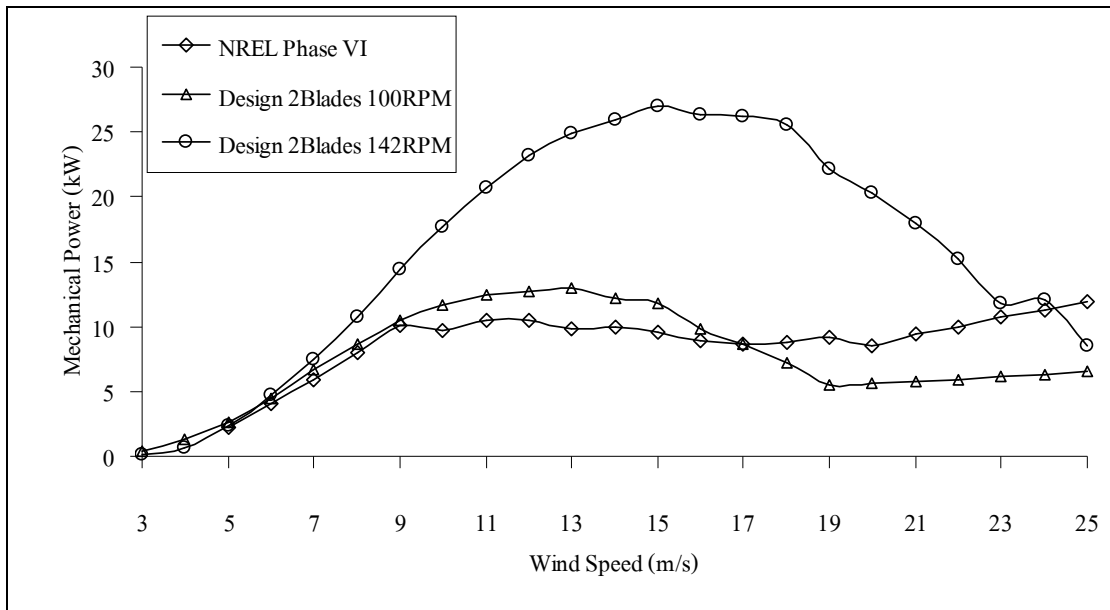
รูปที่ ข.4 เปรียบเทียบมุมบิดใบของกังหันที่ปรับปรุงให้เหมาะสมกับความเร็วยรอบที่สูงขึ้น

ประสิทธิภาพ และ กำลัง ที่ความเร็วลมต่างๆของกังหันที่ออกแบบใหม่แสดงอยู่ในรูปที่ ข.5 และ รูปที่ ข.6 ตามลำดับ กังหันที่ออกแบบใหม่ทั้ง 2 ความเร็วรอบมีประสิทธิภาพสูงสุดที่สูงกว่า กังหัน NREL Phase VI โดยค่าประสิทธิภาพสูงสุดประมาณ 44% จากรูปที่ ข.5 สังเกตได้ว่าจุดที่เกิด ประสิทธิภาพสูงสุดเกิดที่ความเร็วลมต่างกัน เห็นได้ว่ากังหันที่ออกแบบมาให้เหมาะสมกับความเร็ว รอบต่ำจะให้ประสิทธิภาพสูงที่ความเร็วลมต่ำ ซึ่งตรงกันข้ามกับกังหันที่ออกแบบมาที่ความเร็วรอบ สูงที่จะให้ประสิทธิภาพที่ความเร็วลมสูงด้วย เมื่อพิจารณาค่ากำลังของกังหันในรูปที่ ข.6 กังหัน ความเร็วรอบสูงที่ออกแบบในที่นี่มีค่ากำลังสูงสุดที่ความเร็วลมสูงถึง 15 m/s ซึ่งอาจไม่เหมาะสม สำหรับนำมาใช้ในประเทศไทยที่มีความเร็วลมค่อนข้างต่ำ อย่างไรก็ตามเมื่อพิจารณาที่ความเร็วลม 8-10 m/s จะเห็นได้ว่าค่ากำลังที่ได้จากกังหัน 142 RPM มีค่ามากกว่ากังหันความเร็วรอบต่ำมาก พอสมควร โดยหากพิจารณากังหันความเร็วรอบสูงให้เป็นชนิดปรับมุม Pitch ของใบเพื่อควบคุม กำลังงานส่วนเกิน (Pitch control) อาจมีความเหมาะสมมากขึ้น แต่ผลที่ตามมาคือมูลค่าของกังหันที่ ต้องเพิ่มขึ้นให้กับระบบ และ กลไกในการควบคุม

จากการศึกษาแนวทางการปรับปรุงประสิทธิภาพกังหันลม NREL Phase VI ซึ่งเป็นกังหัน ชนิด Stall-regulated หรือมีความเร็วรอบคงที่ อาจสรุปได้ว่า ควรออกแบบกังหันให้มีความเร็วรอบ ต่ำเพื่อให้ได้ประสิทธิภาพสูงที่ความเร็วลมต่ำ และเกิดกำลังสูงสุดที่ความเร็วลมไม่สูงมากนัก ทั้งนี้กังหันความเร็วรอบสูงอาจเหมาะสมกับกังหันชนิด Pitch control



รูปที่ ข.5 เปรียบเทียบประสิทธิภาพเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI ทำงานที่รอบ สูงขึ้น



รูปที่ ข.6 เปรียบเทียบกำลังเชิงกลเมื่อปรับปรุงให้ใบกังหัน NREL Phase VI ทำงานที่รอบสูงขึ้น

ภาคผนวก ค

การคำนวณแรงบิดของกังหันลมด้วย CFD

การคำนวณจะทำการเปรียบเทียบแรงบิดของใบกึ่งหันกับการทดลองซึ่งสามารถคำนวณได้โดยง่ายจากโปรแกรม Fluent เนื่องจาก CFD เป็นการหาผลเฉลยของสมการอนุรักษ์มวลและโมเมนตัม ซึ่งให้ผลเฉลยเป็นความดันและความเร็วของทั้งโดเมนและให้ผลลัพธ์ของความดันและความเค้นที่ผิวใบกึ่งหันจึงนำไปคำนวณหาแรงบิดของกึ่งหันได้ เมื่อรู้ความดัน p และความเค้นที่ผิว τ_w ประกอบกับตำแหน่งพิกัดของกริดที่ใช้ในการคำนวณทำให้ทราบพื้นที่แต่ละผิว A ทำให้คำนวณค่าเวกเตอร์ของแรงจากความดันเป็น $\vec{F}_p = p\hat{n}A$ และความหนืดเป็น $\vec{F}_v = \tau_w\hat{m}A$ เมื่อ \hat{n} และ \hat{m} คือเวกเตอร์หนึ่งหน่วยในทิศตั้งฉากและขนานกับพื้นผิวตามลำดับ ค่าแรงยกและแรงต้านพิจารณาได้จากส่วนประกอบของแรงรวมตามค่าเวกเตอร์ของแรงที่กำหนดขึ้น (\vec{a}) ที่ผนังใด ๆ สามารถคำนวณด้วยการรวมเอา Dot product ของแรงจากความดันและความหนืดบนแต่ละผิวด้วยค่าเวกเตอร์ของแรงที่กำหนดขึ้น ความสัมพันธ์ที่แสดงถึงแรงจากความดันและความหนืดเป็นดังนี้

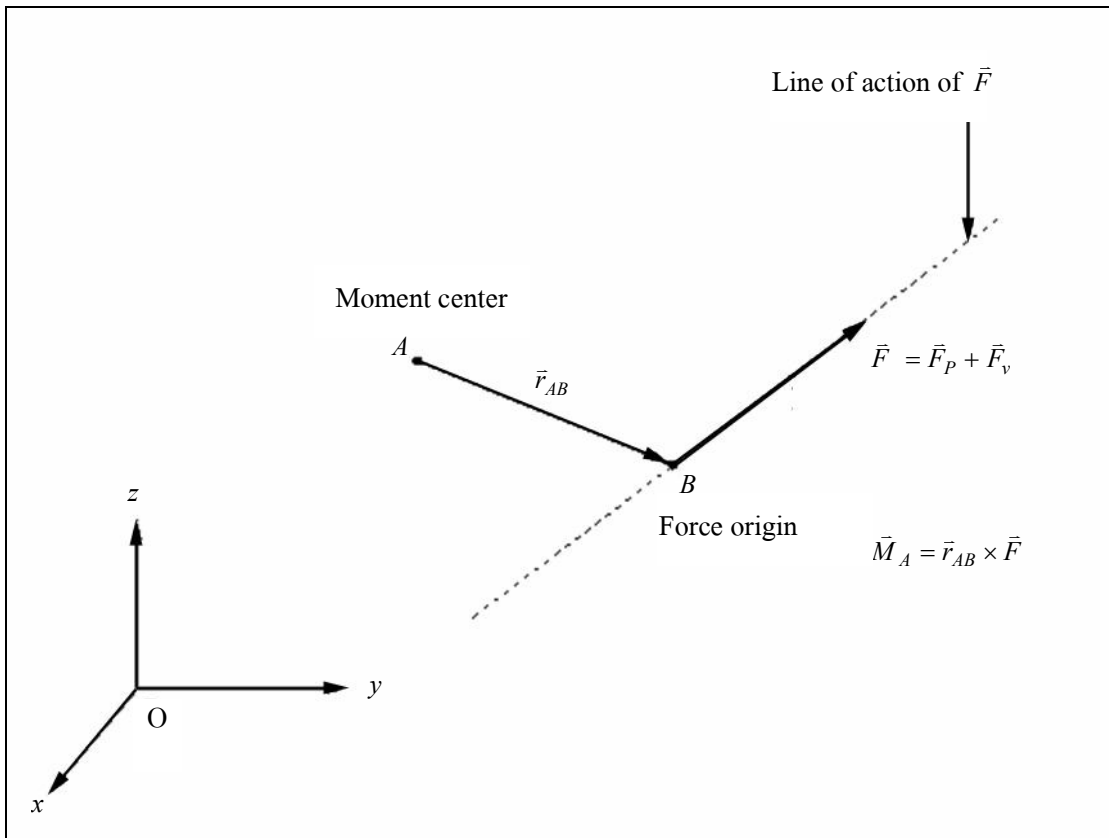
$$F_a = \vec{a} \cdot \vec{F}_p + \vec{a} \cdot \vec{F}_v \quad (ค.1)$$

เมื่อ \vec{a} คือ Specified force vector ซึ่งเป็นทิศทางของเวกเตอร์ที่ต้องการทราบค่าแรงยกหรือแรงต้าน F_a คือ Total force component, $\vec{a} \cdot \vec{F}_p$ คือ Pressure force component, และ $\vec{a} \cdot \vec{F}_v$ คือ Viscous force component

สำหรับโมเมนต์เวกเตอร์รวมรอบจุดศูนย์กลางที่กำหนดขึ้น A สามารถได้โดย Cross product ของเวกเตอร์จากแรงจากความดันและความหนืดสำหรับแต่ละผิวด้วยเวกเตอร์ \vec{r}_{AB} ซึ่งเป็นเวกเตอร์จากจุดศูนย์กลาง A ไปที่จุดเริ่มของแรง B ดังแสดงในรูปที่ ค.1 สมการต่อไปนี้แสดงผลรวมของโมเมนต์รอบจุด A จากความดันกับโมเมนต์จากความหนืด

$$\vec{M}_A = \vec{r}_{AB} \times \vec{F}_p + \vec{r}_{AB} \times \vec{F}_v \quad (ค.2)$$

เมื่อกำหนด A ให้เป็นจุดศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์จะสามารถหาค่าโมเมนต์รอบแกนหมุนได้ ซึ่งก็คือแรงบิดของกึ่งหันนั่นเอง และค่าโมเมนต์ที่ตั้งฉากกับแกนหมุนคือค่า Flapping moment



รูปที่ ค.1 โมเมนต์ที่เกิดขึ้นรอบจุดศูนย์กลางที่กำหนด

ภาคผนวก ง

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

บทความในที่ประชุมวิชาการระดับชาติ

- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2549). การจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนนอนในสถานะคงตัวด้วย CFD. การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 2 จังหวัดนครราชสีมา
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2549). การจำลองเชิงตัวเลขของการไหลผ่านกังหันลมแกนนอนที่มีการบิดใบ. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 20 จังหวัดนครราชสีมา
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2550). การออกแบบใบกังหันลมให้ดีที่สุดสำหรับประเทศไทยโดยใช้ ทฤษฎีสตรีป. การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 3 จังหวัดกรุงเทพฯ
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2550). ขนาดโดเมนที่เหมาะสมในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนนอน. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 21 จังหวัดชลบุรี
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2551). ‘SuWiT’ โปรแกรมเพื่อการออกแบบและประเมินกังหันลม. การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 4 จังหวัดนครปฐม
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2551). การเปรียบเทียบแบบจำลองหน่วงการป้อนเพื่อการออกแบบและประเมินกังหันลม. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 22 จังหวัดปทุมธานี
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2552). การปรับปรุงแบบจำลอง $k-\omega$ SST ด้วยฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังเพื่อทำนายพฤติกรรมกังหันลม. การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 5 จังหวัดพิษณุโลก
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2552). แบบจำลองความปั่นป่วนที่ปรับปรุงใหม่เพื่อทำนายการไหลผ่านกังหันลม. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 23 จังหวัดเชียงใหม่
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบุญ (2552). การออกแบบกังหันลมแกนนอนด้วยวิธีเชิงทฤษฎีร่วมกับวิธีเชิงตัวเลข. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 23 จังหวัดเชียงใหม่

บทความในประชุมวิชาการนานาชาติ

Thumthae, C., and Chitsomboon, T. (2006). Optimal pitch for untwisted blade horizontal axis wind turbine. **The 2nd Joint International Conference on Sustainable Energy and Environment**, Bangkok, Thailand.

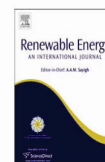
บทความในวารสารนานาชาติ

Thumthae, C., and Chitsomboon, T. (2009). Optimal angle of attack for untwisted blade wind turbine. **Renewable Energy**. 34:1279-1284, doi:10.1016/j.renene.2008.09.017



Contents lists available at ScienceDirect

Renewable Energy

journal homepage: www.elsevier.com/locate/renene

Optimal angle of attack for untwisted blade wind turbine

Chalothorn Thumthae, Tawit Chitsomboon*

Suranaree University of Technology, School of Mechanical Engineering, 111 University Avenue, Nakorn-ratchasima 30000, Thailand

ARTICLE INFO

Article history:

Received 23 February 2008

Accepted 28 September 2008

Available online 20 November 2008

Keywords:

Wind turbine

HAWT

Optimal angle of attack

Untwisted blade

Maximum power

ABSTRACT

The numerical simulation of horizontal axis wind turbines (HAWTs) with untwisted blade was performed to determine the optimal angle of attack that produces the highest power output. The numerical solution was carried out by solving conservation equations in a rotating reference frame wherein the blades and grids were fixed in relation to the rotating frame. Computational results of the 12° pitch compare favorably with the field experimental data of The National Renewable Laboratory (USA), for both inviscid and turbulent conditions. Numerical experiments were then conducted by varying the pitch angles and the wind speeds. The power outputs reach maximum at pitch angles: 4.12°, 5.28°, 6.66° and 8.76° for the wind speeds 7.2, 8.0, 9.0 and 10.5 m/s, respectively. The optimal angles of attack were then obtained from the data.

© 2008 Elsevier Ltd. All rights reserved.

1. Introduction

Design of an optimal wind turbine has been rendered complicated by many intertwined parameters such as blade profile, blade taper, tip loss, variable wind speed, rotation speed, as well as angle of attack, to name just a few. The issue of optimal angle of attack is still not quite clear as in the case of an aero-plane wing wherein it has been established that the design angle of attack is generally at the point of maximum lift to drag ratio. The flow pass an untwisted HAWT blade is much more complicated than that of an aero-plane wing because of the changing angles of attack along the span, resulting in stall as the hub is approached; in addition there is also centrifugal force acting along the blade due to the rotation.

Twisted blade for wind turbine has proved to be superior to the untwisted one due to its full utilization of blade area to produce lift at low drag while providing a good starting ability. However, untwisted blade type is still useful for small and medium wind turbines because of its ease in manufacturing, hence low cost. It has been suggested that the design angle of attack of a wind turbine blade should be searched for iteratively by starting the search at the point of maximum lift to drag ratio [1]. By analyzing a simple analysis such as the blade element theory, however, it can be seen that power output of a wind turbine depends both on lift and lift to drag ratio, and not only on lift to drag ratio alone. This suggests that the optimal angle of attack might be somewhere between the point of maximum lift to drag ratio and the point of maximum lift.

Numerical solution of flows through wind turbines has become increasingly useful since it helps reduce time and cost in wind

turbine development. Several authors presented results on rotor flows using full Navier–Stokes codes for preliminary aerodynamic studies and for code validations [2–8]. Effects of transition and turbulence models were studied in Refs. [9–14]. Flows near blade tip and hub were also investigated numerically [15–17]. The flow through an untwisted blade HAWT is quite complicated to solve numerically because of the rotation of the turbine, coupled with turbulence and stall effects. The rotating wind turbine can be modeled with static or dynamic grid method. The former was proven to be more accurate for a transient study [9,11,14], such as in a vertical axis wind turbine [18]. However, it needs high computational time and large computer memory. The method of dynamic grid or rotating reference frame [3,5,6,12] is easier to implement and it is appropriate for the steady state simulation. In this method, the blade is fixed in the view of an observer who is moving with the rotating frame of reference. The objective of this study was to use computational fluid dynamic methodology to search for an optimal angle of attack that would produce the highest power. The dynamic grid method is adopted. The finding of this study should be a useful information for a design purpose and is a perfect scenario for the application of CFD to solve useful engineering problems.

2. Methodology

Numerical procedure is presented followed by the experimental procedure with which the numerical results will be compared.

2.1. Governing equations

The vectored momentum equation in terms of relative velocity (U_r) can be written as [19,20]

* Corresponding author. Tel.: +66 44224414; fax: +66 44224413.
E-mail address: tabon@sut.ac.th (T. Chitsomboon).

Nomenclature

<p><i>A</i> rotor area <i>C_p</i> pressure coefficient <i>C_L</i> lift coefficient <i>C_D</i> drag coefficient <i>D</i> drag force <i>Eff</i> efficiency of generator <i>I</i> identity matrix <i>L</i> lift force <i>P</i> static pressure <i>P_∞</i> freestream pressure <i>P_w</i> overall power output <i>P_{gen}</i> generator power <i>R</i> blade rotor radius <i>T</i> rotor torque <i>T_{gen}</i> rotor torque converted from generator power <i>T_{sg}</i> rotor torque converted from strain gauge <i>U_r</i> relative velocity <i>U_∞</i> freestream velocity (wind velocity)</p>	<p><i>c</i> airfoil chord <i>r</i> local blade rotor radius <i>t</i> time <i>k</i> turbulence kinetic energy <i>ε</i> turbulence dissipation rate <i>ω</i> rotational velocity <i>ρ</i> density <i>ρ_∞</i> freestream density <i>μ</i> dynamic viscosity <i>μ_{eff}</i> effective dynamic viscosity <i>λ</i> tip speed ratio <i>y⁺</i> non-dimensional distance of the first grid point from the wall <i>φ</i> local wind angle <i>θ</i> pitch angle <i>α</i> angle of attack CSU Colorado State University DUT Delft University Technology OSU Ohio State University</p>
--	---

$$\frac{\partial \rho U_r}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_r U_r) + 2\rho \omega U_r + \rho \omega(\omega r) = \nabla \cdot \sigma \tag{1}$$

where $2\rho\omega U_r$ is the Coriolis force and $\rho\omega(\omega r)$ is centrifugal force; σ is the stress tensor of a Newtonian fluid. According to the eddy viscosity concept in turbulence modeling, σ can be represented as

$$\sigma = -\left(P + \frac{2}{3}\mu_{eff}\nabla \cdot U\right)I + \mu_{eff}[\nabla U + (\nabla U)^T] \tag{2}$$

where $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$; μ_t is the eddy viscosity that can be calculated from a turbulence model such as the $k - \epsilon$ model ($\mu_t = \rho c_\mu(k^2/\epsilon)$). In this study, the $k - \epsilon$ turbulence model was employed to simulate the turbulent behavior of the flow field,

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho k U) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\nabla k\right] + \tau_{ij}\nabla U - \rho \epsilon \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \nabla \cdot (\rho \epsilon U) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}\right)\nabla \epsilon\right] + C_{1\epsilon}\frac{\epsilon}{k}\tau_{ij}\nabla U - C_{2\epsilon}\frac{\epsilon^2}{k} \tag{4}$$

where τ_{ij} is the Reynolds stress tensor. By applying the Boussinesq's hypothesis τ_{ij} is linearly related to the mean flow strain tensor:

$$\tau_{ij} = \mu_t \left[\nabla U + (\nabla U)^T - \left(\frac{2}{3}\nabla \cdot U\right)I\right] + \frac{2}{3}\rho k I. \tag{5}$$

From the standard $k - \epsilon$ model [21] the values for the five constants were determined from experimental data as

$$C_\mu = 0.09 \quad C_{1\epsilon} = 1.44 \quad C_{2\epsilon} = 1.92 \quad \sigma_k = 1.0 \quad \sigma_\epsilon = 1.3. \tag{6}$$

In this study, steady state, incompressible flow is assumed. The numerical solution is carried out by solving the conservation equations for mass and momenta in three dimensions using an unstructured-grid finite volume methodology [20]. The sequential algorithm, Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equation (SIMPLE) [22], was used in solving all the scalar variables. For the convective terms of the momentum equations, the QUICK interpolating scheme [23] was applied, due to its reported superiority to other method. However, for the turbulence equations, in order to prevent the unbound problems often associated with the QUICK scheme the 1st order upwind scheme was applied [24]. The computational conditions are as shown in Table 1. The computational grid is shown in Fig. 1. The solution is carried out for only one blade domain instead of the full three blades because of symmetry.

Grid around the blade section is shown in Fig. 2. Rectangular C-grid is used in the blade near field for a high accuracy of the

Table 1
Computational conditions

Density	0.976 kg/m ³
Pressure	80,592 Pa
Wind speeds	7.2, 8, 9, 10.6 m/s
Rotational speed	72.0 rpm
Blade pitch	1.3, 5.7 and 12°
CFD algorithm	SIMPLE
Interpolating scheme	QUICK (momentum) 1st Order upwind (turbulence)
Turbulence model	Standard $k - \epsilon$ and inviscid
Near wall treatment	Standard wall function (log-law)
Residual error	5×10^{-5}

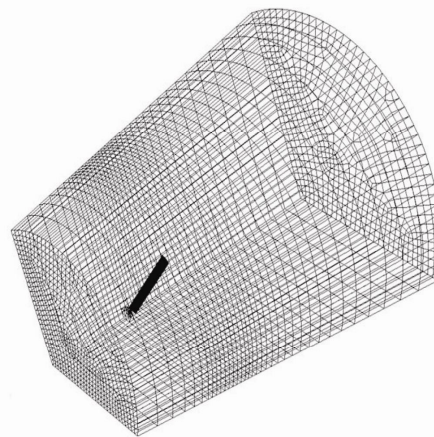


Fig. 1. Domain of computational grid.

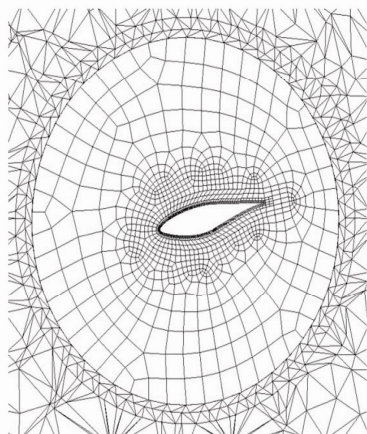


Fig. 2. Grid around blade section.

computation in the boundary layer using the wall function approach; moreover, the rectangular grid is more efficient for the local grid refinement. In this study, the y^+ values were varied in the boundary layer to check for grid dependency. The calculation started on a judiciously arbitrary grid, after that the local grid refinement was performed in the boundary layer region until a grid independent solution was attained. The final y^+ for grid independent solution was found to be about 30–250. The circular interface between rectangular grid and triangular grid was merely an ad hoc trick to expedite the change of pitch angles during the numerical experiment.

2.2. The experiment and its data correlation

The joint efforts undertaken by several European Union research labs and the United State's National Renewable Energy Laboratory (NREL) [25] has documented and made available experimental field data for several different wind turbines. The data that is used in comparison for the validation of the numerical solutions in this research is the experiment of NREL Phase II Wind Turbine [26]. The Phase II rotor rotated constantly at 72 rpm and rated at 20 kW of electrical power output. This fixed-pitch, untwisted rotor sized at a diameter of 10.1 m and constant chord of 0.458 m. The blade

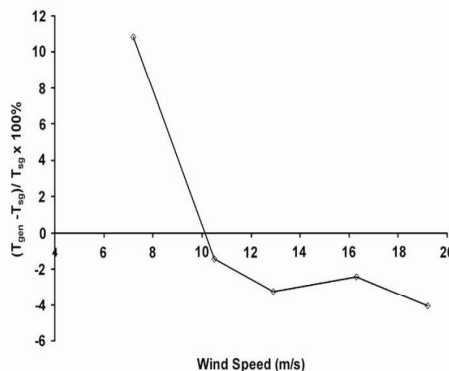


Fig. 4. Ratio of torque from difference instruments.

profile was that of the NREL's S809 airfoil through out the span with some modifications near the hub to blend with the hub spar. Regardless of wind speeds, the pitch is fixed at 12°. The blade sections of S809 airfoil and pitch angle are shown in Fig. 3.

The experimental power outputs were measured as electrical power output from the generator and as shaft torques from strain gauge. To convert electrical output to mechanical power input at the blade, an efficiency correlation is needed and was proposed (in %) as

$$Eff = 100P_{gen} / (4.5332232E - 3P_{gen}^2 + 111.5023P_{gen} + 150.0035) \quad (7)$$

This correlation is not perfect and inevitably contains some errors; in fact this is the second correlation proposed as the one more accurate than the previously proposed one.

The shaft torque measurement also requires a correction from calibration as

$$T = 1.08T_{measure} + 15.16 \quad (8)$$

However, the measured shaft torque was possibly disturbed by blade flapping which is an embedded error in a typical wind turbine experiment. It is observed that the blade powers computed from the two methods differ by as much as 11%, as is shown in Fig. 4.

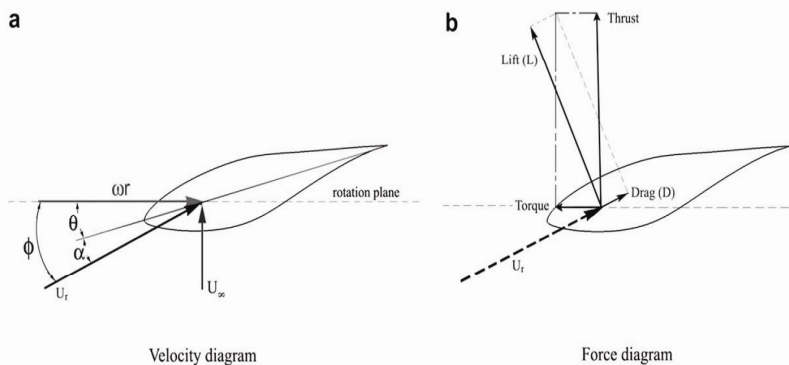


Fig. 3. NREL's S809. (a) Velocity diagram. (b) Force diagram.

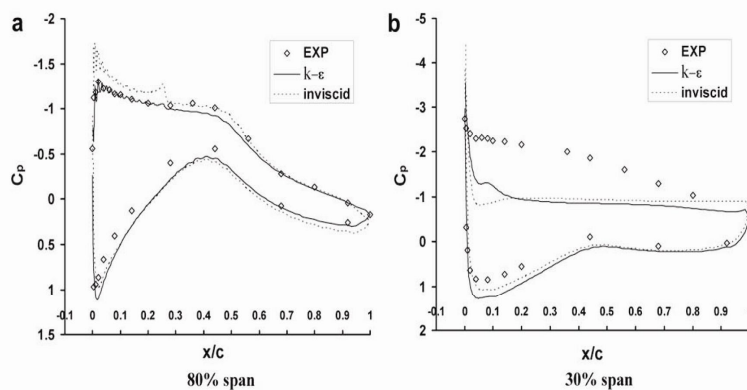


Fig. 5. Comparison of pressure coefficients (10.5 m/s). (a) Eighty percent span. (b) Thirty percent span.

3. Results and discussion

Though turbulent flow was assumed but inviscid calculation was also performed in order to compare results of the two cases for academic purpose. Before the numerical experiment is attempted, the reliability and validity issues of CFD to the particular problem being investigated should be established. The results will be presented in terms of pressure coefficient, which is defined as

$$C_p = \frac{(P - P_\infty)}{0.5\rho_\infty [U_\infty^2 + (\omega r)^2]} \quad (9)$$

Fig. 5 shows the comparison of computational pressure coefficients with those of the experiment. The numerical solutions, for both the inviscid and viscous cases, are quite close to experimental data at 80% span (Fig. 5(a)). It is interesting that along the first half of the pressure side the inviscid results compare better with the experiment than the $k-\epsilon$ results. At 30% span (Fig. 5(b)), however, the suction side for both of the predicted results is not in good agreement with the experiment; this is believed to be due to the effect of flow separation on the suction side because of a high angle of attack. The inadequacy in representing a separated flow by the

$k-\epsilon$ model with wall function applied is well known and the inviscid assumption is not valid in principle. On the pressure sides, however, reasonable agreements are still attained. The velocity flow fields for the $k-\epsilon$ case are shown in Fig. 6. It can be seen that the flow is attached to the blade at 80% span (Fig. 6(a)), but is separated at 30% span (Fig. 6(b)). Fortunately, these pressure errors do not highly affect the computational power output because they occur at the inner blade span which contributes little to torque, hence power output.

The comparisons of rotor torques are shown in Table 2. The generator powers are converted to torques using Eqs. (7) and (8). It is noted that the viscous results compare much better to the experiment than the inviscid results; this is anticipated since inviscid flow lacks viscous drag. At low wind speed CFD compare better to strain gauge measurement than to the generator measurement; but the trend is reversed for the high wind speed. This is perhaps due to the fact that at low wind speed the blade flapping is low, thus the strain gauge measurement is accurate while the generator correlation is not accurate in this region because it is far from its design operating condition (part load.) For higher wind speed the blade flapping is more pronounced while the generator gets closer to its design operating range, hence the reverse

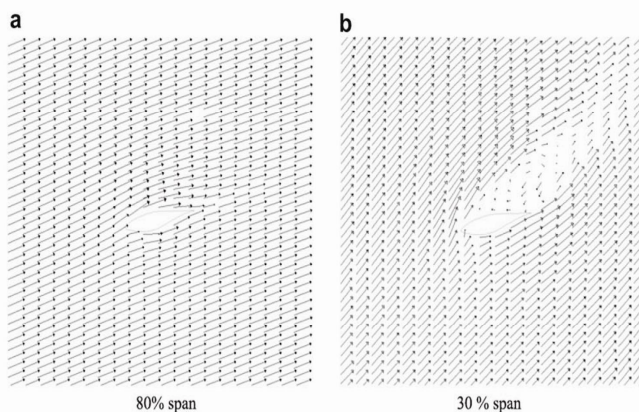


Fig. 6. Velocity vectors of computed solutions (10.5 m/s). (a) Eighty percent span (b) Thirty percent span.

Table 2
CFD results compared with experiments

Viscous effect	Wind speed (m/s)	CFD	Measurements			
			Strain gauge		Generator	
			Torque (N m)	%Error	Torque (N m)	%Error
$k-\epsilon$	7.2	280.5	286.22	-2.00	317.26	-11.59
Inviscid		405.0		41.50		27.66
$k-\epsilon$	10.5	1144.35	1207.39	-5.22	1190.04	-3.84
Inviscid		1509.36		25.01		26.83

trend in the correlations' accuracy. In general, the viscous computations seem to give reasonably accurate solutions, both quantitatively and qualitatively.

The above validation was conducted on the 12° pitch case which is the only case conducted experimentally. With some confidence in the validity of CFD for the particular problem, the pitch (hence angle of attack) is now varied to see its effect on the power output. Only the simulation for the viscous case was carried out. The predicted rotor torques at various blade pitch angles for wind speeds, 7.2, 8, 9 and 10.6 m/s are shown in Fig. 7. It is clearly seen from the figure that pitch angles, hence angle of attacks, strongly affects the torques, hence turbine power outputs. Observe that the percentage change for the lower wind speed case is higher than the higher wind speed case. Using the least square fit with a third order polynomial which are shown in the graph, the blade pitches that yield maximum mechanical power outputs are determined to be at 4.12°, 5.28°, 6.66° and 8.76° for the wind speed 7.2, 8.0, 9.0 and 10.5 m/s, respectively. More analysis is in order here to give a reason to these differences in the optimal pitch angles.

The angle of attack can be calculated from the pitch angle by the relation:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{U_\infty}{\omega r}\right) - \theta \quad (10)$$

where α is angle of attack, θ is the pitch angle and r is the local blade radius. Note that the wind angle $U_\infty/\omega r$ here is computed without the 'induction factor' correction as is usually done in the blade element theory. By using the previously determined optimal pitch angles in this formula, coupled with the traditional design radius at 80% span (i.e., $r = 0.8R$), the corresponding optimal angles of attack are computed to be at 9.18°, 9.44°, 9.80° and 10.26° for the wind speeds 7.2, 8.0, 9.0 and 10.5 m/s, respectively.

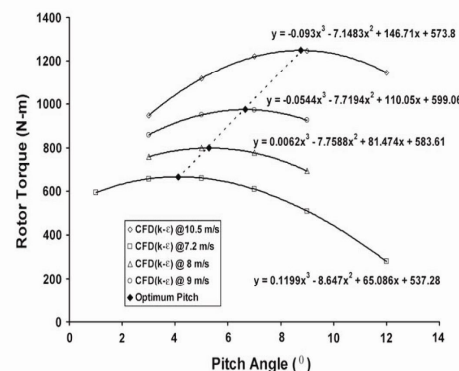


Fig. 7. Computed rotor torque in various wind speed and pitch.

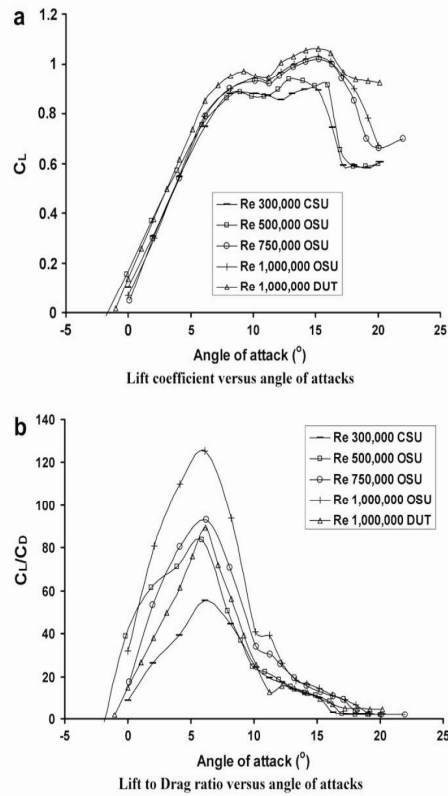


Fig. 8. Wind tunnel test data of S809 airfoil [27].

To shed more light into this, the experimental lift coefficient and lift to drag ratio versus angles of attack, as shown in Fig. 8, will be used to help analyze the above results. First, it is computed that the Reynolds numbers based on the relative wind velocity for the wind speed 7.2–10.5 m/s, with rotational velocity 72 rpm are about 7.8E5–8.0E5, which are close to the 7.5E5 curve in the figure, hence the curve 7.5E5 will be used. From the figure, it is noticed that the values 9.18°, 9.44°, 9.80° and 10.26° are very close to the maximum lift in the pre-stall region. Moreover, the higher values of the optimal angles of attack for the higher wind speed cases correspond with the rightward shift trend of the peaks of the lift curves for the higher Reynolds numbers. Note also that Fig. 8(b) indicates that optimal lift to drag ratio for all the Reynolds numbers occurs nominally at 6°.

Note that if r is reduced from 80% span the angles of attack will be larger for an untwisted blade and the flow will finally stall as r reaches a certain value. On the other hand if r is somewhat larger than 80% it produces less and less power because of the tip loss effect. As a result the 80% span seems to be a reasonable design span. At 80% span, the results from this investigation indicate that, unlike aircraft wing which is often designed at the point of maximum lift to drag ratio, the wind turbine seems to be optimal at the maximum lift point. This is quite consistent with the blade element theory which indicates that wind turbine power depends strongly on lift and relatively weakly on lift to drag ratio as is shown in the following analysis:

From Fig. 3, it can be determined that overall power output coefficient is

$$\frac{P_w}{0.5\rho AU^3_z} = \frac{L\cos(90 - \phi) - D\cos\phi}{0.5\rho AU^3_z} \omega R$$

$$= \frac{L\cos\phi[\tan(\phi) - D/L]}{0.5\rho AU^3_z} \omega R \quad (11)$$

where R is a global average radius of the blade. It should be noted that the analysis here precludes the induction factor at the rotor plane; this is an idealized factor obtained from actuator disk theory, often used to determine an equivalent reduced wind speed at the rotor plane resulting from flow spillage to the perimeter. From Eq. (11) $\tan\phi$ is equal to $1/\lambda$, where λ is the tip speed ratio (turbine tip speed divided by wind speed); its value is typically around 3–5. If $\lambda = 4$ is used we see that $\tan\phi$ is an order of magnitude large than D/L which is typically around $1/50$ and smaller. This is why the effect of D/L is not significant in wind turbine blade design and lift alone is the dominating parameter, as is suggested by the analysis of Eq. (11).

4. Conclusion

CFD is used to predict the optimal angles of attack that produce maximum power outputs for an untwisted horizontal axis wind turbine for four wind speed cases. By using the 80% span as the basis for design, the finding indicates that the optimal angles of attack are the ones near the maximum lift point. The angles are slightly larger as the speeds are higher and this is consistent with the shift of the curves as the Reynolds numbers are increased. Under typical design conditions lift to drag ratio was proved theoretically and confirmed by the computation as insignificant design parameter.

Acknowledgments

This research is supported by The Thailand Research Fund, contract no. PHD/0092/2548.

References

- [1] Eggleston DM, Stoddard FS. Wind turbine engineering design. New York: Van Nostrand Company; 1987.
- [2] Kim B, Kim J, Kikuyama K, Rooij V, Lee Y. 3-D numerical predictions of horizontal axis wind turbine power characteristics of the scales delft university T40/500 model. The fifth JSME-KSME fluids engineering conference, Japan; 2002.
- [3] Mandas N, Cambuli F, Carcangiu CE. Numerical prediction of horizontal axis wind turbine flow. European wind energy conference, Athens, Greece; 2006.
- [4] Laursen J, Enevoldsen P, Hjort S. 3D CFD rotor computations of a multi-megawatt HAWT rotor. European wind energy conference, Milan, Italy; 2007.
- [5] Thumthae C, Chitsomboon T. Numerical simulation of flow over twisted-blade, horizontal axis wind turbine. The 20th conference of mechanical engineering network of Thailand; October 2006 [abstract in English].
- [6] Thumthae C, Chitsomboon T. CFD Simulation of horizontal axis wind turbine in steady state condition. The 2nd Thailand national energy conference, Thailand; July 2006 [abstract in English].
- [7] Xu G, Sankar LN. Computational study of HAWT. AIAA Paper No.1999-0042; 1999.
- [8] Duque EPN, vanDam CP, Hughes S. Navier-Stokes simulations of the NREL combined experiment Phase II rotor. AIAA Paper No.99-0037; 1999.
- [9] Duque EP, Burklund MD, Johnson W. Navier-Stokes and comprehensive analysis performance predictions of the NREL Phase VI experiment. Solar Energy Engineering 2003;125:457–67.
- [10] Benjanirat S, Sankar LN, Xu G. Evaluation of turbulence models for the prediction of wind turbine aerodynamics. AIAA Paper No.2003-0517; 2003.
- [11] Tongchitpakdee C, Benjanirat C, Sankar LN. Numerical studies of the effects of active and passive circulation enhancement concepts on wind turbine performance. Transactions of the ASME 2006;128:432–44.
- [12] Xu G, Sankar LN. Effects of transition turbulence and yaw on the performance of horizontal axis wind turbines. AIAA Paper No.2000-0048; 2000.
- [13] Sørensen NN. Transition prediction on the NORDTANK 500/41 turbine rotor. Risø National Laboratory, Risø-R-1365(EN); 2002.
- [14] Sezer-Uzol N, Long LN. 3-D time-accurate CFD simulations of wind turbine rotor flow fields. AIAA Paper No.2006-0394; 2006.
- [15] Johansen J, Sørensen NN. Aerodynamic investigation of winglets on wind turbine blades using CFD. Risø National Laboratory, Risø-R-1543(EN); February 2006.
- [16] Johansen J, Sørensen NN. Numerical investigation of three wind turbine tips. Risø National Laboratory, Risø-R-1353(EN); August 2002.
- [17] Johansen J, Aagaard Ma H, Sørensen NN, Bak C. Numerical investigation of a wind turbine rotor with an aerodynamically redesigned hub region. European wind energy conference and exhibition, Athens, Greece; 2006.
- [18] Tangtongsakulwong J, Chitsomboon T. Simulation of flow over a 3-blade vertical axis wind turbine. The 2nd Thailand national energy conference, Thailand; July 2006 [abstract in English].
- [19] Batchelor GK. An introduction to fluid dynamics. Cambridge: Cambridge University Press; 1967.
- [20] FLUENT Inc. Fluent 6.2 documentation: user's guide; 2005.
- [21] Launder BE, Spalding DB. The numerical computation of turbulent flows. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering 1974;3:269–89.
- [22] Patankar SV. Numerical heat transfer and fluid flow. New York: Hemisphere Publishing Corporation, Taylor & Francis Group; 1980.
- [23] Leonard BP. A stable and accurate convective modeling procedure based on quadratic upstream interpolation. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering 1979;19:59–98.
- [24] Versteeg HK, Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics the finite volume method. New York: Longman Scientific & Technical; 1995. p. 132.
- [25] Scheper JG, Brand AJ, Bruining A, Graham JMR, Hand MM, Infield DG, et al. Enhanced field rotor aerodynamics database. Final report of IEA AnnexXVIII: ECN-C-02-016; February 2002.
- [26] Simms DA, Hand MM, Fingersh LJ, Jager DW. Unsteady aerodynamics experiment Phases II–IV test configurations and available data campaigns. Colorado: National Renewable Energy Laboratory; July 1999.
- [27] Jonkman JM. Modeling of the UAE wind turbine for refinement of FAST_AD. NREL/TP-500-34755. Colorado: National Renewable Energy Laboratory; December 2003.

ประวัติผู้เขียน

นายชโลธร ธรรมแท้ เกิดเมื่อวันที่ 28 มีนาคม ณ โรงพยาบาลแม่และเด็ก จังหวัดขอนแก่น สำเร็จการศึกษาชั้นประถมที่โรงเรียนบ้านเจ้าเพชร ชั้นมัธยมต้นที่โรงเรียนวิสุทธิรังษี มัธยมปลายที่ศูนย์การศึกษานอกโรงเรียน จังหวัดกาญจนบุรี ในปี พ.ศ. 2539 เข้าศึกษาในระดับปริญญาตรี ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ในปี พ.ศ. 2543 ศึกษาต่อในระดับปริญญาโท ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล ระหว่างทำการศึกษาระดับปริญญาโทได้ร่วมโครงการวิจัยการควบคุมระบบปรับอากาศ Radiant Floor Cooling ซึ่งเตรียมที่จะติดตั้งในท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ

ปี พ.ศ. 2546-2549 ทำงานในตำแหน่งอาจารย์ประจำสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเกษมบัณฑิต และ เป็นอาจารย์พิเศษวิทยาลัยเทคโนโลยีอุตสาหกรรม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ในปี พ.ศ. 2548 ได้รับการแต่งตั้งเป็นหัวหน้าสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเกษมบัณฑิต ในปี พ.ศ. 2549 ได้รับทุนปริญญาเอกกาญจนาภิเษก จึงลาออกจากการเป็นอาจารย์ และ เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาเอก ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

ผลงานวิจัยตั้งแต่ระดับปริญญาโทถึงปริญญาเอก ได้มีผลงานตีพิมพ์ในการประชุมวิชาการในระดับชาติ และนานาชาติ มากกว่า 20 บทความ เกี่ยวกับการคำนวณพลศาสตร์ของไหล เครื่องยนต์สันดาปภายใน การมองเห็นการไหล และ กังหันลม