

การเพิ่มประสิทธิภาพใบกึ่งหนดมด้วยการหน่วงการป้อ



นายวิโรจน์ แบบพิมาย

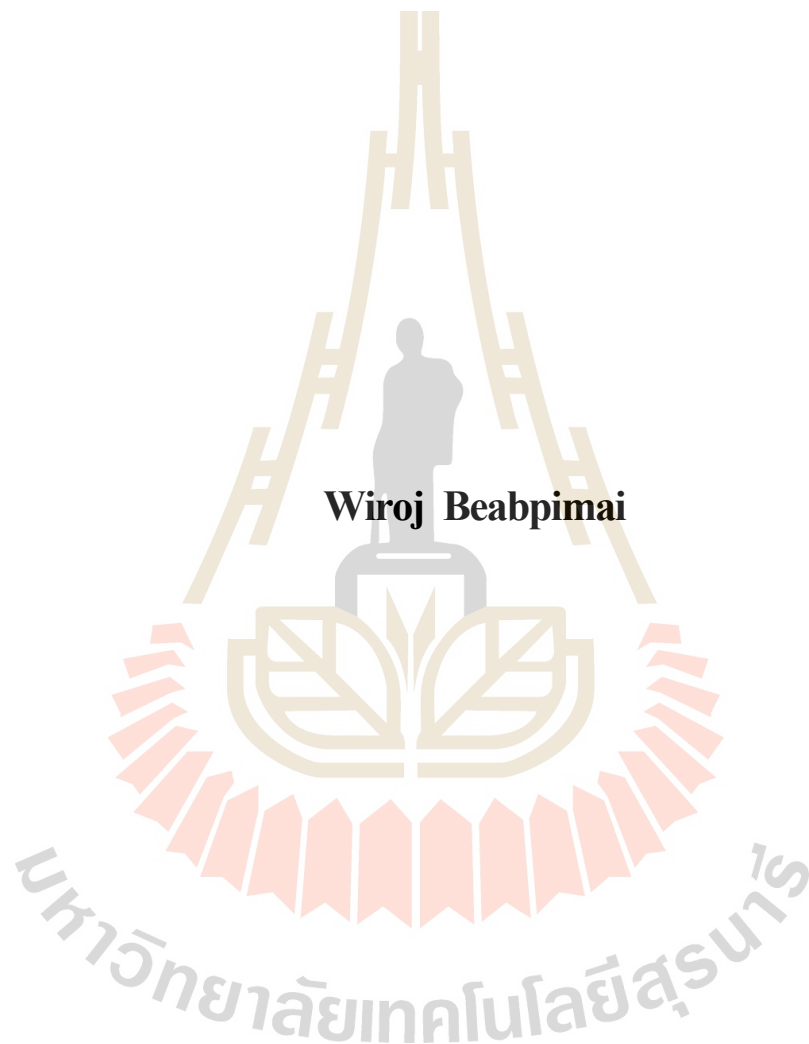
วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ปีการศึกษา 2558

**ENHANCEMENT OF WIND TURBINE BLADE
EFFICIENCY USING STALL DELAY**



**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 2015

การเพิ่มประสิทธิภาพใบกึ่งहनลด้วยกรหน่วงการป้อ

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้บ่ววิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาคุษฎีบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ผศ. ดร.เกีรติ สุตถัษณ์)

ประธานกรรมการ



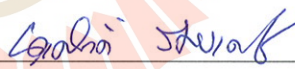
(รศ. ดร.ทวิช จิตรสมบูรณั)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



(ศ. ดร.สำเรึง จักรใจ)

กรรมการ



(ศ. ดร.พดุงศัคดี รัตนเคโษ)

กรรมการ



(ผศ. ดร.ปาน ประทุมนพรัตน์)

กรรมการ



(ศ. ดร.ชุกิจ ลิมปิจานงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม



(รศ. ร.อ. ดร.กนัธธรร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

วิโรจน์ แบบพิมพ์ : การเพิ่มประสิทธิภาพใบกังหันลมด้วยการหน่วงการปัด
(ENHANCEMENT OF WIND TURBINE BLADE EFFICIENCY USING STALL
DELAY) อาจารย์ที่ปรึกษา : รองศาสตราจารย์ ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์, 235 หน้า

วิทยานิพนธ์นี้ศึกษาพฤติกรรมการไหลและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) ก่อนอื่นได้ศึกษาเปรียบเทียบความแม่นยำของแบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence models) ต่าง ๆ นำสู่วิธีการปรับปรุงแบบจำลองความปั่นป่วนด้วยการปรับระดับการจำกัดความหนืดปั่นป่วน ซึ่งให้ผลปริมาณที่แม่นยำมากขึ้น โดยใช้ข้อมูลการทดลองกังหันลมของ National Renewable Energy Laboratory (NREL) เพื่อเปรียบเทียบผล ข้อมูลที่ได้จากการจำลอง CFD ได้นำมาวิเคราะห์การไหลโดยมุ่งเน้นไปที่พฤติกรรมหน่วงการปัด (Stall delay) จากนั้นได้ทำการปรับปรุงมุมบิดของใบพัดในช่วงระยะรัศมีต่าง ๆ เพื่อศึกษาผลกระทบ ซึ่งการปรับมุมบิดนี้เกิดจากแนวคิดที่ต้องการหน่วงการปัดเพื่อเปลี่ยนวิกฤตให้เป็นโอกาส ผลลัพธ์ที่ได้พบว่า การปรับปรุงมุมบิดอย่างถูกวิธีสามารถช่วยเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศใบพัด ส่งผลทำให้ได้กำลังงานและงานรายปี (Annual energy production) ที่เพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบ นอกจากนี้ ในงานวิจัยนี้ยังได้พัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมภายใต้พื้นฐานทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) ร่วมกับการปรับปรุงด้วยทฤษฎีเสริมย่อยต่าง ๆ โปรแกรมนี้แม้เป็นอย่างง่าย รวดเร็วในการใช้งานแต่เมื่อสอบเทียบผลลัพธ์กับผลการทดลอง พบว่า ให้ผลปริมาณที่แม่นยำดีมากพอสมควร

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล
ปีการศึกษา 2558

ลายมือชื่อนักศึกษา วิโรจน์
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์

WIROJ BEABPIMAI : ENHANCEMENT OF WIND TURBINE BLADE
EFFICIENCY USING STALL DELAY. THESIS ADVISOR : ASSOC.
PROF. TAWIT CHITSOMBOON, Ph.D., 235 PP.

WIND TURBINE AERODYNAMICS/CFD/BEM/STALL DELAY/BLADE TWIST

This thesis presents a numerical investigation of flow fields and aerodynamic characteristics of a wind turbine using Computational Fluid Dynamics (CFD) code. Various turbulence models were compared, and accuracy improvement method of eddy viscosity limiter was proposed. The National Renewable Energy Laboratory (NREL) experimental data were used to validate the computational results. Detailed flow field data were analyzed to better understanding of stall delay. Then the rotor blade was modified with different twist distributions along the blade span, this is an idea to turn crisis into profit. The results showed that with good design we can increase lift coefficient, power and annual energy production significantly. Furthermore, this thesis has developed a computer code for designing and predicting the efficiency of wind turbine on the basis of blade element momentum (BEM) theory. The code included improvements of BEM theory with several corrective models. Despite using a relatively simple model which is easy to use and save computational time, the code predicted results quite accurately when compared to experimental data.

School of Mechanical Engineering

Academic Year 2015

Student's Signature _____

Advisor's Signature _____



กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยดี เนื่องจากได้รับความกรุณาและความช่วยเหลือทั้งในด้านวิชาการและด้านอื่น ๆ จากบุคคล ดังต่อไปนี้

รองศาสตราจารย์.ดร.ทวิช จิตรสมบุญณ์ อาจารย์ที่ปรึกษา ผู้ประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางด้านวิชาการ อีกทั้งยังให้แนวคิดทั้งในการทำงานและการดำเนินชีวิต ตลอดระยะเวลาการศึกษาที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ท่านได้ช่วยแนะนำวิธีแก้ไขปัญหาต่าง ๆ รวมทั้งช่วยตรวจทานแก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนสำเร็จลุล่วงไปด้วยดี

คณาจารย์สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลทุกท่าน ผู้ประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางด้านวิชาการ ตลอดจนเจ้าหน้าที่เลขานุการและบุคลากรของสาขาวิชาฯ ที่มีส่วนช่วยผลักดันให้การวิจัยครั้งนี้ราบรื่นไปได้ด้วยดี

โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก ผู้สนับสนุนทุนการศึกษาและวิจัย

ดร.ชโลธร ธรรมแท้ ดร.วิกันดา ศรีเดช คุณพรสวรรค์ ทองใบ คุณจารุวรรณ ตั้งต้นสกุลวงศ์ คุณสุพิชชา มีสุขเจ้าสำราญ คุณชัยฤกษ์ เชื้อประสาธ คุณธีรวัฒน์ คลับคล้าย และเพื่อน พี่ น้อง ในกลุ่มวิจัยทุกท่าน ที่ช่วยแนะนำวิธีแก้ไขปัญหาในงานวิจัยให้สำเร็จลุล่วง รวมทั้งให้ความช่วยเหลือในด้านต่าง ๆ

คุณอัญญศิริกาญจน์ สกุลศรี ที่คอยเป็นกำลังใจ และช่วยเหลืองานต่าง ๆ

สุดท้ายนี้ขอกราบเท้าขอบพระคุณ คุณพ่อเล็ก คุณแม่สมพิษ แบบพิมาย ผู้เป็นแรงกระตุ้นผลักดันให้ข้าพเจ้ามุ่งมั่นศึกษาในชั้นปริญญาเอกนี้ ขอบพระคุณครู อาจารย์ที่ประสิทธิ์ประสาทวิชาทั้งในชั้นประถมศึกษา มัธยมศึกษา ปริญญาตรี และ ปริญญาเอก คุณงามความดีทั้งหมดของวิทยานิพนธ์เล่มนี้จึงขออุทิศแด่ผู้มีพระคุณทุกท่านที่กล่าวมา

วิโรจน์ แบบพิมาย

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย)	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ)	ข
กิตติกรรมประกาศ	ค
สารบัญ	ง
สารบัญตาราง	ฉ
สารบัญรูป	ญ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ	ธ
บทที่	
1 บทนำ	1
1.1 กล่าวนำ.....	1
1.2 ความเป็นมา และ ความสำคัญของปัญหา.....	1
1.3 วัตถุประสงค์ของการวิจัย	4
1.4 ขอบเขตของการวิจัย.....	4
1.5 วิธีการดำเนินการวิจัย	5
1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	5
2 ทัศนัวรรณกรรม	6
2.1 วรรณกรรมการศึกษาพฤติกรรมหน่วยงานป้อ.....	6
2.2 วรรณกรรมการศึกษาทดลองกังหันลม NREL	18
3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	23
3.1 ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM)	23
3.1.1 Momentum Theory (MT).....	24
3.1.2 Blade Element Theory (BET)	26
3.1.3 Blade Element Momentum (BEM) Theory.....	28
3.1.4 การหาผลเฉลยของวิธี BEM	30
3.1.5 การปรับปรุงทฤษฎี BEM ด้วยแบบจำลองต่าง ๆ.....	31

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3.2	พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ	41
3.2.1	สมการการไหลในระบบ Rotating Reference Frame	41
3.2.2	สมการพื้นฐานสำหรับการไหลแบบปั่นป่วน.....	42
3.2.3	แบบจำลอง Spalart-Allmaras	43
3.2.4	แบบจำลอง Standard $k - \omega$	44
3.2.5	แบบจำลอง Shear Stress Transport $k - \omega$	45
3.2.6	การจำกัดขนาดค่าความหนืดปั่นป่วน.....	48
3.2.7	แบบจำลอง SST+	50
3.2.8	แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$	51
4	การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน.....	53
4.1	การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับแพนอากาศ 2 มิติ.....	53
4.1.1	การสอบเทียบแบบจำลอง $k - \omega$ SST กับแพนอากาศ 2 มิติ.....	54
4.1.2	การสอบเทียบแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ กับแพนอากาศ 2 มิติ.....	63
4.2	การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม	67
4.2.1	การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม NREL Phase VI	69
4.2.2	การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม NREL Phase III	80
4.3	บทสรุป	81
5	การศึกษาพฤติกรรมหน่วงการป้อนของกังหันลมด้วย CFD	82
5.1	วิธีการประเมินมุมปะทะของใบพัดที่กำลังหมุน	82
5.1.1	วิธี Inverse BEM	83
5.1.2	วิธีอาศัยค่าความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกนจาก CFD.....	85
5.2	ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการทดลองกังหันลม	86
5.3	ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ของกังหันลม	89
5.4	พฤติกรรมหน่วงการป้อนของกังหันลม NREL Phase VI จากการจำลอง CFD	92
5.4.1	คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัด	92
5.4.2	พฤติกรรมการไหลผ่านใบพัด	96

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

5.4.3	ผลกระทบของการหมุนต่อสัมประสิทธิ์ความดันและการไหลแยกตัว.....	102
5.4.4	ตำแหน่งการไหลแยกจากผิวของแพนอากาศ.....	107
5.5	บทสรุป	110
6	สมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดเฉพาะช่วง	112
6.1	กล่าวนำ	112
6.2	การออกแบบมุมบิดใบ	113
6.2.1	การกำหนดลักษณะการแจกแจงมุมบิด	113
6.2.2	การคำนวณ CFD.....	115
6.2.3	การคำนวณงานรายปี.....	115
6.3	ผลการคำนวณสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัด	117
6.3.1	การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 45-75% ของความยาวใบ	117
6.3.2	การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 30-60% ของความยาวใบ.....	129
6.3.3	การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 60-90% ของความยาวใบ.....	140
6.3.4	การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมีอื่น ๆ	149
6.4	พฤติกรรมหน่วงการป้อนของใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดเฉพาะช่วง	157
6.4.1	ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 45-75% ของความยาวใบ.....	157
6.4.2	ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 30-60% ของความยาวใบ.....	167
6.4.3	ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 60-90% ของความยาวใบ.....	170
6.4.4	ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 25-60% ของความยาวใบ.....	170
6.5	บทสรุป	175
7	การพัฒนาโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM.....	176
7.1	กล่าวนำ	176
7.2	การทดสอบแบบจำลองหน่วงการป้อน.....	177
7.2.1	การทดสอบกับใบพัดกังหันลม NREL Phase VI.....	177
7.2.2	การทดสอบกับใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดเฉพาะช่วง	185
7.3	การปรับปรุงโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM	188

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

7.4 บทสรุป	201
8 บทสรุปและข้อเสนอแนะ.....	202
8.1 บทสรุป	202
8.2 ข้อเสนอแนะ	203
เอกสารอ้างอิง.....	205
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก. การปรับปรุงมูมบิตช่วงระยะรัศมีอื่น ๆ	213
ภาคผนวก ข. ข้อมูลรูปร่างใบพัดกังหันลม.....	222
ภาคผนวก ค. โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM.....	226
ภาคผนวก ง. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่	233
ประวัติผู้เขียน	235

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
6.1 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	121
6.2 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	134
6.3 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	144
6.4 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	154
ก.1 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	218
ก.2 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	221
ข.1 ข้อมูลกึ่งหันลม NREL Phase II-VI	223
ข.2 รูปร่างใบของกึ่งหัน NREL Phase III-V	224
ข.3 รูปร่างใบของกึ่งหัน NREL Phase VI.....	225

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
1.1	เปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ 2 มิติ กับแพนอากาศ ใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุน..... 3
2.1	แบบจำลองการไหลในทึร์คมีของใบพัดที่กำลังหมุน 8
2.2	มิติและรูปร่างของใบพัดกังหันลม Phase II-IV 19
2.3	การแจกแจงมุมบิดใบกังหันลม Phase II-IV 19
2.4	มิติและรูปร่างของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI..... 20
2.5	การแจกแจงมุมบิดและความกว้างคอร์ดใบพัดกังหันลม NREL Phase VI..... 20
2.6	อุโมงค์ลม NASA Ames Research Center ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 24.4 m x 36.6 m ใช้ในการทดสอบกังหันลม..... 21
2.7	กังหันลม NREL Phase VI ที่ติดตั้งในอุโมงค์ลม 22
3.1	โดเมนสำหรับการวิเคราะห์ด้วยทฤษฎี BEM..... 24
3.2	เวกเตอร์ความเร็วและแรงที่เกิดขึ้นบนหน้าตัดใบพัด..... 27
3.3	สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ S809 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ 30
3.4	สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ S809 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ..... 31
3.5	การประมาณค่าแรงยกช่วงหลัง Fully Stall ด้วยแบบจำลอง Viterna and Corrigan..... 40
3.6	การประมาณค่าแรงต้านช่วงหลัง Fully Stall ด้วยแบบจำลอง Viterna and Corrigan 40
3.7	ฟังก์ชันการหมุนที่ผนังของแบบจำลอง SST+ 51
4.1	โดเมนและกริดการคำนวณของแพนอากาศ 2 มิติ 56
4.2	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 คำนวณด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST 57
4.3	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S809 คำนวณ ด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST 58
4.4	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S814 คำนวณ ด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST 59

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.5 เปรียบเทียบค่าพลังงานจลน์ความปั่นป่วน และอัตราส่วนความหนืดปั่นป่วนที่ ผิวด้านดูดที่ระยะ $x/c = 0.15$ ของแพนอากาศ NACA 63-215	61
4.6 เส้นการไหลผ่านแพนอากาศ NACA 63-215 ที่มุมปะทะ 17.35 องศา.....	61
4.7 เปรียบเทียบการกระจายความดันของแพนอากาศ NACA 63-215	62
4.8 เปรียบเทียบการกระจายความดันของแพนอากาศ S809 ที่มุมปะทะ 15.2 องศา	62
4.9 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 คำนวณด้วยแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$	64
4.10 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S809 คำนวณ ด้วยแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$	65
4.11 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S814 คำนวณ ด้วยแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$	66
4.12 กริดและโดเมนการคำนวณสำหรับกังหันลมชนิด 2 ใบพัด	68
4.13 กริดที่ใบพัดและกริดรอบหน้าตัดใบพัดกังหันลม	68
4.14 ผลกระทบของจำนวนกริดต่อแรงบิดของกังหันลม.....	69
4.15 เปรียบเทียบกำลังงานของกังหันลม NREL Phase VI จากการคำนวณ CFD กับข้อมูลการทดลอง.....	70
4.16 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 7 m/s.....	73
4.17 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 9 m/s.....	74
4.18 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 m/s.....	75
4.19 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 13 m/s.....	76
4.20 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 15 m/s.....	77
4.21 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 20 m/s.....	78
4.22 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 25 m/s.....	79
4.23 เปรียบเทียบกำลังงานของกังหันลม NREL Phase III จากการคำนวณ CFD กับข้อมูลการทดลอง.....	80

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.1 ความเร็วแนวแกนเฉลี่ยในฟังก์ชันของระยะห่างจากระนาบโรเตอร์ของการไหลที่ความเร็วลม 9 m/s ที่ระยะรัศมี $r/R = 0.63$	86
5.2 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM เทียบกับข้อมูลการวัด	87
5.3 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM เทียบกับข้อมูลการวัด (ต่อ).....	88
5.4 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ย.....	90
5.5 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ย (ต่อ)	91
5.6 เปรียบเทียบมุมปะทะตลอดความยาวใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ จากวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ย.....	92
5.7 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี CFD.....	94
5.8 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี CFD	94
5.9 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี CFD	95
5.10 เส้น Limiting streamline ที่ผิวด้านดูดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 5-25 m/s	100
5.11 เส้นกระแสการไหล 3 มิติ รอบใบพัดของการไหลที่ความเร็วลมต่าง ๆ	101
5.12 เส้น Streamline การไหลผ่านหน้าตัดใบพัดที่ความเร็วลม 10 m/s.....	101
5.13 เปรียบเทียบ Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 0.38R กับแพนอากาศ 2 มิติ	104
5.14 การกระจายความดันรอบแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 0.38R เทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ	105
5.15 เปรียบเทียบ Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 0.47R กับแพนอากาศ 2 มิติ.....	106

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.16 การกระจายความดันรอบแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 0.47R เทียบกับ แพนอากาศ 2 มิติ	106
5.17 สัมประสิทธิ์แรงเสียดทานรอบแพนอากาศใบพัดของการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s.....	109
5.18 เส้น Limiting streamline ที่ผิวด้านดูดของใบพัดจากการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s; พื้นที่สีน้ำเงินแสดงพื้นที่การไหลที่มีค่า $C_{fx} > 0$	110
5.19 เปรียบเทียบตำแหน่งการไหลแยกจากผิวในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศ ใบพัดกับแพนอากาศ 2 มิติ	110
6.1 ฟังก์ชันการแจกแจงมุมบิด.....	114
6.2 ตัวอย่างมุมบิดของใบพัด TW+3 และใบพัด TW-3 เทียบกับใบพัดต้นแบบ	114
6.3 การแจกแจงความถี่แบบ Rayleigh สำหรับความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2–8.2 m/s	116
6.4 การแจกแจงความถี่ของกำลังงานลมจากสถิติแบบ Rayleigh distribution	116
6.5 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R	117
6.6 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบ.....	119
6.7 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบ.....	119
6.8 เปรี่เซนต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยน มุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	120
6.9 เปรี่เซนต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยน มุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	120
6.10 เปรี่เซนต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	121
6.11 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 5 m/s, 7 m/s และ 9 m/s.....	124
6.12 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s, 13 m/s และ 15 m/s.....	125

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.13 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s.....	126
6.14 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 9 m/s.....	126
6.15 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s.....	127
6.16 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s.....	127
6.17 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s.....	128
6.18 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s.....	128
6.19 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R.....	129
6.20 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบ.....	132
6.21 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบ.....	132
6.22 เปรียบเทียบการเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	133
6.23 เปรียบเทียบการเพิ่มขึ้นของแรงผลักที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	133
6.24 เปรียบเทียบการเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	134
6.25 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 5 m/s, 7 m/s, และ 9 m/s.....	135

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.26 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s, 11 m/s, และ 13 m/s.....	136
6.27 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s.....	137
6.28 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 9 m/s.....	137
6.29 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s.....	138
6.30 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s.....	138
6.31 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s.....	139
6.32 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s.....	139
6.33 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R	140
6.34 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบ.....	142
6.35 เปรียบเทียบแรงผลัดแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบ.....	142
6.36 เฟอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	143
6.37 เฟอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	143
6.38 เฟอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	144

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.39 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วง รัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s, 9 m/s, และ 13 m/s.....	145
6.40 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วง รัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s	146
6.41 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s.....	146
6.42 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 9 m/s.....	147
6.43 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s.....	147
6.44 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s.....	148
6.45 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิด ช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s.....	148
6.46 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R.....	150
6.47 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบ.....	152
6.48 เปรียบเทียบแรงผลัดแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบ.....	152
6.49 เปรอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	153
6.50 เปรอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	153
6.51 เปรอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	154

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.52 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s, 11 m/s, และ 13 m/s.....	155
6.53 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s.....	156
6.54 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s.....	156
6.55 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s.....	157
6.56 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.38, 0.47$ และ 0.55 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	160
6.57 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.38, 0.47$ และ 0.55 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	161
6.58 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63, 0.71$ และ 0.80 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	162
6.59 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63, 0.71$ และ 0.80 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	163
6.60 เส้น Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ที่ความเร็วลม 11 m/s ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วง 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	164
6.61 เส้น Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ที่ความเร็วลม 13 m/s ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วง 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	165
6.62 การกระจายความดันรอบแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.47$ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ ที่ความเร็วลม 11 m/s.....	166
6.63 การกระจายความดันรอบแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.38$ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ ที่ความเร็วลม 13 m/s.....	166
6.64 การกระจายความดันรอบแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.80$ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ ที่ความเร็วลม 13 m/s.....	167

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.65	
สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30, 0.38$ และ 0.55 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.30-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	168
6.66	
สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.63, 0.71$ และ 0.80 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.30-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	169
6.67	
สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30, 0.63$ และ 0.71 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.60-0.90R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	171
6.68	
สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.80, 0.87$ และ 0.95 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.60-0.90R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	172
6.69	
สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30, 0.38$ และ 0.47 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.25-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	173
6.70	
สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.55, 0.63$ และ 0.71 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.25-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ.....	174
7.1	
กำลังงานของกังหันลม NREL Phase VI คำนวณด้วยแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ	180
7.2	
แรงผลักของกังหันลม NREL Phase VI คำนวณด้วยแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ.....	180
7.3	
เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.30R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ	181
7.4	
เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.47R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ	182
7.5	
เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.63R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ	183
7.6	
เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.80R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ	184
7.7	
สัมประสิทธิ์แรงยกจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ที่รัศมี $0.55R$ ของ ใบพัด NREL Phase VI และใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบ.....	186
7.8	
สัมประสิทธิ์แรงยกจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ที่รัศมี $0.55R$ ของ ใบพัด NREL Phase VI และใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบ (ต่อ)	187

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.9 สัมประสิทธิ์แรงยกจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ที่รัศมี 0.80R ของใบพัด NREL Phase VI และใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบ.....	187
7.10 แนวทางการปรับปรุงสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะหลังการ Stall.....	191
7.11 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแผนอากาศใบพัด NREL Phase VI ที่ระยะรัศมีต่าง ๆ จากข้อมูลการวัดของ NREL.....	191
7.12 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแผนอากาศที่รัศมี 0.30R ของใบพัดกึ่งหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่.....	192
7.13 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแผนอากาศที่รัศมี 0.47R ของใบพัดกึ่งหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่.....	193
7.14 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแผนอากาศที่รัศมี 0.63R ของใบพัดกึ่งหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่.....	194
7.15 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแผนอากาศที่รัศมี 0.80R ของใบพัดกึ่งหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่.....	195
7.16 กำลังงานของกึ่งหันลม NREL Phase VI จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่เปรียบเทียบกับผลการทดลอง.....	196
7.17 แรงผลักของกึ่งหันลม NREL Phase VI จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่เปรียบเทียบกับผลการทดลอง.....	196
7.18 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของกึ่งหันลม จากวิธี BEM กับข้อมูลการทดลอง.....	198
7.19 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของกึ่งหันลม จากวิธี BEM กับข้อมูลการทดลอง (ต่อ).....	199
7.20 กำลังงานของกึ่งหันลม NREL Phase III จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่เปรียบเทียบกับผลการทดลอง.....	200
7.21 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัด TW+5 จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่กับการจำลอง CFD ผลการทดลอง.....	200

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
ก.1 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R.....	215
ก.2 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.25-0.55R กับใบพัดต้นแบบ.....	215
ก.3 เพอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	216
ก.4 เปรียบเทียบแรงผลัดแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	216
ก.5 เพอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	217
ก.6 เพอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับกับใบพัดต้นแบบ	217
ก.7 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R.....	219
ก.8 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.40-0.70R กับ ใบพัดต้นแบบ.....	219
ก.9 เพอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	220
ก.10 เพอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	220
ก.11 เพอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ	221

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

α	=	Angle of attack
α_{eff}	=	Effective angle of attack
α_{stall}	=	Stall angle of attack
β	=	Blade twist angle
δ	=	Boundary layer thickness
ε	=	Turbulent dissipation rate
γ	=	Intermittency
θ	=	Section pitch angle
θ_p	=	Tip 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
τ	=	Stress tensor
σ'	=	Local solidity
τ_w	=	Wall shear stress
τ_{ij}	=	Reynolds stress tensor
μ	=	Dynamics or molecular viscosity
μ_t	=	Turbulent or eddy viscosity
μ_{eff}	=	Effective viscosity
ν	=	Kinematics viscosity
ν_t	=	Kinematics eddy viscosity
$\tilde{\nu}$	=	Kinematics eddy viscosity parameter

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

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
$C_{L, 3D}$	=	3-dimensional lift coefficient
$C_{L, pot}$	=	Thin-airfoil theory lift coefficient
C_D	=	Drag coefficient
$C_{D, 2D}$	=	2-dimensional drag coefficient
$C_{D, 3D}$	=	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_{Tan}	=	Tangential force coefficient relative to chord
C_{Tq}	=	Local torque coefficient
C_{Thr}	=	Local thrust coefficient
C_P	=	Pressure coefficient
C_{Pow}	=	Power coefficient of wind turbine rotor
F	=	Total loss factor
F_{hub}	=	Hub loss factor
F_{tip}	=	Tip loss factor
H	=	Hub radius
k	=	Turbulent kinetic energy
N	=	Number of blade

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

P	=	Pressure
P_{wind}	=	Wind power
P_{rotor}	=	Rotor power
P_0	=	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}	=	Mean 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, $\sqrt{\tau/\rho}$
V_0	=	Free stream velocity
V_a	=	Velocity at rotor plane
V_{rel}	=	Relative velocity
V_r	=	Relative velocity vector
V	=	Absolute velocity vector
V_{eff}	=	Effective velocity
w	=	Wake velocity
w_d	=	Downwash velocity
W	=	Absolute value of vorticity ($\sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$), angular velocity of rotor

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

W_{ij}	=	Mean vorticity tensor, $\frac{1}{2}(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i})$
y	=	Normal distance to the nearest wall
y^+	=	Dimensionless wall distance, yu_τ / μ
AEP	=	Annual Energy Production
AOA	=	Angle of attack
AR	=	Aspect Ratio
BEM	=	Blade Element Momentum
CFD	=	Computational Fluid Dynamics
Exp	=	Experiment
NREL	=	National Renewable Energy Laboratory
SST	=	Shear Stress Transport
SST+	=	Shear Stress Transport with a wall damping function
SST tran	=	Shear Stress Transport with transition models
SA	=	Spalart-Allmaras turbulent model
SuWiT	=	Suranaree Wind Turbine

บทที่ 1

บทนำ

1.1 กล่าวนำ

ปัจจุบันทั่วโลกมีความต้องการผลิตพลังงานไฟฟ้าด้วยกังหันลมมากขึ้น โดยที่กังหันลมชนิดแกนนอน (Horizontal Axis Wind Turbine, HAWT) ยังคงเป็นที่นิยมกันอย่างแพร่หลาย ดังนั้น การวิจัยและพัฒนากังหันลมเพื่อให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นจึงเป็นสิ่งที่สำคัญ สำหรับการออกแบบกังหันลมนั้นโดยทั่วไปแล้วมีเป้าหมายหลักคือ ต้องการให้ได้งานรายปี (Annual Energy Production, AEP) ที่มากที่สุด โดยมีต้นทุนการผลิตต่ำที่สุดและระบบมีอายุการใช้งานยาวนาน เพื่อให้ได้ต้นทุนพลังงาน (Cost of Energy, COE) ที่ต่ำที่สุด (Sant, 2007) งานเกี่ยวข้องกับการออกแบบกังหันลมนั้นมีหลายส่วนที่ต้องพิจารณา สำหรับในงานวิจัยนี้จะพิจารณาเฉพาะในส่วนของ การวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์เท่านั้น ซึ่งการประเมินประสิทธิภาพและกำลังงานของโรเตอร์กังหันลม นำไปสู่การประเมินงานรายปีที่กังหันลมสามารถผลิตได้ นอกจากนี้ยังทำให้สามารถประเมินภาระงาน (load) และความเค้น (stress) นำไปสู่การเลือกใช้วัสดุและส่วนประกอบต่าง ๆ ที่เหมาะสม มีต้นทุนที่เหมาะสม สุดท้ายเมื่อนำต้นทุนรวมรายปี (Annual Total Cost, ATC) ทหารด้วยงานรายปีก็จะได้ต้นทุนพลังงาน (COE) ดังนั้น การออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ของโรเตอร์กังหันลมนับเป็นจุดเริ่มต้นที่สำคัญ นั่นย่อมหมายถึงว่า ความถูกต้องและน่าเชื่อถือของเครื่องมือหรือวิธีการที่นำมาใช้ในการออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมจึงเป็นเรื่องที่มีความสำคัญอย่างยิ่ง

1.2 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

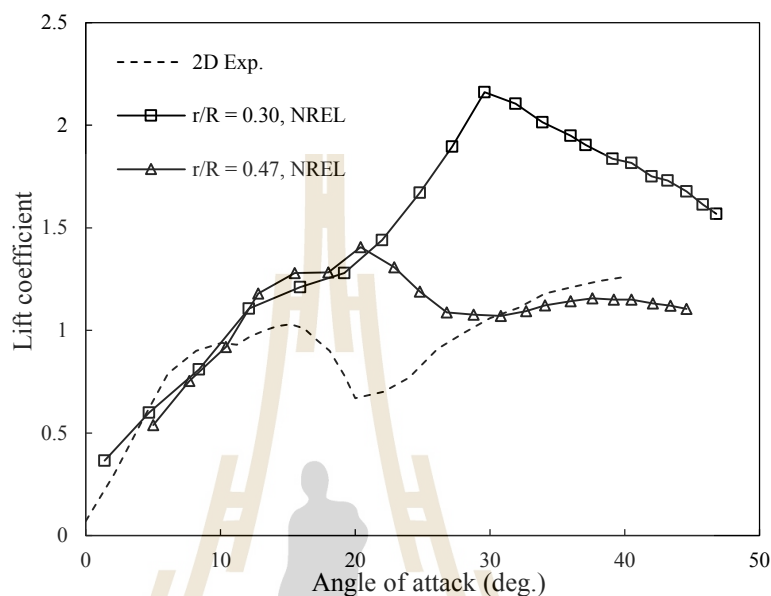
การออกแบบใบพัดกังหันลมนั้นวิศวกรส่วนใหญ่นิยมใช้ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) เป็นพื้นฐาน แต่เนื่องด้วยทฤษฎีนี้อยู่บนพื้นฐานของทฤษฎีเชิงอุดมคติหลายประการ เช่น การสมมุติโรเตอร์กังหันลมด้วย Actuator disk ที่เสมือนเป็นกังหันลมที่มีจำนวนใบพัดเป็นจำนวนอนันต์ การไม่คิดปฏิสัมพันธ์การไหลในสามมิติ เป็นต้น ซึ่งจำเป็นต้องอาศัยการปรับแก้ด้วยแบบจำลองต่าง ๆ เพื่อให้ได้ผลลัพธ์ที่ถูกต้องแม่นยำมากขึ้น เช่น แบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ, การปรับแก้ค่าการเหนี่ยวนำเชิงแกน แบบจำลองผลของ Aspect ratio แบบจำลอง Stall delay และแบบจำลอง Dynamic stall เป็นต้น อย่างไรก็ตาม ด้วยความซับซ้อนทางอากาศพลศาสตร์ของการไหลผ่านกังหันลมทำให้การออกแบบกังหันลมด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM มีข้อจำกัด

ด้วยความก้าวหน้าทางเทคโนโลยีและวิทยาการทางคอมพิวเตอร์ ทำให้ในปัจจุบันการคำนวณเชิงตัวเลขโดยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) ได้พัฒนามาจนเป็นที่ยอมรับและมีความน่าเชื่อถือในระดับหนึ่ง แต่เนื่องจากการไหลผ่านกึ่งหันลมเป็นรูปแบบการไหลหนึ่งที่มีความยุ่งยากซับซ้อนหลายประการ เช่น มีการไหลแยกตัวของชั้นขีดผิว (Boundary layer separation) มีการไหลหมุนควงตัว (Vortex) มีปฏิสัมพันธ์ในสามมิติ เป็นต้น การใช้งานให้แม่นยำจึงเป็นสิ่งที่ยากมาก แต่หากใช้งานอย่างดีก็สามารถนำมาใช้ทดแทนการทดลองจริงในอุโมงค์ลม (Wind tunnel) หรือภาคสนาม (Field test) ที่มีค่าใช้จ่ายที่สูงมากได้ ดังนั้น การคำนวณ CFD จึงเป็นวิธีที่เหมาะสมวิธีหนึ่งที่จะนำมาใช้ออกแบบและศึกษาพฤติกรรมของการไหลผ่านใบพัดกึ่งหันลม

สำหรับการไหลผ่านใบพัดกึ่งหันลมที่กำลังหมุน (Rotating blade) พฤติกรรมการไหลและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัดจะมีความแตกต่างไปจากสภาพที่ไม่หมุนหรือกรณีแพนอากาศใน 2 มิติ ที่ทดสอบแบบสถิต (Static) ในอุโมงค์ลม โดยอิทธิพลจากการหมุนของใบพัดจะทำให้เกิดปรากฏการณ์ที่เรียกว่า การหน่วงการปัด (Stall delay) เกิดขึ้น ซึ่งแพนอากาศใบพัดจะเกิดการปัด (Stall) ที่ล่าช้ากว่าแพนอากาศใน 2 มิติ กล่าวคือ มีมุมปะทะการปัด (Stall angle of attack) ที่สูงกว่ามุมปะทะการปัดของแพนอากาศ 2 มิติ และยังสามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงกว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจากแพนอากาศ 2 มิติ อีกด้วย ดังตัวอย่างในรูปที่ 1.1 เปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 30% ($r/R = 0.30$) และ 47% ($r/R = 0.47$) ของความยาวใบของกึ่งหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุนเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ แบบสถิตที่ทดลองในอุโมงค์ลม (Jonkman, 2003) จะเห็นว่า ที่มุมปะทะประมาณ 10 องศา ขึ้นไป แพนอากาศใบพัดสามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ รวมทั้งมีมุมปะทะการปัดที่สูงกว่าอีกด้วย โดยแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี $r/R = 0.30$ สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด (maximum lift coefficient) ได้สูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ กว่า 2 เท่าตัว

อย่างไรก็ตาม แม้จะมีการศึกษาวิจัยจากนักวิจัยหลายกลุ่มเพื่ออธิบายความเชิงฟิสิกส์ของปรากฏการณ์ดังกล่าว แต่พฤติกรรมหน่วงการปัดนี้ยังคงคลุมเครือและไม่ทราบกลไกของการเกิดอย่างแน่ชัด ยังไม่มีข้อสรุปที่ตรงกัน จึงยังเป็นประเด็นที่เปิดกว้างและน่าสนใจของนักวิจัยเพื่อสร้างองค์ความรู้ความเข้าใจที่มากขึ้นต่อไป โดยเฉพาะประเด็นเรื่องอิทธิพลของมุมบิด (Twist angle) ต่อพฤติกรรมหน่วงการปัดนั้นยังไม่มีการศึกษาวิจัยเท่าที่ควร งานวิจัยที่เกี่ยวกับปรากฏการณ์หน่วงการปัดส่วนใหญ่เป็นการศึกษาวิเคราะห์จากใบพัดที่มีลักษณะมุมบิดสูงที่โคนใบและลดลงแบบไม่เชิงเส้นตามระยะรัศมีที่เพิ่มขึ้นจนถึงปลายใบที่มีมุมบิดต่ำ (เช่น ลักษณะแบบ hyperbolic curve) อย่างไรก็ตาม ในกรณีที่ใบพัดกึ่งหันลมทำมุมบิดที่แปลกออกไป เช่น มีการแจกแจงมุมบิดในลักษณะโค้งตัวสูงขึ้นหรือต่ำลงที่ช่วงระยะรัศมีกึ่งกลางใบพัด เป็นต้น ใบพัดที่ทำมุมบิดในลักษณะ

เช่นนี้จะมีสมรรถนะและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์อย่างไรนั้นยังไม่ทราบอย่างแน่ชัดและยังไม่มีการศึกษาวิจัย ซึ่งเป็นงานหลักของวิทยานิพนธ์นี้ที่จะศึกษาเพื่อทำความเข้าใจให้ดียิ่งขึ้น



รูปที่ 1.1 เปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ 2 มิติ กับแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่กำลังหมุน (Jonkman, 2003)

งานวิจัยนี้จะใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณศึกษาสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI และใบพัดที่ทำการเปลี่ยนแปลงมุมบิดในช่วงระยะรัศมีต่าง ๆ ของใบพัด ทั้งในช่วงระยะ inboard ระยะ mid-board และระยะ outboard ของใบพัด โดยจะทำการวิเคราะห์เปรียบเทียบกำลังงาน แรงผลักแนวแกนและงานรายปีที่กังหันลมผลิตได้ รวมทั้งศึกษาพฤติกรรมการไหลผ่านใบพัด โดยมุ่งเน้นไปที่พฤติกรรมหน่วงการป้อนของกังหันลม ซึ่งเป้าหมายอย่างหนึ่งในการทดสอบปรับปรุงมุมบิดของใบพัดนี้เพื่อเป็นการศึกษาหาแนวทางออกแบบใบพัดเพื่อให้ได้ลักษณะการแจกแจงมุมบิดที่สามารถเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในแต่ละหน้าตัดใบพัดให้สูงขึ้น โดยเฉพาะสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศที่ช่วงระยะกลางใบและ outboard ของใบพัด ซึ่งเป็นพื้นที่ผลิตกำลังงานของกังหันลม อันจะส่งผลให้ได้แรงบิดและกำลังงานที่เพิ่มขึ้น จึงเกิดแนวคิดการออกแบบมุมบิดด้วยการหน่วงการป้อน ซึ่งเป็นการออกแบบใบพัดที่คำนึงถึงการไหลแยกจากผิว (Separated flow) ภายใต้อัตราที่ใบพัดกำลังหมุน เพื่อให้ได้ใบพัดที่สามารถช่วยหน่วงการไหลแยกตัวจากผิวและผลักการไหลแยกให้ไหลออกจากผิวใบพัดอย่างมีประสิทธิภาพที่สุด

นอกจากนี้ ในงานวิจัยยังได้ทำการวิเคราะห์เปรียบเทียบแบบจำลองหน่วงการป้อ (Stall delay model) แบบต่าง ๆ ทั้งกับใบพัดต้นแบบ (ใบพัด NREL Phase VI) และใบพัดที่ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิดใหม่ รวมทั้งนำเสนอวิธีการปรับปรุงการจำลองแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัด และการพัฒนาโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM เพื่อให้สามารถประเมินประสิทธิภาพกักกันลมได้อย่างแม่นยำมากขึ้น สามารถนำไปใช้ออกแบบใบพัดกักกันลมได้อย่างมั่นใจในอนาคต ซึ่งทฤษฎี BEM แม้จะมีข้อจำกัดแต่มีข้อดีที่สามารถให้ผลการคำนวณที่รวดเร็วและสามารถปรับเปลี่ยนตัวแปรที่เกี่ยวข้องได้ง่าย จึงเหมาะสมต่อการนำมาใช้ประเมินประสิทธิภาพและออกแบบใบพัดกักกันลมเพื่อหาค่าที่ดีที่สุด (Optimization) ในขั้นต้น หลังจากได้แบบใบพัดที่ต้องการแล้ว สามารถใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและการทดลอง เพื่อตรวจสอบหรือยืนยันผลที่ได้ออกแบบไว้ การทำเช่นนี้จะช่วยลดเวลาในการศึกษาวิจัยและออกแบบกักกันลมลงได้มาก

1.3 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.3.1 ประยุกต์ใช้การเกิด Stall delay ในสามมิติเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกักกันลม

1.3.2 พิสูจน์การเพิ่มประสิทธิภาพดังกล่าวด้วยการคำนวณ CFD ที่มีความแม่นยำและมีความน่าเชื่อถือได้

1.3.3 พัฒนาโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลอง Stall delay ให้แม่นยำขึ้น

1.4 ขอบเขตของการวิจัย

1.4.1 การคำนวณใช้กักกันลม NREL Phase VI เป็นหลัก

1.4.2 การจำลอง CFD ภายใต้อสมมติฐานดังต่อไปนี้

- 1) จำลองการไหลผ่านใบพัดที่กำลังหมุนด้วยระบบ Rotating Reference Frame
- 2) การไหลแบบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible flow) และมีความหนืด (Viscous flow)
- 3) ความเร็วลมทางเข้าแบบเอกรูป (Uniform flow) และมีสภาวะคงตัว (Steady flow)
- 4) การไหลผ่านระนาบโรเตอร์ที่ไม่ทำมุมส่าย (Non-yawed flow)

1.4.3 ยืนยันความถูกต้องทั้งวิธี BEM และ CFD โดยสอบเทียบกับผลการทดลองของ National Renewable Energy Laboratory (NREL)

1.5 วิธีการดำเนินการวิจัย

1.5.1 สืบค้นวรรณกรรมงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

1.5.2 ศึกษาวิธีการคำนวณ CFD การใช้งาน โปรแกรมสำเร็จรูป Ansys Fluent และการสร้างกริดด้วยโปรแกรม Ansys ICEM

1.5.3 ทำการศึกษากริดที่เหมาะสมและสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ ในการจำลองการไหลผ่านแพนอากาศแบบ 2 มิติ และกังหันลมใน 3 มิติ

1.5.4 ใช้วิธีการคำนวณ CFD ภายใต้แบบจำลองความปั่นป่วนที่ได้สอบเทียบผลถึงความถูกต้องและน่าเชื่อถือแล้ว จำลองการไหลผ่านกังหันลมต้นแบบ NREL Phase VI และกังหันลมที่มีการปรับปรุงมุมบิดใบ เพื่อศึกษาพฤติกรรม Stall delay รวมทั้งสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม

1.5.5 พัฒนาโปรแกรมการออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมด้วยทฤษฎี BEM เป็นพื้นฐานร่วมกับการปรับแก้ด้วยแบบจำลองเสริมต่าง ๆ เขียนโปรแกรมการคำนวณด้วยภาษา MATLAB

1.5.6 ใช้ผลการวิเคราะห์การไหลผ่านกังหันลมที่ได้จากวิธี CFD และข้อมูลการทดลองของ NREL เป็นแนวทางปรับปรุงแบบจำลอง Stall delay และ โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM

1.5.7 สอบเทียบผลการประเมินประสิทธิภาพกังหันลมของโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM กับผลการทดลองของ NREL

1.5.8 วิเคราะห์และสรุปผลการวิจัย

1.5.9 รวบรวมข้อมูลเขียนวิทยานิพนธ์

1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.6.1 ได้แนวทางการออกแบบใบพัดกังหันลมเพื่อให้เกิดประสิทธิภาพที่สูงกว่าปกติ

1.6.2 ได้แนวทางการคำนวณ CFD เพื่อจำลองการไหลผ่านแพนอากาศ 2 มิติ และกังหันลมที่มีความแม่นยำ

1.6.3 ได้โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM สำหรับออกแบบและประเมินประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมที่มีความแม่นยำ

บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรม

เนื้อหาในบทนี้นำเสนอวรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับการศึกษาพฤติกรรมการไหลและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลม โดยมุ่งเน้นไปที่พฤติกรรมหน่วงการป้อ (Stall delay) ทั้งในส่วนของการศึกษาเชิงทฤษฎี วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) และการทดลอง รวมทั้งวรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองหน่วงการป้อ (Stall delay model) วรรณกรรมการปรับปรุงใบพัดเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพ และส่วนสุดท้ายเป็นวรรณกรรม การทดลองกังหันลมของ NREL ซึ่งแสดงรายละเอียดเกี่ยวกับกังหันลมที่นำมาใช้ในการสอบเทียบ ผลการคำนวณ CFD และใช้เป็นใบพัดต้นแบบในงานวิจัยนี้

2.1 วรรณกรรมการศึกษาพฤติกรรมหน่วงการป้อ

การไหลของกระแสอากาศผ่านใบพัดกังหันลมที่มีกำลังหมุนเป็นการไหลแบบ 3 มิติ ที่มีความซับซ้อนมาก ผลกระทบจากการหมุน (Rotational effect) ทำให้คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัดที่กำลังหมุนแตกต่างไปจากกรณีการไหลผ่านแพนอากาศในลักษณะ 2 มิติ แบบสถิต (Static) ที่ไม่มีการหมุน โดยแพนอากาศใบพัดสามารถเกิดการป้อ (Stall) ที่ล่าช้ากว่าแพนอากาศใน 2 มิติ (มีมุมปะทะที่เกิดการป้อสูงกว่ามุมปะทะการป้อของแพนอากาศ 2 มิติ) และยังมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ อีกด้วย ปรากฏการณ์ดังกล่าวนี้นิยมเรียกว่า การหน่วงการป้อ (Stall delay) หรือบ้างก็เรียก Rotational augmentation โดยมักเกิดกับแพนอากาศในช่วงระยะ inboard ของใบหรือช่วงระยะรัศมีต่ำกว่า 50% ของความยาวใบโดยประมาณ

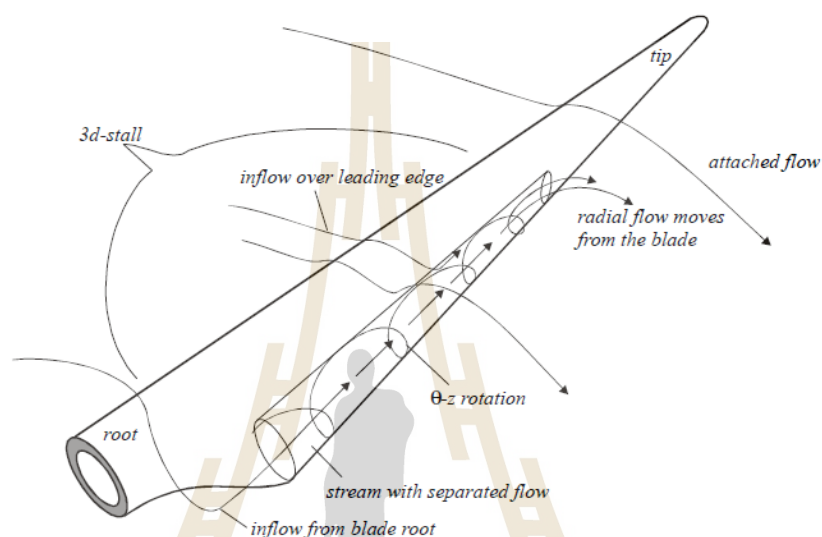
การค้นพบว่า อิทธิพลของการหมุนมีผลกระทบต่อค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัดนั้น เริ่มขึ้นเมื่อประมาณกลางศตวรรษที่ 20 โดย Himmelskamp (1947) เป็นคนแรกที่ได้กล่าวถึงพฤติกรรมนี้ ซึ่งจากการวัดค่าแรงบนใบพัดเครื่องบิน (Aircraft propellers) พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศของใบพัดที่กำลังหมุนจะมีค่าสูงกว่าแพนอากาศใน 2 มิติ ที่ทดสอบแบบสถิตในอุโมงค์ลม โดยแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีเข้าใกล้โคนใบมากกว่าจะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่าแพนอากาศที่ระยะห่างออกไปทางปลายใบพัด โดยได้ตั้งสมมุติฐานว่าเกิดจากอิทธิพลของแรงเหวี่ยง (Centrifugal force) และแรงคอริโอลิส (Coriolis force)

การวิเคราะห์เชิงทฤษฎีเริ่มแรกโดย Banks and Gadd (1963) ได้ทำการวิเคราะห์และหาผลเฉลยอย่างง่ายกับสมการการไหลแบบราบเรียบ (Laminar flow) และมีสถานะคงตัว (Steady flow) ผ่านใบพัดที่ไม่คิดความหนาที่กำลงหมุนและทำมุมปะทะไม่สูงนัก พบว่า ในกรณีใบพัดที่มีการหมุนนั้น จุดหรือตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิว (Separation point) จะเกิดการเลื่อนถอยไปทางด้านหางแพนอากาศ (Trailing edge) และเป็นสาเหตุทำให้แรงยกมีค่าสูงขึ้นเมื่อเทียบกับกรณีการไหลผ่านใบพัดที่ไม่หมุน Harris (1966) ได้อธิบายผลกระทบของการหมุนต่อการไหลว่า คล้ายกับการไหลในสภาวะทำมุมส่าย (yaw angle) ของโรเตอร์เฮลิคอปเตอร์ ซึ่งเป็นการทำให้กระแสอากาศไหลเข้าหาใบพัดแบบเฉียง เป็นผลให้เกิดแรงยกที่สูงขึ้น เนื่องจากช่วงลดการไหลแยกตัวจากผิว (Separated flow) พฤติกรรมนี้มักพบในใบพัดเฮลิคอปเตอร์ที่กำลังทำการบินไปข้างหน้า McCroskey and Yaggy (1968) ใช้การวิเคราะห์เชิงทฤษฎีของการไหลแบบกึ่งคงตัว (Quasi-steady flow) ผ่านใบพัดเฮลิคอปเตอร์ที่กำลังหมุนและมีการไหลในทิศตัดกระแสอิสระ (Cross flow) บนใบพัด พบว่า การไหลในทิศตัดกระแสหรือในทิศรัศมีมีส่วนช่วยให้การไหลแยกจากผิวเกิดช้าลง ต่อมาใน McCroskey (1971) ได้ทำการทดลอง พบว่า ใบพัดที่กำลังหมุนและไม่มีการหมุนจะมีตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิวที่แตกต่างกัน

Du and Selig (2000) ได้ทำการวิเคราะห์การไหลในชั้นซิดผิวบนใบพัดที่กำลังหมุน (Rotating blade) ที่ไม่มีความหนาและความโค้งของผิว โดยสมมุติการไหลแบบคงตัว อัดตัวไม่ได้ และมีความหนืด ใช้แนวทางการวิเคราะห์เช่นเดียวกับ Snel et al. (1993) หาผลเฉลยของระบบสมการด้วยการสมมุติรูปเสี้ยวความเร็ว (Velocity profile) เริ่มต้น พิจารณาทั้งการไหลแบบราบเรียบและการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent flow) พบว่า อิทธิพลจากการหมุนของใบพัดเป็นปัจจัยสำคัญที่ช่วยหน่วงจุดไหลแยกที่ผิวด้านดูด (Suction side) ของใบพัด ทำให้เกิดการไหลแยกตัวจากผิวช้ากว่ากรณีใบพัดที่ไม่หมุน โดยหากอัตราส่วนความเร็วของการหมุน ($\Omega r / U_\infty$) ค่าเลขเรย์โนลด์ (Re) มีค่าเพิ่มขึ้น และระยะตามแนวรัศมีใบพัด (r/c) มีค่าลดลง (ระยะเข้าใกล้โคนใบมากขึ้น) จะยิ่งทำให้การไหลแยกตัวจากผิวเกิดช้ามากขึ้น (ตำแหน่งจุดเริ่มเกิดการไหลแยกตัวจากผิวถอยไปทางด้านหางแพนอากาศมากขึ้น)

Corten (2001) ใช้การวิเคราะห์อันดับขนาด (order of magnitude) กับสมการนาเวียร์-สโตกของการไหลในชั้นซิดผิว (Boundary layer) บนใบพัด พบว่า ในกรณีการไหลผ่านใบพัดที่มีการหมุนนั้นตำแหน่งการไหลแยกตัวจะเกิดการเลื่อนถอยไปทางด้านหางแพนอากาศ โดย Corten (2001) กล่าวถึง การไหลผ่านใบพัดในสภาวะที่เป็นการไหลแบบติดไปกับผิว (Attached flow) นั้น กระแสการไหลจะมีความเร็วสูง เกิดการไหลผ่านหน้าตัดใบพัดไปอย่างรวดเร็ว อิทธิพลของแรงเหวี่ยงและเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมี (Spanwise pressure gradient) มีผลกระทบต่อการไหลน้อย ไม่สามารถผลักกระแสการไหลให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมีได้มากนัก ส่วนการไหลผ่านใบพัดใน

สถานะที่เกิดการไหลแยกตัวจากผิวด้านดูดของใบพัด กระแสการไหลแยกบางส่วนจะเกิดการไหลวนย้อนกลับ (Reversed flow) ซึ่งในชั้นชิดผิวของการไหลแยกนี้จะมีความเร็วการไหลต่ำ มีเวลาอยู่บนใบพัดนานขึ้น จึงถูกผลักดันให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมี และมีการเคลื่อนที่ในลักษณะหมุนเกลียวมีทิศเข้าหาหัวแพนอากาศ (Leading edge) ดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 แบบจำลองการไหลในทิศรัศมีของใบพัดที่กำลังหมุน (Corten, 2001)

Lindenburt (2003, 2004) กล่าวว่า แรงเหวี่ยงเป็นปัจจัยหลักที่ส่งผลกระทบต่ออาการไหลในทิศรัศมี (Radial flow) ของการไหลแยกมากกว่าอิทธิพลจากเกรเดียนต์ความดันพลวัตในทิศรัศมี เนื่องจากในพื้นที่ชั้นชิดผิวของการไหลแยกนั้นจะมีค่าความดันที่ใกล้เคียงกันและใกล้เคียงความดันบรรยากาศ ดังนั้นจึงเกิดเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมีที่มีค่าน้อยมาก ไม่เพียงพอที่จะทำให้การไหลไปในแนวรัศมีได้เมื่อเทียบกับอิทธิพลจากแรงเหวี่ยง โดยแรงเหวี่ยงจะกระทำในลักษณะเสมือนปั๊มที่เหวี่ยงผลักกระแสการไหลแยกตัวจากผิวให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมี โดยเรียกว่า “Centrifugal pumping” ส่งผลทำให้ปริมาตรของฟองกระแสการไหลแยกตัว (Separation bubble) มีขนาดลดลง และทำให้ความดันที่ผิวด้านดูดนี้มีค่าลดลง (ค่าความดันคิดลบมากขึ้น) ส่งผลให้แรงยกมีค่าเพิ่มขึ้น ขณะเดียวกันเมื่อเกิดการไหลในทิศรัศมีจึงเหนี่ยวนำให้เกิดแรงคอริโอลิสซึ่งเป็นแรงที่กระทำกับในทิศความยาวคอร์ดจากหัวแพนไปหางแพนเสมือนเป็นเกรเดียนต์ความดันเสริม (Favorable pressure gradient) ซึ่งเป็นสถานะที่กระแสการไหลถูกเร่งตัว ช่วยหน่วงการไหลแยกตัวจากผิว ทำให้การไหลแยกเกิดช้ากว่ากรณีใบพัดที่ไม่มีการหมุน

Dumitrescu and Cardos (2004, 2009) ได้วิเคราะห์การไหลในชั้นซิดผิวของการไหลแบบราบเรียบบนใบพัด พบว่า ระยะตามแนวรัศมี (อัตราส่วน r/c) เป็นปัจจัยสำคัญที่มีผลต่อตำแหน่งการไหลแยกจากผิวใบพัด โดยในช่วงระยะ inboard ของใบพัดจะเกิดการไหลแยกที่หัวแพน และมีการก่อตัวของฟองการไหลหมุนวน (Vortex bubble) ส่วนที่ระยะ outboard ของใบพัด พฤติกรรมจะเหมือนกับการไหลผ่านแพนอากาศในลักษณะ 2 มิติ ต่อมาใน Dumitrescu and Cardos (2011) ได้พัฒนาการวิเคราะห์โดยพิจารณาให้ที่บริเวณ inboard ของใบ มีความสัมพันธ์ของความเร็วลมกระแสอิสระกับความเร็วในทิศการหมุนแบบไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear) การวิเคราะห์ได้พิจารณาใบกังหันเป็น 2 ส่วน คือ จำลองด้วยแนวคิดการไหลบนแผ่นดิสก์ที่กำลังหมุน (Rotating disk) และอีกส่วนจำลองด้วยใบพัดที่ไม่มีความหนา ผลการวิเคราะห์ พบว่า แรงคอริโอลิสที่กระทำในทิศความยาวคอर्डของใบพัดเสมือนเป็นเกรเดียนต์ความดันเสริมทำให้เกิดการหน่วง (delay) ของการไหลแยกตัว อีกปัจจัยคือ แรงเหวี่ยงทำให้เกิดความเร่งของการไหลในทิศรัศมีที่บริเวณโคนใบพัด ซึ่งทำให้ความดันดูด (Suction pressure) ที่ผิวด้านดูดของใบมีความเหลื่อมลดลงแต่มีความกว้างมากขึ้น (ความดันดูดมีขนาดใหญ่ขึ้น) สำหรับที่มุมปะทะสูงกว่ามุมปะทะที่เกิดการป้อ (Stall) รูปแบบการไหลบนใบพัดกังหันแบ่งได้เป็น 3 รูปแบบ คือ ในบริเวณโคนใบ การไหลจะยังไม่เกิดการไหลแยก ลักษณะการไหลจะเหมือนการไหลบน Rotating disk ส่วนบริเวณ inboard ของใบพัดจะเป็นการไหลแยกใน 3 มิติ โดยการไหลแยกเกิดที่หัวแพนและมีการก่อตัวของฟองกระแสการไหลหมุนวนเกิดขึ้นซึ่งส่งผลต่อค่าแรงยกที่เพิ่มขึ้น ส่วนช่วงบริเวณ outboard ของใบจะเกิดการไหลแยกแบบกึ่ง 2 มิติ การไหลมีลักษณะเหมือนการไหลในชั้นซิดผิวของแพนอากาศใน 2 มิติ

สำหรับการวิเคราะห์ข้อมูลการทดลองกักกันลมภาคสนาม (Field test) โดย Madsen and Christensen (1990) กล่าวว่า ผลกระทบของการหมุนเป็นเพียงปัจจัยรองเมื่อเทียบกับผลกระทบจากอัตราส่วนความยาวใบพัด (Aspect ratio) และเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมีที่มีอิทธิพลมากกว่า Ronsten (1992) ได้ทำการทดลองวัดค่าความดันรอบแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 30%, 55% และ 75% ของความยาวใบ พบว่า การกระจายความดันรอบแพนอากาศของใบพัดที่กำลังหมุนที่ระยะรัศมี 30% และ 55% ของใบพัด จะมีขนาดความดัน Suction peak สูงกว่ากรณีใบพัดที่ไม่หมุน (Non-Rotating blade) ซึ่งแพนอากาศที่รัศมี 30% ของใบ มีความลาดชันของกราฟความดันที่ลดลง แสดงถึงการลดลงของเกรเดียนต์ความดันด้าน (Adverse pressure gradient) ส่งผลให้ที่ระยะรัศมีนี้แพนอากาศมีค่าแรงยกสูงกว่าแรงยกจากกรณีที่ไม่มีการหมุนค่อนข้างมาก ส่วนที่รัศมี 75% ของความยาวใบพัด แพนอากาศทำมุมปะทะไม่สูงนัก ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ยังไม่เกิดการ Stall ลักษณะการกระจายความดันรอบแพนอากาศของใบพัดที่หมุนและไม่หมุนจึงไม่แตกต่างกันนัก

ปัญหาหนึ่งในการทดสอบกักกันลมในภาคสนาม คือ กระแสลมทางเข้าที่ไม่นิ่งเนื่องจากสภาพแวดล้อมที่ควบคุมไม่ได้ ส่งผลต่อความถูกต้องของข้อมูล หากเป็นการทดสอบในอุโมงค์ลม

จะไม่เกิดปัญหานี้ อีกทั้งยังสามารถที่จะควบคุมคุณภาพลมต้นทางได้ ในปี ค.ศ. 2000 National Renewable Energy Laboratory (NREL) ประเทศสหรัฐอเมริกา ได้ทำการทดสอบกังหันลมรุ่น NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ซึ่งเป็นอุโมงค์ลมขนาดใหญ่ ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 24.4 m x 36.6 m กังหันลม NREL Phase VI เป็นกังหันชนิด 2 ใบพัด ควบคุมกำลังแบบ Stall-regulated ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางโรเตอร์ 10.1 เมตร หมุนด้วยความเร็วคงที่ 71.6 RPM ในการทดสอบใช้ความเร็วลมที่ 5-25 m/s ใช้การวัดค่าความดันบนใบกังหันเพียงใบเดียวด้วย Pressure tap มีการติดตั้ง Tap จำนวน 22 จุดรอบหน้าตัดใบพัด ซึ่งการกระจายความดันบนใบกังหันที่กำลังหมุนจะนำมาอินทิเกรตเพื่อหาค่าแรงทางอากาศพลศาสตร์ สำหรับรายละเอียดการทดสอบในรูปแบบต่าง ๆ มีอยู่ใน Hand et al. (2001) โดยตั้งแต่ปี ค.ศ. 2000 เป็นต้นมา นักวิจัยจำนวนมากให้ความสนใจกังหันลม NREL Phase VI เนื่องจากเป็นการทดลองที่มีความทันสมัย มีการวัดที่ละเอียดได้มาตรฐาน (Simms et al., 2001) ต่อมาในปี 2006 มีโครงการที่ชื่อ MEXICO (Model Rotor Experiments In Controlled Condition) เป็นอีกหนึ่งโครงการที่ได้รับความสนใจ โดยเป็นความร่วมมือกันของหน่วยงานวิจัยด้านพลังงานชั้นนำของยุโรป ได้ทำการทดลองกังหันลมขนาดใหญ่จริงในอุโมงค์ลม DNW (German Dutch Wind Tunnel) ประเทศเนเธอร์แลนด์ ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 9.5 m x 9.5 m กังหันลมในโครงการ MEXICO นี้เป็นกังหันชนิด 3 ใบพัด ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางโรเตอร์ 4.5 เมตร ควบคุมกำลังโรเตอร์แบบ Pitch controlled ติดตั้งบนเสาทรงกระบอกสูง 5.12 เมตร ในโครงการได้ใช้เทคโนโลยี PIV (Particle Image Velocimetry) เข้ามาช่วย ซึ่งเป็นประโยชน์ต่อการพิจารณาสนามความเร็วการไหล (Scheepers and Snel, 2007)

Schreck and Robinson (2002) ได้วิเคราะห์ค่าสัมประสิทธิ์แรงในทิศตั้งฉากกับคอร์ดแพนอากาศในฟังก์ชันของมุมลมเข้า (Local Flow Angle, LFA) ของแต่ละหน้าตัดใบพัดกังหันที่กำลังหมุนและใบพัดที่ติงกับที่ไม่หมุน (Parked) โดยใช้ข้อมูลการทดลองกังหัน NREL Phase VI ที่กำลังหมุนภายใต้สภาวะไม่ทำมุมสาย (non-yawed) ปลายใบทำมุมเฟิน (Tip pitch angle) 3 องศา ลมเข้าทางด้านหน้ากังหัน (upwind) ส่วนข้อมูลการทดลองกังหันลมในสภาวะที่ใบพัดอยู่หนึ่งกับที่ไม่ทำมุมสาย ใบกังหันอยู่ที่ตำแหน่งมุม Azimuth เท่ากับศูนย์องศา (ตำแหน่ง 12.00 นาฬิกา) ผลการศึกษาพบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากที่ระยะรัศมี 30% ของความยาวใบของใบพัดที่กำลังหมุนมีค่าสูงกว่าค่าที่ได้จากใบพัดที่อยู่หนึ่งก่อนข้างมาก โดยมีค่ามากกว่าเกือบ 2.5 เท่าที่มุม LFA 40 องศา แสดงถึงการเกิดพฤติกรรมหน่วงการป้อนที่ระยะ inboard ของใบ ส่วนที่ระยะรัศมี 80% ของความยาวใบพัด ค่าแรงที่ได้ใกล้เคียงกัน เมื่อพิจารณาค่าความดันรอบผิวแพนอากาศ พบว่า ที่มุมปะทะสูงและเกิดการป้อนนั้น กรณีใบพัดอยู่หนึ่งกับที่ การกระจายความดันของแต่ละหน้าตัดใบพัดมีลักษณะใกล้เคียงกัน และใกล้เคียงกับการกระจายความดันที่ได้จากแพนอากาศใน 2 มิติ ส่วนในกรณีใบพัดกังหันลมที่กำลังหมุน การกระจายความดันของแต่ละหน้าตัดใบพัดตลอดความยาวใบจะไม่เอกรูป

แผนอากาศที่ระยะ inboard ของใบจะมีลักษณะเส้นกราฟความดันแตกต่างจากใบพัดที่อยู่ฝั่งและมีขนาดความดันดูดที่สูงกว่า ซึ่งการกระจายตัวความดันที่ไม่เท่ากันตลอดความยาวใบนี้ทำให้เกิดเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมี ส่งผลต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงทางอากาศพลศาสตร์บนใบพัดกึ่งหันลมและการเกิดการไหลในทิศรัศมี Schreck and Robinson (2003) เปรียบเทียบใบพัดที่กำลังหมุนและอยู่ฝั่งที่ค่าเลขเรย์โนลด์ (Reynolds number) เทียบเท่ากัน พบว่า การเพิ่มขึ้นของแรงยกของแผนอากาศใบพัดที่กำลังหมุนไม่ได้มาอิทธิพลของค่าเลขเรย์โนลด์ที่เปลี่ยนไป ต่อมาใน Schreck et al. (2007) ได้วิเคราะห์ตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิว และตำแหน่งที่การไหลกลับมาเกาะติดผิว (Reattachment point) โดยพิจารณาจากกราฟการกระจายความดันของข้อมูลการทดลองกึ่งหันลม NREL Phase VI พบว่า ใบพัดกึ่งหันลมที่กำลังหมุนจะได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากที่สูงกว่ากรณีใบพัดอยู่ฝั่ง โดยเฉพาะแผนอากาศที่รัศมี 30% และ 47% ของความยาวใบ ซึ่งการสูงขึ้นของค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากนี้สัมพันธ์กับตำแหน่งการไหลแยกและการกลับมาไหลเกาะติดผิว

Van Rooij and Schepers (2005) ได้ศึกษาผลกระทบของรูปทรงใบพัดต่อคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกึ่งหันลม NREL 4 รุ่น คือ กึ่งหันลมรุ่น NREL Phase II, NREL Phase III, NREL Phase IV และกึ่งหันลม NREL Phase VI โดยกึ่งหันลม 3 รุ่นแรกนั้น มีรัศมีใบ 5.05 เมตร ชนิด 3 ใบพัด ใช้แผนอากาศรุ่น S809 ความเร็วรอบการหมุน 72 RPM มีค่า Rated power 20 kW ความกว้างคอร์ดใบคงที่เหมือนกัน แตกต่างกันที่ใบพัดกึ่งหันรุ่น NREL Phase II เป็นแบบไม่ทำมุมบิด (Untwisted blade) ส่วนกึ่งหันรุ่น NREL Phase III เป็นแบบใบบิด (Twisted blade) และกึ่งหันรุ่น NREL Phase IV จะมีการปรับปรุงจาก NREL Phase III ในเรื่องของเครื่องมือวัดที่แม่นยำมากขึ้น โดยใช้ข้อมูลการทดสอบกึ่งหันลมภาคสนามของโครงการ IEA XIV และโครงการ IEA Annexes XVIII เมื่อเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากในฟังก์ชันมุมลมเข้าของกึ่งหันลมทั้ง 4 รุ่น พบว่า มีแนวโน้มไปในทำนองเดียวกัน คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากของแผนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 30% ของความยาวใบของใบพัดทั้ง 4 รุ่น มีค่าสูงกว่าค่าจากแผนอากาศ 2 มิติค่อนข้างมาก ส่วนที่ระยะรัศมี 47% และ 63% ของใบ มีค่าแรงตั้งฉากสูงกว่าแผนอากาศ 2 มิติไม่มากนัก ส่วนที่ระยะรัศมี 80% ของใบนั้น แรงตั้งฉากที่ได้มีค่าใกล้เคียงกับแผนอากาศ 2 มิติ

Gonzalez and Munduate (2008) วิเคราะห์การกระจายของความดันรอบแผนอากาศจากข้อมูลการทดลองกึ่งหันลม NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม กรณีใบพัดกำลังหมุน (ชุดข้อมูล Sequence S) และใบพัดอยู่ฝั่งกับที่ (ชุดข้อมูล Sequence L) เปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองแผนอากาศใน 2 มิติ พบว่า ที่มุมปะทะ 20 องศา ในกรณีการไหลผ่านแผนอากาศ S809 ใน 2 มิติ จะเกิดการไหลแยกจากผิวเต็มตัว (Fully separation) ตั้งแต่หัวแผนครอบคลุมทั่วผิวด้านดูดของแผนอากาศ แต่ในกรณีใบพัดกึ่งหันที่อยู่ฝั่งกับที่ แผนอากาศใบพัดที่รัศมี 30% และ 47% ของความยาวใบ จะเกิดฟองกระแสการไหลแยกตัว (separation bubble) ที่มีความยาวสั้น ๆ ที่บริเวณหัวแผนอากาศซึ่ง

ช่วยหน่วงการไหลแยกตัวจากผิว แต่เนื่องจากไม่มีการไหลในทิศรัศมีเกิดขึ้นจึงทำให้แรงยกมีค่าไม่ต่างจากกรณีแพนอากาศใน 2 มิติมากนัก ส่วนในกรณีใบพัดกังหันลมที่กำลังหมุน แพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี 30% ของใบ ที่มุมปะทะ 20 องศา การไหลยังคงเป็นการไหลแบบชนิดติดผิวตลอด ผิวด้านดูดของใบพัด เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้นจะเกิด separation bubble ที่หัวแพน ซึ่งความยาวของ separation bubble นี้จะขยายความยาวขึ้นตามมุมปะทะที่สูงขึ้น ผลของการเกิด separation bubble ผนวกกับเกิดการไหลในทิศรัศมีจากการหมุนของใบพัด ทำให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าค่าประสิทธิ์แรงยกจากแพนอากาศ 2 มิติ และจากใบพัดอยู่นิ่งกับที่

Sicot et al. (2008) ทำการทดลองกังหันลมขนาดเล็ก ชนิด 2 ใบพัด โรเตอร์ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 1.34 เมตร มีความกว้างคอร์ดใบ 7 เซนติเมตร เพื่อศึกษาอิทธิพลของการหมุนและระดับความปั่นป่วนของกระแสอากาศที่มีต่อพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของการ Stall พบว่า ระดับความปั่นป่วนของกระแสอิสระที่เพิ่มขึ้น (ค่าทดสอบ คือ 4.5% ถึง 12%) ส่งผลทำให้ตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิวเลื่อนออกไปด้านหลังแพนอากาศ (แสดงถึงการไหลแยกตัวเกิดช้าลง) เมื่อทำการเปรียบเทียบการกระจายความดันรอบแพนอากาศของใบพัดที่กำลังหมุนกับใบพัดที่อยู่นิ่ง พบว่าแพนอากาศใบพัดที่กำลังหมุนจะมีค่าความดันที่ผิวด้านดูดต่ำกว่า เป็นเหตุทำให้มีค่าแรงยกที่สูงกว่ากรณีใบพัดที่อยู่นิ่ง แต่เมื่อเปรียบเทียบตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิว กลับพบว่า อิทธิพลจากการหมุนไม่ได้ช่วยทำให้เกิดการหน่วงการไหลแยกจากผิว ซึ่งข้อสรุปนี้ค่อนข้างแตกต่างจากการศึกษาของนักวิจัยหลายท่านที่ระบุว่า อิทธิพลจากการหมุนนั้นทำให้การไหลแยกจากผิวเกิดช้ากว่ากรณีใบพัดที่ไม่หมุนหรือแพนอากาศ 2 มิติ ชื่อนำสังเกตอย่างหนึ่งในงานวิจัยของ Sicot et al. (2008) ใช้กังหันลมที่มีขนาดเล็ก มีขนาดความกว้างคอร์ดใบพัดที่สั้น การระบุตำแหน่งการไหลแยกจากผิวด้วยการวิเคราะห์การกระจายความดันอาจมีความคลาดเคลื่อนได้

ด้วยความเจริญด้านเทคโนโลยีและวิทยาการทางคอมพิวเตอร์ ทำให้มีการนำระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Methods) หรือที่นิยมเรียกว่า พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ หรือ CFD มาใช้วิเคราะห์ปัญหาทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมกันอย่างกว้างขวาง ซึ่งวิธี CFD ทำการแก้ปัญหาโดยไม่ใช่สมมุติฐานมากนัก สามารถให้ผลเฉลยในสามมิติที่มีความแม่นยำดีพอสมควร สามารถแสดงรายละเอียดการไหลต่าง ๆ ได้เป็นอย่างดี อีกทั้งยังช่วยลดเวลาและค่าใช้จ่ายลงได้มากเมื่อเทียบกับการทดลองจริง

Sorensen et al. (2002) ใช้โปรแกรมคำนวณ CFD ที่ชื่อ EllipSys3D ซึ่งพัฒนาขึ้นโดยความร่วมมือของภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลที่ Technical University of Denmark (DTU) และหน่วยงานด้านพลังงานลมที่ Risø National Laboratory โดยใช้ระเบียบวิธีปริมาตรจำกัดในการหาผลเฉลยของสมการ Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) ด้วยกระบวนการหาผลเฉลยแบบ SIMPLE และแบบจำลองความปั่นป่วน $k - \omega$ SST จำลองการไหลผ่านกังหันลม NREL Phase VI แบบ

Upwind ใบพัดทำมุมเอนปลายใบ 3 องศา ใบพัดไม่ทำมุมสาย กังหันหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ ผลที่ได้พบว่า ค่าแรงบิด (Torque) ของโรเตอร์กังหันลมสอดคล้องกับการทดลองได้ดีในช่วงความเร็วลมต่ำที่ยังไม่เกิดการไหลแยกตัวจากผิวมากนัก แต่ที่ความเร็วลม 10 m/s ทำนายแรงบิดได้สูงกว่าการทดลองค่อนข้างมาก และที่ความเร็วลมสูงทำนายค่าแรงบิดได้ต่ำกว่าการทดลอง ในงานวิจัยได้ทำการประเมินมุมปะทะด้วยวิธีการเปรียบเทียบจุดหยุดนิ่ง (Stagnation point) ระหว่างแพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ กับแพนอากาศ 2 มิติจากผลการคำนวณ CFD ซึ่งพบว่า แพนอากาศที่ระยะ inboard ของใบพัด แสดงการเกิดพฤติกรรมหน่วงการป้อน และมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่สูงกว่าค่าจาก 2 มิติ เมื่อพิจารณาเส้น limiting streamline ซึ่งแสดงลักษณะกระแสการไหลบนผิวใบพัด พบว่า อิทธิพลของการหมุนทำให้เกิดการไหลในทิศทางของการไหลแยกตัวเป็นผลทำให้เกิดการหน่วงการป้อนและการเพิ่มขึ้นของแรงยก

Johansen and Sørensen (2004) ใช้การคำนวณ CFD ด้วยวิธี RANS และ DES ในการจำลองการไหลผ่านกังหันลม 3 ชนิด ประกอบด้วยกังหันลม NREL Phase VI กังหันลม Danish 95 kW Tellus และกังหันลม Danish 500 kW Nordtank โดยได้นำเสนอวิธีการประเมินมุมปะทะด้วยวิธีเฉลี่ยความเร็วแนวแกนรอบวงแหวน โดยอาศัยข้อมูลสนามความเร็วที่ได้จากการจำลอง CFD เมื่อทำการปรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศใบพัดในแต่ละระยะรัศมี พบว่า แพนอากาศในช่วง inboard ของใบพัด จะมีค่าแรงยกสูงกว่าและมีมุมปะทะการป้อนที่สูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ เมื่อนำข้อมูลแพนอากาศใบพัดที่ได้มาใช้ร่วมกับโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM โดยไม่ใช่แบบจำลองการปรับแก้ใด ๆ เพิ่มเติม พบว่า ให้ผลการคำนวณกำลังงานมีแนวโน้มสอดคล้องกับค่าที่คำนวณได้จาก CFD

Guntur and Sørensen (2014) ใช้การคำนวณ CFD ด้วยวิธี RANS และแบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST ศึกษากังหันลม MEXICO พบว่า อิทธิพลจากการหมุนทำให้แพนอากาศใบพัดที่ระยะ inboard ของใบมีมุมปะทะที่ทำให้การไหลเริ่มเกิดการไหลแยกตัวจากผิวที่สูงกว่ามุมปะทะของแพนอากาศ 2 มิติ แบบสถิต เมื่อเปรียบเทียบที่มุมปะทะเดียวกันใด ๆ พบว่า แพนอากาศที่ระยะรัศมี 25% ของความยาวใบ จะมีตำแหน่งการไหลแยกถอยห่างจากหัวแพนมากกว่าแพนอากาศที่ระยะ 35% ของความยาวใบ และแพนอากาศ 2 มิติ ตามลำดับ แสดงถึงแพนอากาศที่ระยะใกล้โคนใบจะเกิดการหน่วงการไหลแยกตัวมากกว่า นอกจากนี้อิทธิพลจากการหมุนยังทำให้แพนอากาศใบพัดมีความหนาของชั้นซิดผิวการไหลแยกตัวที่ต่ำกว่าแพนอากาศใน 2 มิติอีกด้วย โดยในงานวิจัยได้ใช้วิธีการระบุตำแหน่งการไหลแยกจากการพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานในทิศความยาวคอร์ด โดยใช้จุดที่สัมประสิทธิ์แรงเสียดทานในแนวยาวคอร์ดมีค่าเป็นศูนย์ Guntur (2013) กล่าวถึง

การระบุตำแหน่งการไหลแยกจากการกระจายความดันรอบแพนอากาศใบพัดนั้นเป็นวิธีที่อาจทำให้เกิดความคาดเคลื่อนได้ เนื่องจากการไหลผ่านใบพัดในสถานะที่มีการไหลแยกและเกิดการไหลไปในทิศรัศมีนั้นทำให้การกระจายความดันมีความไม่สม่ำเสมอ นอกจากนี้ในงานวิจัย Guntur (2013) ได้ทำการศึกษาใบพัดกังหันลม MEXICO โดยได้ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิดที่บริเวณใกล้โคนใบใหม่ในลักษณะหักงอทำมุมบิดสูงขึ้นและต่ำลงเมื่อเทียบกับใบพัดต้นแบบ ซึ่งพบว่า แพนอากาศใบพัดที่บริเวณกึ่งกลางของช่วงที่ทำการบินใบใหม่ นั้น แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่แตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบ โดยอธิบายเหตุผลเชื่อมโยงกับอิทธิพลของการไหล trailing vortex

Chow and van Dam (2012) ใช้วิธี CFD ทำการศึกษาการปรับปรุงใบพัดในช่วง inboard ของใบใน 2 ลักษณะคือ การปรับเปลี่ยนมุมบิด (Twist angle) และการใช้แพนอากาศแบบหางทุ่ (Flatback airfoil) ในส่วนของการศึกษาการเพิ่มลดมุมบิดในช่วงรัศมี 18.6% ถึง 35% ของความยาวใบพัดของกังหันลม NREL 5 MW โดยหลังระยะรัศมี 35% ของใบพัดขึ้นไปกำหนดให้มีมุมบิดเท่ากับใบพัดต้นแบบ ทำการศึกษาเฉพาะที่ความเร็วลมเดียว 11 m/s และความเร็วรอบ 11.89 rpm ซึ่งเป็นความเร็วลมก่อนถึงจุดผลิตกำลังงานของกังหันลม จากการศึกษาพบว่า การลดมุมบิด (มีมุมปะทะเพิ่มขึ้น) ทำให้ใบพัดเกิดการไหลแยกจากผิวมากขึ้น กำลังงานที่ได้ก่อนข้างคงที่ไม่ได้เพิ่มขึ้นไปจากใบต้นแบบ แต่ค่าแรงผลักจะมีค่าเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบ ขณะที่เมื่อทำการเพิ่มมุมบิดใบ (มีมุมปะทะลดลง) จะเกิดการไหลแยกจากผิวน้อยลง กำลังงานและค่าแรงผลักที่ได้จะลดลง แต่อัตราการลดลงของค่าแรงผลักมีมากกว่า ในงานวิจัยเป็นการศึกษาเฉพาะค่าแรงและกำลังงาน ไม่ได้กล่าวถึงพฤติกรรมหน่วงการป้อนของกังหันลม ส่วนการปรับปรุงใบพัดด้วยแพนอากาศหางทุ่นั้น พบว่า การใช้แพนอากาศหางทุ่ที่มีความหนาของหางแพนอยู่ในช่วง 10-25% ของความกว้างคอร์ด ช่วยเพิ่มกำลังงานได้ 1.4% แต่แรงผลักจะเพิ่มขึ้นด้วยเช่นกัน โดยหากความหนาของหางทุ่มากกว่านี้ กำลังงานที่ได้จะลดลงแต่แรงผลักจะเพิ่มสูงมากขึ้นอีก

Gross et al. (2012) ทำการคำนวณ CFD ด้วยวิธี Direct Numerical Simulations (DNS) จำลองการไหลผ่านแพนอากาศ S822 ที่เลขเรย์โนลด์ 100,000 และทำมุมปะทะ 5 องศา พบว่า กรณิแพนอากาศในระบบที่มีการหมุนจะเกิดการหน่วงการไหลแยกตัวจากผิว ทำให้ได้แรงยกที่สูงขึ้นและแรงต้านมีค่าลดลงเมื่อเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ แบบสถิตและไม่มีหมุน โดยสาเหตุของการเกิดพฤติกรรมดังกล่าวเกี่ยวข้องกับกระบวนการของการไหลเปลี่ยนผ่าน (transition) จากราบเรียบเป็นการไหลปั่นป่วนที่ถูกอิทธิพลจากการหมุนทำให้เกิดความไม่มีเสถียรภาพและเกิดการไหลในทิศตัดกระแส (Cross flow) อย่างไรก็ตาม Guntur (2013) ไม่เห็นด้วยกับข้อสรุปดังกล่าว เนื่องจากแม้การไหลจะเป็นการไหลแบบราบเรียบโดยสมบูรณ์หรือเป็นการไหลแบบปั่นป่วนโดยสมบูรณ์ก็ตาม สามารถที่จะเกิดการหน่วงการไหลแยกจากผิวได้โดยยกงานวิจัยในอดีตมาอ้างอิง อีก

ทั้งในการศึกษาของ Gross et al. (2012) นั้นเป็นคำนวณการไหลที่ค่าเลขเรย์โนลด์ค่อนข้างต่ำและ แพนอากาศทำมุมปะทะ 5 องศา เพียงมุมปะทะเดียว ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ต่ำ การไหลจะเกิดการไหล แยกจากผิวน้อยมาก ไม่เพียงพอต่อการบ่งชี้ถึงสาเหตุของพฤติกรรมหน่วงการป้อ

Herráez et al. (2014) ใช้โปรแกรม openFOAM จำลองการไหลผ่านกังหันลม MEXICO ด้วยวิธี RANS และแบบจำลองความปั่นป่วน Spalart-Allmaras จากการศึกษาพบว่า อิทธิพลของการหมุนส่งผลให้เกิดการหน่วงการป้อและการเพิ่มขึ้นของแรงยก (Lift enhancement) โดยการหน่วงการป้อกับการเพิ่มขึ้นของแรงยกใน 3 มิตินั้นสามารถเกิดแยกกันได้ แม้โดยทั่วไปแล้ว พฤติกรรมทั้งสองมักเกิดพร้อมกันก็ตาม สำหรับการไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ช่วงมุมปะทะต่ำ นั้นค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัดจะใกล้เคียงกับแพนอากาศใน 2 มิติ ส่วนที่มุมปะทะสูง แพนอากาศใบพัดที่ช่วงระยะ inboard ของใบจะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและมี มุมปะทะการป้อสูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ ขณะที่สัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าใกล้เคียงกับค่าจาก แพนอากาศ 2 มิติ โดยค่าแรงต้านจะขึ้นอยู่กับชนิดของแพนอากาศมากกว่าตำแหน่งของแพนอากาศ ตามแนวรัศมี นอกจากนี้ ในงานวิจัยได้ทำการพรีดเวกเตอร์ความเร็วและเส้น Limiting streamline ของการไหลบนผิวด้านดูดของใบพัด พบว่า ทิศทางเวกเตอร์ความเร็วของการไหลในทิศรัศมีของ กระแสอากาศที่เกิดการไหลแยกตัวจากผิวนั้น ไม่สัมพันธ์กับเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมี แสดงถึง การไหลในทิศรัศมีมาจากอิทธิพลของแรงเหวี่ยงเป็นหลัก

การเกิดพฤติกรรมหน่วงการป้อของใบพัดที่กำลังหมุนทำให้นักวิจัยต่างนำเสนอ แบบจำลองในการปรับแก้ค่าสัมประสิทธิ์แรงทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใน 2 มิติ เพื่อ จำลองผลกระทบของการหมุนหรือเรียกได้ว่า จำลองพฤติกรรมหน่วงการป้อ เพื่อใช้ปรับปรุงการ คำนวณด้วยวิธีเชิงทฤษฎี อาทิเช่น ทฤษฎี BEM เป็นต้น เพื่อให้การคำนวณมีความแม่นยำและ สอดคล้องกับผลการทดลองมากขึ้น แบบจำลองหน่วงการป้อ (Stall delay model) ที่อยู่บนพื้นฐาน ของการวิเคราะห์เชิงทฤษฎี เริ่มจาก Snel et al. (1993) ใช้การวิเคราะห์อันดับขนาดของสมการการ ไหลในชั้นซิดผิวในระบบ 3 มิติของแผ่นราบที่มีการหมุน และได้นำเสนอสมการในการปรับแก้ค่า สัมประสิทธิ์แรงยกใน 3 มิติ ซึ่งแปรผันกับค่าอัตราส่วนความยาวคอร์ดต่อระยะรัศมี อย่างไรก็ตาม Snel et al. (1993) ไม่ได้นำเสนอสมการสำหรับปรับแก้สัมประสิทธิ์แรงต้านไว้ Corrigan and schillings (1994) นำเสนอการปรับแก้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกใน 3 มิติ ซึ่งเป็นการพิจารณาอิทธิพล ของเกรเดียนต์ความดันในชั้นซิดผิวการไหลแบบราบเรียบ โดยพัฒนาแบบจำลองบนพื้นฐานการ วิเคราะห์การไหลในชั้นซิดผิวของ Banks and Gadd (1963) จากนั้นนำมาพัฒนาและประยุกต์ใช้กับ rotating blade โดยสอบเทียบผลกับข้อมูลการทดลองใบพัดเฮลิคอปเตอร์ ได้สมการจำลองการ หน่วงการป้อในรูปแบบของการเลื่อนมุมปะทะ (shift in angle of attack)

Du and Selig (1998) ได้ทำการวิเคราะห์การไหลในชั้นขีดยวนบน rotating blade ที่ไม่มีความหนาและความโค้งของผิว ใช้แนวทางการวิเคราะห์อันดับขนาดตามวิธีของ Snel et al. (1993) หาผลเฉลยของสมการด้วยการสมมุติรูปสี่เหลี่ยมความเร็วเริ่มต้น และได้นำเสนอแบบจำลองหนึ่งการป้อนเพื่อปรับแก้ทั้งค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านใน 3 มิติ โดยมีพจน์ของอัตราส่วนความเร็วปลายใบ (Tip speed ratio) รวมอยู่ในสมการด้วย Chaviaropoulos and Hansen (2000) พัฒนาแบบจำลอง quasi-3D Navier-Stokes model โดยใช้การอธิกเรตสมการ Navier-Stokes ของการไหลในทึร์คมี นำเสนอสมการที่ประกอบด้วยพจน์อัตราส่วนความยาวคอर्डต่อระยะรัศมีและพจน์มุมบิดใบ และใช้ปรับแก้ทั้งค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านใน 3 มิติ ซึ่งจำลองผลกระทบการหมุนทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านใน 3 มิติ มีค่าเพิ่มขึ้น Eggers et al. (2003) พัฒนาแบบจำลองปรับปรุงค่าสัมประสิทธิ์แรงในทิศตั้งฉากและทิศสัมผัสสำหรับแพนอากาศใบพัดที่กำลังหมุน โดยได้ใช้ข้อมูลแพนอากาศใบพัดที่หยุดนิ่งในการคำนวณแทนที่ใช้แพนอากาศ 2 มิติ สมการของแบบจำลองนั้นอยู่ในรูปความสัมพันธ์ของค่าแฟกเตอร์การเหนี่ยวนำแนวแกนและแนวสัมผัส ค่าอัตราส่วนความเร็วปลายใบ และค่าอัตราส่วนระยะรัศมีต่อคอर्ड Lindenburg (2003) นำเสนอแบบจำลองโดยพิจารณาว่า การไหลในแนวรัศมีของการไหลแยกที่ผิวด้านดูดของแพนอากาศใบพัดเป็นผลมาจากแรงเหวี่ยงของการหมุนของโรเตอร์หรือ “Centrifugal pumping” โดยอิทธิพลของแรงเหวี่ยงจะแปรผันตามระยะห่างจากจุดหมุนตามแนวรัศมีใบพัด และได้พิจารณาผลของเกรเดียนต์ความดันในทึร์คมีว่ามีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับแรงเหวี่ยง ในแบบจำลองได้รวมเอาผลของอัตราส่วนความเร็วเฉพาะที่ผนวกเข้าไปในสมการด้วย

Bak et al. (2006) ได้เสนอแบบจำลองหนึ่งการป้อนแบบใหม่ โดยมีพื้นฐานจากการวิเคราะห์ความแตกต่างของการกระจายความดันรอบแพนอากาศระหว่างแพนอากาศใน 3 มิติ กับ 2 มิติ โดยใช้ข้อมูลค่าความดันจากการทดลองกังหันลม NREL Phase VI สร้างแบบจำลองจากการวิเคราะห์ความแตกต่างความดันในรูป Shape function และ Amplification function ทำการวิเคราะห์ Order of magnitude ของความดัน แรงเหวี่ยง และแรงคอริ โอลิสจากสมการ Navier-Stokes ค่าสัมประสิทธิ์ของแรงในแบบจำลองนี้ได้จากการวิเคราะห์การกระจายความดันจากแพนอากาศที่รัศมี 30% ของความยาวใบ ได้สมการแบบจำลองขึ้นมาในรูปของค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากและแรงสัมผัสของแพนอากาศในสภาวะการหนึ่งการป้อน ซึ่งเมื่อไปใช้กับวิธี BEM จะต้องคำนวณให้อยู่ในรูปสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านก่อน ในงานวิจัยได้ทำการทดสอบประเมินค่าแรงผลึกและกำลังงานของกังหันลม 3 รุ่น คือ กังหันลม NREL Phase VI, กังหันลม Tellus (พัฒนาโดย Risø National Laboratory) และกังหันลม Active stall regulated พบว่า การคำนวณค่าแรงผลึกให้ผลที่สอดคล้องกับการทดลองดีในกังหันทุกรุ่น แต่ค่ากำลังงานให้ผลที่พอใช้ ซึ่งการประเมินกำลังงานกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วสูงกว่า 13 m/s ยังคงให้ผลที่แตกต่างจากการทดลองค่อนข้างมาก

Breton et al. (2008) ได้ทำการศึกษาเปรียบเทียบแบบจำลองห้วงการป้อ 6 แบบจำลอง โดยนำมาใช้กับวิธี Prescribe-Wake Lifting-Line ทำการเปรียบเทียบผลการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน กำลังงาน โมเมนต์คัต และการแจกแจงแรงตลอดความยาวใบพัด สอบเทียบกับ ข้อมูลการทดลองกึ่งหั่นลม NREL Phase VI โดยภาพรวมพบว่า แบบจำลองให้ผลการคำนวณที่ดี ในช่วงความเร็วลมต่ำ แต่ที่ความเร็วลมสูงกว่า 10 m/s ทุกแบบจำลองให้ผลการคำนวณกำลังงาน และค่าโมเมนต์คัตที่สูงกว่าการทดลอง โดยแบบจำลองของ Lindenburt (2003) ให้ผลลัพธ์โดยรวม ที่ค่อนข้างดีกว่าแบบจำลองอื่น

Guntur et al. (2011) ได้ทดสอบแบบจำลองห้วงการป้อต่าง ๆ กับข้อมูลการทดลองกึ่งหั่นลม MEXICO พบว่า แบบจำลองห้วงการป้อทั้งหมดจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านได้ ไม่สอดคล้องกับการทดลองเท่าที่ควร เมื่อทำการคำนวณกำลังงานกึ่งหั่นลมด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ร่วมกับแบบจำลองห้วงการป้อแบบต่าง ๆ พบว่า ให้ค่ากำลังงานที่สูงกว่าการทดลองในทุกแบบจำลอง ซึ่งการคำนวณด้วยข้อมูลแพนอากาศใน 2 มิติ ที่ไม่ได้ทำการปรับแก้ด้วยแบบจำลองห้วงการป้อกลับได้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับการทดลองได้ดีกว่า

ชโลธร (2552) ได้ทำการศึกษาเปรียบเทียบแบบจำลอง Stall delay แบบต่าง ๆ โดยใช้ร่วมกับวิธี BEM ทดสอบประเมินประสิทธิภาพกับกึ่งหั่นลม NREL และกึ่งหั่นลม Tellus Rotor พบว่า แบบจำลอง Stall delay ส่วนใหญ่ยังไม่มีความแม่นยำเพียงพอ โดยเฉพาะที่ความเร็วลมสูง ส่วนการประมาณค่าออกช่วงด้วยแบบจำลองของ Viterna and Corrigan โดยใช้ข้อมูลเฉลี่ยค่าแรงยกและแรงต้านใน 3 มิติ ตามวิธีที่เสนอโดย Tangler and Kocurek (2004) พบว่า ให้ผลการคำนวณ สอดคล้องกับการทดลองค่อนข้างดี อย่างไรก็ตามวิธีนี้ต้องมีข้อมูลการทดสอบกับกึ่งหั่นลมใน 3 มิติ จึงไม่เหมาะกับการใช้งานทั่วไป

โดยภาพรวมของวรรณกรรมการศึกษาพฤติกรรมห้วงการป้อจากอดีตจนถึงปัจจุบัน จะเห็นได้ว่า มีการศึกษาวิจัยจากนักวิจัยหลายกลุ่มเพื่ออธิบายความเชิงฟิสิกส์ แต่ด้วยความซับซ้อนทางอากาศพลศาสตร์ของการไหลผ่านกึ่งหั่นลม ทำให้พฤติกรรมห้วงการป้อนี้ยังคงคลุมเครือและไม่ทราบกลไกการเกิดอย่างแน่ชัด ยังไม่มีข้อสรุปที่ตรงกัน ในหลายประเด็น จึงเป็นเรื่องที่ยังคงเปิดกว้างเพื่อสร้างองค์ความรู้ความเข้าใจที่มากขึ้นต่อไป โดยเฉพาะประเด็นเกี่ยวกับอิทธิพลของมุมบิดที่เปลี่ยนไปต่อพฤติกรรมการไหลและการห้วงการป้อนั้นยังไม่มีการศึกษาวิจัยเท่าที่ควร นอกจากนี้ ในส่วนของวิธีเชิงทฤษฎี BEM นั้น ความแม่นยำของแบบจำลองห้วงการป้อมีผลอย่างมากต่อการทำนายค่าแรงและกำลังงานของโรเตอร์กึ่งหั่นลม โดยเฉพาะช่วงความเร็วลมที่กั้นผลิตกำลังงาน (ช่วง Rated power) จึงยังคงเป็นประเด็นสำหรับศึกษาและพัฒนาแบบจำลองห้วงการป้อที่เหมาะสมต่อไป

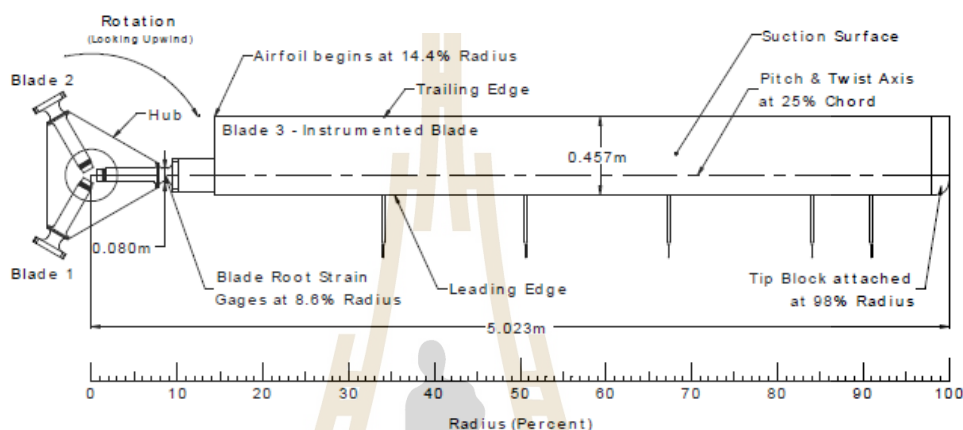
2.2 วรรณกรรมทดลองกังหันลม NREL

หน่วยงานวิจัยของ NREL ภายใต้การสนับสนุนของหน่วยงาน Department of Energy (DOE) ได้ทำการวิจัยกังหันลมที่ National Wind Technology Center (NWTC) โครงการกังหันลมนี้เรียกว่า Unsteady Aerodynamic Experiment (ชื่อเดิมคือ Combined Experiment) โดยมีจุดมุ่งหมายในการศึกษาวิเคราะห์สมรรถนะเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม กังหันลมที่ใช้ในการทดสอบมีพื้นฐานมาจากกังหันลมรุ่น Grumman Wind Stream 33 ซึ่งมีขนาดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบ Induction ขนาด 19.8 kW มีความเร็ว 72 RPM การตัดแปลงหลักจากกังหันลม Grumman คือ การใช้แพนอากาศรุ่น S809 แทนที่แพนอากาศ Grumman โดยแพนอากาศรุ่นนี้มีเอกสารข้อมูลการทดสอบในอุโมงค์ลมที่ค่อนข้างครบถ้วนดี ซึ่งประกอบไปด้วยข้อมูลแรงยก แรงต้าน การกระจายความดันรอบผิวแพนอากาศ จุดที่เกิดการไหลแยกจากผิวแพนอากาศ และข้อมูลลักษณะการไหลผ่านแพนอากาศ (Somers 1997, Butterfield et al. 1992)

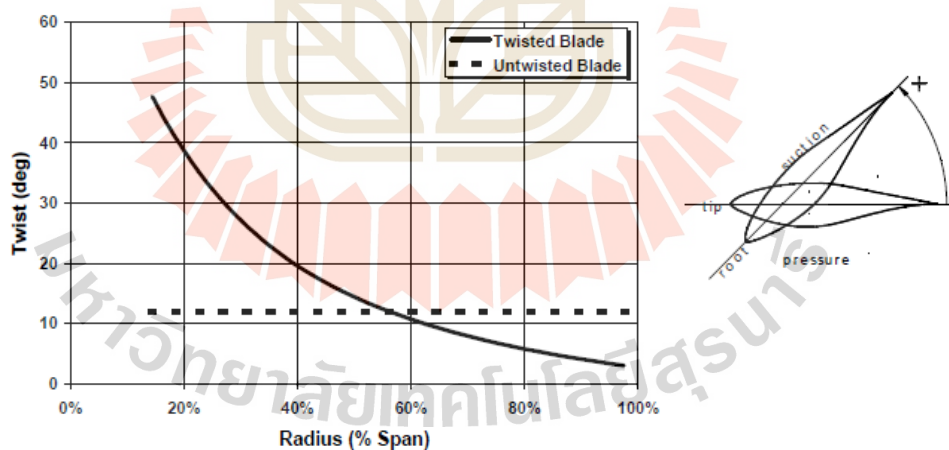
โครงการนี้เริ่มมีการวางแผนงาน Phase I ในปี ค.ศ. 1987 กังหันลมที่ทดสอบเป็นแบบไม่บิดใบ (Untwisted blade) และต่อมาในปี 1989 กังหันลมแบบไม่บิดใบตัวนี้ถูกนำมาใช้อีกครั้งในงาน Phase II ซึ่งมีการปรับปรุงการวัดเพิ่มเติม โดยเครื่องมือวัดความดันบนใบพัดกังหันลมได้ติดตั้งเพิ่มจาก 1 ตำแหน่งเป็น 4 ตำแหน่ง ต่อมาในปี ค.ศ. 1993 ถึงต้นปี ค.ศ. 1995 เป็นการทดสอบกังหันลม Phase III ซึ่งใบพัดกังหันลมที่ใช้เป็นแบบใบบิด (Twisted blade) การทดลองกังหันลมใน Phase IV เริ่มต้นในช่วงปลายปี ค.ศ. 1995 และยังคงใช้กังหันลมแบบบิดใบแต่มีการปรับปรุงเครื่องมือวัดมุมลมเข้าใหม่ ส่วนงาน Phase V ทดลองในปี ค.ศ. 1998 สำหรับกังหันลม Phases I-V ที่กล่าวมานี้เป็นการทดสอบกังหันลมในภาคสนาม เก็บข้อมูลที่ NREL's National Wind Technology Center ตั้งอยู่ที่ใกล้เมืองโกลเด้น รัฐโคโลราโด ประเทศสหรัฐอเมริกา ส่วนสุดท้ายกังหันลม Phase VI เป็นการทดสอบกังหันลมในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ที่ Moffett Field รัฐแคลิฟอร์เนีย ในปี ค.ศ. 2000

กังหันลม NREL Phase II ถึง Phase IV เป็นกังหันลมชนิด 3 ใบพัด แบบ Stall-regulated มีความยาวรัศมีโรเตอร์ 5.05 เมตร หน้าตัดใบพัดใช้แพนอากาศรุ่น S809 ตลอดความยาวใบ ความเร็วรอบการหมุน 72 RPM มีค่า Rated power 19.8 kW ความกว้างใบคงที่ 0.457 เมตร ตลอดความยาวใบพัด ความแตกต่างของใบพัดกังหันลมคือ กังหันรุ่น NREL Phase II เป็นแบบใบไม่บิด ส่วนกังหันรุ่น NREL Phase III และ Phase IV เป็นแบบบิดใบ ลักษณะรูปร่างและการแจกแจงมุมบิดของใบพัดกังหันลม แสดงในรูปที่ 2.2 และ 2.3 โดยกังหันลม Phase II จะมีมุม pitch คงที่ 12 องศา ส่วนกังหันลม Phases III และ Phase IV จะมีมุม pitch 3 องศา ที่ปลายใบพัด (รายละเอียดของกังหันลมดูเพิ่มเติมในภาคผนวก) สำหรับรายละเอียดข้อมูลการทดสอบกังหันลมทั้ง 3 แบบในภาคสนามมีอยู่

ในโครงการ IEA (International Energy Agency) Annexes XIV 'Field Rotor Aerodynamics' ซึ่งทดสอบสิ้นสุดในปี ค.ศ. 1997 (Schepers et al., 1997) และโครงการ IEA Annexes XVIII 'Enhanced Field Rotor Aerodynamics Database' ทดสอบสิ้นสุดในปี ค.ศ. 2001 ซึ่งมีการปรับปรุงเครื่องมือวัดและการจัดการที่ดีกว่าครั้งก่อน (Schepers et al., 2002)



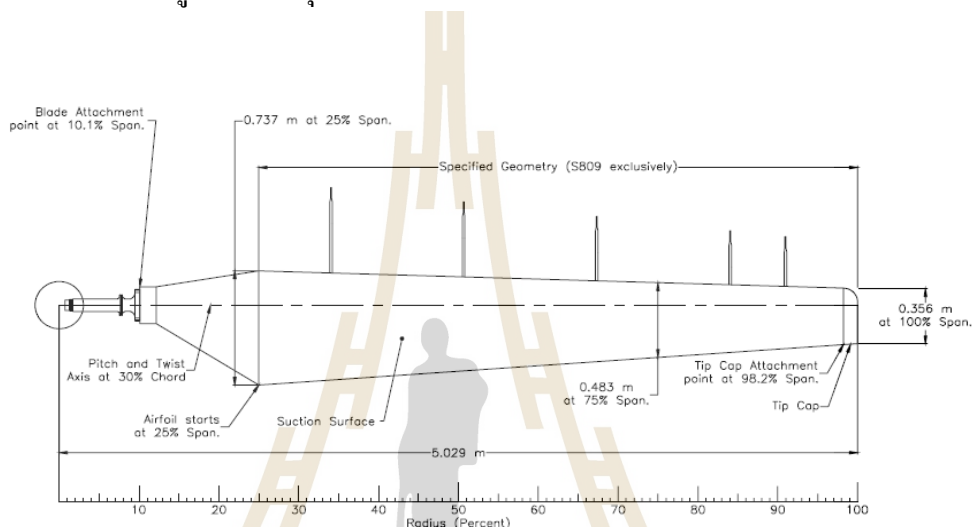
รูปที่ 2.2 มิติและรูปร่างของใบพัดกังหันลม Phase II-IV (Simms et al., 1999)



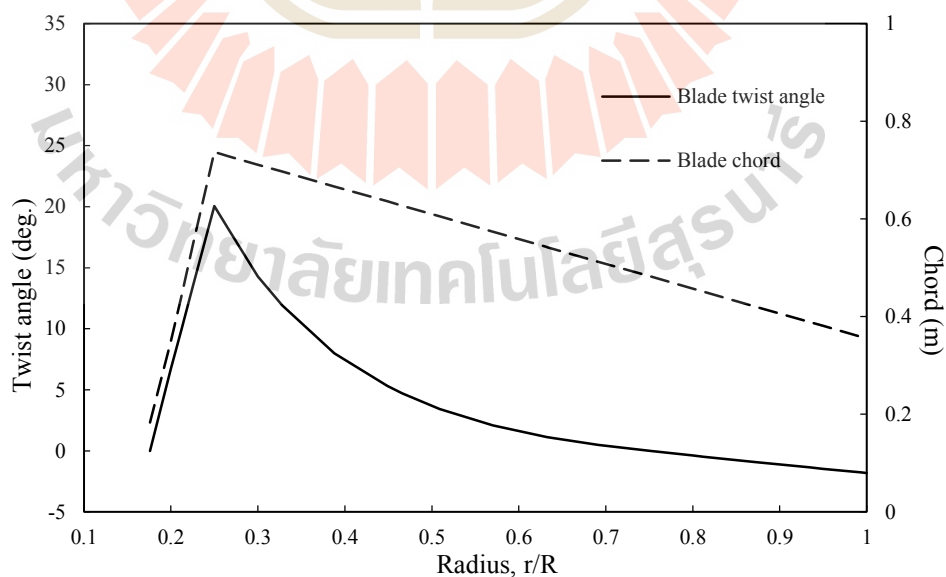
รูปที่ 2.3 การแจกแจงมุมบิดใบพัดกังหันลม Phase II-IV (Simms et al., 1999)

สำหรับกังหันลม NREL Phase VI นั้นเป็นกังหันลมแบบ Stall-regulated ชนิด 2 ใบพัด มีขนาดกำลังผลิต 19.8 kW มีความยาวรัศมีโรเตอร์ 5.029 เมตร หน้าตัดใบพัดใช้เพนอากาศรุ่น S809 ตลอดความยาวใบ มีความสอบใบเชิงเส้น (Linear taper) และทำมุมบิดใบ (Twisted) โดยใบพัด

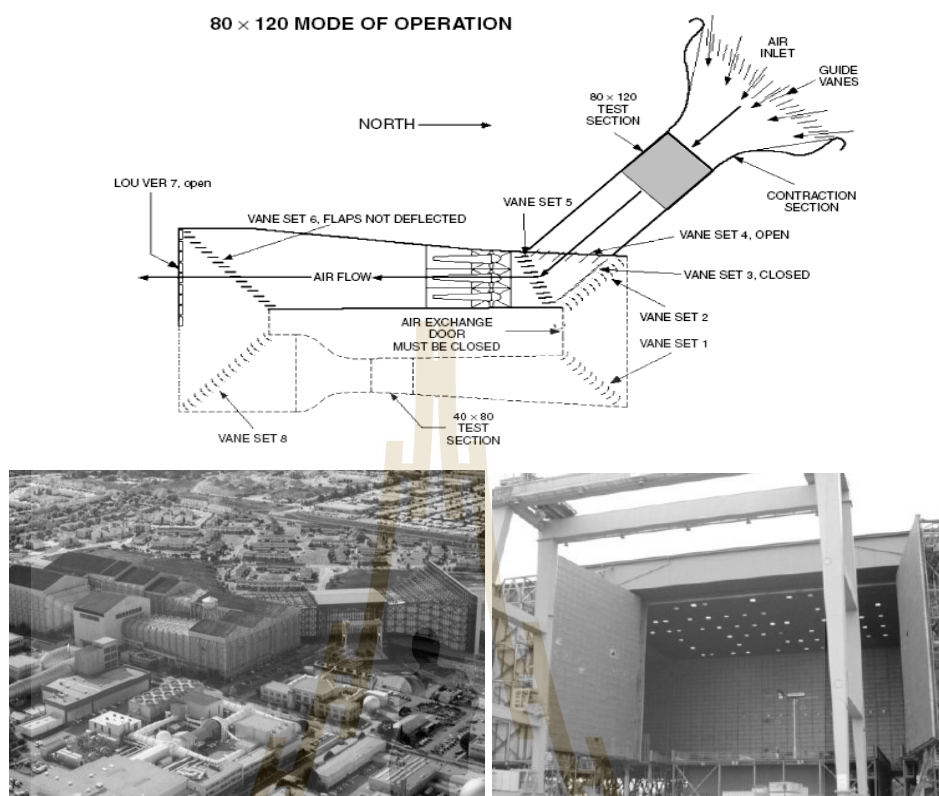
กังหันลมตัวนี้ออกแบบโดย Giguere and Selig (1999) ในการออกแบบนั้นได้ทำการหาค่าที่ดีที่สุด (optimization) ภายใต้เงื่อนไขกำลังงานรายปี (Annual Energy Production) ที่มากที่สุด ร่วมกับข้อกำหนดหลายประการ หนึ่งในนั้นคือ การกำหนดให้ความยาวคอर्डที่ระยะ 80% ของความยาวใบ มีค่าเท่ากับความยาวคอर्डของใบพัดกังหันลมรุ่นก่อนหน้า คือรุ่น Phases I-V ที่มีความยาวคอर्डเท่ากับ 0.457 เมตร เพื่อประโยชน์ในแง่ของการศึกษาเปรียบเทียบสมรรถนะกังหันลม ในรูปที่ 2.4 และ 2.5 แสดงมิติรูปร่างและมุมบิดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI



รูปที่ 2.4 มิติและรูปร่างของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI (Hand et al. , 2001)



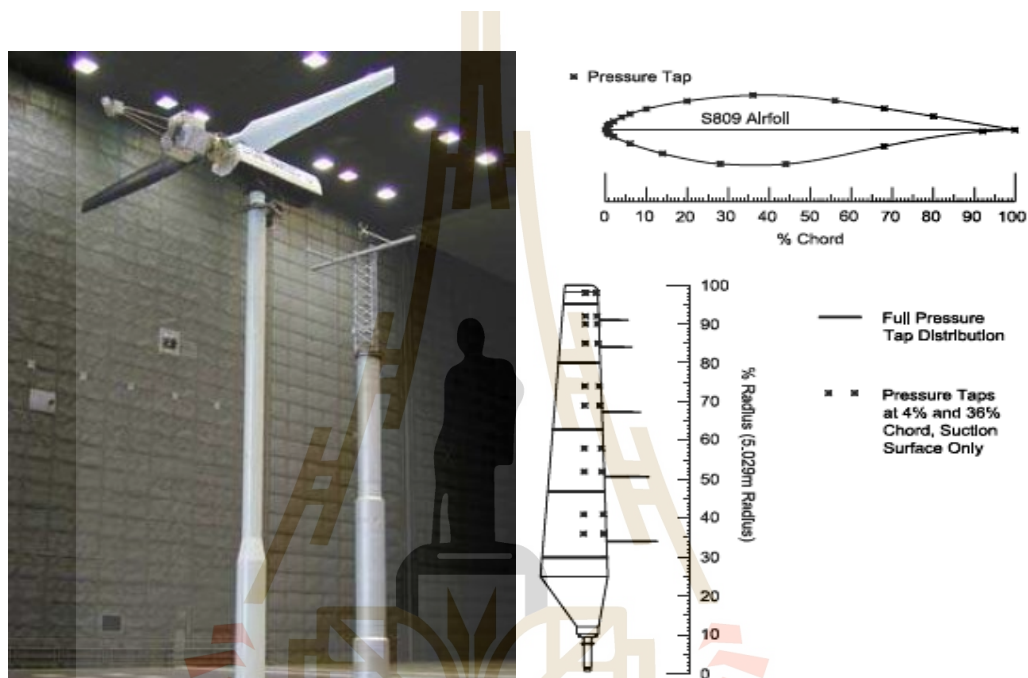
รูปที่ 2.5 การแจกแจงมุมบิดและความกว้างคอर्डใบพัดกังหันลม NREL Phase VI



รูปที่ 2.6 อุโมงค์ลม NASA Ames Research Center ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 24.4 m x 36.6 m ใช้ในการทดสอบกังหันลม (Schreck, 2002)

การทดสอบกังหันลม NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ขนาดหน้าตัดอุโมงค์ลม 24.4 m x 36.6 m ดังแสดงในรูปที่ 2.6 การไหลของกระแสอากาศกำเนิดจากพัดลมขนาดใหญ่ 6 ตัว แต่ละตัวมี 15 ใบพัด ใช้กำลังในการขับ 22500 แรงม้าจากมอเตอร์ไฟฟ้า เนื่องจากในอดีตการวัดค่าเชิงอากาศพลศาสตร์กับกังหันลมในสภาวะลมจริงตามธรรมชาติ ซึ่งควบคุมลมไม่ได้ ทำให้การวัดข้อมูลปริมาณต่าง ๆ ทำได้โดยยากและเกิดความคลาดเคลื่อนสูงสำหรับการทดสอบกังหันลมขนาดเท่าตัวจริงในอุโมงค์ลมนี้ ออกแบบควบคุมให้มีการวัดที่แม่นยำและเชื่อถือได้ (Schreck, 2002) ในการทดสอบใช้ความเร็วลมที่ 5-25 m/s โดยถือว่าเป็นลมคุณภาพดี เนื่องจากความเร็วลมผิดไปจากค่ากลางไม่เกิน 0.25% การเบี่ยงของมุมลมไม่เกิน 0.5 องศา มีค่า Turbulence intensity น้อยกว่า 0.5% กังหันลม NREL Phase VI ถูกติดตั้งบนเสาทรงกระบอกสูง 12.2 เมตร ดังรูปที่ 2.7 (ซ้าย) การทดลองกังหันมีรูปแบบการทดสอบ 14 ลักษณะด้วยกัน เช่น Upwind/Downwind operation, Flat/Coned rotor, Rigid/Teetered hub, Regular/Extend blade length, และ Standard/Elevated RPM รายละเอียดต่าง ๆ ในการทดสอบมีอยู่ใน Hand et al. (2001)

สำหรับการวัดความดันด้วย Pressure tap บนใบพัดมีการติดตั้ง Tap 22 จุดรอบหน้าตัดใบพัดรูปที่ 2.7 (ขวา) การติดตั้งบนใบพัดกังหันลมทำที่ระยะรัศมี 30%, 46.6%, 63.3%, 80% และ 95% ของความยาวใบ การกระจายความดันรอบหน้าตัดใบพัดที่กำลังหมุนจะถูกนำมาอิทธิเกรตเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงที่กระทำในทิศตั้งฉาก และในทิศขนานกับคอร์ดของแพนอากาศ ตามลำดับนำไปสู่การหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์อื่น ๆ ต่อไป



รูปที่ 2.7 กังหันลม NREL Phase VI ที่ติดตั้งในอุโมงค์ลม (ซ้าย) ตำแหน่งการติดตั้งเครื่องมือวัดบนใบพัดกังหันลม (ขวา) (Hand et al., 2001)

บทที่ 3

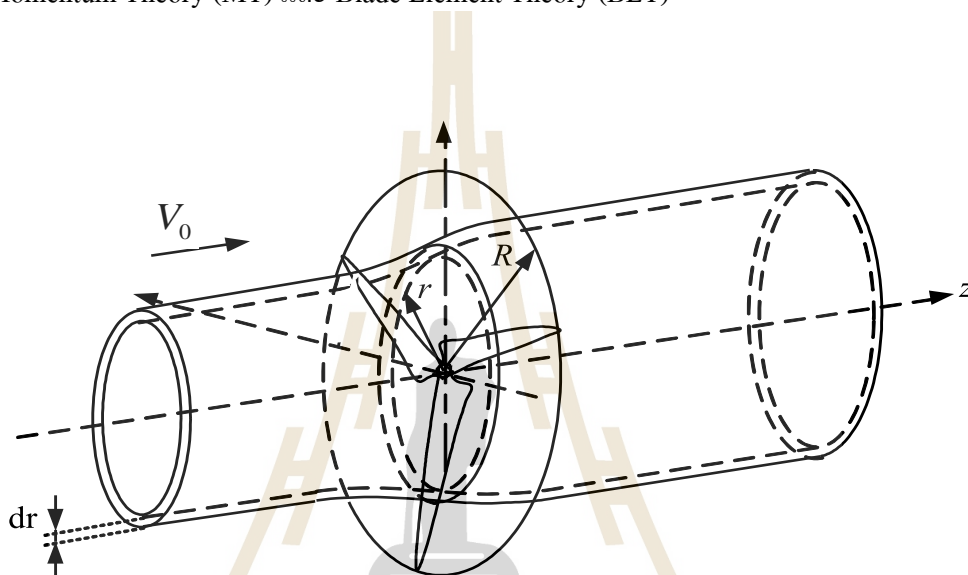
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

สำหรับบทนี้นำเสนอเนื้อหาทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัย ประกอบด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) ซึ่งใช้ในการศึกษาพฤติกรรมการไหลผ่านใบกังหันลม และทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) ซึ่งเป็นทฤษฎีที่นำมาประยุกต์ใช้พัฒนาโปรแกรมสำหรับการออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลม

3.1 ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM)

กังหันลมเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ดูดซับหรือสกัดพลังงานจลน์จากลม โดยถ่ายโอนพลังงานจลน์มาเป็นพลังงานกลจากการหมุนของใบพัด สำหรับทฤษฎีกังหันลมเบื้องต้นอยู่บนพื้นฐานของทฤษฎีโมเมนตัม (Momentum theory) ซึ่งเริ่มต้นโดย Rankine (1865) และพัฒนาต่อมาโดย Froude (1889) เป็นการพัฒนาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์อย่างง่ายเพื่อใช้วิเคราะห์ใบจักรเรือเดินสมุทร โดยพิจารณาใบพัดเป็นเสมือน Actuator disk คือ พิจารณาให้พื้นที่กวาดของใบจักรเสมือนเป็นแผ่นดิสก์ผิวเรียบที่สามารถดูดซับหรือสกัดพลังงานจากของไหลได้ Betz (1920) ได้วิเคราะห์ใบพัดด้วยแบบจำลอง Actuator disk พบว่า พลังงานสูงสุดที่ใบพัดกังหันสามารถดูดซับได้จากพลังงานจลน์ของลม คือ 59.3% หรือที่รู้จักกันในชื่อ Betz's Limit ต่อมา Glauert (1926, 1935) ได้พัฒนาแบบจำลอง Actuator disk ให้สมจริงมากขึ้นโดยรวมผลกระทบที่เกิดจากการหมุนวนของกระแสอากาศด้านหลังดิสก์หรือคลื่นท้าย (Wake) โดยแรงและพลังงานที่ได้จากใบพัดนั้นพิจารณาจากการถ่ายเทโมเมนตัมเชิงแกน (Axial momentum) และโมเมนตัมเชิงมุม (Angular momentum) และได้พิจารณาเข้ากับทฤษฎี Blade Element ซึ่งเป็นทฤษฎีที่นำเสนอเริ่มแรกโดย Froude (1878) เป็นการพิจารณาแรงยกและแรงต้านที่เกิดขึ้นกับแพนอากาศในลักษณะ 2 มิติ เพื่อใช้ทำนายค่าแรงที่เกิดขึ้นกับใบพัด การวิเคราะห์ด้วย 2 ทฤษฎีดังกล่าว ทำให้ต่อมานิยมเรียกทฤษฎีนี้ว่า Blade Element Momentum (BEM) หรือเรียก Strip Theory ต่อมาใน Wilson et al. (1976) ได้พัฒนาทฤษฎี BEM ให้เหมาะกับการวิเคราะห์ใบพัดกังหันมากขึ้น และใช้กระบวนการทำซ้ำเพื่อหาผลเฉลยของระบบสมการ โดยได้พัฒนาโปรแกรมเชิงคอมพิวเตอร์เพื่อใช้ในการคำนวณ นับจากนั้นจนถึงปัจจุบันมีการนำทฤษฎี BEM มาประยุกต์สร้างเป็นโปรแกรมเชิงคอมพิวเตอร์สำหรับใช้ในการออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมกันอย่างกว้างขวาง

สำหรับการวิเคราะห์ด้วยทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) จะแบ่งระนาบของใบพัดกึ่งหันลมออกเป็นส่วยย่อยวงแหวนในแนวรัศมี (Strips หรือ Annular stream-tube) ดังรูปที่ 3.1 แสดงแผนภาพวงแหวนที่ระยะรัศมี r ที่มีความหนา dr รอบโรเตอร์กึ่งหันลม จากนั้นทำการวิเคราะห์การถ่ายเทมวลและโมเมนตัมในวงแหวนนี้ ภายใต้สมมุติฐานการไหลในแต่ละวงแหวนเป็นแบบเอกรูปและไม่มีปฏิสัมพันธ์กันในแนวรัศมี ทฤษฎีนี้ประกอบด้วยทฤษฎีย่อย 2 ทฤษฎี คือ Momentum Theory (MT) และ Blade Element Theory (BET)



รูปที่ 3.1 โดเมนสำหรับการวิเคราะห์ด้วยวิธี BEM (Freris, 1990)

3.1.1 Momentum Theory (MT)

การวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีโมเมนตัม (Momentum Theory) นั้นจะแทนโรเตอร์กึ่งหันลมด้วย Actuator disk ซึ่งเป็นเสมือนกึ่งหันที่มีจำนวนใบอนันต์ที่สามารถดูดซับพลังงานได้ การไหลผ่าน Actuator disk ก่อให้เกิดความแตกต่างของความดันและความเร็วที่ด้านหน้าและด้านหลังแผ่นดิสก์ กำหนดให้การไหลของกระแสอากาศที่สมมาตรรอบแกนมีความเร็วที่ทางเข้าเป็น V_0 ดังนั้น เมื่อทำการวิเคราะห์สมการอนุรักษ์มวลและโมเมนตัมเชิงแกนของการไหลในย่านวงแหวนรัศมี r ใด ๆ ภายใต้สมมุติฐานการไหลคงตัวแบบสม่ำเสมอ (Steady uniform flow) อัดตัวไม่ได้ และไม่คิดการสูญเสียจากแรงเสียดทาน จะได้สมการอนุพันธ์ของแรงผลักดันในแนวแกน (Thrust, T) มีค่าเป็นดังนี้ (Manwell et al., 2002)

$$dT = 4a(1-a)\rho V_0^2 \pi r dr \quad (3.1)$$

เมื่อ a คือ แฟกเตอร์เหนี่ยวนำแนวแกน (Axial induction factor) เป็นอัตราส่วนการลดลงของความเร็วลมในแนวแกนที่ระนาบโรเตอร์ (V_a) ต่อความเร็วลมอิสระที่ทางเข้า (V_0)

$$a = (V_0 - V_a) / V_0 \quad (3.2)$$

ดังนั้น ความเร็วลมแนวแกนที่ระนาบโรเตอร์ (Axial velocity, V_a) จึงมีค่าเท่ากับ

$$V_a = (1 - a)V_0 \quad (3.3)$$

ซึ่งพจน์ aV_0 เป็นความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกน (induced velocity) ที่ระนาบโรเตอร์

เมื่อทำการวิเคราะห์สมการอนุรักษ์โมเมนตัมเชิงมุม จะได้อนุพันธ์ของแรงบิด (Torque, Q) เป็น

$$dQ = 4a'(1 - a)\rho V_0 \pi r^3 \Omega dr \quad (3.4)$$

เมื่อ Ω คือ ความเร็วเชิงมุมการหมุนของโรเตอร์ r คือ รัศมีใบพัด ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ a' คือ แฟกเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุม (Angular induction factor) เป็นอัตราส่วนความเร็วเชิงมุมการไหลของอากาศเทียบกับการหมุนของใบพัด นิยามโดย

$$a' = w / \Omega \quad (3.5)$$

เมื่อ w เป็นความเร็วเชิงมุมการไหลของอากาศที่ใบพัด ดังนั้น ความเร็วลมในแนวสัมผัสหรือแนวการหมุน (Tangential velocity, V_t) ของการไหลที่ระนาบโรเตอร์กึ่งหันลม (เทียบกับผู้สังเกตที่หมุนไปพร้อมกับใบพัด) จึงมีค่าเท่ากับ

$$V_t = (1 + a')\Omega r \quad (3.6)$$

ซึ่งพจน์ $a'\Omega r$ เป็นความเร็วเหนี่ยวนำแนวสัมผัส (induced tangential velocity) ที่ระนาบโรเตอร์

3.1.2 Blade Element Theory (BET)

เป็นการพิจารณาแรงที่กระทำบนหน้าตัดใบพัดกังหันในลักษณะสองมิติ โดยแบ่งใบพัดกังหันเป็นเอลิเมนต์ย่อย ๆ ตามแนวยาวใบ การวิเคราะห์ด้วยทฤษฎี BET นี้ ในแต่ละเอลิเมนต์ที่อยู่ติดกันในทวิศรรมิจะไม่มีปฏิสัมพันธ์ต่อกัน แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นบนใบพัดคำนวณจากข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ ส่วนความเร็วในทวิศรรมิ (radial velocity) นั้นจะไม่นำมาพิจารณา นั่นคือ ไม่คิดอิทธิพลของการไหลในสามมิติ ในรูปที่ 3.2 แสดงความเร็วลมและแรงที่เกิดขึ้นบนแพนอากาศใบพัดกังหันลม ความเร็วลมที่ระนาบโรเตอร์แบ่งได้เป็นความเร็วในแนวแกน (V_a) และความเร็วในแนวสัมผัส (V_t) ดังนั้น ความเร็วลมสัมพัทธ์ (Relative velocity, V_{rel}) ของแพนอากาศที่ระยะรัศมีใด ๆ ของใบพัดจึงมีค่าเท่ากับ

$$V_{rel} = \sqrt{((1-a)V_0)^2 + ((1+a')\Omega r)^2} \quad (3.7)$$

มุมที่ความเร็วลมสัมพัทธ์ทำกับระนาบโรเตอร์ เรียกว่า มุมลมเข้า (inflow angle, ϕ) มีค่าเท่ากับ

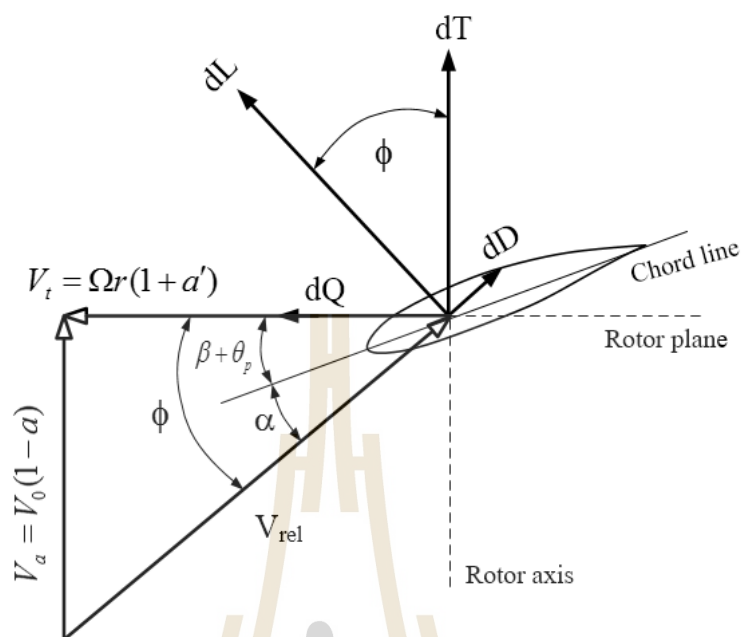
$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{(1-a)V_0}{(1+a')\Omega r} \right) \quad (3.8)$$

มุมลมเข้า (ϕ) นี้มีค่าเท่ากับ มุมปะทะ (α) บวกกับมุมบิดรวม (θ) นั่นคือ $\phi = \alpha + \theta$

เมื่อ α คือ มุมปะทะ (Angle of attack) เป็นมุมที่เส้นคอร์ดแพนอากาศใบพัดกระทำกับทิศความเร็วลมสัมพัทธ์ ส่วน θ เป็นมุมบิดรวม (Section pitch angle) เป็นมุมที่เส้นคอร์ดแพนอากาศทำกับระนาบโรเตอร์ ซึ่งมุมบิดรวม (θ) นี้เกิดจากผลรวมของมุมบิด (Twist angle, β) รวมกับมุมเอนปลายใบ (Tip pitch angle, θ_p)

$$\theta = \theta_p + \beta \quad (3.9)$$

โดยมุมเอน (θ_p) เป็นมุมที่คอร์ดแพนอากาศที่ปลายใบพัดทำกับระนาบโรเตอร์ ส่วนมุมบิด (β) เป็นมุมที่วัดเทียบกับคอร์ดแพนอากาศที่ระยะปลายใบอีกที ซึ่งโดยทั่วไปใบพัดกังหันลมจะมีลักษณะการแจกแจงมุมบิดในแต่ละระยะรัศมีที่แตกต่างกันไปตามแต่การออกแบบ



รูปที่ 3.2 เวกเตอร์ความเร็วและแรงที่เกิดขึ้นบนหน้าตัด ใบพัด

สำหรับในแต่ละเอลิเมนต์ของใบกังหันที่มีความยาว dr ค่าแรงยกซึ่งเป็นแรงที่กระทำในทิศตั้งฉากกับความเร็วลมสัมพัทธ์ คำนวณจาก

$$dL = \frac{1}{2} C_L \rho V_{rel}^2 c dr \quad (3.10)$$

และแรงต้านซึ่งเป็นแรงในทิศขนานกับความเร็วลมสัมพัทธ์ มีค่าเท่ากับ

$$dD = \frac{1}{2} C_D \rho V_{rel}^2 c dr \quad (3.11)$$

เมื่อ C_L คือ สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient) ส่วน C_D คือ สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient) ของแพนอากาศ และ c คือ ความยาวคอร์ดของแพนอากาศที่รัศมีใด ๆ ของใบพัด ดังนั้น สามารถคำนวณแรงผลักในแนวแกน (Thrust, T) และแรงบิด (Torque, Q) สำหรับกังหันลมที่มีจำนวนใบพัด N ใบ ได้ดังนี้

$$dT = N \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) c dr \quad (3.12)$$

$$dQ = N \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) c r dr \quad (3.13)$$

โดย $C_N = (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) \quad (3.14)$

$$C_T = (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) \quad (3.15)$$

เมื่อ C_N คือ สัมประสิทธิ์ของแรงในทิศตั้งฉากกับระนาบโรเตอร์ (Normal force coefficient) และ C_T คือ สัมประสิทธิ์แรงในทิศสัมผัสกับระนาบโรเตอร์ (Tangential force coefficient)

3.1.3 Blade Element Momentum (BEM) Theory

ทฤษฎี BEM เป็นการพิจารณาให้แรงอันเกิดจากการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมของการไหลย่อมมีค่าเท่ากับแรงที่กระทำกับเอลิเมนต์ใบพัดกั้นหน้าในย่านวงแหวนนั้น ๆ นั่นคือ เป็นการนำเอาผลของแรงในทฤษฎีโมเมนตัมนำมาเทียบค่ากับแรงในทฤษฎี Blade Element กล่าวคือ $dT|_{BET} = dT|_{MT}$ และ $dQ|_{BET} = dQ|_{MT}$ ทำให้ได้สมการความสัมพันธ์เพื่อหาค่าแฟคเตอร์การเหนี่ยวนำที่เหมาะสม

$$N \frac{1}{2} \rho \left[\frac{V_0(1-a)}{\sin \phi} \right]^2 (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) c dr = 4a(1-a) \rho V_0^2 \pi r dr \quad (3.16)$$

$$N \frac{1}{2} \rho \left[\frac{r\Omega(1+a')}{\cos \phi} \right]^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) c r dr = 4a'(1-a) \rho V_0^2 \pi r^3 \Omega dr \quad (3.17)$$

เมื่อจัดรูปใหม่จะได้เป็น

$$\frac{a}{1-a} = \frac{Nc}{8\pi r} \left(\frac{C_L \cos \phi + C_D \sin \phi}{\sin^2 \phi} \right) \quad (3.18)$$

$$\frac{a'}{1+a'} = \frac{Nc}{8\pi r} \left(\frac{C_L \sin \phi - C_D \cos \phi}{\sin \phi \cos \phi} \right) \quad (3.19)$$

สมการ (3.18) และ (3.19) สามารถจัดอยู่ในรูปที่สะดวกต่อการคำนวณได้ดังนี้

$$a = \frac{1}{\frac{4 \sin^2 \phi}{\sigma'(C_L \cos \phi + C_D \sin \phi)} + 1} \quad (3.20)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4 \sin \phi \cos \phi}{\sigma'(C_L \sin \phi - C_D \cos \phi)} - 1} \quad (3.21)$$

เมื่อ $\sigma' = Nc / 2\pi r$ คือ ความตันใบเฉพาะที่ (Local solidity)

กำลังงานของโรเตอร์กังหันลม คำนวณได้จากสมการ

$$P_{rotor} = \int_H^R \Omega dQ \quad (3.22)$$

สัมประสิทธิ์กำลังงานหรือประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของโรเตอร์กังหันลม ได้จาก

$$C_{Pow} = \frac{P_{rotor}}{P_{wind}} = \frac{\int_H^R \Omega dQ}{0.5 \rho \pi R^2 V_0^3} \quad (3.23)$$

โดย R คือรัศมีใบ H คือระยะรัศมีของคุม (Hub) เมื่อกระจายตัวแปรให้ละเอียดมากขึ้นจะได้

$$C_{Pow} = \frac{2}{\lambda R} \int_H^R \frac{\sigma' \lambda_r^2 (1-a)^2 C_L}{\sin^2 \phi} \left[\sin \phi - \frac{C_D \cos \phi}{C_L} \right] dr \quad (3.24)$$

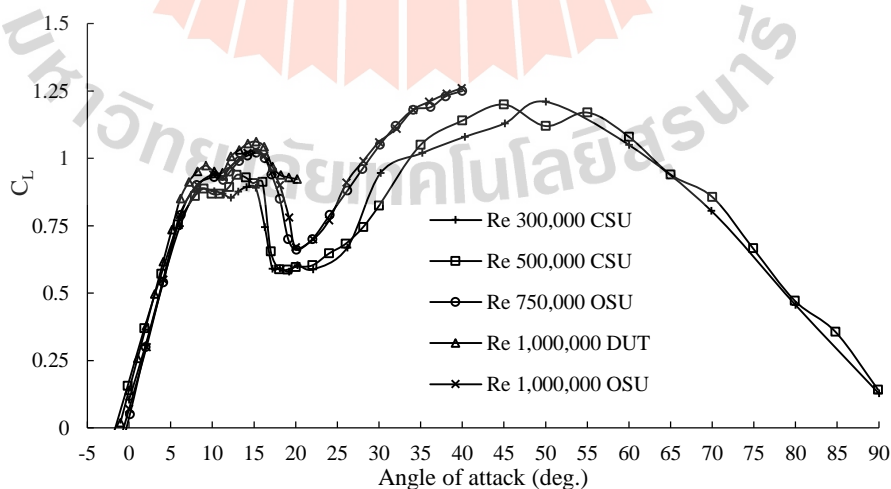
เมื่อ $\lambda = \Omega R / V_0$ คือ Tip speed ratio (TSR) และ $\lambda_r = \Omega r / V_0$ คือ Local speed ratio

3.1.4 การหาผลเฉลยของวิธี BEM

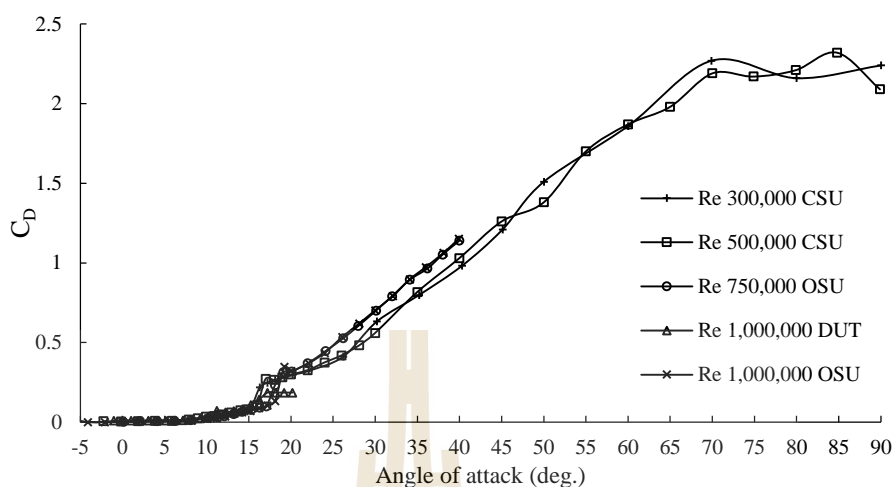
จากระบบสมการของทฤษฎี BEM กระบวนการในการหาคำตอบทำได้โดยใช้วิธีการทำซ้ำ (iterative process) สมการหลักที่เกี่ยวข้อง มี 3 สมการด้วยกันคือ (3.8), (3.20) และ (3.21) โดยมีตัวแปรที่ไม่รู้ค่า 3 ตัวแปร คือ ϕ , a และ a' เมื่อมีข้อมูลของกึ่งหันลมตัวหนึ่ง เช่น ประกอบไปด้วย มุมบิดรวม ($\theta =$ มุม Twist + มุม Pitch) ความกว้างคอर्डใบ (c) ตลอดความยาวใบ ความเร็วรอบ (Ω) ความเร็วลมทางเข้า (V_0) จำนวนใบพัด (N) เป็นต้น ทำการแบ่งการคำนวณใบพัดกึ่งหันเป็นเอลิเมนต์ย่อย ๆ ตามแนวยาวใบ และสามารถหาผลเฉลยได้ดังนี้

- 1) กำหนดค่าเริ่มต้นของค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำแนวแกน (a) และค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุม (a') ซึ่งโดยทั่วไปนิยมกำหนดให้ $a = a' = 0$
- 2) คำนวณหาค่ามุมเข้า (ϕ) จากสมการ (3.8)
- 3) คำนวณค่ามุมปะทะจาก $\alpha = \phi - \theta$
- 4) อ่านค่า C_L และ C_D จากข้อมูลแพนอากาศ ตามค่ามุมปะทะที่คำนวณได้
- 5) คำนวณค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำ a และ a' จากสมการ (3.20) และ (3.21)
- 6) วนกลับไปคำนวณข้อ 2 ใหม่ ทำซ้ำจนกว่าค่า a และ a' จะลู่เข้า

เมื่อได้ค่า ϕ , a และ a' ของแต่ละเอลิเมนต์ตลอดความยาวใบพัดก็สามารถคำนวณหาค่าแรงบิด แรงผลัก และกำลังงานของกึ่งหันลมได้ ทั้งนี้จากกระบวนการคำนวณจะต้องมีความสัมพันธ์ของค่า C_L และ C_D ที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะและเลขเรย์โนลด์ (Re) ซึ่งเป็นค่าที่ได้จากการทดสอบแพนอากาศ 2 มิติ ในอุโมงค์ลม ดังตัวอย่างในรูปที่ 3.3 และ 3.4 เป็นข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S809 จากการทดลองที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ



รูปที่ 3.3 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ S809 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ (Hand et al., 2001)



รูปที่ 3.4 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ S809 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ (Hand et al., 2001)

3.1.5 การปรับปรุงทฤษฎี BEM ด้วยแบบจำลองต่าง ๆ

ทฤษฎี BEM ที่ได้กล่าวมาข้างต้นนั้น สามารถนำไปใช้ประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมได้ แต่ด้วยความซับซ้อนเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม ผนวกกับการใช้ทฤษฎีซึ่งมีสมมติฐานเชิงอุดมคติหลายประการ จึงทำให้การประเมินประสิทธิภาพกังหันด้วยทฤษฎี BEM เบื้องต้นนั้นไม่แม่นยำนัก จำต้องปรับปรุงด้วยแบบจำลองต่าง ๆ เพื่อให้ได้ผลการคำนวณที่ถูกต้องและมีความสมจริงมากขึ้น

1.) แบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบและโคนใบ

การไหลผ่านใบพัดที่มีความยาวใบจำกัดนั้นที่บริเวณปลายใบพัดจะเกิดการไหลล้นจากผิวด้านล่างใบซึ่งเป็นผิวด้านที่มีความดันสูง (Pressure side) ขึ้นสู่ผิวด้านบนซึ่งเป็นด้านที่มีความดันต่ำ (Suction side) เกิดเป็นลักษณะการไหลควงที่ปลายใบ (tip vortex) ขึ้น แรงยกจะลดลงในขณะที่แรงต้านจะเพิ่มขึ้น ส่งผลให้แรงบิดและกำลังลดลง สำหรับทฤษฎี BEM พื้นฐานซึ่งเป็นการพิจารณาแรงจากแนวคิด actuator disk ที่ไม่ได้รวมผลกระทบของการไหลควงที่ปลายใบ ดังนั้น เพื่อให้สอดคล้องกับการไหลที่แท้จริงของใบพัดที่มีความยาวจำกัด จำต้องมีการปรับแก้ค่าแรงที่เกิดขึ้นบริเวณปลายใบด้วยแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ (Tip loss correction)

แบบจำลองการสูญเสียปลายใบนั้นนำเสนอครั้งแรกโดย Prandtl (1927) ต่อมาใน Glauert (1935) ได้ปรับปรุงรูปแบบสมการเพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณด้วยทฤษฎี BEM ทำให้ได้ฟังก์ชันการสูญเสียที่ปลายใบ เป็นดังนี้

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-\frac{N (R-r)}{2 r \sin \phi} \right] \right) \quad (3.25)$$

ในทำนองเดียวกัน ที่โคนใบพัดกังหันก็สามารถเกิดพฤติกรรมการไหลควง (root vortex) ได้เช่นกัน แบบจำลองการสูญเสียที่โคนใบ (Hub loss correction) สามารถคำนวณในทำนองเดียวกับฟังก์ชันการสูญเสียที่ปลายใบ (Moriarty and Hansen, 2005) ดังนี้

$$F_{hub} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-\frac{N (r-R_{hub})}{2 r \sin \phi} \right] \right) \quad (3.26)$$

เมื่อคิดการสูญเสียรวมจากทั้งปลายใบและโคนใบ จะได้ว่า

$$F = F_{tip} F_{hub} \quad (3.27)$$

เมื่อคูณฟังก์ชันการสูญเสีย F เข้ากับสมการจากทฤษฎีโมเมนต์ ในสมการที่ (3.1) และ (3.4) ทำให้ได้สมการคำนวณแฟกเตอร์การเหนี่ยวนำใหม่เป็น

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma'(C_L \cos \phi + C_D \sin \phi)} + 1} \quad (3.28)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \phi \cos \phi}{\sigma'(C_L \sin \phi - C_D \cos \phi)} - 1} \quad (3.29)$$

Shen et al. (2005) วิเคราะห์ฟังก์ชันการสูญเสียที่ปลายใบของ Prandtl (1927) รวมถึงสมการการสูญเสียที่ปลายใบอื่น ๆ ที่ปรับปรุงไปจาก Prandtl (1927) พบว่า ฟังก์ชันจะให้ค่าความเร็วที่ปลายใบเป็นศูนย์ นั่นคือทำให้มุมลมเข้าเป็นศูนย์ ซึ่งไม่สมจริงในเชิงกายภาพของพฤติกรรมการไหลผ่านปลายใบพัด จึงได้นำเสนอแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบภายใต้พื้นฐานที่ว่า มุมลมเข้าที่ปลายใบไม่ควรมีค่าเป็นศูนย์ แต่แรงทางอากาศพลศาสตร์สามารถมีแนวโน้มเข้าสู่ศูนย์ได้เนื่องจากผลของสมดุลความดันที่ผิวด้านล่างและผิวด้านบนของใบ โดยรูปแบบสมการจะ

คล้ายคลึงกับสมการของ Glauert (1935) แต่สมการของ Shen et al. (2005) จะเพิ่มฟังก์ชันที่จำลองผลการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนความเร็วปลายใบ (TSR) และจำนวนใบ (N) เข้าไปด้วย โดยสมการจะถูกคูณเข้ากับค่าสัมประสิทธิ์แรงตึงจากและแรงแนวสัมผัส

$$F_{sh} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left[-g \frac{N(R-r)}{2r \sin \varphi} \right] \right) \quad (3.30)$$

เมื่อ $g = \exp[-c_1(N\lambda - c_2)] + c_3$ โดยค่าคงที่ $c_1 = 0.125; c_2 = 21; c_3 = 0.1$

2.) การปรับแก้ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน

ความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงผลัก (Thrust coefficient, C_{Thr}) ที่เปลี่ยนไปตามค่า a ระหว่างทฤษฎีโมเมนตัมกับการทดลอง พบว่า มีความไม่สอดคล้องกันเมื่อ a มีค่าสูงกว่า 0.5 ดังนั้น จึงต้องทำการปรับแก้ความสัมพันธ์ดังกล่าวเมื่อค่า a มีค่าสูงกว่าวิกฤติ (a_c) ค่าหนึ่ง โดยทั่วไปนิยมกำหนดให้ a_c มีค่าตั้งแต่ 0.3 หรือ 0.4 ขึ้นไป

Buhl (2005) ได้วิเคราะห์สมการปรับแก้ค่า a ของ Glauert (1926) พบว่า จะเกิดความไม่ต่อเนื่องขึ้นในช่วงรอยต่อของกราฟที่ตำแหน่ง a_c เมื่อเกิดการสูญเสียปลายใบ ($F < 1$) จึงได้ทำการปรับปรุงความสัมพันธ์ของ a กับ C_{Thr} ให้เป็นฟังก์ชันที่มีความต่อเนื่อง ดังนี้

$$C_{Thr} = \frac{8}{9} + (4F - \frac{40}{9})a + (\frac{50}{9} - 4F)a^2 \quad ; a > (a_c = 0.4) \quad (3.31)$$

ทำให้ได้ค่า a อยู่ในรูป

$$a = \frac{18F - 20 - 3\sqrt{C_{Thr}(50 - 36F) + 12F(3F - 4)}}{36F - 50} \quad ; a > a_c \quad (3.32)$$

ค่าแฟคเตอร์การเหนี่ยวนำเชิงมุม (a') ในเมื่อ $a > a_c$ คำนวณจากสมการ (Jonkman, 2003)

$$a' = \frac{1}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{4}{\lambda_r^2} a(1-a)} - 1 \right) \quad (3.33)$$

Shen et al. (2005) นอกจากจะนำเสนอแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบแล้ว ยังได้นำเสนอสมการการปรับแก้ค่าเหนี่ยวนำเชิงแกนและเชิงมุมไว้ด้วย โดยมีสมการดังนี้

$$a = \frac{1 - \sqrt{1 - C_{Thr}}}{2F} \quad ; \quad a \leq (a_c = 1/3) \quad (3.34)$$

และ
$$a = \frac{2 + Y_1 - \sqrt{4Y_1(1-F) + Y_1^2}}{2(1 + FY_1)} \quad ; \quad a > (a_c = 1/3) \quad (3.35)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{(1-aF)Y_2}{1-a} - 1} \quad ; \quad a > (a_c = 1/3) \quad (3.36)$$

เมื่อ
$$Y_1 = \frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma F_{sh} (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi)}, \quad Y_2 = \frac{4F \sin \phi \cos \phi}{\sigma F_{sh} (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi)}, \quad \sigma = \frac{Bc}{2\pi r}$$

3.) แบบจำลองหน่วงการป้อ (Stall delay model)

การไหลผ่านใบพัดกึ่งหันลมที่กำลังหมุน อิทธิจากการหมุนจะส่งผลให้แพนอากาศใบพัดมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านแตกต่างกันไปอย่างมากเมื่อเทียบกับกรณีการไหลผ่านแพนอากาศในลักษณะ 2 มิติ ที่อยู่นิ่งและไม่มี การหมุน ซึ่งแพนอากาศใบพัด (โดยเฉพาะแพนอากาศในช่วง inboard ของใบ) จะเกิดพฤติกรรมที่เรียกว่า การหน่วงการป้อ (Stall delay) เกิดขึ้น ซึ่งแพนอากาศใบพัดจะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ และมีมุมปะทะการป้อ (Stall) ที่สูงกว่า ดังนั้น การคำนวณด้วยทฤษฎี BEM เพื่อให้ได้ผลลัพธ์ที่ถูกต้องและสมจริงมากขึ้น จำต้องมีการปรับแก้ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ 2 มิติ ที่ทดสอบแบบสถิต เพื่อจำลองผลกระทบของการหมุน (จำลองพฤติกรรมหน่วงการป้อ) เข้าไปในการคำนวณ

แบบจำลองหน่วงการป้อส่วนใหญ่จะนำเสนออยู่ในรูปความสัมพันธ์ ดังนี้

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

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

$$\text{โดยที่ } \Delta C_L = C_{L,pot} - C_{L,2D} \quad (3.39)$$

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

เมื่อ $C_{L,3D}$ และ $C_{D,3D}$ คือ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดกังหันลมที่กำลังหมุน ส่วนค่า $C_{L,2D}$ และ $C_{D,2D}$ คือ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ 2 มิติ แบบสถิตที่ทดลองในอุโมงค์ลม $C_{L,pot} = 2\pi(\alpha - \alpha_{lift=0})$ คือ สัมประสิทธิ์แรงยกจากทฤษฎีการไหลอุดมคติ (ทฤษฎี Thin airfoil theory) และ $C_{D,min}$ เป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่น้อยที่สุด สำหรับฟังก์ชัน f_{CL} และ f_{CD} มีนักวิจัยหลายกลุ่มได้นำเสนอไว้ โดยแบบจำลองของ Snel et al. (1993, 1994) นำเสนอเฉพาะสมการของ f_{CL} เพื่อใช้ปรับแก้ค่าแรงยก ดังนี้

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

เมื่อ c คือ ความยาวคอร์ดแพนอากาศ ส่วน r คือ รัศมีของแพนอากาศที่กำลังพิจารณา

แบบจำลอง Corrigan and Schillings (1994) นำเสนอเฉพาะสมการปรับแก้ค่าแรงยก โดยพัฒนาแบบจำลองบนพื้นฐานการวิเคราะห์การไหลในชั้นขีดผิวของ Banks and Gadd (1963) จากนั้นนำมาพัฒนาและประยุกต์ใช้กับใบพัดที่กำลังหมุน สอดเทียบผลกับการทดลองใบพัดเฮลิคอปเตอร์ ได้สมการจำลองพฤติกรรมหน่วงการป้อนในรูปแบบของการเลื่อนมุมปะทะ (shift in angle of attack) ซึ่งทำให้แบบจำลองนี้สามารถจำลองมุมปะทะการ Stall ของกังหันลมที่เกิดล่าช้าหรือเลื่อนไปจากมุมปะทะของแพนอากาศใน 2 มิติ โดยสมการของแบบจำลองเป็นดังนี้

$$\Delta\alpha = (\alpha_{c_{l,max}} - \alpha_0) \left[\left(\frac{Kc/r}{0.136} \right)^n - 1 \right] \quad (3.42)$$

$$C_{L,3D}(\alpha + \Delta\alpha) = C_{L,2D}(\alpha) + \frac{\partial C_{L,pot}}{\partial \alpha} \cdot \Delta\alpha \quad (3.43)$$

เมื่อ $\alpha_{C_{\max}}$ คือ มุมปะทะที่ทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดก่อนการ stall
 $\partial C_{l,pot} / \partial \alpha$ เป็นความชันของเส้นกราฟแรงยกที่ได้จาก Potential theory
 α_0 คือ มุมปะทะที่แรงยกเท่ากับศูนย์
 K เป็นค่าประมาณแบบเชิงเส้นของเกร็ดเดียวความเร็วย้อนกลับ
 n เป็นแฟคเตอร์ค่าคงที่การขยายผลกระทบของการ Stall delay ซึ่ง Corrigan and Schillings แนะนำให้ใช้ค่าอยู่ระหว่าง 0.8-1.6 โดยที่ $n = 1$ ให้ผลสอดคล้องดีในหลายกรณี

Tangler and Selig (1997) ได้ทำการทดสอบแบบจำลองของ Corrigan and Schillings กับ กังหันลมแกนนอน โดยพิจารณาความสัมพันธ์ของ K กับตำแหน่งการไหลแยก ทำให้ได้สมการความสัมพันธ์

$$\frac{c}{r} = \frac{0.1517}{K^{1.084}} \quad (3.44)$$

แบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen (2000) นำเสนอทั้ง f_{CL} และ f_{CD} ไว้ดังนี้

$$f_{CD} = a \left(\frac{c}{r} \right)^h \cos^n(\beta_{twist}) \quad (3.45)$$

$$f_{CL} = a \left(\frac{c}{r} \right)^h \cos^n(\beta_{twist}) \quad (3.46)$$

เมื่อ β_{twist} คือ มุมการบิดของใบกังหันที่หน้าตัดต่างๆ ค่าคงที่ $a=2.2$, $h=1$ และ $n=4$ เป็นค่าที่ได้จากการปรับกับกังหันลมที่ใช้แพนอากาศ NACA 44XX อย่างไรก็ตาม ผู้นำเสนอแบบจำลองได้แนะนำว่าอาจต้องปรับค่าคงที่ทั้งสามใหม่เมื่อใช้กับแพนอากาศรุ่นอื่น

แบบจำลอง Du and Selig (1998) เสนอ f_{CL} และ f_{CD} ไว้ดังนี้

$$\Lambda = \Omega R / \sqrt{U^2 + (\Omega R)^2} \quad (3.47)$$

$$f_{CL} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}}{0.1267 b + (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}} - 1 \right] \quad (3.48)$$

$$f_{CD} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{dR}{2\Lambda r}}}{0.1267 b + (c/r)^{\frac{dR}{2\Lambda r}}} - 1 \right] \quad (3.49)$$

เมื่อ a, b และ d เป็นค่าคงที่ กำหนดให้มีค่าเท่ากับหนึ่ง

แบบจำลอง Lindenburg (2003) ได้นำเสนอแบบจำลองการปรับแก้ค่าแรงยกภายใต้แนวคิดการไหลในแนวรัศมีของการไหลแยกจากผิวอันเกิดจากอิทธิพลของแรงเหวี่ยง

$$f_{CL} = 3.1 \left(\frac{\omega r}{V_{rel}} \right)^2 \left(\frac{c}{r} \right)^2 \quad (3.50)$$

แบบจำลอง Bak et al. (2006) นำเสนอสมการในรูปความแตกต่างของความดันระหว่างใบพัดกึ่งหันลมที่กำลังหมุน (rotating blade) และใบพัดที่อยู่นิ่ง (Non-rotating blade) ค่าความแตกต่างที่ได้แสดงในรูป ΔC_p ซึ่งเป็นฟังก์ชันของรูปทรงของใบพัด

$$\Delta C_p = \frac{5}{2} \left(1 - \frac{x}{c} \right)^2 \left(\frac{\alpha - \alpha_{f=1}}{\alpha_{f=0} - \alpha_{f=1}} \right)^2 \sqrt{1 + \left(\frac{R}{r} \right)^2 \left(\frac{c}{r} \right) / (1 + \tan^2(\alpha + \beta))} \quad (3.51)$$

เมื่อ x/c เป็นระยะตามแนวยาวคอร์ด $\alpha_{f=0}$ เป็นมุมปะทะที่เริ่มเกิดการไหลแยก $\alpha_{f=1}$ เป็นมุมปะทะที่เริ่มเกิดการไหลแยกเต็มตัว เมื่อทำการอินทิเกรตความดันรอบหน้าตัดใบพัดแล้วบวกเข้ากับแรงใน 2 มิติ จะได้ค่าแรงในทิศตั้งฉาก ($C_{nor,3D}$) และทิศสัมผัส ($C_{tan,3D}$) กับคอร์ดเพนอากาศ

$$C_{nor,3D} = C_{nor,2D} + \int_{x/c=LE}^{x/c=TE} \Delta C_p d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (3.52)$$

$$C_{\tan,3D} = C_{\tan,2D} + \int_{y/c=LE}^{y/c=TE} \Delta C_p d\left(\frac{y}{c}\right) \quad (3.53)$$

สามารถคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัด ได้ดังนี้

$$C_{l,3D} = C_{nor,3D} \cos \alpha + C_{\tan,3D} \sin \alpha \quad (3.54)$$

$$C_{d,3D} = C_{nor,3D} \sin \alpha - C_{\tan,3D} \cos \alpha \quad (3.55)$$

4.) การปรับปรุงข้อมูลแพนอากาศที่มุมปะทะสูง

โดยทั่วไปข้อมูลสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศจากการทดสอบในอุโมงค์ลม 2 มิติ จะมีช่วงข้อมูลแรงยกและแรงต้านที่มุมปะทะไม่สูงมากนัก ส่วนใหญ่มักมีถึงมุมปะทะประมาณ 20-30 องศา อย่างไรก็ตาม ในการคำนวณบ่อยครั้งที่ต้องใช้ข้อมูลแพนอากาศที่มุมปะทะสูงโดยเฉพาะกับกังหันลมชนิด Stall regulated ดังนั้น ที่มุมปะทะสูง เช่น มุมปะทะในช่วง 30 ถึง 180 องศา และ -30 ถึง -180 องศา เป็นต้น จึงมีการใช้เทคนิคการประมาณค่านอกช่วง (Extrapolation) เข้ามาช่วย และเนื่องจากข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่มุมปะทะสูงนี้มีแนวโน้มเข้าใกล้ค่าจากทฤษฎีการไหลผ่านแผ่นเรียบ (Flat plate theory) ดังนั้น นักวิจัยหลายท่านใช้การประมาณด้วยค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบที่ช่วงมุมปะทะสูง ด้วยสมการ

$$C_L = 2C_{L*} \sin \alpha \cos \alpha \quad (3.56)$$

$$C_D = C_{D*} \sin^2 \alpha \quad (3.57)$$

เมื่อ $C_{L*} = 1$ และ $C_{D*} = 2$ โดยใน Lanzafame and Messina (2007) ใช้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านจากทฤษฎีแผ่นเรียบในช่วงหลังมุมปะทะการ Stall เต็มตัว (Fully stall) กับกรณีแพนอากาศ S809 โดยกำหนดให้ $C_{L*} = C_{L,max} = C_L |_{\alpha=45^\circ}$ และ $C_{D*} = C_{D,max} = C_D |_{\alpha=90^\circ}$ ส่วนใน Tangler and Kocurek (2004) ใช้สมการจากทฤษฎีแผ่นเรียบด้วยค่า $C_{L*} = 1$ และ $C_{D*} = 2$

อีกวิธีการหนึ่งทีนิยมนำมาใช้ปรับแก้ข้อมูลแผนอากาศที่มุมปะทะสูง โดย Viterna and Corrigan (1981) ได้นำเสนอแบบจำลองปรับแก้ค่า C_L และ C_D ช่วงหลังการ Stall เพื่อจำลองผลกระทบของอัตราส่วนความยาวใบของการไหลผ่านใบพัดที่มีความยาวจำกัด ดังนี้

$$C_L = \frac{C_{D,\max}}{2} \sin 2\alpha + A_1 \frac{\cos^2 \alpha}{\sin \alpha} \quad (3.58)$$

$$C_D = C_{D,\max} \sin^2 \alpha + B_1 \cos \alpha \quad (3.59)$$

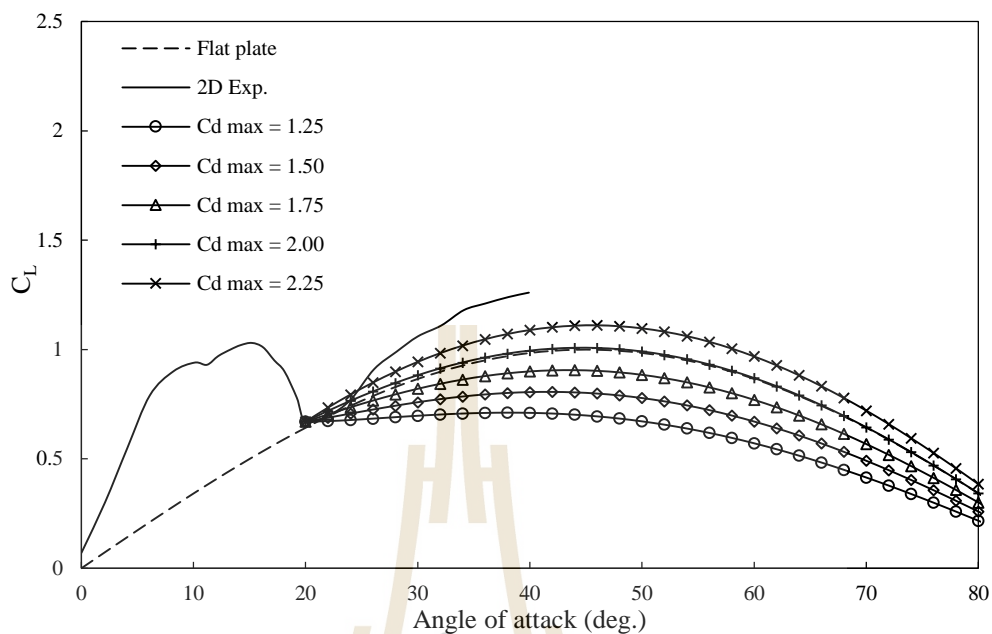
เมื่อ $C_{D,\max} = 1.11 + 0.018AR \quad ; \quad AR \leq 50 \quad (3.60)$

$$C_{D,\max} = 2.01 \quad ; \quad AR > 50 \quad (3.61)$$

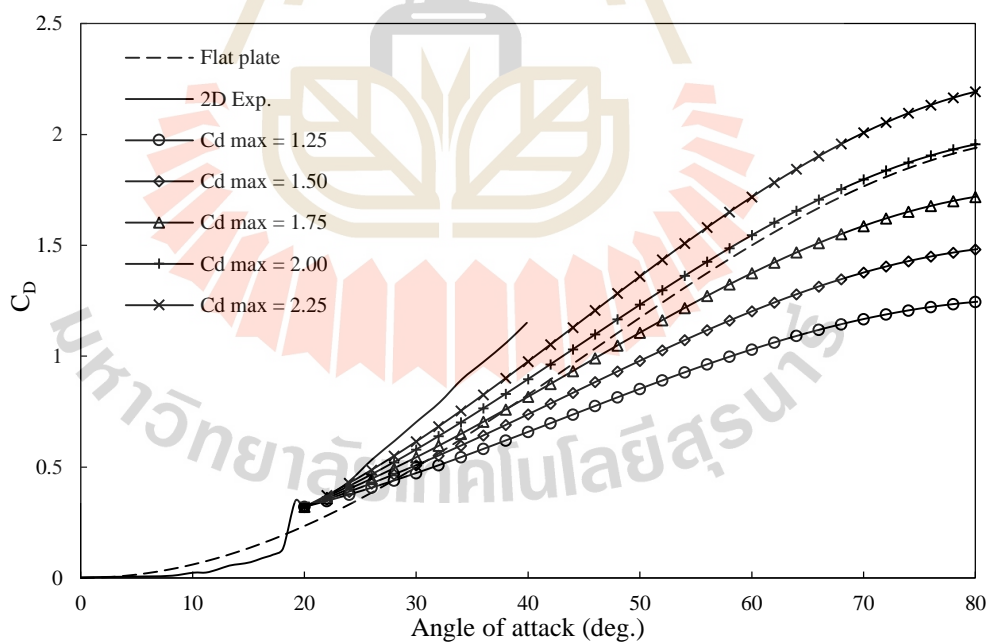
$$B_1 = \frac{C_{D,\text{stall}} - C_{D,\max} \sin^2 \alpha_{\text{stall}}}{\cos \alpha_{\text{stall}}} \quad (3.62)$$

$$A_1 = (C_{L,\text{stall}} - C_{D,\max} \sin \alpha_{\text{stall}} \cos \alpha_{\text{stall}}) \frac{\sin \alpha_{\text{stall}}}{\cos^2 \alpha_{\text{stall}}} \quad (3.63)$$

เมื่อ $C_{D,\max}$ คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุด (ที่มุมปะทะ 90 องศา) $C_{L,\text{stall}}$ และ $C_{D,\text{stall}}$ คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน ณ มุมปะทะ Stall เต็มตัว (α_{stall}) ส่วน AR คือ อัตราส่วนความยาวใบ (Aspect Ratio = R/c) ถ้า AR มีค่าเป็นอนันต์ (การไหลแบบ 2 มิติ) จะกลับไปสู่ค่า C_L และ C_D จากอุโมงค์ลม ข้อดีประการหนึ่งของแบบจำลองนี้คือ สามารถกำหนดมุมปะทะเริ่มต้นที่จะใช้ในการประมาณค่านอกช่วงได้ ในรูปที่ 3.5 และ 3.6 แสดงข้อมูลแผนอากาศ 2 มิติ ที่เลขเรย์โนลด์ 1×10^6 (Reuss Ramsay et al, 1995) และการใช้แบบจำลอง Viterna and Corrigan ประมาณค่า C_L และ C_D ของแผนอากาศจากตำแหน่งมุมปะทะ Stall เต็มตัว (มุมปะทะ 20 องศา) ซึ่งจะเห็นว่า ค่า $C_{D,\max}$ ที่ต่างกันจะได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่แตกต่างกัน ซึ่งค่า $C_{D,\max}$ เป็นผลมาจากการปรับแก้ผลกระทบของ Aspect Ratio ของใบพัด และสังเกตว่าที่ $C_{D,\max} = 2.0$ หรือ $AR = 50$ นั้นค่า C_L และ C_D จะเข้าสู่ค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบ



รูปที่ 3.5 การประมาณค่าแรงยกหลังมุมปะทะ Fully Stall ด้วยแบบจำลอง Viterna and Corrigan



รูปที่ 3.6 การประมาณค่าแรงต้านหลังมุมปะทะ Fully Stall ด้วยแบบจำลอง Viterna and Corrigan

3.2 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics)

วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ หรือ CFD เป็นเครื่องมือช่วยแก้ปัญหาการไหลที่มีความซับซ้อน โดยการคำนวณด้วยระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical method) เพื่อประมวลผลเฉลยของระบบสมการเชิงอนุพันธ์ย่อยที่มีความซับซ้อนและยุ่งยากต่อการหาผลเฉลยด้วยวิธีแมนตรง สำหรับการวิเคราะห์ปัญหาการไหลในงานวิจัยนี้จะใช้การหาผลเฉลยของระบบสมการเชิงอนุพันธ์ที่เกี่ยวข้องกับสมการอนุรักษ์มวลและสมการอนุรักษ์โมเมนตัม

3.2.1 สมการการไหลในระบบ Rotating Reference Frame

สมการที่ใช้ในการวิเคราะห์ด้วย Rotating reference frame คือ หลักการที่ให้ผู้สังเกตการณ์หมุนไปพร้อมแกนอ้างอิงใบกังหัน ซึ่งตามหลักการความเร็วสัมพัทธ์ทำให้มองเห็นตัวใบกังหันอยู่กับที่ ดังนั้นความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วสัมพัทธ์ (Relative velocity) กับความเร็วสัมบูรณ์ (Absolute velocity) จึงมีค่าเป็น $V_r = V - (\Omega \times r)$ ทำให้เกิดความเร่งขึ้นอีกสองพจน์ในสมการโมเมนตัม คือ ความเร่งเหวี่ยง (Centrifugal acceleration) และความเร่งคอริโอลิส (Coriolis acceleration) สำหรับสมการอนุรักษ์มวลในรูปของความเร็วสัมพัทธ์ (Fluent, 2009)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V_r) = 0 \quad (3.64)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในระบบแกนอ้างอิงหมุน (Rotating reference frame) ในรูปของความเร็วสัมพัทธ์ และไม่คิดแรงจากความโน้มถ่วง สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{\partial \rho V_r}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V_r V_r) + 2\rho \Omega \times V_r + \rho \Omega \times (\Omega \times r) = -\nabla \cdot p + \nabla \cdot \tau_r \quad (3.65)$$

เมื่อ $2\rho \Omega \times V_r$ คือแรงคอริโอลิสและ $\rho \Omega \times (\Omega \times r)$ คือ แรงเหวี่ยง ส่วน p เป็นความดันสถิต ส่วน τ คือ เทนเซอร์ของความเค้น (Stress tensor) นอกจากนี้ สมการโมเมนตัมสำหรับระบบแกนอ้างอิงหมุนสามารถเขียนอยู่ในรูปของความเร็วสัมบูรณ์ได้ดังนี้

$$\frac{\partial \rho V}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V_r V) + \rho (\Omega \times V) = -\nabla \cdot p + \nabla \cdot \tau_r \quad (3.66)$$

โดยพจน์ $\rho (\Omega \times V)$ เป็นการรวมเอาแรงคอริโอลิสและแรงเหวี่ยงเข้าด้วยกัน

3.2.2 สมการพื้นฐานสำหรับการไหลแบบปั่นป่วน

การไหลโดยทั่วไปแล้วมักเป็นการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent flow) ซึ่งลักษณะการไหลในสภาวะปั่นป่วนนี้มีรูปแบบไม่คงที่และเปลี่ยนแปลงตามเวลา ความเร็วและความดันของการไหลจะมีการแกว่งตัว (fluctuation) ในรูปฟังก์ชันแบบสุ่ม (random) ส่งผลให้การถ่ายเทค่าคุณสมบัติต่างๆ ของการไหล เช่น โมเมนตัม มีการแกว่งตัวตลอดเวลา

สำหรับการจำลองพฤติกรรมความปั่นป่วนในรูปแบบปริมาณเฉลี่ย หรือที่รู้จักกันดีในชื่อ วิธีเรย์โนลด์เฉลี่ย เป็นการพิจารณาค่าความเร็วของการไหลในสภาวะปั่นป่วนให้อยู่ในรูปของความเร็วเฉลี่ยกับค่าความเร็วที่แกว่งตัวไปมารอบค่าเฉลี่ย นั่นคือ $u_i = \bar{u}_i + u'_i$ เมื่อ \bar{u}_i เป็นความเร็วเฉลี่ย ส่วน u'_i เป็นความเร็วที่แกว่งตัวไปมารอบค่าเฉลี่ย ทำนองเดียวกัน $\phi_i = \bar{\phi}_i + \phi'_i$ เมื่อ ϕ_i แทนความดันและปริมาณสเกลาร์อื่นๆ ของการไหล เมื่อทำการเฉลี่ยตัวแปรต่างๆ ในช่วงเวลาหนึ่ง (Time-averaging) ทำให้ได้สมการความต่อเนื่องและโมเมนตัมในรูปแบบค่าเฉลี่ยของเวลา (เขียนโดยละทิ้งเครื่องหมายบาร์ด้านบนความเร็วเฉลี่ย \bar{u}) เป็นดังนี้

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.67)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (3.68)$$

สมการ 3.67 และ 3.68 นี้ เรียกว่า สมการนาเวียร์-สโตกส์แบบเรย์โนลด์เฉลี่ย (Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS) จะเห็นว่า มีรูปแบบสมการคล้ายกันกับสมการนาเวียร์-สโตกส์ แต่ต่างกันที่ค่าความเร็วและตัวแปรต่างๆ เป็นค่าเฉลี่ยในช่วงเวลา และสังเกตว่ามีเทอมความเค้นเรย์โนลด์ (Reynolds stress tensor, $\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j}$) เพิ่มขึ้นมา ซึ่งเป็นผลมาจากการไหลแบบปั่นป่วน ทำให้ระบบสมการมีจำนวนตัวแปรมากกว่าจำนวนสมการที่มีอยู่ ดังนั้น จำเป็นต้องอาศัยการจำลองความปั่นป่วน (Turbulence modeling) มาช่วยในการคำนวณ

ช่วง 30 ปีที่ผ่านมา ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขได้รับความสนใจอย่างมาก นักวิจัยหลายกลุ่มได้พัฒนาแบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence model) ขึ้นมา โดยแบบจำลองส่วนใหญ่สร้างขึ้นบนพื้นฐานของสมการ 2 ตัวแปร และนิยมใช้สมมติฐานของบูสซิเนสก์ (Boussinesq hypothesis) ร่วมกับสมการส่งถ่ายของ Turbulent kinetic energy (k) และ Auxiliary quantities เช่น Turbulence dissipation rate (\mathcal{E}), Turbulence length scale (ℓ), Specific dissipation rate (ω) เป็นต้น

การจำลองความเค้นเรย์โนลด์ (Reynolds stress) ด้วยสมมติฐานของบุสซิเนสส์นั้น กำหนดให้ค่าความเค้นเรย์โนลด์มีความสัมพันธ์เชิงเส้นกับอัตราความเครียดเฉลี่ย

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3.69)$$

เมื่อ S_{ij} คือ เทนเซอร์ของอัตราความเครียดเฉลี่ย (Mean strain rate tensor) กำหนดได้จาก

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.70)$$

และ k คือ พลังงานจลน์ของความปั่นป่วน (Turbulent kinetic energy) นิยามโดย

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} = \frac{1}{2} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (3.71)$$

ส่วน μ_t คือ ค่าความหนืดปั่นป่วน (Eddy viscosity หรือ Turbulent viscosity) ซึ่งในแต่ละแบบจำลองจะคำนวณค่าความหนืดปั่นป่วนนี้ด้วยสมการที่แตกต่างกันไป

แบบจำลองที่ใช้สมมติฐานของบุสซิเนสส์ในการจำลองพฤติกรรมความเค้นเรย์โนลด์ เช่น แบบจำลองแบบศูนย์สมการ (แบบพีชคณิต) เช่น Prandtl (1925), Baldwin and Lomax (1978) แบบจำลองแบบหนึ่งสมการ เช่น Spalart and Allmaras (1992) แบบจำลองสองสมการ เช่น แบบจำลอง $k-\epsilon$ ของ Launder and Sharma (1974) แบบจำลอง $k-\omega$ ของ Wilcox (1993) เป็นต้น

3.2.3 แบบจำลอง Spalart-Allmaras

Spalart and Allmaras (1992) ได้พัฒนาแบบจำลองความปั่นป่วนภายใต้สมการการส่งถ่าย (Transport equation) หนึ่งสมการ นิยมใช้แบบจำลองนี้กับปัญหาทางอากาศยานศาสตร์ การไหลผ่านเครื่องจักรกังหัน ปัญหาการไหลที่มีการไหลแยกจากผิวไม่มากนัก สามารถให้ผลการคำนวณที่ดี สำหรับสมการความหนืดปั่นป่วนคำนวณได้จากความสัมพันธ์

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (3.72)$$

เมื่อ f_{v1} เป็นฟังก์ชันการหน่วงความหนืด (Viscous damping function)

สมการการส่งถ่าย Turbulent kinematic viscosity ($\tilde{\nu}$) เป็นดังนี้

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\tilde{\nu}u_j) = \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] \\ + C_{b1} \rho \tilde{S} - C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \end{aligned} \quad (3.73)$$

เมื่อ $c_{b1} = 0.1355$, $c_{b2} = 0.622$, $c_{v1} = 7.1$, $\sigma_\nu = 2/3$, $c_{w2} = 0.3$, $c_{w3} = 2$, $\kappa = 0.4187$

$$\begin{aligned} c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1+c_{b2})}{\sigma_\nu}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + Xf_{v1}}, \quad f_w = g \left[\frac{1+c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{1/6}, \\ g = r + c_{w2}(r^6 - r), \quad r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S}\kappa^2 d^2}, \quad \tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}, \quad S = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, \quad \chi = \tilde{\nu}/\nu, \end{aligned}$$

ค่า Mean strain rate (S) ยังสามารถคำนวณได้อีกแบบ จากสมการ

$$S = |\Omega_{ij}| + C_{pond} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (3.74)$$

เมื่อ $\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$ คือ Mean rate of rotation tensor

สมการที่ 3.74 นี้ใช้เพื่อจำกัดระดับค่าความหนืดปั่นป่วนสำหรับการไหลที่มีการไหลหมุนควง (Vortical flow) รวมทั้งให้ผลการคำนวณที่ดีกับการไหลในระบบที่มีการหมุน

3.2.4 แบบจำลอง Standard $k - \omega$

แบบจำลอง Standard $k - \omega$ model ที่นำเสนอโดย Wilcox (1993) ได้ใช้ตัวแปร Specific dissipation rate (ω) เป็นตัวแปรที่สองคู่กับสมการพลังงานจลน์ของความปั่นป่วน (k) ซึ่งค่า ω คือ อัตราการสลายตัวของพลังงานต่อหน่วยปริมาตรและเวลา นิยามโดยความสัมพันธ์

$\omega \approx \varepsilon / k$ มีมิติเป็น (1/s) เมื่อ ε คือ อัตราการสลายตัวของความปั่นป่วน (Turbulence dissipation rate) สำหรับความหนืดปั่นป่วนคำนวณได้จากสมการ

$$\mu_t = \rho \left(\frac{k}{\omega} \right) \quad (3.75)$$

สมการส่งถ่ายของ k และ ω เป็นดังนี้

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (3.76)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 - \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \quad (3.77)$$

ค่าคงที่ของแบบจำลอง $\alpha = 5/9$, $\beta = 3/40$, $\beta^* = 0.09$, $\sigma_\omega = 1/2$, $\sigma_k = 1/2$

การใช้ค่า ω (แทนการใช้ค่า ε) ในแบบจำลอง $k - \omega$ นี้ มีข้อดีคือ ไม่ต้องใช้ Wall-damping function ในการคำนวณบริเวณ viscous sub-layer หรือการไหลใกล้ผนัง เนื่องจากค่าของ ω มีขนาดใหญ่และมีแนวโน้มเข้าสู่ค่าอนันต์ที่ผิวผนังจากการที่ค่า k มีค่าลดลงและเข้าสู่ศูนย์ แต่ก็สามารถที่จะกำหนดค่า ω สูงๆ ค่าหนึ่งแทนได้ โดย Wilcox (1993) ได้ใช้ความสัมพันธ์ในรูปฟังก์ชัน Hyperbolic คือ $\omega_p = 6\nu / (\beta y_p^2)$ ที่จุดใกล้ผนัง อย่างไรก็ตาม ผลลัพธ์ที่ได้จากแบบจำลองนี้มีแนวโน้มที่จะเปลี่ยนไปตามค่า ω ของกระแสการไหลอิสระหรือที่เงื่อนไขขอบ

3.2.5 แบบจำลอง Shear Stress Transport $k - \omega$

แบบจำลอง Shear Stress Transport (SST) $k - \omega$ model พัฒนาโดย Menter (1993, 1994) เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนที่ได้รับความนิยมมาก เนื่องจากให้ความแม่นยำกว่าแบบจำลองแบบ 2 สมการทั่วไปโดยเฉพาะในงานด้านทางอากาศพลศาสตร์ สามารถให้ผลการทำนายการไหลที่มีการไหลแยกและการไหลภายใต้เกร็ดเย็นความดันต่ำได้ดี แบบจำลองนี้มีความแตกต่างจากแบบจำลอง Standard $k - \omega$ model หลายส่วนด้วยกัน ทั้งในส่วนของสมการส่งถ่ายของ k และ ω สมการของความหนืดปั่นป่วน และสัมประสิทธิ์ค่าคงที่ที่ใช้

เนื่องจากแบบจำลอง Standard $k - \omega$ model (Wilcox, 1993) นั้นให้ผลการคำนวณในชั้นซิดผิว (Boundary layer) ที่ดี แต่มีข้อด้อยตรงที่ค่อนข้างไว (sensitive) ต่อค่าที่เงื่อนไขขอบหรือที่การไหลอิสระ (Free stream) ในขณะที่แบบจำลอง $k - \varepsilon$ นั้นไม่ไวต่อค่าของกระแสอิสระด้วยเหตุนี้ Menter (1994) จึงใช้การคำนวณด้วยแบบจำลอง $k - \omega$ เฉพาะในชั้นซิดผิว และใช้แบบจำลอง $k - \varepsilon$ (ที่ถูกจัดรูปใหม่ให้อยู่ในรูปแบบของสมการ $k - \omega$) กับส่วนของการไหลนอกชั้นซิดผิวและส่วนที่ไกลออกไป (Far field) โดยใช้ Blending function ในการสับเปลี่ยนระหว่างแบบจำลองทั้งสอง สำหรับรูปแบบสมการส่งถ่ายของ k และ ω เป็นดังนี้ (Menter et al., 2003)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.78)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = & \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t \sigma_\omega) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (3.79)$$

เมื่อ $P_k = \min(\tilde{P}_k, 10 \rho \beta^* k \omega)$ และ $\tilde{P}_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$ (3.80)

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega}, \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right) \right]^4 \right] \right\} \quad (3.81)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-10} \right) \quad (3.82)$$

พจน์ P_k นี้เป็นพจน์การผลิต (Production term) ของพลังงานจลน์ความปั่นป่วน จากสมการที่ 3.80 จะเห็นว่า มีการจำกัดขนาดของการผลิตไว้ไม่ให้เกิน 10 เท่าของพจน์การสลายตัว (Dissipation term) ของพลังงานจลน์ความปั่นป่วน ($D_k = \rho \beta^* k \omega$) เพื่อลดการก่อตัวของความปั่นป่วนที่สูงเกินไปที่บริเวณจุด Stagnation โดยแบบจำลอง SST $k - \omega$ จะมีพจน์ Cross-diffusion ($CD_{k\omega}$) เพิ่ม

ขึ้นมาในสมการส่งถ่าย ω ซึ่งต่างจากแบบจำลอง Standard $k-\omega$ เกิดจากการจัดรูปสมการ $k-\varepsilon$ ให้อยู่ในรูปแบบของสมการ $k-\omega$ ในการสับเปลี่ยนระหว่างแบบจำลอง ทำโดยใช้ Blending function F_1 ที่ถูกออกแบบมาเพื่อใช้ผสมผสานค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลอง $k-\omega$ ในส่วนชั้นขีดผิวกับแบบจำลอง $k-\varepsilon$ ในส่วนนอกชั้นขีดผิวและ Free-stream ซึ่งฟังก์ชันนี้มีค่าเท่ากับ 1 ในชั้นขีดผิว และมีค่าค่อย ๆ ลดลงเมื่อเข้าไปใกล้ขอบเขตชั้นขีดผิวจนมีค่าเป็นศูนย์ที่ระยะห่างจากขอบชั้นขีดผิวออกมา (ในพื้นที่ของแบบจำลอง $k-\varepsilon$)

สมการคำนวณค่าความหนืดปั่นป่วนของแบบจำลอง เป็นดังนี้

$$\mu_t = \frac{a_1 \rho k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} = \min \left[\frac{\rho k}{\omega}, \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (3.83)$$

$$\text{เมื่อ } F_2 = \tanh \left\{ \left(\max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}; \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right] \right)^2 \right\} \quad (3.84)$$

โดย F_2 เป็น Blending function ที่ใช้ในการสับเปลี่ยนระหว่างแบบจำลองเช่นเดียวกับฟังก์ชัน F_1 ส่วน a_1 เป็นค่าคงที่ ($a_1 = 0.31$) และ $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$ คือ อัตราความเครียดเฉื่อย

ค่าความหนืดปั่นป่วนในสมการ 3.83 นี้ จะเห็นว่า Menter et al. (2003) ได้ใช้วิธีการจำกัดค่าความหนืดปั่นป่วนด้วยพจน์ $a_1 \rho k / SF_2$ ซึ่งเรียกวิธีนี้ว่า Shear Stress Transport (SST) Limiter เป็นการจำกัดระดับความเค้นเฉือนปั่นป่วนไม่ให้สูงเกินไป เนื่องจากการไหลภายใต้เกรเดียนความดันด้านสูงนั้น แบบจำลองจะผลิตความเค้นเฉือนปั่นป่วนออกมาในระดับที่สูงเกินไป (จากค่าความหนืดปั่นป่วนที่สูงเกินไปอันเกิดจากคำนวณด้วยสมการ $\mu_t = \rho k / \omega$) ทำให้ชั้นขีดผิวมีโมเมนต์สูงเกินจริง ส่งผลให้เกิดการไหลแยกตัวจากผิวช้ากว่าความเป็นจริง

สำหรับค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลอง (ϕ) จะใช้การผสมผสานเพื่อเปลี่ยนค่าสัมประสิทธิ์ระหว่างแบบจำลอง $k-\omega$ (ϕ_1) กับแบบจำลอง $k-\varepsilon$ (ϕ_2) กำหนดโดยฟังก์ชัน

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad ; \quad \phi = \{\sigma_k, \sigma_\omega, \beta, \alpha\} \quad (3.85)$$

โดยมีค่าสัมประสิทธิ์เป็นดังนี้ $\sigma_{k1} = 0.85$, $\sigma_{\omega1} = 0.5$, $\beta_1 = 0.075$, $\alpha_1 = 5/9$, $\beta^* = 0.09$, $\sigma_{k2} = 1.0$, $\sigma_{\omega2} = 0.856$, $\beta_2 = 0.0828$, $\alpha_2 = 0.440$

3.2.6 การจำกัดขนาดค่าความหนืดปั่นป่วน

สมการที่ใช้จำกัดค่าความหนืดปั่นป่วน (eddy-viscosity limiter) หรือความเค้นเฉือนปั่นป่วนในสมการที่ 3.83 ของแบบจำลอง $k-\omega$ SST นี้ Menter (1994) พัฒนาโดยอาศัยสมมติฐานของแบรดชอว์ (Bradshaw's assumption) ที่พบว่า การไหลที่เกิดเกร็ดเฉือนความดันต้านนั้น ความเค้นเฉือนปั่นป่วนในชั้นขีดผิวของการไหลใน 2 มิติ จะแปรผันโดยตรงกับค่าพลังงานจลน์ของความปั่นป่วน (k)

$$\tau = a_1 \rho k \quad (3.86)$$

และสำหรับแบบจำลองแบบ 2 สมการส่งถ่าย สามารถประมาณค่าความเค้นเฉือนปั่นป่วนด้วยสมมติฐานของบุสสินเนสก์

$$\tau = \mu_t S \quad (3.87)$$

จากสมการ 3.86 และ 3.87 ทำให้ได้สมการจำกัดความหนืดปั่นป่วนมีค่าเป็น

$$\mu_{t,\text{lim}} = \frac{a_1 \rho k}{S} \quad (3.88)$$

ผลของการจำกัดความหนืดปั่นป่วนด้วยวิธีการนี้ พบว่า ให้ผลการคำนวณที่ดีขึ้นอย่างมากเมื่อเทียบกับแบบจำลองที่ไม่มีตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วน โดยเฉพาะการไหลที่มีการไหลแยกจากผิวหรือการไหลภายใต้เกร็ดเฉือนความดันต้าน นอกจาก Menter (1994) แล้ว มีการใช้วิธีการจำกัดความหนืดปั่นป่วนในแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ ด้วยเช่นกัน

Coakley (1983) เป็นคนแรกที่แนะนำว่า การจำลองการไหลที่เกิดคลื่นกระแทก (Shock-separated flow) ด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ จะได้ผลการคำนวณที่แม่นยำขึ้นเมื่อเพิ่มสมการจำกัดค่าความเค้นปั่นป่วนเข้าไป Thivet et al. (2001) ได้นำเสนอวิธีการจำกัดความหนืดปั่นป่วนโดยพบว่า ให้การคำนวณที่ดีขึ้นกับการไหลที่เกิดคลื่นกระแทก และยังช่วยให้แบบจำลองมีพฤติกรรมความเค้นเฉือนปั่นป่วนแบบไม่เชิงเส้น (non-linear) อ่อน ๆ อีกด้วย ซึ่งในแบบจำลอง $k-\varepsilon$ คำนวณความหนืดปั่นป่วนด้วยสมการ

$$\mu_t = \frac{\rho k^2}{\varepsilon} \min \left(C_\mu^0, \frac{\sqrt{C_\mu^0} \varepsilon}{S k} \right) \quad (3.89)$$

เมื่อ $C_\mu^0 = 0.09$

Durbin (1996) รวมทั้ง Moore and Moore (1999) ได้กล่าวถึงคุณลักษณะของแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ 2 สมการที่ไม่มีการจำกัดค่าความเค้นปั่นป่วนว่าจะผลิตค่าพลังงานจลน์ของความปั่นป่วนสูงเกินไปและไม่สมจริงในบริเวณการไหลรอบจุด Stagnation และในบริเวณการไหลที่มีค่า Strain rate สูง โดย Durbin (1996) ได้พัฒนาสมการสำหรับจำกัดค่าความหนืดปั่นป่วน ซึ่งรู้จักกันในชื่อ Durbin's realizability constraints พบว่า ให้ผลการทำนายระดับค่าพลังงานจลน์ของความปั่นป่วนสมจริงขึ้น

$$\mu_t = C_\mu \rho \bar{v}^2 \left(\min \left[\frac{k}{\varepsilon}, \frac{\alpha k}{\sqrt{6} C_\mu \bar{v}^2 S} \right] \right) \quad (3.90)$$

เมื่อ $\alpha = 1$ และ $C_\mu = 0.09$

แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ ที่นำเสนอโดย Wilcox (2008) ได้ทำการปรับปรุงแบบจำลอง Standard $k-\omega$ ใหม่ในหลายส่วนด้วยกัน หนึ่งในนั้นคือ การเพิ่มการจำกัดค่าความหนืดปั่นป่วนเข้าไปในแบบจำลอง ซึ่งพบว่า ช่วยให้ผลการทำนายที่ดีกว่าแบบจำลองเดิม

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\max \left(\omega, C_{\text{lim}} \sqrt{\frac{2S_{ij}S_{ij}}{\beta^*}} \right)} \quad (3.91)$$

เมื่อ $C_{\text{lim}} = 7/8, \beta^* = 0.09$

จะเห็นว่า สมการการจำกัดค่าความหนืดปั่นป่วนที่นำเสนอโดยนักวิจัยต่าง ๆ ในสมการ 3.89 ถึง 3.91 แม้อาจมีที่มาต่างกัน แต่จะมีรูปสมการที่คล้ายกัน และสามารถจัดให้อยู่ในรูปเดียวกันตามสมการที่ 3.88 (นั่นคือ $\mu_{t,\text{lim}} = a_1 \rho k / S$) ได้ โดยจะมีค่าคงที่ a_1 ที่ต่างกันไป

3.2.7 แบบจำลอง $k - \omega$ SST ที่ปรับปรุงด้วยฟังก์ชันหน่วง (แบบจำลอง SST+)

ชโลธร และ ทวิช (2552) ได้ทำการปรับลดค่าความหนืดปั่นป่วนของแบบจำลอง $k - \omega$ SST โดยเพิ่มฟังก์ชันการหน่วง (f_{SST}) เข้าไปกับสมการค่าความหนืดปั่นป่วน ดังนี้

$$\mu_t = f_{SST} \min \left[\frac{\rho k}{\omega}, \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (3.92)$$

โดยทำการหน่วงหรือลดค่าความหนืดปั่นป่วนเฉพาะในบริเวณชั้น Buffer layer ขึ้นไป โดยอาจคาบเกี่ยวกับช่วงเริ่มต้นของชั้น Log law ได้บ้าง เมื่อทดสอบกำหนดให้ f_{SST} เป็นค่าคงที่ค่าหนึ่งทีคูณเข้ากับค่าความหนืดปั่นป่วน ทดลองปรับค่าจนได้ค่าที่ทำให้ผลเฉลยสอดคล้องกับการทดลอง พบว่า

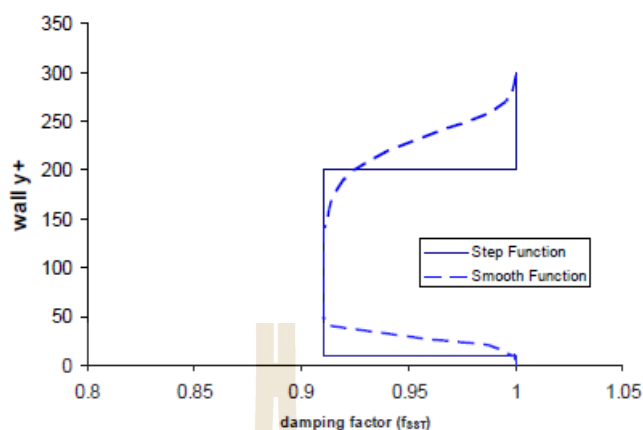
$$0.9 \leq f_{SST} \leq 0.91 \quad \text{สำหรับ } a \leq y^+ \leq b \quad (3.93)$$

$$f_{SST} = 1 \quad \text{สำหรับ } y^+ < a, y^+ > b \quad (3.94)$$

เมื่อ a และ b เป็นค่าคงที่สำหรับระบุช่วงของ y^+ โดย $5 \leq a \leq 30$ และ $150 \leq b \leq 200$ จากนั้นทำการปรับปรุงให้ f_{SST} เป็นฟังก์ชันที่มีความต่อเนื่องที่สอดคล้องกับ Step function ของค่าคงที่เดิม สุดท้ายได้สมการฟังก์ชันหน่วงเป็นดังนี้

$$f_{SST} = 0.1 + \{1 - 0.1 \tanh[(0.03y^+)^4]\} \{0.9 + 0.1 \tanh[(0.005y^+)^8]\} \quad (3.95)$$

ในรูปที่ 3.7 แสดงลักษณะของฟังก์ชันต่อเนื่องของการหน่วง (f_{SST}) จะเห็นว่า ในช่วงชั้น Buffer layer ที่มีค่า $5 \leq y^+ \leq 200$ ค่าฟังก์ชัน f_{SST} จะมีค่าเข้าใกล้และเท่ากับ 0.91 ส่วนนอกช่วงชั้น Buffer layer ค่าฟังก์ชัน f_{SST} จะมีค่าเข้าใกล้และเท่ากับ 1 นั่นคือ กลับสู่สมการคำนวณค่าความหนืดปั่นป่วนปกติของแบบจำลอง $k - \omega$ SST



รูปที่ 3.7 ฟังก์ชันการหน่วงที่ผนังของแบบจำลอง SST+ (ชโลธร และ ทวิช, 2552)

3.2.8 แบบจำลอง Transition $\gamma - \text{Re}_\theta$

สำหรับการไหลผ่านแพนอากาศในบางกรณี เช่น การไหลที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำ หรือกับการไหลผ่านแพนอากาศช่วงที่ทำมุมปะทะต่ำ มักจะเกิดการไหลเปลี่ยนผ่าน (transition) เกิดขึ้นด้วย โดยกระแสน้ำจะปะทะกับบริเวณหัวของแพนอากาศก่อให้เกิดจุดความเร็วหยุดนิ่ง (stagnation point) แล้วค่อย ๆ พัฒนาการไหลจากการไหลราบเรียบ (Laminar flow) ไปสู่ช่วงเปลี่ยนผ่านแล้วเปลี่ยนไปสู่การไหลปั่นป่วนสมบูรณ์ การคำนวณด้วยแบบจำลองชนิดความปั่นป่วนสมบูรณ์จะไม่สามารถจำลองพฤติกรรมนี้ได้ ทำให้คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้ต่ำกว่าความเป็นจริงและคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านได้สูงกว่าความเป็นจริง

แบบจำลอง Transition $\gamma - \text{Re}_\theta$ (Langtry and Menter, 2009) ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อใช้เป็นแบบจำลองการเปลี่ยนผ่านที่ใช้งานได้กับวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณสมัยใหม่ สามารถใช้งานได้ทั้งกริดแบบโครงสร้าง (Structured grids) และกริดแบบไร้โครงสร้าง (Unstructured grids) และใช้งานได้กับการคำนวณแบบขนาน (Parallel) แบบจำลองนี้จึงถูกพัฒนาบนหลักการตัวแปรเฉพาะที่ทำให้สามารถนำไปประยุกต์ใช้ในการทำนายการเปลี่ยนผ่านที่เกิดขึ้นบนรูปทรง 3 มิติที่ซับซ้อนได้อย่างสะดวก อาทิเช่น การไหลผ่านลำตัวอากาศยาน การไหลผ่านใบจักรกังหัน เป็นต้น

แบบจำลอง $\gamma - \text{Re}_\theta$ เป็นแบบจำลองการไหลเปลี่ยนผ่านแบบ 2 สมการส่งถ่าย สมการแรกเป็นสมการส่งถ่าย Intermittency (γ) สร้างขึ้นเพื่อใช้ตรวจจับกระบวนการของความเปลี่ยนผ่านที่เกิดขึ้น โดยค่า γ มีค่าระหว่าง 0 ถึง 1 ซึ่งหากการไหลเป็นแบบราบเรียบสมบูรณ์ค่า γ เท่ากับ 0 หากการไหลเป็นแบบปั่นป่วนสมบูรณ์ค่า γ เท่ากับ 1 สำหรับกรณีการไหลแบบเปลี่ยนผ่านค่า γ จะอยู่ระหว่าง 0 ถึง 1 สมการที่สองเป็นสมการส่งถ่าย Local onset momentum thickness

Reynolds number (\tilde{Re}_θ) สร้างขึ้นเพื่อใช้ค้นหาตำแหน่งจุดเริ่มเกิดความเปลี่ยนแปลง โดยตัวแปร \tilde{Re}_θ นี้มีคุณสมบัติแบบเฉพาะที่ สำหรับสมการส่งถ่ายของ γ และ \tilde{Re}_θ เป็นดังนี้

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \gamma) = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma}) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right) \quad (3.96)$$

$$\frac{\partial(\rho \tilde{Re}_\theta)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \tilde{Re}_\theta) = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_\theta}{\partial x_j} \right) \quad (3.97)$$

เมื่อ

$$P_\gamma = F_{length} c_{a1} \rho S [\gamma F_{onset}]^{0.5} (1 - c_{e1} \gamma), \quad E_\gamma = c_{a2} \rho \Omega \gamma F_{urb} (c_{e2} \gamma - 1),$$

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (\text{Re}_{\theta t} - \tilde{Re}_{\theta t}) (1.0 - F_{\theta t}),$$

แบบจำลอง Transition $\gamma - \text{Re}_\theta$ ถูกประยุกต์เข้ากับแบบจำลองความปั่นป่วน $k - \omega$ SST ของ Menter et al. (2003) ด้วยการปรับปรุงในส่วนของพจน์การผลิต P_k และพจน์การสลายตัว D_k ในสมการพลังงานจลน์ความปั่นป่วนด้วยฟังก์ชันของ Intermittency (γ) ดังนี้

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.98)$$

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad (3.99)$$

$$\tilde{D}_k = \min[\max(\gamma_{eff}, 0.1), 1.0] \beta^* p k \omega \quad (3.100)$$

สำหรับสัมประสิทธิ์ค่าคงที่และตัวแปรต่าง ๆ รวมทั้งสมการทั้งหมดของแบบจำลอง Transition $\gamma - \text{Re}_\theta$ สามารถดูรายละเอียดได้ใน Langtry and Menter (2009)

บทที่ 4

การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน

เนื้อหาในบทนี้นำเสนอการคำนวณ CFD ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ ในการทำนายการไหลผ่านแพนอากาศใน 2 มิติ แบบสถิต และใบพัดกังหันลมใน 3 มิติ ที่กำลังหมุน เพื่อสอบเทียบหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่มีความแม่นยำสอดคล้องกับข้อมูลการทดลอง พร้อมด้วยการนำเสนออิทธิพลของการจำกัดความหนืดปั่นป่วนซึ่งมีผลกระทบอย่างมากต่อผลลัพธ์ที่ได้

4.1 การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับแพนอากาศ 2 มิติ

การคำนวณ CFD ด้วยวิธี Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) เป็นวิธีการหนึ่งที่ได้รับคามนิยมนิยมกับการแก้ปัญหาด้านอากาศพลศาสตร์ เนื่องจากเป็นวิธีที่สามารถให้ผลเฉลยได้รวดเร็วในขณะที่มีความแม่นยำที่ดีพอสมควร โดยแบบจำลอง $k-\omega$ SST ถือเป็นแบบจำลองความปั่นป่วนที่ได้รับความนิยมนำมาใช้กันอย่างกว้างขวาง เพราะให้ผลลัพธ์ที่แม่นยำกว่าแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ 2 สมการทั่วไป การที่แบบจำลอง $k-\omega$ SST สามารถทำนายการไหลที่มีการไหลแยกตัวจากผิวและการไหลภายใต้เกรเดียนต์ความดันด้านได้ดี เนื่องจากแบบจำลองนี้ได้ใช้วิธีการจำกัดค่าความหนืดปั่นป่วน (Eddy-viscosity limiter หรือ Stress limiter) เพื่อไม่ให้แบบจำลองผลิตระดับค่าความเค้นปั่นป่วนที่สูงเกินไป (ดูหัวข้อที่ 3.2 ของบทที่ 3) อย่างไรก็ตาม แม้จะให้ผลการคำนวณที่ดีในระดับหนึ่ง แต่ยังคงพบว่า แบบจำลอง $k-\omega$ SST มักจะให้การไหลแยกช้าเกินไป ส่งผลให้ในการจำลองการไหลผ่านแพนอากาศ 2 มิติ มักจะทำนายแรงยกที่สูงเกินจริงและเกิดการป้อ (Stall) ช้าเกินจริง ดังนั้น ในงานวิจัยนี้จึงได้ทำการทดสอบปรับปรุงแบบจำลอง $k-\omega$ SST ด้วยการปรับปรุงที่ตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วน

ในหัวข้อนี้เป็นการสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับการไหลผ่านแพนอากาศ 2 มิติ แบบสถิต โดยทำการศึกษาความสามารถของแบบจำลอง $k-\omega$ SST และแบบจำลอง Transition $\gamma-\text{Re}_\theta$ เมื่อมีการปรับขนาดการจำกัดความหนืดปั่นป่วน (สมการที่ 3.83 และ 3.88) โดยทำการปรับขนาดค่าคงที่ a_1 จากค่ากำหนดมาตรฐานเดิมของแบบจำลอง ($a_1 = 0.31$) ให้มีค่าเป็น $a_1 = 0.30$, 0.29 , และ 0.28 รวมทั้งเปรียบเทียบกับผลการคำนวณที่ไม่มีการจำกัดความหนืดปั่นป่วน (นั่นคือ ใช้สมการ $\mu_t = \rho k / \omega$) เพื่อความกระชับของชื่อ บ้างครั้งเรียกแบบจำลอง $k-\omega$ SST ว่า SST และเรียกแบบจำลอง Transition $\gamma-\text{Re}_\theta$ ว่า Transition SST หรือ Tran SST

ข้อมูลการทดลองแพนอากาศ 2 มิติ ในอุโมงค์ลมที่ใช้สอบเทียบผลลัพธ์กับการคำนวณ CFD คือ แพนอากาศ NACA 63-215 ทดลองที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 1.1×10^6 (Bertagnolio et al., 2001) แพนอากาศรุ่น S814 ทดลองที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 1×10^6 (Janiszewska et al., 1996) และแพนอากาศรุ่น S809 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 1×10^6 ทดลองในอุโมงค์ลมของ Ohio State University (OSU) (Reuss Ramsay et al., 1995) และในอุโมงค์ลม Delft University of Technology (DUT) (Somers, 1997) ซึ่งแพนอากาศที่นำมาศึกษานี้เป็นแพนอากาศที่นิยมนำมาใช้เป็นหน้าตัดใบพัดกังหันลม

สำหรับโดเมนกริดการคำนวณแพนอากาศ 2 มิติ สร้างเป็นแบบครึ่งวงรี ดังแสดงในรูปที่ 4.1 โดยขอบโดเมนมีระยะห่างจากตัวแพนอากาศประมาณ 30 เท่าของความยาวคอร์ดแพนอากาศ ซึ่งการกำหนดขนาดโดเมนให้มีขอบทางเข้าและทางออกที่มีระยะห่างจากตัวแพนอากาศค่อนข้างมากนี้เพื่อให้แน่ใจว่าผลของเงื่อนไขขอบจะไม่ส่งผลกระทบต่อผลการไหล กริดทั้งหมดเป็นกริดทรงสี่เหลี่ยมจากและมีจำนวนเอลิเมนต์ทั้งหมดประมาณ 64,458 เอลิเมนต์ ซึ่งจากการทดสอบความเป็นอิสระของจำนวนกริดพบว่า เพียงพอต่อการให้ผลการคำนวณที่ไม่เปลี่ยนแปลงมากนักแม้เพิ่มจำนวนเอลิเมนต์มากกว่านี้ก็ตาม การสร้างกริดรอบผิวแพนอากาศมีจำนวนจุดต่อ (node) 240 จุดต่อ โดยสร้างให้หนาแน่นมากในบริเวณใกล้พื้นผิวและบริเวณหัวแพนอากาศ ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงของกระแสการไหลค่อนข้างสูง กริดจุดแรกสูงจากผนังแพนอากาศถูกสร้างให้มีค่า $y^+ < 2$ เพื่อให้อยู่ในชั้น Laminar sub-layer มีอัตราขยายกริดในทิศตั้งฉากกับผิวเป็น 1.2 สำหรับเงื่อนไขขอบเขตที่ขอบด้านทางเข้ากำหนดให้เป็นความเร็วลมเข้า (Velocity inlet) ขอบด้านทางออกเป็นความดันออก (Pressure outlet) และผิวแพนอากาศกำหนดให้เป็นผนังที่ไม่มี การลื่นไถล (no-slip wall) การไหลผ่านแพนอากาศ สภาวะของการไหลถูกพิจารณาให้เป็นแบบอัดตัวไม่ได้ ความหนาแน่นและความหนืดของของไหลถูกกำหนดให้มีค่าคงที่ $\rho = 1.23 \text{ kg} / \text{m}^3$ และ $\mu = 1.78 \times 10^{-5} \text{ kg} / \text{ms}$ ตามลำดับ การคำนวณ CFD ใช้โปรแกรมสำเร็จรูป Ansys Fluent ที่ใช้ระเบียบวิธีปริมาตรจำกัด ใช้กรรมวิธีหาผลเฉลยแบบ SIMPLE algorithm สมการโมเมนตัมและสมการแบบจำลองความปั่นป่วนประมาณค่าด้วยวิธี QUICK สมการที่เกี่ยวข้องทั้งหมดกำหนดให้การลู่เข้าที่ค่า residual เท่ากับ 10^{-6}

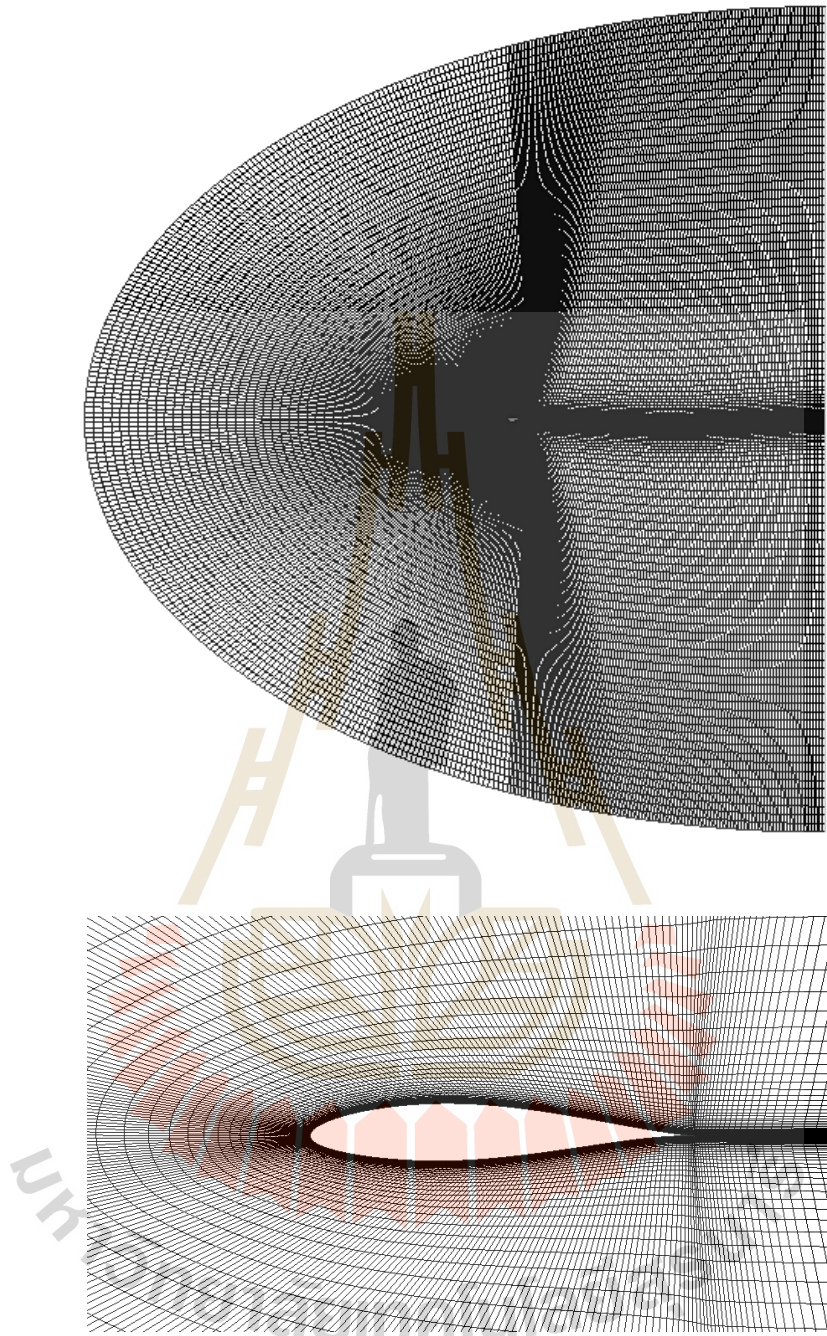
4.1.1 การสอบเทียบแบบจำลอง $k - \omega$ SST กับแพนอากาศ 2 มิติ

ผลการสอบเทียบแบบจำลอง $k - \omega$ SST กับแพนอากาศ แสดงในรูปที่ 4.2-4.4 เปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient) และแรงต้าน (Drag coefficient) ในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศทั้ง 3 รุ่น ซึ่งคำนวณด้วยแบบจำลอง $k - \omega$ SST ที่ใช้ค่าคงที่ a_1 ต่าง ๆ โดยในที่นี้ แบบจำลอง $k - \omega$ SST ที่ใช้ค่าคงที่ $a_1 = 0.31, 0.30, 0.29, 0.28$ แสดงด้วยชื่อ SST, a1=0.31 ; SST, a1=0.30 ; SST, a1=0.29 ; SST, a1=0.28 ตามลำดับ และการไม่ใช้ตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วน (ไม่ใช่ $\mu_{r,lim}$) แสดงด้วยชื่อ SST, none

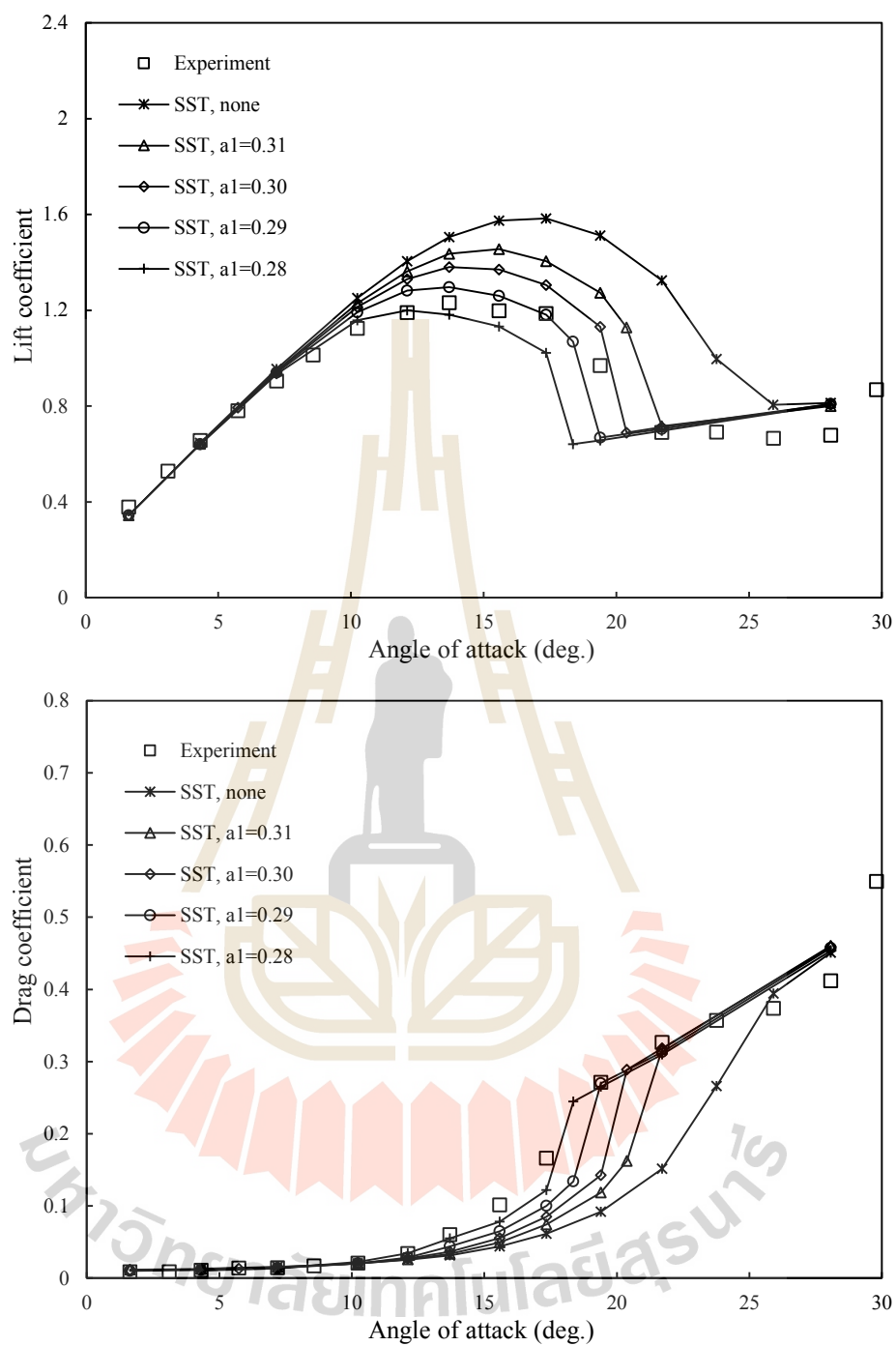
ผลการคำนวณ CFD ของแพนอากาศทั้ง 3 รุ่น ในรูปที่ 4.2-4.4 จะเห็นได้ชัดว่าแบบจำลองที่ไม่มีตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วน (SST, none) ทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงเกินจริงและแรงต้านที่ต่ำเกินจริงในทุกแพนอากาศ ในขณะที่แบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่มีการจำกัดความหนืดปั่นป่วนด้วย Shear Stress Limiter นั้น พบว่า ให้ผลการคำนวณที่ดีกว่า แต่อย่างไรก็ตามแบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ใช้ค่า $a_1 = 0.31$ ซึ่งเป็นค่ากำหนดมาตรฐานเดิมของแบบจำลอง (SST, $a_1 = 0.31$) ยังคงทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงเกินไปและแรงต้านที่ต่ำเกินไป รวมทั้งมีมุมปะทะที่เกิดการ Stall เต็มตัว (Fully stall) ที่สูงไปเมื่อเทียบกับข้อมูลการทดลอง เมื่อทำการปรับลดค่า a_1 ลงเป็น SST, $a_1=0.30$ และ SST, $a_1=0.29$ พบว่า ให้ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านได้ใกล้เคียงสอดคล้องกับการทดลองมากขึ้น อย่างไรก็ตาม การลดค่า a_1 ต่ำลงมากเกินไป ดังกรณี SST, $a_1=0.28$ พบว่า ให้ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าการทดลอง

สังเกตว่า ค่า a_1 ที่เปลี่ยนแปลงไปส่งผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ได้ โดยลักษณะกราฟแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ เมื่อแบบจำลองลดค่า a_1 ลง ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะลดลงเล็กน้อยในช่วงแรกที่ยังคงค่าอยู่และอยู่ในช่วง Linear lift (ช่วงที่แรงยกแปรผันเชิงเส้นกับมุมปะทะ) ความแตกต่างจะเริ่มมากขึ้นเมื่อมุมปะทะสูงขึ้นเลยช่วง Linear lift ไปจนกระทั่งถึงมุมปะทะการ Stall เต็มตัว ซึ่งเมื่อลดค่า a_1 ลง ค่าแรงยกจะลดลงแต่ค่าแรงต้านจะเพิ่มขึ้น นอกจากนี้ยังส่งผลทำให้ตำแหน่งมุมปะทะที่เกิดการ Stall เต็มตัวเกิดเร็วขึ้นอีกด้วย ส่วนที่มุมปะทะสูงหลังเกิดการ Stall เต็มตัวไปแล้ว ซึ่งจะเกิดการไหลแยกจากผิวปีกคลุมทั่วผิวด้านดูด (Suction side) ของแพนอากาศตั้งแต่หัวแพน จะพบว่า การคำนวณในแต่ละค่า a_1 มีแนวโน้มได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ไม่แตกต่างกันมากนัก

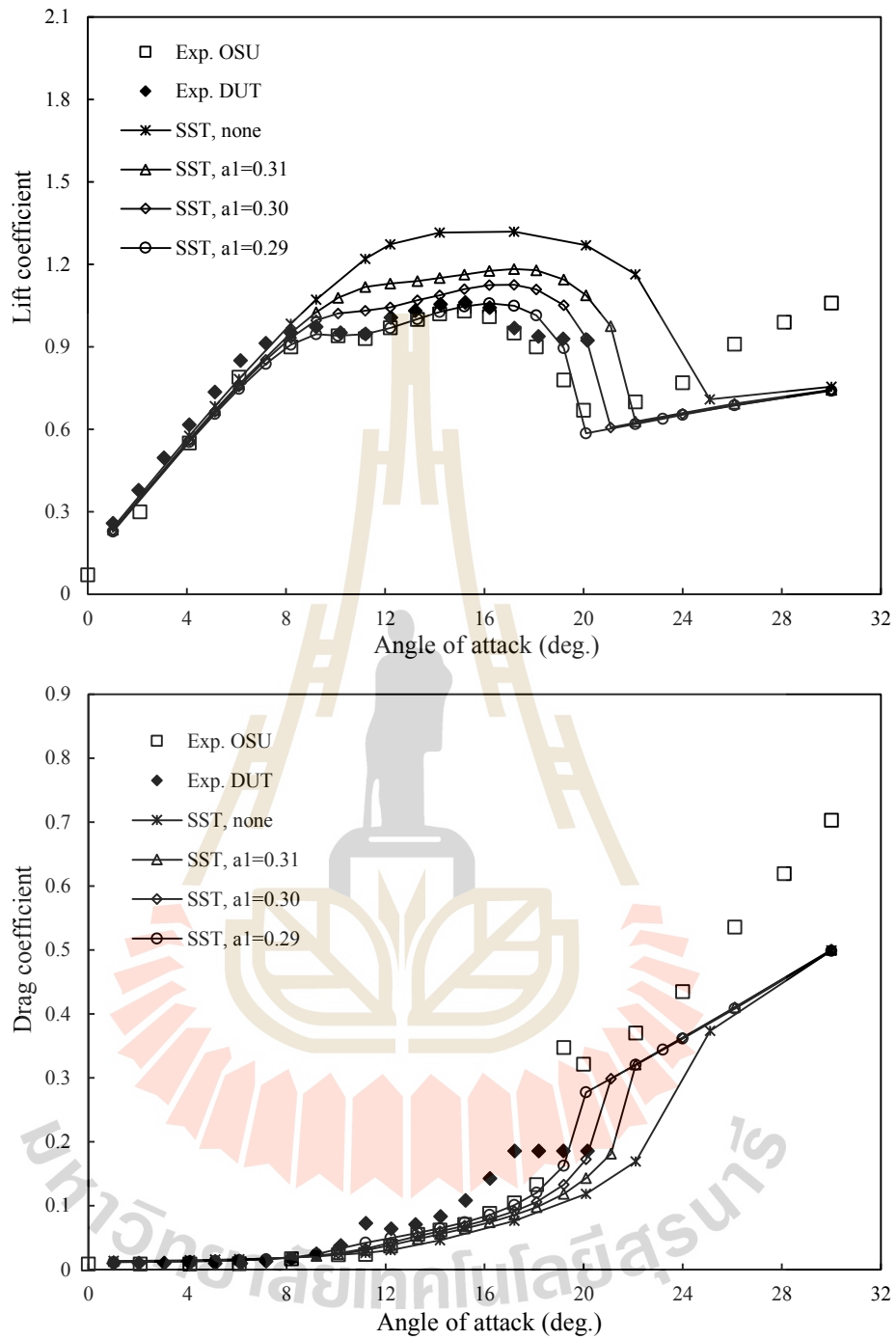
ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST นี้จะเห็นได้ว่า อิทธิพลของตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วนมีผลกระทบต่อผลการคำนวณที่ได้ การปรับลดขนาดค่าสัมประสิทธิ์ a_1 ลงจากค่ากำหนดมาตรฐานเดิมของแบบจำลอง (SST, $a_1 = 0.31$) ให้อยู่มีค่าที่เหมาะสม สามารถช่วยให้ได้ผลลัพธ์ที่สอดคล้องใกล้เคียงกับข้อมูลการทดลองได้เป็นอย่างดี โดยค่า a_1 ที่เหมาะสมของแพนอากาศแต่ละรุ่นอาจมีความแตกต่างกันไปบ้าง แต่โดยภาพรวมแล้วสำหรับแพนอากาศทั้ง 3 รุ่นที่ได้ทดสอบนี้ การใช้ค่า a_1 อยู่ในช่วง 0.29–0.30 ถือว่าให้ผลการคำนวณที่ดีกว่าค่าเดิม $a_1 = 0.31$



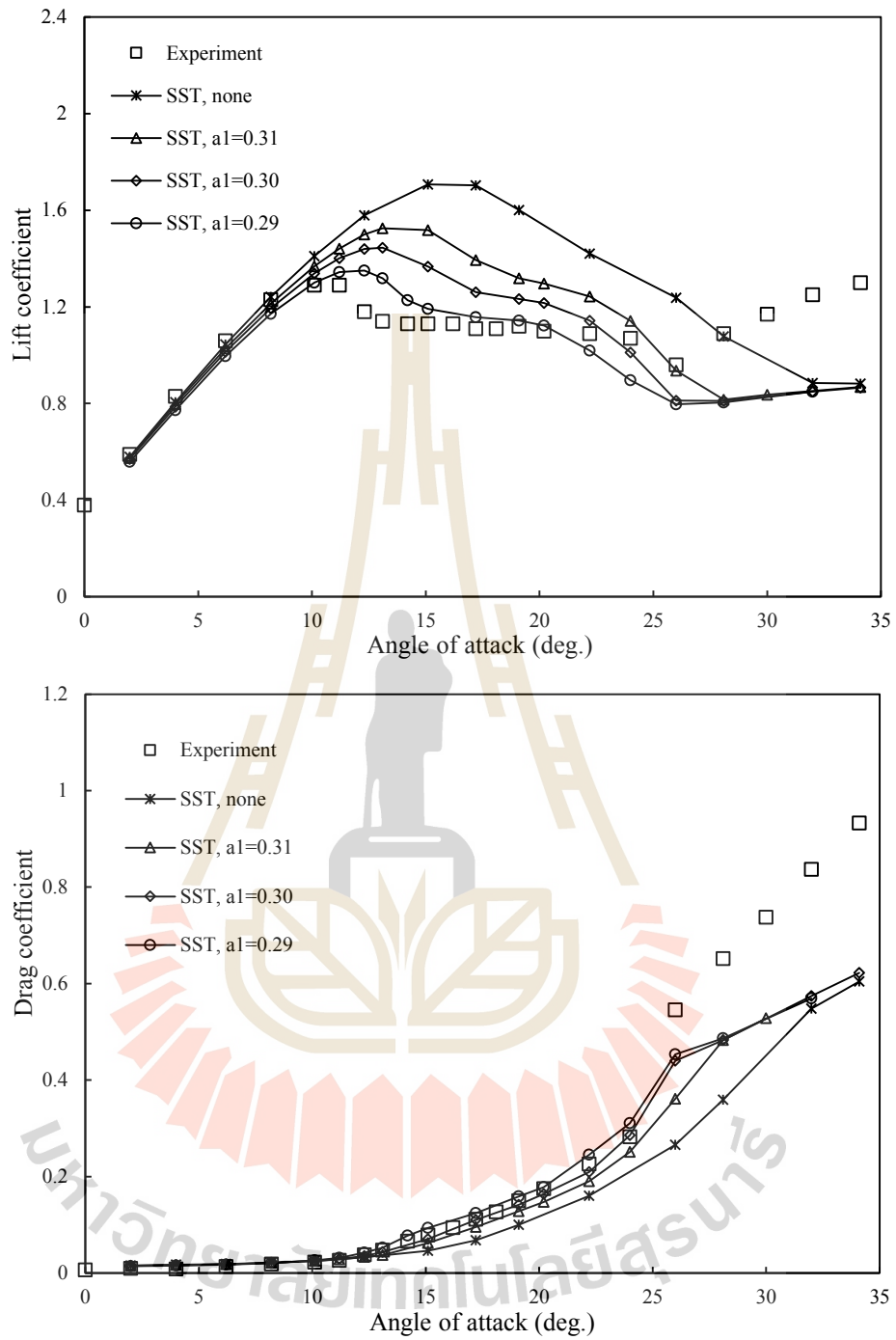
รูปที่ 4.1 โดเมนการคำนวณและกริดรอบแพนอากาศ 2 มิติ



รูปที่ 4.2 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 คำนวณด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST



รูปที่ 4.3 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S809 จำนวนด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST

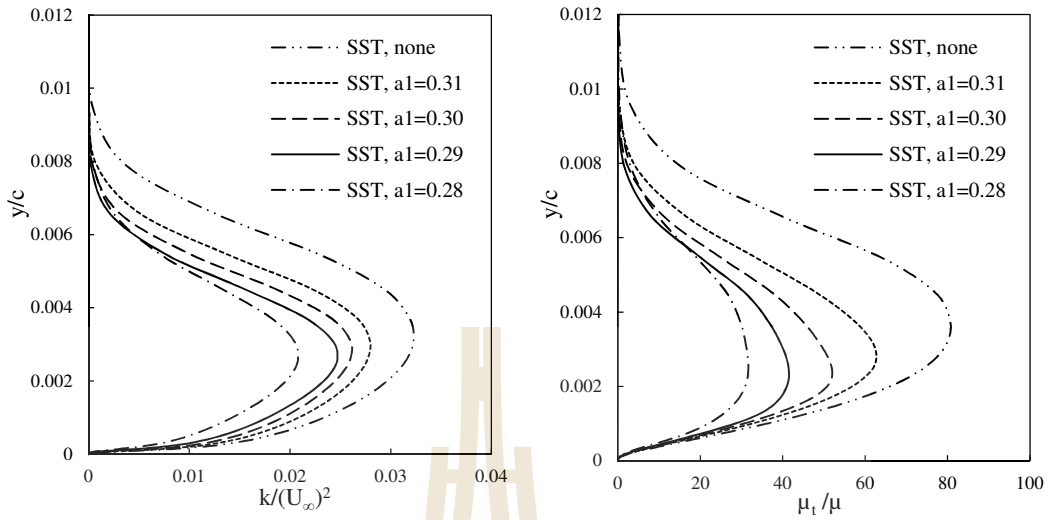


รูปที่ 4.4 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S814 คำนวณด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST

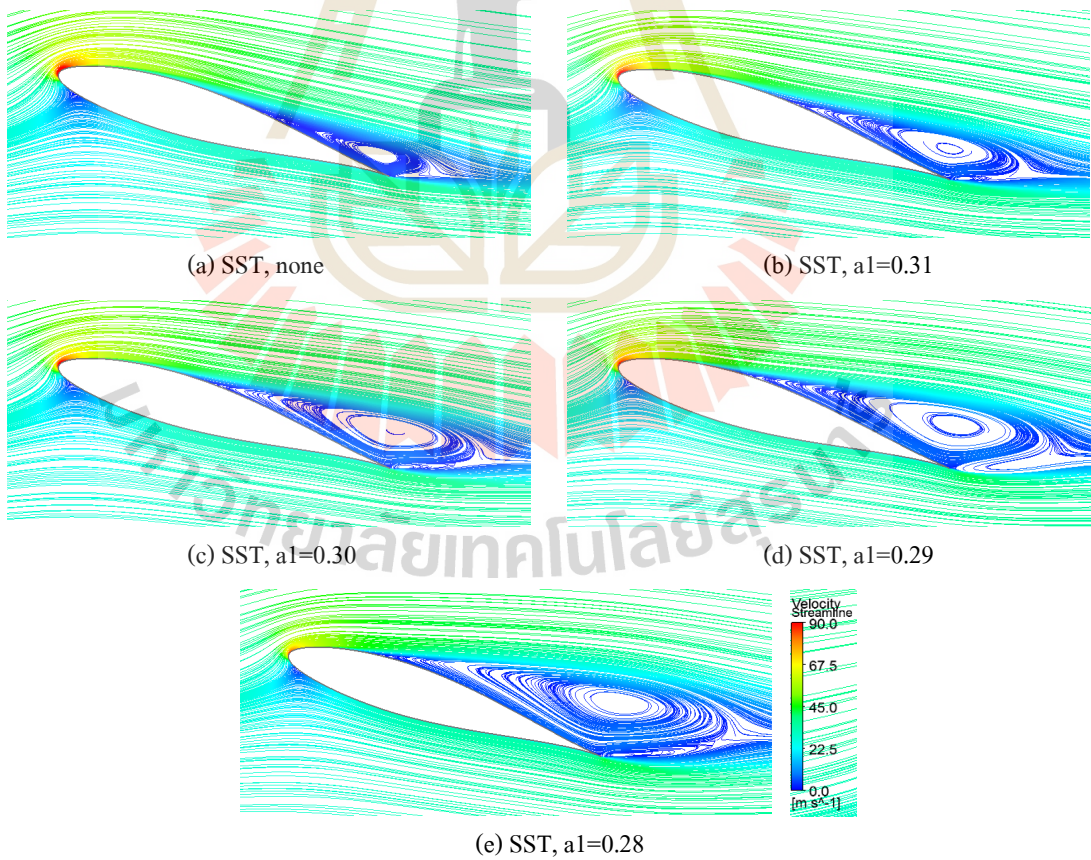
การลดระดับค่าการจำกัดความหนืดปั่นป่วนด้วยการปรับลดค่าคงที่ α_1 เสมือนเป็นการลดค่าขีดจำกัดบน (upper limit) ของการคำนวณค่าความหนืดปั่นป่วน (μ_t) ส่งผลให้แบบจำลองผลิตพลังงานจลน์ความปั่นป่วน (k) และความหนืดปั่นป่วนในระดับที่ต่ำลง ดังแสดงในรูปที่ 4.5 เปรียบเทียบค่าพลังงานจลน์ความปั่นป่วนและอัตราส่วนความหนืดปั่นป่วนของการไหลที่คำนวณด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST ของแพนอากาศ NACA 63-215 ที่ระยะ 15% ของความยาวคอर्ड ($x/c = 0.15$) แพนอากาศทำมุมปะทะ 17.35 องศา จะพบว่า ระดับค่าพลังงานจลน์ความปั่นป่วนและอัตราส่วนความหนืดปั่นป่วนในชั้นซิดผิวมีค่าที่ต่ำกว่าการไม่ใช้ตัวจำกัดระดับความหนืดปั่นป่วน (SST, none) และมีค่าลดลงเมื่อค่า α_1 ลดลง

แบบจำลองที่ไม่มีตัวจำกัดระดับความหนืดปั่นป่วนจะทำนายค่าแรงยกของแพนอากาศได้สูงเกินจริงที่มุมปะทะสูง เนื่องจากแบบจำลองจะผลิตค่าพลังงานจลน์ความปั่นป่วน (Production ของ k) ออกมาสูง จึงทำให้การไหลเกิดโมเมนตัมของความปั่นป่วนสูงสามารถทะลวงผ่านเกรเดียนต์ความดันด้านได้มาก ส่งผลให้การไหลแยกตัวจากผิวเกิดช้า ดังรูปที่ 4.6 แสดงเส้น Streamline การไหลรอบแพนอากาศ NACA 63-215 ที่มุมปะทะ 17.35 องศา จะพบว่า การคำนวณด้วย SST, none เกิดการไหลแยกตัวจากผิวช้า ส่งผลให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงเกินไปและแรงดันที่ต่ำเกินไปเมื่อเทียบกับการทดลอง แต่เมื่อแบบจำลองใช้วิธีการจำกัดระดับความหนืดปั่นป่วนด้วย Shear Stress limiter ($\mu_{t,lim}$) ส่งผลให้ระดับความหนืดปั่นป่วนมีค่าลดลง การผลิตพลังงานจลน์ความปั่นป่วนลดลง โมเมนตัมของการไหลจะลดลง ส่งผลให้แบบจำลองให้การไหลแยกจากผิวได้เร็วขึ้น (เกิดการไหลแยกตัวที่มุมปะทะต่ำกว่า) ดังรูปที่ 4.6(b)-(e) สังเกตว่า การลดค่า α_1 ลง ความเร็วของการไหลบริเวณหัวแพนจะลดลง ตำแหน่งการไหลแยกจะก้ำกึ่งมาทางด้านหัวแพนมากขึ้น และเกิดพื้นที่การไหลแยกตัวมากขึ้น ซึ่งการใช้ค่า α_1 ที่ต่ำเกินไป ดังเช่นกรณี SST, $\alpha_1=0.28$ จะได้การไหลแยกตัวที่มากเกินไป (เนื่องจากพลังงานจลน์ความปั่นป่วนลดลงมากเกินไป) ส่งผลทำให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าการทดลอง

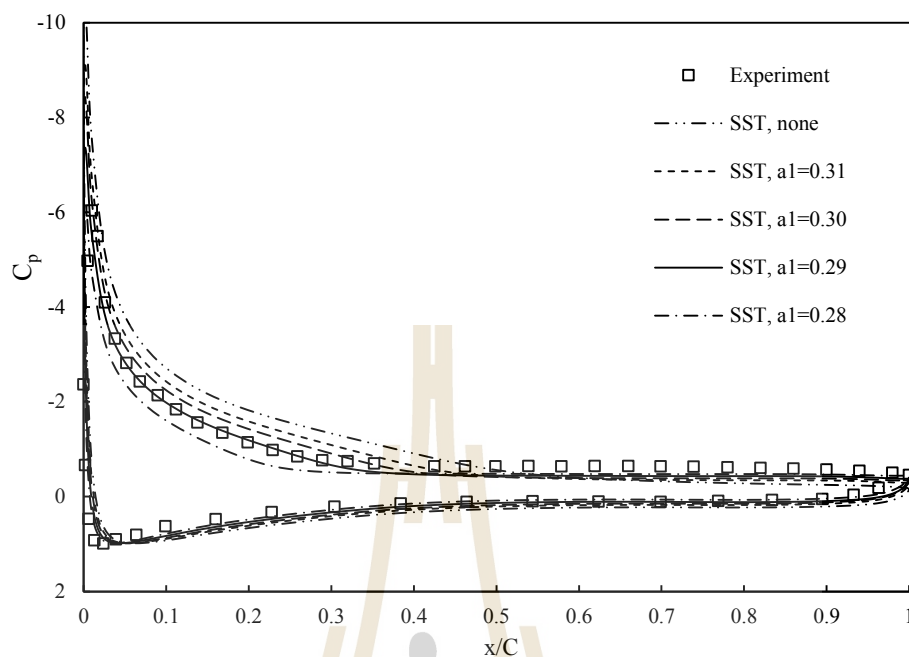
เมื่อพิจารณาการกระจายสัมประสิทธิ์ความดัน (Pressure distribution) รอบแพนอากาศ NACA 63-215 ที่มุมปะทะ 17.35 องศา ในรูปที่ 4.7 จะพบว่า การลดค่า α_1 ลง ทำให้ขนาดของ suction peak และความดันที่ผิวด้านดูดของแพนอากาศลดลง โดยการกระจายความดันรอบแพนอากาศของการคำนวณด้วย SST, $\alpha_1=0.29$ มีค่าใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี และมีตำแหน่งการไหลแยกจากผิวที่ใกล้เคียงกับการทดลอง (ตำแหน่งที่กราฟความดันเริ่มคงที่ราบขนานแกนนอน) ซึ่งเมื่อย้อนพิจารณารูปที่ 4.2 ที่มุมปะทะ 17.35 องศา การคำนวณด้วย SST, $\alpha_1=0.29$ ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงดันที่ใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี ส่วนในรูปที่ 4.8 เป็นการสอบเทียบการกระจายความดันของแพนอากาศ S809 ที่มุมปะทะ 15.2 องศา ซึ่งแบบจำลอง SST, $\alpha_1=0.30$ และ SST, $\alpha_1=0.29$ มีขนาด suction peak และค่าความดันดูดที่ใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี



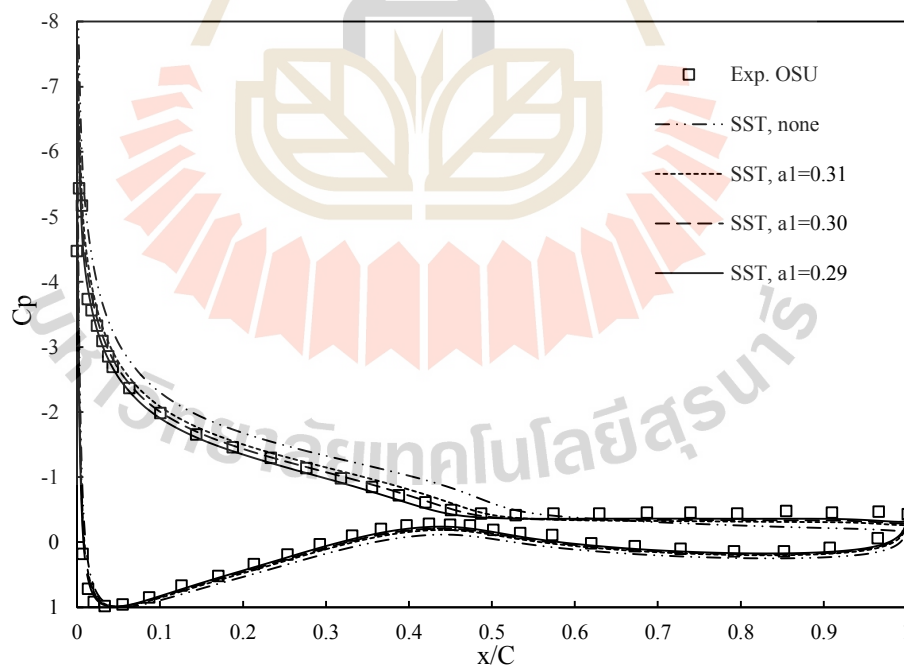
รูปที่ 4.5 เปรียบเทียบค่าพลังงานจลน์ความปั่นป่วนและอัตราส่วนความหนืดปั่นป่วนที่ผิวด้าน
 จุดที่ระยะ $x/c = 0.15$ ที่มุมปะทะ 17.35 องศา ของเพนอากาศ NACA 63-215



รูปที่ 4.6 เส้น Streamlines การไหลผ่านเพนอากาศ NACA 63-215 ที่มุมปะทะ 17.35 องศา



รูปที่ 4.7 เปรียบเทียบการกระจายความดันของแพนอากาศ NACA 63-215 ที่มุมปะทะ 17.35 องศา



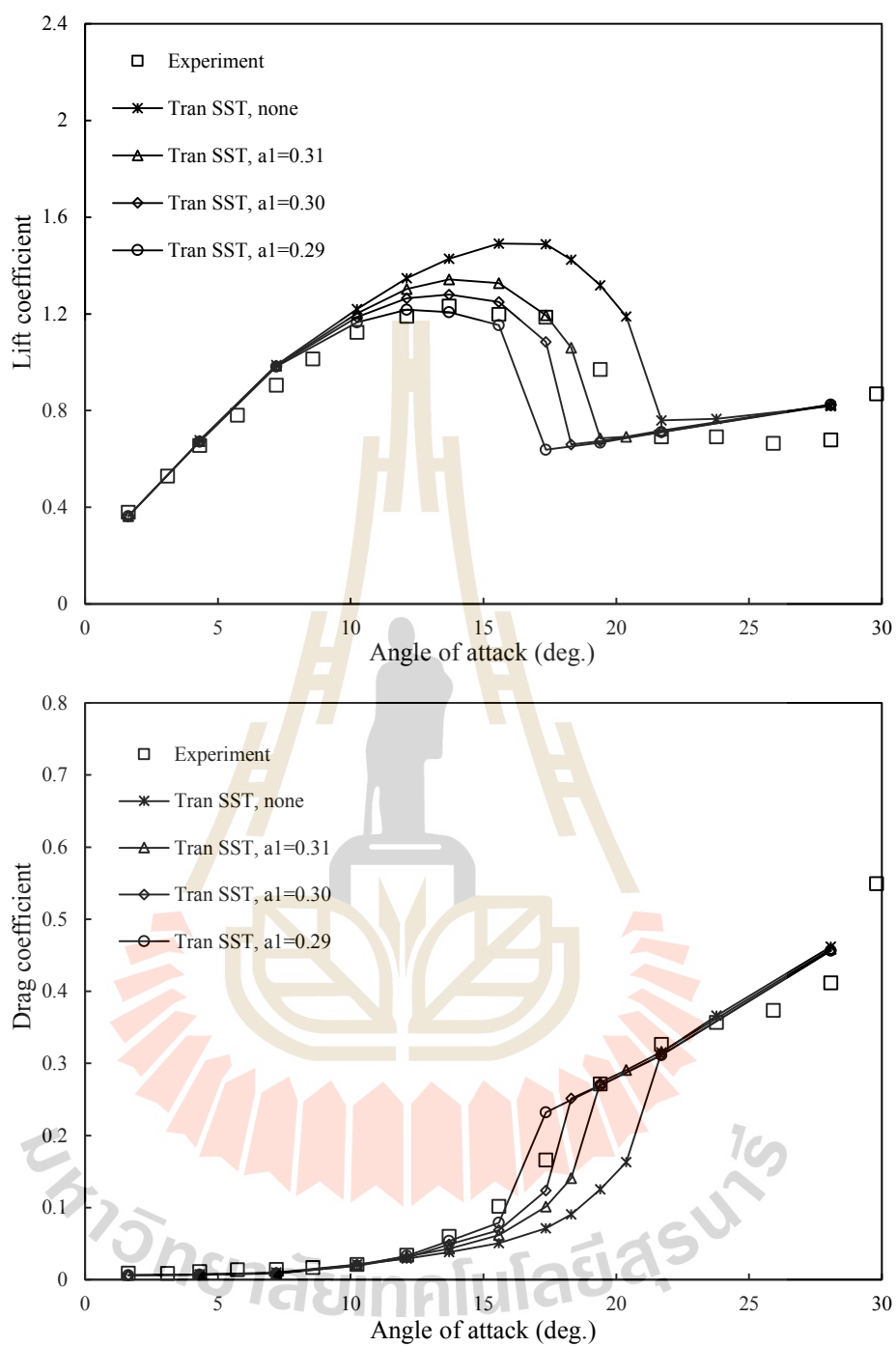
รูปที่ 4.8 เปรียบเทียบการกระจายความดันของแพนอากาศ S809 ที่มุมปะทะ 15.2 องศา

4.1.2 การสอบเทียบแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ กับแผนอากาศ 2 มิติ

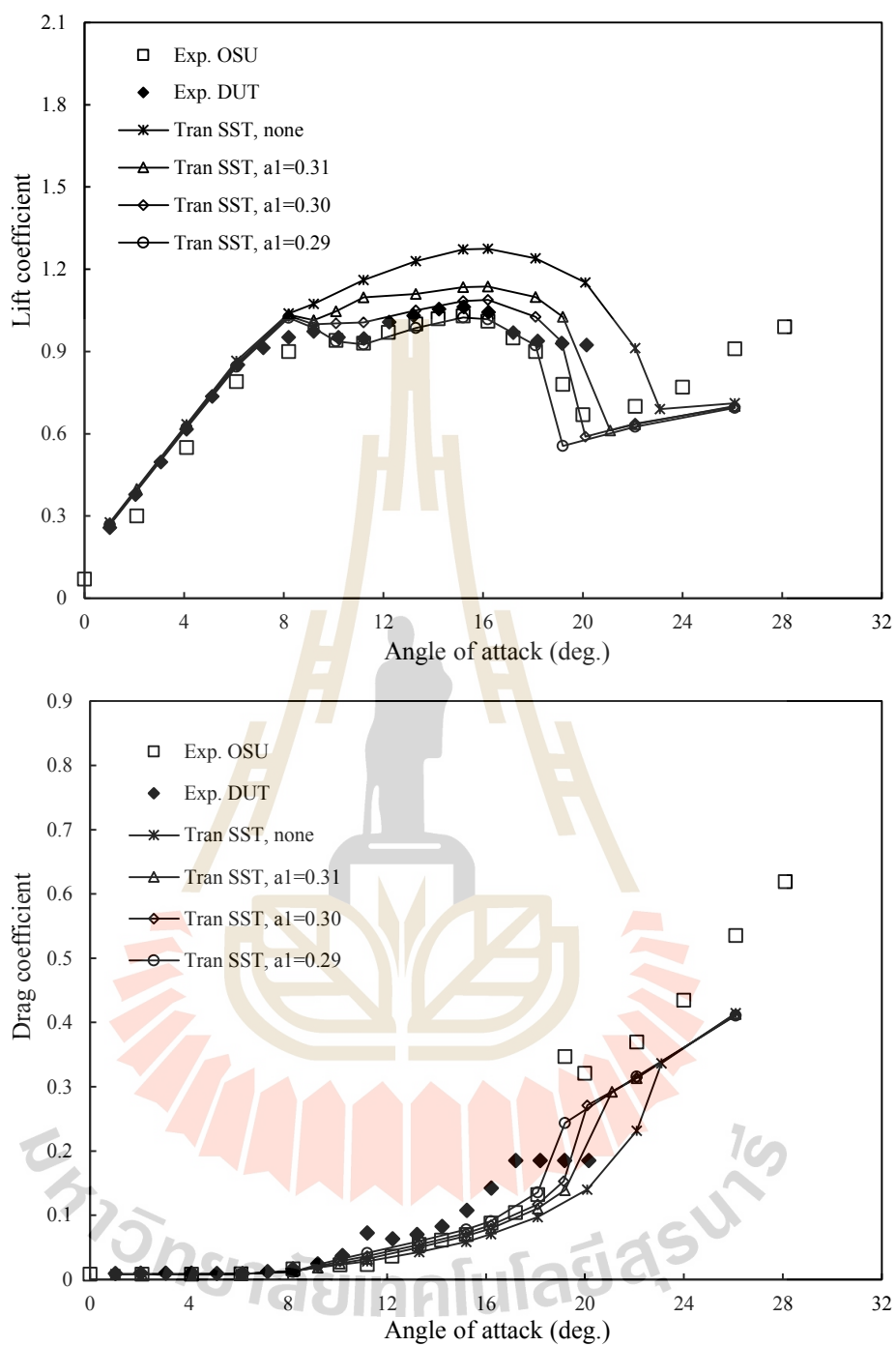
แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ หรือแบบจำลอง $k - \omega$ SST ที่เพิ่มการจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ เข้าไปกลายเป็นแบบจำลองแบบ 4 สมการ ทำให้สามารถจำลองการไหลช่วงเปลี่ยนผ่านจากการไหลแบบราบเรียบไปสู่การไหลแบบปั่นป่วนได้ ผลการคำนวณ CFD ของแผนอากาศทั้ง 3 รุ่น ด้วยแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ แสดงอยู่ในรูปที่ 4.9-4.11 จะพบว่า ที่ช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 6 องศา แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ (หรือแสดงด้วยชื่อ Tran SST) ทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี และจะสังเกตว่า ให้ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าแบบจำลอง $k - \omega$ SST เนื่องจากสามารถจำลองพฤติกรรมที่ครอบคลุมปัญหาการไหลช่วงเปลี่ยนผ่าน (Transition flow)

เมื่อพิจารณาอิทธิพลของตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วน จะพบว่า ในช่วงมุมปะทะต่ำหรือช่วง Linear lift การปรับค่า α_1 มีผลกระทบไม่มากนักต่อการจำลองการไหลของแบบจำลอง Tran SST เมื่อแผนอากาศทำมุมปะทะสูงขึ้นเรื่อย ๆ (ถัดจากช่วง Linear lift) พื้นที่ช่วงการไหลแบบราบเรียบที่ผิวด้านดูดของแผนอากาศจะสั้นลงเรื่อย ๆ การไหลแบบปั่นป่วนจะเริ่มปกคลุมพื้นที่ส่วนใหญ่บนผิวด้านดูดของแผนอากาศ อิทธิพลจากการปรับขนาดการจำกัดความหนืดปั่นป่วนด้วยค่า α_1 จะเริ่มมีผลกระทบมากขึ้น สังเกตว่า ในแผนอากาศทั้ง 3 รุ่น ที่ช่วงมุมปะทะสูงกว่า 8 องศาขึ้นไปนั้น การคำนวณด้วยค่า α_1 ที่ต่างกัน จะได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่แตกต่างกันมากขึ้น ซึ่งการลดค่า α_1 ลง ส่งผลทำให้มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกลดลงและแรงต้านเพิ่มขึ้น และทำให้เกิดการ stall เต็มตัวเร็วขึ้น โดยผลการคำนวณของแบบจำลอง Tran SST กับแผนอากาศ NACA 63-215 ด้วยค่า $\alpha_1 = 0.30 - 0.31$ พบว่า ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่สอดคล้องใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี ส่วนแผนอากาศ S809 การคำนวณด้วย $\alpha_1 = 0.30$ ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ใกล้เคียงกับการทดลองได้ดีกว่าค่า $\alpha_1 = 0.31$ ส่วนแผนอากาศ S814 แบบจำลอง Tran SST, $\alpha_1 = 0.29 - 0.31$ ทำนายค่าแรงยกได้สูงกว่าการทดลองค่อนข้างมากที่ช่วงมุมปะทะ 10-13 องศา

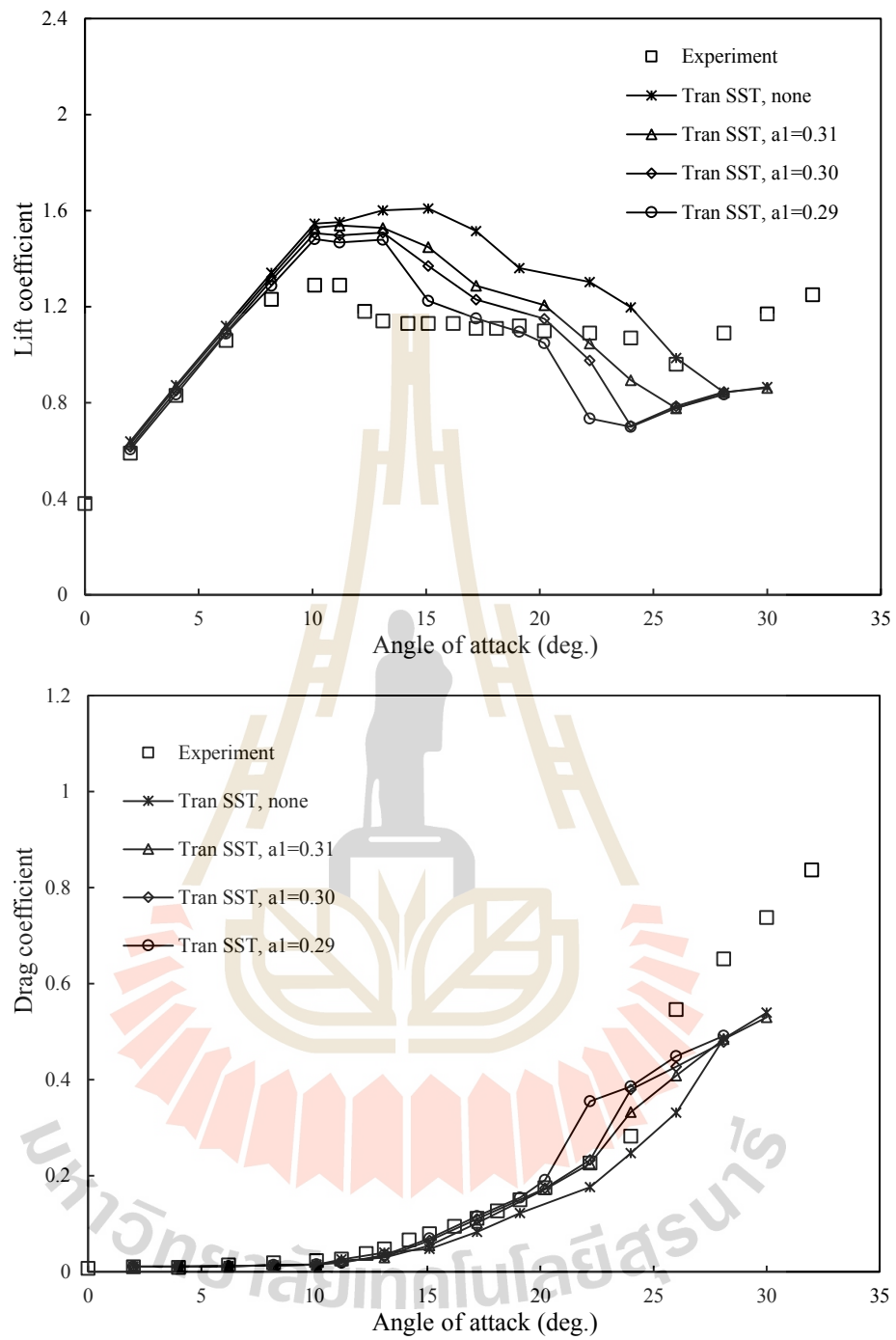
จากการทดสอบแบบจำลอง Tran SST จะเห็นได้ว่า การจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านช่วงมุมปะทะรอยต่อจากช่วง Linear lift ยังทำได้ไม่ดัดนัก (เช่น ที่มุมปะทะ 8 องศา ในแผนอากาศ S809 และมุมปะทะ 10 องศา ในแผนอากาศ S814) รวมทั้งการปรับระดับการจำกัดความหนืดปั่นป่วนในแบบจำลอง Tran SST นี้ช่วยให้ได้ผลการคำนวณที่ดีขึ้นไม่มากนัก ส่วนหนึ่งมาจากการพัฒนาแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ ได้พัฒนาบนพื้นฐานที่ใช้ควมรวมเข้ากับแบบจำลอง $k - \omega$ SST ที่ใช้ค่า $\alpha_1 = 0.31$ สมการต่าง ๆ รวมทั้งค่าสัมประสิทธิ์ต่าง ๆ ถูกปรับมาเพื่อให้เข้ากัน ดังนั้น การคำนวณด้วยแบบจำลอง Tran SST ที่ใช้ค่า $\alpha_1 = 0.31$ จึงให้ผลการคำนวณที่ดีในระดับหนึ่ง ด้วยเหตุนี้ หากต้องการผลการคำนวณที่ดีขึ้น นอกจากการปรับค่า α_1 แล้ว อาจจำเป็นต้องปรับค่าสัมประสิทธิ์อื่น ๆ ในแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$ ร่วมด้วย



รูปที่ 4.9 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ NACA 63-215 คำนวณด้วยแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_{\theta}$



รูปที่ 4.10 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S809 คำนวณด้วย
แบบจำลอง Transition $\gamma - Re_{\theta}$



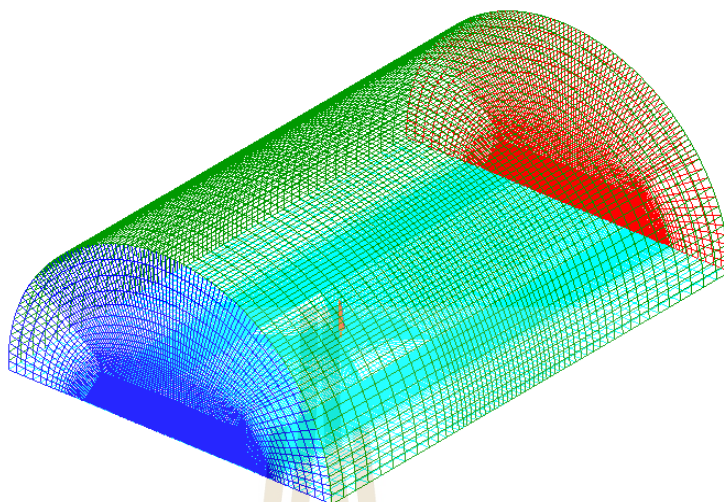
รูปที่ 4.11 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ S814 คำนวณด้วยแบบจำลอง Transition $\gamma - Re_\theta$

4.2 การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม

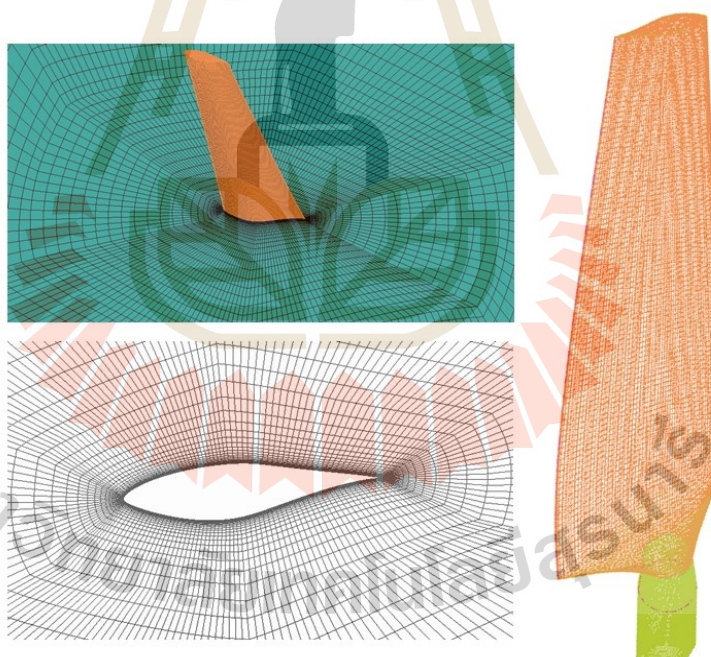
ในหัวข้อนี้เป็นการสอบเทียบการคำนวณ CFD ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ กับการไหลผ่านใบพัดกังหันลมใน 3 มิติ ที่กำลังหมุน แบบจำลองความปั่นป่วนที่ทดสอบประกอบด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่มีค่าสัมประสิทธิ์ตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วนเป็น $a1=0.31$, $a1=0.30$, $a1=0.29$ และไม่มีการจำกัดความหนืดปั่นป่วน (ไม่มี Shear Stress Limiter) แบบจำลอง Transition $\gamma-Re_\theta$ ที่ใช้ค่า $a1=0.31$ แบบจำลอง SST+ และแบบจำลอง Spalart Allmaras (SA) ที่ใช้สมการความหนืดปั่นป่วนแบบ Strain/vortices base

ข้อมูลการทดลองกังหันลมที่ใช้ในการสอบเทียบผลการคำนวณ CFD จะใช้ข้อมูลกังหันลมของ NREL 2 รุ่นด้วยกัน คือ กังหันลม NREL Phase III และ NREL Phase VI ซึ่งทั้ง 2 รุ่นใช้หน้าตัดแพนอากาศชนิดเดียวกัน คือ แพนอากาศรุ่น S809 (ดูรายละเอียดเกี่ยวกับกังหันลมในหัวข้อ 2.2 และภาคผนวก) กังหันลม NREL Phase III เป็นกังหันลมชนิด 3 ใบพัด ใบพัดทำมุมบิดใบและมีความกว้างคอร์ดของหน้าตัดใบคงที่ตลอดความยาวใบ หมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ 72 rpm ส่วนกังหันลม NREL Phase VI เป็นกังหันลมชนิด 2 ใบพัด ข้อมูลการทดลองกังหัน NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม NASA มีการทดสอบกังหันในหลายรูปแบบ สำหรับงานวิจัยนี้ใช้ข้อมูลการทดสอบกังหันลมชุดข้อมูล Sequence S ซึ่งเป็นการทดสอบกังหันแบบ Upwind ใบกังหันทำมุมเอนปลายใบ (Tip pitch angle) 3 องศา ใบพัดไม่ทำมุมโคน (0° cone angle) โรเตอร์ไม่ทำมุมสาย (0° yaw angle) หมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ 72 RPM ทดสอบที่ความเร็วลม 5-25 m/s

กริดของการคำนวณกังหันลมใน 3 มิติ แสดงในรูปที่ 4.12 เป็นปริมาตรการคำนวณสำหรับกังหันลม NREL Phase VI เนื่องจากเป็นกังหันลมชนิด 2 ใบพัดที่สมมาตร การคำนวณจึงลดเหลือเพียง 1 ใบ โดยกำหนดค่าที่ผิวสมมาตรเป็น periodic condition ปริมาตรการคำนวณเป็นรูปครึ่งทรงกระบอก ในทำนองเดียวกัน หากเป็นกังหันชนิด 3 ใบพัด (กังหันลม NREL Phase III) จะได้ปริมาตรการคำนวณเป็นรูปทรง 1/3 ทรงกระบอก สำหรับขนาดของโดเมนการคำนวณ กำหนดให้ขอบด้านหน้าห่างจากใบพัด 6 เท่า ขอบด้านทางออกห่างเป็นระยะ 8 เท่า และขอบด้านข้างเป็นระยะ 5 เท่าของความยาวรัศมีใบพัด กริดรอบหน้าตัดใบพัดเป็นแบบ O-grid type ควบคุมกริดที่ cell แรกให้มีค่า $y+$ ต่ำกว่า 2 อัตราการขยายกริดในทิศตั้งฉากกับผิวเป็น 1.2 จำนวนกริดรอบหน้าตัดใบพัดมีจำนวน 185 กริด ส่วนกริดตามแนวยาวใบพัดมีจำนวน 165 กริด ดังรูปที่ 4.13 กริดที่ใช้ทั้งหมดเป็นกริดทรงหกหน้า (Hexahedral mesh) จำนวนกริดทั้งโดเมนประมาณ 2.74 ล้านเอลิเมนต์ ซึ่งจากการทดสอบความเป็นอิสระของจำนวนกริดด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST, $a1=0.31$ ที่ความเร็วลม 10 m/s ดังแสดงในรูปที่ 4.14 พบว่า การเพิ่มจำนวนกริดมากกว่านี้ค่าแรงบิด (Torque) ของโรเตอร์กังหันลมเปลี่ยนแปลงไม่มากนักแต่จะใช้เวลาในการคำนวณที่นานขึ้นมาก



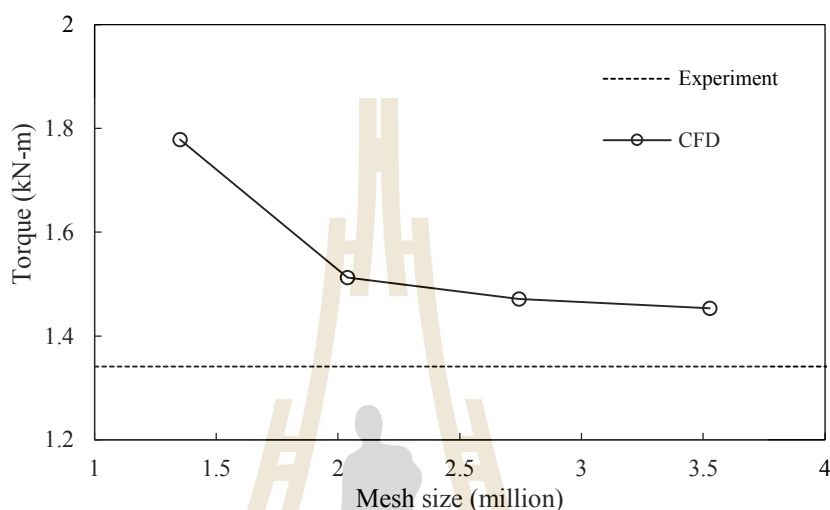
รูปที่ 4.12 โดเมนและกริดสำหรับกังหันชนิด 2 ใบพัด



รูปที่ 4.13 กริดที่ใบพัดและรอบหน้าตัดใบพัดกังหันลม

การกำหนดเงื่อนไขขอบเขตที่ขอบด้านทางเข้าเป็นความเร็วลมเข้า (Velocity inlet) ขอบด้านทางออกเป็นความดันออก (Pressure outlet) ผนังโค้งด้านข้างกำหนดเป็น Symmetry (Slip condition) ส่วนโรเตอร์กังหันลมกำหนดให้เป็นผนังที่ไม่มี การลื่นไถล (No-slip wall) การคำนวณ

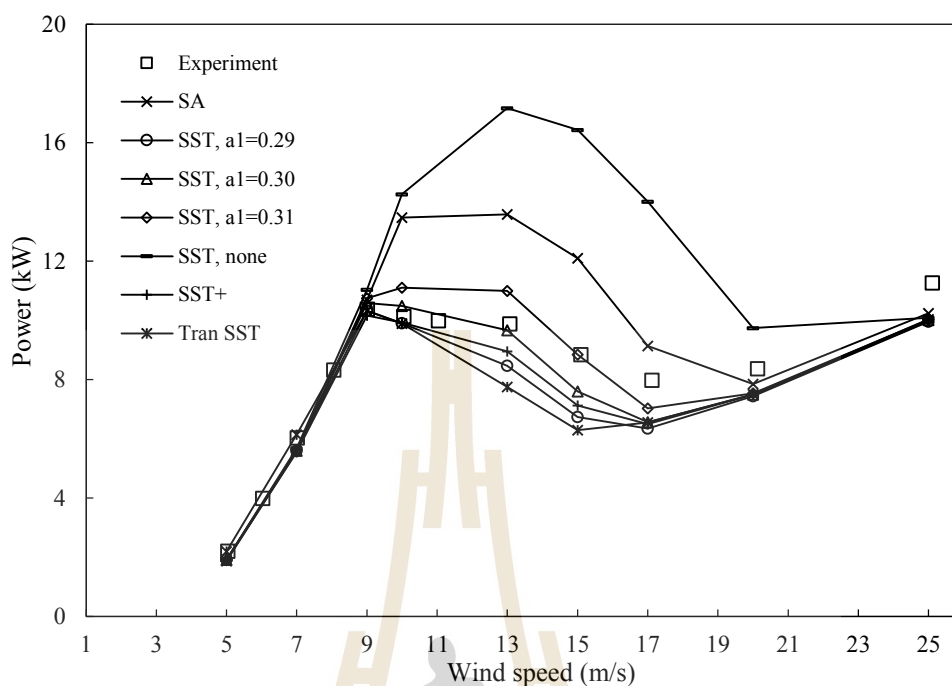
CFD จำลองการไหลผ่านใบกังหันลมที่กำลังหมุนด้วยระบบ Rotating Reference Frame ใช้กรรมวิธีหาผลเฉลยแบบ SIMPLE algorithm สมการโมเมนตัมและสมการจำลองความปั่นป่วนประมาณค่าด้วยวิธี QUICK สมการที่เกี่ยวข้องทั้งหมดกำหนดให้การลู่เข้าที่ค่า residual เท่ากับ 10^{-6}



รูปที่ 4.14 ผลกระทบจำนวนกริดต่อแรงบิดของกังหันลม

4.2.1 การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม NREL Phase VI

เนื่องจากกังหันลมหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ดังนั้นกำลังงานจึงเป็นปฏิภาคโดยตรงกับแรงบิดของกังหันลม ผลการคำนวณกำลังงานเชิงกลของโรเตอร์กังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลมต่าง ๆ ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ เปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองกังหันลมในอุโมงค์ลม (Hand et al, 2001) แสดงในรูปที่ 4.15 จะพบว่า ในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s ทุกแบบจำลองให้ผลการคำนวณกำลังงานที่สอดคล้องกับข้อมูลการทดลองได้ดี โดยที่ความเร็วลมต่ำ 5 m/s และ 7 m/s เป็นช่วงที่มีมุมปะทะยังไม่สูงนัก การไหลส่วนใหญ่จะเป็นการไหลแบบชืดติดผิวแบบจำลอง Spalart-Allmaras (SA) และ $k-\omega$ SST ทำนายค่ากำลังงานได้ต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย ส่วนแบบจำลอง Transition $\gamma-\text{Re}_\theta$ (Tran SST) ทำนายค่ากำลังงานได้ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่า ซึ่งสอดคล้องกับผลการทดสอบแบบจำลองกับการไหลผ่านแพนอากาศใน 2 มิติ ที่ช่วงมุมปะทะต่ำนั้นแบบจำลอง Tran SST ซึ่งมีสมการการไหลเปลี่ยนผ่านจึงช่วยให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่าและสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำกว่าแบบจำลองชนิดความปั่นป่วนสมบูรณ์ (Fully turbulence model) ส่งผลให้ได้ค่าแรงบิดหรือกำลังงานที่สูงกว่านั่นเอง ส่วนที่ความเร็วลม 9 m/s แบบจำลองต่าง ๆ ทำนายค่ากำลังงานได้ใกล้เคียงกันและใกล้เคียงกับค่าจากการทดลองได้ดี



รูปที่ 4.15 เปรียบเทียบกำลังงานของกังหันลม NREL Phase VI จากการคำนวณ CFD กับ ข้อมูลการทดลอง

ที่ความเร็วลม 10 m/s ขึ้นไปนั้น แบบจำลอง SA ทำนายค่ากำลังงานได้สูงกว่าการทดลองมากในช่วงความเร็วลม 10-17 m/s เช่นเดียวกับ แบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ไม่มีการจำกัดความหนืดปั่นป่วน (SST, none) ทำนายค่ากำลังงานได้สูงกว่าการทดลองค่อนข้างมากในช่วงความเร็วลม 10-20 m/s ในขณะที่แบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่มีการจำกัดความหนืดปั่นป่วนด้วย Shear Stress Limiter ทั้ง SST $a_1=0.31$, $a_1=0.30$, $a_1=0.29$ รวมทั้งแบบจำลอง SST+ สามารถทำนายค่ากำลังงานได้ดีกว่า โดยการคำนวณด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ใช้ค่ากำหนดมาตรฐาน (SST, $a_1=0.31$) นั้นให้ค่ากำลังงานที่สูงกว่าการทดลองที่ความเร็วลม 10-13 m/s แต่ที่ความเร็วลม 15 m/s มีค่าใกล้เคียงกับการทดลอง เมื่อทำการปรับลดค่าสัมประสิทธิ์ตัวจำกัดความหนืดปั่นป่วน a_1 ให้มีค่าเป็น 0.30 (SST, $a_1=0.30$) และ 0.29 (SST, $a_1=0.29$) พบว่า ค่ากำลังงานจะลดลงตามค่า a_1 ที่ลดลง เช่นเดียวกับในกรณีการคำนวณแพนอากาศ 2 มิติ ซึ่งการลดค่า a_1 ทำให้การไหลแยกจากผิวเกิดเร็วขึ้น ส่งผลให้สัมประสิทธิ์แรงยกลดลงและแรงต้านเพิ่มขึ้น โดยแบบจำลอง SST, $a_1=0.30$ ให้ค่ากำลังงานใกล้เคียงกับการทดลองได้ดีที่ความเร็วลม 10 m/s และ 13 m/s แต่ที่ความเร็วลม 15 m/s ได้ค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าการทดลอง ส่วนแบบจำลอง SST, $a_1=0.29$ และ แบบจำลอง SST+ ทำนายค่ากำลังงานได้ใกล้เคียงดีกับการทดลองที่ความเร็วลม 10 m/s แต่มีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าการทดลองที่

ความเร็วลม 13 m/s และ 15 m/s ส่วนแบบจำลอง Tran SST ให้ผลการคำนวณค่ากำลังงานใกล้เคียงกับการทดลองได้ดีที่ความเร็วลม 10 m/s แต่ที่ความเร็วลม 13-15 m/s ให้ค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าการทดลองค่อนข้างมาก แสดงถึงแบบจำลอง Transition SST มีความไว (Sensitive) ต่อระบบสามมิติที่มีการหมุน จึงให้การไหลแยกตัวจากผิวและการ Stall ที่เร็วกว่าในกรณีการจำลองการไหลกับแพนอากาศใน 2 มิติ

ส่วนที่ความเร็วลม 20 m/s ถึง 25 m/s แบบจำลอง SA, $k-\omega$ SST, และ Tran SST ทำนายค่ากำลังงานได้ต่ำกว่าข้อมูลการทดลอง สังเกตว่า แบบจำลอง SST $a_1=0.31$, SST $a_1=0.30$ และ SST $a_1=0.29$ รวมทั้งแบบจำลอง SST+ มีค่ากำลังงานที่ใกล้เคียงกัน เนื่องจากเป็นช่วงความเร็วลมที่ทำให้เกิดมุมปะทะสูงตลอดความยาวใบพัด การไหลเกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนอากาศปกคลุมทั่วหน้าตัดใบพัดเสมือนการไหลผ่านแผ่นเรียบ (Flat plate) มุมปะทะของแพนอากาศอยู่ในช่วงการ stall เต็มตัว การคำนวณด้วยค่า a_1 ต่าง ๆ นั้นมีแนวโน้มของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ใกล้เคียงกัน ทำนองเดียวกับในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ ดังนั้น ในกรณีกักหันลมจึงได้ค่ากำลังงานที่ใกล้เคียงกัน

จากการเปรียบเทียบค่ากำลังงานในรูปที่ 4.15 แบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ใช้ค่า $a_1 = 0.30$ โดยภาพรวมแล้ว ถือว่าสามารถทำนายค่ากำลังงานได้สอดคล้องใกล้เคียงกับข้อมูลการทดลองได้ดี โดยเฉพาะช่วงความเร็วลม 9 -13 m/s ซึ่งเป็นช่วงผลิตกำลังงานของกังหันลม (ช่วง rated power) กักหันลมจะผลิตงานรายปี (AEP) ที่สูงในช่วงความเร็วลมดังกล่าว ดังนั้น ความถูกต้องแม่นยำของการคำนวณในช่วงความเร็วลมนี้จึงเป็นสิ่งสำคัญ

เพื่อที่จะสอบเทียบความแม่นยำของการคำนวณ CFD ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วน SST, $a_1=0.30$ ที่ละเอียดขึ้น จึงได้ทำการเปรียบเทียบการกระจายความดันรอบหน้าตัดใบเทียบกับข้อมูลการทดลองของ NREL ในรูปที่ 4.16-4.22 แสดงการกระจายสัมประสิทธิ์ความดัน (Pressure coefficient) รอบแพนอากาศที่รัศมี 30%, 47%, 63%, 80% และ 95% ของความยาวใบที่ความเร็วลม 7-25 m/s ตามลำดับ โดยค่าสัมประสิทธิ์ความดัน (C_p) คำนวณได้จากสมการ

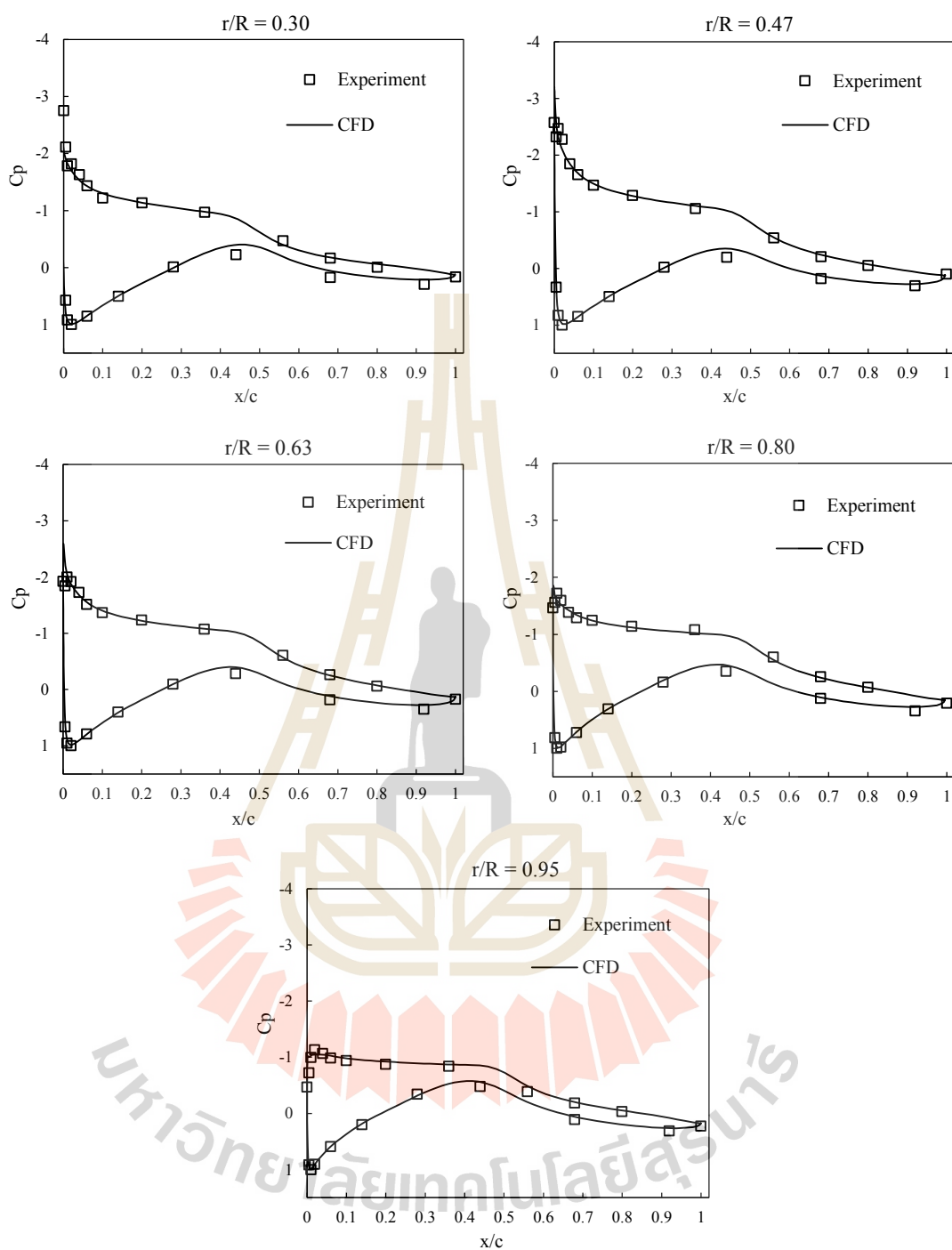
$$C_p = \frac{(P - P_0)}{0.5 \rho_0 [V_0^2 + (\Omega r)^2]} \quad (4.1)$$

เมื่อ P คือ ความดันบนผิวใบพัด ส่วน P_0 , ρ_0 และ V_0 คือ ความดัน ความหนาแน่น และความเร็วลมของกระแสการไหลอิสระ Ω คือ ความเร็วรอบการหมุนของโรเตอร์

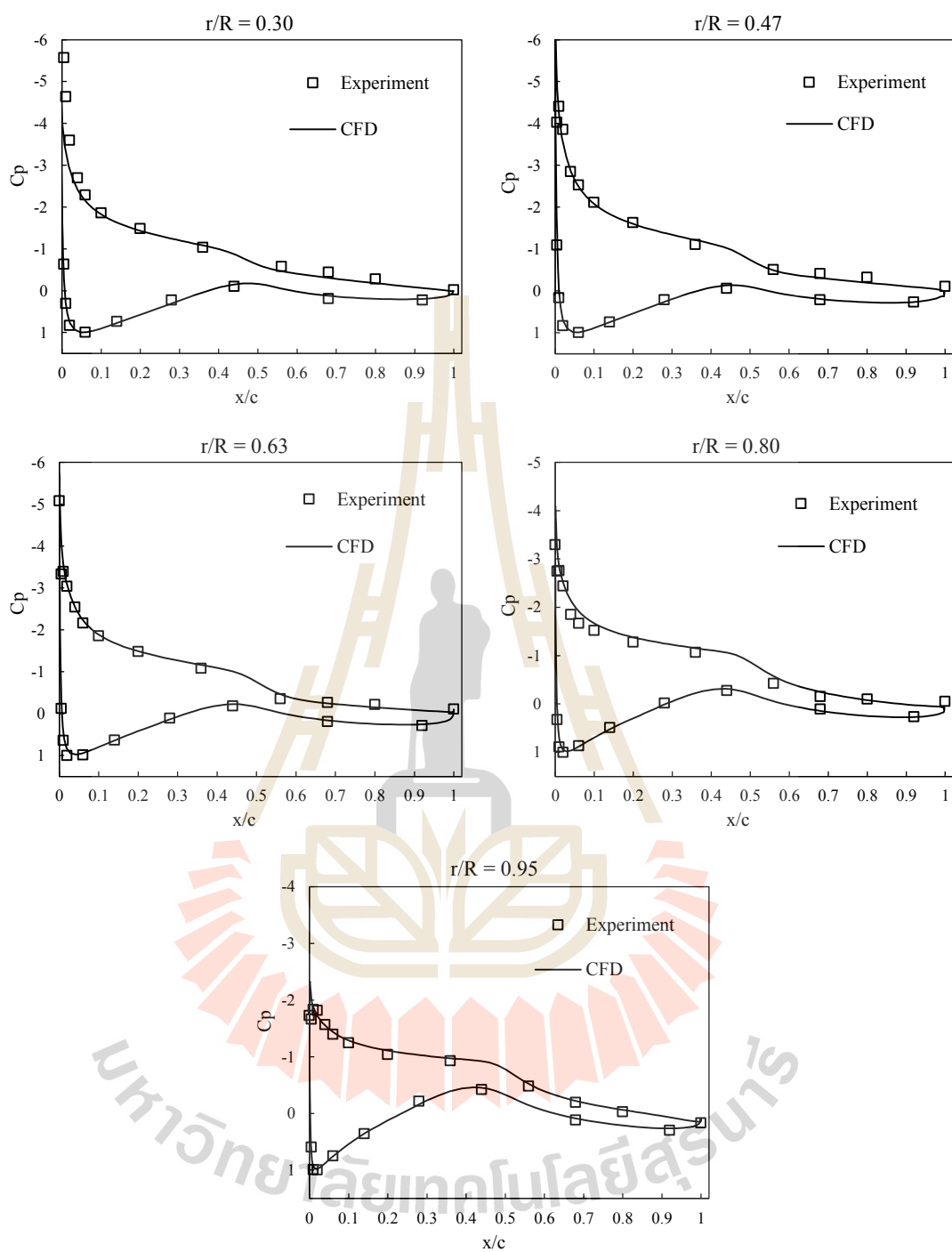
ในรูปที่ 4.16 และ 4.17 การไหลที่ความเร็วลม 7 m/s และ 9 m/s ตามลำดับ การกระจายความดันรอบแพนอากาศใบพัดที่ได้จากการคำนวณ CFD มีแนวโน้มสอดคล้องกับข้อมูลการทดลองของ NREL ได้เป็นอย่างดีในทุกหน้าตัดใบพัด ส่วนในรูปที่ 4.18 ที่ความเร็วลม 10 m/s การกระจายความดันที่ระยะ $r/R = 0.47$ จากข้อมูลการทดลอง แสดงลักษณะของการไหลแยกจากผิวเกิดขึ้นที่ผิวด้านดูดตั้งแต่หัวแพนปกคลุมตลอดหน้าตัดใบ สังเกตได้จากลักษณะการกระจายความดันที่ผิวด้านดูดของแพนอากาศที่ค่อนข้างเอียงราบขนานแกนนอน ซึ่งแบบจำลองความปั่นป่วนสามารถจับพฤติกรรมการไหลแยกที่บริเวณนี้ได้เช่นกัน โดยการกระจายความดันที่ได้จาก CFD มีแนวโน้มสอดคล้องกับการทดลองได้ดี แม้ว่าขนาดของค่าความดันดูด (suction pressure) ที่บริเวณ $x/c < 0.3$ จะสูงกว่าการทดลองไปบ้างก็ตาม ส่วนที่ระยะ $r/R = 0.63$ ลักษณะของกราฟความดันจาก CFD มีความสอดคล้องกับการทดลองแต่ขนาดค่าความดันดูดมีค่าต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย

ในรูปที่ 4.19 ที่ความเร็วลม 13 m/s ลักษณะการกระจายความดันรอบผิวใบพัดจากการทดลองแสดงถึงการไหลแยกเกิดมากขึ้นตั้งแต่ระยะรัศมี $r/R = 0.30$ ถึง $r/R = 0.63$ โดยเกิดการไหลแยกตัวจากผิวตั้งแต่หัวแพน ซึ่งช่วงระยะดังกล่าวการกระจายความดันจาก CFD มีแนวโน้มสอดคล้องกับการทดลองได้ดี ยกเว้นที่ $r/R = 0.30$ ที่ค่อนข้างแตกต่าง ส่วนที่ระยะ $r/R = 0.80$ ขนาดของความดันด้านดูดจากการคำนวณ CFD มีค่าต่ำกว่าการทดลอง ส่วนที่ $r/R = 0.95$ ขนาดและการกระจายความดันสอดคล้องใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี สำหรับในรูปที่ 4.20 ที่ความเร็วลม 15 m/s เกิดการไหลแยกขยายพื้นที่ไปในทิศทางรัศมีเพิ่มมากขึ้น โดยแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.30, 0.47, 0.63$ และ 0.80 เกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วหน้าตัดใบ ซึ่งการกระจายความดันจาก CFD ที่รัศมี $r/R = 0.30$ ให้ลักษณะของการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนเช่นเดียวกับการทดลอง แต่ขนาดของความดันที่ผิวด้านดูดมีค่าแตกต่างจากการทดลอง ส่วนที่ระยะ $r/R = 0.95$ ขนาดของความดันด้านดูดจาก CFD มีค่าต่ำกว่าการทดลอง จึงทำให้ที่ความเร็วลม 15 m/s นี้ มีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าการทดลอง เนื่องจากกำลังงานของกังหันลมนี้ส่วนใหญ่มาจากพื้นที่ระยะ outboard ของใบพัด ดังนั้นความแตกต่างของความดันที่รัศมีโซนนี้จึงส่งผลต่อค่ากำลังงานมาก

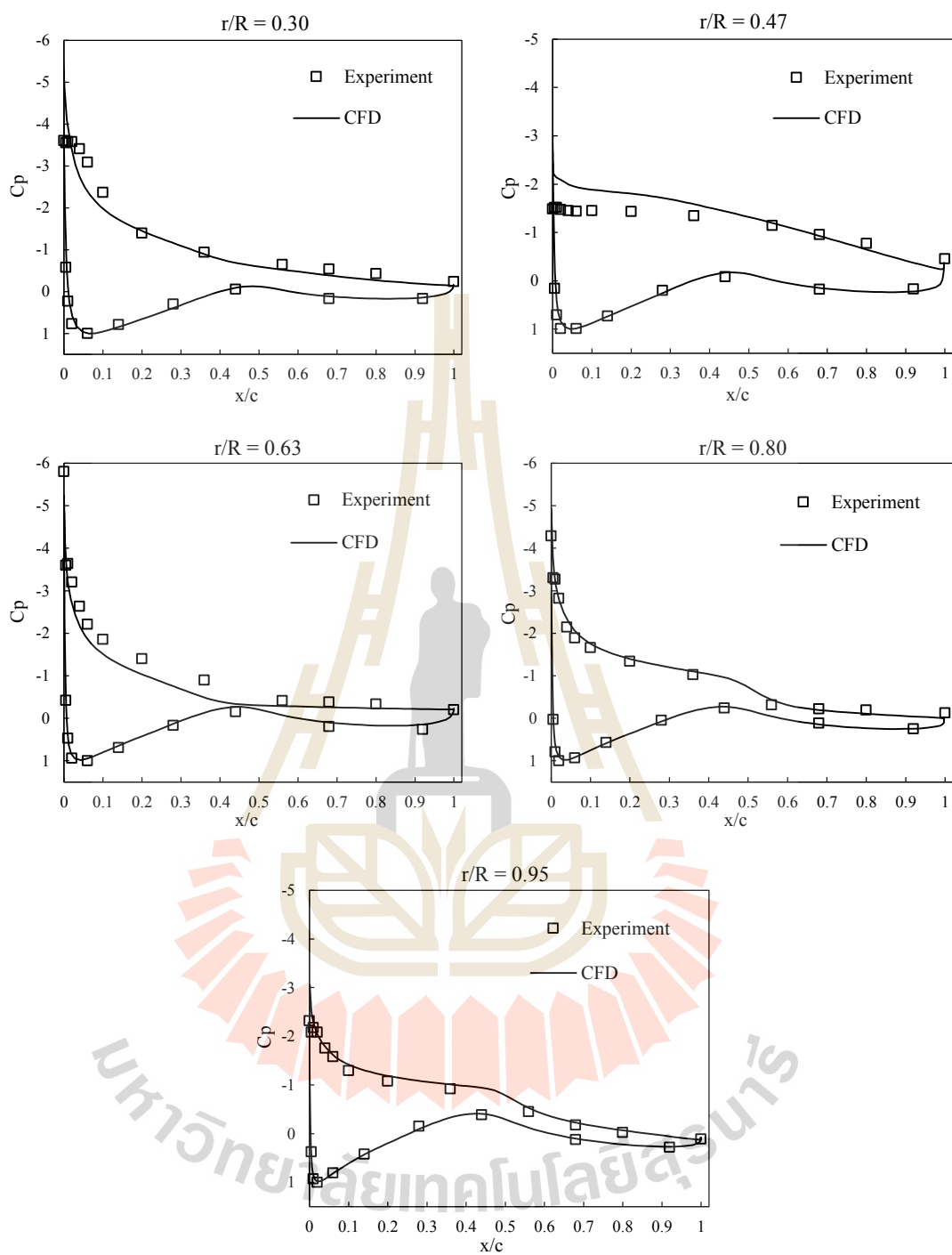
ในรูปที่ 4.21 และ 4.22 ที่ความเร็วลม 20 m/s และ 25 m/s ตามลำดับ เกิดการไหลแยกที่ผิวด้านดูดตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วหน้าตัดใบพัดในทุกระยะรัศมีของใบพัด (เกิดการไหลแยกตลอดความยาวใบพัด) กราฟการกระจายความดันจึงมีลักษณะที่ค่อนข้างราบที่ผิวด้านดูดของแพนอากาศ ซึ่งที่ความเร็วลมทั้ง 2 นี้ ลักษณะโดยรวมของการกระจายความดันที่ได้จาก CFD มีค่าสอดคล้องกับการทดลองได้ดี



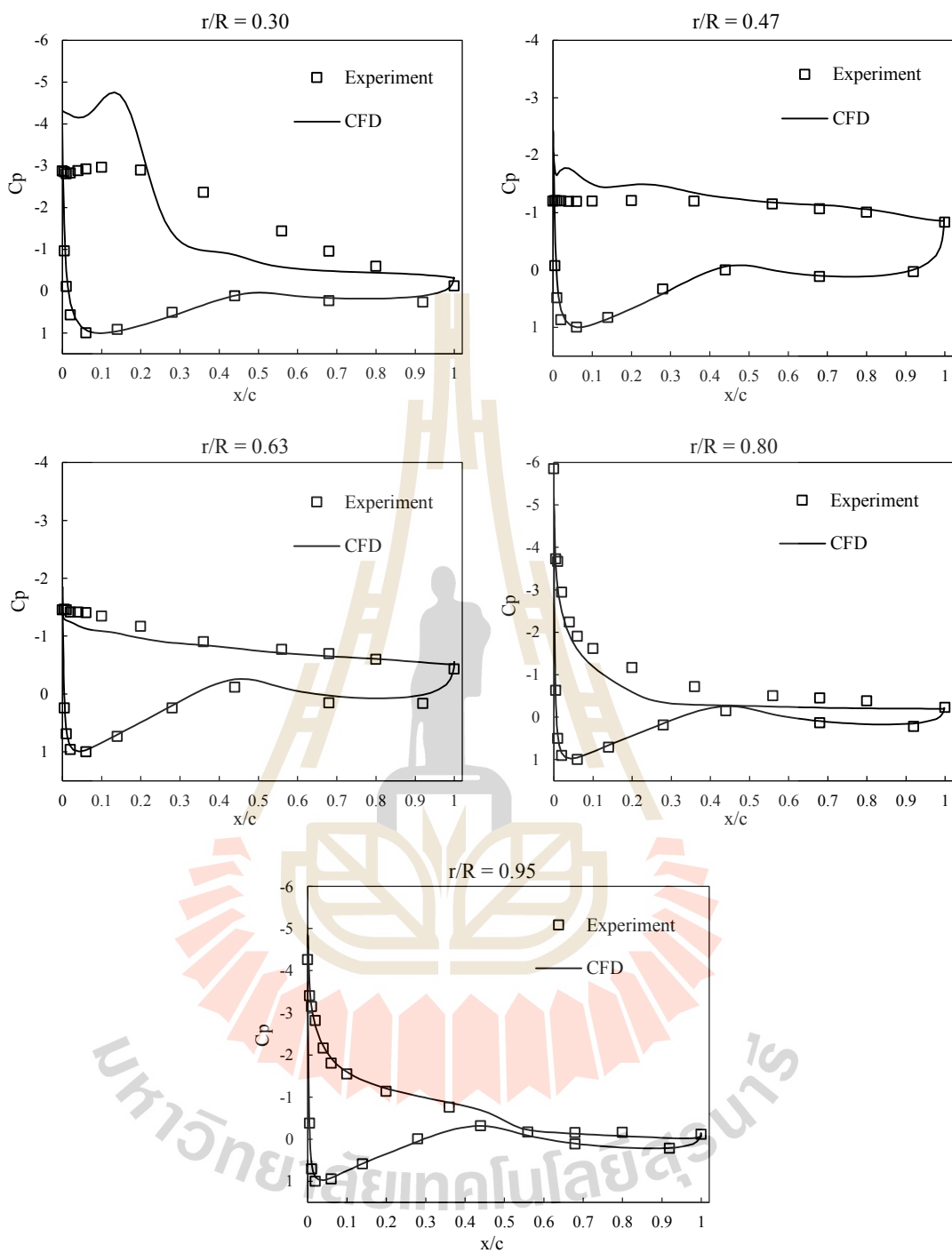
รูปที่ 4.16 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 7 m/s



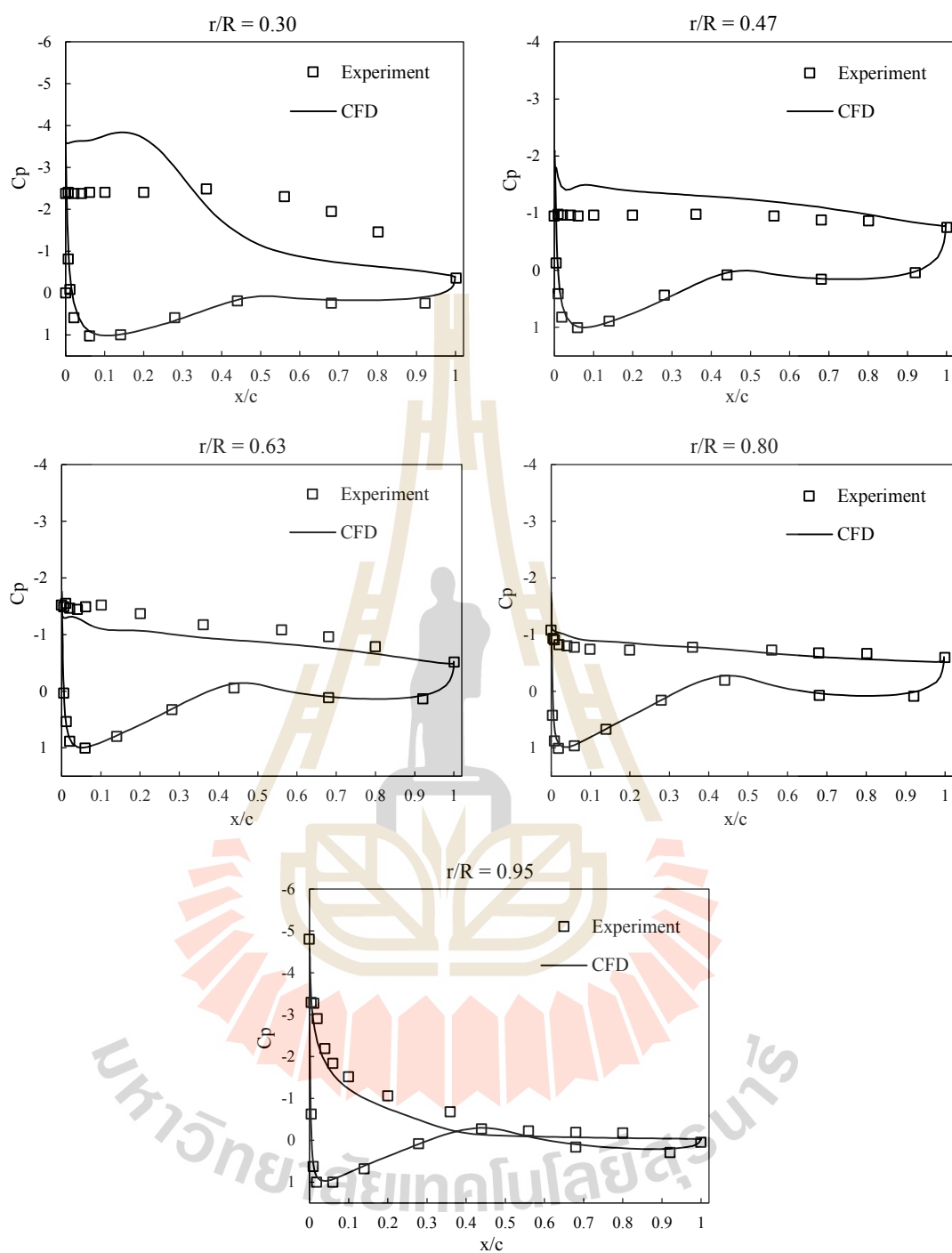
รูปที่ 4.17 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 9 m/s



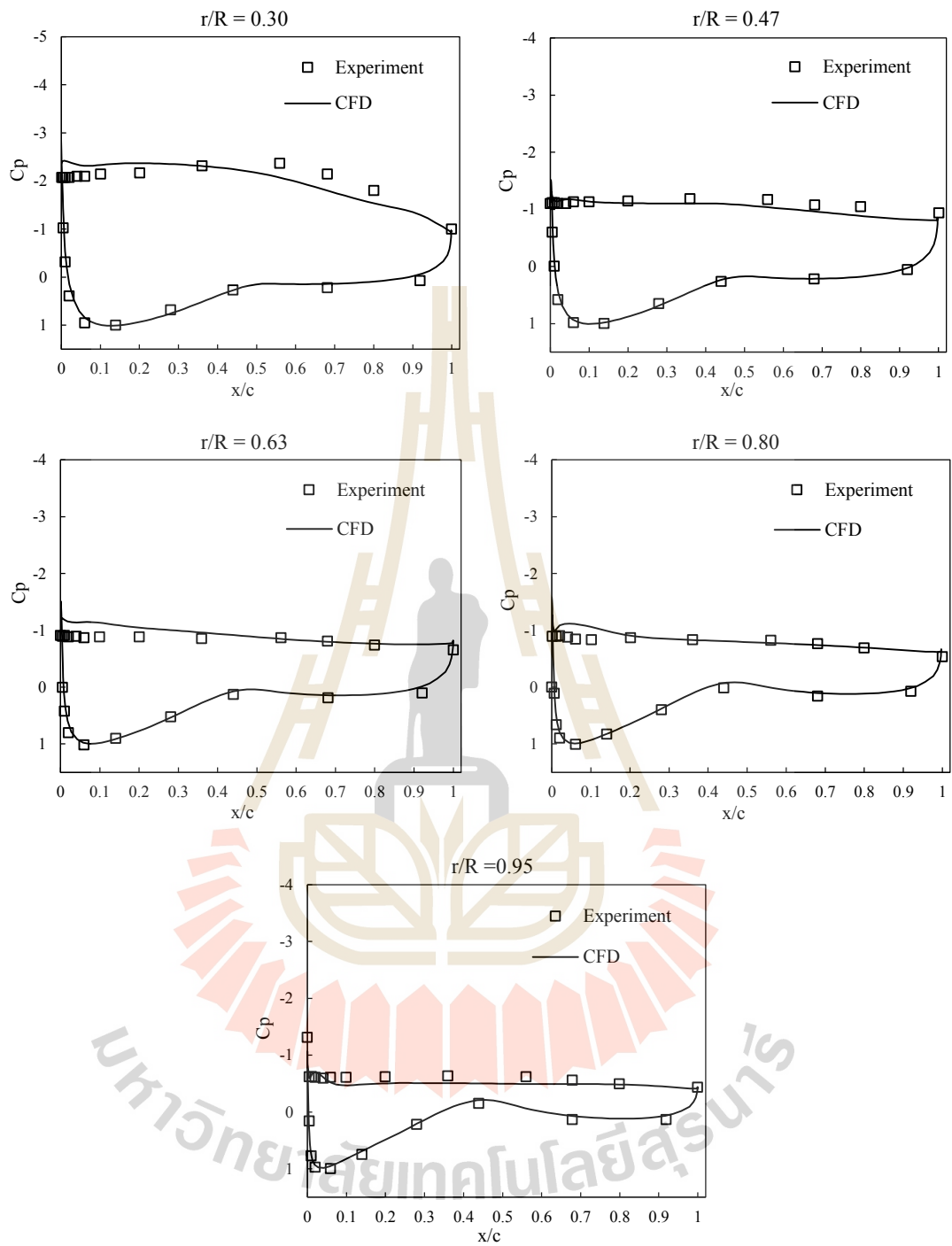
รูปที่ 4.18 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 m/s



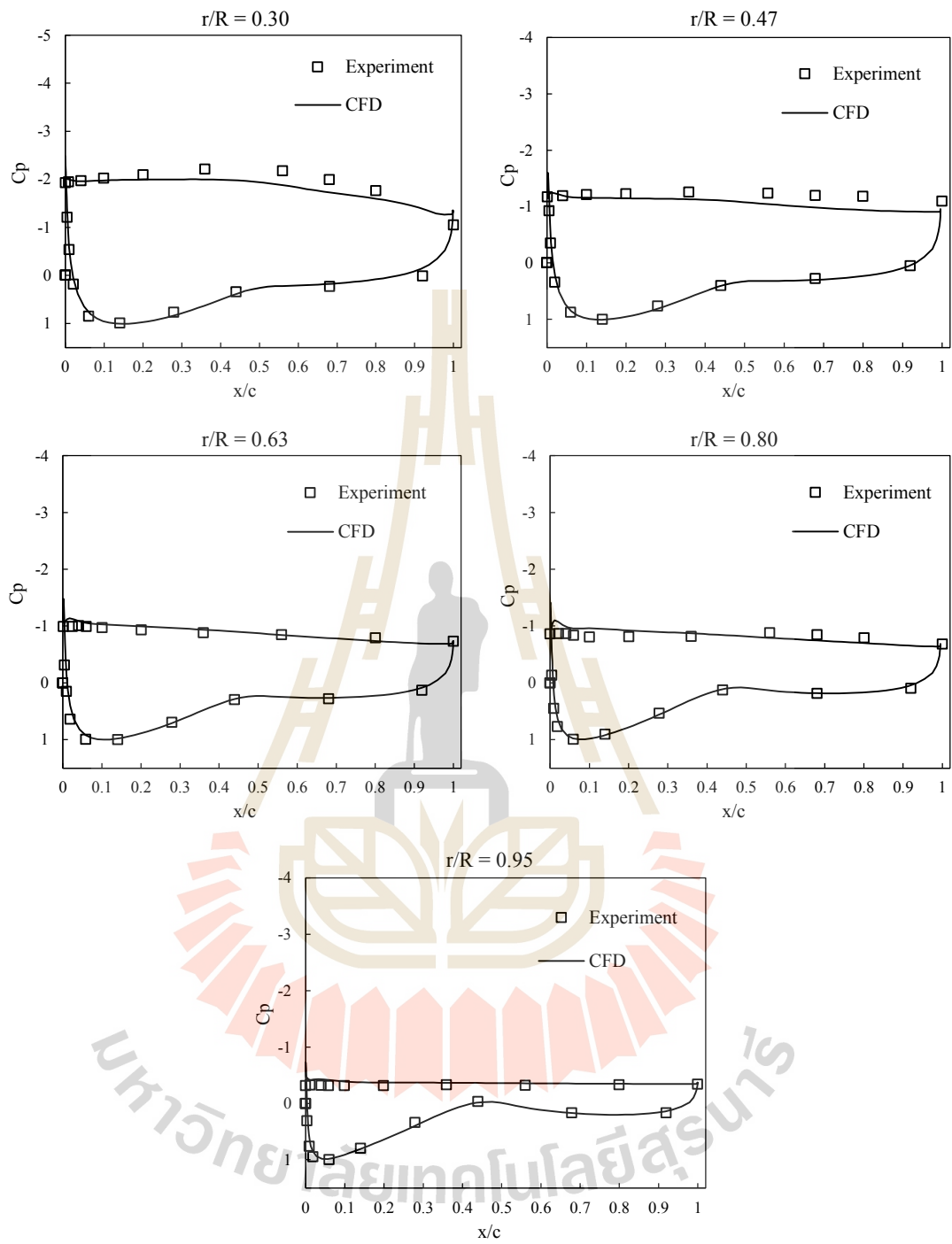
รูปที่ 4.19 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 13 m/s



รูปที่ 4.20 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 15 m/s



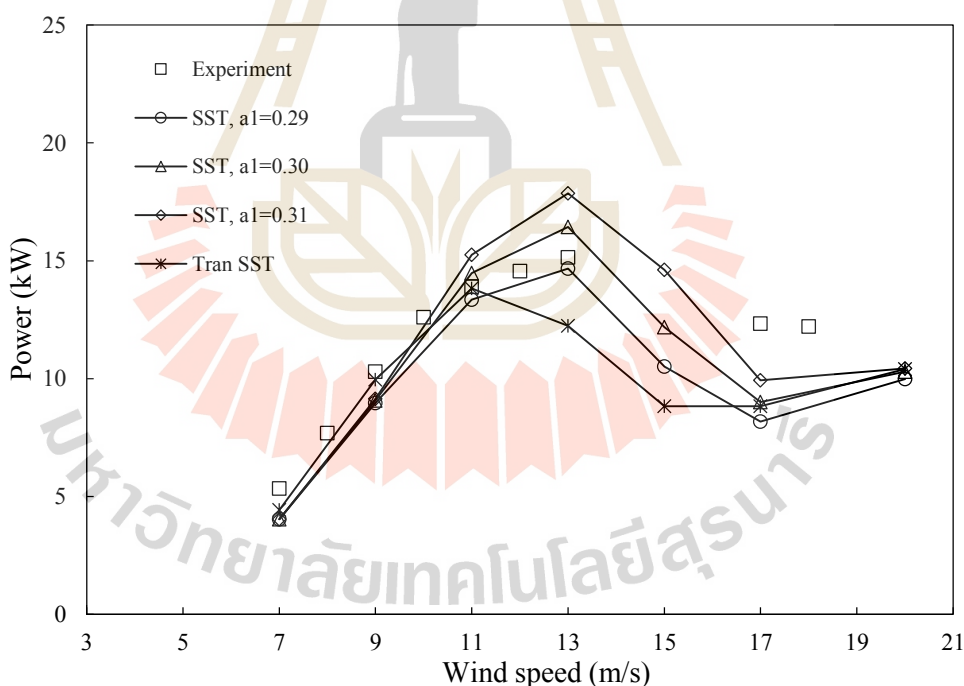
รูปที่ 4.21 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 20 m/s



รูปที่ 4.22 การกระจายความดันรอบผิวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 25 m/s

4.2.2 การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลม NREL Phase III

ผลการคำนวณกำลังงานของกังหันลม NREL Phase III ที่ความเร็วลมต่าง ๆ ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนต่าง ๆ เปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองของ NREL (Scheper et al., 2002) แสดงอยู่ในรูปที่ 4.23 พบว่า ที่ช่วงความเร็วลมต่ำ 7-9 m/s แบบจำลอง Tran SST ให้ค่ากำลังงานที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลอง SST ($k-\omega$ SST) อันเป็นผลมาจากการมีสมการจำลองการไหลเปลี่ยนผ่าน Transition $\gamma-Re_\theta$ แต่ที่ความเร็วลมสูงกว่า 11 m/s ขึ้นไป ซึ่งเกิดการไหลแยกตัวมากขึ้นที่ผิวด้านดูดของใบพัด แบบจำลอง Tran SST ให้ค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าการทดลองค่อนข้างมาก ส่วนการคำนวณด้วยแบบจำลอง $k-\omega$ SST จะพบว่า ที่ความเร็วลม 11 m/s และ 13 m/s ซึ่งเป็นช่วง Peak Power หรือ Rated Power ของกังหันลม การใช้ค่า $a_1 = 0.31$ ทำนายกำลังงานได้สูงกว่าการทดลอง ในขณะที่การคำนวณด้วย $a_1 = 0.30$ และ $a_1 = 0.29$ ให้ผลการคำนวณค่ากำลังงานที่ใกล้เคียงกับข้อมูลการทดลองได้ดีกว่า ส่วนที่ความเร็วลม 17 m/s ขึ้นไป แบบจำลองต่าง ๆ ทำนายค่ากำลังงานได้ต่ำกว่าการทดลอง



รูปที่ 4.23 เปรียบเทียบกำลังงานของกังหันลม NREL Phase III จากการคำนวณ CFD กับข้อมูลการทดลอง

4.3 บทสรุป

ในบทนี้ได้ทำการสอบเทียบวิธีการคำนวณ CFD และแบบจำลองความปั่นป่วน โดยใน ส่วนของการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับการไหลผ่านแพนอากาศใน 2 มิติ พบว่า แบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ใช้ค่า $a_1 = 0.31$ ซึ่งเป็นค่ามาตรฐานเดิมของแบบจำลอง ทำนายการไหล แยกจากผิวที่ช้าเกินจริง ส่งผลให้แพนอากาศมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงเกินจริงในช่วงมุมปะทะ ก่อนการ stall เต็มตัว การปรับลดขนาดการจำกัดความหนืดปั่นป่วนลง (ปรับลดค่า a_1) สามารถ ช่วยให้ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่แม่นยำสอดคล้องกับข้อมูลการ ทดลองได้ดี ซึ่งโดยรวมแล้วการใช้ค่า a_1 อยู่ในช่วง 0.29–0.30 สามารถให้ผลการคำนวณค่า สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ดีกว่าค่าเดิม $a_1 = 0.31$ ส่วนในกรณีแบบจำลอง Transition $\gamma-Re_\theta$ ให้ผลการคำนวณได้ดีในช่วงมุมปะทะต่ำ แต่การจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกช่วงมุมปะทะ รอยต่อจากช่วง Linear lift ไปสู่ความปั่นป่วนสมบูรณ์ยังทำได้ไม่ดีนัก

ในการทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนกับกังหันลมใน 3 มิติ ที่กำลังหมุน ซึ่งได้ทดสอบ กับกังหันลม NREL Phase VI และกังหันลม NREL Phase III พบว่า แบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST ที่ใช้ $a_1 = 0.31$ ทำนายค่ากำลังงานในช่วง Rated power (หรือ Rated wind speed) ได้ สูงกว่าการทดลอง การปรับลดขนาดการจำกัดความหนืดปั่นป่วนลง โดยใช้ค่า a_1 อยู่ในช่วง 0.29–0.30 สามารถทำนายค่ากำลังงานของกังหันลมในช่วง Rated power ได้แม่นยำสอดคล้องกับ การทดลองได้ดีกว่า แต่ความแม่นยำจะลดลงในช่วงความเร็วลมสูง

บทที่ 5

การศึกษาพฤติกรรมหน่วงการปัดของกังหันลมด้วย CFD

เนื้อหาในบทนี้เป็นการศึกษาวิเคราะห์ผลลัพธ์ที่ได้จากการจำลองการไหลผ่านกังหันลม NREL Phase VI ด้วย CFD ซึ่งได้นำเสนอการคำนวณ CFD รวมทั้งได้ทำการสอบเทียบความแม่นยำของการคำนวณไว้แล้วในบทที่ 4 สำหรับในบทนี้มุ่งเน้นศึกษาไปที่พฤติกรรมหน่วงการปัด (Stall delay) ของกังหันลม โดยจะเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างแผนอากาศใบพัดใน 3 มิติ ที่มีการหมุนกับแผนอากาศใน 2 มิติ จากนั้นในบทที่ 6 บทถัดไปจะเป็นการวิเคราะห์พฤติกรรมการไหลของใบพัด NREL Phase VI ที่ถูกปรับเปลี่ยนมุมบิดใหม่ โดยในการเปรียบเทียบคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแผนอากาศใบพัดที่กำลังหมุนกับแผนอากาศ 2 มิติ นั้นจำเป็นต้องพิจารณาความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันของมุมปะทะ ดังนั้น เนื้อหาในช่วงแรกของบทนี้จึงเป็นการนำเสนอการสอบเทียบวิธีการประเมินมุมปะทะของแผนอากาศใบพัด

5.1 วิธีการประเมินมุมปะทะของใบพัดที่กำลังหมุน

นิยามของมุมปะทะ (Angle of attack) ของแผนอากาศอยู่บนพื้นฐานของการนิยามมุมปะทะในอุโมงค์ลม 2 มิติ แบบสถิต ซึ่งเป็นมุมที่แกนคอร์ดกระทำกับทิศความเร็วกระแสการไหลอิสระ อย่างไรก็ตาม ในกรณีใบพัดกังหันลมใน 3 มิติที่กำลังหมุน ค่ามุมปะทะของแผนอากาศใบพัดเป็นมุมที่คอร์ดแผนอากาศกระทำกับทิศความเร็วลมสัมพัทธ์ ซึ่งจะมีความยากต่อการคำนวณ เพราะมีสภาพแวดล้อมที่แตกต่างไปจากแผนอากาศ 2 มิติ เป็นผลให้ไม่สามารถวัดค่ามุมปะทะได้โดยตรงหรือค่าที่วัดออกมานั้นก็อาจคลาดเคลื่อนไปจากนิยามมุมปะทะของแผนอากาศใน 2 มิติ เนื่องจากกระแสการไหลจะถูกรบกวนด้วยอิทธิพลจากการหมุนของใบพัด รวมทั้งอิทธิพลจากการที่ใบพัดมีความยาวจำกัด (Finite blade) ที่ทำให้เกิดกระแสการไหลควงที่ปลายใบ (Tip vortices) และโคนใบ (Root vortices) ซึ่งส่งผลโดยตรงต่อมุมลมเข้าในแต่ละหน้าตัดใบพัด แม้มีนักวิจัยหลายกลุ่มนำเสนอวิธีการหาค่ามุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุนด้วยวิธีการต่าง ๆ แต่ดูเหมือนว่ายังไม่มีข้อสรุปที่ตรงกันว่าวิธีใดมีความถูกต้องที่สุด

ผลเฉลยจากการจำลองการไหลผ่านกังหันลมด้วย CFD นั้น สามารถคำนวณหาค่าแรงในทิศตั้งฉากและทิศแนวสัมผัสกับระนาบการหมุนของโรเตอร์ของแผนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีใด ๆ ได้จากความสัมพันธ์ของแรงที่เกิดจากการอินทิเกรตความดัน แต่การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก

และแรงต้านนั้นจำเป็นต้องทราบค่ามุมปะทะและความเร็วลมสัมพันธ์เสียก่อน โดยวิธีการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ที่ทำการศึกษาในงานวิจัยนี้ คือ วิธีที่ (1) วิธี inverse BEM และวิธีที่ (2) วิธีอาศัยค่าความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกนเฉลี่ยรอบพื้นที่วงแหวน

5.1.1 วิธี inverse BEM

วิธี Inverse Blade Element Momentum (Inverse BEM) นี้เสนอเริ่มแรกโดย Snel et al. (1994) และ Bruining et al. (1993) เป็นหนึ่งในหลายวิธีในการประเมินมุมปะทะของกังหันลมในโครงการ IEA Annexes XIV ต่อมาใน Laino et al. (2003), C. Lindenburg.(2003), และ Bak et al. (2006) ได้ใช้วิธีนี้ในการประเมินหาค่ามุมปะทะของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยเช่นกัน ส่วนใน Guntur and Sørensen (2012) ใช้ประเมินมุมปะทะกับกังหันลม MEXICO

สำหรับการคำนวณโดยปกติของวิธี BEM จะใช้ข้อมูลรูปทรงของใบกังหันลม (เช่น ความกว้างคอร์ด มุมบิดใบ ฯลฯ) ร่วมกับข้อมูลค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศในฟังก์ชันของมุมปะทะ ผลลัพธ์จากกระบวนการคำนวณที่ได้จะเป็นค่าแรงที่กระทำกับใบพัดในทิศตั้งฉากและทิศสัมผัสกับระนาบการหมุนของโรเตอร์ เมื่อทราบค่าแรงที่กระทำก็สามารถคำนวณหาค่าแรงบิดและกำลังงานได้ (ดูวิธี BEM เพิ่มเติมในหัวข้อ 3.1) ส่วนวิธี inverse BEM เป็นวิธีการคำนวณ BEM แบบย้อนกลับ กล่าวคือ ค่าแรงในทิศตั้งฉาก (Normal force, F_N) และแรงในทิศสัมผัส (Tangential force, F_T) กับระนาบโรเตอร์ของหน้าตัดใบพัดในแต่ละระยะรัศมี (ซึ่งค่าแรงนี้อาจมาจากข้อมูลการวัดหรือจากการจำลอง CFD) จะถูกกำหนดให้เป็นอินพุต (Input) เพื่อนำไปคำนวณหาแฟกเตอร์การเหนี่ยวนำเชิงแกนและเชิงมุม ด้วยกระบวนการทำซ้ำจนเกิดการลู่เข้าของคำตอบ ก็จะสามารถคำนวณค่าความเร็วลมเหนี่ยวนำ ค่ามุมปะทะ รวมทั้งค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดออกมาได้ สำหรับกระบวนการคำนวณด้วยวิธี inverse BEM ที่ใช้ในงานวิจัยนี้มีขั้นตอนโดยสรุป ดังนี้

1. กำหนดค่าเริ่มต้นของค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำแนวแกน (a) และค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุม (a') ซึ่งโดยทั่วไปนิยมกำหนดให้ $a = a' = 0$
2. คำนวณหาค่ามุมเข้า (inflow angle, ϕ) และความเร็วลมสัมพันธ์ (V_{rel}) จากสมการ

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{(1-a)V_0}{(1+a')\Omega r} \right) \quad (5.1)$$

$$V_{rel} = \sqrt{((1-a)V_0)^2 + ((1+a')\Omega r)^2} \quad (5.2)$$

- นำเข้าค่าแรงในทิศตั้งฉากและทิศสัมผัสกับระนาบโรเตอร์ (F_N และ F_T) ของแต่ละหน้าตัดใบพัด (ซึ่งได้จากข้อมูลการทดลองหรือการคำนวณ CFD) และคำนวณให้อยู่ในรูปสัมประสิทธิ์ของแรง ($C_N = \frac{F_N}{\frac{1}{2}\rho V_{rel}^2 c}$ และ $C_T = \frac{F_T}{\frac{1}{2}\rho V_{rel}^2 c}$)
- คำนวณค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำ a และ a' ใหม่จากสมการ

$$a = \frac{1}{\frac{8\pi r \sin^2 \phi}{cNC_N} + 1} \quad (5.3)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{8\pi r \sin \phi \cos \phi}{cNC_T} - 1} \quad (5.4)$$

โดยหาค่า a สูงเกินค่าวิกฤติ 0.4 ใช้การปรับแก้ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำเชิงแกนของ Buhl (2005) สมการที่ 3.32 และแฟคเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุมใช้สมการที่ 3.33

- วนกลับไปเริ่มคำนวณจากข้อ 2 และทำซ้ำจนกว่าค่า a และ a' จะลู่เข้า (converge)
- คำนวณมุมปะทะ (α) จากสมการ

$$\alpha = \phi - \theta \quad (5.5)$$

เมื่อ θ คือ มุมบิดรวม (มุม twist+มุม pitch)

- คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) ของแพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ ได้จากสมการ

$$C_L = C_N \cos \phi + C_T \sin \phi \quad (5.6)$$

$$C_D = C_N \sin \phi - C_T \cos \phi \quad (5.7)$$

เมื่อ C_N คือ สัมประสิทธิ์แรงในทิศตั้งฉากกับระนาบโรเตอร์ และ C_T คือ สัมประสิทธิ์แรงในทิศสัมผัสกับระนาบโรเตอร์

5.1.2 วิธีอาศัยค่าความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกนจาก CFD

สำหรับวิธีที่ (2) เป็นการประเมินค่ามุมปะทะโดยอาศัยข้อมูลสนามความเร็วลม (Velocity field) ที่ได้จากการจำลองด้วย CFD เพื่อใช้คำนวณหาค่าความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกนที่ระนาบโรเตอร์ ซึ่งความเร็วลมแนวแกนนี้เป็นค่าเฉลี่ยรอบพื้นที่วงแหวน (Azimuthally averaged axial velocity) วิธีนี้นำเสนอไว้เริ่มแรกใน Hansen et al. (1997) ต่อมาปรับปรุงเพิ่มเติมวิธีการใน Johansen and Sørensen (2004) และ Guntur and Sørensen (2012) ส่วนใน Yang et al. (2014) ทำการหาค่าความเร็วเฉลี่ยเฉพาะที่ด้านหน้าระนาบโรเตอร์

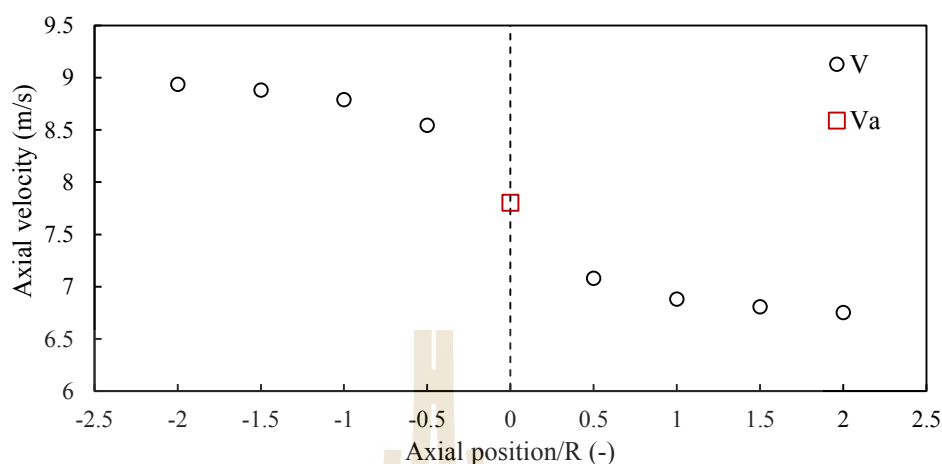
วิธีนี้เริ่มจากการทำการคำนวณค่าความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ยรอบพื้นที่วงแหวนที่ระยะรัศมีใด ๆ ตามแนวยาวใบพัด ทั้งด้านหน้า (upstream) และด้านหลัง (downstream) ของระนาบโรเตอร์ ทำให้ได้ค่าความเร็วลมที่เป็นฟังก์ชันกับระยะห่างจากโรเตอร์ ดังตัวอย่างในรูปที่ 5.1 ซึ่งเป็นค่าความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ยรอบพื้นที่วงแหวนที่รัศมี $r/R = 0.63$ ที่ตำแหน่งต่าง ๆ ห่างจากระนาบโรเตอร์ในแนวแกนของการไหลที่ความเร็วลม 9 m/s จากรูปจะเห็นว่า ความเร็วลมของการไหลที่ขอบทางเข้า (V_0) จะชะลอตัวช้าลงเมื่อเข้าใกล้ระนาบการหมุนของโรเตอร์ และกระแสการไหลจะมีความเร็วลดต่ำลงอีกที่ด้าน downstream ของโรเตอร์ อันเป็นผลมาจากการถ่ายโอนพลังงานจลน์สำหรับความเร็วแนวแกนที่ระนาบการหมุนของโรเตอร์ V_a (ความเร็วแนวแกนที่ตำแหน่ง $Z = 0$ ซึ่งเป็นตำแหน่งของกังหันลม) ไม่สามารถอ่านค่าความเร็วได้โดยตรง โดยจะใช้การประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันพหุนาม (Cubic spline interpolation) ซึ่งค่าความเร็วที่ได้แสดงด้วยเครื่องหมายสี่เหลี่ยม ดังแสดงในรูปที่ 5.1

เมื่อทราบความเร็วลมแนวแกนที่ระนาบโรเตอร์ (V_a) ก็สามารถคำนวณหาแฟกเตอร์การเหนี่ยวนำแนวแกน a ได้ตามสมการที่ 3.2 (หรือ $a = (V_0 - V_a) / V_0$) ส่วนค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุมกำหนดให้มีค่าเป็นศูนย์ ($a' = 0$) เนื่องจากมีค่าน้อยสามารถละทิ้งได้ (Johansen and Sørensen, 2004) ดังนั้น มุมปะทะและความเร็วลมสัมพัทธ์ จึงคำนวณได้จากสมการ

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{V_a}{\Omega r} \right) - \theta \quad (5.8)$$

$$V_{rel} = \sqrt{(V_a)^2 + (\Omega r)^2} \quad (5.9)$$

เมื่อได้ค่ามุมปะทะและความเร็วลมสัมพัทธ์ ก็สามารถนำไปคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านได้ต่อไป



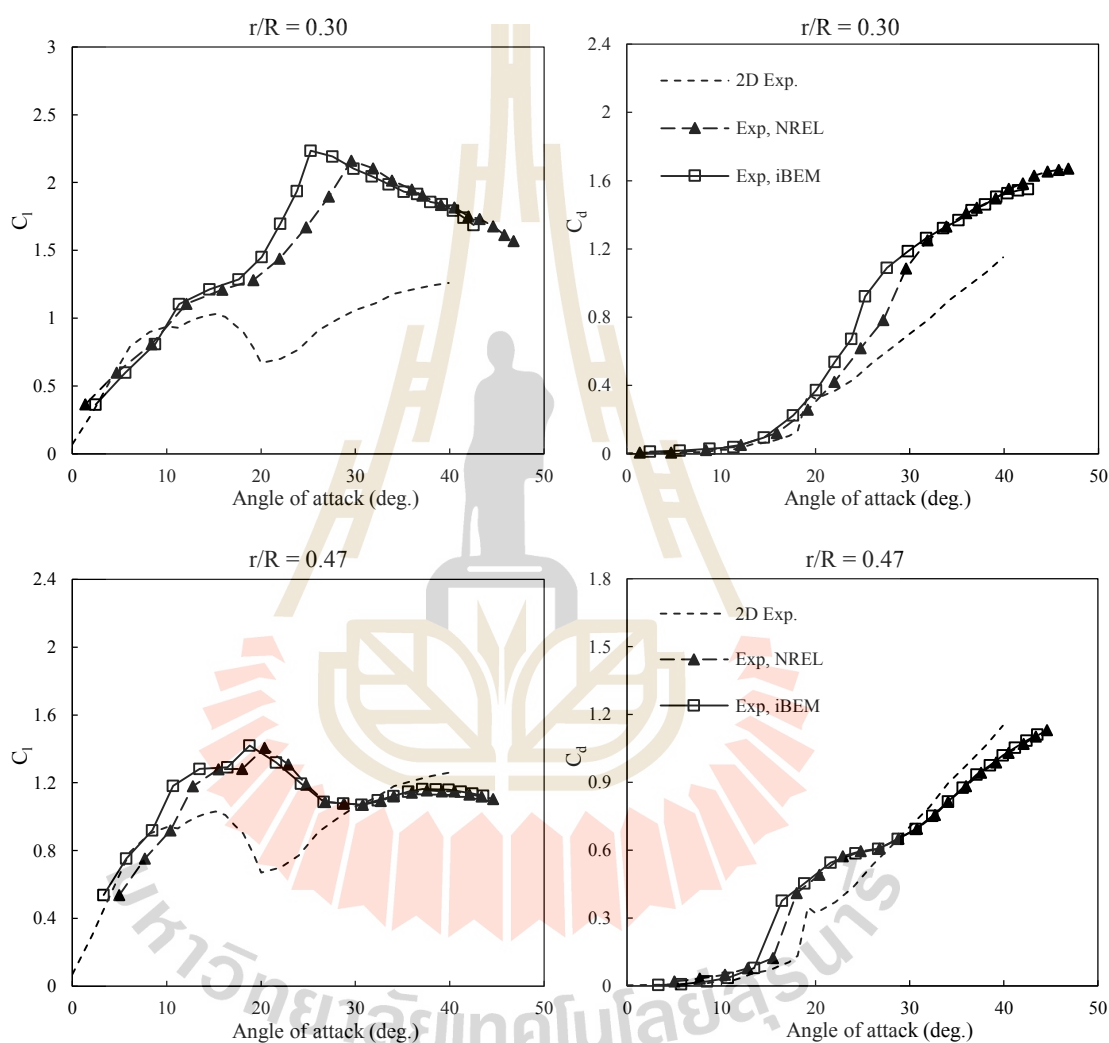
รูปที่ 5.1 ความเร็วแนวแกนเฉลี่ยในฟังก์ชันของระยะห่างจากระนาบโรเตอร์ของการไหลที่
ความเร็วลม $V_0 = 9 \text{ m/s}$ ที่ระยะรัศมี $r/R = 0.63$

5.2 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการทดลองกึ่งหั่นลม

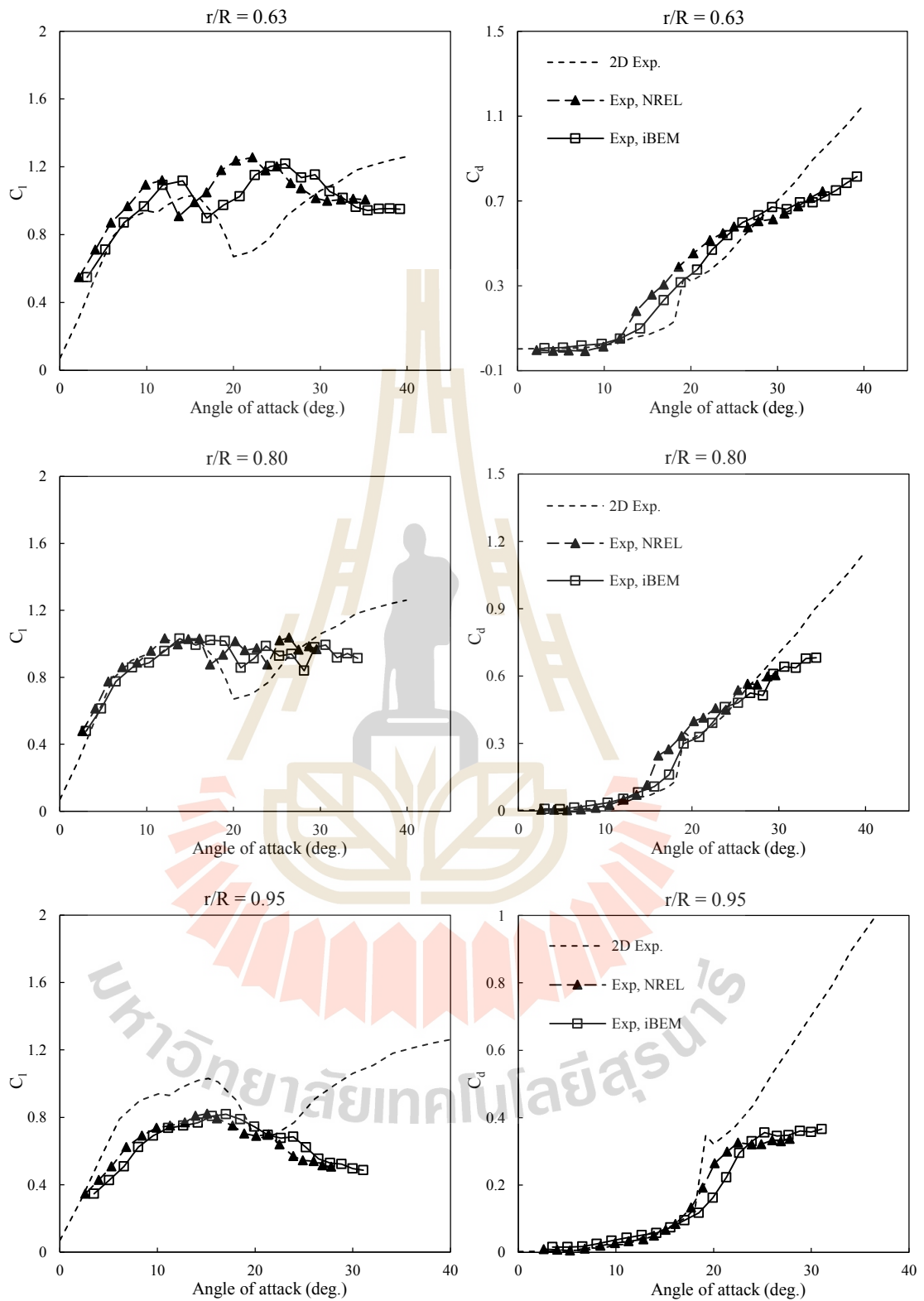
เพื่อสอบเทียบความน่าเชื่อถือของวิธีการประเมินมุมปะทะ ในหัวข้อนี้ได้ นำข้อมูลการวัดค่าสัมประสิทธิ์แรงในทิศตั้งฉากและทิศสัมผัสกับระนาบโรเตอร์จากการทดลองกึ่งหั่นลม NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม (Hand et al., 2001) มาทำการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM ตามวิธีที่ได้นำเสนอในหัวข้อ 5.1.1 ซึ่งได้เขียนโปรแกรมการคำนวณขึ้นด้วยภาษา MATLAB โดยสอบเทียบผลกับข้อมูลมุมปะทะจากการวัดของ NREL (ข้อมูลใน Jonkman (2003)) ซึ่งในการทดลองกึ่งหั่นลม NREL Phase VI จะมีการวัดค่าความดันพลวัตและมุมลมเข้าเฉพาะที่ (Local flow angle) ที่ด้านหน้าของใบพัดด้วยเครื่องมือวัด Probes แบบ 5 รู มุมลมเข้านี้จะแตกต่างจากมุมปะทะ ดังนั้นค่ามุมปะทะของใบพัดกึ่งหั่นที่กำลังหมุน จึงมีการปรับแก้ผลกระทบของ upwash จากการเหนี่ยวนำของ Bound vorticity ที่มีต่อมุม Local flow angle (Simms et al., 1999)

ในรูปที่ 5.2 และ 5.3 แสดงการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของข้อมูลการทดลองกึ่งหั่นลม NREL Phase VI จะพบว่า ข้อมูลแพนอากาศในแต่ละระยะรัศมีจากการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM (Exp, iBEM) มีแนวโน้มสอดคล้องกับค่าจากการวัด (Exp, NREL) ได้ดีในทุกหน้าตัดใบพัด สังเกตว่า ในรูปที่ 5.3 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63$ จากข้อมูลการวัด (Exp, NREL) จะมีค่าติดลบที่มุมปะทะต่ำกว่า 9 องศา ซึ่งไม่สมจริงเนื่องจากแรงต้านไม่ควรจะมีค่าติดลบ ขณะที่การประเมินมุมปะทะจากวิธี inverse BEM นั้นค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้ไม่ติดลบจึงมีความสมจริงกว่า สาเหตุดังกล่าวน่าจะเกิดจากความคลาดเคลื่อนของการประเมินมุมปะทะจากการวัด ซึ่งชโลธร (2552) และ Laino et al. (2003)

ได้กล่าวถึงประเด็นเรื่องมุมปะทะว่า มุมปะทะจากวิธีปรับแก้ค่า Local inflow angle มักมีความคลาดเคลื่อนและไม่แม่นยำในบางจุด โดยข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันของมุมปะทะที่ประมวลผลด้วยวิธี Inverse BEM จะมีความน่าเชื่อถือและเหมาะกับการนำมาใช้สอบเทียบวิธี Blade Element Momentum ได้ดีกว่า



รูปที่ 5.2 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM เทียบกับข้อมูลการวัด



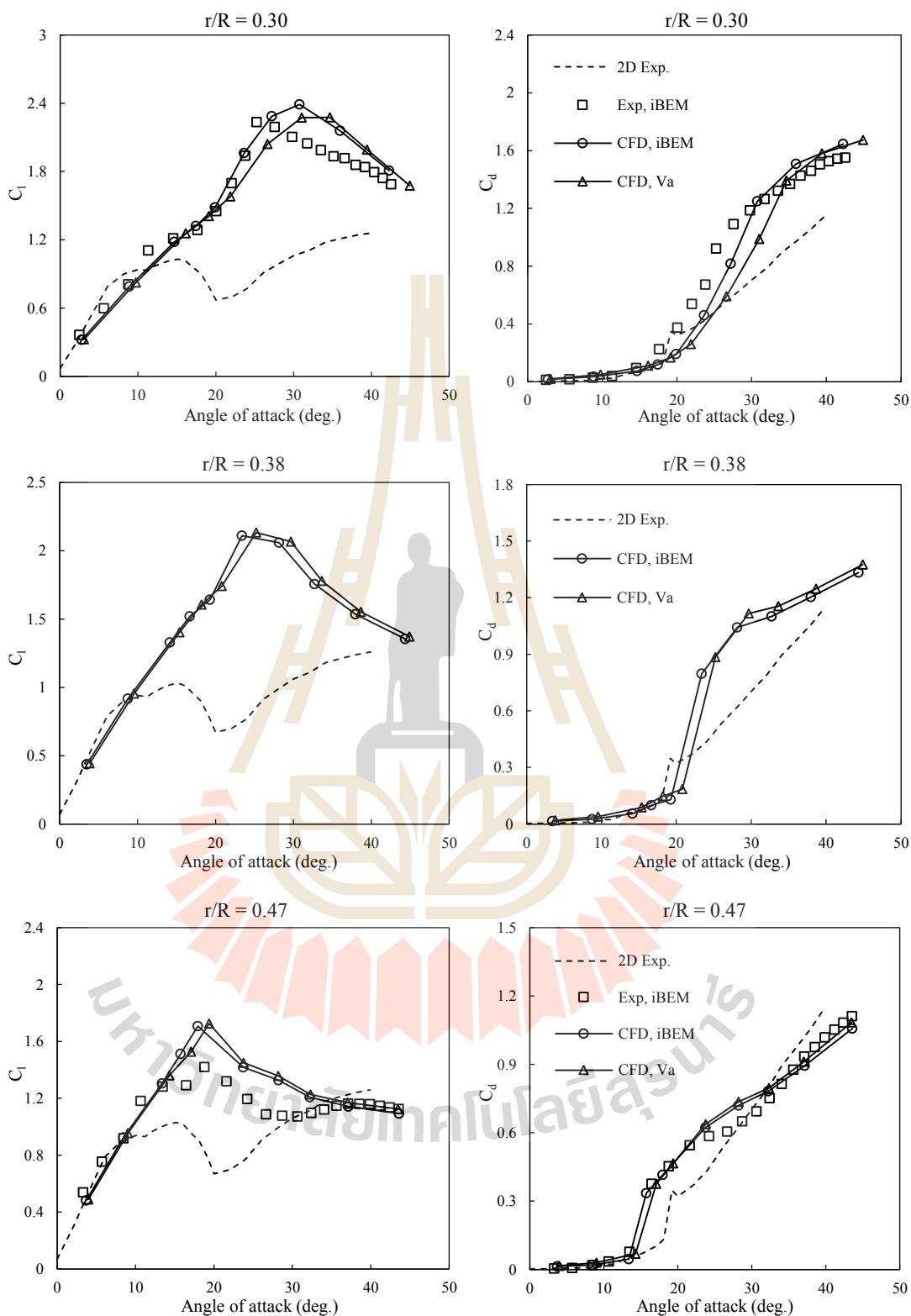
รูปที่ 5.3 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการทดลองกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM เทียบกับข้อมูลการวัด (ต่อ)

5.3 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ของกังหันลม

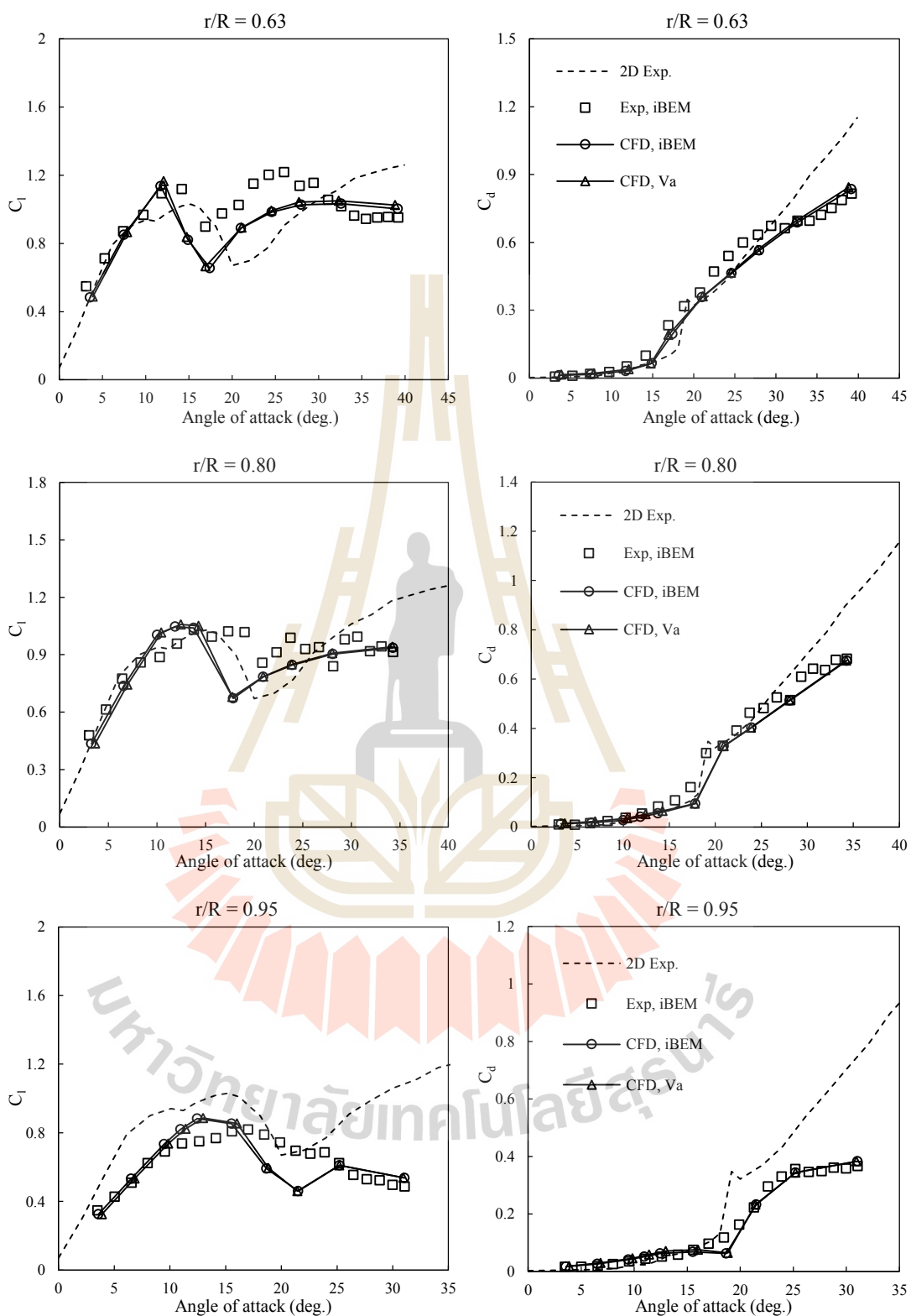
ในการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD จะใช้ข้อมูลการคำนวณ CFD ของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี RANS และแบบจำลอง SST, $a_1=0.30$ ที่ความเร็วลม 5, 7, 9, 10, 11, 13, 15, 17, 20 และ 25 m/s ซึ่งได้สอบเทียบความแม่นยำกับผลการทดลองของ NREL ไว้ในบทที่ 4 โดยในที่นี้จะทำการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกนเฉลี่ย ดังแสดงวิธีการไว้ในหัวข้อที่ 5.1

ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะจากการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM (CFD, iBEM) เทียบกับวิธีอาศัยความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกน (CFD, Va) แสดงอยู่ในรูปที่ 5.4 และ 5.5 จะพบว่า ลักษณะของกราฟแรงยกและแรงต้านที่ได้มีความใกล้เคียงกันและมีแนวโน้มของกราฟเป็นไปในทิศทางเดียวกัน โดยเฉพาะแพนอากาศใบพัดที่ระยะตอนกลางใบไปจนถึงปลายใบ ส่วนแพนอากาศที่ระยะเข้าใกล้โคนใบ ($r/R = 0.30$) นั้นจะมีความแตกต่างกันมากกว่าที่ระยะอื่น ซึ่งเมื่อพิจารณารูปที่ 5.6 เปรียบเทียบมุมปะทะตามแนวยาวใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ จะเห็นว่า มุมปะทะจากทั้ง 2 วิธีจะมีความแตกต่างกันมากที่สุดกับแพนอากาศที่ระยะใกล้โคนใบ ส่วนแพนอากาศที่ระยะรัศมีห่างจากโคนใบออกไปจนถึงปลายใบพัดนั้นมุมปะทะจากทั้ง 2 วิธีมีค่าที่ใกล้เคียงกัน โดยเฉพาะที่ความเร็วลมสูง

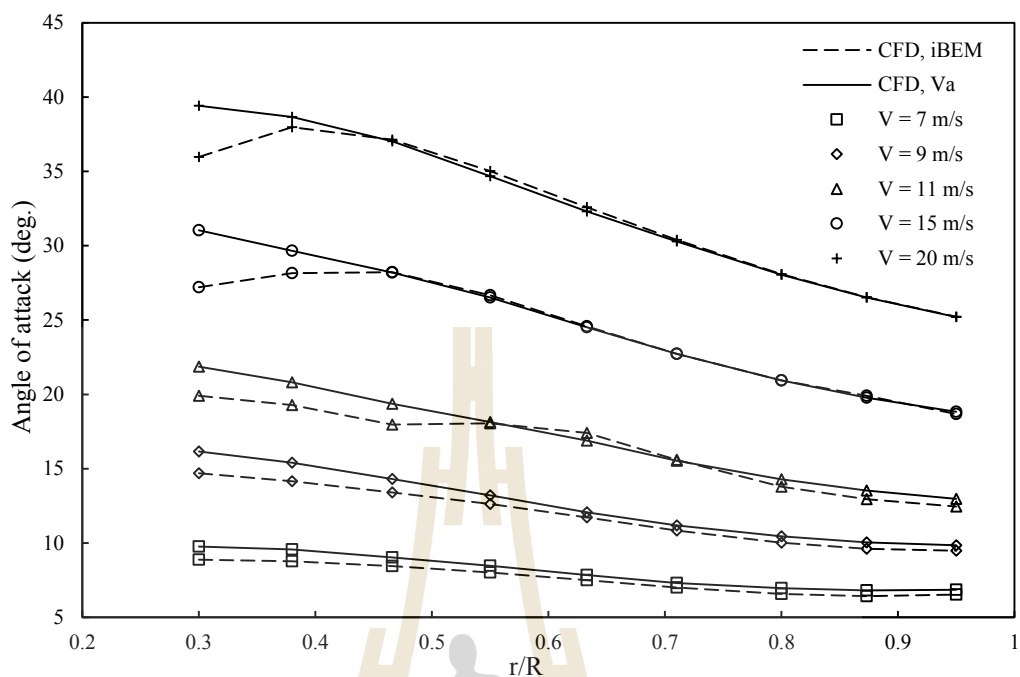
ในรูปที่ 5.4 และ 5.5 นี้ เมื่อพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านจากการจำลอง CFD ซึ่งประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM (CFD, iBEM) เปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองของ NREL ที่ประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM (Exp, iBEM) จะพบว่า แม้ขนาดของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านจากการจำลอง CFD อาจจะมีค่าสูงกว่าหรือต่ำกว่าการทดลองไปบ้างในบางมุมปะทะของแต่ละหน้าตัดใบพัด แต่โดยรวมแล้ว ลักษณะกราฟสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ได้มีแนวโน้มสอดคล้องกับข้อมูลการทดลองได้ดี ซึ่งแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $r/R = 0.30$ ถึง $r/R = 0.47$ แสดงพฤติกรรมหน่วงการป้อ (Stall delay) เช่นเดียวกับการทดลองเพียงแต่มีขนาดแรงยกสูงกว่าการทดลองเล็กน้อย ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ระยะ $r/R = 0.47$ มีค่าใกล้เคียงกับการทดลองได้ดี ส่วนแรงต้านที่ระยะ $r/R = 0.30$ ต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย แพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63$ แสดงการลดต่ำลงของแรงยกในช่วงมุมปะทะประมาณ 17 องศา เช่นเดียวกับการทดลองแต่มีขนาดแรงยกที่ต่ำกว่า ส่วนแพนอากาศที่ $r/R = 0.80$ นั้น ข้อมูลการทดลอง (Exp, iBEM) แสดงค่าแรงยกและแรงต้านที่ใกล้เคียงกับค่าจากแพนอากาศใน 2 มิติ (2D Exp.; Reuss Ramsay et al., (1995)) ส่วนการจำลอง CFD ให้ค่าแรงยกที่ต่ำกว่าการทดลองที่มุมปะทะประมาณ 18 องศา ส่วนแพนอากาศที่ $r/R = 0.95$ กราฟแรงยกสอดคล้องกันได้ดีในช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 16 องศา แต่ที่มุมปะทะประมาณ 18-22 องศา นั้นการคำนวณ CFD มีค่าแรงยกที่ต่ำกว่าการทดลอง (Exp, iBEM)



รูปที่ 5.4 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ของกึ่งหั่นลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ย



รูปที่ 5.5 ผลการประเมินมุมปะทะจากข้อมูลการจำลอง CFD ของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ย (ต่อ)



รูปที่ 5.6 เปรียบเทียบมุมปะทะตลอดความยาวใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ จากวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมแนวแกนเฉลี่ย

5.4 พฤติกรรมหน่วงการปัดของกังหันลม Phase VI จากการจำลอง CFD

5.4.1 คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัด

รูปที่ 5.7 และ 5.8 เป็นการนำค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะจากการจำลอง CFD ของกังหันลม NREL Phase VI ที่คำนวณมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM มาเปรียบเทียบในแต่ละระยะรัศมีเพื่อให้เห็นภาพรวมของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านตลอดความยาวใบพัด โดยหน้าตัดใบพัดที่พิจารณา คือ ระยะ 30%, 38%, 47%, 55%, 63%, 80%, และ 95% ของความยาวรัศมีใบพัด (วัดเทียบกับจุดหมุน) รวมทั้งเปรียบเทียบกับค่าจากการจำลอง CFD ของแพนอากาศใน 2 มิติ ที่คำนวณด้วยแบบจำลองเดียวกัน (แบบจำลอง $k - \omega$ SST, $a1=0.30$)

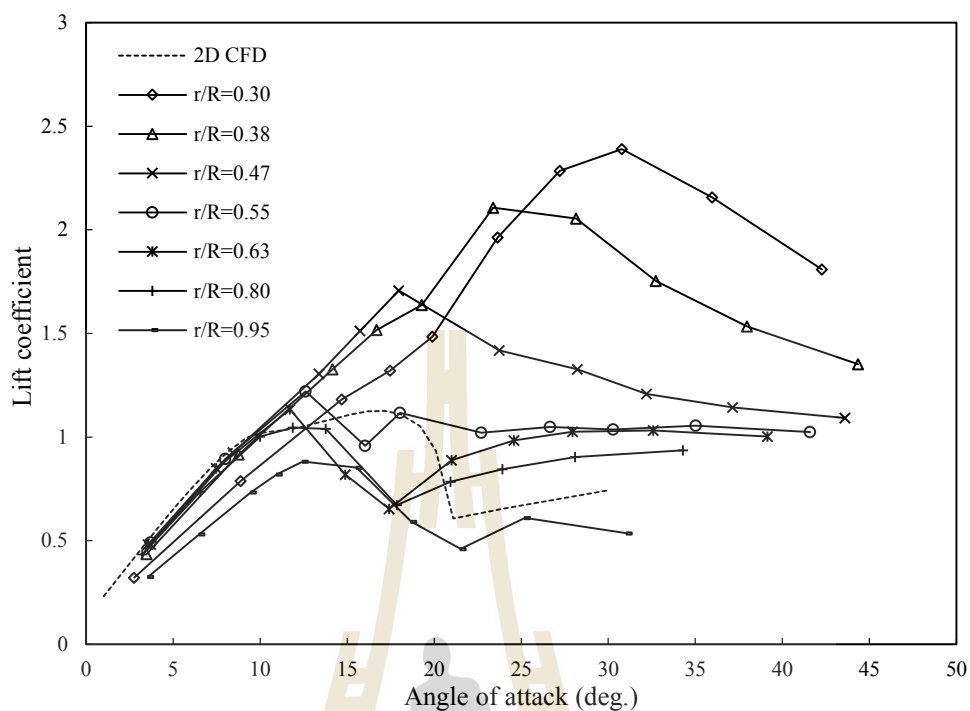
จากรูปที่ 5.7 จะพบว่า ในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ จากการจำลอง CFD จะมีมุมปะทะวิกฤติหรือมุมปะทะการปัด (Stall angle of attack) ที่ 17 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ($C_{l,max}$) เมื่อเกินมุมปะทะนี้ไปแพนอากาศจะเกิดการปัด (Stall) ซึ่งแรงยกจะมีค่าลดลงตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น และเกิดการปัดเต็มตัว (Fully stall) ที่มุมปะทะ 21 องศา ซึ่งจะเกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วผิวด้านดูดของแพนอากาศ ส่วนในกรณีกังหันลม แพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีต่ำกว่า 50% ของความยาวใบพัด (แพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.30, 0.38$ และ 0.47)

สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ และยังเกิดการป้อที่มุมปะทะสูงกว่าอีกด้วย นั่นคือ เกิดการหน่วงการป้อ (Stall delay) โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ($C_{l,max}$) ของแพนอากาศที่ระยะรัศมี 0.30R กับ 0.38R นั้นมีค่าสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ มากกว่า 2 เท่าตัว สังเกตว่าแพนอากาศที่ระยะใกล้โคนใบที่ 0.30R สามารถให้ค่าแรงยกสูงสุดก่อนการ Stall ได้สูงกว่าแพนอากาศที่ระยะห่างออกไปตามแนวรัศมี หรือที่ระยะ 0.38R, 0.47R และ 0.55R ลดหลั่นตามลำดับ

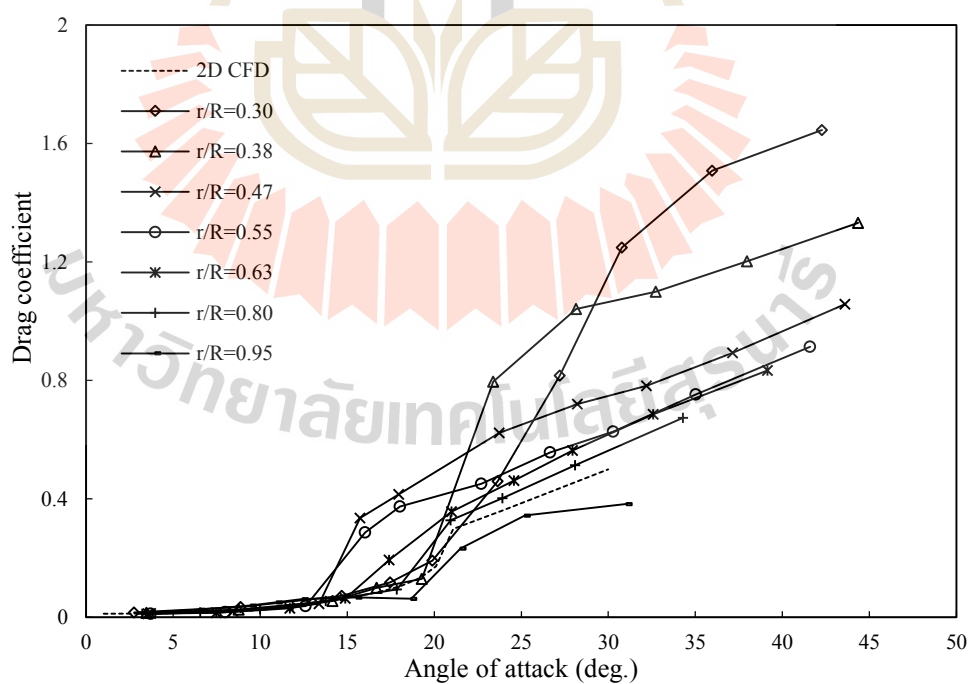
แพนอากาศที่ระยะ 0.55R เป็นช่วงระยะกึ่งกลางใบพัด แรงยกยังคงสูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ และมีค่าแรงยกสูงสุดที่มุมปะทะ 12.6 องศา จากนั้นแรงยกจะมีค่าลดต่ำลง ส่วนแพนอากาศที่ระยะ 0.63R กราฟแรงยกมีช่วง Linear lift ถึงมุมปะทะ 12 องศา ซึ่งมีค่าแรงยกสูงกว่าค่าจาก 2 มิติ เล็กน้อย จากนั้นแรงยกจะต่ำลงอย่างมากและต่ำกว่าค่าจาก 2 มิติ ส่วนแพนอากาศใบพัดที่ระยะ 0.80R ระดับค่าแรงยกที่ได้จะใกล้เคียงกับค่าจาก 2 มิติ แต่เกิดการ stall เร็วกว่า ส่วนแพนอากาศที่บริเวณปลายใบที่ระยะ 0.95R มีค่าแรงยกต่ำกว่าค่าแพนอากาศ 2 มิติ ในทุกมุมปะทะ เนื่องจากแพนอากาศได้รับผลกระทบจากการหมุนควงของกระแสอากาศที่ปลายใบ (tip vortex) ในทำนองเดียวกัน แพนอากาศที่บริเวณระยะ 0.30R ซึ่งได้รับผลกระทบของการไหลหมุนควงของกระแสอากาศที่บริเวณช่วง โคนใบ (root vortex) ส่งผลทำให้ค่าแรงยกช่วงมุมปะทะต่ำมีค่าน้อยกว่าค่าแรงยกจากแพนอากาศ 2 มิติ สังเกตว่า ที่ระยะ 0.30R และ 0.95R ค่าความชันของเส้นกราฟแรงยกช่วง Linear lift จะต่ำกว่าของแพนอากาศ 2 มิติ ในขณะที่แพนอากาศที่ระยะห่างจาก โคนใบและปลายใบออกมานั้นจะมีค่าแรงยกช่วง Linear lift ที่ใกล้เคียงกับแพนอากาศ 2 มิติมากกว่า เนื่องจากได้รับผลกระทบจากการไหลควงของกระแสอากาศที่น้อยลง

ในรูปที่ 5.8 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศใบพัดเปรียบเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ จะพบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศที่ระยะ 0.30R และ 0.38R จะมีค่าสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ ค่อนข้างมากที่มุมปะทะสูง ส่วนแพนอากาศที่ระยะ 0.47R และ 0.55R ที่มุมปะทะประมาณ 16 องศา ค่าแรงต้านจะคิดตัวสูงขึ้นค่อนข้างมาก เช่นเดียวกับที่ระยะ 0.63R แรงต้านจะคิดตัวสูงขึ้นที่มุมปะทะ 17.4 องศา และมีค่าสูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ ซึ่งที่มุมปะทะนี้แพนอากาศมีค่าแรงยกที่ต่ำลงมากด้วยเช่นกัน ส่วนแพนอากาศที่ระยะ 0.80R มีค่าแรงต้านใกล้เคียงกับค่าจาก 2 มิติ ส่วนแพนอากาศที่ปลายใบที่ระยะ 0.95R แรงต้านมีค่าต่ำกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ โดยเฉพาะที่มุมปะทะสูง

จะเห็นได้ว่า อิทธิพลจากการหมุน (rotational effect) นอกจากจะทำให้แพนอากาศที่ระยะ inboard ของใบพัด มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและมีมุมปะทะการ Stall สูงกว่าแพนอากาศใน 2 มิติแล้ว ยังส่งผลให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงขึ้นจากแพนอากาศ 2 มิติด้วยเช่นกัน ซึ่งแพนอากาศที่ระยะรัศมีใกล้โคนใบพัดจะสามารถให้ค่าแรงยกสูงสุดและมีค่าแรงต้านสูงสุดได้สูงกว่าแพนอากาศที่ระยะห่างออกมาตามแนวยาวใบ (กล่าวคือ มีค่าลดลงตามระยะรัศมีที่เพิ่มขึ้น)

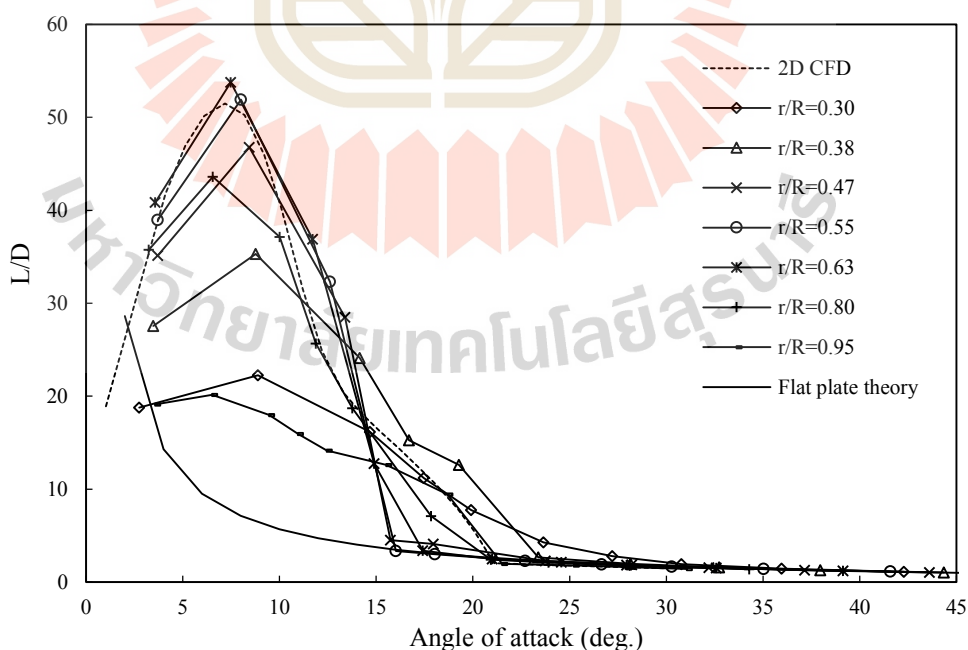


รูปที่ 5.7 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี CFD



รูปที่ 5.8 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี CFD

ในรูปที่ 5.9 เปรียบเทียบค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift to drag ratio, L/D) ของแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีต่าง ๆ และแพนอากาศ 2 มิติ จะพบว่า ในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ ค่าความชันของอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านจะเริ่มคงที่และมีค่าเข้าใกล้ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านจากทฤษฎีการไหลผ่านแผ่นเรียบ (Flat plate theory) ที่มุมปะทะ 21 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่แพนอากาศใกล้เกิดการ Stall เต็มตัว ซึ่งแพนอากาศมีแรงยกต่ำในขณะที่แรงต้านจะติดตัวสูงขึ้นมาก เมื่อเทียบกับแรงต้านของมุมปะทะก่อนหน้านี้ ส่วนกรณีใบพัด 3 มิติ แพนอากาศที่ระยะ 0.30R และ 0.38R จะเริ่มมีค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเข้าใกล้ค่าจากแผ่นเรียบ (และรวมทั้งค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ) ที่มุมปะทะ 30.8 และ 23.4 องศา ตามลำดับ ซึ่งเป็นตำแหน่งมุมปะทะที่แพนอากาศให้ค่าแรงยกสูงสุดก่อน stall แต่แรงต้านมีค่าติดตัวสูงขึ้นด้วยเช่นกัน ส่งผลให้มีอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านที่ต่ำลงมาก ส่วนแพนอากาศที่ระยะ 0.47R, 0.55R และ 0.63R นั้นจะมีมุมปะทะที่ความชันอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเริ่มคงที่และมีค่าเข้าใกล้ค่าจากแผ่นเรียบที่มุมปะทะประมาณ 16-18 องศา ซึ่งเกิดที่มุมปะทะที่ต่ำกว่าแพนอากาศ 2 มิติ โดยที่ระยะ 0.47R แม้จะได้แรงยกที่สูงกว่าค่าจาก 2 มิติ แต่แรงต้านมีค่าติดตัวสูงขึ้นตั้งแต่มุมปะทะ 16 องศา จึงส่งผลให้อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีค่าต่ำลงมาก ส่วนแพนอากาศที่ 0.80R อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีความใกล้เคียงกับค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ สังเกตว่า แพนอากาศที่ 0.30R และ 0.95R จะมีอัตราส่วน L/D ที่ต่ำกว่าแพนอากาศอื่นในช่วงมุมปะทะต่ำกว่า 13 องศา อันเป็นผลจากอิทธิพลของการไหลควง (vortices)



รูปที่ 5.9 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศใบพัดกังหัน NREL Phase VI จากวิธี CFD

5.4.2 พฤติกรรมการไหลผ่านใบพัด

เพื่อที่จะศึกษาลักษณะของการไหลผ่านใบพัดกังหันลมได้ดียิ่งขึ้น เส้น Limiting streamline บนผิวใบพัดจึงถูกนำมาใช้ในการวิเคราะห์ ซึ่งเส้น Limiting streamline คือ เส้น Streamline ของการไหลผ่านวัตถุที่อยู่ใกล้พื้นผิววัตถุมากที่สุดและฉายลงบนพื้นผิววัตถุ เส้นนี้จะทับกันพอดีกับเส้น Skin friction line (เส้นที่ลากสัมผัสกับเวกเตอร์แรงเสียดทานที่ผิววัตถุ) บ่อยครั้งเรียก Limiting streamline ว่า Surface Streamline เส้น Limiting streamline ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อช่วยในการมองเห็นการไหลแยกตัวใน 3 มิติ หลักการพัฒนาเส้น Limiting streamline มีรายละเอียดอยู่ใน Schetz and Fuhs (1999) และสมการของ Limiting streamline แสดงไว้ใน Warsi (2006)

ในรูปที่ 5.10 แสดงเส้น Limiting streamline ที่ผิวด้านดูด (Suction side) ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลมต่าง ๆ ส่วนในรูปที่ 5.11 แสดงเส้นการไหล 3 มิติ (3D streamline) ของการไหลรอบใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ โดยจะใช้พิจารณาาร่วมกันเพื่อให้เห็นภาพลักษณะของการไหลที่ละเอียดขึ้น จากรูปที่ 5.10 จะพบว่า ในภาพรวมนั้น เริ่มจากการไหลแบบติดไปกับผิว (Attached flow) ที่ช่วงความเร็วลมต่ำ 5-7 m/s จากนั้นจะเริ่มเกิดการไหลแยกจากผิว (Separated flow) ขยายตัวมากขึ้นตามความเร็วลมที่เพิ่มขึ้น เนื่องจากการที่กังหันลมมีมุมเอนปลายใบคงที่ (fixed pitch) และหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ ดังนั้น มุมปะทะจึงมีค่าสูงขึ้นตามความเร็วลมที่เพิ่มขึ้น จนกระทั่งเกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วผิวด้านดูดของแพนอากาศและตลอดความยาวใบพัดที่ความเร็วลมสูง

ที่ความเร็วลม 5 m/s กังหันลมมีค่า Tip Speed Ratio (TSR) = 7.6 และที่ความเร็วลม 7 m/s (มี TSR = 5.4) เกิดมุมปะทะตลอดความยาวใบพัดต่ำกว่า 10 องศา การไหลที่ผิวด้านดูดในพื้นที่ส่วนใหญ่ของใบพัดเป็นการไหลแบบติดไปกับผิว ลักษณะเส้นการไหลเรียงตัวขนานในทิศจากหัวแพนไปหางแพนเสมือนการไหลใน 2 มิติ แต่ที่บริเวณใกล้โคนใบมีการไหลในแนวรัศมี (radial flow) ของการไหลแยกตัวจากผิวเกิดขึ้น ซึ่งเมื่อพิจารณาเส้น Streamline 3 มิติ ในรูปที่ 5.11 จะเห็นลักษณะการไหลแยกตัวที่โคนใบชัดเจนขึ้น เมื่อย้อนไปพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในรูปที่ 5.7 จะพบว่า แรงยกของแพนอากาศส่วนใหญ่อยู่ในช่วง Linear lift และใกล้เคียงค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ ยกเว้นแพนอากาศที่ระยะใกล้ปลายใบ (ที่ $r/R = 0.95$) และใกล้โคนใบ (ที่ $r/R = 0.30$) ซึ่งมีค่าแรงยกที่ต่ำกว่าแพนอากาศ 2 มิติ เนื่องจากได้รับผลกระทบจากอิทธิพลของการไหลควงของกระแสอากาศที่ปลายใบและโคนใบพัด ตามลำดับ ทำให้ค่าความดันที่ผิวด้านดูดของใบพัดมีขนาดความดันดูด (suction pressure) ต่ำกว่าแพนอากาศ 2 มิติ ส่งผลให้ได้แรงยกที่ต่ำกว่า

เมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้นเป็น 9 m/s (มี TSR = 4.2) พื้นที่ตั้งแต่โคนใบพัดไปจนถึงระยะรัศมีประมาณ 80% ของความยาวใบ เกิดการไหลแยกตัวจากผิวโดยมีตำแหน่งการไหลแยกเกิดขึ้นที่ระยะประมาณกึ่งหนึ่งตามแนวความยาวคอร์ด ($x/c \sim 0.5$ โดยประมาณ) ซึ่งกระแสอากาศที่

เกิดการไหลแยกตัวไปนั้นถูกอิทธิพลจากการหมุนกระทำให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมี จะเห็นว่า เส้น limiting streamline วางตัวในทิศรัศมีร่วมกับทิศจากหางแพนมาหัวแพน ส่วนการไหลในช่วงระยะกึ่งหน้าของคอร์ดแพนอากาศ (ระยะ $x/c < 0.5$ โดยประมาณ) ยังคงเป็นการไหลชนิดติดผิว ซึ่ง เส้น limiting streamline มีลักษณะวางตัวขนานตามแนวความยาวคอร์ดจากหัวแพนไปหางแพน ส่วนการไหลที่ระยะรัศมีประมาณ $0.80R$ ขึ้นไปจนถึงปลายใบนั้นยังคงเป็นการไหลติดผิวตลอดหน้าตัดใบพัด เนื่องจากมีมุมปะทะที่ต่ำกว่าแพนอากาศในช่วงโคนใบ สำหรับที่ความเร็วลม 9 m/s นี้ มุมปะทะตลอดใบพัดอยู่ในช่วง $9-15$ องศา แพนอากาศที่ระยะ $0.30R$ ถึงระยะ $0.63R$ นั้นค่าแรงยกยังคงเพิ่มขึ้นเชิงเส้นกับมุมปะทะ และมีค่าแรงยกสูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ เมื่อเทียบที่มุมปะทะเดียวกัน ส่วนที่ระยะ $0.80R$ มีแรงยกใกล้เคียงกับค่าจาก 2 มิติ และที่ระยะ $0.95R$ มีแรงยกต่ำกว่าค่าจาก 2 มิติ สำหรับแพนอากาศที่ระยะ $0.30R$ ซึ่งการไหลเกิดมุมปะทะ 14.7 องศา แม้ว่าจะได้รับผลกระทบจากกระแสการไหลควงที่โคนใบ รวมทั้งเกิดการไหลแยกตัวขึ้น แต่ด้วยอิทธิพลจากการหมุนทำให้แพนอากาศยังคงสามารถให้ค่าแรงยกสูงขึ้นไปได้อีก

การไหลที่ความเร็วลม 10 m/s (มี $\text{TSR} = 3.8$) ซึ่งมุมปะทะตลอดความยาวใบพัดจะอยู่ในช่วง $11-18$ องศา เกิดการไหลแยกมากขึ้น (รวมทั้งมีการไหลไปในทิศรัศมี) โดยที่ช่วงระยะ $0.55R$ เกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วผิวด้านดูดของหน้าตัดใบ และที่ช่วงรัศมี $40-60\%R$ โดยประมาณ สังเกตว่า เส้น limiting streamline มีลักษณะหมุนควง เมื่อพิจารณารูปกระแสการไหล 3 มิติ จะพบว่า บริเวณดังกล่าวเกิดการไหลควงของกระแสการไหลแยกตัวจากผิว (separated vortex) โดยเริ่มเกิดการไหลแยกและควงตัวตั้งแต่หัวแพนอากาศ ซึ่งในงานวิจัยของ Sorensen et al. (2002), Tangler (2004), Schreck et al. (2007) และ Dumitrescu and Cardo (2009) ได้ระบุถึงพฤติกรรมการเกิด separated vortex หรือ standing vortex ที่บริเวณนี้ด้วยเช่นกัน เมื่อพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในรูปที่ 5.7 และ 5.8 จะพบว่า แพนอากาศใบพัดที่ระยะ $0.30R$, $0.38R$ และ $0.47R$ แรงยกยังคงมีค่าสูงขึ้นไปได้อีกและมีค่าแรงยกสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ โดยที่ระยะ $0.47R$ นั้นเนื่องจากเกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วหน้าตัดใบ ทำให้มีค่าแรงต้านที่คิดตัวสูงขึ้นมากเช่นกัน ส่วนที่ระยะ $0.55R$ ซึ่งได้รับผลกระทบจาก separated vortex นี้ยิ่งเต็มตัว อีกทั้งยังเป็นพื้นที่ช่วงรอยต่อกับการไหลชนิดติดผิวที่หน้าตัดระยะถัดไปในทิศรัศมี ส่งผลให้แรงยกมีค่าลดลงมาก (เส้นกราฟแรงยกมีลักษณะตกลง) ในขณะที่แรงต้านมีค่าเพิ่มสูงขึ้น (แรงต้านคิดตัวสูงขึ้นเมื่อเทียบกับแรงต้านของมุมปะทะก่อนหน้า) เช่นเดียวกับที่ระยะ $0.63R$ มีค่าแรงยกที่ต่ำลงมากและต่ำกว่าแพนอากาศ 2 มิติ เมื่อพิจารณาการไหลผ่านหน้าตัดใบพัดในรูปที่ 5.12 จะเห็นได้ว่า แพนอากาศที่ระยะรัศมี $0.55R$ และ $0.63R$ มีความหนาของฟองกระแสการไหลแยกตัว (Separation bubble) ค่อนข้างมาก ในขณะที่แพนอากาศที่ระยะ $0.30R$, $0.38R$ และ $0.47R$ มีความหนาของ Separation bubble ที่ต่ำกว่า

การไหลที่ความเร็วลม 11 m/s (มีค่า TSR = 3.4) ลักษณะการไหลจะคล้ายกับที่ความเร็วลม 10 m/s แต่เกิดการไหลแยกตัวมากขึ้นเนื่องจากมุมปะทะที่สูงขึ้น แพนอากาศใบพัดที่ระยะ 0.30R, 0.38R และ 0.47R นั้นแรงยกยังคงมีค่าสูงขึ้นได้อีกและมีค่าสูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ ส่วนแพนอากาศที่ระยะ 0.63R (มีมุมปะทะ 17.4 องศา) เกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมหัวหน้าตัดและได้รับผลกระทบจาก separated vortex เต็มตัว รวมทั้งเป็นช่วงรอยต่อการไหลชนิดติดผิวที่หน้าตัดระยะถัดไป ทำให้มีค่าแรงยกที่ต่ำลงมาก ในขณะที่แรงต้านมีค่าติดตัวสูงขึ้นและสูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ

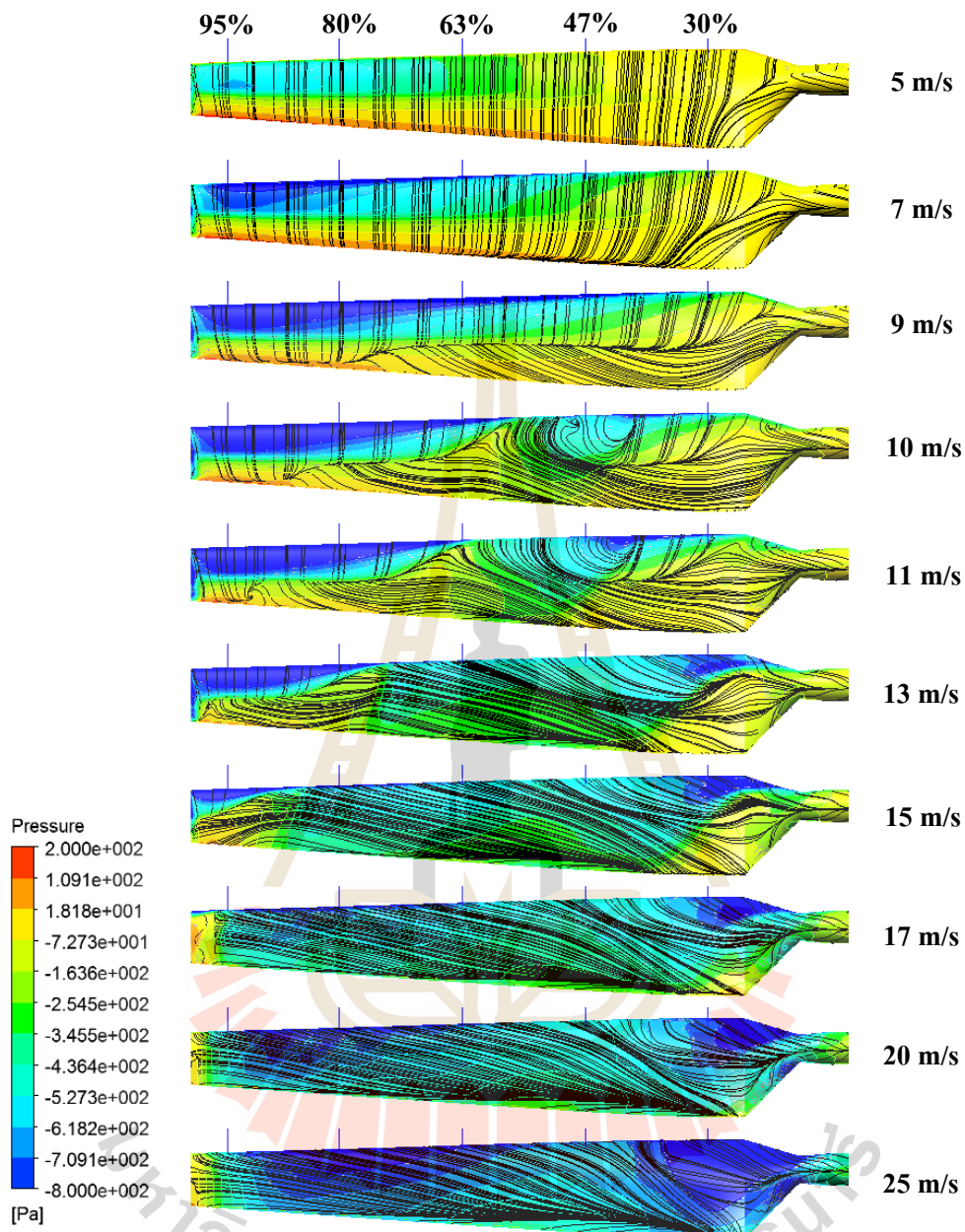
การไหลที่ความเร็วลม 13 m/s (มี TSR = 2.9) มุมปะทะของแพนอากาศตลอดความยาวใบพัดจะอยู่ในช่วงประมาณ 15-24 องศา การไหลแยกจากผิวเกิดมากขึ้น และเหลือพื้นที่ที่มีการไหลชนิดติดผิวน้อยลงที่บริเวณปลายใบ โดยในพื้นที่ตั้งแต่โคนใบพัดไปจนถึงระยะประมาณ 75% ของความยาวใบพัด เกิดการไหลแยกจากผิวด้านดูดของแพนอากาศตั้งแต่หัวแพนปกคลุมตลอดหน้าตัดใบพัด ส่วนพื้นที่บริเวณปลายใบพัด การไหลแยกเกิดที่ประมาณกึ่งกลางความยาวคอร์ดของแพนอากาศ สังเกตว่า แพนอากาศที่ระยะ 0.30R, 0.38R และ 0.47R แม้ว่าจะเกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั้งหน้าตัดใบพัด แต่ยังคงสามารถให้ค่าแรงยกได้สูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติค่อนข้างมาก แต่แรงต้านจะมีค่าสูงขึ้นด้วยเช่นกัน ดังแสดงในรูปที่ 5.7 และ 5.8

การไหลที่ความเร็วลม 15 m/s (มี TSR = 2.5) มุมปะทะที่เกิดกับใบพัดกักหันลมอยู่ในช่วงประมาณ 18-28 องศา เกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนปกคลุมตลอดหน้าตัดใบพัดในพื้นที่ตั้งแต่โคนใบพัดไปจนถึงระยะประมาณ 80% ของความยาวใบ การไหลแบบชนิดติดผิวเหลือเพียงส่วนเล็ก ๆ ที่บริเวณปลายใบ ส่วนการไหลที่ความเร็ว 17-25 m/s (มี TSR < 2.3) ตลอดความยาวใบพัดนั้นเกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนปกคลุมตลอดหน้าตัดใบพัด ซึ่งมุมปะทะตลอดความยาวใบพัดมีค่าสูงกว่า 22 องศา แพนอากาศในแต่ละระยะรัศมีอยู่ในสภาวะหลังการ Stall เต็มตัว ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศจะมีค่าน้อยและเข้าใกล้ค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ และทฤษฎีแผ่นเรียบ (ดังแสดงในรูปที่ 5.9) การไหลจึงเสมือนการไหลผ่านแผ่นเรียบ

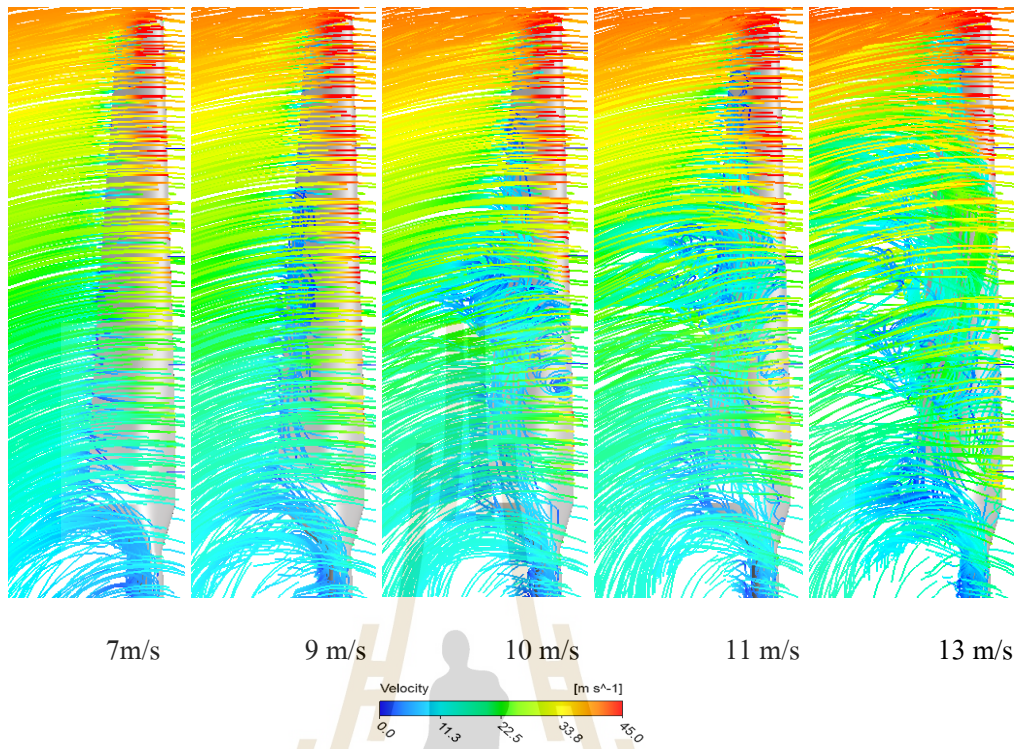
ในรูปที่ 5.10 จะสังเกตว่า เส้น Limiting streamline ของการไหลช่วงเข้าใกล้แนวเส้นการไหลแยกตัวจากผิว กระแสการไหลแบบชนิดติดผิวจะเกิดการเลี้ยวเบนไปในทิศรัศมีก่อนตำแหน่งเริ่มเกิดการไหลแยกจากผิว แสดงให้เห็นว่า กระแสการไหลที่ผิวด้านดูดของแพนอากาศใบพัดได้รับผลกระทบจากอิทธิพลของแรงเหวี่ยง (Centrifugal force) ตลอดหน้าตัดใบพัดทั้งในส่วนของ การไหลชนิดติดผิวและการไหลแยกตัวจากผิว ในกรณีการไหลชนิดติดผิว (ซึ่งมักมีทิศการไหลจากหัวแพนไปหางแพนตามแนวยาวคอร์ด) การไหลที่บริเวณหัวแพนและช่วงต้นผิวด้านดูดแพนอากาศจะมีความเร็วการไหลสูง กระแสการไหลจะเคลื่อนที่ผ่านแพนอากาศไปอย่างรวดเร็ว ดังนั้น อิทธิพลของแรงเหวี่ยงจึงไม่สามารถเบี่ยงเบนทิศทางการไหลของกระแสอากาศได้มากนัก

ส่วนกระแสการไหลเมื่อเข้าใกล้ตำแหน่งที่เกิดการไหลแยกจะมีการชะลอตัวช้าลง มีความเร็วการไหลที่ลดลง (โมเมนตัมการไหลหรือความเร่งลดลงจากอิทธิพลของเกรเดียนต์ความดันด้าน) กระแสการไหลมีเวลาอยู่บนแผนอากาศมากขึ้น และถูกอิทธิพลจากแรงเหวี่ยงกระทำให้เกิดการไหลเบนเอียงไปในทิศรัศมี ส่วนในกรณีการไหลในชั้นซิดผิวของการไหลแยกตัวจากผิว กระแสการไหลบางส่วนจะเกิดการไหลวนย้อนกลับ (reversed flow) มีทิศจากหางแผนมาหัวแผนอากาศ ความเร็วการไหลในพื้นที่การไหลแยกนี้จะต่ำ จึงถูกอิทธิพลของแรงเหวี่ยงทำให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมี ซึ่งในการศึกษาของ Conten, (2001), Lindenburg, (2004), และ Guntur and Sørensen, (2014) ได้กล่าวถึงการไหลในทิศรัศมีอันเกิดจากอิทธิพลของแรงเหวี่ยงไว้ด้วยเช่นกัน

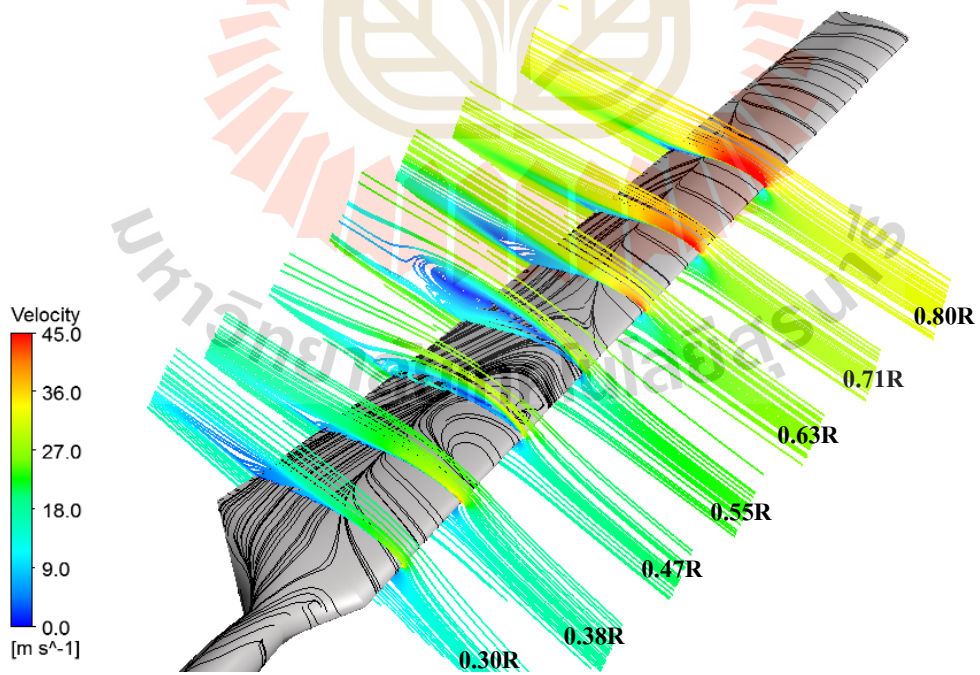
การวิเคราะห์การไหลผ่านใบพัดที่กำลังหมุนด้วยระบบ Rotating reference frame นั้นนอกจากแรงเหวี่ยงและแรงคอลลีโอลิสแล้ว อิทธิพลของการหมุนยังทำให้เกิดความแตกต่างของความดันพลวัตตลอดความยาวใบพัด ซึ่งความดันพลวัตจะมีค่าเพิ่มขึ้นจากโคนใบสู่ปลายใบ อันเนื่องมาจากความเร็วแนวสัมผัส (tangential velocity) ที่เพิ่มขึ้นตามระยะรัศมี ส่งผลให้เกิดเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมี (Spanwise pressure gradient) อย่างไรก็ตาม อิทธิพลจากเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมีมีผลกระทบต่อการไหลไปในทิศรัศมีน้อยเมื่อเทียบกับอิทธิพลจากแรงเหวี่ยง ใน Lindenburg (2003) กล่าวถึง แรงเหวี่ยงว่าเป็นปัจจัยหลักที่ส่งผลกระทบต่อการไหลในทิศรัศมีของการไหลแยกตัวมากกว่าอิทธิพลจากเกรเดียนต์ของความดันพลวัตในทิศรัศมี เนื่องจากในพื้นที่ชั้นซิดผิวของการไหลแยกตัวนั้นจะมีค่าความดันที่ใกล้เคียงกันและใกล้เคียงความดันบรรยากาศ ดังนั้นจึงเกิดเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมีที่มีค่าน้อยมาก ไม่เพียงพอที่จะทำให้เกิดการไหลในแนวรัศมีได้เมื่อเทียบกับอิทธิพลจากแรงเหวี่ยง โดยแรงเหวี่ยงจะกระทำในลักษณะเสมือนปั๊มที่เหวี่ยงหรือผลักกระแสการไหลแยกตัวให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมี โดยเรียกว่า “Centrifugal pumping” ส่วนการจำลอง CFD ศึกษากังหันลม MEXICO ของ Herráez et al., (2014) พบว่า ทิศทางของเวกเตอร์ความเร็วของการไหลไปในทิศรัศมีของการไหลแยกตัวจากผิวนั้นไม่สัมพันธ์กับเกรเดียนต์ความดันในทิศรัศมี แสดงถึง การไหลในทิศรัศมีมาจากอิทธิพลของแรงเหวี่ยงเป็นหลัก ขณะที่ Guntur (2013) พบว่า ในพื้นที่ชั้นซิดผิวของการไหลแยกตัวนั้น อิทธิพลจาก Centrifugal pumping ทำให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมีและยังเป็นสาเหตุทำให้เกิดเกรเดียนต์ความดันในแนวรัศมีอีกด้วย



รูปที่ 5.10 เส้น Limiting streamline ที่ผิวด้านดูดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่
ความเร็วลม 5-25 m/s



รูปที่ 5.11 เส้นกระแสการไหล 3 มิติ รอบใบพัดของการไหลที่ความเร็วลมต่างๆ



รูปที่ 5.12 เส้น Streamline การไหลผ่านหน้าตัดใบพัดที่ความเร็วลม 10 m/s

5.4.3 ผลกระทบของการหมุนต่อสัมประสิทธิ์ความดันและการไหลแยกตัว

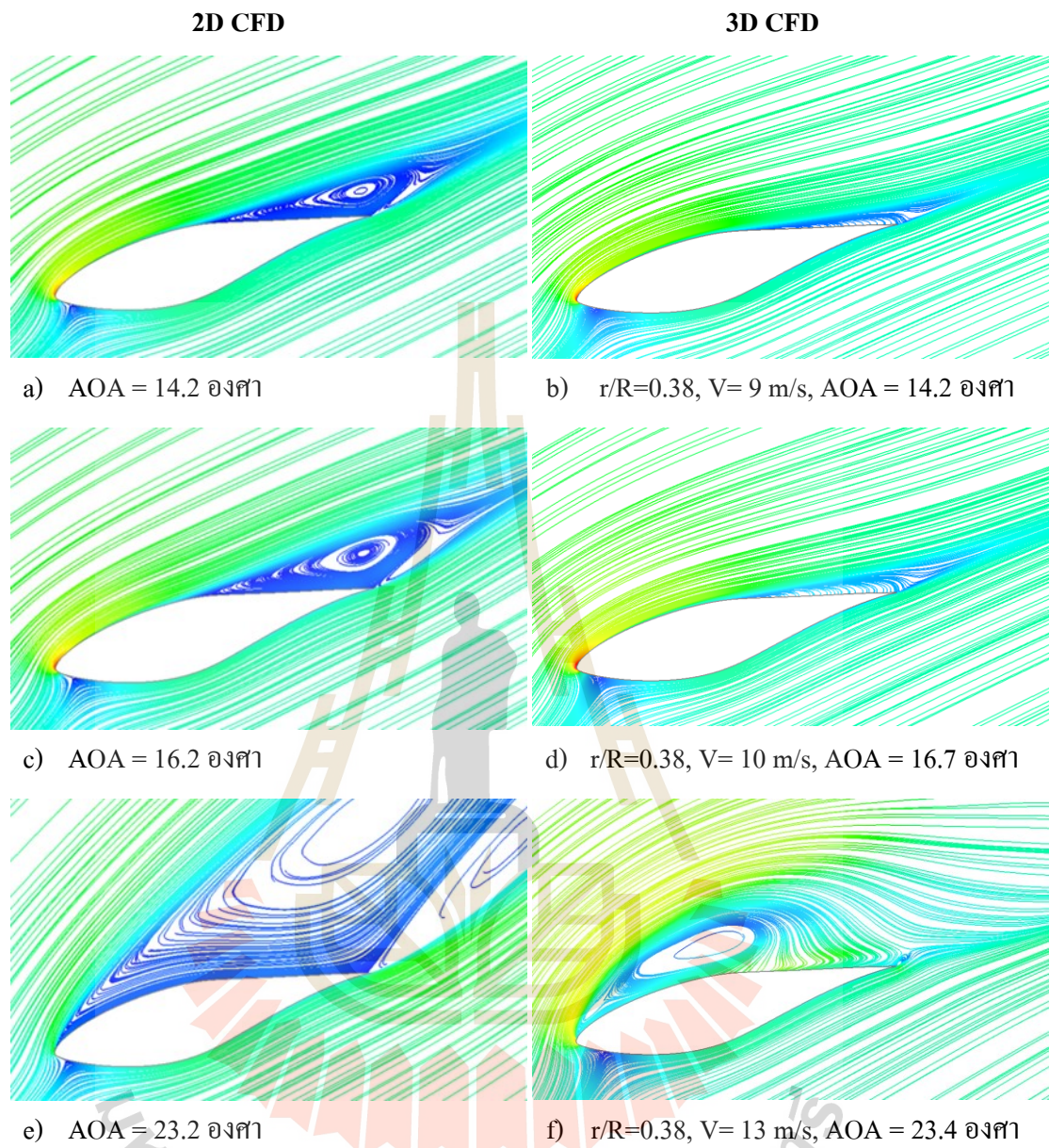
จากค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดในหัวข้อที่ผ่านมา จะพบว่า แพนอากาศในช่วง inboard part ของใบพัด ที่ระยะ 0.30R, 0.38R และ 0.47R แสดงการเกิดพฤติกรรม Stall delay ซึ่งแพนอากาศมีค่าแรงยกที่สูงกว่าและเกิดการ Stall ที่ช้ากว่าแพนอากาศ 2 มิติ (เกิดการ stall ที่มุมปะทะสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ) เพื่อที่จะศึกษาในรายละเอียดที่มากขึ้น จึงทำการวิเคราะห์เปรียบเทียบการกระจายความดัน สัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน ตำแหน่งการไหลแยกจากผิว และลักษณะชั้นขีดยาวการไหลแยก โดยทำการวิเคราะห์แพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.38$ และ $r/R=0.47$ เปรียบเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ แบบสถิต ที่ได้จากการจำลอง CFD

ในรูปที่ 5.13 แสดงเส้น Streamline ของการไหลผ่านแพนอากาศใบพัด (3D CFD) ที่ระยะรัศมี $r/R = 0.38$ เปรียบเทียบกับแพนอากาศใน 2 มิติ (2D CFD) ที่มุมปะทะใกล้เคียงกัน จะพบว่า แพนอากาศใบพัดมีความหนาของชั้นขีดยาวการไหลแยกตัวหรือฟองกระแสการไหลแยกตัว (separation bubble) ที่ต่ำกว่าแพนอากาศ 2 มิติค่อนข้างมาก แสดงให้เห็นว่า อิทธิพลจากการหมุนช่วยลดความหนาของชั้นขีดยาวการไหลแยกตัวของแพนอากาศใบพัด นอกจากนี้ในรูปที่ 5.13b และ 5.13d แพนอากาศใบพัดทำมุมปะทะ 14.2 องศา และ 16.7 องศา จะมีตำแหน่งเกิดการไหลแยกตัวจากผิวที่ขยับถอยไปทางหางแพนมากกว่าเมื่อเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ ที่มุมปะทะเทียบเท่ากัน กล่าวคือ การไหลแยกตัวเกิดช้ากว่าแพนอากาศ 2 มิติ โดยเมื่อทำการเปรียบเทียบตำแหน่งการไหลแยกตัวในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศใบพัดกับแพนอากาศ 2 มิติ แสดงไว้ในรูปที่ 5.19 จะพบว่า ที่มุมปะทะ 14.2 องศา แพนอากาศใบพัดที่ระยะ 0.38R มีตำแหน่งการไหลแยกตัวที่ระยะตามแนวคอร์ด $s/c = 0.6$ (ระยะวัดเทียบจากหัวแพนอากาศ) ขณะที่แพนอากาศ 2 มิติ มีตำแหน่งการไหลแยกที่ระยะ $s/c = 0.49$ ในรูปที่ 5.19 นี้ จะเห็นว่า แพนอากาศใบพัดที่ระยะ 0.38R เกิดการไหลแยกที่ล่าช้ากว่าแพนอากาศ 2 มิติ ในทุกมุมปะทะ ตั้งแต่มุมปะทะที่เริ่มเกิดการไหลแยกไปจนกระทั่งมีการไหลแยกปกคลุมทั่วผิวด้านดูดที่มุมปะทะ 23.4 องศา ขณะที่แพนอากาศ 2 มิติ เกิดการไหลแยกที่หัวแพนปกคลุมทั่วผิวด้านดูดที่มุมปะทะ 21 องศา

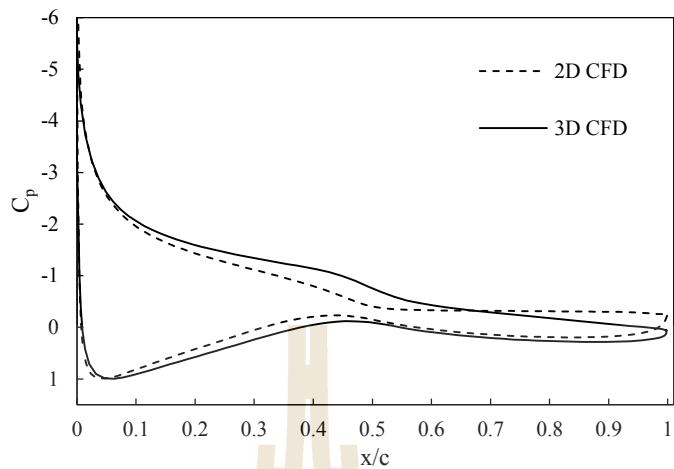
เมื่อพิจารณาการกระจายสัมประสิทธิ์ความดันรอบผิวแพนอากาศในรูปที่ 5.14a ที่มุมปะทะ 14.2 องศา (เกิดจากการไหลที่ความเร็วลม 9 m/s) และรูปที่ 5.14b (เกิดจากการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s) จะพบว่า แพนอากาศใบพัดมีขนาดความแหลมของความดันดูด (suction peak) ที่สูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ และที่มีค่าความดันดูด (suction pressure) ที่สูงกว่าค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ (ค่าคิดลบมากกว่าหรือขนาดของ $-C_p$ ใหญ่กว่าค่าจาก 2 มิติ) ส่งผลให้ได้สัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ สังเกตว่า ลักษณะการกระจายความดันที่ผิวด้านดูดในช่วงหลังตำแหน่งเกิดการไหลแยกตัวจากผิวไปนั้น ในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ เส้นกราฟจะมีลักษณะราบคงที่ขนานไปกับแกนนอน กล่าวคือ มีเกรเดียนต์หรือความชันของความดันเป็นศูนย์ ในขณะที่การ

กระจายความดันของแพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ จะมีเกรเดียนต์ความดันคงที่และไม่เป็นศูนย์ (เส้นกราฟไม่ราบขนานแกนอน) ทั้งนี้เนื่องจากในกรณีใบพัด 3 มิติ เกิดการไหลในแนวรัศมีของการไหลแยกตัว จึงช่วยเพิ่มความดันดูดหรือความดันลบ (Negative pressure) ให้กับแพนอากาศได้อีก ส่วนในรูปที่ 5.13f ที่มุมปะทะ 23.4 องศา (จากการไหลที่ความเร็วลม 13 m/s) แพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ เกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั่วผิวด้านดูดเช่นเดียวกับแพนอากาศ 2 มิติ แต่มีขนาดความหนาของชั้นขีดผิวการไหลแยกตัวที่ต่ำกว่าแพนอากาศ 2 มิติ จากอิทธิพลของการหมุนส่งผลให้การกระจายความดันที่ผิวด้านดูดของแพนอากาศใบพัดที่มีขนาดค่าความดันดูดสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ ดังรูปที่ 5.14c ส่งผลทำให้ที่มุมปะทะนี้แพนอากาศใบพัดมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ และมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่สูงกว่าด้วยเช่นกัน

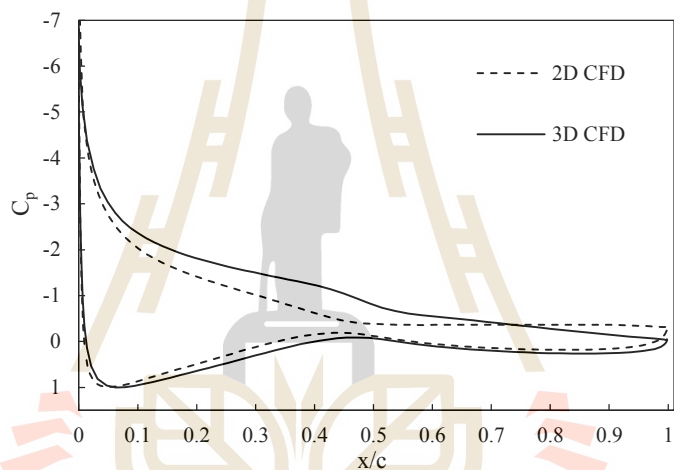
รูปที่ 5.15 แสดงเส้น Streamline ของการไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมี $r/R = 0.47$ เปรียบเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ ที่มุมปะทะใกล้เคียงกัน จะพบว่า แพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ แม้มีมุมปะทะเพียง 15.74 องศา (จากการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s) ได้เกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมตลอดหน้าตัดใบพัด แต่มีความหนาของฟองกระแสน้ำไหลแยกตัวที่ไม่สูงมากนัก ในขณะที่แพนอากาศ 2 มิติ ที่มุมปะทะ 15.2 องศา การไหลช่วงต้นหัวแพนยังคงเป็นการไหลแบบติดไปกับผิวและเกิดการไหลแยกตัวที่ระยะ $s/c = 0.47$ ตามแนวยาวคอร์ด เมื่อพิจารณากราฟสัมประสิทธิ์ความดันในรูปที่ 5.16 จะพบว่า การกระจายความดันรอบแพนอากาศ 2 มิติ มีลักษณะของ suction peak ที่บริเวณหัวแพนตามด้วยเกรเดียนต์ความดันด้านและช่วงที่ความชันเป็นศูนย์ในพื้นที่ของการไหลแยกตัว โดยมีค่าความดัน suction peak ที่สูงกว่าแพนอากาศใบพัด 3 มิติ ซึ่งการกระจายความดันของแพนอากาศใบพัดมีลักษณะของเกรเดียนต์ความดันที่ไม่สูงนัก (ความชันของกราฟต่ำกว่า) แต่ความดันที่ผิวด้านดูดช่วงระยะตามแนวยาวคอร์ด $x/c > 0.1$ ขึ้นไป นั้นแพนอากาศใน 3 มิติ มีขนาดของค่าความดันดูด (หรือขนาด $-C_p$) ใหญ่กว่าแพนอากาศ 2 มิติ โดยที่มุมปะทะนี้แพนอากาศใบพัดมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านสูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติ แสดงให้เห็นว่าแพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ แม้ว่าจะไม่เกิดการเลื่อนถอยของตำแหน่งการไหลแยกไปจากแพนอากาศ 2 มิติ อีกทั้งยังเกิดฟองกระแสน้ำไหลแยกตัวตั้งแต่หัวแพน แต่ด้วยอิทธิพลจากการหมุนทำให้แพนอากาศใบพัดสามารถมีขนาดค่าความดันด้านดูด (รวมทั้งมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยก) ที่สูงกว่าแพนอากาศ 2 มิติได้



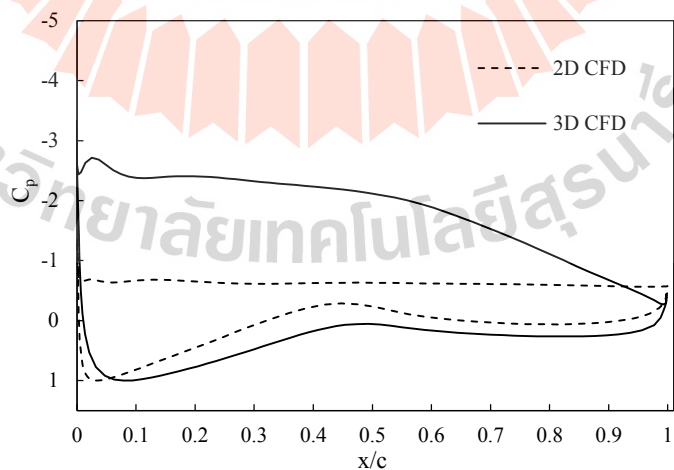
รูปที่ 5.13 เปรียบเทียบ Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $0.38R$ กับแพนอากาศ 2 มิติ



a) $r/R=0.38$, $V=9$ m/s, $AOA = 14.2$ องศา

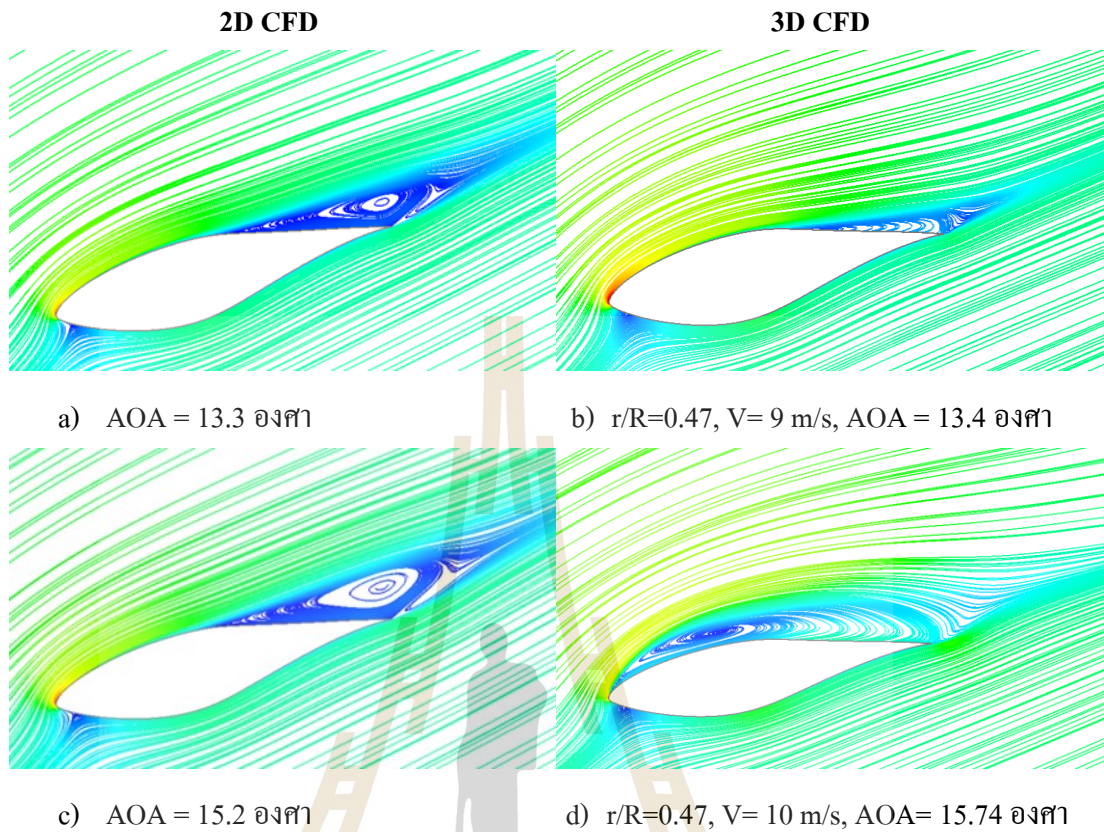


b) $r/R=0.38$, $V=10$ m/s, $AOA = 16.7$ องศา

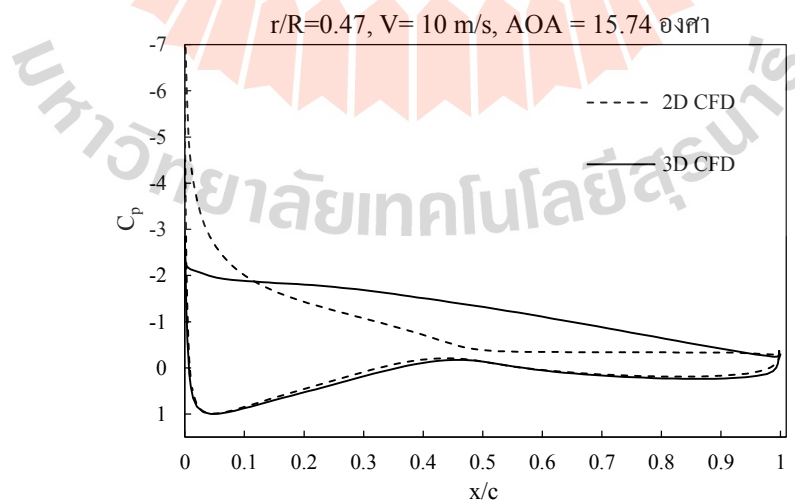


c) $r/R=0.38$, $V=13$ m/s, $AOA = 23.4$ องศา

รูปที่ 5.14 การกระจายความดันรอบแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $0.38R$ เทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ



รูปที่ 5.15 เปรียบเทียบ Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะ 0.47R กับแพนอากาศ 2 มิติ



รูปที่ 5.16 การกระจายความดันรอบแพนอากาศใบพัดที่ระยะ 0.47R เทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ

5.4.4 ตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิวของแพนอากาศ

สำหรับข้อมูลจากการจำลอง CFD สามารถระบุตำแหน่งที่การไหลเริ่มเกิดการไหลแยกตัว (separation point) ได้จากการพิจารณาค่าความเค้นเฉือนที่ผิวหรือสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานที่ผิว (skin friction coefficient) โดยในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ สามารถคำนวณได้จากสมการ

$$C_{fx} = \frac{\mu \left(\frac{du_x}{dn} \right)}{\frac{1}{2} \rho V_0^2} \quad (5.10)$$

กรณีแพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ ค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานที่ผิว คำนวณได้จาก

$$C_{fx} = \frac{\mu \left(\frac{du_x}{dn} \right)}{\frac{1}{2} \rho (V_0^2 + \Omega^2 r^2)} \quad (5.11)$$

เมื่อ C_{fx} เป็นสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานที่ผิวในทิศความยาวคอร์ด

สำหรับในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ จุดเริ่มเกิดการไหลแยกตัว คือ ตำแหน่งที่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานเป็นศูนย์ ($C_{fx} = 0$) ซึ่งจะมีเกรเดียนต์ความเร็วในทิศคอร์ด (chord-wise velocity gradient) เป็นศูนย์ ส่วนในกรณีใบพัด 3 มิติ เนื่องจากการไหลแยกตัวถูกกระทำให้เกิดการไหลไปในทิศรัศมี ดังนั้น เกรเดียนต์ความเร็วในทิศคอร์ดของการไหลแยกตัวในบางหน้าตัดใบพัดจึงมีค่าไม่เป็นศูนย์ แต่จะมีค่าน้อย ๆ เข้าใกล้ศูนย์แทน โดยเกรเดียนต์ความเร็วในทิศคอร์ดของการไหลแยกตัว หากมีค่าเป็นศูนย์แสดงถึงมีเวกเตอร์การไหลเฉพาะในทิศรัศมี (เส้น Limiting streamline ของการไหลจะวางตัวในแนวตั้งฉากกับคอร์ดแพนอากาศ) หากมีค่าติดลบ แสดงถึงมีเวกเตอร์การไหลในทิศรัศมีร่วมกับทิศย้อนกลับจากหางแพนมาหัวแพน และหากมีค่าเป็นบวกแสดงถึงมีเวกเตอร์การไหลในทิศคอร์ดจากหัวแพนไปหางแพนร่วมกับทิศรัศมี ดังรูปที่ 5.18 แสดง Limiting streamline ที่ผิวด้านดูดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 m/s โดยพื้นที่สีน้ำเงินแสดงพื้นที่ของการไหลที่มีค่า $C_{fx} > 0$ จะพบว่า ในพื้นที่ที่เกิดการไหลแยกตัวจากผิวของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30$ และ $r/R = 0.63$ จะมีค่า C_{fx} ไม่เป็นศูนย์ ($C_{fx} > 0$) เนื่องจากกระแสการไหลแยกตัวมีเวกเตอร์การไหลในทิศรัศมีร่วมกับทิศคอร์ดจากหัวแพนไปหางแพน ส่วน

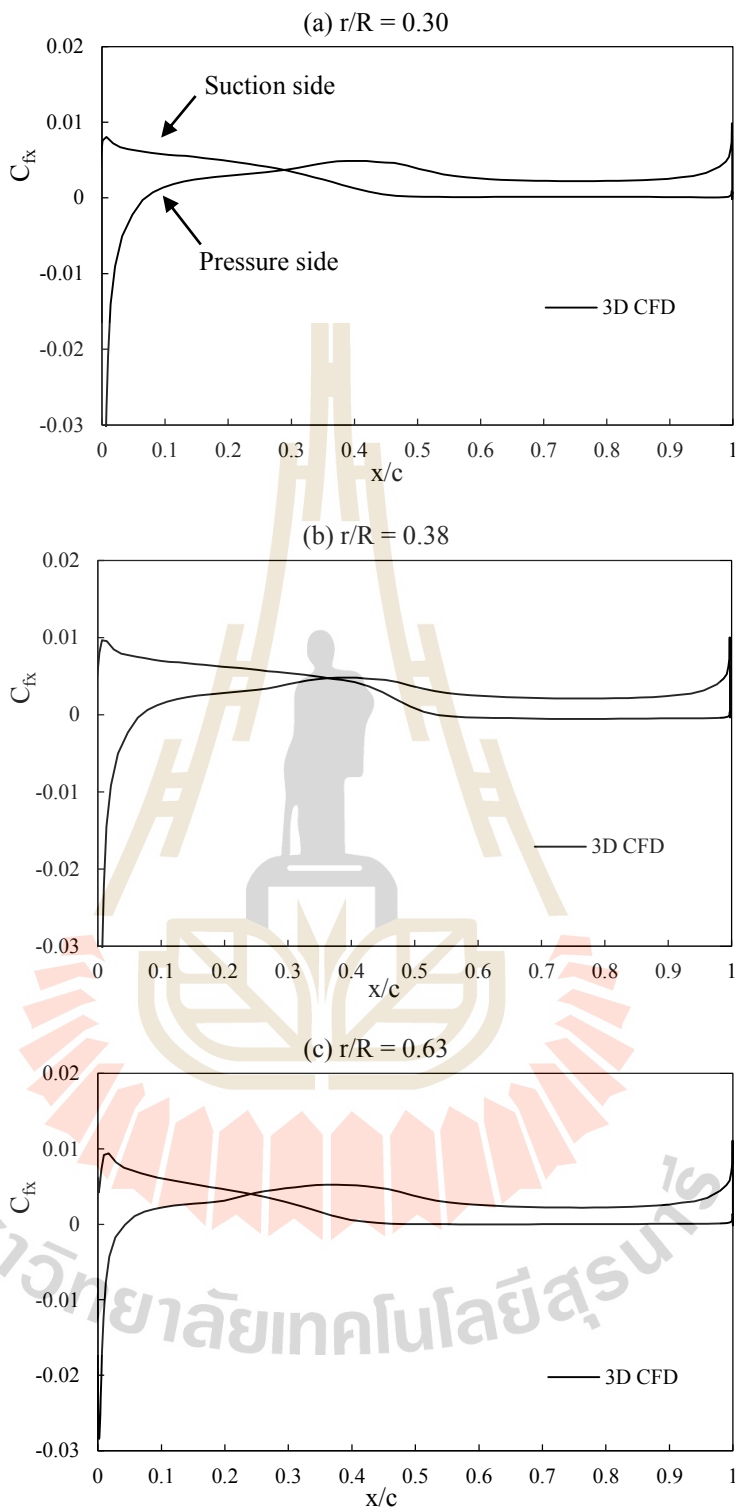
ในพื้นที่สีขาวของใบพัด แสดงพื้นที่ที่มีค่า $C_{fx} \leq 0$ ซึ่งเส้น Limiting streamline ของการไหลแยกตัว จะมีทิศของเวกเตอร์ความเร็วการไหลในทิศรัศมีทิศเดียว และเวกเตอร์การไหลในทิศรัศมีรวมกับทิศย้อนกลับจากหางแพนมาหัวแพน

เมื่อพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน (C_{fx}) ที่ผิวด้านดูดของใบพัดในรูปที่ 5.17a และ 5.17c ของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.30$ และ $r/R = 0.63$ ตามลำดับ ค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานในพื้นที่ของการไหลแยกนั้นจะมีค่าค่อนข้างคงที่และมีค่าน้อยเข้าใกล้ศูนย์ (เส้นกราฟ C_{fx} มีลักษณะราบขนานแกนนอน) ส่วนในรูปที่ 5.17b แพนอากาศที่ $r/R = 0.38$ ในพื้นที่ของการไหลแยกตัว เส้นกราฟ C_{fx} มีลักษณะราบขนานแกนนอนเช่นเดียวกัน แต่ค่าของ C_{fx} จะต่ำกว่าศูนย์ (ค่าติดลบ) เนื่องจากมีเวกเตอร์การไหลในทิศรัศมีรวมกับทิศย้อนกลับจากหางแพนมาหัวแพน

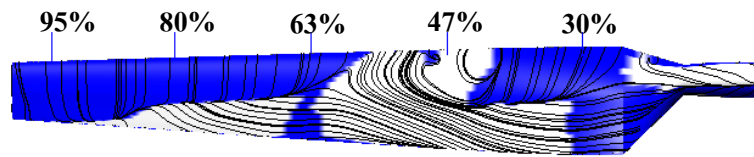
ดังนั้น ในกรณีการไหลผ่านใบพัดกึ่งหันลม การระบุตำแหน่งจุดเริ่มเกิดการไหลแยกตัวจะพิจารณาจากจุดที่ $C_{fx} = 0$ และหากในกรณีที่ C_{fx} ไม่เป็นศูนย์แต่มีค่าน้อยเข้าใกล้ศูนย์จะใช้จุดที่เส้นกราฟ C_{fx} เริ่มลงที่ (มีความชันเป็นศูนย์)

ผลการคำนวณตำแหน่งการไหลแยกจากผิวด้านดูดในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $0.30R$, $0.38R$ และ $0.47R$ เปรียบเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติ จากการจำลอง CFD แสดงในรูปที่ 5.19 โดย s เป็นระยะที่วัดอ้างอิงจากหัวแพนไปหางแพนอากาศตามแนวคอร์ด ซึ่งหาก $s/c = 0$ หมายถึง ตำแหน่งที่หัวแพน และ $s/c = 1$ หมายถึง ตำแหน่งหางแพน จากรูปจะพบว่าแพนอากาศใบพัดมีมุมปะทะที่เริ่มเกิดการไหลแยกจากผิวที่สูงกว่ามุมปะทะของแพนอากาศ 2 มิติ โดยในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ จะเริ่มมีการไหลแยกเกิดขึ้นเมื่อทำมุมปะทะสูงกว่า 6.1 องศา ส่วนกรณีแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $0.30R$, $0.38R$ และ $0.47R$ จะเริ่มเกิดการไหลแยกตัวเมื่อทำมุมปะทะ 9, 8.8 และ 8.4 องศา ตามลำดับ แสดงให้เห็นถึงแพนอากาศใบพัดเริ่มต้นเกิดการไหลแยกช้ากว่าแพนอากาศ 2 มิติ

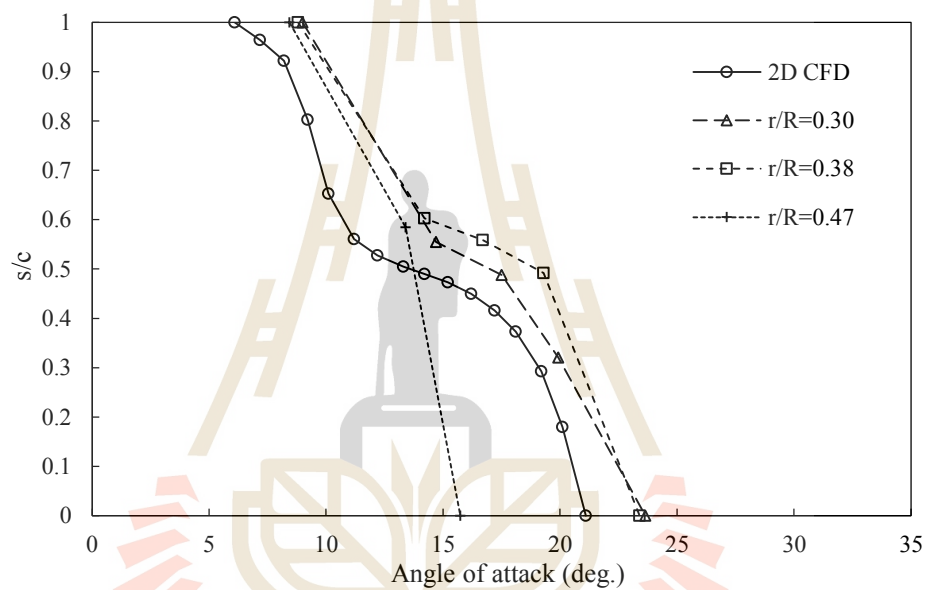
เมื่อเปรียบเทียบที่มุมปะทะเดียวกันใด ๆ แพนอากาศใบพัดที่ระยะ $0.30R$ และ $0.38R$ มีตำแหน่งการไหลแยกตัวที่ delay ไปจากแพนอากาศ 2 มิติในทุกมุมปะทะ ส่วนแพนอากาศที่ระยะ $0.47R$ เกิดการไหลแยกตัวที่ล่าช้ากว่าแพนอากาศ 2 มิติ จนถึงมุมปะทะ 13.4 องศา แต่ที่มุมปะทะ 15.74 องศา (จากการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s) เกิดการไหลแยกที่หัวแพนปกคลุมทั่วผิวด้านดูดของแพนอากาศ อย่างไรก็ตาม แม้ว่า จะเกิดการไหลแยกเต็มตัวก่อนแพนอากาศ 2 มิติ แต่ยังคงสามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าค่าจาก 2 มิติ ดังที่ได้กล่าวมาแล้ว



รูปที่ 5.17 สัมประสิทธิ์แรงเสียดทานรอบแผนอากาศใบพัดของกรโหลที่ความเร็วลม 10 m/s



รูปที่ 5.18 เส้น Limiting streamline ที่ผิวด้านดูดของใบพัดจากการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s; พื้นที่สีน้ำเงินแสดงพื้นที่การไหลที่มีค่า $C_{fx} > 0$



รูปที่ 5.19 เปรียบเทียบตำแหน่งการไหลแยกจากผิวในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศใบพัด กับแพนอากาศ 2 มิติ

5.5 บทสรุป

ในบทนี้ได้ทำการสอบเทียบวิธีการประเมินมุมปะทะของแพนอากาศใบพัด โดยในส่วนของข้อมูลการทดลองกึ่งหั่นลมได้ทำการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM เปรียบเทียบกับข้อมูลมุมปะทะจากการวัด พบว่า มีแนวโน้มของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะสอดคล้องกับข้อมูลจากการวัดได้ดี ทำให้มั่นใจได้ว่าโปรแกรมการคำนวณมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM ที่เขียนขึ้นนี้มีความแม่นยำน่าเชื่อถือได้ จากนั้นในส่วนของข้อมูลการจำลอง CFD ได้ทำการเปรียบเทียบการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM และวิธีอาศัยความเร็วลมเหนี่ยวนำแนวแกนด้วย CFD พบว่า โดยภาพรวมแล้วถือว่าสามารถใช้งานได้ดีทั้ง 2 วิธี กราฟของสัมประสิทธิ์

แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะที่ได้จากทั้ง 2 วิธี มีความใกล้เคียงกัน โดยมุมปะทะจากทั้ง 2 วิธี จะมีความแตกต่างกันมากที่สุดกับแผนอากาศที่ระยะเข้าใกล้โคนใบพัด ทั้งนี้ส่วนหนึ่งน่าจะมาจากวิธี CFD ที่อาศัยเฉพาะความเร็วเหนี่ยวนำแนวแกน ไม่ได้คิดผลของความเร็วเหนี่ยวนำเชิงมุมร่วมด้วย ซึ่งตามจริงแล้วค่าแฟลคเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุมที่รัศมีเข้าใกล้โคนใบพัดจะมีค่าไม่เป็นศูนย์

ข้อดีอย่างหนึ่งของวิธีอาศัยความเร็วลมเหนี่ยวนำแนวแกนด้วย CFD นั้นเป็นการอ่านค่าความเร็วที่เกิดขึ้นจริงที่ได้จากการจำลอง CFD ทำให้มีความน่าเชื่อถือ แต่เนื่องจากการคำนวณด้วยค่าความเร็วลมแบบเฉลี่ยรอบวงแหวนทรงกระบอก ดังนั้น ค่าที่ได้ย่อมอาจคาดเคลื่อนไปบ้างจากความเร็วลมที่เกิดขึ้นจริงกับใบพัดซึ่งเป็นค่าความเร็วแบบเฉพาะที่ (local velocity) ส่วนวิธี inverse BEM แม้เป็นวิธีที่ต้องอาศัยกระบวนการทำซ้ำเพื่อให้เกิดการลู่เข้าของคำตอบเพื่อให้ได้ค่าแฟลคเตอร์การเหนี่ยวนำเชิงมุมและเชิงแกน แต่มีข้อดีที่อาศัยเพียงค่าแรงที่กระทำกับหน้าตัดใบพัดก็สามารถประเมินมุมปะทะออกมาได้ ทำให้สามารถใช้งานได้ทั้งข้อมูลจากการทดลองและจากการจำลอง CFD จึงมีความสะดวกต่อการคำนวณมากกว่า

ในบทนี้ยังได้ทำการวิเคราะห์พฤติกรรมการไหลและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ได้จากการจำลอง CFD โดยในภาพรวมแล้ว จะพบว่า แผนอากาศใบพัดที่ช่วงรัศมี inboard ของใบ จะเกิดพฤติกรรมหน่วงการปัด (Stall delay) กล่าวคือ แผนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.30, 0.38$ และ 0.47 สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าแผนอากาศ 2 มิติ และเกิดการ stall ที่มุมปะทะสูงกว่าอีกด้วย เมื่อพิจารณาในรายละเอียด จะพบว่า แผนอากาศใบพัดเริ่มต้นเกิดการไหลแยกตัวช้ากว่าแผนอากาศ 2 มิติ (กล่าวคือ มีมุมปะทะที่เริ่มเกิดการไหลแยกจากผิวที่สูงกว่ามุมปะทะของแผนอากาศ 2 มิติ) เมื่อเปรียบเทียบที่มุมปะทะเดียวกัน แผนอากาศใบพัดจะมีตำแหน่งการไหลแยกตัวจากผิวที่เลื่อนถอยไปจากแผนอากาศ 2 มิติ และมีความหนาของชั้นขีดผิวการไหลแยกตัวหรือฟองกระแสน้ำไหลแยกตัวที่ต่ำกว่าแผนอากาศ 2 มิติ ส่งผลทำให้มีขนาดค่าความดันด้านดูดที่สูงกว่า และทำให้มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าแผนอากาศ 2 มิติ นอกจากนี้ แผนอากาศใบพัดใน 3 มิติ ในบางหน้าตัดแม้ว่าจะไม่เกิดการเลื่อนถอยของตำแหน่งการไหลแยกตัวไปจากแผนอากาศ 2 มิติ อีกทั้งยังเกิดฟองกระแสน้ำไหลแยกตัวตั้งแต่หัวแผน แต่ด้วยอิทธิพลจากการหมุนทำให้แผนอากาศใบพัดสามารถมีขนาดค่าความดันด้านดูด (รวมทั้งมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยก) ที่สูงกว่าแผนอากาศ 2 มิติ ได้เช่นกัน

บทที่ 6

สมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดเฉพาะช่วง

เนื้อหาบทนี้นำเสนอการศึกษาสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลมที่มีการออกแบบมุมบิดใหม่เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ (ใบพัดกังหันลม NREL Phase VI) โดยทำการเปลี่ยนแปลงมุมบิดของใบพัดในแต่ละช่วงระยะรัศมีที่สนใจใหม่ จากนั้นใช้การคำนวณ CFD จำลองการไหลผ่านใบพัดกังหันลม ทำการศึกษาเปรียบเทียบกำลังงาน แรงผลึก และงานรายปีที่ผลิตได้เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ รวมทั้งทำการวิเคราะห์พฤติกรรมการไหลและการหน่วงการป้อ (Stall delay) ของกังหันลมด้วยเช่นกัน

6.1 กล่าวนำ

มุมบิด (Twist angle) เป็นมุมของแพนอากาศใบพัดที่วัดเทียบกับคอร์ดแพนอากาศที่ระยะปลายใบพัด โดยมุมที่คอร์ดแพนอากาศที่ปลายใบพัดทำกับระนาบโรเตอร์ เรียกมุมนี้ว่า มุมเอนหรือมุมเอนปลายใบ (Tip pitch angle) ผลรวมของมุมบิดกับมุมเอนปลายใบจะถูกเรียกว่า มุมบิดรวม (Section pitch angle) เป็นมุมที่เส้นคอร์ดแพนอากาศใบพัดทำกับระนาบโรเตอร์ ความสัมพันธ์ของเวกเตอร์ความเร็วและมุมต่าง ๆ แสดงอยู่ในบทที่ 3 รูปที่ 3.2 มุมบิดถือว่าเป็นปัจจัยสำคัญปัจจัยหนึ่งที่มีผลกระทบต่อค่าแรงบิดหรือกำลังงานของโรเตอร์กังหันลมเป็นอย่างมาก เนื่องจากมุมบิดที่เปลี่ยนไปย่อมส่งผลให้มุมปะทะของแพนอากาศเปลี่ยนไปด้วย ส่งผลต่อค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัด สำหรับกังหันลมชนิด Stall regulated ซึ่งมักนิยมออกแบบที่ความเร็วลมออกแบบค่าหนึ่ง นั่นคือ จะมีค่ามุมปะทะออกแบบค่าหนึ่งซึ่งเป็นมุมปะทะที่เกิดค่าแรงยกและอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงเพื่อให้ได้ประสิทธิภาพที่ดีที่สุด เมื่อกังหันหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ ความเร็วในแนวสัมผัสจะมีค่าเพิ่มขึ้นตามระยะรัศมีใบพัด ทำให้มุมลมเข้ามีขนาดใหญ่ที่โคนใบและมีขนาดลดลงตามระยะรัศมีที่เพิ่มขึ้น ดังนั้น เพื่อที่จะคงมุมปะทะตลอดความยาวใบพัดให้มีค่าใกล้เคียงกับมุมปะทะออกแบบ จึงต้องออกแบบให้แพนอากาศใบพัดทำมุมบิดสูงที่โคนใบและทำมุมบิดต่ำที่ปลายใบ ซึ่งจะได้ลักษณะการแจกแจงมุมบิดแบบลดลงไม่เชิงเส้นจากโคนใบสู่ปลายใบ (เช่นลักษณะ hyperbolic curve) โดยทั่วไปแล้วกังหันลมแบบ Stall regulated หรือ Fixed Pitch Fixed Speed (FPFS) จะมีมุมเอนปลายใบ (มุม tip pitch) คงที่ค่าหนึ่ง จึงไม่สามารถเปลี่ยนมุมเอนอัตราส่วนตามความเร็วลมที่เปลี่ยนไปได้ ดังนั้น ในการออกแบบมุมบิดตลอดความยาวใบพัดจึงต้อง

พิจารณาทั้งคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดที่จะทำให้ได้ประสิทธิภาพที่ดีที่สุด รวมถึงสามารถผลิตงานรายปีได้สูงที่สุดด้วยเช่นกัน

กังหันลมโดยทั่วไป ส่วนใหญ่จะมีการแจกแจงมุมบิดในลักษณะมุมบิดสูงที่โคนใบและมุมบิดลดลงตามระยะรัศมีใบที่เพิ่มขึ้นจนถึงปลายใบ แม้ว่าจะมีประสิทธิภาพสูงกว่าใบพัดที่มีมุมบิดคงที่ค่าเดียวหรือแบบลดลงเชิงเส้นตลอดความยาวใบ อย่างไรก็ตาม ในกรณีที่ใบพัดทำมุมบิดที่แปลกออกไป เช่น มีการแจกแจงมุมบิดในลักษณะโค้งตัวสูงขึ้นหรือต่ำลงที่กลางใบพัด เป็นต้น กรณีใบพัดลักษณะเช่นนี้จะมีสมรรถนะและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์เป็นเช่นไรนั้น ยังไม่ทราบอย่างแน่ชัดและยังไม่มีการศึกษาวิจัยเท่าที่ควร ดังนั้น เพื่อที่จะได้เกิดองค์ความรู้เข้าใจพฤติกรรมของไหลผ่านใบพัดกังหันลมที่มากขึ้น ในงานวิจัยนี้จึงได้ใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณทำการศึกษาใบพัดที่มีการบิดใบแบบโค้งตัวขึ้นหรือลง ช่วงกึ่งกลางใบ (mid-board region) รวมทั้งช่วงต้นใบ (inboard region) และช่วงปลายใบ (outboard region) ด้วยเช่นกัน

6.2 การออกแบบมุมบิดใบ

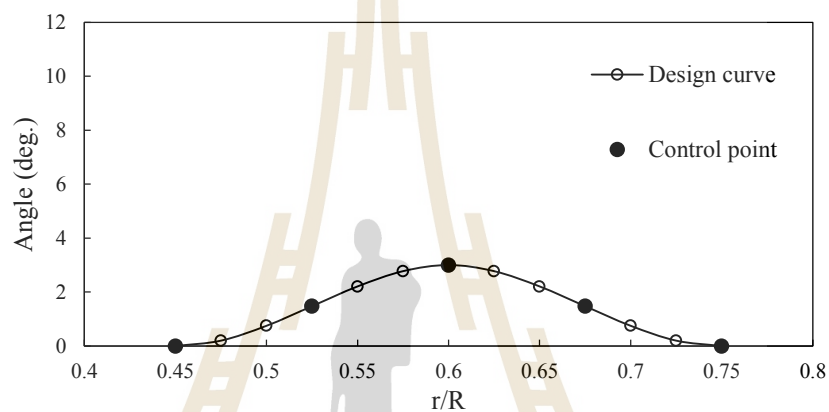
6.2.1 การกำหนดลักษณะการแจกแจงมุมบิด

ใบพัดที่ทำการศึกษานี้จะทำการเปลี่ยนแปลงเฉพาะมุมบิดใบในช่วงระยะรัศมีที่สนใจเท่านั้น โดยมีขนาดของความยาวใบพัดและความกว้างคอร์ดเหมือนกับใบพัดต้นแบบ (ใบพัดกังหันลม NREL Phase VI) ทุกประการ หน้าตัดใบพัดใช้แผนอากาศรุ่น S809 ตลอดความยาวใบ มีความสอบใบเชิงเส้น (Linear taper) มีรูปทรงช่วงโคนใบเหมือนใบพัดต้นแบบ และใบพัดทำมุมบิดปลายใบเท่ากับ 3 องศา สำหรับลักษณะการแจกแจงมุมบิดใบ (Twist distributions) ที่เปลี่ยนแปลงไปจากมุมบิดของใบพัดต้นแบบนั้นกำหนดให้มีลักษณะเป็นเส้นโค้งสมมาตร ดังแสดงในรูปที่ 6.1 ซึ่งสร้างด้วยสมการของฟังก์ชันพหุนามเส้นโค้ง (Cubic spline function) ผ่านจุดควบคุม (Control points) จำนวน 5 จุด ซึ่งจุดเริ่มต้นและจุดสิ้นสุดกำหนดให้มีค่าเป็นศูนย์ ส่วนอีก 3 จุดควบคุมที่เหลือ กำหนดด้วยฟังก์ชันการแจกแจงแบบเกาส์เซียน (Gaussian functions) ดังสมการที่ 6.1

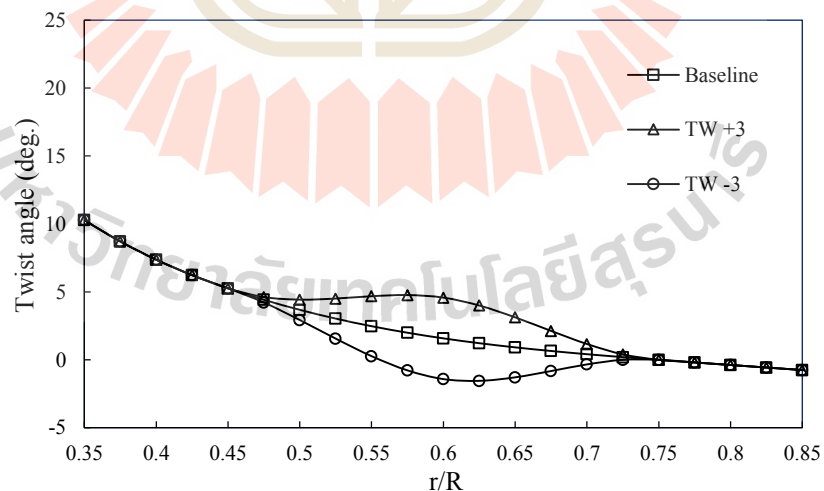
$$g(x) = a \exp\left(-\frac{(x-b)^2}{2c^2}\right) \quad (6.1)$$

โดยค่าคงที่ a กำหนดจุดสูงสุดของฟังก์ชัน b กำหนดตำแหน่งในแนวแกนอนของจุดสูงสุด ส่วน c กำหนดช่วงความกว้างของฟังก์ชัน

เมื่อนำการแจกแจงมุมบิดที่สร้างขึ้นนี้บวกเข้ากับมุมบิดของใบต้นแบบ ในช่วงระยะรัศมีที่สนใจ เช่น ในช่วงระยะ $r/R = 0.45$ ถึง $r/R = 0.75$ จะได้การแจกแจงมุมบิดของใบกังหัน TW+3 และเมื่อหากนำไปลบกับมุมบิดของใบพัดต้นแบบก็จะได้การแจกแจงมุมบิดของใบกังหัน TW-3 ดังแสดงในรูปที่ 6.2 ซึ่งจะได้ลักษณะกราฟสมมาตร โดยมีจุดที่มุมบิดเปลี่ยนไปมากที่สุดที่กึ่งกลางของช่วง (คือที่ระยะ $r/R = 0.60$) ซึ่งมีค่ามุมบิดต่างไปจากใบพัดต้นแบบมากที่สุด 3 องศา โดยระยะความยาวของช่วงที่ทำการเปลี่ยนแปลงมุมบิดใบคิดเป็น 30% ของความยาวใบพัด



รูปที่ 6.1 ฟังก์ชันการแจกแจงมุมบิด



รูปที่ 6.2 ตัวอย่างมุมบิดของใบพัด TW+3 และใบพัด TW-3 เทียบกับใบพัดต้นแบบ

6.2.2 การคำนวณ CFD

กริดและโดเมน รวมทั้งวิธีการคำนวณ CFD กำหนดค่าเช่นเดียวกับการคำนวณ CFD ของใบพัดต้นแบบ ดังแสดงไว้ในบทที่ 4 (หัวข้อที่ 4.2) โดยจำนวนกริดเอลิเมนต์และเงื่อนไขขอบเขตกำหนดเหมือนกันในทุกใบพัด ในการคำนวณ CFD ใช้วิธีการ RANS และแบบจำลองความปั่นป่วน $k-\omega$ SST ที่กำหนดค่าสัมประสิทธิ์การจำกัดความหนืดปั่นป่วน $a_1 = 0.30$ ทำการจำลองการไหลผ่านกังหันลมที่ความเร็วลม 5, 7, 9, 10, 11, 13, 15, 17, และ 20 m/s กังหันลมหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ 72 rpm ของไหลมีค่าความหนาแน่นและความหนืด $\rho = 1.23 \text{ kg} / \text{m}^3$ และ $\mu = 1.78 \times 10^{-5} \text{ kg} / \text{ms}$ ตามลำดับ

6.2.3 การคำนวณงานรายปี

การออกแบบกังหันลมเพื่อติดตั้ง ณ สถานที่ใด ๆ นั้นจำเป็นต้องออกแบบให้สามารถผลิตงานรายปี (Annual Energy Production, AEP) ได้สูงที่สุด ขณะเดียวกันก็ต้องคำนึงถึงต้นทุนกังหันลมให้มีย่าน้อยที่สุดด้วยเช่นกัน เพื่อให้มีต้นทุนพลังงานที่ต่ำ สำหรับการศึกษานี้เนื่องจากกำหนดให้ใบพัดมีขนาดเท่ากับใบพัดต้นแบบ ทำการเปลี่ยนแปลงเฉพาะมุมบิดเท่านั้น ดังนั้น ต้นทุนการผลิตใบพัดจึงประมาณได้ว่ามีค่าเท่ากัน จึงทำการเปรียบเทียบเฉพาะงานรายปีสำหรับกังหันลมที่ผลิตกำลังงานตลอด 8760 ชั่วโมงต่อปี สามารถคำนวณงานรายปีได้จาก

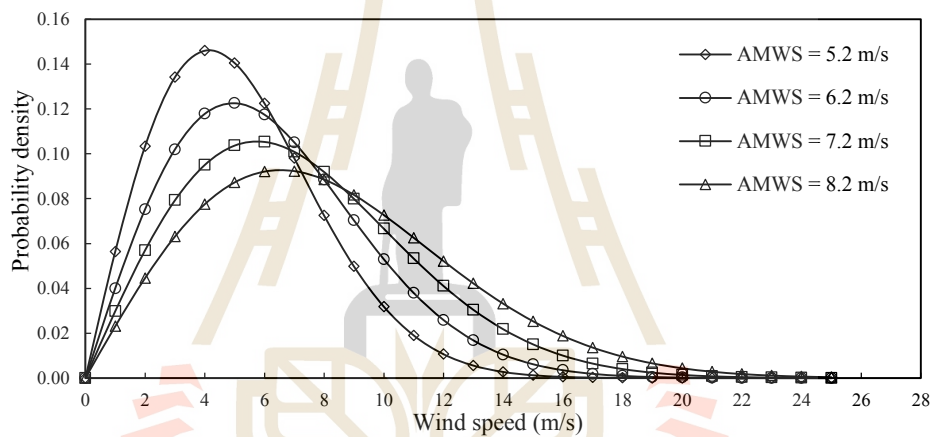
$$AEP = 8760 \int_V P_{rotor}(V) f(V) dV \quad (6.2)$$

เมื่อ P_{rotor} กำลังงานเชิงกลที่กังหันลมผลิตได้ที่ความเร็วลมใด ๆ ส่วน $f(V)$ เป็นฟังก์ชันความน่าจะเป็นของความเร็วลม ซึ่งการแจกแจงสถิติลมในงานวิจัยนี้เลือกใช้สมการแจกแจงความน่าจะเป็นของ Rayleigh (Rayleigh wind speed distribution) ซึ่งกำหนดให้มีย่านพารามิเตอร์รูปร่าง (Shape parameter) $k = 2$ จะได้สมการแจกแจงความน่าจะเป็น ดังนี้

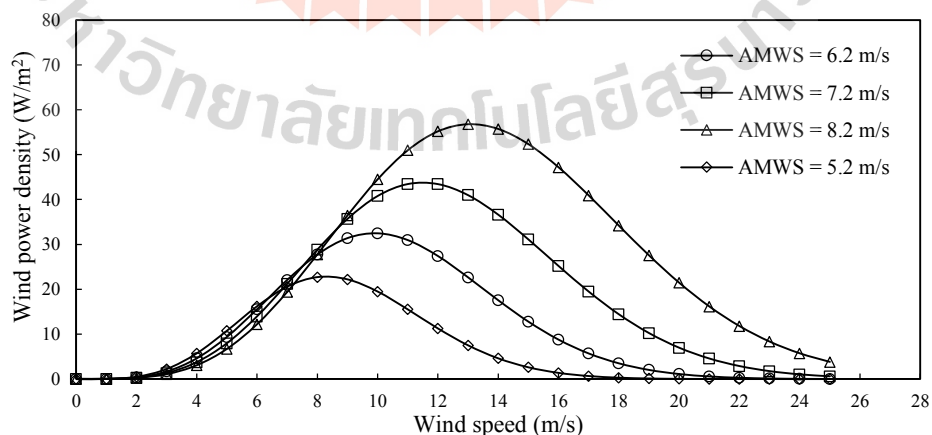
$$f(V) = \frac{\pi}{2} \frac{V}{\bar{V}^2} \exp\left(-\frac{\pi}{4} \left(\frac{V}{\bar{V}}\right)^2\right) \quad (6.3)$$

เมื่อ \bar{V} เป็นความเร็วลมรายปีเฉลี่ย (Annual mean wind speed, AMWS) หน่วยเมตรต่อวินาที

สำหรับความเร็วลมรายปีเฉลี่ย (AMWS) ที่พิจารณา กำหนดให้มีค่าเท่ากับ 5.2 m/s, 6.2 m/s, 7.2 m/s, และ 8.2 m/s เพื่อให้สอดคล้องกับความเร็วลมเฉลี่ยที่ใช้ในการออกแบบใบพัดกังหันลมต้นแบบโดย Giguere and Selig (1999) ซึ่งออกแบบที่ความเร็วลม 7.2 m/s ในรูปที่ 6.3 แสดงการแจกแจงความถี่แบบ Rayleigh ของความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2 m/s, 6.2 m/s, 7.2 m/s, และ 8.2 m/s ส่วนรูปที่ 6.4 แสดงการแจกแจงความถี่หรือความหนาแน่นของพลังงานลม (wind power density) เป็นพลังงานลมต่อหน่วยพื้นที่ที่กวาดของโรเตอร์ คำนวณจากการแจกแจงความถี่ลมแบบ Rayleigh จะเห็นว่า ที่ความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2 m/s, 6.2 m/s, 7.2 m/s, และ 8.2 m/s จะมีความถี่พลังงานลมสูงที่ความเร็วลม 8 m/s, 10 m/s, 11.5 m/s, และ 13 m/s ตามลำดับ ซึ่งกราฟความถี่พลังงานลมนี้มีประโยชน์ในการพิจารณาความเร็วออกแบบกังหันลม



รูปที่ 6.3 การแจกแจงความถี่แบบ Rayleigh สำหรับความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2 – 8.2 m/s

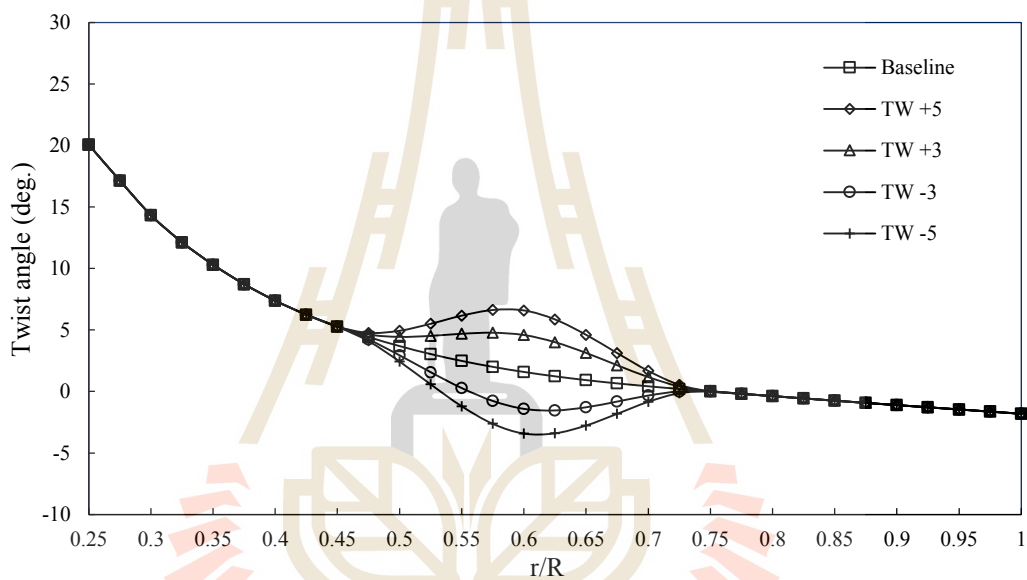


รูปที่ 6.4 การแจกแจงความถี่ของกำลังงานลมจากสถิติลมแบบ Rayleigh distribution

6.3 ผลการคำนวณสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัด

6.3.1 การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 45-75% ของความยาวใบ

รูปที่ 6.5 แสดงการแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่ทำการออกแบบมุมบิดใหม่ในช่วงระยะรัศมี 0.45R ถึง 0.75R (ช่วงระยะ 45-75% ของความยาวใบ) เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยใบพัด TW+5 และ TW+3 ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 5 องศา และ 3 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง (ที่ระยะ 0.60R) ส่วนใบพัด TW-3 และ TW-5 ทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 3 องศา และ 5 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง



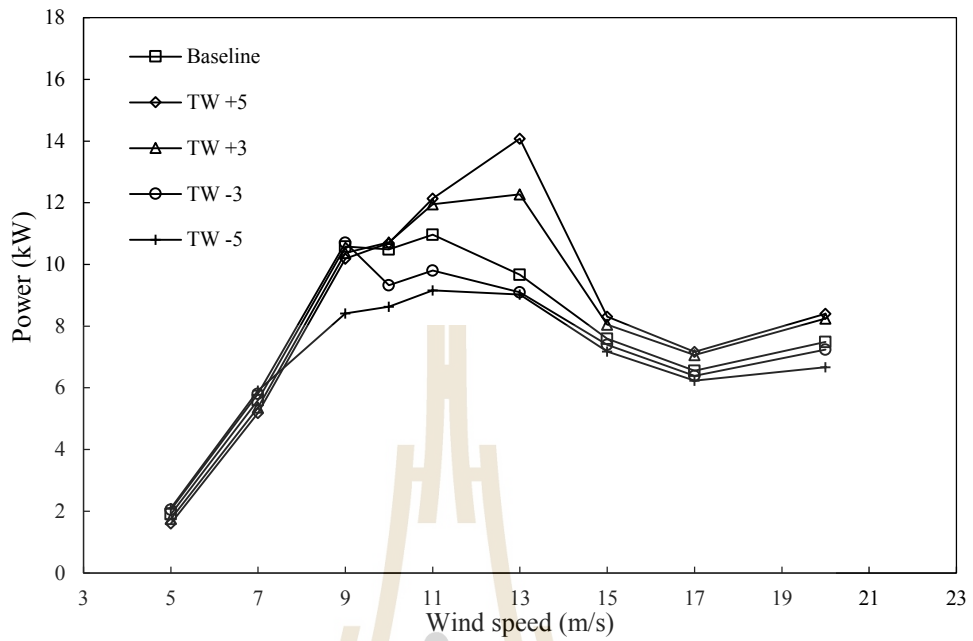
รูปที่ 6.5 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R

ผลการคำนวณกำลังงานเชิงกล (Rotor power) และแรงผลักแนวแกน (Axial thrust) ของใบพัดกึ่งหั่นลมที่ความเร็วลมต่าง ๆ แสดงอยู่ในรูปที่ 6.6 และ 6.7 ตามลำดับ ส่วนในรูปที่ 6.8 และ 6.9 แสดงจำนวนเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นหรือลดลงของกำลังงานและแรงผลักของใบพัดเมื่อเทียบกับใบพัดต้นแบบ พิจารณากำลังงานของกึ่งหั่นลมในรูปที่ 6.6 และ 6.8 จะพบว่า ใบพัด TW+3 และ TW+5 ซึ่งทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบ จะมีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s โดยใบพัด TW+5 จะมีกำลังงานต่ำกว่าใบพัดอื่น (โดยมีกำลังงานลดลงจากใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 15.9% ที่ความเร็วลม 5 m/s) ส่วนที่ช่วงความเร็วลม 10-20 m/s ใบพัด TW+3 และ TW+5 จะมีกำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยเฉพาะที่ความเร็วลม 13 m/s เป็นช่วงที่ใบพัด TW+3 และ TW+5 มีค่ากำลังงานเพิ่มสูงขึ้นจากใบพัดต้นแบบมากที่สุด ซึ่งใบพัด TW+3 มีกำลังงาน

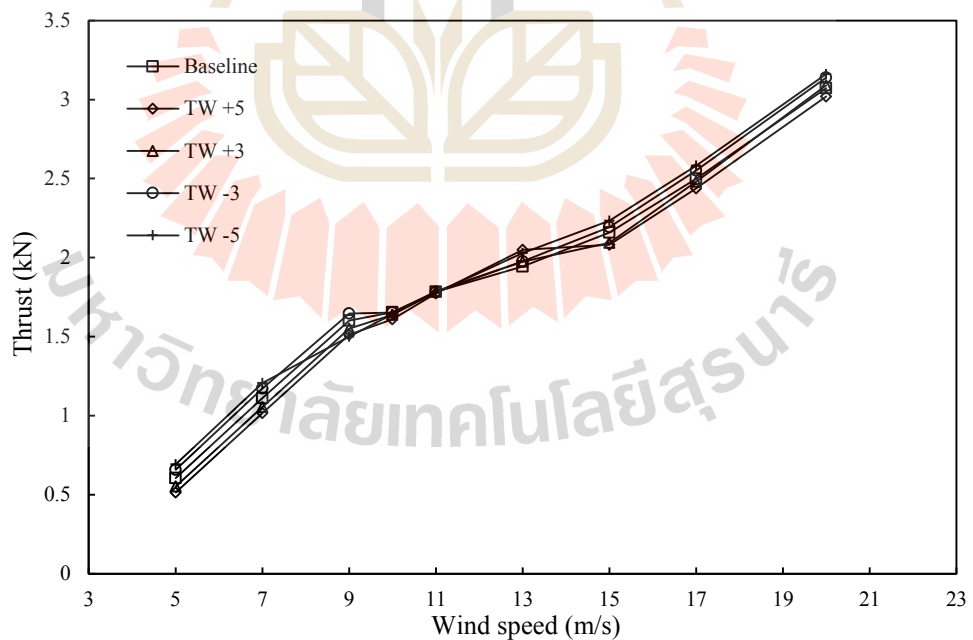
เพิ่มขึ้นเป็นจำนวน 27% และใบพัด TW+5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นถึง 45.6% ส่วนกรณีใบพัด TW-3 และ TW-5 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ จะมีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลมต่ำ แต่ที่ความเร็วลม 10-20 m/s มีกำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 5 m/s ใบพัด TW-5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 10.2% แต่ที่ความเร็วลม 9 m/s มีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าจากใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก

สำหรับค่าแรงผลักในแนวแกนของใบพัดกึ่งหันลม โดยปกติแล้วใบพัดที่มีค่าแรงผลักน้อยกว่าย่อมส่งผลดีต่อ โครงสร้างและความแข็งแรงของใบพัด โดยเฉพาะที่ความเร็วลมสูงซึ่งใบพัดได้รับแรงกระทำสูง ในรูปที่ 6.7 และ 6.9 เปรียบเทียบค่าแรงผลักแนวแกนของใบพัด จะพบว่า ในช่วงความเร็วลม 10-20 m/s แรงผลักของใบพัดมีค่าเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบไม่มากนักเหมือนในกรณีของกำลังงาน โดยที่ความเร็วลม 13 m/s ใบพัด TW+5 ซึ่งสามารถผลิตกำลังงานสูงขึ้น 45.6% จากใบพัดต้นแบบ มีค่าแรงผลักเพิ่มขึ้น 5.5% เทียบกับใบพัดต้นแบบ ทำนองเดียวกันกับใบพัด TW+3 มีแรงผลักเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบ 1.6% ซึ่งถือว่ามิต่ำน้อยเมื่อเทียบกับการเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ผลิตได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบถึง 27% ส่วนกรณีใบพัด TW-3 และ TW-5 ที่ความเร็วลม 13-20 m/s มีค่าแรงผลักสูงกว่าใบพัดต้นแบบ (แต่ไม่เกิน 5%)

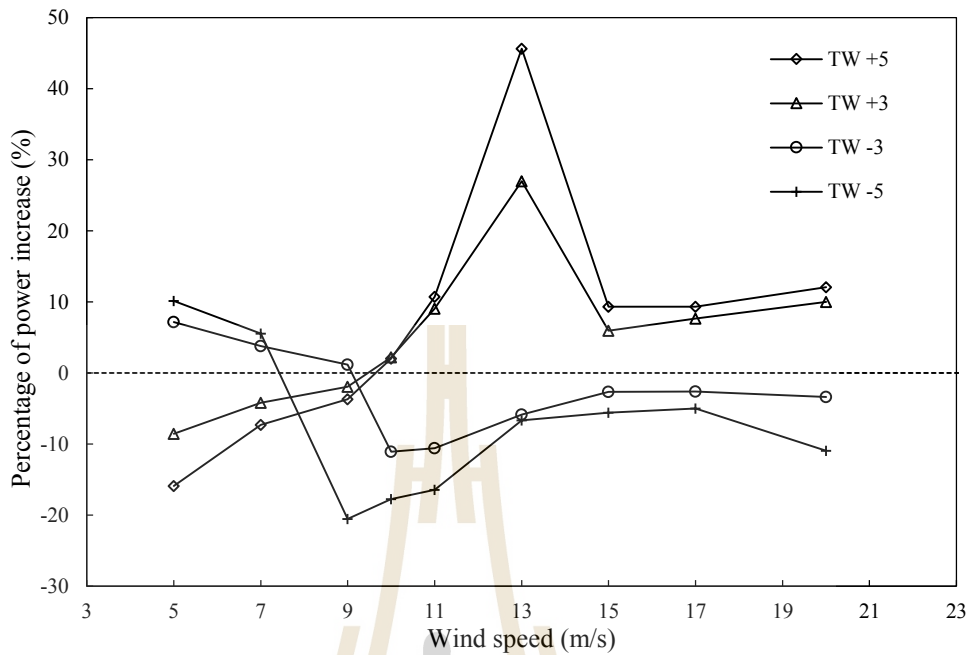
งานรายปี (AEP) ที่กึ่งหันลมผลิตได้เมื่อเทียบกับใบพัดต้นแบบแสดงในรูปที่ 6.10 และแสดงข้อมูลไว้ในตารางที่ 6.1 จะพบว่า การที่ใบพัด TW+3 และ TW+5 มีค่ากำลังงานเพิ่มขึ้นมากที่ความเร็วลม 11 m/s และ 13 m/s ทำให้ใบพัด TW+3 และ TW+5 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลมรายปีเฉลี่ย (AMWS) 6.2 m/s, 7.2 m/s และ 8.2 m/s โดยใบพัด TW+3 ผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 1.789%, 3.692% และ 5.087% ตามลำดับ และใบพัด TW+5 ผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ 1.791%, 4.879% และ 7.142% ตามลำดับ ส่วนที่ความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2 m/s นี้ ความถี่ของพลังงานลมจะสูงในช่วงความเร็วลม 6-11 m/s ดังแสดงในรูปที่ 6.4 ดังนั้น การที่ใบพัด TW+3 และ TW+5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นในช่วงความเร็วลม 10-11 m/s น้อยกว่าการที่มีกำลังงานลดลงจากใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s จึงส่งผลให้ได้งานรายปีที่น้อยกว่าใบพัดต้นแบบ สำหรับกรณีใบพัด TW-3 และ TW-5 มีค่างานรายปีที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย โดยเฉพาะใบพัด TW-5 ซึ่งมีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ความเร็วลม 9 m/s และ 10 m/s จึงส่งผลให้ได้งานรายปีที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก



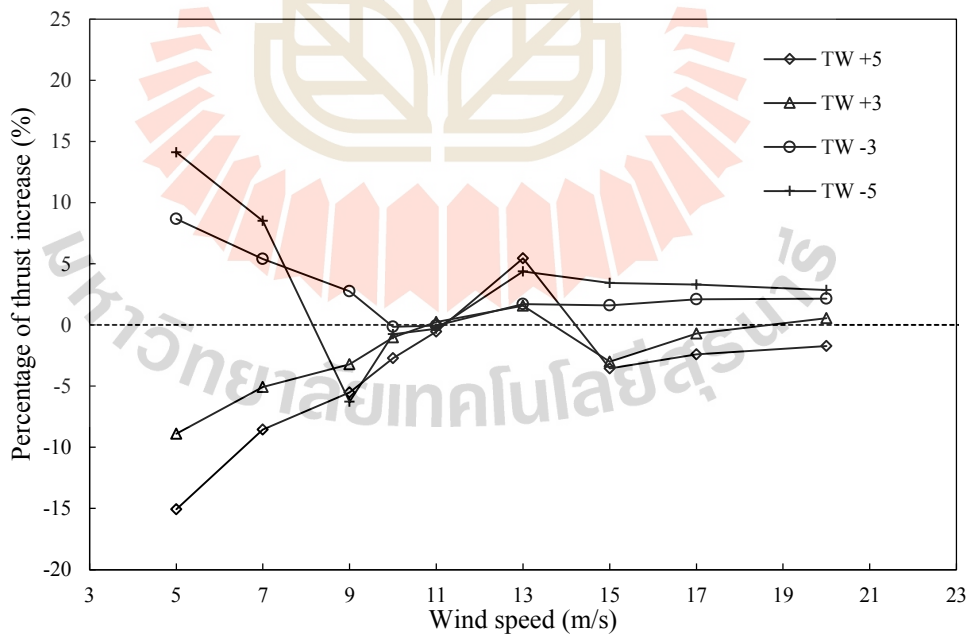
รูปที่ 6.6 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบ



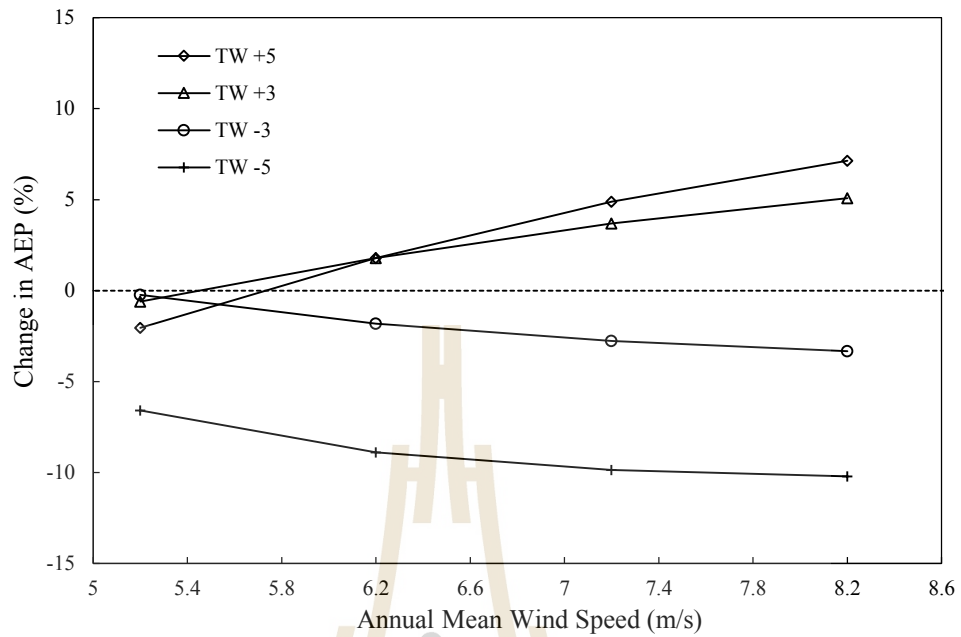
รูปที่ 6.7 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.8 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.9 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักดันที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.10 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

ตารางที่ 6.1 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

AMWS (m/s)	TW +5		TW +3		TW -3		TW -5	
	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)
5.2	25.166	-2.048	25.539	-0.596	25.633	-0.232	24.002	-6.578
6.2	37.088	1.791	37.087	1.789	35.776	-1.810	33.198	-8.886
7.2	46.959	4.879	46.428	3.692	43.534	-2.771	40.358	-9.866
8.2	54.032	7.142	52.996	5.087	48.750	-3.333	45.282	-10.209

การเปรียบเทียบการแจกแจงแรงที่กระทำตลอดความยาวใบพัด แสดงในรูปที่ 6.11 และ 6.12 แสดงค่าแรงในทิศสัมผัส (Tangential force) และแรงในทิศตั้งฉาก (Normal force) กับ ระบายการหมุนของโรเตอร์ ตลอดความยาวใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ ซึ่งแรงแนวสัมผัส (หรือเรียกอีกอย่างว่า Driving force) เป็นแรงที่ก่อให้เกิดแรงบิด (Torque) ส่วนผลรวมของแรงในทิศตั้งฉาก (ซึ่งเป็นแรงในแนวแกน) ตลอดความยาวใบพัดจะทำให้ได้ค่าแรงผลัก สำหรับลักษณะของการไหลผ่านใบพัดที่ปรับเปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 45-75% ของความยาวใบ เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบแสดงอยู่ในรูปที่ 6.13-6.18 แสดงเส้น Limiting streamline ของการไหลบนผิวด้านดูด (Suction side) ของใบพัด จะพบว่า ที่ความเร็วลมต่ำ (5-7 m/s) การไหลตลอดความยาวใบพัดส่วนใหญ่เป็นการไหลแบบชิดผิวและไหลขนานแนวคอร์ดมีทิศจากหัวแพนไปหางแพน เมื่อความเร็วลมเพิ่มสูงขึ้นจะเกิดการไหลแยกตัวจากผิวและเกิดการไหลในทิศรัศมีมากขึ้นตามลำดับ เนื่องจากใบพัดหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ ดังนั้นมุมปะทะจึงเพิ่มขึ้นตามความเร็วลมที่เพิ่มขึ้น โดยใบพัดที่ทำมุมบิดต่ำสุด (ใบพัด TW-5) ย่อมเกิดมุมปะทะสูงกว่าใบพัดอื่น จึงเกิดการไหลแยกตัวและการป้อ (Stall) ก่อนใบพัดอื่น ๆ ตามลำดับขนาดมุมบิด

ที่ความเร็วลม 5-7 m/s ซึ่งการไหลส่วนใหญ่เป็นแบบชิดติดไปกับผิว (Attached flow) มุมปะทะที่เกิดกับใบพัดยังคงต่ำอยู่และอยู่ในช่วง linear lift (ช่วงที่แรงยกแปรผันเชิงเส้นกับมุมปะทะ) ดังนั้น ใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าย่อมเกิดมุมปะทะที่ต่ำกว่า เป็นผลทำให้มีค่าแรงยกที่ต่ำกว่า ส่งผลให้มีค่าแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากที่ต่ำกว่า ดังรูปที่ 6.11a และ 6.11b จะเห็นว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 ซึ่งทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงระยะ $r/R = 0.45$ ถึง $r/R = 0.75$ จะได้ค่าแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และใบพัด TW-5 เรียงตามลำดับ เป็นผลทำให้ที่ความเร็วลม 5 m/s และ 7 m/s นี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงบิดและแรงผลักที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และใบพัด TW-5 ตามลำดับ ซึ่งแรงบิดที่ต่ำกว่าหมายถึงกำลังงานที่ต่ำกว่านั่นเอง เนื่องจากกึ่งหันลมหมุนด้วยความเร็วรอบคงที่ ค่ากำลังงานจึงเป็นปฏิภาคโดยตรงกับแรงบิด (ดังนั้น จึงนำเสนอเฉพาะกราฟกำลังงานดังรูปที่ 6.6 เป็นต้น) นอกจากนี้ ในรูปที่ 6.11a และ 6.11b จะสังเกตว่า แนวโน้มค่าแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของแพนอากาศใบพัด TW+5, TW+3, TW-3 และ TW-5 ช่วงเข้าใกล้โคนใบและปลายใบจะมีค่าเข้าใกล้ค่าจากใบพัดต้นแบบ

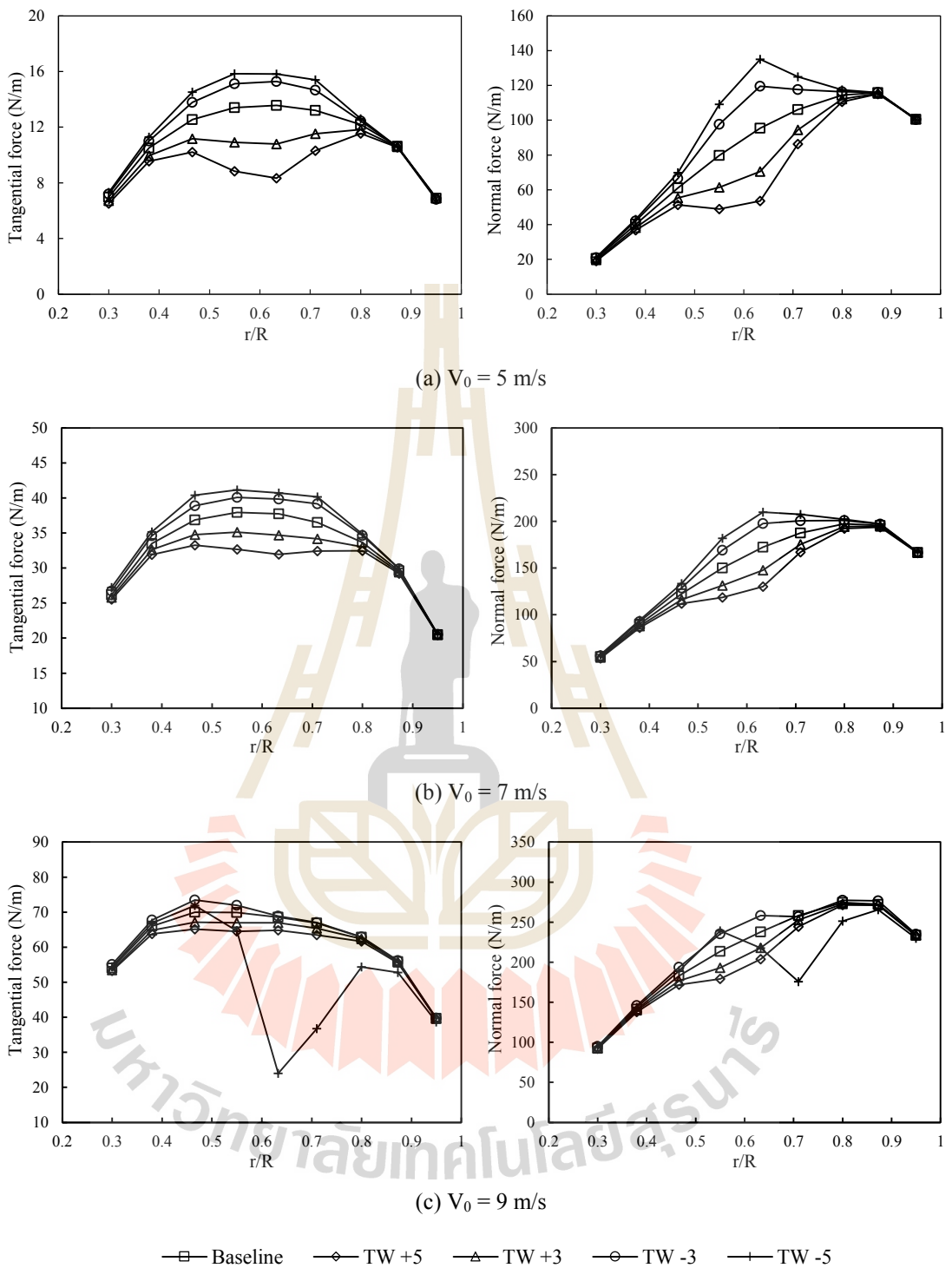
ที่ความเร็วลม 9 m/s ในรูปที่ 6.14 ในแต่ละใบพัดการไหลแยกตัวได้คืบมาทางด้านหัวแพนที่ระยะประมาณกึ่งหนึ่งของความยาวคอร์ด (ระยะ $x/c \approx 0.50$) โดยใบพัด TW-5 เกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนและมีการไหลควงของการไหลแยกตัว (separated vortex) เกิดขึ้นที่บริเวณโดยรอบระยะรัศมี $0.65R$ เป็นเหตุทำให้แรงยกลดลงแต่แรงต้านจะเพิ่มขึ้น จึงทำให้มีค่าแรง

แนวสัมผัสต่ำกว่าใบพัดต้นแบบมากที่ระยะ $r/R=0.63$ และ $r/R=0.71$ (ดังรูปที่ 6.11c) ส่งผลให้ใบพัด TW-5 มีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ความเร็วลม 9 m/s

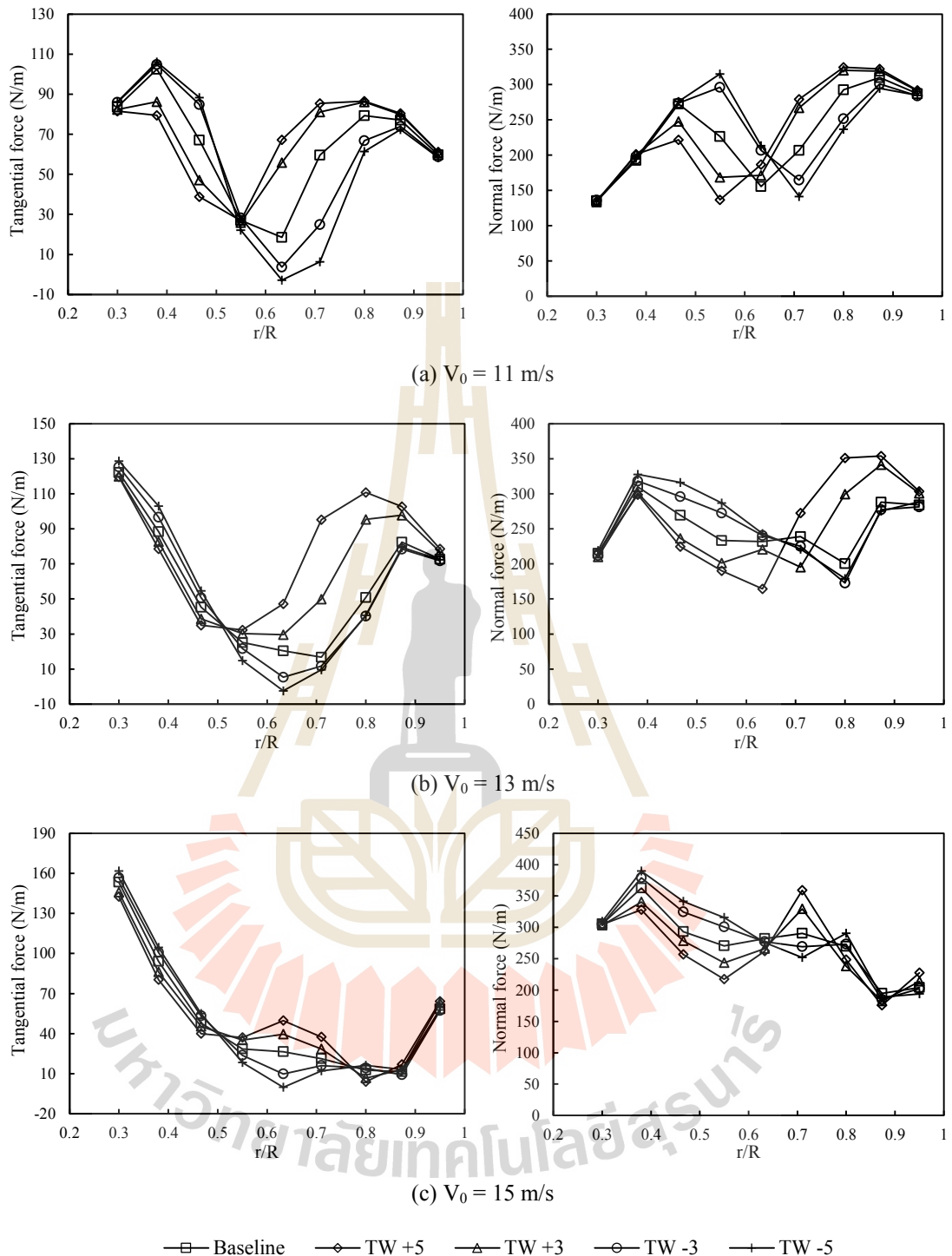
ที่ความเร็วลม 10-13 m/s ในรูปที่ 6.15-6.17 การไหลในช่วงระยะรัศมีสูงกว่า 0.50R ขึ้นไปนั้น ใบพัด TW+5 และ TW+3 จะเหลือพื้นที่ของการไหลแบบติดผิวมากกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และใบพัด TW-5 ตามลำดับ เมื่อพิจารณาการแจกแจงแรงตลอดความยาวใบพัด ในรูปที่ 6.12a และ 6.12b พบว่า ที่ความเร็วลม 11 m/s และ 13 m/s นี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 จะมีค่าแรงแนวสัมผัสที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่า 0.50R โดยประมาณ แต่ที่ช่วงรัศมีเลยกึ่งกลางใบพัดขึ้นไปจะมีค่าแรงแนวสัมผัสสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และใบพัด TW-5 ตามลำดับ จึงส่งผลทำให้มีค่าแรงบิดและกำลังงานที่สูงกว่า เนื่องจากแรงบิดนั้นขึ้นกับแรงแนวสัมผัสคูณกับระยะตั้งฉากจากจุดหมุน การที่มีค่าแรงแนวสัมผัสในช่วงระยะ outboard ของใบพัดสูงกว่าย่อมส่งผลให้ได้แรงบิดที่มากกว่านั่นเอง ส่วนค่าแรงแนวตั้งฉากในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่า 0.65R โดยประมาณ ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และใบพัด TW-5 ตามลำดับ แต่ที่ช่วงระยะรัศมีสูงกว่า 0.65R ขึ้นไปนั้นจะมีค่าแรงตั้งฉากสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และใบพัด TW-5 ตามลำดับ ทำให้ที่ความเร็วลมนี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 จะเกิดค่าโมเมนต์คัต (Root flap moment) สูงกว่าใบพัดต้นแบบ

ที่ความเร็วลม 15 m/s ในรูปที่ 6.18 การไหลในพื้นที่ส่วนใหญ่ของใบพัดเกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพนปกคลุมทั้งหน้าตัดใบ และการไหลแยกตัวได้ครอบคลุมช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R (ช่วงระยะรัศมีที่ใบพัดทำมุมบิดแตกต่างกัน) เหลือพื้นที่การไหลแบบชิดติดผิวที่ช่วงปลายใบใกล้เคียงกันในทุกใบพัด เมื่อพิจารณาการแจกแจงแรงในรูปที่ 6.12c จะสังเกตว่า ในช่วงระยะ $r/R = 0.55$ ถึง $r/R = 0.75$ นั้น ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงแนวสัมผัสสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ส่วนที่ระยะรัศมี $r/R > 0.80$ ขึ้นไป แรงแนวสัมผัสในแต่ละใบพัดแตกต่างกันไม่มากนัก ทำให้ที่ความเร็วลม 15 m/s นี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีกำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบไม่มากเหมือนในกรณีการไหลที่ความเร็วลม 13 m/s

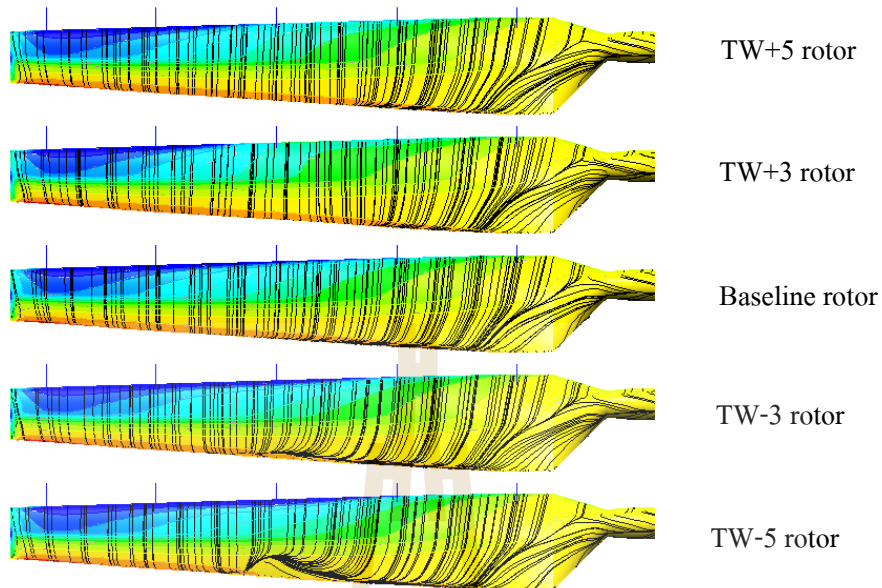
นอกจากนี้จะสังเกตว่า ที่ความเร็วลมต่าง ๆ แม้ว่าใบพัด TW+5, TW+3, TW-3 และ TW-5 จะทำมุมบิดที่แตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบเฉพาะในช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R ของความยาวใบ แต่แพนอากาศที่ระยะก่อนหน้า ($r/R < 0.45$) และหลัง ($r/R > 0.75$) ช่วงดังกล่าว จะมีค่าแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่แตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบด้วยเช่นกัน แสดงให้เห็นถึงอิทธิพลของมุมบิดนั้นมีผลกระทบต่อการไหลที่เกี่ยวข้องมีปฏิสัมพันธ์กันในสามมิติตลอดความยาวใบพัด



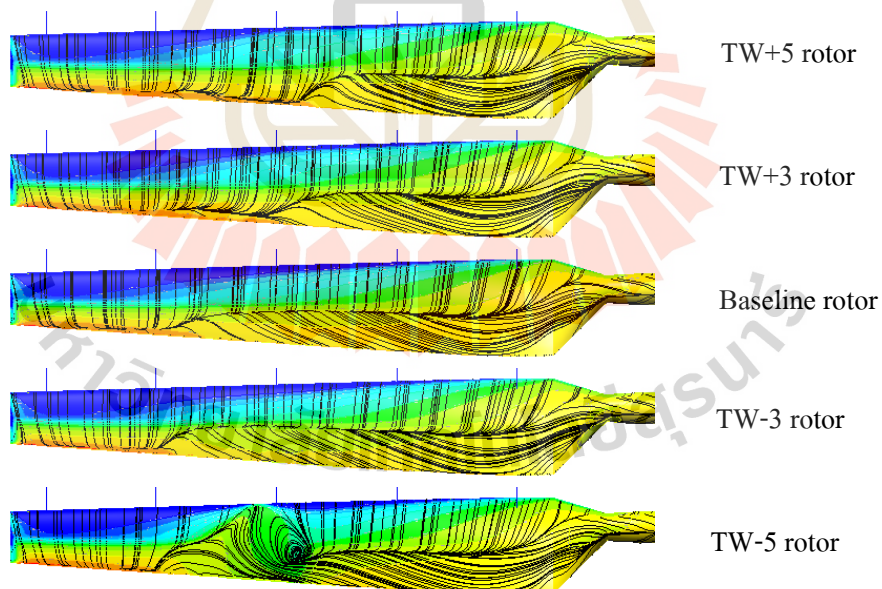
รูปที่ 6.11 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 5 m/s, 7 m/s และ 9 m/s



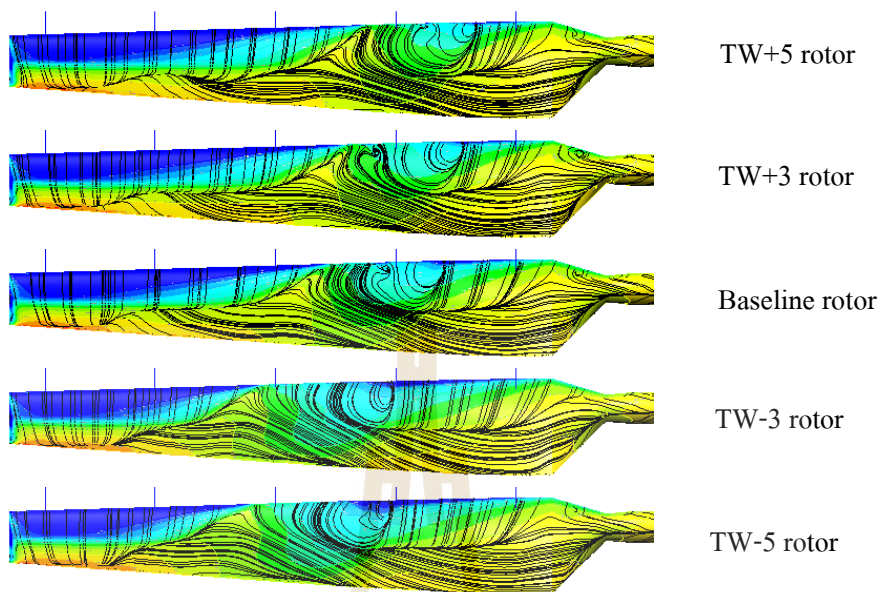
รูปที่ 6.12 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s, 13 m/s และ 15 m/s



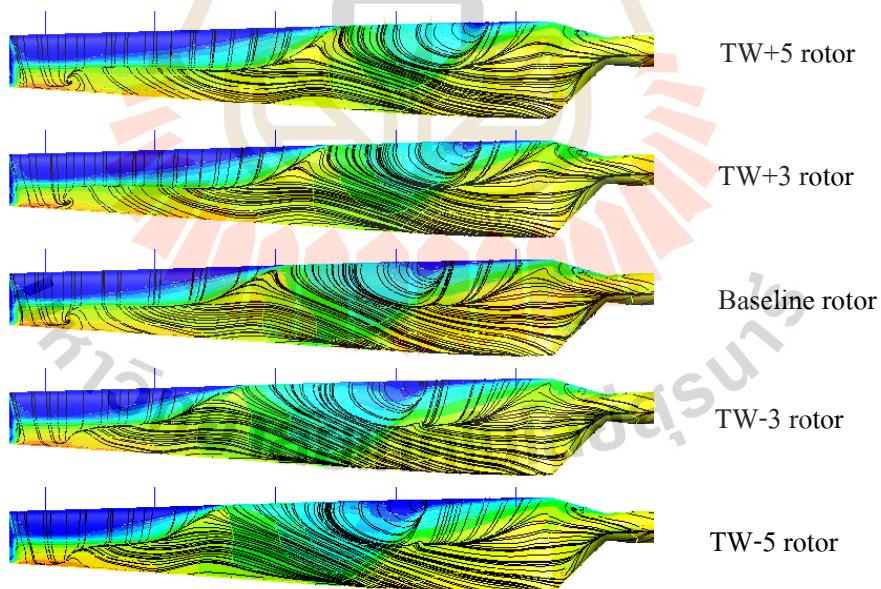
รูปที่ 6.13 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s



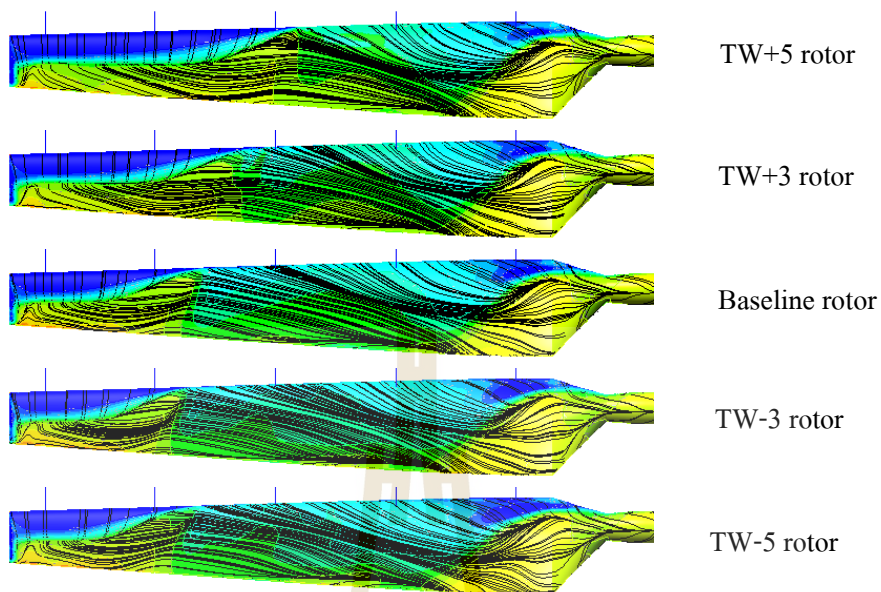
รูปที่ 6.14 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 9 m/s



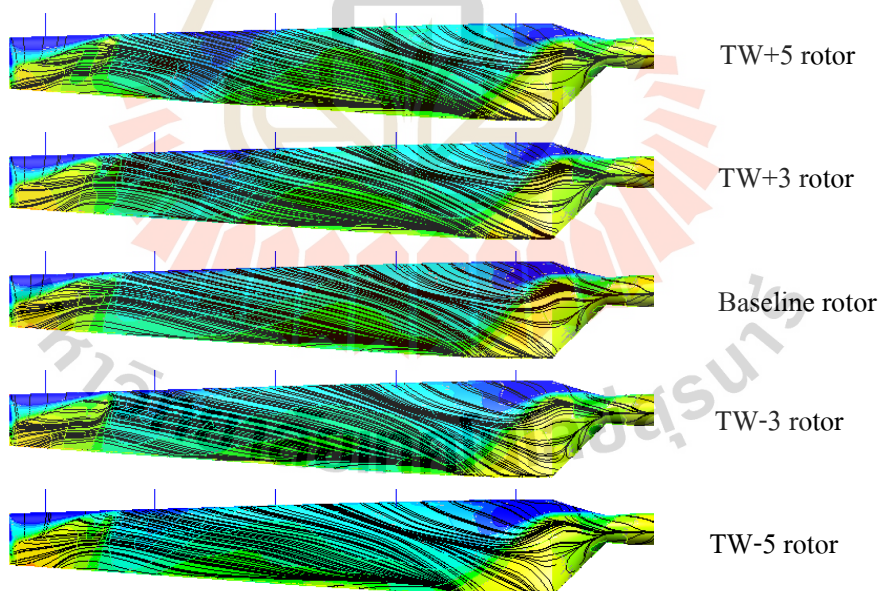
รูปที่ 6.15 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s



รูปที่ 6.16 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s



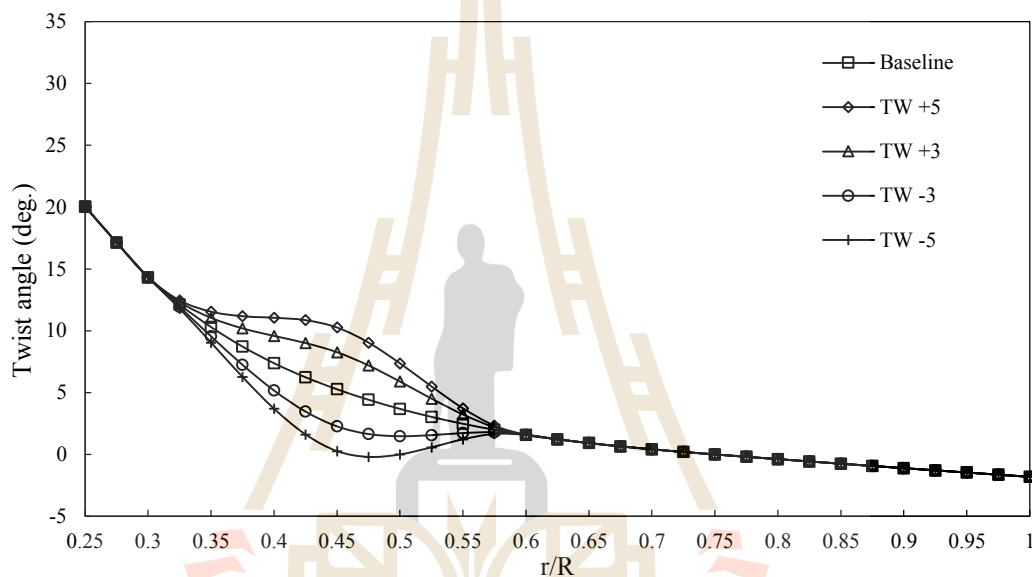
รูปที่ 6.17 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s



รูปที่ 6.18 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s

6.3.2 การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 30-60% ของความยาวใบ

รูปที่ 6.19 แสดงการแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่ทำการออกแบบมุมบิดใหม่ในช่วงระยะรัศมี 0.30R ถึง 0.60R (ช่วงระยะ 30-60% ของความยาวใบ) เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยใบพัด TW+5 และ TW+3 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 5 องศา และ 3 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง (ที่ $r/R = 0.45$) ส่วนใบพัด TW-3 และ TW-5 ทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 3 องศา และ 5 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง



รูปที่ 6.19 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R

ผลการคำนวณค่ากำลังงานและแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ แสดงในรูปที่ 6.20 และ 6.21 ตามลำดับ ส่วนรูปที่ 6.22 และ 6.23 แสดงจำนวนเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานและแรงผลักของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดใหม่เทียบกับใบพัดต้นแบบ จะพบว่าใบพัด TW-3 และ TW-5 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ มีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ในช่วงความเร็วลมต่ำ 5-7 m/s แต่ที่ความเร็วลม 9-20 m/s มีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 9 m/s มีค่ากำลังงานที่ต่ำลงจากใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก ส่วนในกรณีใบพัด TW+3 และ TW+5 ซึ่งทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบ จะมีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s ส่วนในช่วงความเร็วลม 10 m/s ถึง 20 m/s มีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 10-11 m/s เป็นช่วงที่ใบพัด TW+3 และ TW+5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบมากที่สุด โดยใบพัด TW+3 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นเป็นจำนวน 11.2% และ 11% ตามลำดับ ส่วนใบพัด

TW+5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นเป็นจำนวน 15.6% และ 25.4% ตามลำดับ ส่วนที่ความเร็วลมตั้งแต่ 13 m/s ขึ้นไปนั้น ใบพัด TW+5 มีกำลังงานแตกต่างจากใบพัด TW+3 ไม่มากนัก เมื่อพิจารณาแรงผลักของใบพัดในรูปที่ 6.21 และ 6.23 จะพบว่า ใบพัด TW+3 และ TW+5 มีค่าแรงผลักสูงขึ้นจากใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s และ 11 m/s โดยมีเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักเทียบกับใบพัดต้นแบบไม่มากนัก (น้อยกว่า 4%)

งานรายปีที่กักหันทมผลิตได้เทียบกับใบพัดต้นแบบแสดงในรูปที่ 6.24 และแสดงข้อมูลไว้ในตารางที่ 6.2 จะพบว่า ใบพัด TW+3 และ TW+5 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบในทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2-8.2 m/s โดยใบพัด TW+3 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 0.867%, 2.293%, 3.205% และ 3.783% ส่วนใบพัด TW+5 ผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ 1.585%, 4.084%, 5.577% และ 6.438% ตามลำดับ เป็นผลมาจากการเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10-11 m/s ซึ่งเป็นช่วงที่มีความถี่ของพลังงานลมสูง ผนวกกับในช่วงความเร็วลมต่ำ 5-7 m/s นั้นมีกำลังงานลดลงจากใบพัดต้นแบบไม่มากนัก สำหรับกรณีใบพัด TW-3 และ TW-5 ซึ่งมีกำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 9-20 m/s (โดยเฉพาะที่ความเร็วลม 9 m/s ที่ต่ำกว่าค่อนข้างมาก) ส่งผลให้ได้งานรายปีที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบมากในทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย

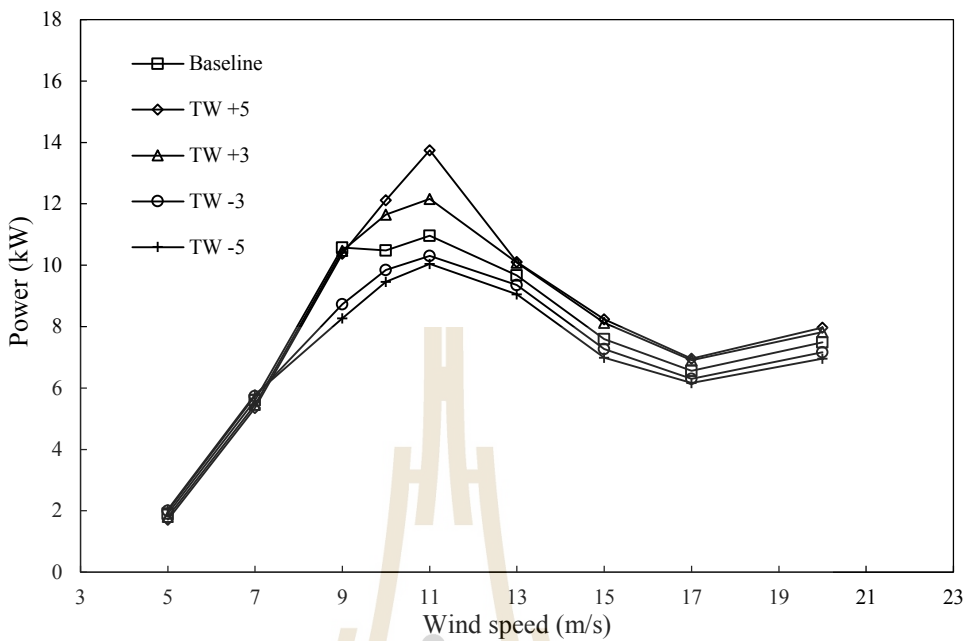
รูปที่ 6.25-6.26 แสดงการแจกแจงแรงในทิศสัมผัสและแรงในทิศตั้งฉากกับระนาบการหมุนของโรเตอร์ตลอดความยาวใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ปรับเปลี่ยนมุมบิดใหม่ช่วงรัศมี 0.30-0.60R เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ และในรูปที่ 6.27-6.32 แสดงเส้น Limiting streamline ของการไหลที่ผิวด้านดูดของใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ จะพบว่า ที่ความเร็วลม 5-7 m/s ซึ่งมุมปะทะยังคงต่ำอยู่และอยู่ในช่วงที่แรงยกแปรผันเชิงเส้นกับมุมปะทะ การไหลส่วนใหญ่ตลอดความยาวใบพัดเป็นการไหลแบบชิดติดไปกับผิว ใบพัด TW-5 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่า จึงมีมุมปะทะสูงกว่า เกิดค่าแรงยกที่สูงกว่า ส่งผลทำให้มีค่าแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากที่สูงกว่าใบพัดอื่น ๆ ดังแสดงในรูปที่ 6.25a และ 6.25b นอกจากนี้สังเกตว่า ที่ช่วงระยะรัศมีต่ำกว่า 0.70R และที่ช่วงรัศมีสูงกว่า 0.70R ขึ้นไปนั้น ใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดใหม่จะมีแนวโน้มค่าแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากกลับเข้าใกล้ค่าแรงจากใบพัดต้นแบบ

ที่ความเร็วลม 9 m/s ในรูปที่ 6.25c ใบพัด TW-5 และ TW-3 มีค่าแรงแนวสัมผัสต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ช่วงระยะรัศมี 0.40-0.70R เมื่อพิจารณา Limiting streamline บนผิวใบพัดในรูปที่ 6.28 จะพบว่า ช่วงบริเวณระยะดังกล่าว เกิดการไหลแยกจากผิวตั้งแต่หัวแพน และเกิดการไหลควงของกระแสการไหลแยกตัว จึงเป็นเหตุทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกลดลง ส่งผลทำให้ใบพัด TW-5 และ TW-3 มีกำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก

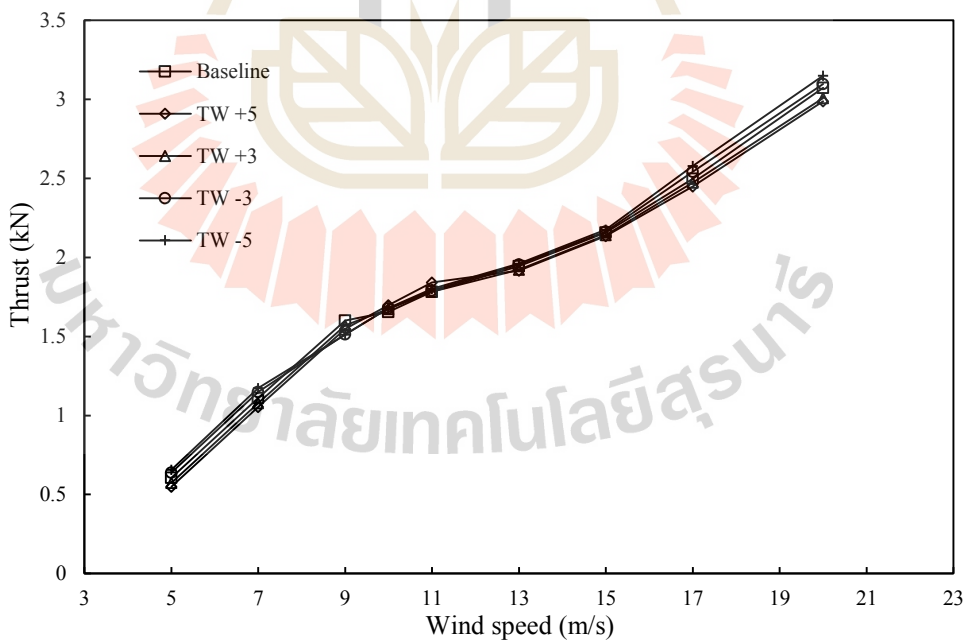
ในรูปที่ 6.26 ที่ความเร็วลม 10 m/s และ 11 m/s ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากสูงกว่าใบต้นแบบในช่วงระยะรัศมีมากกว่า 0.50R ขึ้นไปทางปลายใบ ส่งผลให้ที่ช่วงความเร็วลมนี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 ผลิตกำลังงานได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบมาก เมื่อพิจารณา Limiting streamline ในรูปที่ 6.29 และ 6.30 จะเห็นว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 เหลือพื้นที่ของการไหลแบบชนิดติดผิวมากกว่าใบพัดต้นแบบ (รวมทั้งใบพัด TW-3 และ TW-5) ในช่วงระยะ outboard ของใบพัด

ที่ความเร็วลม 13 m/s ในรูปที่ 6.31 ใบพัดเกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนอากาศปกคลุมตลอดหน้าตัดใบและตามแนวยาวใบพัดกินพื้นที่เลยช่วงระยะรัศมีที่ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิด (ช่วงรัศมี 0.30-0.60R) ไปจนถึงระยะรัศมี 0.75R โดยประมาณ และเหลือพื้นที่การไหลแบบชนิดติดผิวที่ปลายใบใกล้เคียงกันในทุกใบพัด ซึ่งในรูปที่ 6.26 ที่ระยะ $r/R=0.63$ ขึ้นไปนั้นแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของแต่ละใบพัดมีค่าใกล้เคียงกัน ส่งผลให้ที่ความเร็วลม 13 m/s นี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีกำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบไม่มากนัก ในทำนองเดียวกันในรูปที่ 6.32 การไหลที่ความเร็วลม 15 m/s ใบพัดทั้งหมดเกิดการไหลแยกปกคลุมพื้นที่ตามแนวยาวใบมากขึ้น และเหลือพื้นที่การไหลที่ยังคงเป็นการไหลแบบติดไปกับผิวที่ช่วงปลายใบใกล้เคียงกันในทุกใบพัด

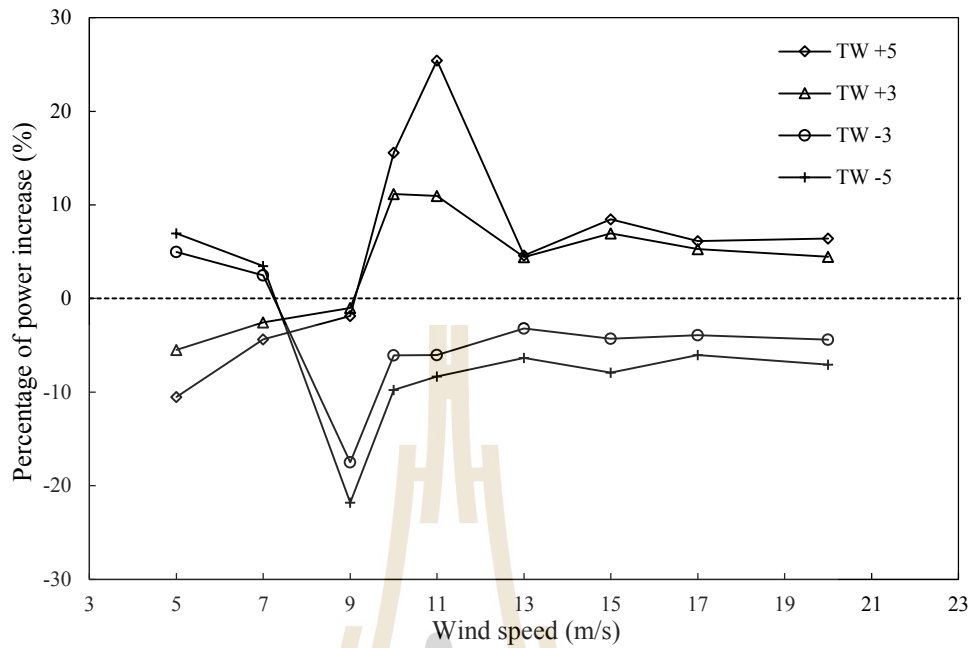
สังเกตว่า ในทุกความเร็วลม แม้ใบพัด TW+5, TW+3, TW-3 และ TW-5 จะทำมุมบิดใบแตกต่างกันไปจากใบพัดต้นแบบเฉพาะในช่วงระยะ $r/R=0.30$ ถึง $r/R=0.60$ ของความยาวใบ แต่แรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของแพนอากาศที่ระยะก่อนหน้า ($r/R < 0.30$) และหลัง ($r/R > 0.60$) ช่วงดังกล่าว มีค่าแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ต่างไปจากใบพัดต้นแบบด้วยเช่นกัน



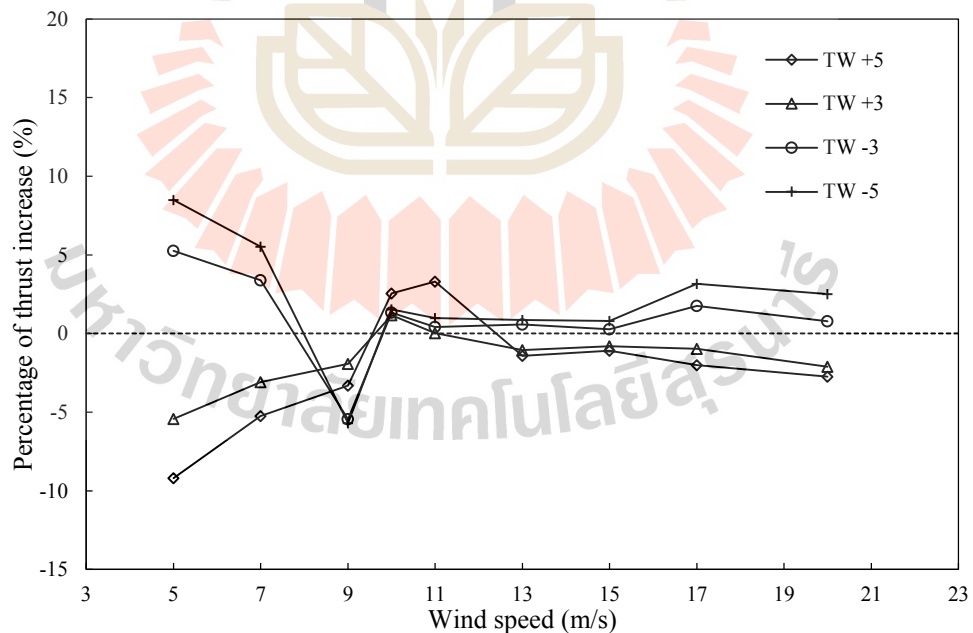
รูปที่ 6.20 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบ



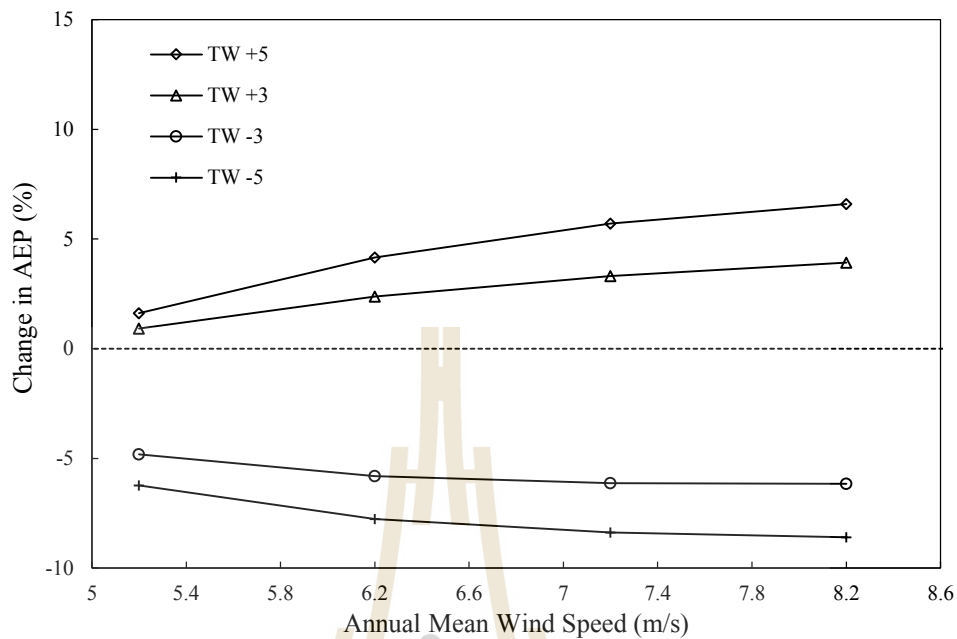
รูปที่ 6.21 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.22 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



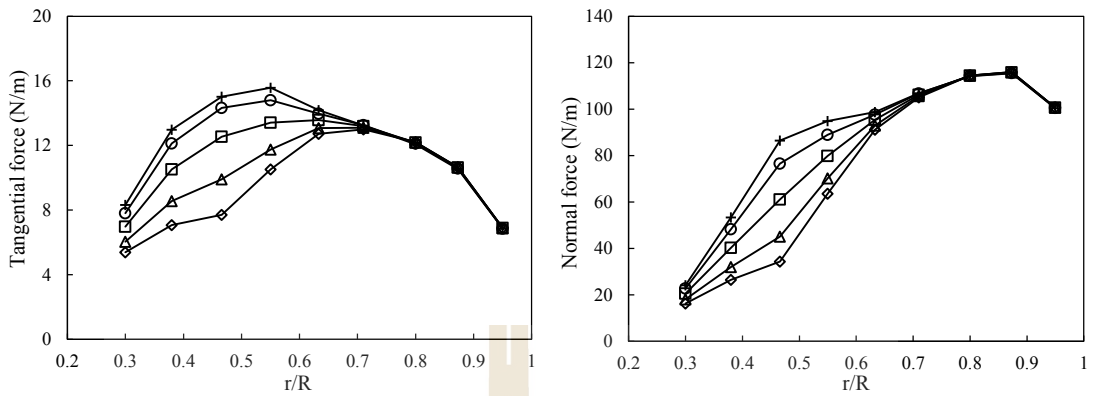
รูปที่ 6.23 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



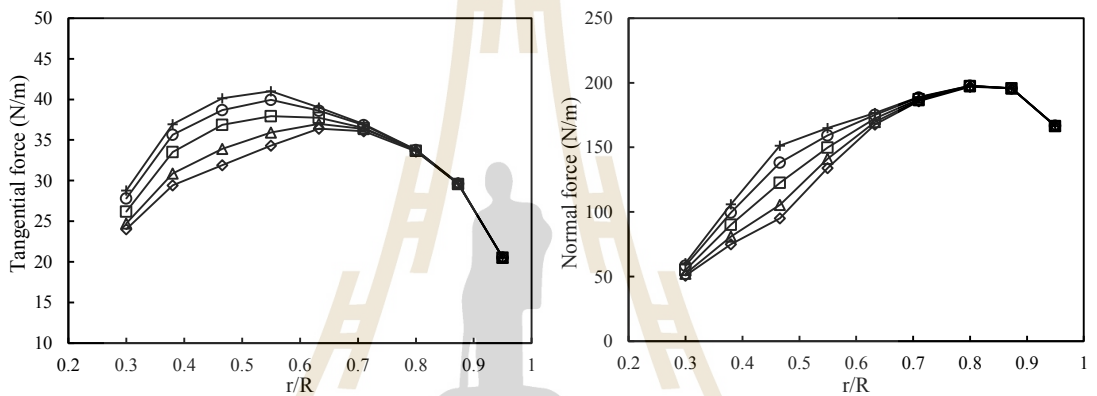
รูปที่ 6.24 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

ตารางที่ 6.2 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ 0.30-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

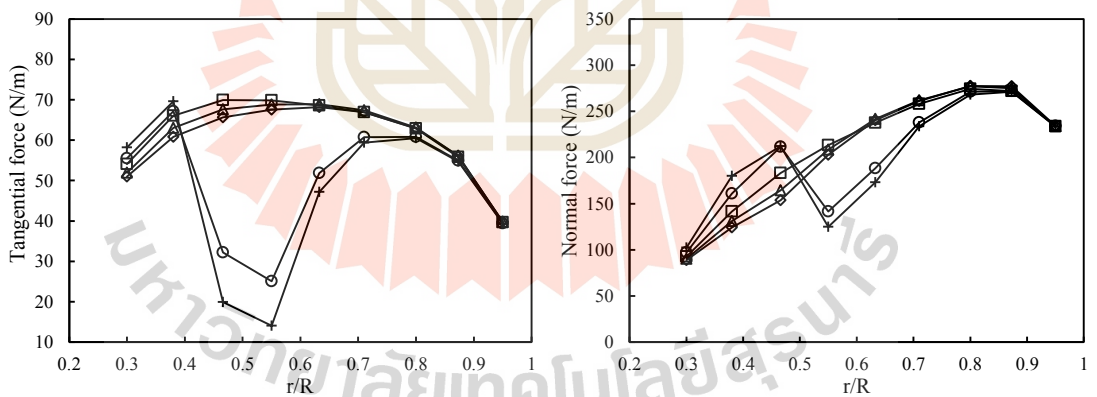
AMWS (m/s)	TW +5		TW +3		TW -3		TW -5	
	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)
5.2	26.107	1.613	25.930	0.923	24.453	-4.823	24.090	-6.239
6.2	37.952	4.163	37.301	2.375	34.316	-5.816	33.607	-7.762
7.2	47.329	5.704	46.260	3.317	42.031	-6.129	41.024	-8.378
8.2	53.760	6.601	52.408	3.921	47.321	-6.165	46.098	-8.591



(a) $V_0 = 5 \text{ m/s}$



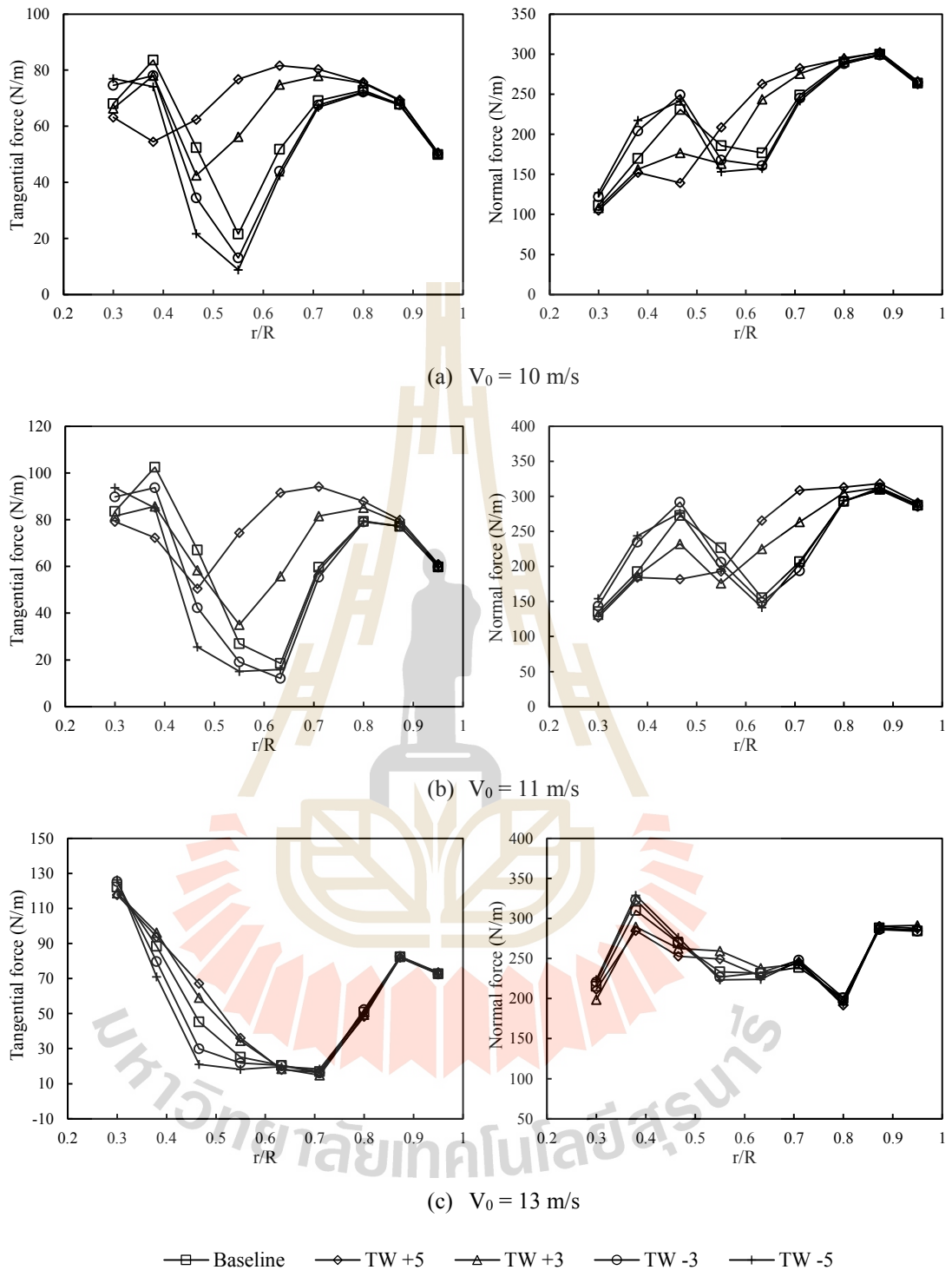
(b) $V_0 = 7 \text{ m/s}$



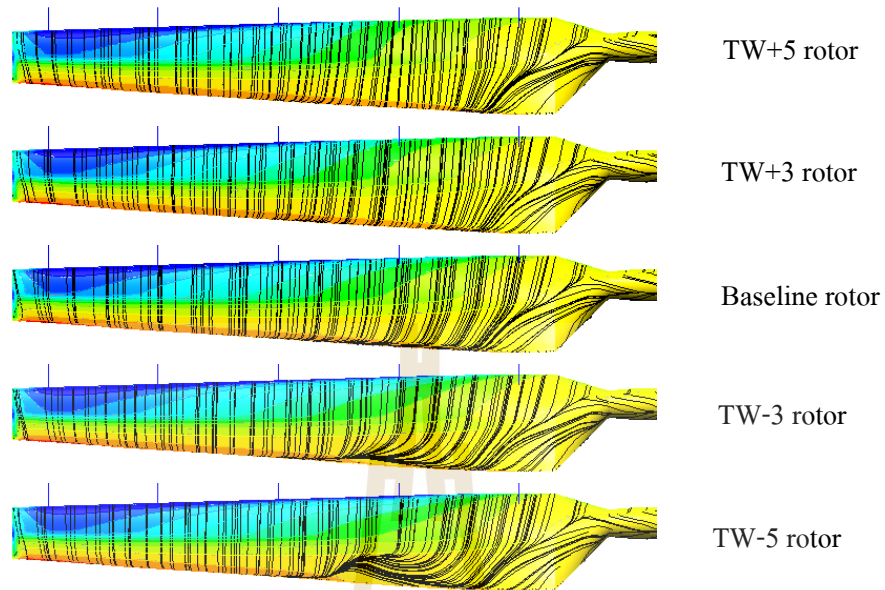
(c) $V_0 = 9 \text{ m/s}$

—□— Baseline —◇— TW +5 —△— TW +3 —○— TW -3 —+— TW -5

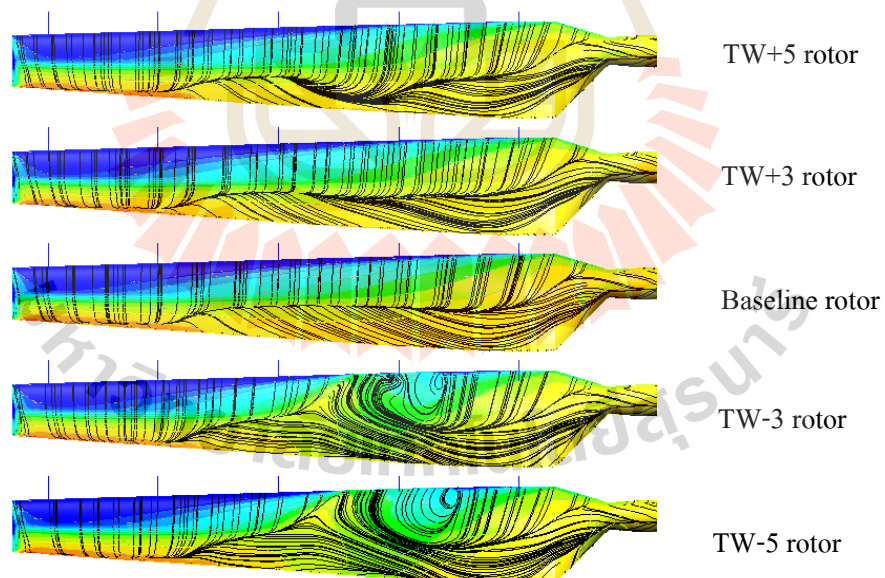
รูปที่ 6.25 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 5 m/s, 7 m/s, และ 9 m/s



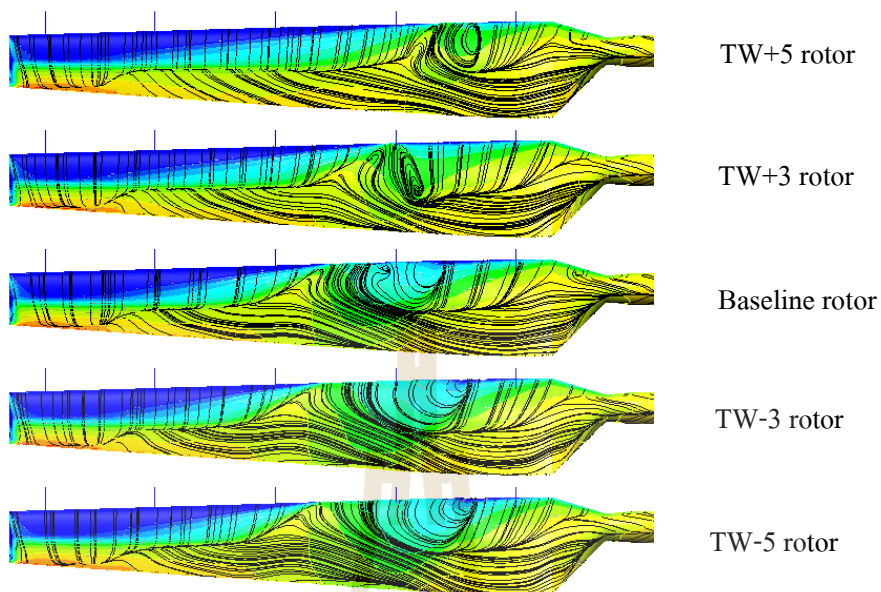
รูปที่ 6.26 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s, 11 m/s, และ 13 m/s



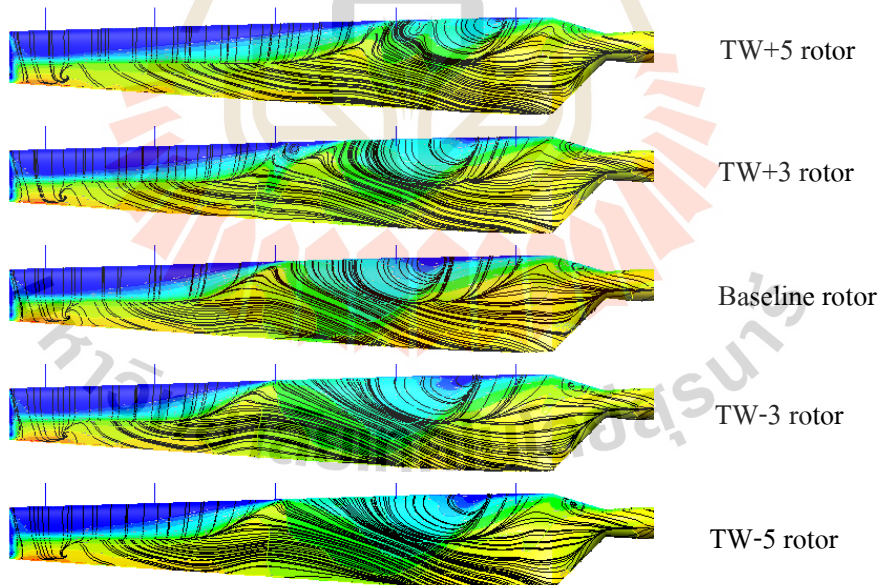
รูปที่ 6.27 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s



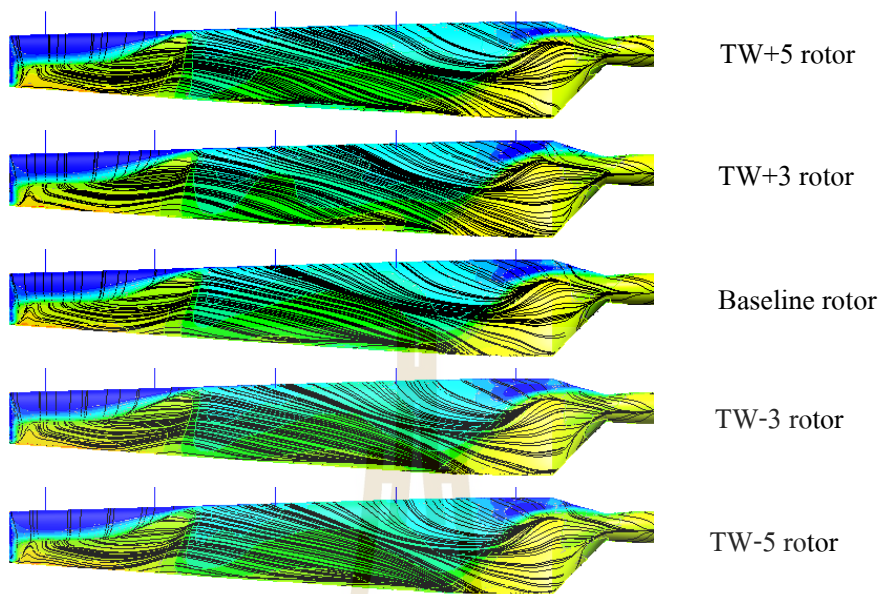
รูปที่ 6.28 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 9 m/s



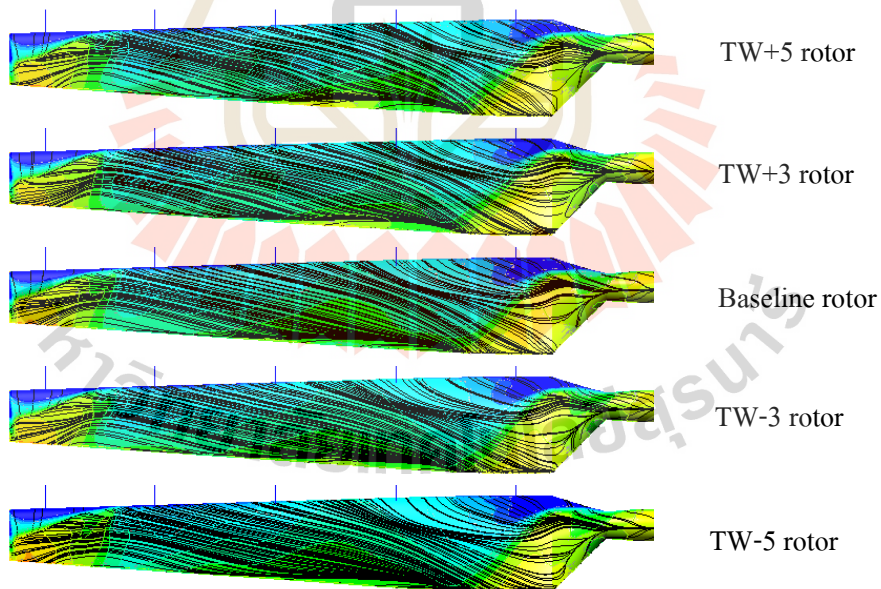
รูปที่ 6.29 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s



รูปที่ 6.30 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s



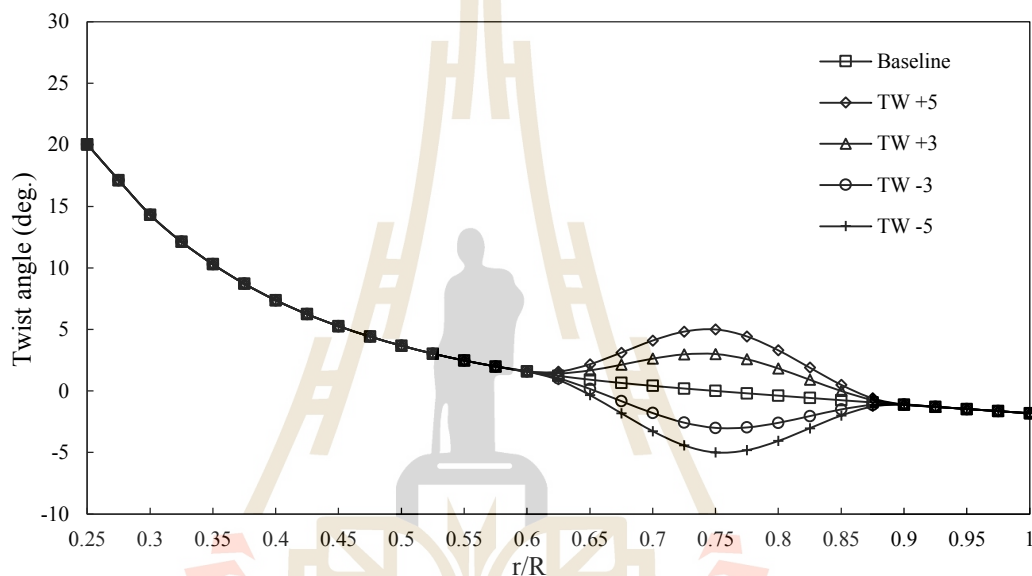
รูปที่ 6.31 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s



รูปที่ 6.32 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.30-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s

6.3.3 การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 60-90% ของความยาวใบ

รูปที่ 6.33 แสดงการแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่ทำการออกแบบมุมบิดใหม่ในช่วงระยะรัศมี 0.60R ถึง 0.90R (ช่วงระยะ 60-90% ของความยาวใบ) เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยใบพัด TW+5 และ TW+3 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 5 องศา และ 3 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง (ที่ $r/R = 0.75$) ส่วนใบพัด TW-3 และ TW-5 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 3 องศา และ 5 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง



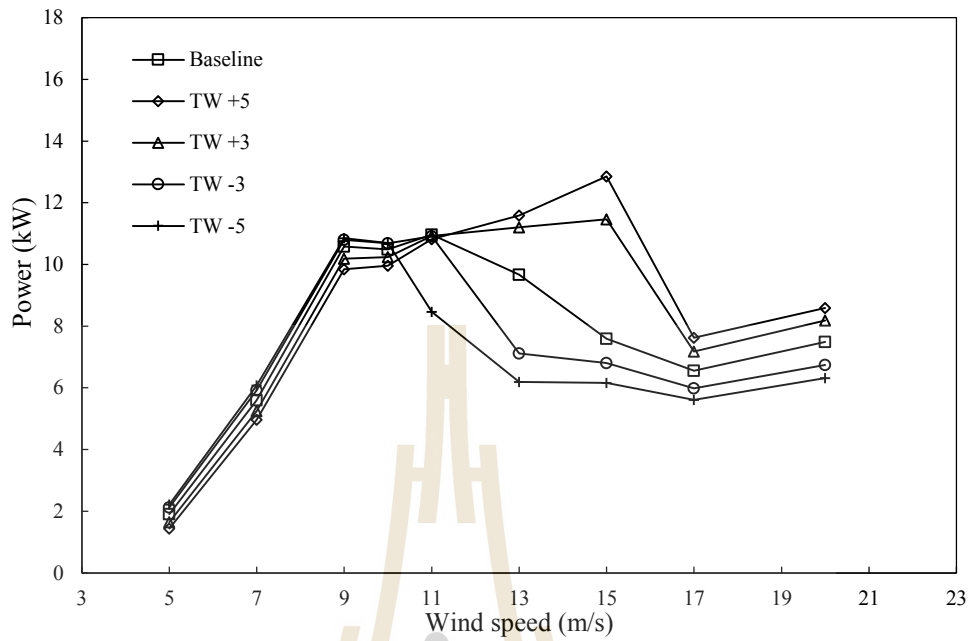
รูปที่ 6.33 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R

ผลการคำนวณค่ากำลังงานและแรงผลักรของใบพัดที่ปรับเปลี่ยนมุมบิดในช่วงระยะรัศมี 0.60-0.90R แสดงอยู่ในรูปที่ 6.34 และ 6.35 ตามลำดับ ส่วนในรูปที่ 6.36 และ 6.37 แสดงจำนวนเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานและแรงผลักรของใบพัดเทียบกับใบพัดต้นแบบ จะพบว่าใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-11 m/s ส่วนในช่วงความเร็วลม 13-20 m/s มีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 15 m/s เป็นช่วงที่ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบมากที่สุด โดยมีกำลังงานเพิ่มขึ้นเป็นจำนวน 69.2% และ 50.9% ตามลำดับ สำหรับกรณีใบพัด TW-3 และ TW-5 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ มีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-10 m/s ส่วนที่ความเร็วลม 13-20 m/s มีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 5 m/s ใบพัด TW-3 และ TW-5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 11% และ 16.2% ตามลำดับ แต่ที่ความเร็วลม 13 m/s

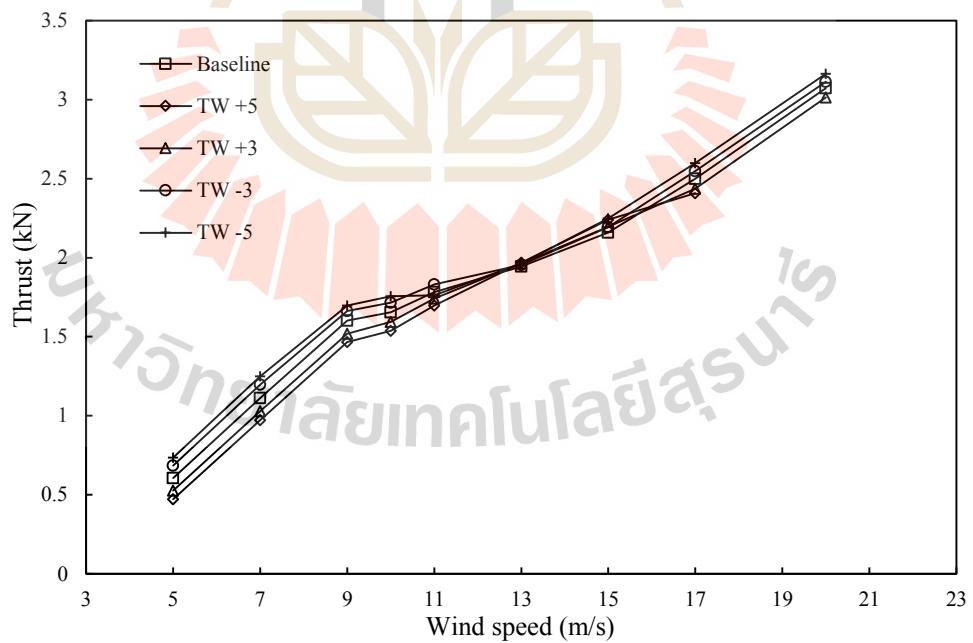
มีกำลังงานลดลงจากใบพัดต้นแบบ 26.4% และ 35.9% ตามลำดับ สำหรับค่าแรงผลึกของใบพัด ในรูปที่ 6.35 และ 6.37 จะพบว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงผลึกสูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s และ 15 m/s ส่วนใบพัด TW-3 และ TW-5 มีแรงผลึกที่เพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบเกือบทุกความเร็วลม อย่างไรก็ตาม ในช่วงความเร็วลม 10-20 m/s ใบพัดต่าง ๆ มีค่าแรงผลึกที่เพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบไม่มากนัก (ต่ำกว่า 4%)

งานรายปีที่ใบพัดกั้นลมผลิตได้เทียบกับใบพัดต้นแบบแสดงในรูปที่ 6.38 และแสดงข้อมูลไว้ในตารางที่ 6.3 พบว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีแนวโน้มผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วรายปีเฉลี่ยสูง โดยที่ $AMWS = 8.2$ m/s มีงานรายปีเพิ่มขึ้น 2.992% และ 3.36% ตามลำดับ ตรงกันข้ามกับใบพัด TW-3 และ TW-5 ที่มีแนวโน้มผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วรายปีเฉลี่ยต่ำ โดยที่ $AMWS = 5.2$ m/s ใบพัด TW-3 และ TW-5 มีงานรายปีเพิ่มขึ้น 2.857% และ 1.724% ตามลำดับ

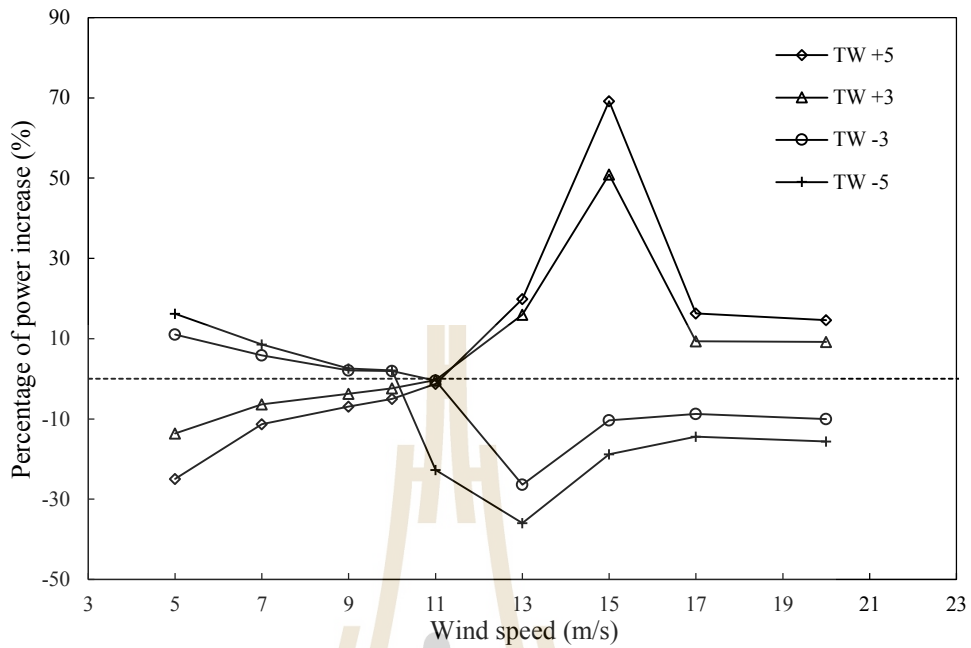
การแจกแจงแรงในทิศสัมผัสและแรงทิศตั้งฉากกับระนาบการหมุนของโรเตอร์ตลอดความยาวใบที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.60-0.90R เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ แสดงในรูปที่ 6.39 และ 6.40 ส่วนรูปที่ 6.41-6.45 แสดงเส้น Limiting streamline ของการไหลที่ผิวด้านดูดของใบพัดที่ความเร็วลมต่าง ๆ จะพบว่า ที่ความเร็วลม 7 m/s ซึ่งการไหลในพื้นที่ส่วนใหญ่ของใบพัดยังคงเป็นการไหลแบบชนิดผิว มุมปะทะของแพนอากาศยังคงต่ำอยู่และอยู่ในช่วงที่แรงยกแปรผันเชิงเส้นกับมุมปะทะ ใบพัด TW-5 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่าจึงมีมุมปะทะสูงกว่า จึงได้ค่าแรงยกที่สูงกว่า ทำให้มีค่าแรงแนวสัมผัสและแรงแนวตั้งฉากที่สูงกว่าใบพัดอื่น ๆ สังเกตว่า ที่ระยะรัศมีต่ำกว่า 0.40R ลงไปนั้น ใบพัดทั้งหมดจะมีค่าแรงแนวสัมผัสและแรงแนวตั้งฉากกลับเข้าใกล้ค่าจากใบพัดต้นแบบ เมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้นเป็น 9 m/s ในแต่ละใบพัดเกิดการไหลแยกตัวจากผิวคืบมาทางด้านหัวแพนอากาศมากขึ้น (ที่ระยะประมาณกึ่งหนึ่งของความยาวคอร์ด) ส่วนที่ความเร็วลม 13 m/s และ 15 m/s แนวโน้มของค่าแรงจะคล้ายกัน โดยที่ช่วงระยะประมาณ 0.70R ขึ้นไป ใบพัด TW+5 และ TW+3 จะมีค่าแรงแนวสัมผัสสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และ TW-5 ตามลำดับ ส่งผลให้ที่ความเร็วลมนี้ ใบพัด TW+5 และ TW+3 สามารถให้กำลังงานได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก ซึ่งเมื่อพิจารณาเส้น Limiting streamline ในรูปที่ 6.44-6.45 จะเห็นว่า ใบพัด TW+5 และใบพัด TW+3 เหลือพื้นที่ของการไหลแบบติดไปกับผิวมากกว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และ TW-5 ตามลำดับ



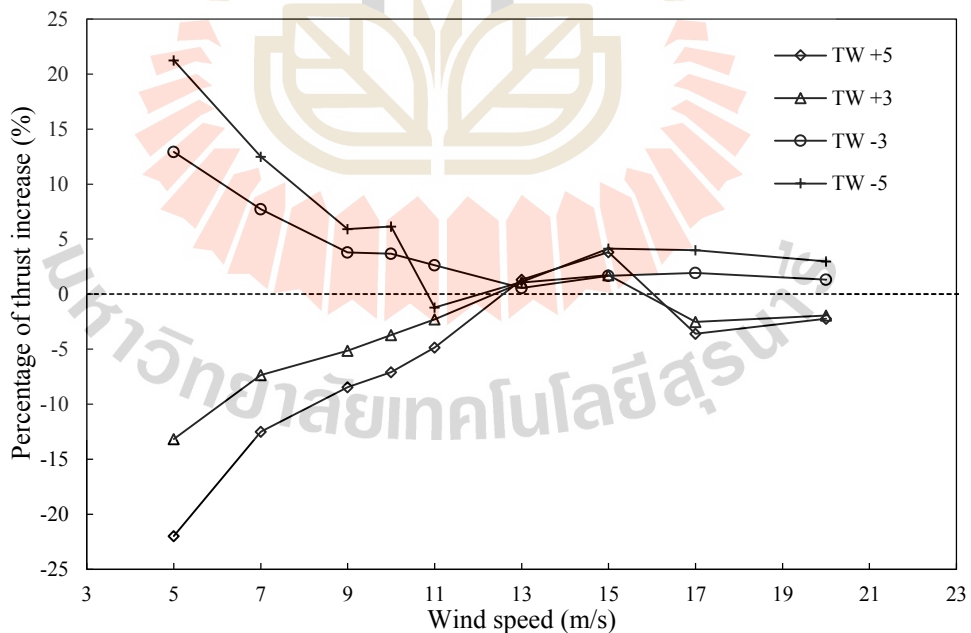
รูปที่ 6.34 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบ



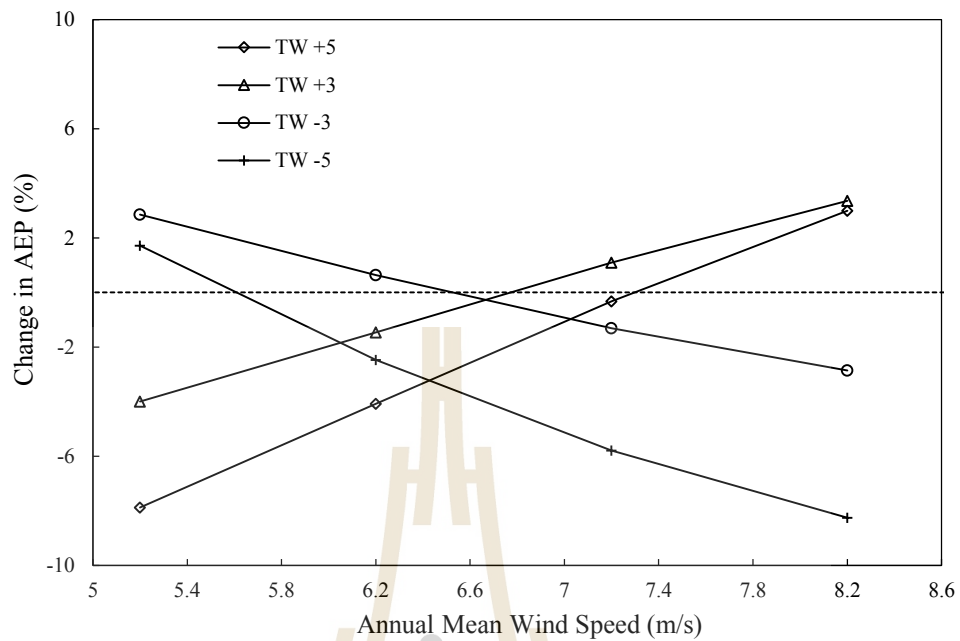
รูปที่ 6.35 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.36 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



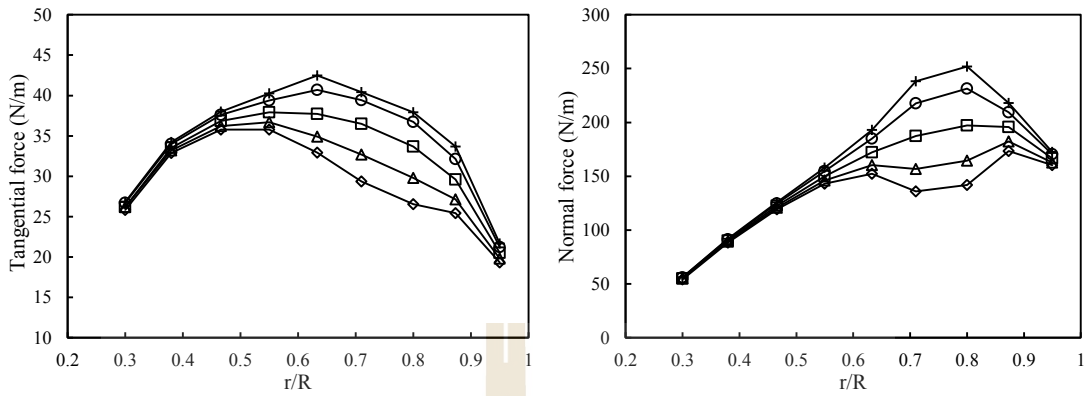
รูปที่ 6.37 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



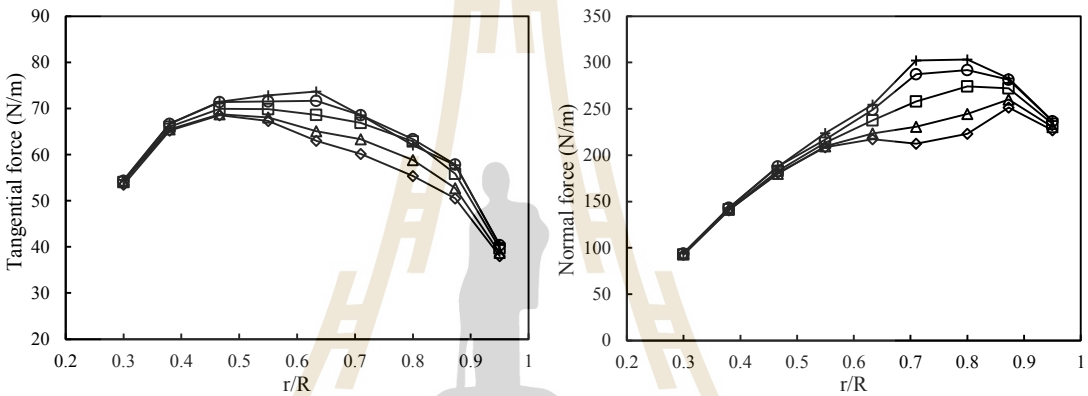
รูปที่ 6.38 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

ตารางที่ 6.3 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

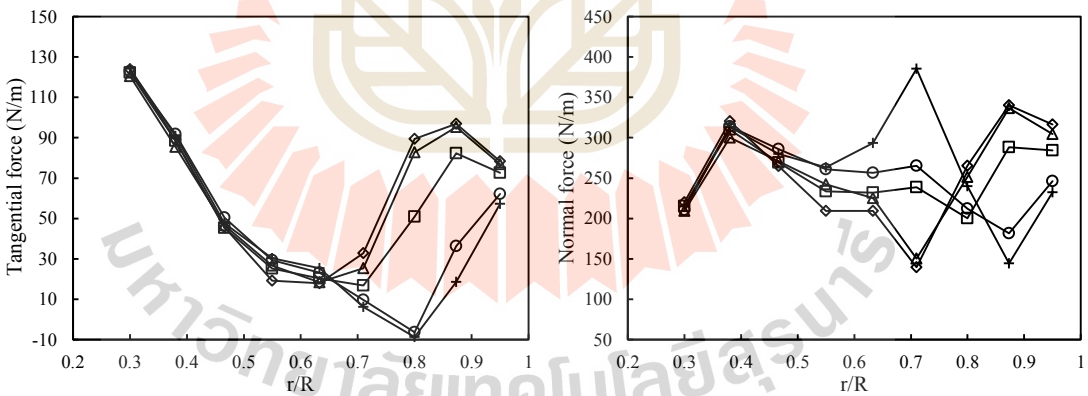
AMWS (m/s)	TW +5		TW +3		TW -3		TW -5	
	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)
5.2	23.669	-7.875	24.665	-4.000	26.427	2.857	26.136	1.724
6.2	34.951	-4.073	35.904	-1.457	36.667	0.636	35.537	-2.466
7.2	44.630	-0.323	45.267	1.100	44.189	-1.308	42.183	-5.789
8.2	51.940	2.992	52.125	3.360	48.989	-2.859	46.271	-8.249



(a) $V_0 = 7 \text{ m/s}$



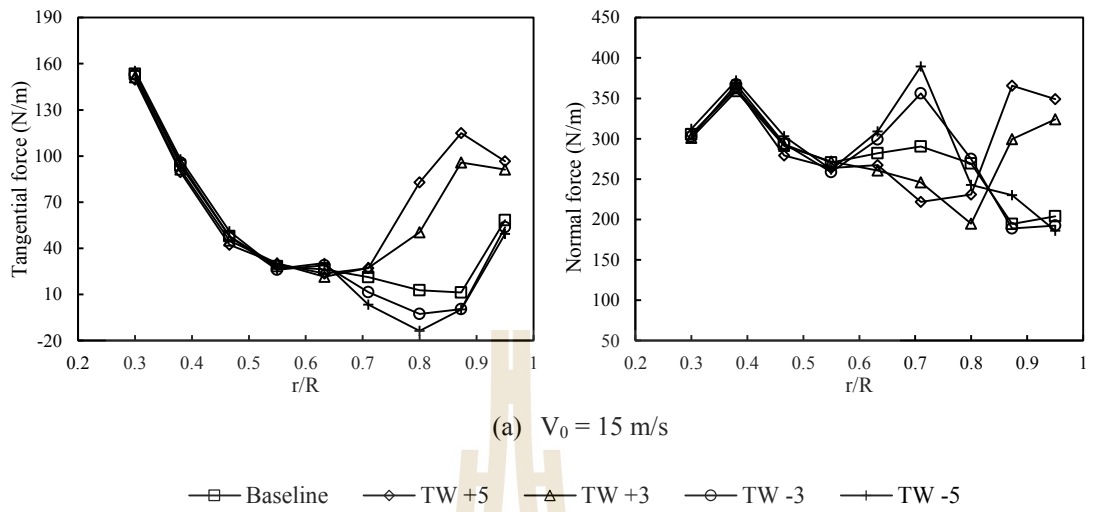
(b) $V_0 = 9 \text{ m/s}$



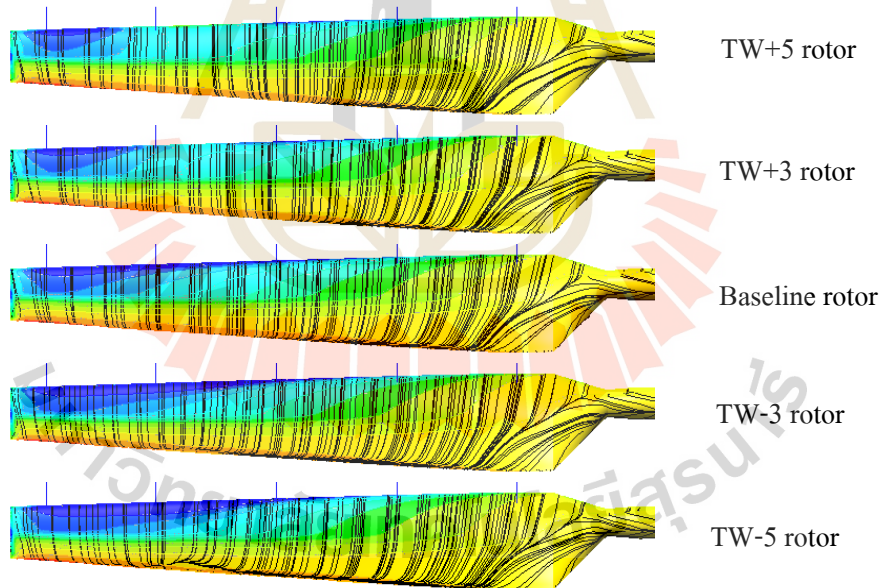
(c) $V_0 = 13 \text{ m/s}$

—□— Baseline —◇— TW +5 —△— TW +3 —○— TW -3 —+— TW -5

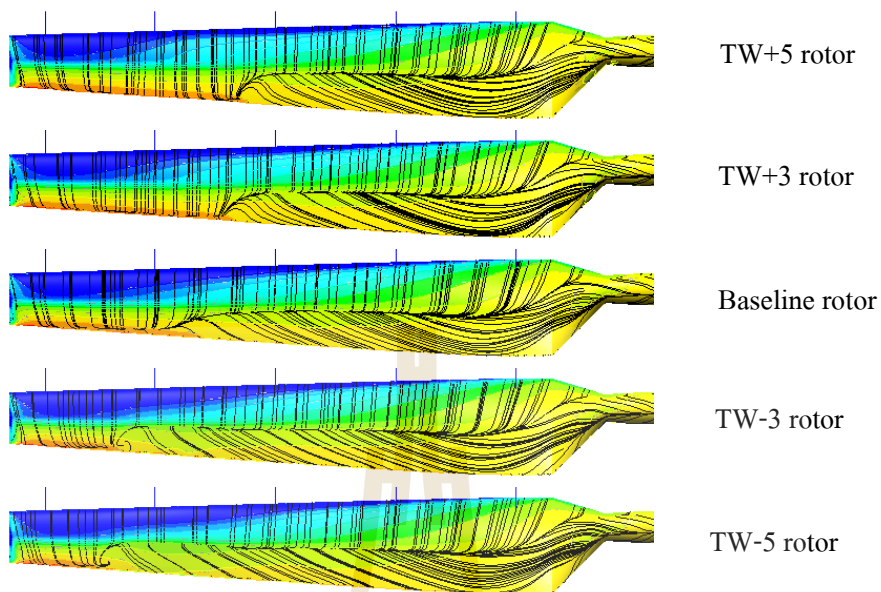
รูปที่ 6.39 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s, 9 m/s, และ 13 m/s



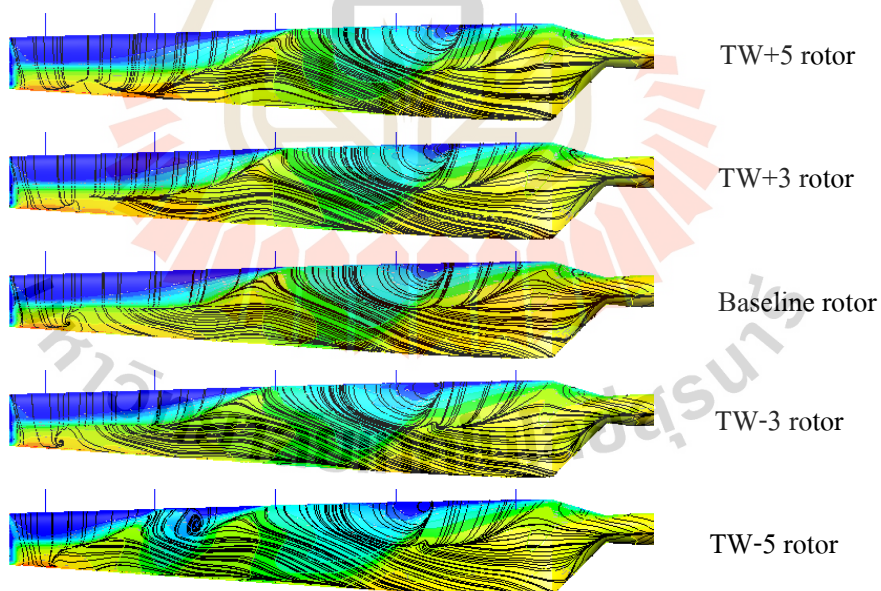
รูปที่ 6.40 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s



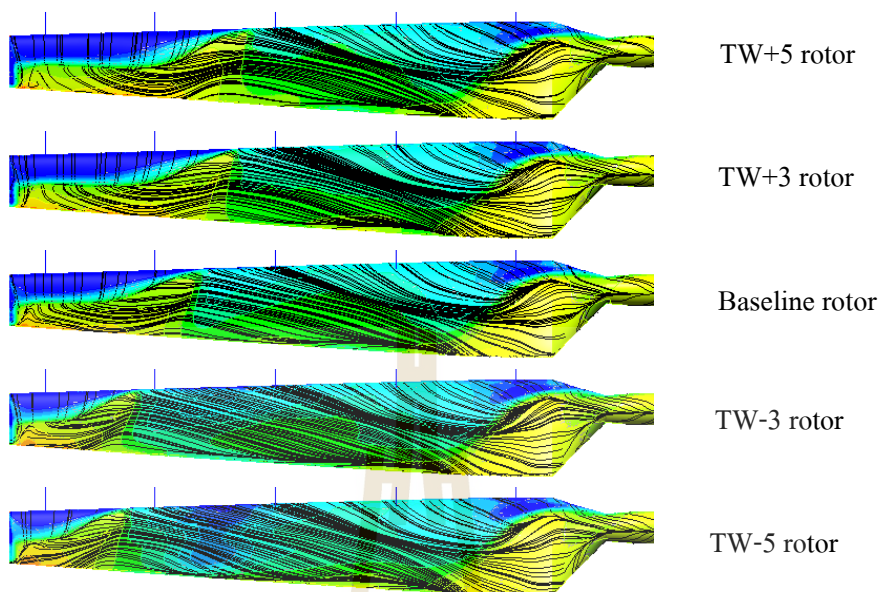
รูปที่ 6.41 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 7 m/s



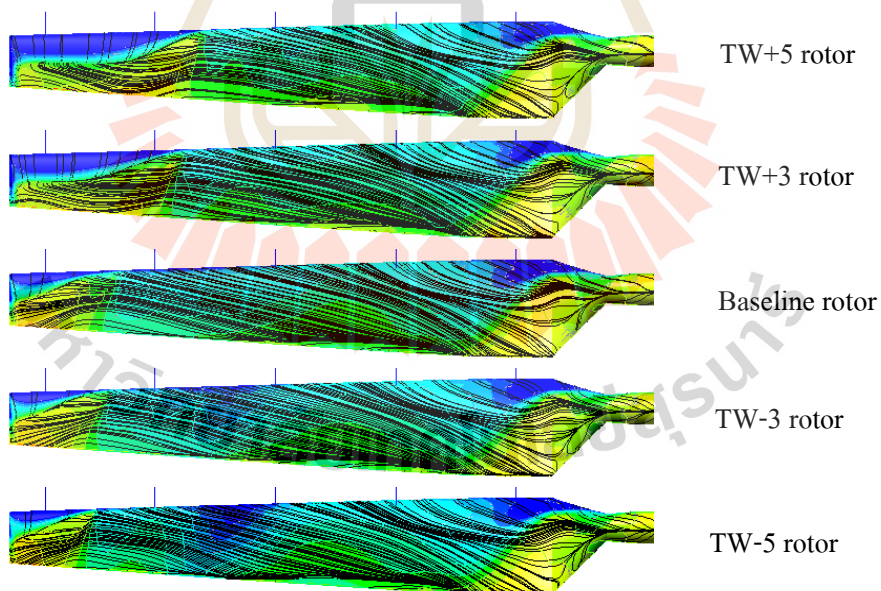
รูปที่ 6.42 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 9 m/s



รูปที่ 6.43 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s



รูปที่ 6.44 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s



รูปที่ 6.45 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.60-0.90R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 15 m/s

6.3.4 การปรับปรุงมุมบิดในช่วงระยะรัศมีอื่น ๆ

สำหรับการปรับปรุงมุมบิดใบพัดในช่วงระยะรัศมีอื่น ๆ แสดงเพิ่มเติมไว้ในภาคผนวก ก. ประกอบด้วยการเปลี่ยนมุมบิดใหม่ในช่วงรัศมี 0.25-0.55R และรัศมี 0.40-0.70R เป็นต้น ซึ่งจากการทดลองปรับเปลี่ยนมุมบิดในหลาย ๆ ช่วงรัศมีของใบพัดนั้น พบว่า การเปลี่ยนมุมบิดในแต่ละช่วงรัศมีต่าง ๆ ให้ค่ากำลังงานที่เพิ่มขึ้นหรือลดลงที่แตกต่างจากใบพัดต้นแบบมากในช่วงความเร็วลมที่แตกต่างกันไป โดยในกรณีการเพิ่มมุมบิดแบบเส้นโค้งสมมาตรในช่วงระยะรัศมี 0.25-0.55R, 0.30-0.60R, 0.40-0.70R, และ 0.45-0.75R ให้ผลการคำนวณที่ดีเนื่องจากสามารถให้ค่ากำลังงานได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ (โดยเฉพาะช่วงความเร็วลม 10-13 m/s ที่มีความถี่ของพลังงานลมสูง) และสามารถผลิตงานรายปี (AEP) ได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลมรายปีเฉลี่ย (AMWS) 6.2-8.2 m/s โดยทั้งนี้ช่วงรัศมีที่น่าสนใจ คือ การเพิ่มมุมบิดในช่วงระยะรัศมี 0.25-0.55R และ 0.30-0.60R สามารถเพิ่มงานรายปีได้ในทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย แม้กระทั่งที่ความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 5.2 m/s ซึ่งถือว่าเป็นความเร็วลมเฉลี่ยรายปีที่ต่ำกว่าความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 7.2 m/s ที่ใช้ออกแบบใบพัดต้นแบบอยู่พอควร เพราะโดยปกติแล้วกังหันก็จะต้องทำการปรับมุมเฟินปลายใบลง (เช่น จาก 3 องศา ไปเป็น 2 องศา) เพื่อให้ได้กำลังงานและงานรายปีที่เพิ่มขึ้น

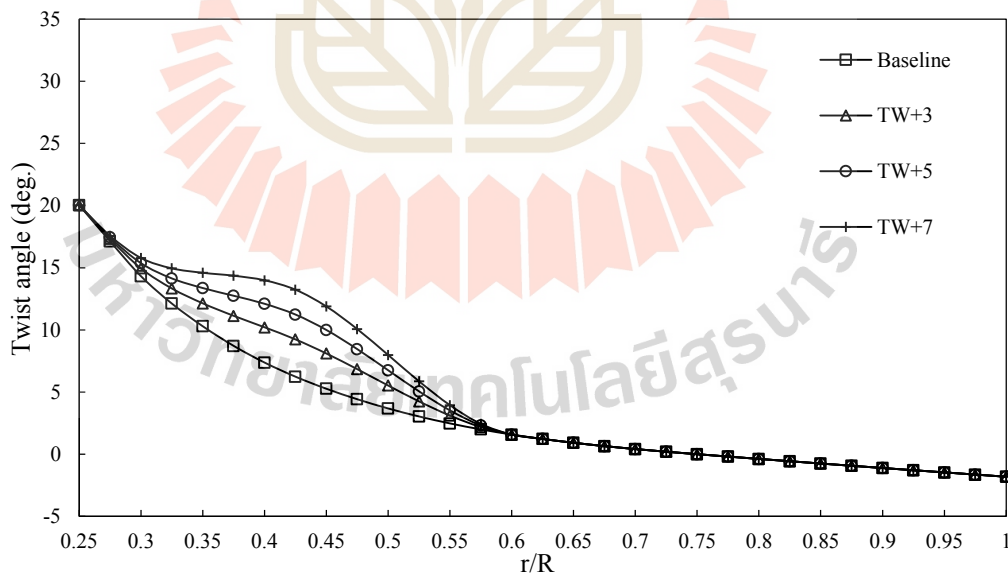
ดังนั้น จึงได้ทำการทดสอบปรับปรุงมุมบิดใบพัดในช่วงรัศมี 0.25R ถึง 0.60R (ช่วงระยะรัศมี 25-60% ของความยาวใบ) ขึ้นมาเพิ่มเติม โดยทำการออกแบบมุมบิดให้ต่างจากใบพัดต้นแบบ 3, 5, 7 องศา (TW+3, TW+5, TW+7) ส่วนกรณีการปรับลดมุมบิดให้ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ (TW-3, TW-5) เนื่องจากมีงานรายปีที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบจึงไม่ได้ทำการคำนวณ CFD ไว้ในที่นี้ โดยในรูปที่ 6.46 แสดงการแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่ทำการออกแบบมุมบิดใหม่ในช่วงรัศมี 0.25-0.60R เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยใบพัด TW+7, TW+5 และ TW+3 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 7 องศา, 5 องศา และ 3 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางช่วง (ที่ระยะ $r/R = 0.425$)

ผลการคำนวณค่ากำลังงานและแรงผลักรวมของใบพัดที่ปรับเปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.25-0.60R ที่ความเร็วลมต่าง ๆ แสดงอยู่ในรูปที่ 6.47 และ 6.48 ตามลำดับ ส่วนรูปที่ 6.49 และ 6.50 แสดงจำนวนเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานและแรงผลักรวมของใบพัดเทียบกับใบพัดต้นแบบ จะพบว่า ใบพัด TW+3, TW+5 และ TW+7 มีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s โดยใบพัด TW+7 มีกำลังต่ำสุดตามด้วยใบพัด TW+5 และ TW+3 ตามลำดับ ส่วนที่ช่วงความเร็วลม 10-20 m/s ใบพัดทั้ง 3 มีค่ากำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 10 m/s ใบพัด TW+3 มีค่ากำลังงานสูงขึ้น 23.7% จากนั้นกำลังงานจะลดต่ำลงที่ความเร็วลม 11 m/s และมีค่าสูงกว่าใบพัดต้นแบบเล็กน้อย ส่วนใบพัด TW+5 และใบพัด TW+7 มีค่ากำลังงานเพิ่มขึ้นใกล้เคียงกันกับใบพัด TW+3 ที่ความเร็วลม 10 m/s และยังคงสามารถให้กำลังงานที่สูงขึ้น

ได้อีกที่ความเร็วลม 11 m/s โดยใบพัด TW+5 และ TW+7 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 26.6% และ 34.9% ตามลำดับ

สำหรับค่าแรงผลึกของใบพัด จะพบว่า ใบพัด TW+3 มีค่าแรงผลึกสูงกว่าใบพัดต้นแบบเฉพาะที่ความเร็วลม 10 m/s เพิ่มขึ้นเป็นจำนวน 6.7% ส่วนใบพัด TW+5 และใบพัด TW+7 มีค่าแรงผลึกสูงกว่าใบพัดต้นแบบเฉพาะที่ความเร็วลม 10 m/s และ 11 m/s (ซึ่งเป็นความเร็วลมเดียวกันกับที่ให้ค่ากำลังงานเพิ่มสูงขึ้นมาจากใบพัดต้นแบบ) โดยมีเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลึกประมาณ 5%

งานรายปีที่ใบพัดกังหันลมผลิตได้เทียบกับใบพัดต้นแบบแสดงอยู่ในรูปที่ 6.51 และแสดงข้อมูลไว้ในตารางที่ 6.4 จะพบว่า ใบพัดทั้ง 3 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบในทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย (5.2-8.2 m/s) โดยใบพัด TW+3 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 1.436%, 2.947%, 3.883%, และ 4.481% ส่วนใบพัด TW+5 ผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ 2.313%, 5.309%, 7.162%, และ 8.287% ตามลำดับ และใบพัด TW+7 ผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ 1.356%, 5.154%, 7.542%, และ 9.037% ตามลำดับ เป็นผลมาจากการเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากในช่วงความเร็วลม 10-11 m/s ซึ่งเป็นช่วงที่มีความถี่ของพลังงานลมสูง

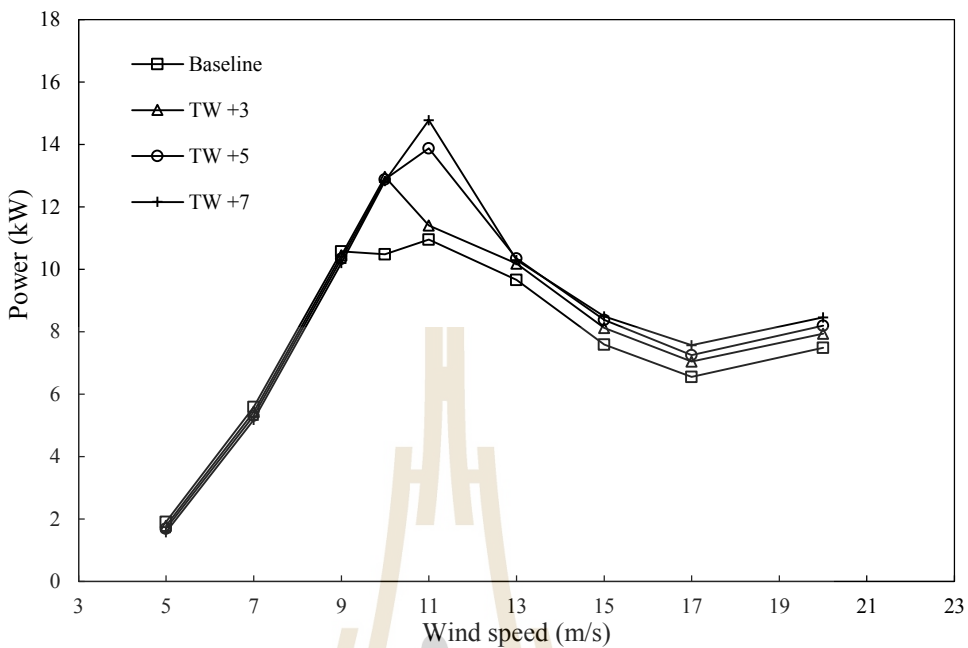


รูปที่ 6.46 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R

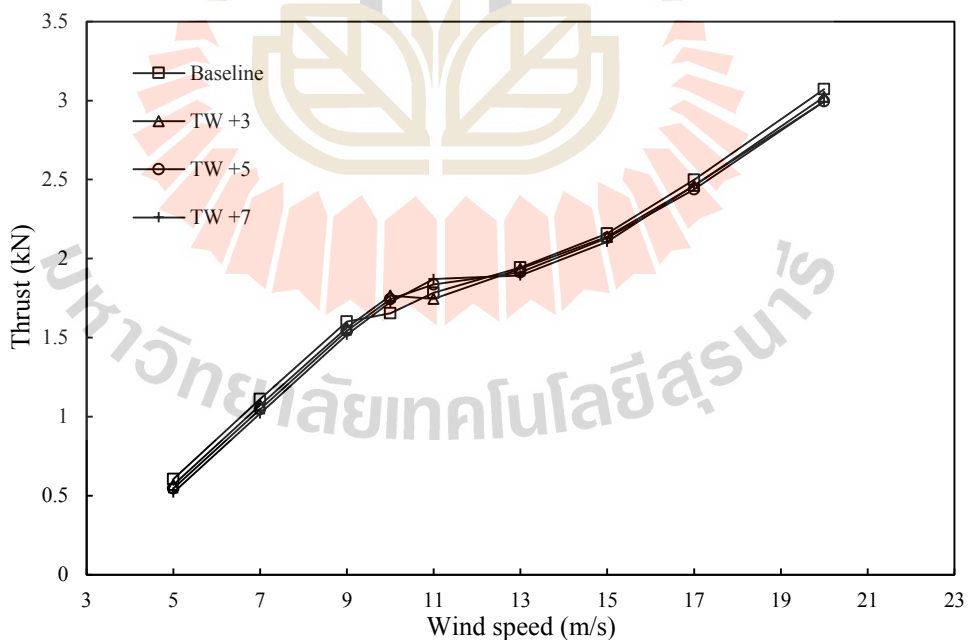
ในรูปที่ 6.52 การแจกแจงแรงในทิศสัมผัสและทิศตั้งฉากกับระนาบการหมุนของโรเตอร์ตลอดความยาวใบพัดเปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ ส่วนในรูปที่ 6.53-6.55 แสดงเส้น Limiting streamline ของการไหลบนผิวด้านดูดของใบพัด จะพบว่า ที่ความเร็วลม 10 m/s ในกรณีของใบพัดต้นแบบนั้นจะเกิดการไหลแยกตัวจากผิวตั้งแต่หัวแพนและเกิดการไหลควงของกระแสการไหลแยกตัวที่ช่วงรัศมีกึ่งกลางความยาวใบ ส่งผลให้เกิดการสูญเสียแรงยกทำให้แรงแนวสัมผัสมีลักษณะลดต่ำลง ในขณะที่ใบพัด TW+3, TW+5 และ TW+7 ซึ่งทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบจะยังไม่เกิดการ Stall เต็มตัวเหมือนใบพัดต้นแบบ เส้น Limiting streamline แสดงการไหลชนิดติดผิวที่ช่วงกึ่งหน้าของคอร์ดและเกิดการไหลแยกตัวที่ช่วงกึ่งหลังของคอร์ดแพนอากาศ ทำให้ได้ลักษณะแรงแนวสัมผัสที่กระจายสม่ำเสมอตลอดความยาวใบพัดและมีค่าสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ส่งผลให้ที่ความเร็วลม 10 m/s นี้ ใบพัดทั้ง 3 มีค่ากำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก

ที่ความเร็วลม 11 m/s เกิดการไหลแยกตัวมากขึ้นจากมุมปะทะที่เพิ่มขึ้นตามความเร็วลม ใบพัด TW+3 มีแรงแนวสัมผัสที่ไม่ต่างไปจากใบพัดต้นแบบมากนัก ทำให้ที่ความเร็วลมนี้ ใบพัด TW+3 มีกำลังงานสูงขึ้นจากใบพัดต้นแบบไม่มากนัก ส่วนแรงในทิศสัมผัสของใบพัด TW+5 และ TW+7 ยังคงสูงกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงระยะรัศมีกลางใบ ไปจนถึงปลายใบพัด ทำใบพัด TW+5 และ TW+7 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก เมื่อพิจารณาการไหลในรูปที่ 6.54 จะเห็นว่า ใบพัด TW+3 มีการไหลแยกตัวตั้งแต่หัวแพนเกิดขึ้นที่ช่วงกลางใบ ในขณะที่ใบพัด TW+5 และ TW+7 เกิดการไหลแยกตัวน้อยกว่าและเกิดที่ช่วงระยะเข้าใกล้โคนใบมากกว่า ทำให้แรงแนวสัมผัสมีค่าลดลงที่ช่วงต้นใบแต่มีค่าสูงขึ้นในช่วงกลางใบ ไปจนถึงปลายใบพัด

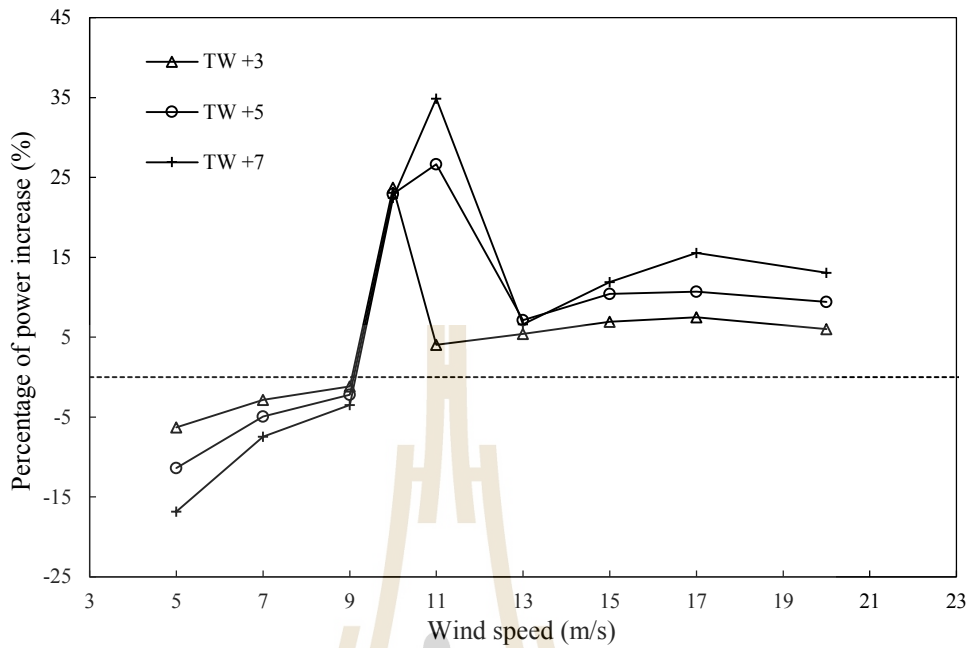
ที่ความเร็วลม 13 m/s ใบพัดทั้งหมดเกิดการไหลแยกตั้งแต่หัวแพนปกคลุมพื้นที่ตามแนวยาวใบเลขช่วงรัศมีที่ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิดไปจนถึงระยะ 0.75R โดยประมาณ และเหลือพื้นที่การไหลชนิดผิวที่ช่วงปลายใบใกล้เคียงกันในทุกใบพัด จากรูปที่ 6.52 จะเห็นว่า ที่ระยะรัศมีต่ำกว่า 0.70R ใบพัดทั้ง 3 มีค่าแรงแนวสัมผัสสูงกว่าใบพัดต้นแบบแต่ไม่มากนัก ส่วนที่รัศมีสูงกว่า 0.70R ใบพัดทั้งหมดมีค่าแรงแนวสัมผัสที่ใกล้เคียงกัน ทำให้ที่ความเร็วลมนี้ ใบพัดทั้ง 3 มีค่ากำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบไม่มากเหมือนเช่นที่ความเร็วลม 10-11 m/s



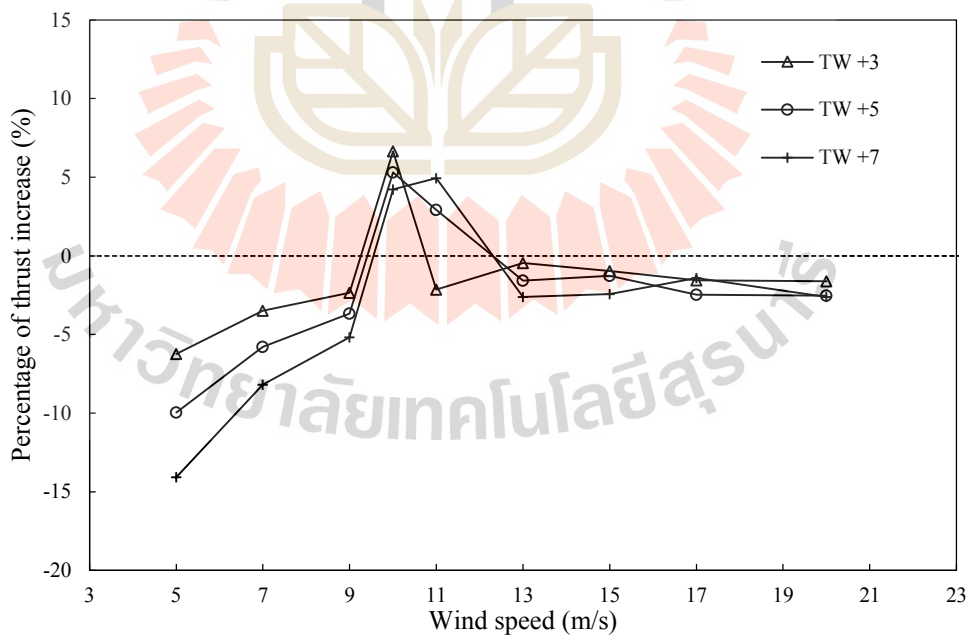
รูปที่ 6.47 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบ



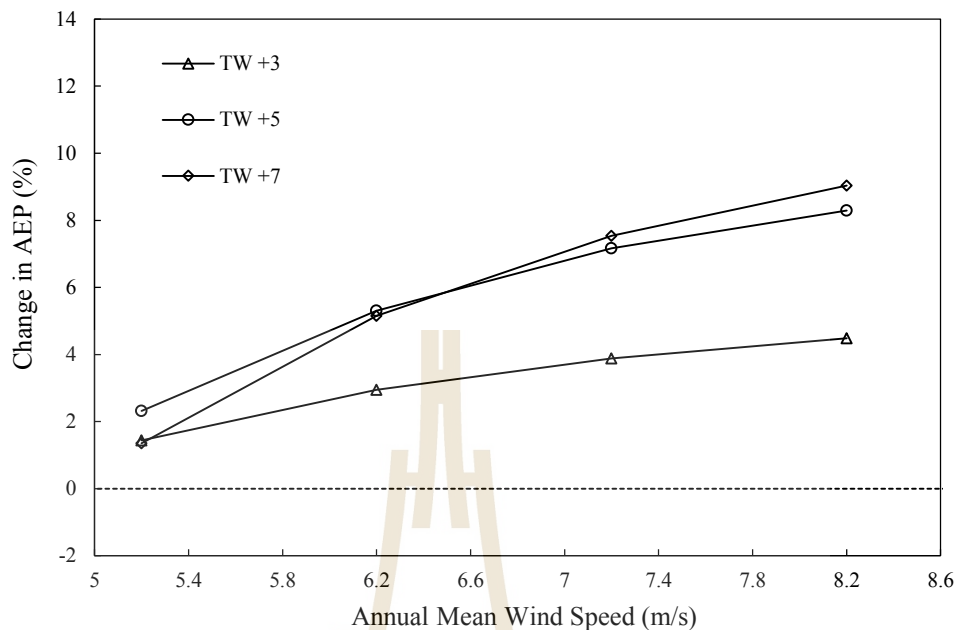
รูปที่ 6.48 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.49 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



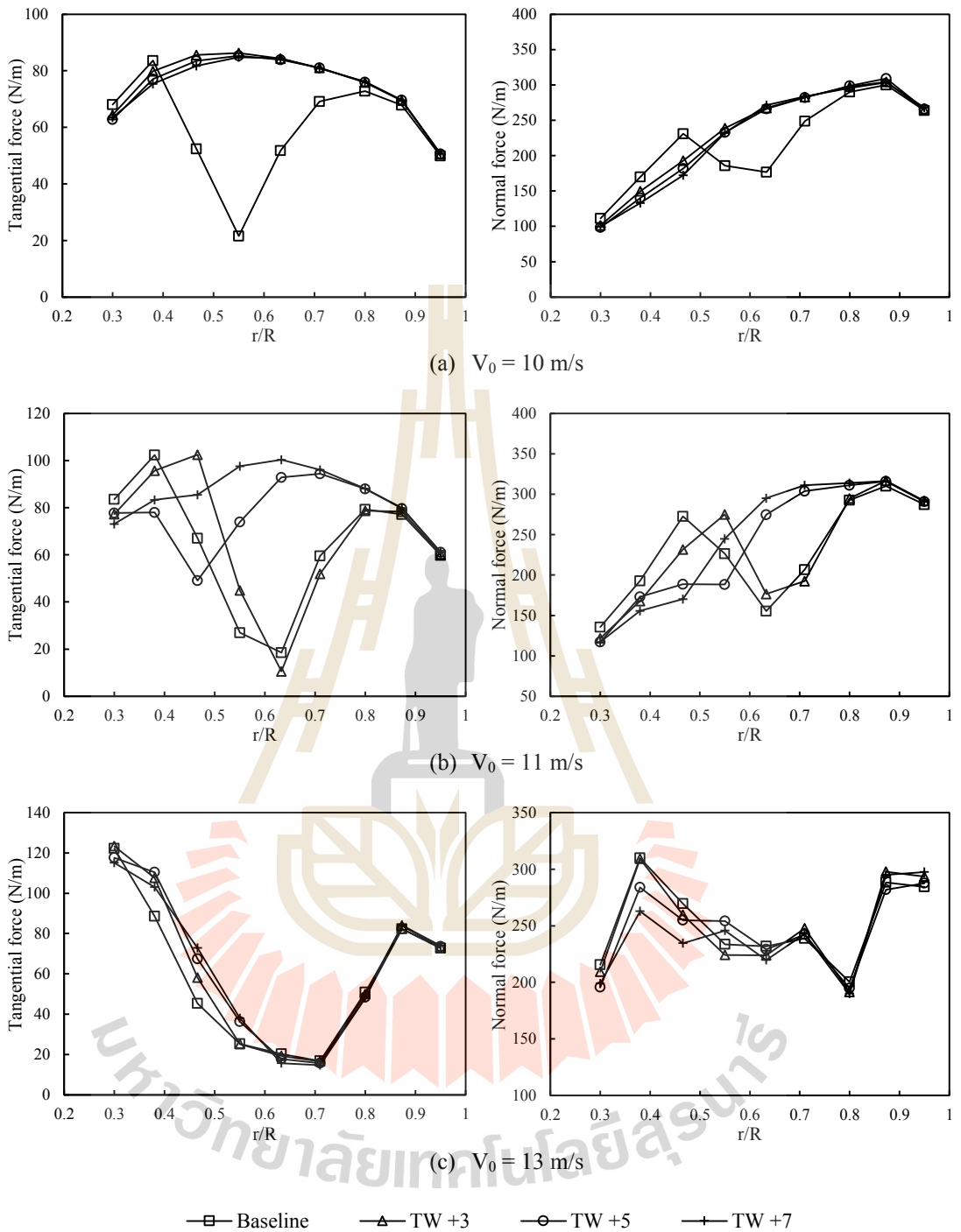
รูปที่ 6.50 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



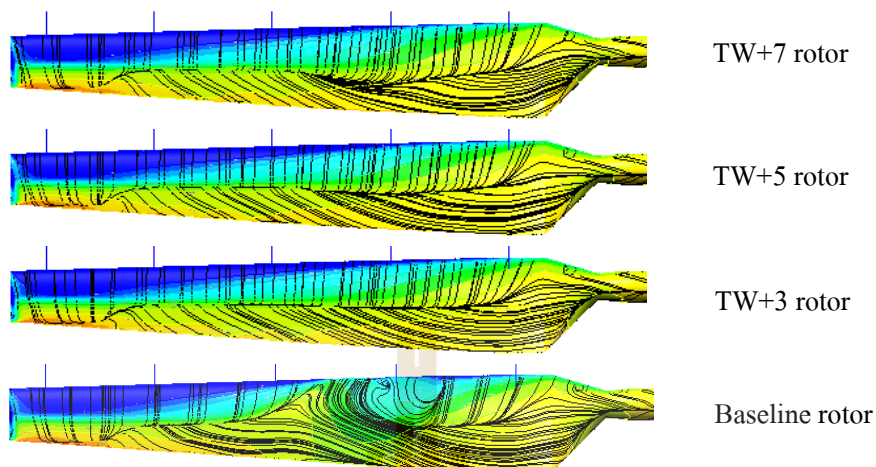
รูปที่ 6.51 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

ตารางที่ 6.4 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

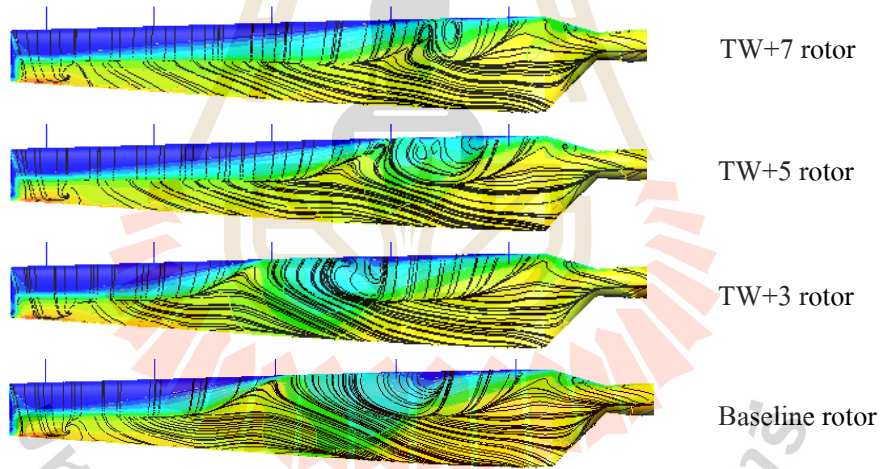
AMWS (m/s)	TW +3		TW +5		TW +7	
	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)
5.2	26.061	1.436	26.287	2.313	26.041	1.356
6.2	37.509	2.947	38.369	5.309	38.313	5.154
7.2	46.514	3.883	47.982	7.162	48.152	7.542
8.2	52.690	4.481	54.610	8.287	54.988	9.037



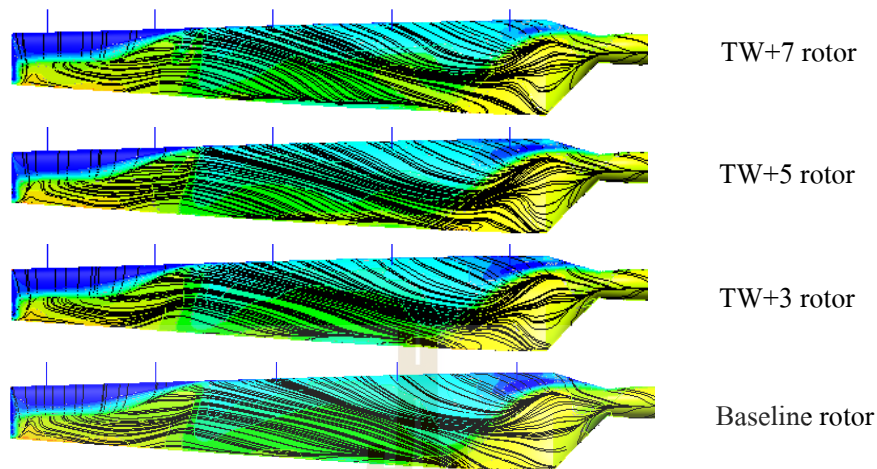
รูปที่ 6.52 เปรียบเทียบแรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s, 11 m/s, และ 13 m/s



รูปที่ 6.53 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s



รูปที่ 6.54 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s



รูปที่ 6.55 เปรียบเทียบ Limiting streamline บนผิวด้านดูดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.60R กับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s

6.4 พฤติกรรมหน่วงการป้อของใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดเฉพาะช่วง

ในข้อหัวนี้เป็นการศึกษาพฤติกรรมหน่วงการป้อ (Stall delay) ของแผนอากาศใบพัดที่เปลี่ยนแปลงมุมบิดใหม่เทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแผนอากาศใบพัดได้จากการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Inverse BEM

6.4.1 ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 45-75% ของความยาวใบ

ในรูปที่ 6.56-6.59 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแผนอากาศใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ และข้อมูลการทดลองแผนอากาศ 2 มิติ ในอุโมงค์ลม (Reuss Ramsay et al., 1995) จะเห็นว่า อิทธิพลของมุมบิดที่เปลี่ยนไปส่งผลต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแผนอากาศเป็นอย่างมาก และแม้ว่าใบพัดจะทำมุมบิดที่ต่างไปจากใบพัดต้นแบบเฉพาะในช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R ของความยาวใบ แต่ยังคงผลกระทบต่อค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแผนอากาศที่ระยรอบนอกด้านข้างช่วงดังกล่าวด้วยเช่นกัน นอกจากนี้ จะสังเกตว่า แผนอากาศใบพัดในช่วงระยะ inboard ของใบ ที่ระยะ $r/R=0.30$, 0.38 และ 0.47 แม้จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่แตกต่างกันในแต่ละใบพัด แต่ยังคงให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าแผนอากาศ 2 มิติ

ในกรณีใบพัดที่ทำการเพิ่มมุมบิด (ใบพัด TW+5 และ TW+3) แผนอากาศที่ระยะ $r/R=0.38$ ถึง $r/R=0.63$ มีแนวโน้มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ส่วนแผนอากาศที่ระยะ $r/R=0.71$ และ $r/R=0.80$ สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงกว่า และมีมุมปะทะการ stall

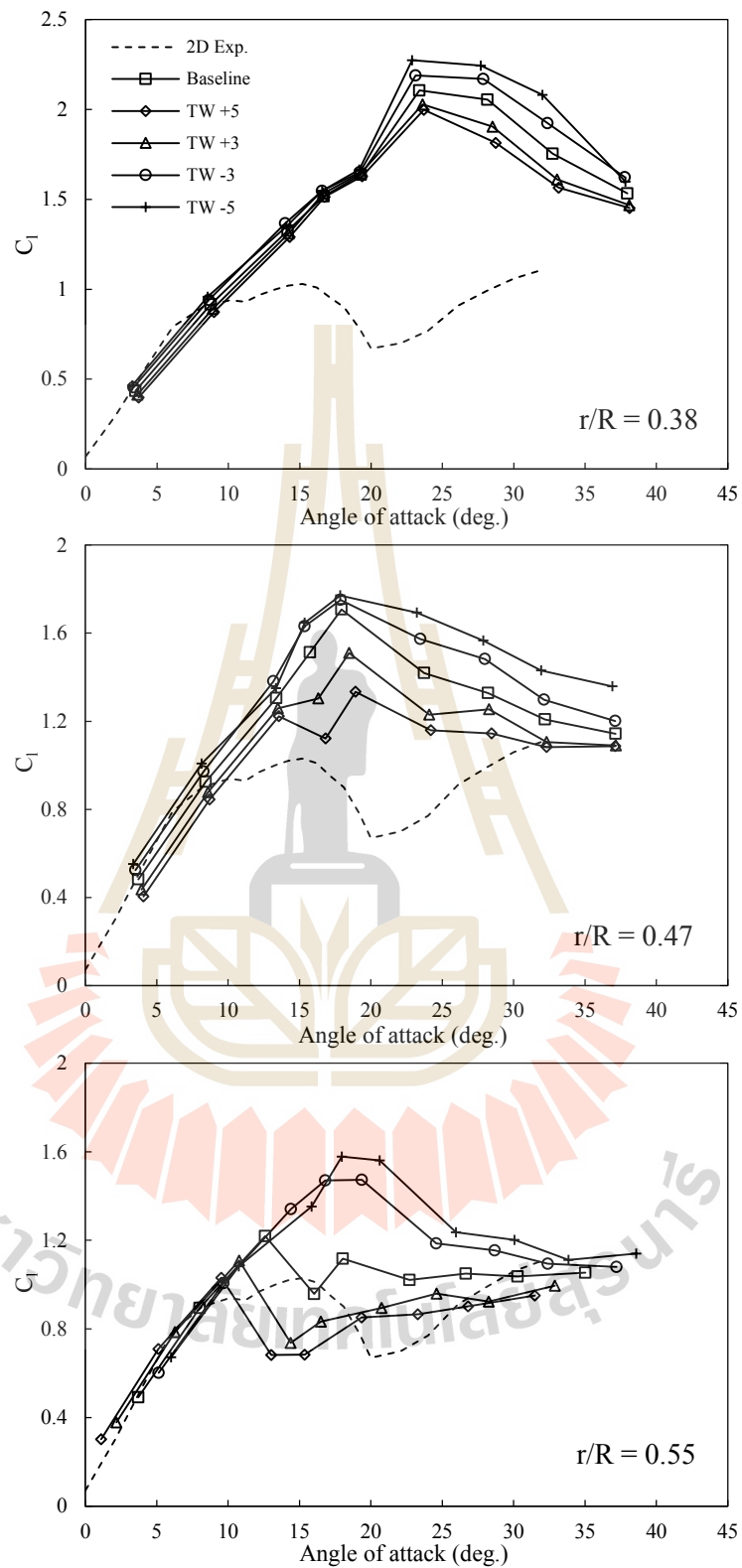
สูงกว่าใบพัดต้นแบบ กล่าวคือ การ Stall เกิดช้ากว่าใบพัดต้นแบบ (เกิดการหน่วงการ stall) ซึ่งการเพิ่มขึ้นของแรงยกในพื้นที่รัศมี outboard ของใบพัด ส่งผลทำให้ได้ค่าแรงบิดและกำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ความเร็วลม 11-13 m/s (ดังรูปที่ 6.6) ส่วนในกรณีใบพัดที่ทำมุมบิดต่ำลงจากใบพัดต้นแบบ (ใบพัด TW-5 และใบพัด TW-3) แพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.38$ ถึง $r/R=0.63$ จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยเฉพาะที่ช่วงกลางใบที่ระยะ $r/R=0.55$ ซึ่งแพนอากาศใบพัด TW-5 และ TW-3 สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดก่อนการ stall ได้สูงกว่าและเกิดการ stall ช้ากว่าใบพัดต้นแบบและแพนอากาศ 2 มิติ อย่างไรก็ตาม ที่ระยะ $r/R=0.55$ นี้ ค่าสัมประสิทธิ์แรงดันของใบพัด TW-5 และ TW-3 ที่มุมปะทะประมาณ 17 องศา (จากการไหลที่ความเร็วลม 10 m/s) จะมีค่าแรงดันดูดตัวสูงขึ้นมาก และมีค่าสูงกว่าใบพัดต้นแบบและแพนอากาศ 2 มิติ ซึ่งการสูงขึ้นของสัมประสิทธิ์แรงดันย่อมส่งผลทำให้ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงดันลดลง ส่วนแพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.71$ และ $r/R=0.80$ ของใบพัด TW-5 และ TW-3 ให้ค่าแรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ซึ่งการลดลงของแรงยกช่วงรัศมี outboard ของใบพัดนี้ ส่งผลให้ได้แรงบิดและกำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ โดยเฉพาะที่ความเร็วลม 10-13 m/s ที่ต่ำลงค่อนข้างมาก

การไหลผ่านใบพัดกั้นหันลมนั้นอิทธิพลจากการหมุนทำให้กระแสอากาศที่เกิดการไหลแยกตัวจากผิวเกิดการไหลไปในทิศรัศมี ดังนั้น มุมบิดของแพนอากาศในแต่ละระยะรัศมีจึงมีผลกระทบอย่างยิ่งต่อการไหลทั้งในทิศคอร์ดและทิศรัศมีของใบ สำหรับกรณีใบพัดที่ปรับเปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R นี้ การไหลผ่านใบพัดที่ความเร็วลม 10-13 m/s เป็นช่วงความเร็วลมที่ทำให้แพนอากาศของแต่ละใบพัดมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงดันที่แตกต่างกันค่อนข้างมาก โดยรูปแบบการไหลที่เกิดขึ้นบนผิวใบพัดจะมีทั้งส่วนของการไหลแยกตัวและการไหลชิดติดไปกับผิวดังแสดงด้วยเส้นการไหล Limiting streamline ไว้ในรูปที่ 6.15-6.17 ซึ่งใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าจะเหลือพื้นที่ของการไหลชิดผิวมากกว่าในช่วงระยะ outboard ของใบพัด แสดงให้เห็นถึง การทำมุมบิดเพิ่มขึ้นในลักษณะโค้งขึ้นสมมาตรนี้ช่วยลดการไหลแยกตัวให้กับการไหลในพื้นที่ดังกล่าว

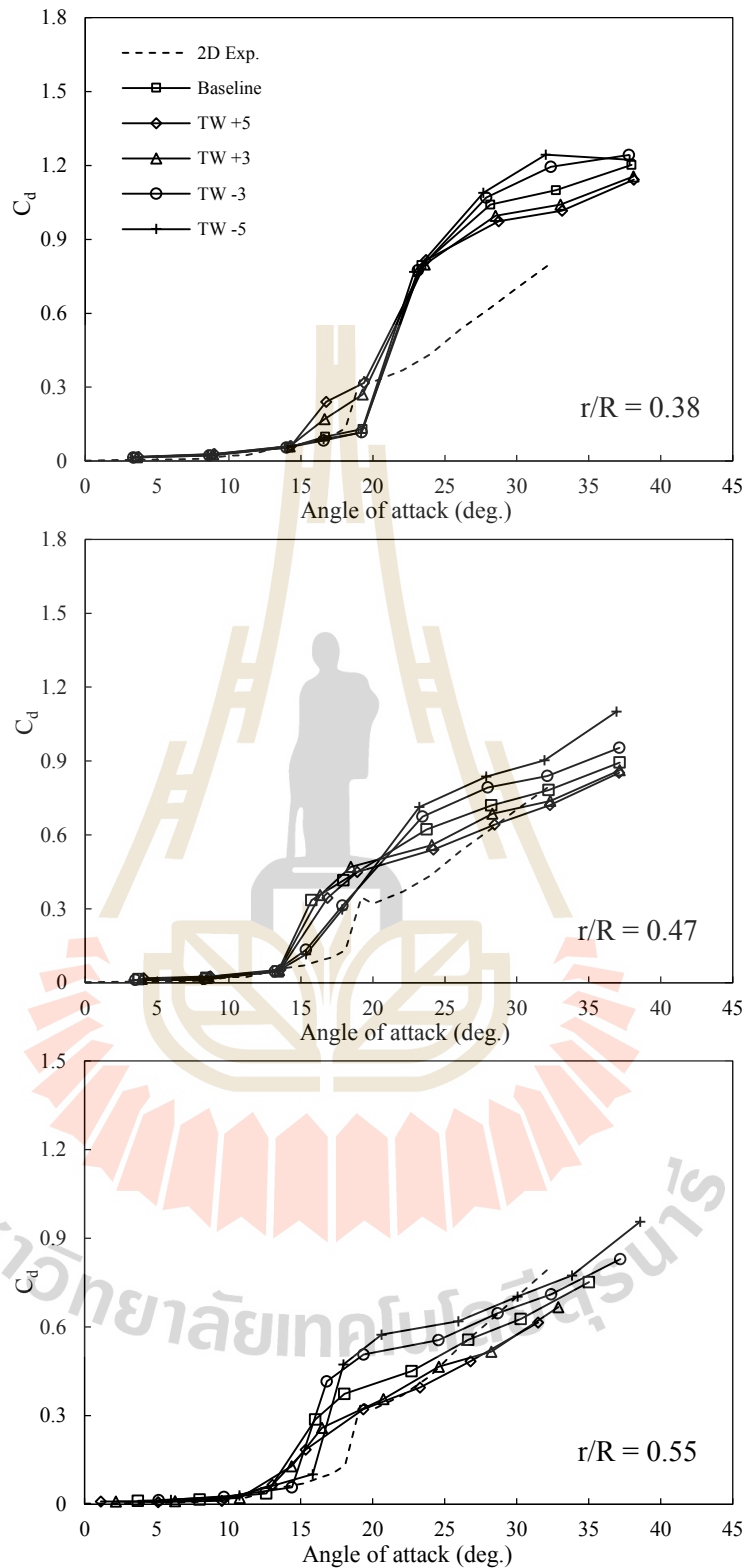
ในรูปที่ 6.60 และ 6.61 แสดงการไหลผ่านหน้าตัดใบพัดที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ของใบพัด TW+3 และ TW-3 เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 11 m/s และ 13 m/s ตามลำดับ จะพบว่า การทำมุมบิดสูงขึ้นในลักษณะเส้นโค้งสมมาตรของใบพัด TW+3 นั้นเสมือนช่วยกันหรือลดทอนการไหลไปในทิศรัศมี เนื่องจากแพนอากาศจะเกิดมุมปะทะที่ต่ำกว่า จึงเกิดการไหลแยกตัวจากผิวในทิศคอร์ดน้อยกว่า ส่งผลทำให้การไหลผ่านหน้าตัดใบพัดที่อยู่ถัดไปในทิศรัศมีได้รับผลกระทบจากการไหลแยกตัวลดน้อยลงไปด้วย กล่าวคือ มีการไหลไปในทิศรัศมีของกระแสการไหลแยกตัวลดน้อยลง พิจารณาแพนอากาศในรูปที่ 6.60 และ 6.61 ที่ระยะ 0.63R, 0.71R, 0.80R ซึ่งเป็นแพนอากาศที่อยู่หลังระยะรัศมี 0.60R (จุดที่ปรับเพิ่มมุมบิดมากสุดจากใบพัดต้นแบบ) จะพบว่าแพนอากาศใบพัด TW+3 เกิดการไหลแยกจากผิวในทิศคอร์ดน้อยกว่า และมีขนาดความหนาของ

ชั้นขีดผิวการไหลแยกตัวหรือความหนาของฟองกระแสการไหลแยกที่ต่ำกว่าแพนอากาศใบพัด ดันแบบ และใบพัด TW-3 ตามลำดับ พิจารณาแพนอากาศที่ระยะ $0.80R$ ซึ่งเป็นระยะรัศมีที่อยู่นอก ช่วงที่ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิดใบ (กล่าวคือ เลขช่วงรัศมี $0.45-0.75R$ ออกมา) ซึ่งใบพัดทั้ง 3 มีมุม บิดเท่ากัน ดังนั้น มุมปะทะที่เกิดขึ้นย่อมมีค่าที่ใกล้เคียงกัน แต่จากรูปจะพบว่า ที่ระยะ $r/R=0.80$ แพนอากาศใบพัด TW+3 มีขนาดความหนาของชั้นขีดผิวการไหลแยกที่ต่ำกว่าและมีขนาดค่า ความเร็วการไหลที่บริเวณหัวแพนสูงกว่าอีกด้วย นอกจากนี้ตำแหน่งการไหลแยกจากผิวยังเกิดการ เลื่อนถอยไปทางหางแพนมากกว่า ทำให้แพนอากาศใบพัด TW+3 เกิดการ stall ล่าช้ากว่าใบพัด ดันแบบ และใบพัด TW-3 ตามลำดับ เมื่อพิจารณาการกระจายความดันรอบผิวแพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.80$ ที่ความเร็วลม 13 m/s ในรูปที่ 6.64 จะพบว่า แพนอากาศใบพัด TW+3 มีขนาดความดัน Suction peak ที่สูงกว่า และมีขนาดความดันที่ผิวด้านดุดสูงกว่า (ขนาดของ $-C_p$ ใหญ่กว่า) ทำให้ได้ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าใบพัดดันแบบ และใบพัด TW-3 ตามลำดับ

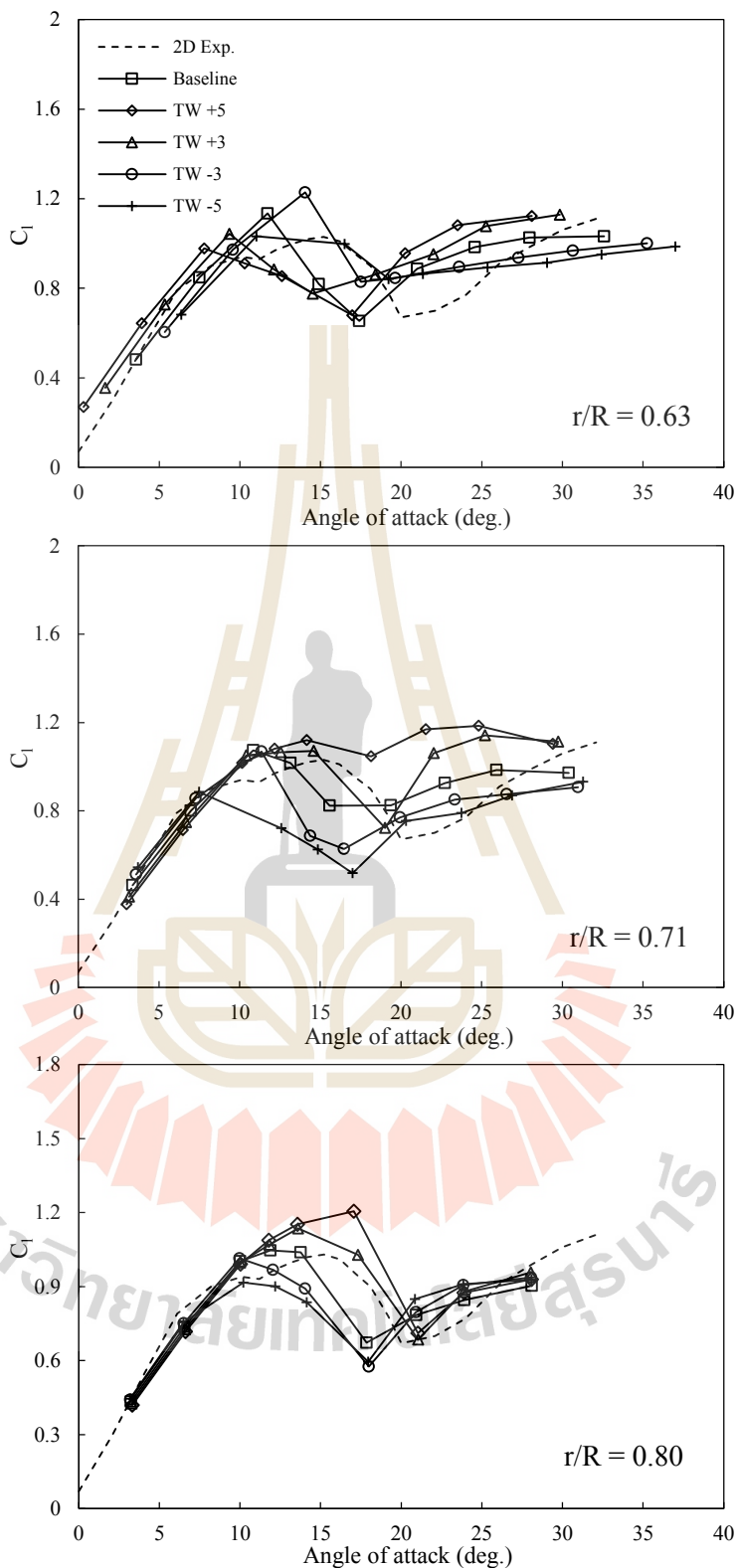
ส่วนการทำมุมบิดลดต่ำลงแบบเส้นโค้งสมมาตรของใบพัด TW-3 นั้น เนื่องจาก เกิดมุมปะทะที่สูงกว่า จึงทำให้ที่ระยะรัศมีมากกว่า $0.60R$ (ที่ $r > 0.60R$) เกิดการไหลแยกในทิศ คอร์ดและทิสรัศมีมากกว่าใบพัดดันแบบและใบพัด TW+3 ตามลำดับ ส่วนการไหลผ่านใบพัด ในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่า $0.60R$ (ที่ $r < 0.60R$) จะพบว่า เนื่องจากกระแสอากาศสามารถไหลไปใน ทิศรัศมีได้สะดวกมากกว่า (เนื่องจากมีพื้นที่เปิดจากการไหลแยกตัวทางด้านปลายใบมากกว่า) ส่งผลทำให้ใบพัด TW-3 มีขนาดความหนาของฟองกระแสการไหลแยกตัวที่ต่ำกว่าใบพัดดันแบบ และใบพัด TW+3 ตามลำดับ และมีขนาดความเร็วของการไหลผ่านหัวแพนสูงกว่าใบพัดดันแบบ และใบพัด TW+3 ตามลำดับ เมื่อพิจารณาการกระจายความดันรอบแพนอากาศที่ระยะ $0.47R$ ที่ ความเร็วลม 11 m/s ในรูปที่ 6.62 และที่ระยะ $0.38R$ ที่ความเร็วลม 13 m/s ในรูปที่ 6.63 จะพบว่า แพนอากาศใบพัด TW-3 มีขนาด suction peak และความดันดุดสูงกว่า (ขนาดของ $-C_p$ ใหญ่กว่า) ส่งผลให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าใบพัดดันแบบ และใบพัด TW+3 ตามลำดับ ที่ระยะ $0.38R, 0.47R$ และ $0.55R$ ของใบพัด



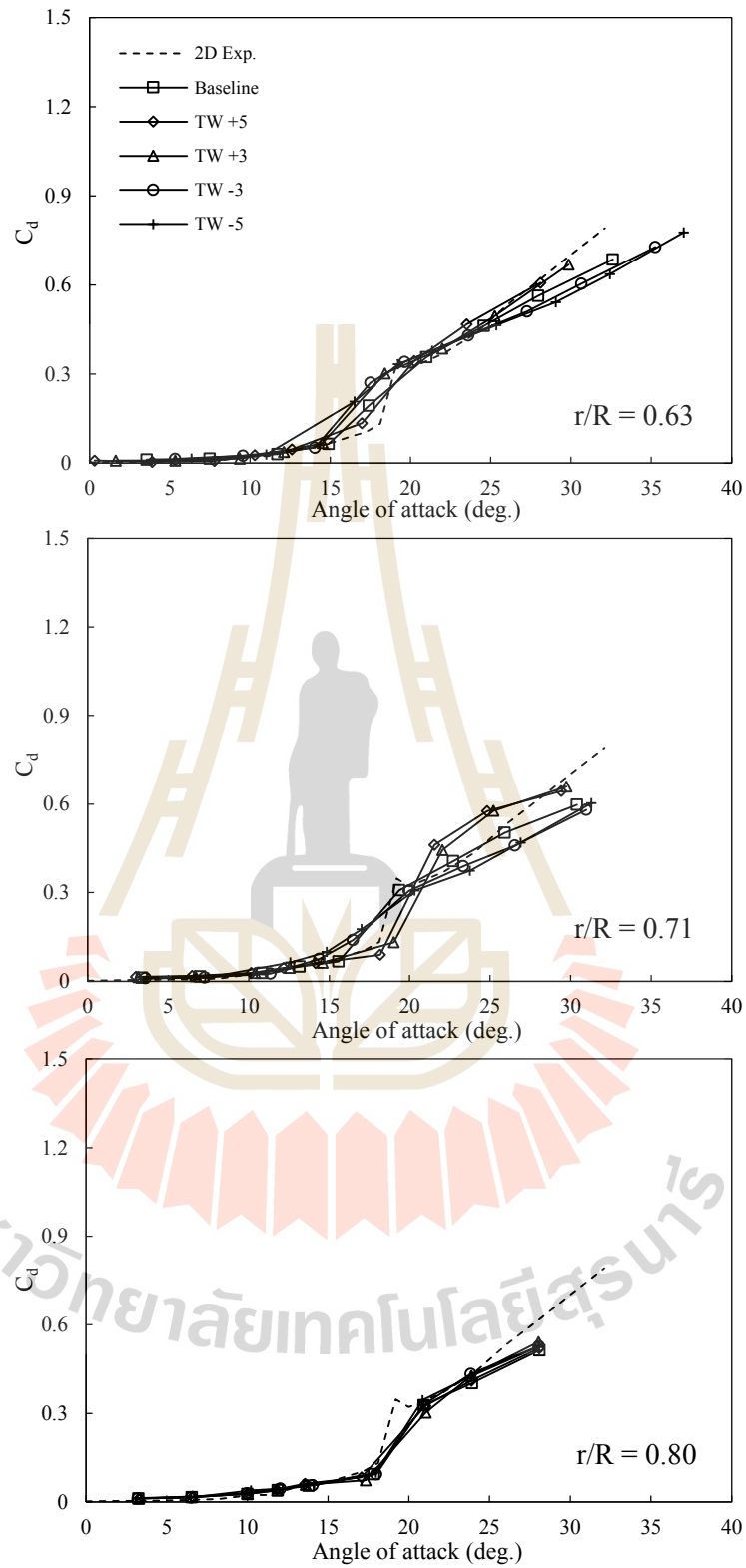
รูปที่ 6.56 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.38, 0.47$ และ 0.55 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี $0.45-0.75R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



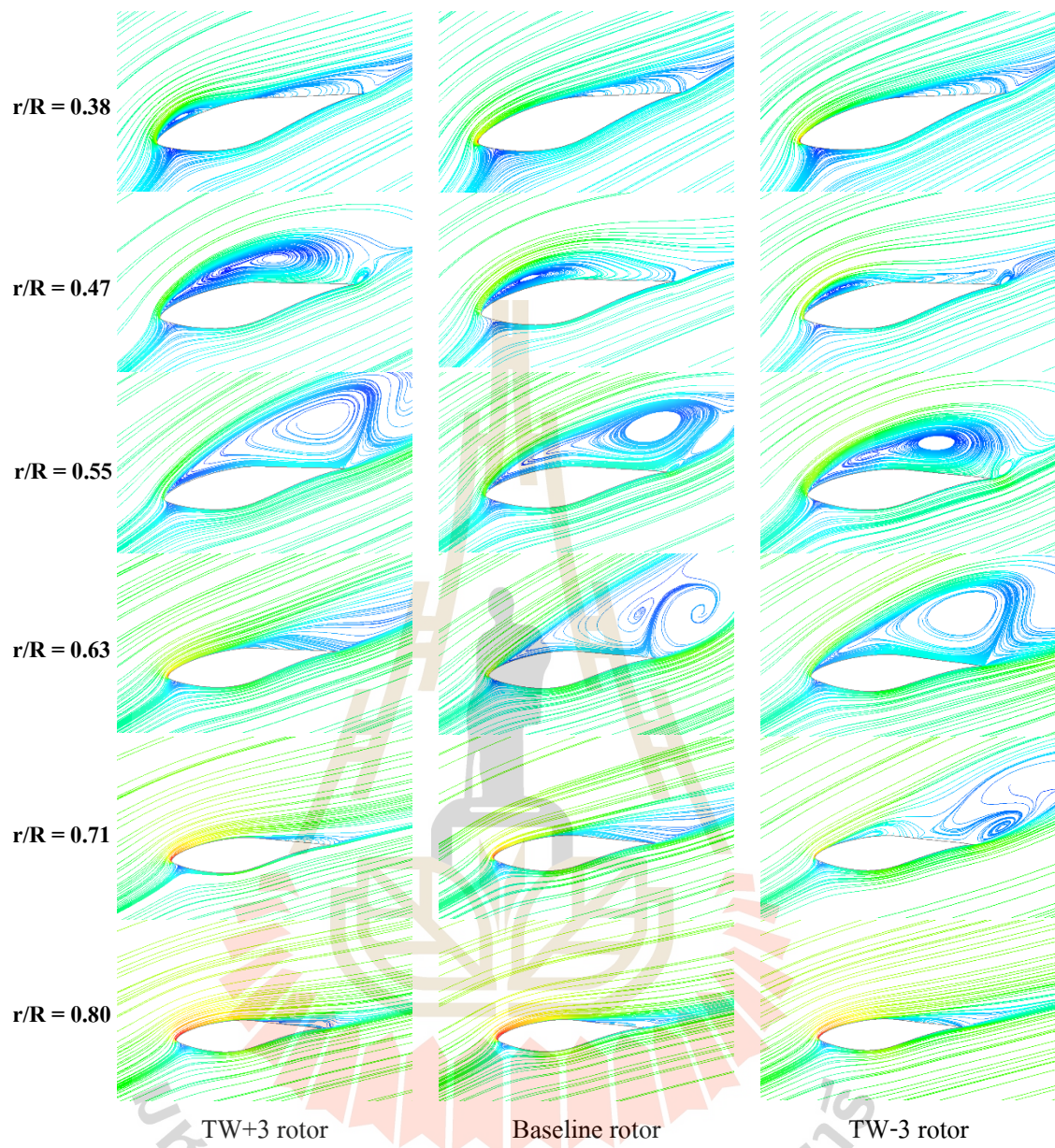
รูปที่ 6.57 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.38, 0.47$ และ 0.55 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี $0.45-0.75R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



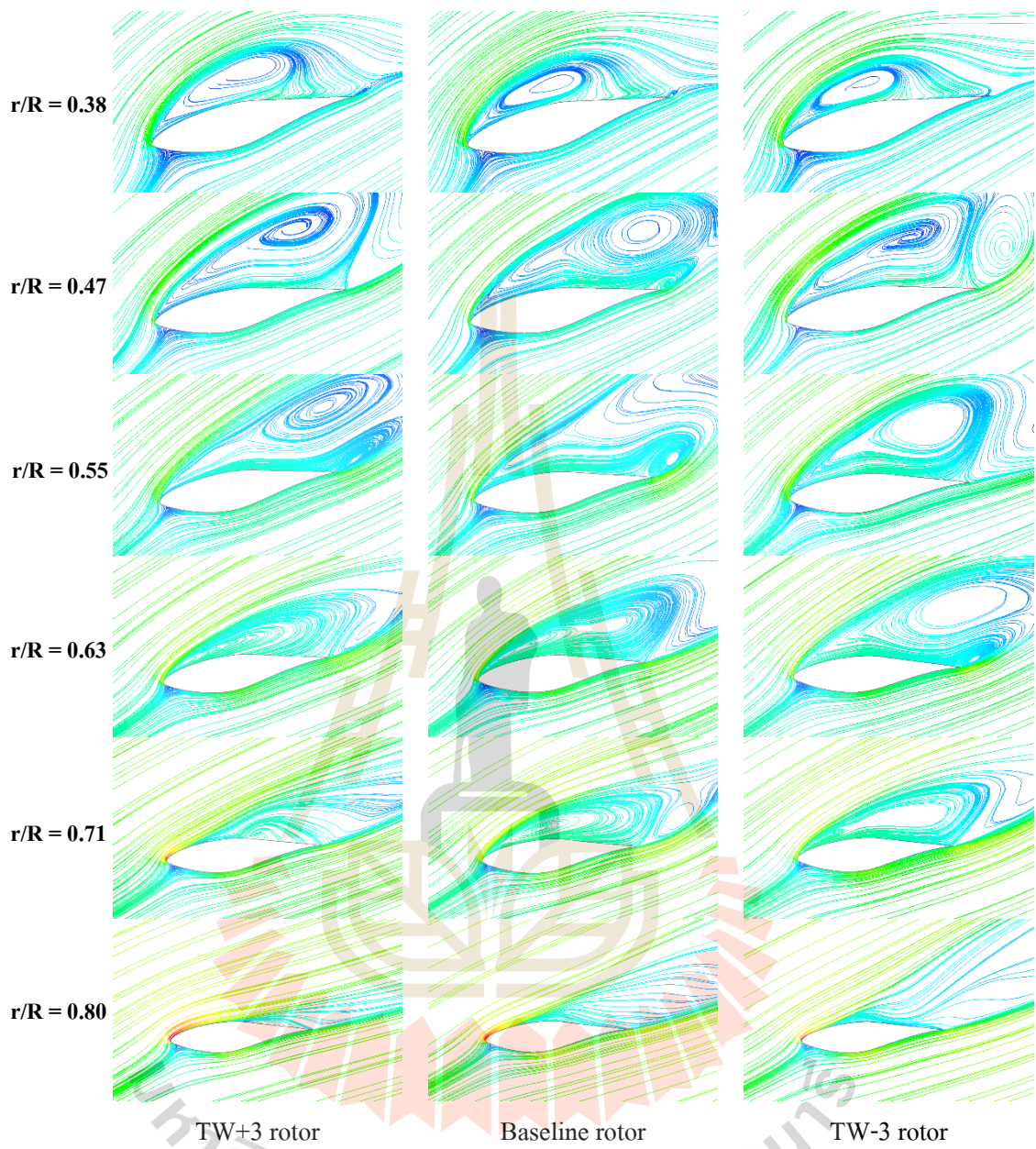
รูปที่ 6.58 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63, 0.71$ และ 0.80 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี $0.45-0.75R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



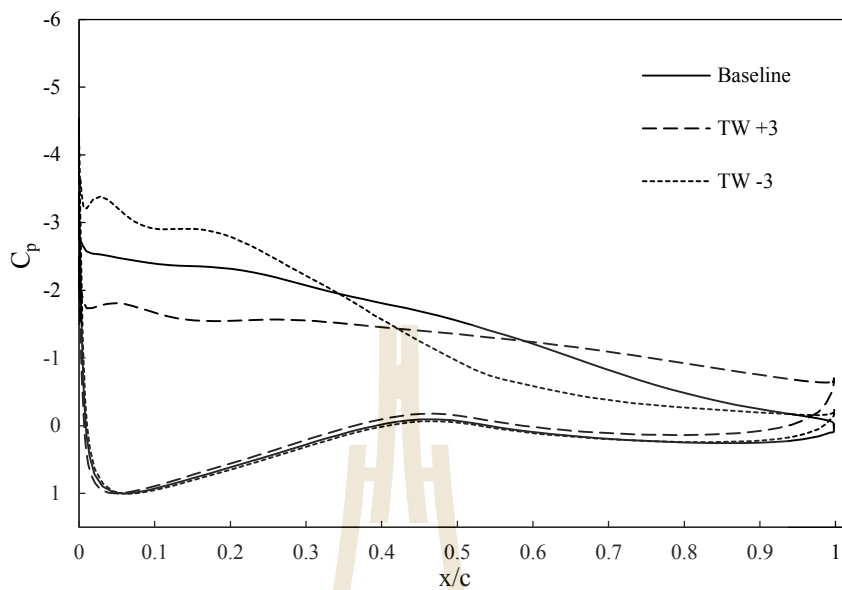
รูปที่ 6.59 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63, 0.71$ และ 0.80 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี $0.45-0.75R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



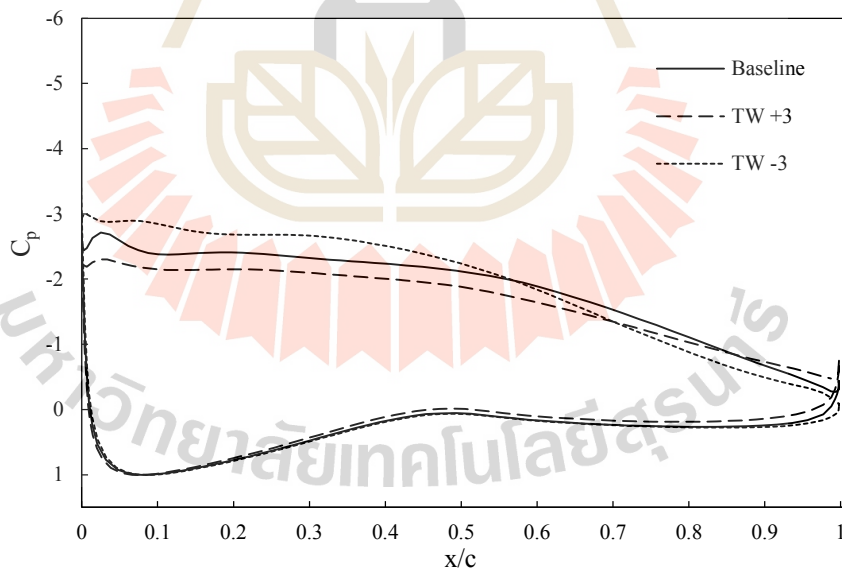
รูปที่ 6.60 เส้น Streamline การไหลผ่านแพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ที่ความเร็วลม 11 m/s ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วง 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



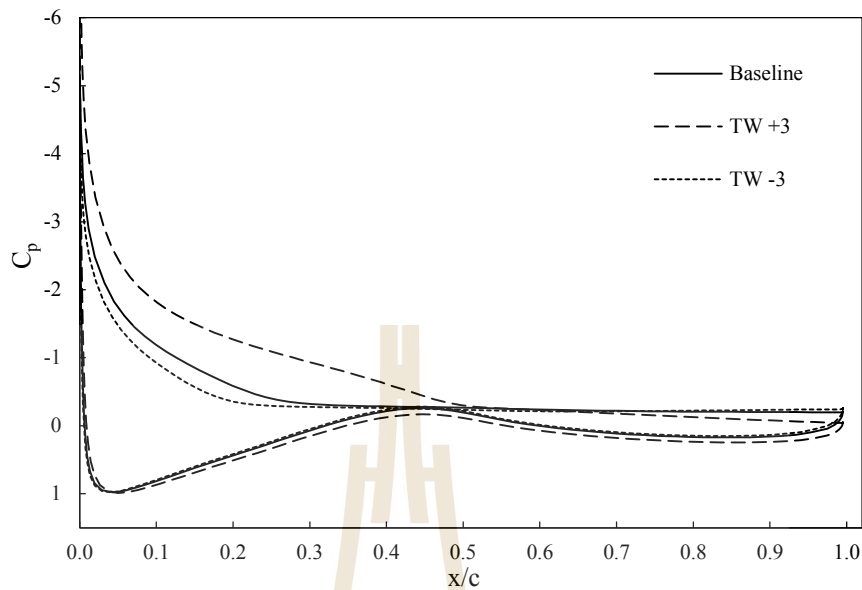
รูปที่ 6.61 เส้น Streamline การไหลผ่านเพนอากาศใบพัดที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ที่ความเร็วลม 13 m/s ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วง 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.62 การกระจายความดันรอบแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.47$ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ ที่ความเร็วลม 11 m/s



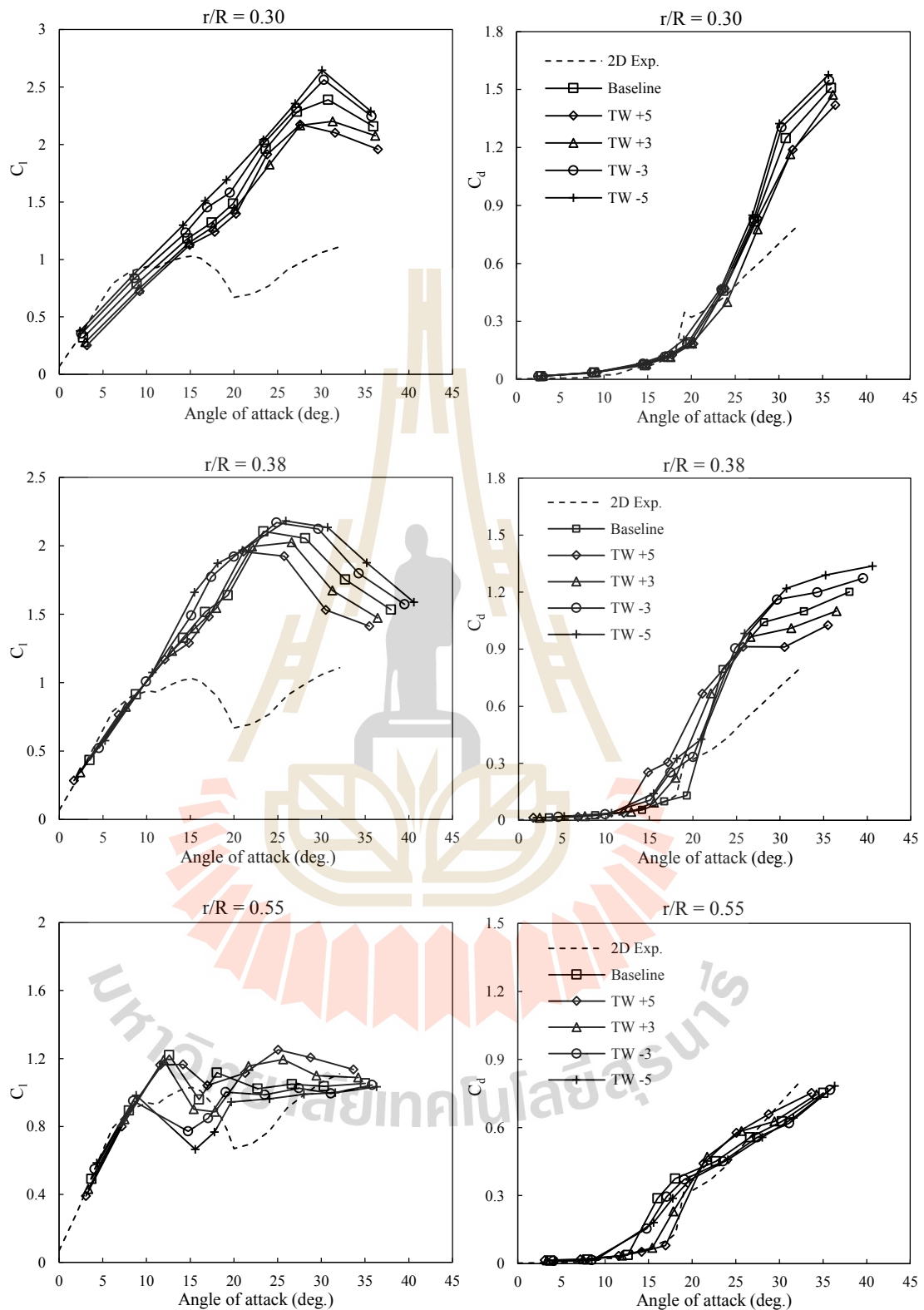
รูปที่ 6.63 การกระจายความดันรอบแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.38$ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.45-0.75R เทียบกับใบพัดต้นแบบ ที่ความเร็วลม 13 m/s



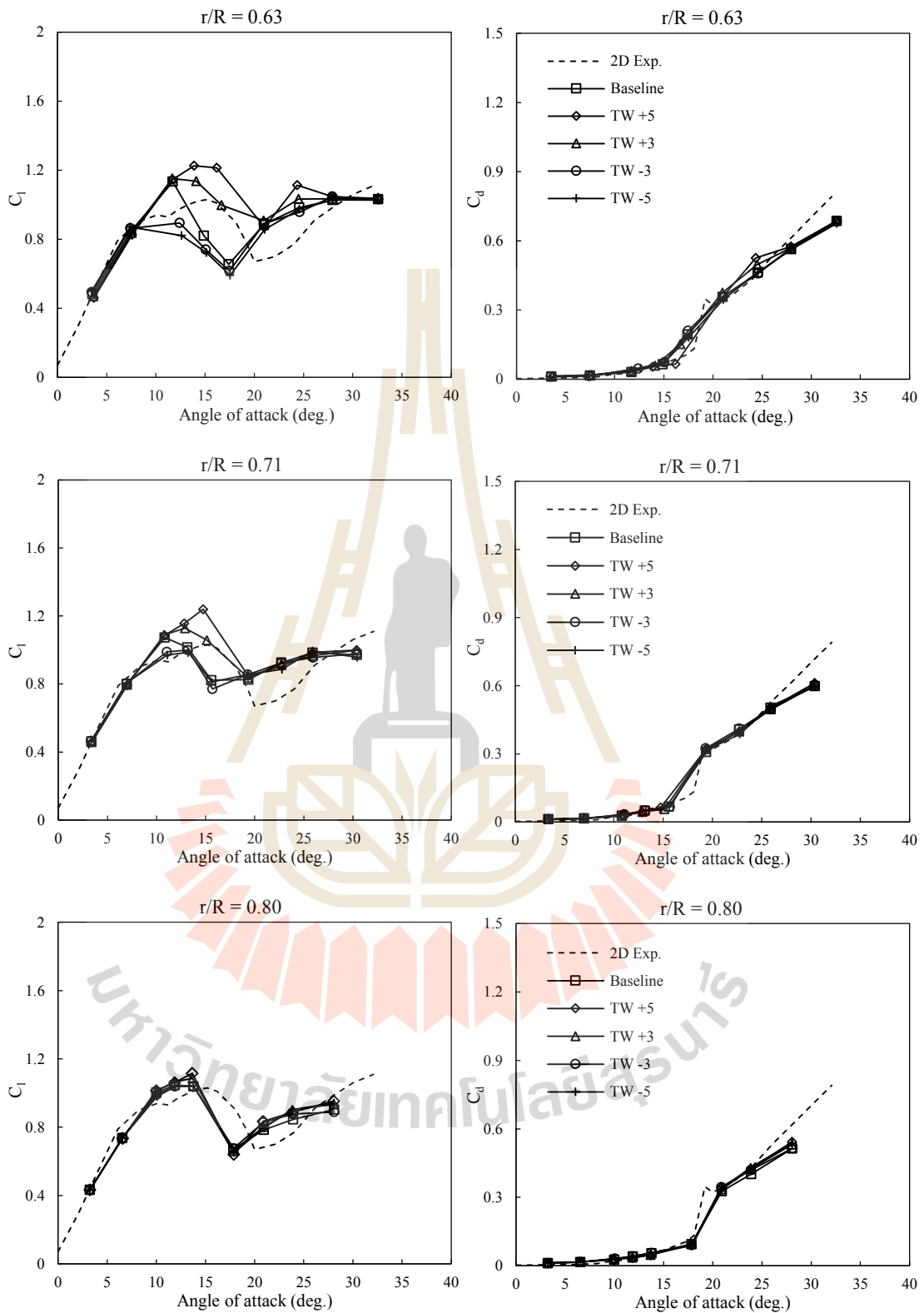
รูปที่ 6.64 การกระจายความดันรอบแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.80$ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี $0.45-0.75R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ ที่ความเร็วลม 13 m/s

6.4.2 ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 30-60% ของความยาวใบ

ในรูปที่ 6.65 และ 6.66 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดใหม่ช่วงรัศมี $0.30-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยในภาพรวมจะพบว่า การเพิ่มมุมบิดในรูปแบบเส้นโค้งของใบพัด TW+5 และ TW+3 นั้น ทำให้แพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.30$ และ $r/R=0.38$ มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ส่วนแพนอากาศที่อยู่หลังระยะรัศมี $r/R=0.45$ (จุดที่เพิ่มมุมบิดมากที่สุด) นั่นคือ แพนอากาศที่ระยะรัศมี $r/R=0.55$ ถึง $r/R=0.80$ สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยเฉพาะแพนอากาศที่รัศมี $r/R=0.63$ และ $r/R=0.71$ ที่มุมปะทะช่วงประมาณ $10-20$ องศา นั้น (จากการไหลที่ความเร็วลม $10-11 \text{ m/s}$) มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าและเกิดการ stall ที่ล่าช้ากว่าใบพัดต้นแบบ ซึ่งการได้ค่าแรงยกสูงในช่วง outboard ของใบพัด ส่งผลให้ได้แรงบิดและกำลังงานมากกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ความเร็วลม $10-11 \text{ m/s}$ ส่วนในกรณีการลดมุมบิดในรูปแบบเส้นโค้งของใบพัด TW-5 และ TW-3 นั้น แพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.30$ และ $r/R=0.38$ มีแนวโน้มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบ แต่ที่ช่วงระยะรัศมี $r/R = 0.55$ ถึง $r/R=0.71$ ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.65 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30, 0.38$ และ 0.55 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.30-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



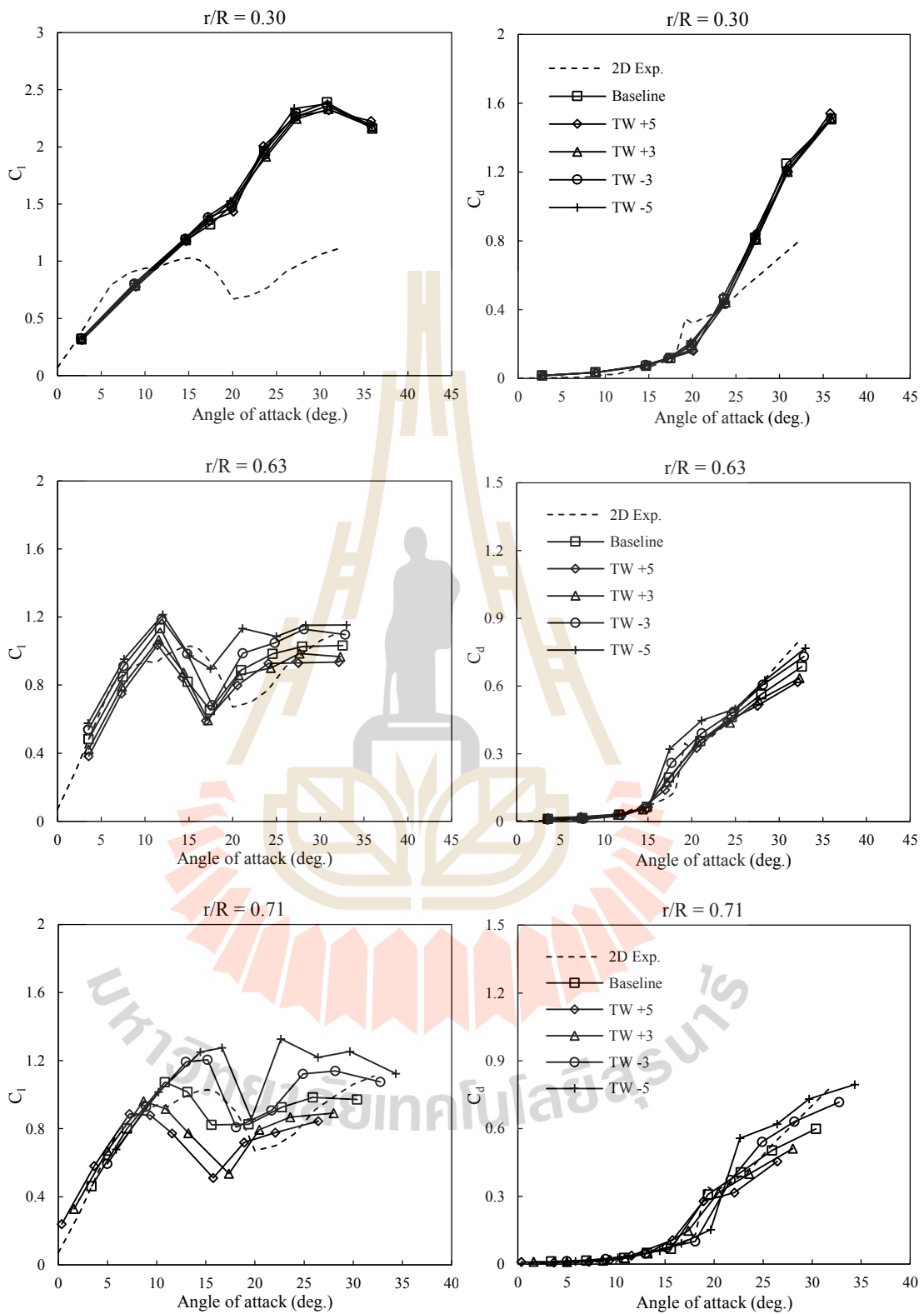
รูปที่ 6.66 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.63, 0.71$ และ 0.80 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.30-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ

6.4.3 ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 60-90% ของความยาวใบ

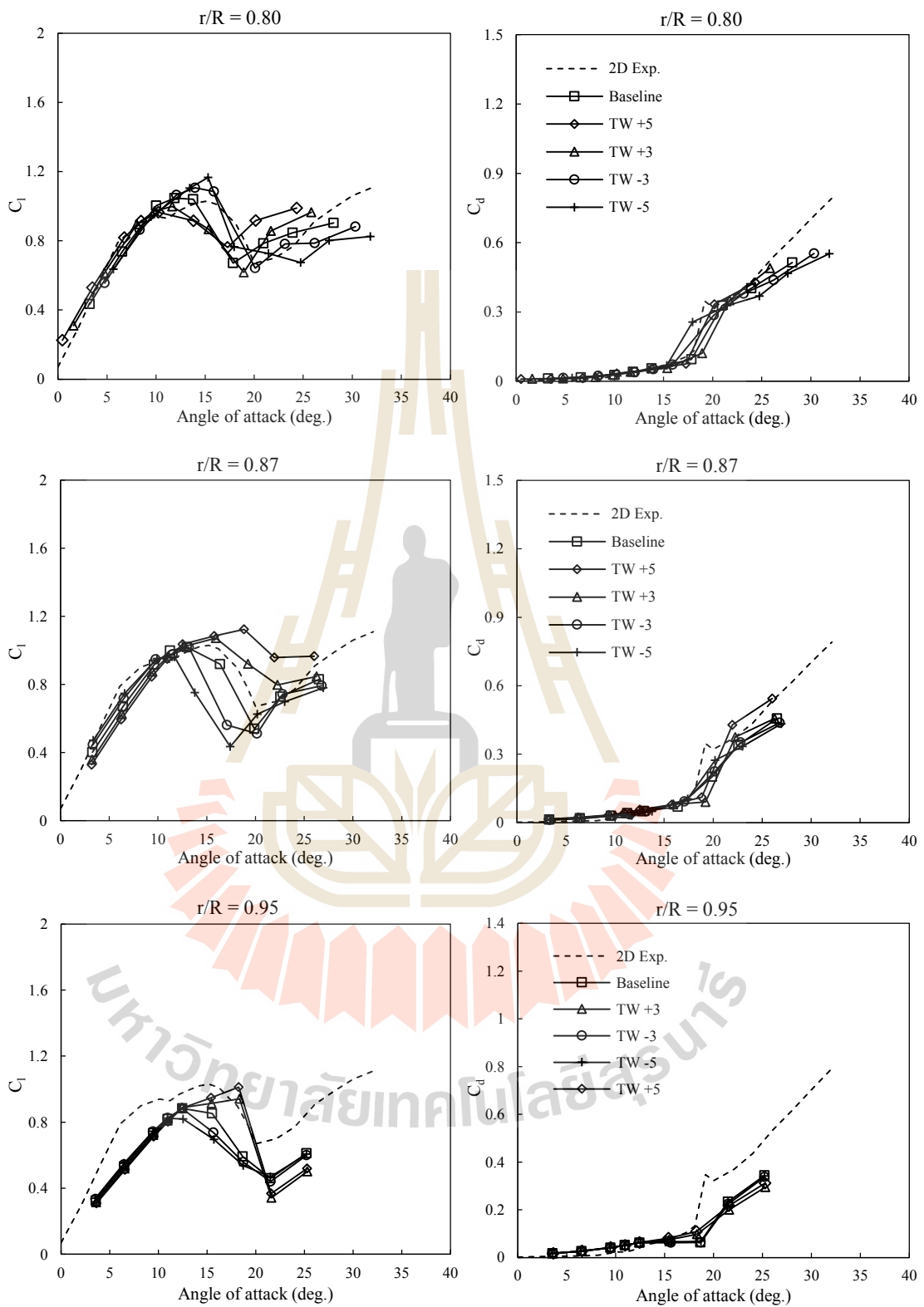
ในรูปที่ 6.67 และ 6.68 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแผนอากาศที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดใหม่ช่วงรัศมี 0.60R ถึง 0.90R เทียบกับใบพัดต้นแบบ จะพบว่า แผนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.30$ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแต่ละใบพัดไม่ต่างกันนัก เนื่องจากอยู่ห่างจากจุดที่ทำการปรับมุมบิดมากจึงได้รับผลกระทบน้อย ส่วนที่ระยะ $r/R = 0.63$, $r/R = 0.71$ และ $r/R = 0.80$ แผนอากาศใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงยกต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ แต่ที่ระยะ $r/R = 0.87$ และ $r/R = 0.95$ มีค่าแรงยกที่สูงกว่า และการ stall ช้ากว่าใบพัดต้นแบบ ใบพัด TW-3 และ TW-5 ตามลำดับ ส่งผลทำให้ที่ความเร็วลม 13-15 m/s ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีกำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก ในทางตรงกันข้าม ในกรณีใบพัดที่ทำการปรับลดมุมบิด (ใบพัด TW-5 และ TW-3) แผนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.63$, $r/R = 0.71$ และ $r/R = 0.80$ จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบ แต่ที่ระยะรัศมี $r/R = 0.87$ และ $r/R = 0.95$ มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ

6.4.4 ใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดช่วงรัศมี 25-60% ของความยาวใบ

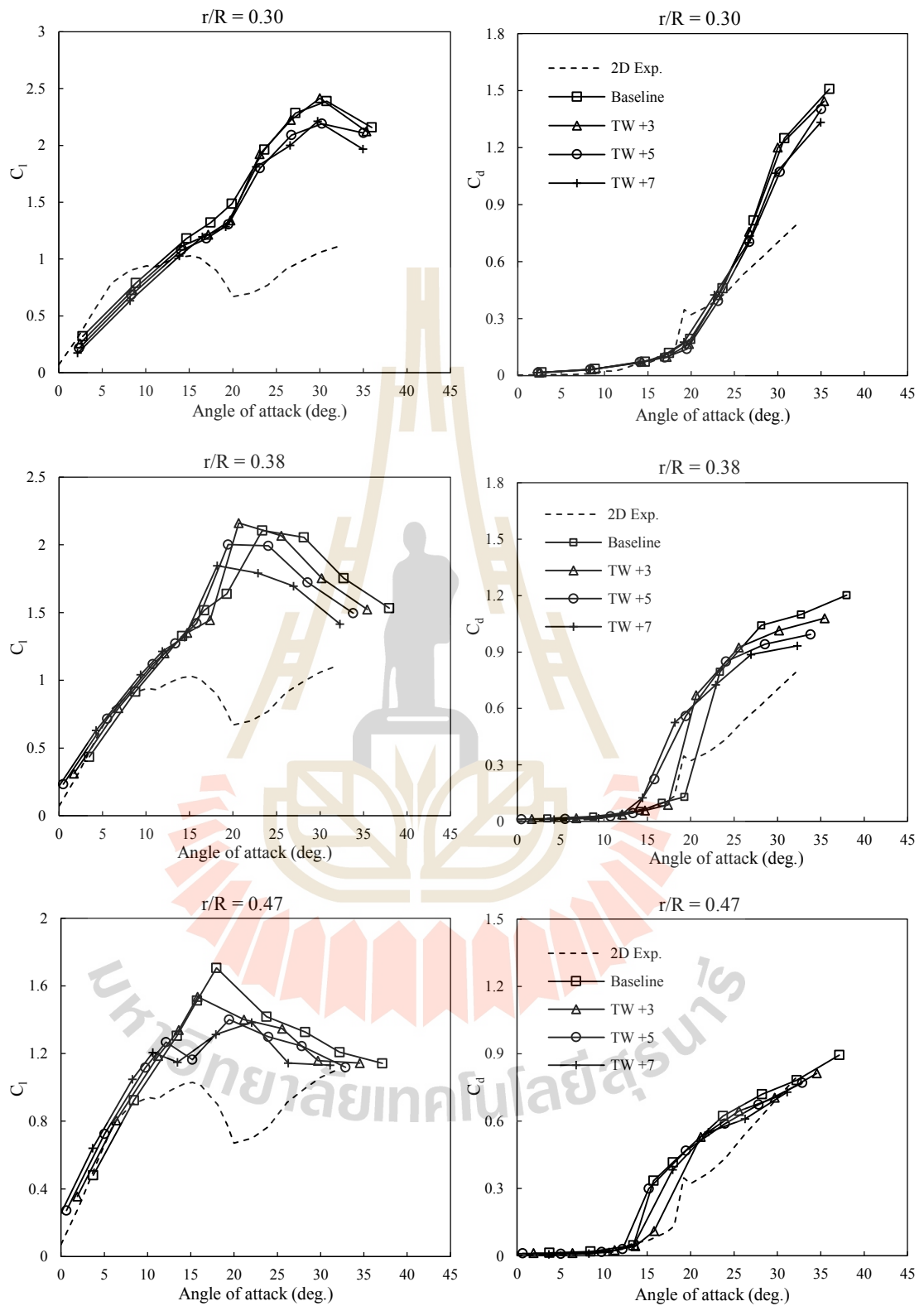
ในรูปที่ 6.69 และ 6.70 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแผนอากาศที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดใหม่ช่วงรัศมี 0.25R ถึง 0.60R เทียบกับใบพัดต้นแบบ จะพบว่า แผนอากาศใบพัด TW+3, TW+5 และ TW+7 ที่ระยะ $r/R = 0.30$ ถึง $r/R = 0.47$ มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ แต่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกยังคงสูงกว่าค่าจากแผนอากาศ 2 มิติ และเกิดการ Stall ถ้าช้ากว่าแผนอากาศ 2 มิติ ส่วนแผนอากาศที่อยู่หลังจุดที่เพิ่มมุมบิดมากที่สุดออกไปตามแนวรัศมี แผนอากาศที่ระยะ $r/R = 0.55$, $r/R = 0.63$ และ $r/R = 0.71$ สามารถให้ค่าแรงยกได้สูงกว่าและเกิดการ stall ถ้าช้ากว่าใบพัดต้นแบบในช่วงมุมปะทะประมาณ 10-20 องศา (เกิดจากการไหลที่ความเร็วลม 10-11 m/s) การได้ค่าแรงยกสูงในช่วง outboard ของใบ ส่งผลให้ได้แรงบิดและกำลังงานที่มากกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากในช่วงความเร็วลม 10-11 m/s ซึ่งเมื่อพิจารณาเส้น Limiting streamline ของการไหลบนผิวใบพัดที่ความเร็วลม 10 m/s และ 11 m/s ในรูปที่ 6.53 และ 6.54 ตามลำดับ จะพบว่า การทำมุมบิดสูงขึ้นในรูปแบบเส้นโค้งของใบพัด TW+5 และ TW+7 ช่วยลดการไหลแยกในทิศรัศมีตั้งแต่ช่วงกึ่งกลางใบพัดขึ้นไป ทำให้การไหลผ่านหน้าตัดใบพัดถูกรบกวนจากกระแสการไหลแยกน้อยลง ส่งผลทำให้แผนอากาศยังคงสามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงขึ้นได้อีกเมื่อเทียบกับใบพัดต้นแบบ นอกจากนี้ แผนอากาศใบพัด TW+5 และ TW+7 ที่ระยะ $r/R = 0.55$, $r/R = 0.63$ และ $r/R = 0.71$ นี้ สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงกว่าแผนอากาศ 2 มิติ ด้วยเช่นกัน



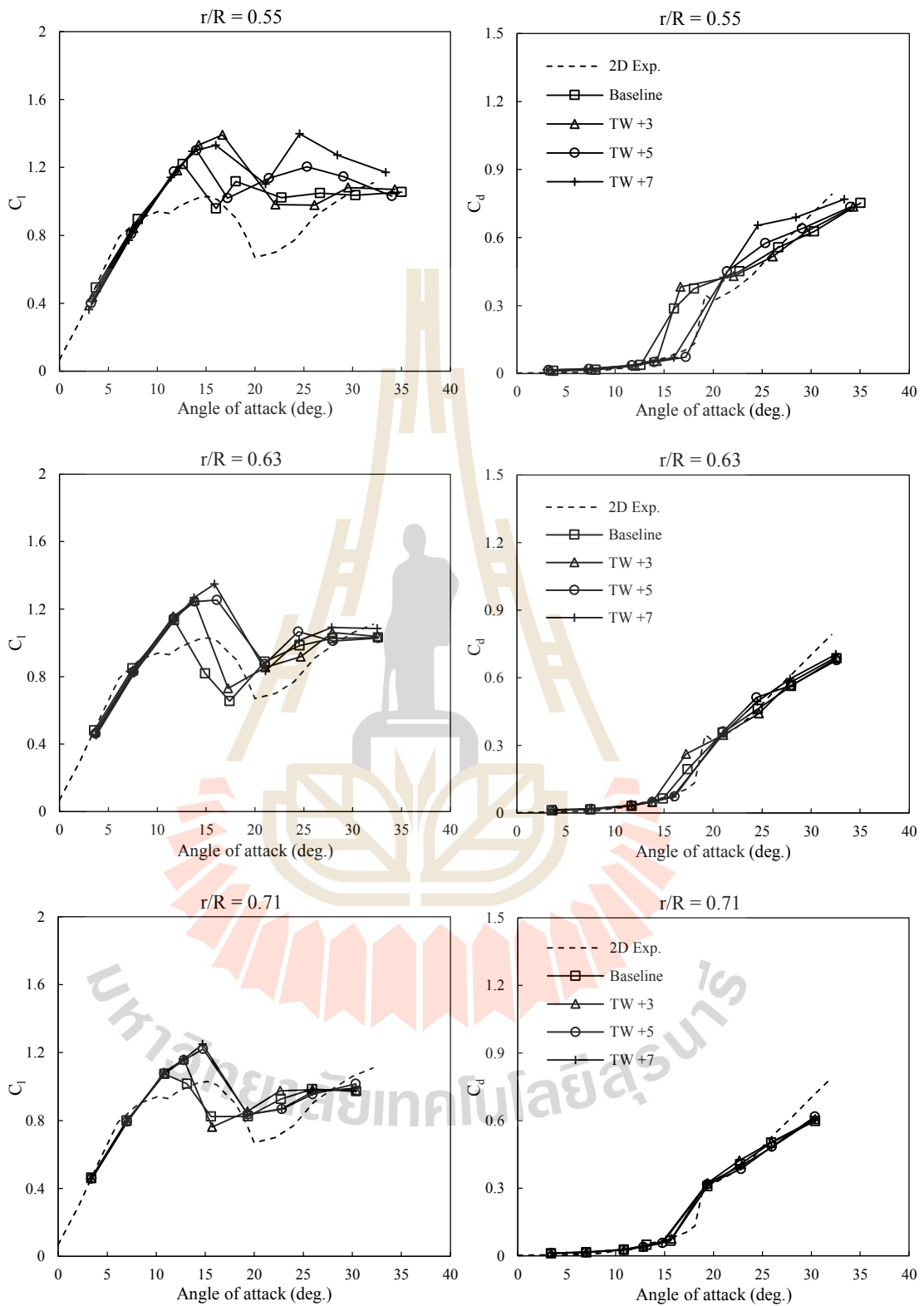
รูปที่ 6.67 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30, 0.63$ และ 0.71 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.60-0.90R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.68 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R=0.80, 0.87$ และ 0.95 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.60-0.90R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.69 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30, 0.38$ และ 0.47 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.25-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ 6.70 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.55, 0.63$ และ 0.71 ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะ $0.25-0.60R$ เทียบกับใบพัดต้นแบบ

6.5 บทสรุป

ในบทนี้ได้ใช้การคำนวณ CFD ทำการศึกษาสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ที่ถูกปรับปรุงมุมบิดใหม่เฉพาะช่วงรัศมี โดยได้ทำเปลี่ยนแปลงมุมบิดในหลาย ๆ ช่วงรัศมีของใบพัดในลักษณะเพิ่มหรือลดแบบโค้งสมมาตรรอบมุมบิดเดิม ผลที่ได้พบว่า ใบพัดที่เพิ่มมุมบิดในลักษณะโค้งขึ้นสมมาตรจากใบพัดต้นแบบ ในช่วงระยะ inboard และช่วง mid-board ของใบ แสดงศักยภาพที่ดี โดยสามารถให้ค่ากำลังงานได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ (โดยเฉพาะช่วงความเร็วลม 10-13 m/s ที่มีความถี่ของพลังงานลมสูง) และสามารถผลิตงานรายปี (AEP) ได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ ซึ่งจากการศึกษานี้สามารถใช้เป็นแนวทางในการออกแบบมุมบิดใบพัดได้ต่อไปในอนาคต

เมื่อพิจารณาการไหลผ่านใบพัด จะพบว่า อิทธิพลของมุมบิดที่เปลี่ยนไปส่งผลกระทบต่ออย่างมากต่อการไหล และคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัด ซึ่งในบทนี้ได้ทำการวิเคราะห์ในรายละเอียดต่าง ๆ ไว้ โดยในภาพรวมแล้วจะพบว่า ในกรณีใบพัดที่ทำมุมบิดเพิ่มขึ้นแบบโค้งสมมาตรจากใบพัดต้นแบบ (มุมบิดในลักษณะโค้งตัวขึ้น) แพนอากาศในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่าจุดเพิ่มมุมบิดสูงสุด (หรือจุดกึ่งกลางช่วง) มีแนวโน้มได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกลดลง แต่แพนอากาศที่ระยะรัศมีสูงกว่าจุดเพิ่มมุมบิดสูงสุดออกไป จะเกิดการหน่วงของการไหลแยกตัวจากผิว และการหน่วงการ stall ทำให้แพนอากาศสามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงขึ้นกว่าใบพัดต้นแบบ ซึ่งการได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงในช่วงระยะ outboard ของใบ ส่งผลทำให้ใบพัดสามารถผลิตกำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก ในทางตรงกันข้ามกัน ในกรณีใบพัดที่ทำมุมบิดลดลงแบบโค้งสมมาตรจากใบพัดต้นแบบ แพนอากาศในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่าจุดลดมุมบิดสูงสุด (หรือจุดกึ่งกลางช่วง) มีแนวโน้มได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงขึ้น แต่แพนอากาศที่ระยะรัศมีสูงกว่าจุดลดมุมบิดสูงสุดขึ้นไป จะเกิดการไหลแยกตัวจากผิวสูงกว่า ทำให้มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ลดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ส่งผลให้ใบพัดมีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ

บทที่ 7

การทำนายประสิทธิภาพกังหันลมด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM

เนื้อหาบทนี้ในช่วงแรกนำเสนอการเปรียบเทียบแบบจำลองหน่วยการป้อ (Stall delay model) ในการจำลองค่าแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดกังหันลม NREL Phase VI และใบพัดที่ปรับเปลี่ยนมุมบิดช่วงกึ่งกลางใบพัด ถัดจากนั้นเป็นการนำเสนอวิธีการปรับปรุงแบบจำลองแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดเพื่อให้โปรแกรมเชิงทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) สามารถทำนายประสิทธิภาพกังหันลมได้แม่นยำมากขึ้น

7.1 กล่าวนำ

ทฤษฎี BEM แม้ว่าจะเป็นทฤษฎีเชิงอุดมคติที่มีข้อจำกัดอยู่หลายประการ แต่การออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ยังคงเป็นที่นิยมใช้กันอย่างแพร่หลาย เนื่องจากสามารถให้ผลการคำนวณที่รวดเร็วและสามารถปรับเปลี่ยนตัวแปรที่เกี่ยวข้องได้ง่าย มีความแม่นยำในระดับหนึ่ง ทฤษฎี BEM จึงเหมาะสมกับการนำมาใช้ประเมินประสิทธิภาพและใช้ออกแบบใบพัดกังหันลมเพื่อหาค่าที่ดีที่สุด (Optimization) ในขั้นต้น หลังจากได้แบบใบพัดที่ต้องการแล้ว สามารถใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณหรือ CFD เพื่อตรวจสอบหรือยืนยันผลที่ได้ออกแบบไว้ และหากจำเป็นก็อาจทำการทดลองเพื่อตรวจสอบเป็นขั้นสุดท้าย การทำเช่นนี้จะช่วยลดระยะเวลาในการวิจัยพัฒนาและออกแบบกังหันลมลงได้มาก เพราะไม่ต้องเสียเวลาในการทดลองผิดลองถูกด้วยการทดลองซึ่งมีค่าใช้จ่ายที่สูง

ทฤษฎี BEM ที่มีการปรับปรุงด้วยแบบจำลองเสริมย่อยต่าง ๆ ถูกสร้างเป็นโปรแกรมคอมพิวเตอร์สำหรับใช้ออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมกันอย่างกว้างขวาง อาทิเช่น โปรแกรม AeroDyn โดย Moriarty and Hansen (2005) โปรแกรม EOLO พัฒนาโดย Lanzafame and Messina (2007) โปรแกรม PHATAS พัฒนาโดย Energy Research Center of the Netherlands (Lindenburt, 2003) โปรแกรม SuWiT (Suranaree Wind Turbine) พัฒนาโดยชโลธรและทวิช (2551) เป็นต้น โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM สามารถใช้ประเมินแรงทางอากาศพลศาสตร์และกำลังงานของกังหันลมได้ดีและมีความแม่นยำในช่วงแพนอากาศทำมุมปะทะไม่สูงมากนักหรืออยู่ในช่วง Linear lift อย่างไรก็ตาม ทฤษฎี BEM จะขาดความแม่นยำในช่วงที่แพนอากาศทำมุมปะทะสูง ซึ่งการไหลอยู่ภายใต้สภาวะที่เกิดการไหลแยก โดยเฉพาะช่วงสภาวะการป้อ (Stall) เนื่องด้วยทฤษฎี BEM

สร้างขึ้นบนพื้นฐานพิจารณาการไหลแบบ 2 มิติ ที่อาศัยข้อมูลค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านจากการทดลองแพนอากาศ 2 มิติ ในอุโมงค์ลม แต่การไหลผ่านใบพัดกังหันลมที่กำลังหมุนเป็นการไหลแบบ 3 มิติ ที่มีผลกระทบจากหลายปัจจัยเข้ามาเกี่ยวข้อง ส่งผลให้คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัดที่กำลังหมุนแตกต่างไปจากแพนอากาศใน 2 มิติ ดังนั้นในการคำนวณด้วยทฤษฎี BEM จึงจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองการปรับแก้ค่าแพนอากาศใน 2 มิติ เพื่อจำลองผลกระทบจากพฤติกรรมการไหลใน 3 มิติ เข้าไปในการคำนวณ ซึ่งจะช่วยให้ได้ผลลัพธ์ที่แม่นยำมากขึ้น โดยเฉพาะในส่วนของแบบจำลองผลกระทบจากการหมุนหรือแบบจำลองหน่วงการปัดที่มีผลอย่างมากต่อการทำนายค่าแรงตลอดความยาวใบพัดและกำลังงานของกังหันลม โดยเฉพาะกำลังงานช่วง Rated power ที่ยากต่อการทำนายได้อย่างแม่นยำ ซึ่งแบบจำลองพฤติกรรมหน่วงการปัดนี้ยังคงเป็นประเด็นเปิดกว้างสำหรับการศึกษาเพื่อหาแบบจำลองที่เหมาะสมต่อไป

7.2 การทดสอบแบบจำลองหน่วงการปัด

หัวข้อนี้เป็นการทดสอบแบบจำลองหน่วงการปัด (Stall delay model) กับกังหันลม NREL Phase VI และกังหันลมที่ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิด โดยแบบจำลอง Stall delay ที่ทำการทดสอบทั้งหมด 5 แบบจำลอง คือ แบบจำลองของ Chaviaropoulos and Hansen (2000), Corrigan and Schillings (1994), Snel et al. (1993), Du and Selig (1998), Lindenburt (2003) และกรณีไม่ใช้แบบจำลอง Stall delay (ใช้ข้อมูลแพนอากาศ 2 มิติ) โดยทำการคำนวณด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่เขียนขึ้นด้วยภาษา MATLAB (โดยอาศัยพื้นฐานจากโปรแกรม SuWiT (ชโลธรและทวิช, 2551)) โดยในงานวิจัยนี้ใช้แบบจำลองการปรับแก้ ดังนี้ การปรับแก้การสูญเสียที่ปลายใบด้วยแบบจำลองของ Prandtl (1927) ที่นำเสนอโดย Glauert (1935) ในสมการที่ 3.25 การปรับแก้ค่าแฟลคเตอร์เหนียวนาซิงแกนของ Buhl (2005) สมการที่ 3.32 ส่วนแฟลคเตอร์เหนียวนาซิงมุมใช้สมการที่ 3.33 การคำนวณใช้ข้อมูลแพนอากาศ 2 มิติ ที่ทดลองในอุโมงค์ลมที่เลขเรย์โนลด์ 1×10^6 ถึงมุมปะทะ 20 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่เกิดการ Stall เต็มตัว โดยหลังมุมปะทะนี้ไปจะใช้ข้อมูลแพนอากาศที่ปรับแก้ผลของอัตราส่วนความยาวใบด้วยแบบจำลอง Viterna and Corrigan (1981) ที่กำหนดค่าเริ่มต้นด้วยค่า $C_{D,max} = 1.75$, $C_{L,stall} = 0.67$, $C_{D,stall} = 0.32$ และ $\alpha_{stall} = 20$ ซึ่งกราฟค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ได้แสดงไว้ในรูปที่ 3.5 และ 3.6 ของบทที่ 3

7.2.1 การทดสอบกับใบพัดกังหันลม NREL Phase VI

ผลการคำนวณกำลังงาน โรเตอร์กังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลมต่าง ๆ ด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่ใช้แบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ แสดงอยู่ในรูปที่ 7.1 จะพบว่า ในช่วงความเร็วลมต่ำ 5-8 m/s แบบจำลองทั้ง 5 รวมทั้งการคำนวณโดยไม่ใช้แบบจำลอง Stall delay

ให้ผลการคำนวณที่สอดคล้องกับข้อมูลการทดลองกึ่งหั่นลมของ NREL (Hand et al, 2001) ได้ดี เนื่องจากเป็นช่วงที่มุมปะทะตลอดความยาวใบยังไม่สูงมากนัก (มุมปะทะยังอยู่ในช่วง Linear lift) ที่ความเร็วลมเป็น 9 m/s ซึ่งเป็นตำแหน่งแหลมของกำลังงาน (Peak power) และเป็นตำแหน่งเริ่มช่วง Rated power จะเห็นว่า การคำนวณโดยไม่ใช่แบบจำลอง Stall delay (ใช้ข้อมูลแพนอากาศ 2 มิติ) ให้ค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าการทดลองเล็กน้อย ขณะที่แบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ทำนายค่ากำลังงานที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่า ส่วนที่ความเร็วลม 10-11 m/s การคำนวณด้วยค่าจากแพนอากาศ 2 มิติ (2D Data) ทำนายกำลังงานได้ใกล้เคียงกับการทดลองดี แต่ที่ความเร็วลม 13 m/s ขึ้นไปจนถึงความเร็วลม 25 m/s ทำนายค่ากำลังงานได้ต่ำกว่าการทดลองค่อนข้างมาก ส่วนการคำนวณด้วยแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen, Corrigan and Schillings, Snel et al., Du and Selig, และ Lindenburg ในช่วงความเร็วลม 10-14 m/s ซึ่งเป็นช่วง Rated power ของกึ่งหั่นลมนั้น ทำนายค่ากำลังงานได้สูงกว่าข้อมูลการทดลอง โดยแบบจำลอง Lindenburg ให้ผลการคำนวณที่ดีกว่าแบบจำลองอื่น ส่วนที่ความเร็วลม 15 m/s ขึ้นไป แบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen, Snel et al. และ Du and Selig ทำนายค่ากำลังงานได้สูงกว่าการทดลองเป็นอย่างมาก ซึ่งเส้นกราฟมีลักษณะพุ่งสูงขึ้นตามความเร็วลมที่เพิ่มขึ้น

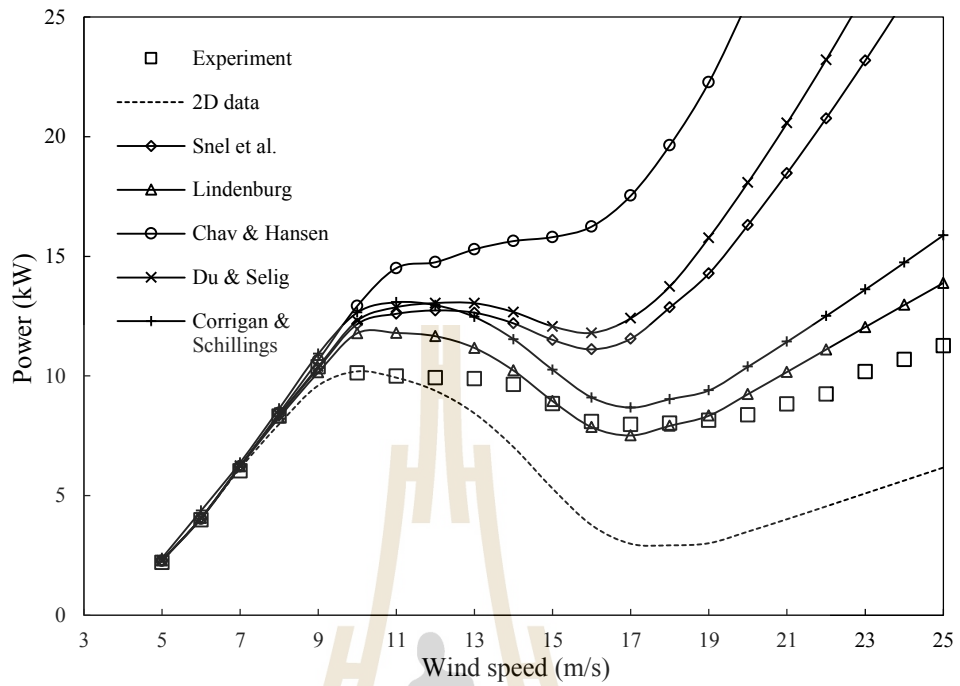
ในรูปที่ 7.2 เปรียบเทียบค่าแรงผลัดแนวแกนของโรเตอร์กึ่งหั่นลมที่ความเร็วลมต่าง ๆ พบว่า ในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s แบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ รวมทั้งการคำนวณโดยไม่ใช่แบบจำลอง Stall delay คำนวณค่าแรงผลัดได้ใกล้เคียงกับข้อมูลการทดลองของ NREL ได้ดี ส่วนที่ความเร็วลม 10 m/s ขึ้นไปนั้น การคำนวณด้วยข้อมูลแพนอากาศ 2 มิติ ทำนายค่าแรงผลัดได้ต่ำกว่าการทดลอง ขณะที่แบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen ทำนายแรงผลัดได้สูงกว่าการทดลองค่อนข้างมาก แบบจำลอง Du and Selig และ Snel et al. ทำนายค่าแรงผลัดได้ใกล้เคียงกับการทดลองดีจนถึงความเร็วลม 17 m/s และ 19 m/s ตามลำดับ หลังจากนั้นทำนายค่าแรงผลัดได้สูงกว่าการทดลอง ส่วนแบบจำลอง Lindenburg และ Corrigan and Schillings ที่ช่วงความเร็วลม 12-20 m/s ให้ค่าแรงผลัดที่ต่ำกว่าข้อมูลการทดลอง

รูปที่ 7.3-7.6 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะของแพนอากาศที่รัศมี $r/R=0.30, 0.47, 0.63$ และ 0.80 ของความยาวใบพัด ที่คำนวณจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ เปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองของ NREL ที่ประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Inverse BEM จากรูปจะพบว่า ในภาพรวมแล้วยังไม่พบแบบจำลองใดที่จำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านได้แม่นยำสอดคล้องกับการทดลองในทุกหน้าตัดใบพัด โดยเฉพาะการจำลองแรงยกที่มุมปะทะสูง (มุมปะทะสูงกว่า 25 องศา โดยประมาณ) เส้นกราฟแรงยกจากแบบจำลองต่าง ๆ มีลักษณะเพิ่มสูงขึ้นเรื่อย ๆ ตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ด้วยเหตุนี้จึงเป็นผลทำให้คำนวณค่ากำลังงานของกึ่งหั่นลมได้สูงเกินจริงในช่วงความเร็วลมสูงดังแสดงในรูปที่ 7.1 ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วง

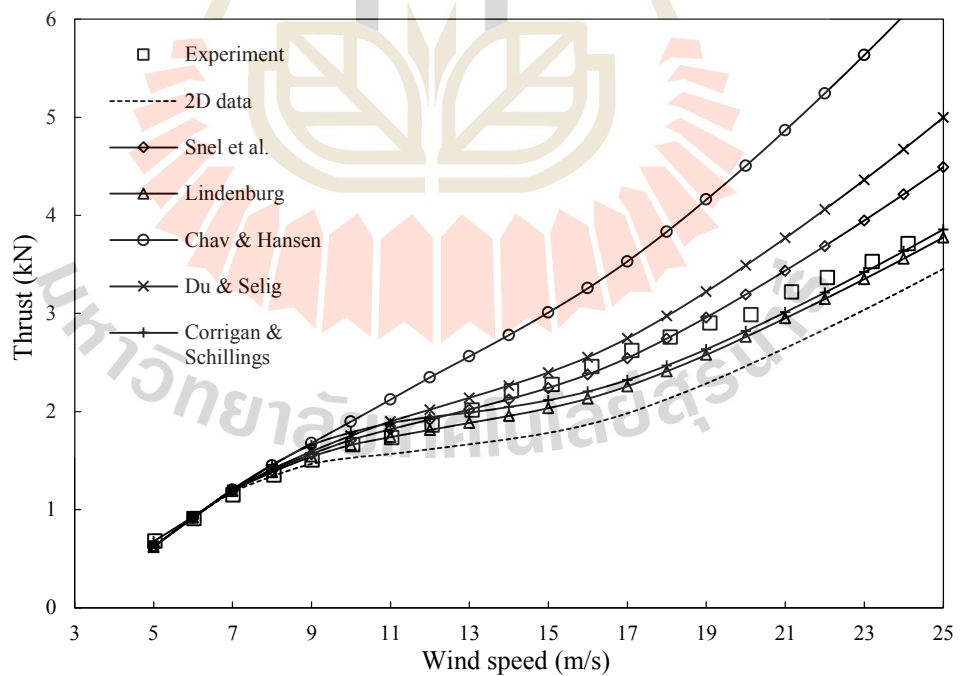
มุมปะทะต่ำกว่า 25 องศา ในรูปที่ 7.3-7.6 จะพบว่า แบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen จำลองค่าแรงยกที่ระยะรัศมี 0.63R และ 0.80R ได้สูงกว่าการทดลองและแบบจำลองอื่น ๆ ส่วนแบบจำลองของ Du and Selig จำลองแรงยกในแต่ละระยะรัศมีได้ดีในระดับหนึ่ง ส่วนแบบจำลอง Snel et al. จำลองค่าแรงยกที่ระยะ 0.30R ได้ใกล้เคียงการทดลองดี แต่จำลองแรงยกที่ระยะ 0.47R ได้ต่ำกว่าการทดลอง ส่วนแบบจำลอง Lindenburg แม้ว่าจะให้ผลการคำนวณค่ากำลังงานที่ใกล้เคียงกับข้อมูลการทดลองมากกว่าแบบจำลองอื่น แต่เมื่อพิจารณาการจำลองค่าแรงยกของแพนอากาศในแต่ละระยะรัศมี พบว่า ให้ค่าแรงยกที่ต่ำกว่าการทดลองค่อนข้างมาก รวมทั้งต่ำกว่าแบบจำลองอื่น

ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศใบพัดจากข้อมูลการทดลองของ NREL (รวมทั้งจากผลการคำนวณ CFD ที่ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 5) ที่ระยะ 0.30R และ 0.47R ซึ่งเกิดพฤติกรรม Stall delay จะพบว่า แรงยกของแพนอากาศใบพัดนอกจากจะมีค่าสูงขึ้นจากแพนอากาศ 2 มิติ แล้วยังเกิดการ Stall ที่ล่าช้ากว่าแพนอากาศ 2 มิติ อีกด้วย นั่นคือมีลักษณะของการเลื่อนมุมปะทะการ Stall ซึ่งแบบจำลอง Stall delay ของ Chaviaropoulos and Hansen, Snel et al., Du and Selig, และ Lindenburg นั้น เป็นการจำลองแรงยกในลักษณะของการขยายค่าแรงยกให้สูงขึ้น (ขยายค่าในแนวแกน y) ไม่ได้จำลองการเลื่อนมุมปะทะ (shift in angle of attack) โดยขนาดแฟกเตอร์การขยายค่า (f_{CL} , f_{CD}) จะลดลงตามระยะรัศมีที่เพิ่มขึ้น ส่วนแบบจำลอง Corrigan and Schillings นั้น ให้ลักษณะแรงยกที่สูงกว่าแรงยกจากแพนอากาศ 2 มิติ และมีการเลื่อนมุมปะทะไปจากมุมปะทะของแพนอากาศ 2 มิติด้วย แต่ขนาดของค่าแรงยกที่ขยายไปจากค่า 2 มิติ รวมทั้งมุมปะทะการ stall ที่จำลองไปยังไม่สอดคล้องกับข้อมูลการทดลองกั้นหันลมเท่าที่ควร โดยเฉพาะแพนอากาศที่ระยะ 0.30R จำลองค่าแรงยกได้ต่ำกว่าการทดลองค่อนข้างมาก และที่ระยะ 0.80R จำลองค่าแรงยกได้สูงกว่าการทดลองมากเกินไป มีเพียงที่ระยะ 0.47R ที่จำลองได้ใกล้เคียงกับการทดลอง

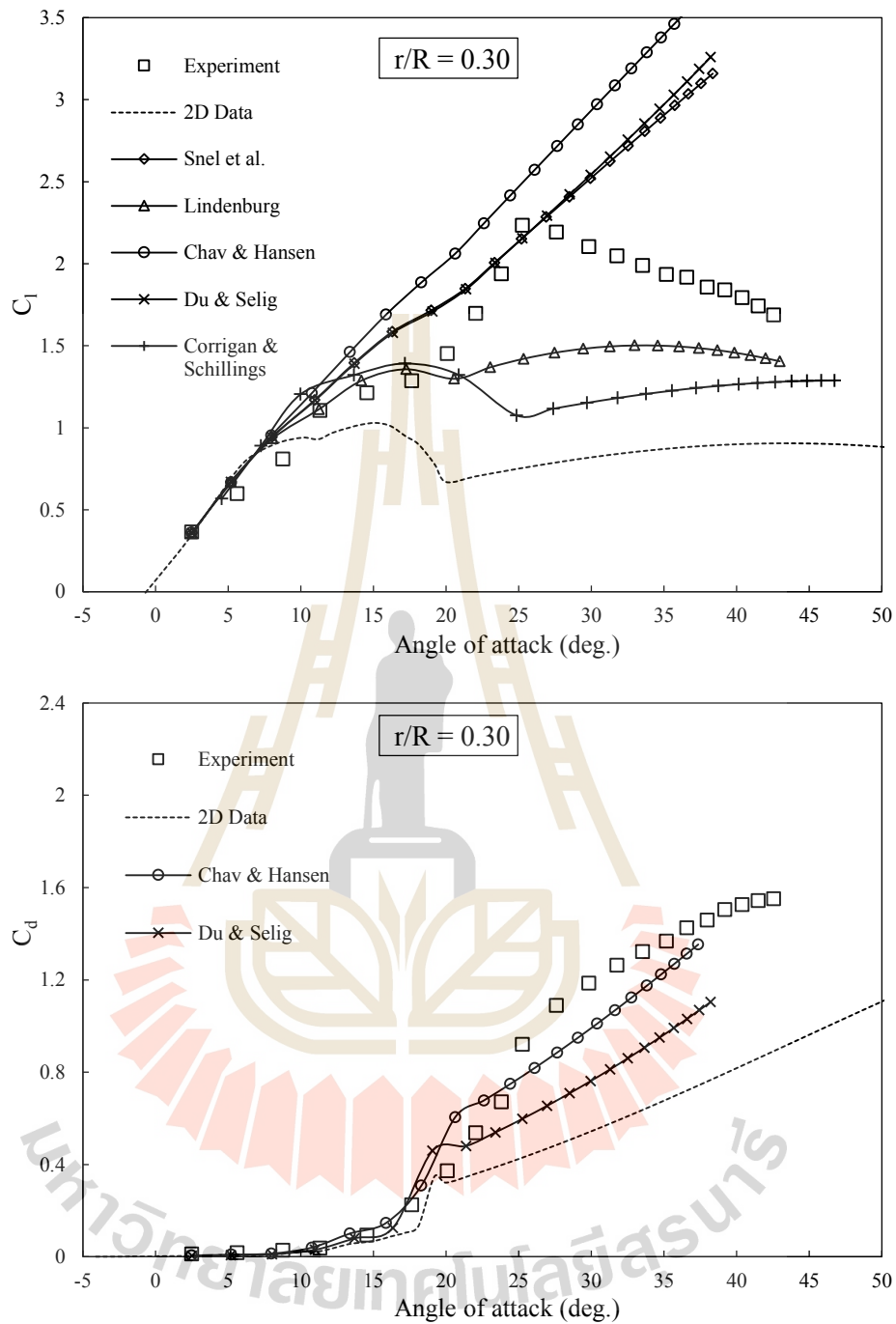
ในรูปที่ 7.3-7.6 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $r/R=0.30$, 0.47, 0.63 และ 0.80 จากแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen และ Du and Selig (แบบจำลองอื่นนั้นไม่ได้นำเสนอสมการปรับแก้แรงต้านไว้) พบว่า การจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen และ Du and Selig เป็นลักษณะของการขยายค่าแรงต้านจากแพนอากาศ 2 มิติให้สูงขึ้น (ขยายค่าในแนวแกน y) โดยขนาดของแฟกเตอร์การขยายค่าแรงต้านจะมีค่าสูงที่โคนใบและมีค่าลดลงตามระยะรัศมีที่เพิ่มขึ้น ในภาพรวมแล้วแบบจำลองทั้งสองสามารถใช้งานได้ในระดับหนึ่งแต่ยังจำลองค่าแรงต้านได้ไม่แม่นยำสอดคล้องกับข้อมูลการทดลอง โดยเฉพาะกับแพนอากาศที่ระยะรัศมีต่ำกว่ากึ่งกลางใบพัด (ที่ระยะ 0.30R และ 0.47R) ข้อจำกัดอีกประการหนึ่งของแบบจำลอง คือ ไม่ได้จำลองการเลื่อนมุมปะทะของแรงต้าน ซึ่งตามจริงแล้วค่าแรงต้านจากข้อมูลการทดลองและการคำนวณ CFD นั้น นอกจากจะมีค่าสูงขึ้นหรือลดลงเมื่อเทียบกับแพนอากาศ 2 มิติแล้ว ยังมีการเลื่อนมุมปะทะของการคิดตัวสูงขึ้นของค่าแรงต้านอีกด้วย



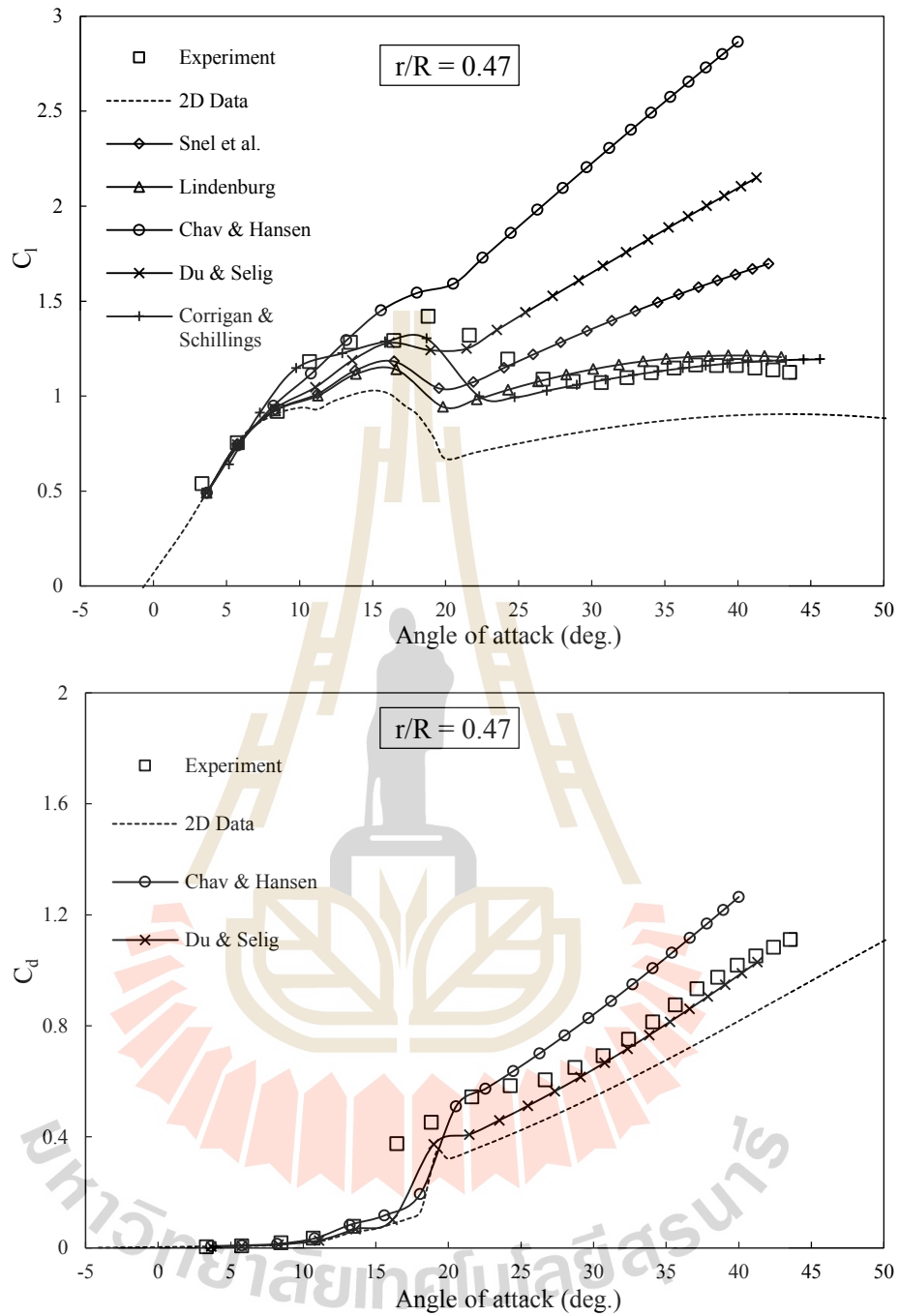
รูปที่ 7.1 กำลังงานของกังหันลม NREL Phase VI คำนวณด้วยแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ



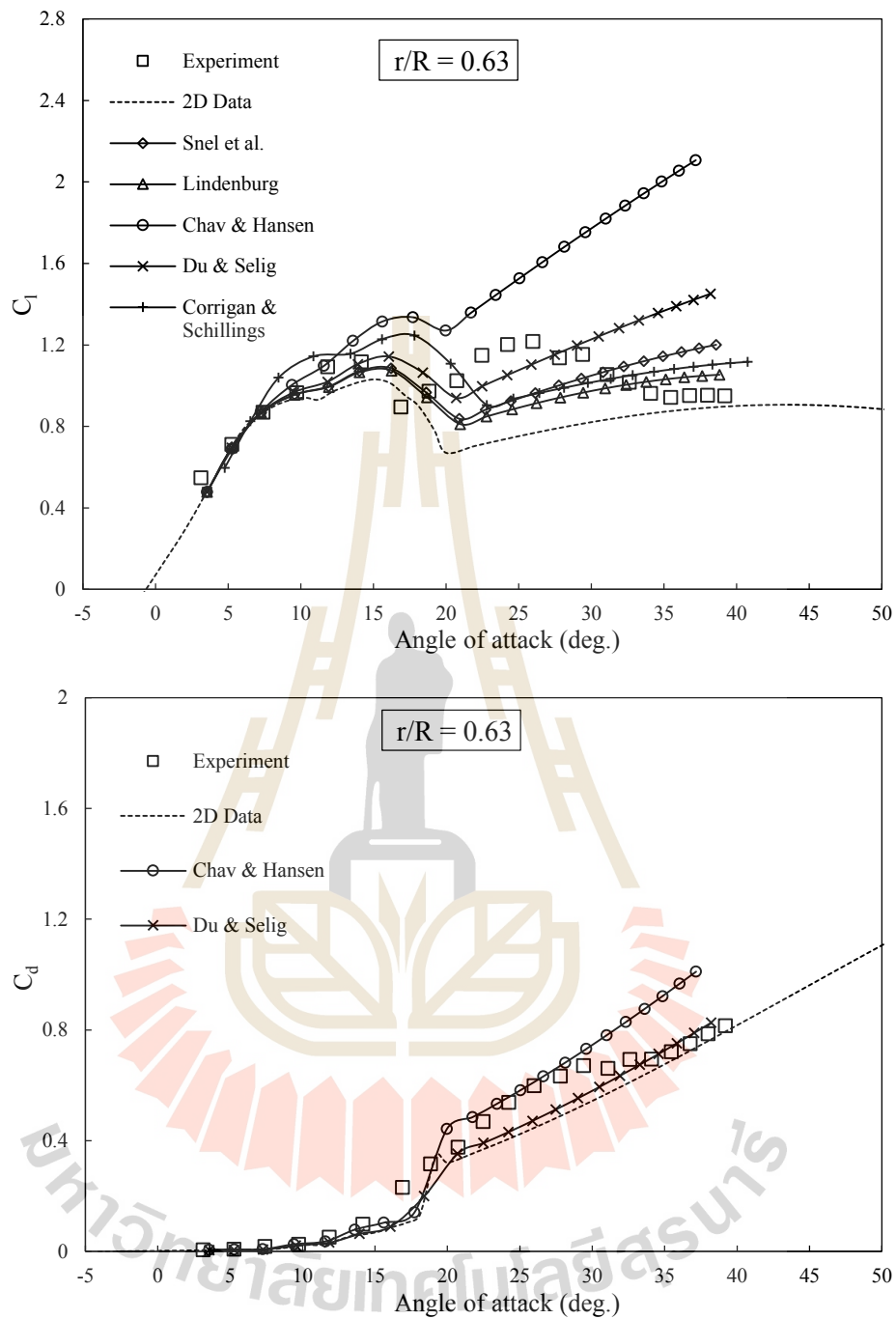
รูปที่ 7.2 แรงผลักรของกังหันลม NREL Phase VI คำนวณด้วยแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ



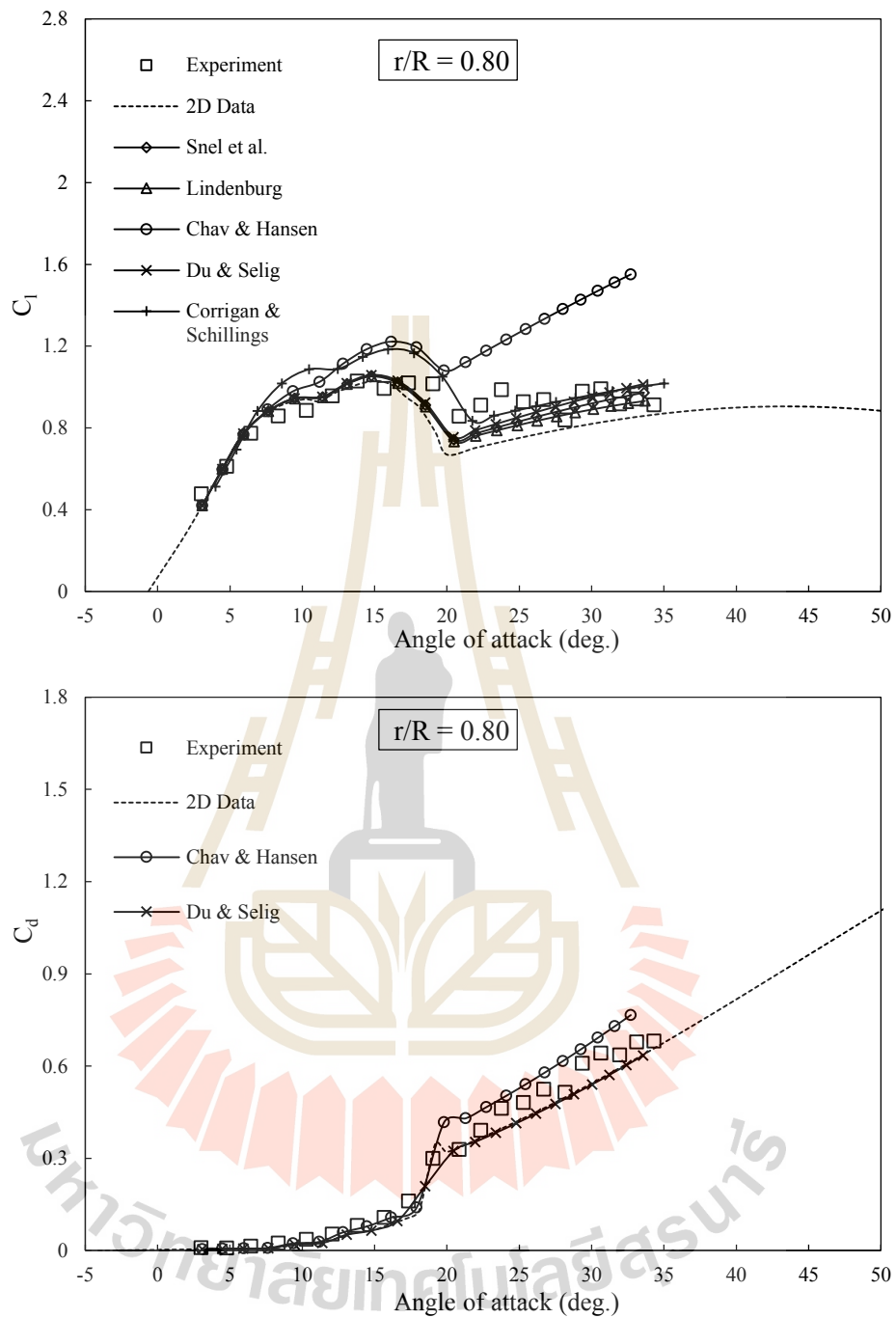
รูปที่ 7.3 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี 0.30R จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ



รูปที่ 7.4 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.47R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ



รูปที่ 7.5 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.63R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ



รูปที่ 7.6 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.80R$ จากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ

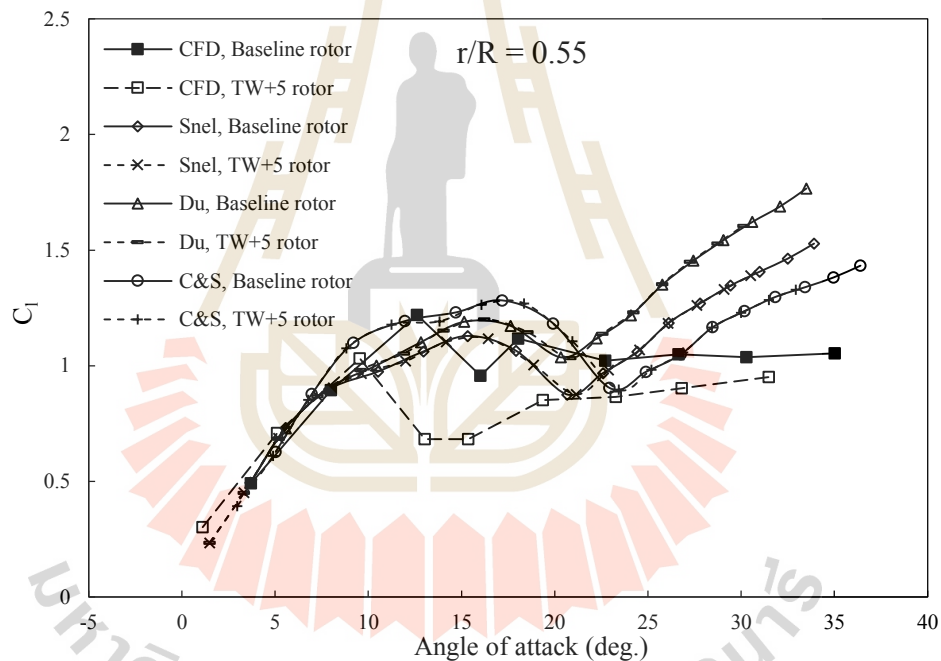
7.2.2 การทดสอบกับใบพัดที่ปรับปรุงมุมบิดเฉพาะช่วง

หัวข้อนี้เป็นการทดสอบแบบจำลอง Stall delay กับใบพัดกึ่งหันลมที่มีการปรับเปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบพัด (ในช่วงระยะรัศมี 45-75%R) โดยทดสอบกับใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบ 5 องศา ที่กึ่งกลางช่วง (กล่าวคือ ใบพัด TW+5 ในหัวข้อ 6.3.1) ในรูปที่ 7.7 แสดงผลการจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศใบพัดต้นแบบและใบพัด TW+5 ที่ระยะ $r/R=0.55$ ด้วยแบบจำลอง Snel et al., Du and Selig, และ Corrigan and Schillings พบว่า ในกรณีของผลการคำนวณ CFD นั้น ผลกระทบของมุมบิดทำให้กราฟแรงยกของใบพัด TW+5 มีความแตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบมาก โดยเฉพาะที่มุมปะทะสูงกว่า 10 องศาขึ้นไปซึ่งแพนอากาศใบพัด TW+5 มีค่าแรงยกที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมาก แต่ในการคำนวณค่าแรงยกด้วยแบบจำลอง Stall delay ทั้ง 3 นั้นค่าแรงยกของใบพัดต้นแบบและใบพัด TW+5 ไม่แตกต่างกันนัก ซึ่งเมื่อพิจารณาสมการการจำลองแรงยกของแบบจำลอง Snel et al, Du and Selig และ Corrigan and Schillings ในหัวข้อที่ 3.1.5 ของบทที่ 3 จะพบว่า ไม่มีพจน์ที่เกี่ยวข้องกับการจำลองอิทธิพลของมุมบิดที่เปลี่ยนไป ดังนั้น แต่ละแบบจำลองจึงคำนวณได้กราฟแรงยกเส้นเดียวกันทั้งในใบพัดต้นแบบและใบพัด TW+5 ต่างกันเฉพาะมุมปะทะที่คำนวณได้ เนื่องจากใบพัด TW+5 ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบ ดังนั้นมุมปะทะที่ได้จึงต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ

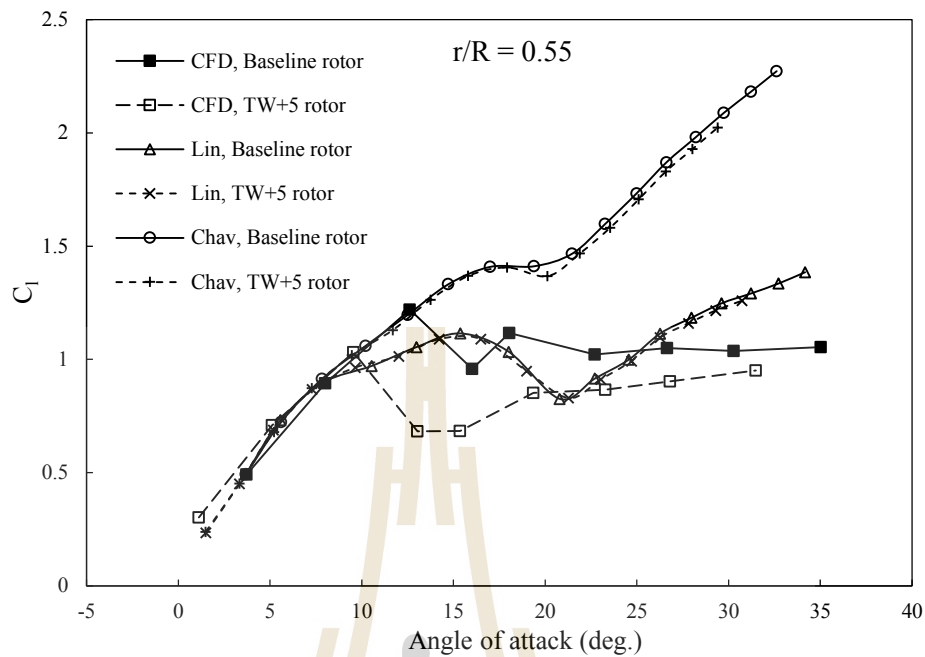
ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศที่ระยะ $r/R=0.55$ ของแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen และแบบจำลอง Lindenburg แสดงอยู่ในรูปที่ 7.8 จะพบว่า แบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen จำลองค่าแรงยกของแพนอากาศใบพัดต้นแบบและใบพัด TW+5 ได้กราฟแรงยกคนละเส้นกันแต่มีความแตกต่างกันเพียงเล็กน้อย (โดยที่มุมปะทะสูงจะเห็นความต่างชัดเจน) แสดงถึงแบบจำลองสามารถจำลองผลกระทบของการเปลี่ยนมุมบิดต่อคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศได้แต่ไม่มากนัก เมื่อพิจารณาสมการแรงยกของแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen ในหัวข้อที่ 3.1.5 จะพบว่า มีพจน์ที่เกี่ยวข้องกับมุมบิดอยู่ในสมการ คือ $\cos''(\beta_{twist})$ อย่างไรก็ตาม แม้จะมีพจน์มุมบิดแต่จำลองค่าแรงยกของใบพัด TW+5 ได้แตกต่างจากใบพัดต้นแบบเพียงเล็กน้อยเท่านั้น เช่นเดียวกับแบบจำลอง Lindenburg ที่แสดงลักษณะความแตกต่างของกราฟแรงยกของแพนอากาศใบพัดต้นแบบและใบพัด TW+5 ด้วยเช่นกัน แต่แตกต่างเพียงเล็กน้อยเท่านั้น โดยสมการจำลองค่าแรงยกของแบบจำลอง Lindenburg มีพจน์ที่เกี่ยวข้องกับมุมบิด คือ พจน์ $(\Omega r / V_{rel})^2$ เมื่อ V_{rel} คือ ค่าความเร็วลมสัมพัทธ์ เมื่อพิจารณาเวกเตอร์ความเร็ว จะได้ความสัมพันธ์ $(\Omega r / V_{rel})^2 = (\cos(\phi) / (1 + a'))^2 \approx (\cos(\phi))^2$ นั่นเอง

สำหรับการจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศใบพัดที่ระยะ $r/R = 0.80$ ซึ่งเป็นระยะที่อยู่นอกช่วงรัศมี 45-75%R ที่ทำการปรับเปลี่ยนมุมบิด ดังนั้นแพนอากาศใบพัดต้นแบบและใบพัด TW+5 จะมีมุมบิดที่เท่ากัน ผลการคำนวณ CFD แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของ

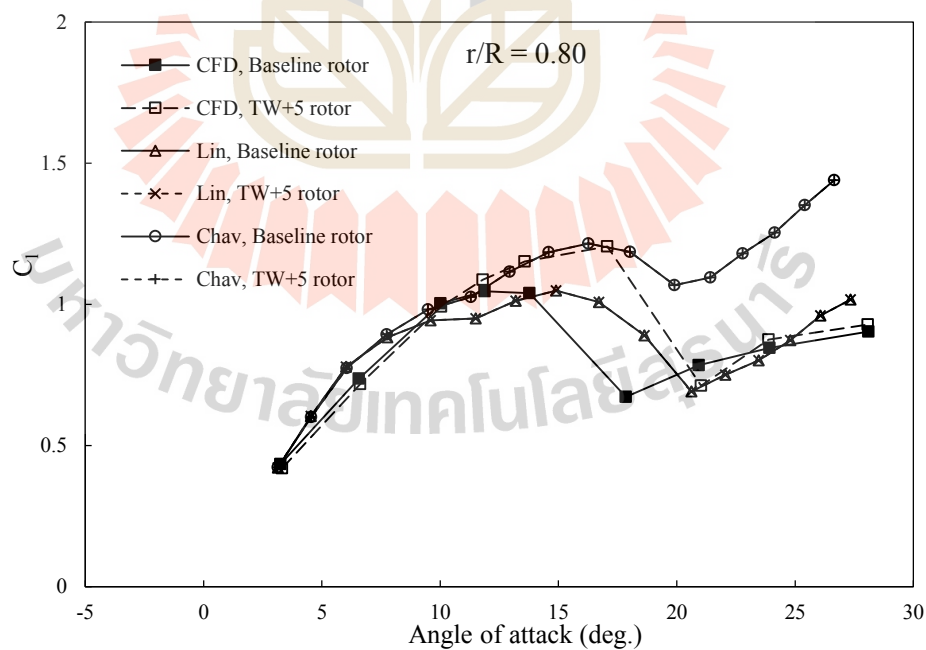
ใบพัดทั้ง 2 มีค่าที่แตกต่างกัน ดังแสดงในรูปที่ 7.9 ส่วนผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกด้วยแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen และ Lindenburg (รวมทั้งแบบจำลอง Corrigan and Schillings, Snel et al. และ Du and Selig ด้วยเช่นกัน แม้ไม่ได้แสดงเส้นกราฟไว้ในที่นี้) ค่าความมุมปะทะและค่าแรงยกของแพนอากาศใบพัดทั้ง 2 ใบพัด ได้ค่าเท่ากัน กล่าวคือ ได้กราฟแรงยกเส้นเดียวกัน แสดงให้เห็นถึงการที่แบบจำลอง Stall delay (รวมทั้งทฤษฎี BEM) พิจารณาแรงในแต่ละเอลิเมนต์แยกกันอย่างอิสระ ไม่คิดปฏิสัมพันธ์ในแนวรัศมีหรือระหว่างหน้าตัดใบพัดที่อยู่ติดกันไม่มีผลกระทบต่อกัน จึงเป็นข้อจำกัดประการหนึ่งของทฤษฎี BEM ทั้งนี้เนื่องด้วยตัวแปรที่เกี่ยวกับมุมบิดและความชันของมุมบิดตามแนวรัศมีหรือ Twist slope ($d\beta/dr$) นั้นเป็นปัจจัยหนึ่งที่มีความซับซ้อนทางอากาศพลศาสตร์ทำให้ยากต่อการสร้างสมการแบบจำลอง



รูปที่ 7.7 สัมประสิทธิ์แรงยกจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ที่รัศมี 0.55R ของใบพัด NREL Phase VI และใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบ



รูปที่ 7.8 สัมประสิทธิ์แรงยกจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ที่รัศมี 0.55R ของใบพัด NREL Phase VI และใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบ (ต่อ)



รูปที่ 7.9 สัมประสิทธิ์แรงยกจากแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ที่รัศมี 80%R ของใบพัด NREL Phase VI และใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงกลางใบ

7.3 การปรับปรุงโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM

จากหัวข้อ 7.2 จะเห็นว่า ที่มุมปะทะสูงแบบจำลอง Stall delay ส่วนใหญ่จำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้ไม่สอดคล้องกับการทดลองนัก ดังเช่นในรูปที่ 7.3 ค่าแรงยกของแพนอากาศที่รัศมี $r/R = 0.30$ ที่มุมปะทะสูงกว่า 30 องศา แบบจำลอง Snel et al., Du and Selig, Chaviaropoulos and Hansen จำลองค่าแรงยกสูงขึ้นเรื่อย ๆ อย่างไม่มีที่สิ้นสุดตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ซึ่งไม่สมจริงและไม่สอดคล้องกับข้อมูลการทดลอง สาเหตุเนื่องมาจากการนิยามสมการอ้างอิงกับผลต่างของแรงยกใน 2 มิติกับแรงยกจากทฤษฎีการไหลอุดมคติ (“Potential flow”) ในสมการที่ 3.39 กล่าวคือ $\Delta C_L = C_{L,pot} - C_{L,2D}$ ซึ่งแรงยกจากทฤษฎีอุดมคติหรือการไหลไร้ความหนืดผ่านแพนอากาศบาง ($C_{L,pot} = 2\pi(\alpha - \alpha_{lift=0})$) นั้นจะมีค่าเพิ่มสูงขึ้นเรื่อย ๆ ตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น เป็นลักษณะกราฟเส้นตรงดังแสดงในรูปที่ 7.10 จึงทำให้การจำลองแรงยกของแพนอากาศใน 3 มิติ (จากสมการ 3.37; $C_{L,3D} = C_{L,2D} + f_{CL}(\Delta C_L)$) มีค่าสูงตามไปด้วย แต่แรงยกที่เกิดขึ้นจริงจากข้อมูลการทดลองกังหันลม (“3D Exp.”) ที่มุมปะทะสูงนั้นกราฟแรงยกจะมีแนวโน้มลดลงและถ่วงเข้าหาค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบ (“Flat plate”) รวมทั้งค่าจากแพนอากาศ 2 มิติที่ปรับแก้ผลอัตราส่วนความยาวใบ (“2D Data”) ดังนั้น การคำนวณด้วยแบบจำลอง Stall delay ในกลุ่มนี้ จึงควรเทียบค่าแรงยกกับทฤษฎีอุดมคติไปถึงจุดหนึ่ง (มุมปะทะหนึ่ง) เท่านั้น ในที่นี้จึงสมมุติฐานให้แรงยกของแพนอากาศใบพัดสามารถได้ระดับจนไปมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 3 (หรือ $C_{L,3D,max} = 3$) หลังจากนั้นแรงยกควรมีค่าลดลงเนื่องจากการ Stall และควรถ่วงเข้าหาค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบหรือค่าจาก 2 มิติ ที่มุมปะทะสูง โดยนำสมการของ Viterma and Corrigan (1981) มาใช้ประมาณค่าแรงยกต่อจากแรงยกจากทฤษฎีอุดมคติ โดยกำหนดค่าเริ่มต้นสมการเป็น $C_{D,max} = 2.0$, $C_{L,stall} = C_{L,3D,max} = 3.0$ และ $\alpha_{stall} = 26$ ทำให้ได้เส้นกราฟ “VC” ในรูปที่ 7.10 ซึ่งตัดกับเส้นกราฟของ Potential flow ($2\pi(\alpha - \alpha_{lift=0})$) ที่มุมปะทะประมาณ 26 องศา ดังนั้น การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อมุมปะทะสูงกว่า 26 องศา จะใช้ค่าแรงยกจากสมการเส้นกราฟ “VC” มาใช้เทียบค่าแทนแรงยกจาก Potential flow ดังนี้

$$\text{สำหรับ } \alpha < 26^\circ; \quad C_{L,pot} = 2\pi(\alpha - \alpha_{lift=0}) \quad (7.1)$$

$$\alpha \geq 26^\circ; \quad C_{L,pot} = \frac{C_{D,max}}{2} \sin 2\alpha + A_2 \frac{\cos^2 \alpha}{\sin \alpha} \quad (7.2)$$

$$A_2 = (C_{L,stall} - C_{D,max} \sin \alpha_{stall} \cos \alpha_{stall}) \frac{\sin \alpha_{stall}}{\cos^2 \alpha_{stall}} \quad (7.3)$$

สำหรับในส่วนของการปรับแก้สัมประสิทธิ์แรงต้านนั้นจะใช้การจำลองแรงต้านโดยอาศัยค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift to drag ratio, L/D) ซึ่งค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศถือเป็นอีกตัวแปรที่มีความสำคัญมากในการออกแบบใบพัดกังหันลม แม้ผลกระทบจากการหมุนจะทำให้ค่าแรงยกของแพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ สูงกว่าค่าจาก 2 มิติ แต่ค่าแรงต้านก็เพิ่มขึ้นด้วยเช่นกัน ทำให้ที่มุมปะทะสูงจะมีค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านลดลงและเข้าใกล้ค่าจากแพนอากาศ 2 มิติและทฤษฎีแผ่นเรียบ ดังแสดงในรูปที่ 7.11 ซึ่งในกรณีแพนอากาศ 2 มิติ (2D Data) ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านจะเริ่มคงที่และมีค่าเข้าใกล้ทฤษฎีแผ่นเรียบ (Flat plate) ที่มุมปะทะ 19.2 องศา ส่วนในกรณีใบพัด 3 มิติ แพนอากาศมีมุมปะทะที่ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเริ่มเข้าใกล้ค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบที่ต่างกันไปในแต่ละระยะรัศมี แต่โดยรวมแล้วถือว่าไม่ห่างไปจากมุมปะทะของแพนอากาศ 2 มิติ มากนัก ดังนั้น ในการคำนวณด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM จึงกำหนดให้อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศใบพัดมีค่าเท่ากับค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบที่มุมปะทะตั้งแต่ 18.2 องศา ขึ้นไป ซึ่งด้วยเงื่อนไขนี้ทำให้แรงต้านมีค่าเปลี่ยนแปลงตามแรงยกโดยอัตโนมัติ ดังนั้นจะได้สมการของสัมประสิทธิ์แรงต้าน เป็นดังนี้

$$\text{สำหรับ } \alpha \geq 18.2^\circ; \quad C_{D,3D} = C_{L,3D} \left(\frac{C_{D,Flatplate}}{C_{L,Flatplate}} \right) \quad (7.4)$$

$$\text{เมื่อ } C_{L,Flatplate} = 2 \sin \alpha \cos \alpha \text{ และ } C_{D,Flatplate} = 2 \sin^2 \alpha$$

ดังนั้น โดยสรุปแล้ว สมการจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใน 3 มิติ คำนวณได้ดังนี้

$$C_{L,3D} = C_{L,2D} + f_{CL}(C_{L,pot} - C_{L,2D}) \quad (7.5)$$

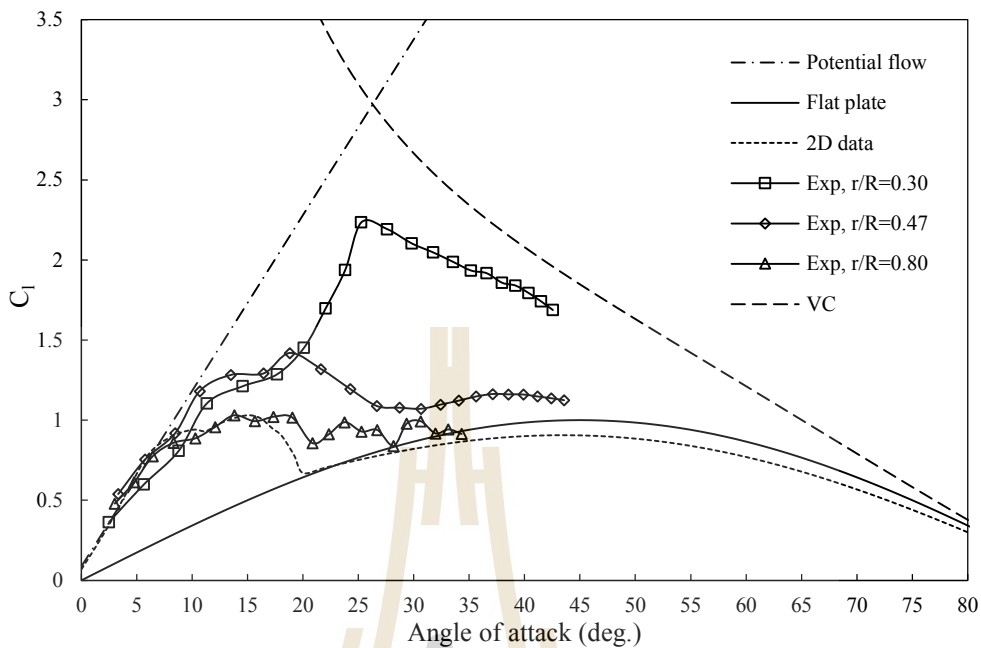
$$C_{D,3D} = C_{D,2D} + f_{CD}(C_{D,2D} - C_{D,min}) \quad (7.6)$$

โดยสมการของ $C_{L,pot}$ ใช้ตามสมการที่ 7.1 และ 7.2 ส่วนสมการของ $C_{D,3D}$ หากค่ามุมปะทะสูงกว่าค่ามุมปะทะ L/D ที่กำหนด ในที่นี้คือ 18.2 องศา ($\alpha \geq 18.2^\circ$) จะใช้สมการที่ 7.4 แทนสมการที่ 7.6 (นั่นคือ สมการที่ 7.6 ใช้ที่มุมปะทะน้อยกว่า 18.2 องศา)

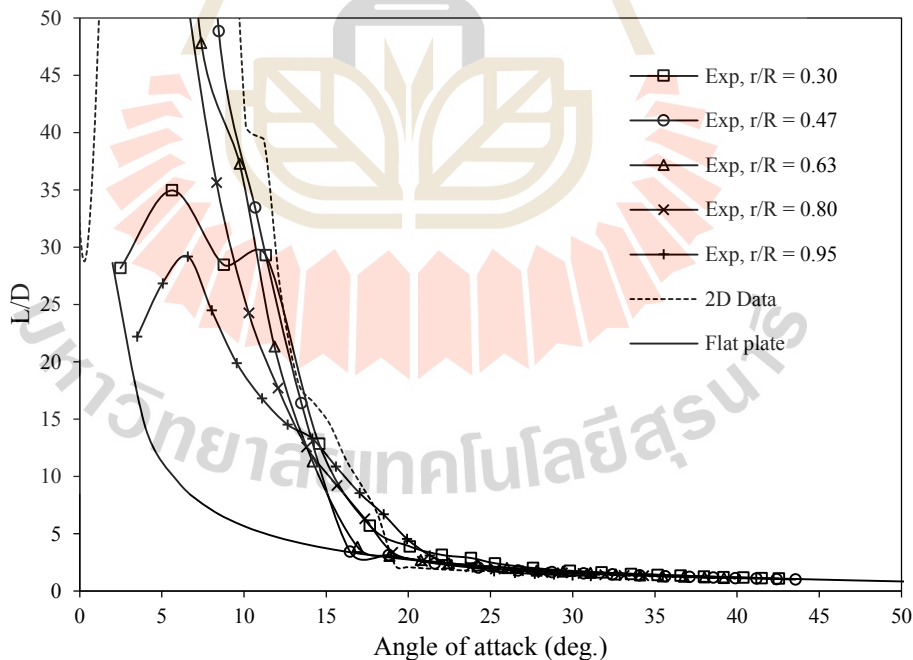
ในส่วนของฟังก์ชัน f_{CL} และ f_{CD} ซึ่งเป็นการจำลองพฤติกรรม Stall delay ของกังหันลม ใช้สมการของแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen (2000) เนื่องจากมีสมการจำลองทั้งค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน โดยจากการทดสอบแบบจำลองในหัวข้อที่ 7.2 แม้ว่าแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen จะทำนายค่ากำลังงานและแรงผลักได้สูงกว่าการทดลองค่อนข้างมาก ส่วนหนึ่งเนื่องมาจากการใช้ค่าคงที่พื้นฐานของแบบจำลอง $a=2.2$, $h=1$, $n=4$ (ในสมการที่ 3.45 และ 3.46) ซึ่งเป็นค่าที่ได้จากการปรับกับกังหันลมที่ใช้แพนอากาศรุ่น NACA 44XX อย่างไรก็ตาม ใน Chaviaropoulos and Hansen (2000) ได้แนะนำไว้ว่าอาจต้องปรับค่าคงที่ทั้งสามใหม่เมื่อใช้กับแพนอากาศรุ่นอื่นที่แตกต่างออกไป ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงได้ทำการปรับค่าสัมประสิทธิ์คงที่ของฟังก์ชัน f_{CL} และ f_{CD} ใหม่ ซึ่งได้ค่าคงที่เป็น $a=3$, $h=1.9$, $n=4$ โดยในส่วนของแฟลคเตอร์แรงต้าน f_{CD} นั้นเมื่อนำมาใช้กับวิธีการที่ได้นำเสนอนี้สามารถปรับลดค่าคงที่ h ได้อีก ซึ่ง $h=0.8$ ถึง 1.6 ให้ผลการคำนวณที่ดี (โดยในงานวิจัยนี้ใช้ค่า $h=0.8$ ในสมการ f_{CD})

ในรูปที่ 7.12-7.15 แสดงผลการจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัด NREL Phase VI ที่ระยะรัศมีต่าง ๆ ของแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen ที่มีการปรับปรุงการจำลองค่าแรงยกและแรงต้านใหม่ด้วยวิธีการที่ได้นำเสนอไปข้างต้น (เส้นกราฟป้ายชื่อ “Present method”) เปรียบเทียบกับแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen ที่ไม่ได้ใช้การปรับแก้ด้วยวิธีดังกล่าว (ป้ายชื่อ “C&H”) จะพบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในแต่ละหน้าตัดใบพัดที่มุมปะทะสูงถูกปรับปรุงให้มีแนวโน้มสอดคล้องกับข้อมูลการทดลองมากขึ้น โดยเฉพาะแพนอากาศที่ระยะรัศมี 0.30R และ 0.47R ซึ่งเส้นกราฟมีความโค้งงอลงไม่พุ่งขึ้นเหมือนแบบเดิม ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านในแต่ละหน้าตัดใบพัดที่มุมปะทะสูงกว่า 18.2 องศาขึ้นไปนั้น จะมีค่าเพิ่มขึ้นหรือลดลงตามค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเพื่อคงอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน ให้มีค่าเท่ากับอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของทฤษฎีแผ่นเรียบ ซึ่งทำให้ได้แนวโน้มของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่สอดคล้องกับการทดลองมากขึ้นกว่าเดิม นอกจากนี้แบบจำลอง (Present method) ยังทำให้สามารถปรับค่าคงที่ของสมการแรงต้านจาก $h=1.9$ มาเป็น $h=0.8$ ทำให้ขนาดของ f_{CD} ใหญ่ขึ้น ส่งผลให้ค่าแรงต้านที่มุมปะทะต่ำกว่า 18.2 องศา นั้นมีค่าสูงขึ้นจากแบบจำลองเดิม ส่งผลให้กำลังงานช่วง Rated power ไม่สูงเกินไป

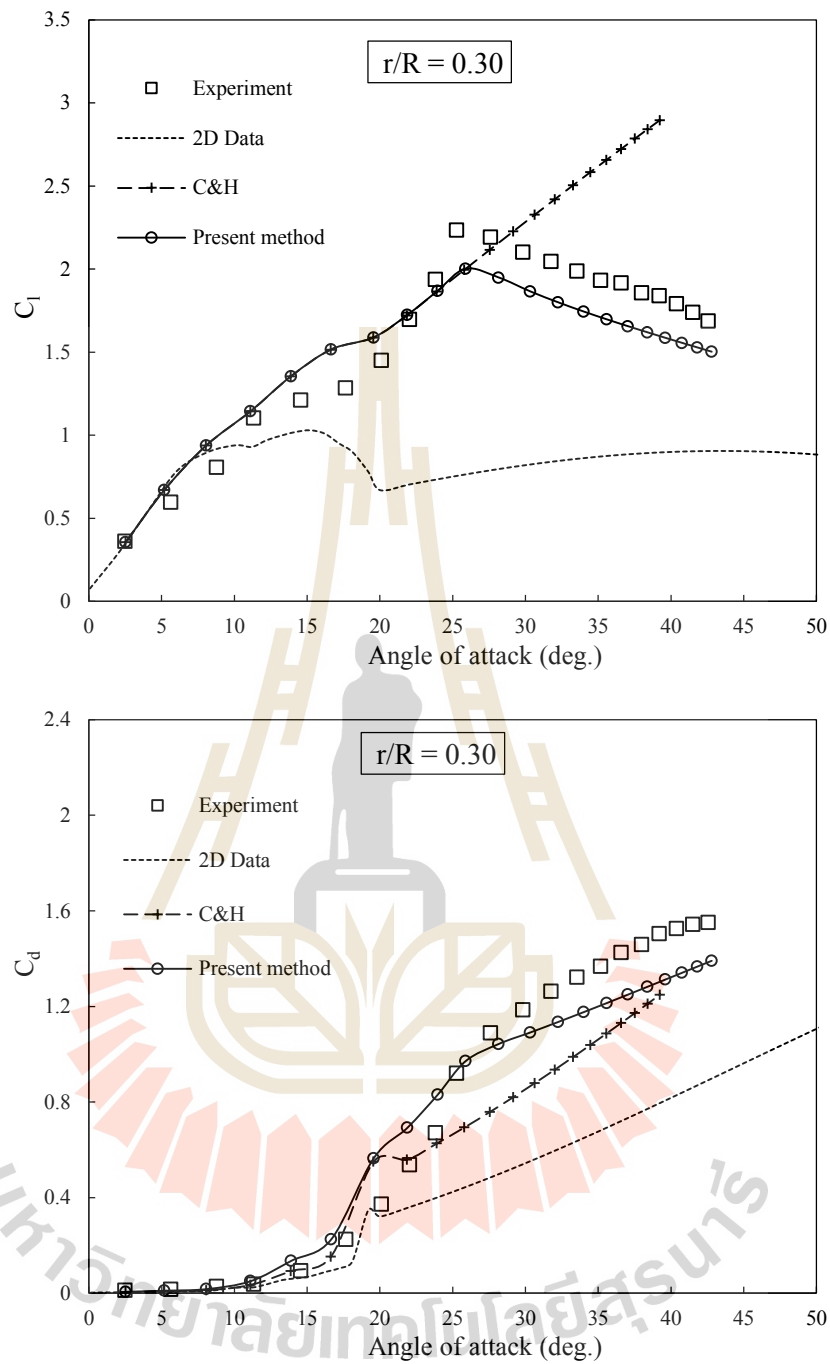
ผลการคำนวณค่ากำลังงานและแรงผลักของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่ใช้แบบจำลองการปรับปรุงค่าแรงยกและแรงต้านดังวิธีที่ได้นำเสนอไป (ป้ายชื่อ “Present method”) แสดงอยู่ในรูปที่ 7.16 และ 7.17 ตามลำดับ จะพบว่า แบบจำลองการปรับปรุงค่าแรงยกและแรงต้านที่ได้นำเสนอนี้ช่วยให้โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM สามารถทำนายค่ากำลังงานและแรงผลักได้ใกล้เคียงสอดคล้องกับข้อมูลการทดลองได้เป็นอย่างดีในทุกความเร็วลม



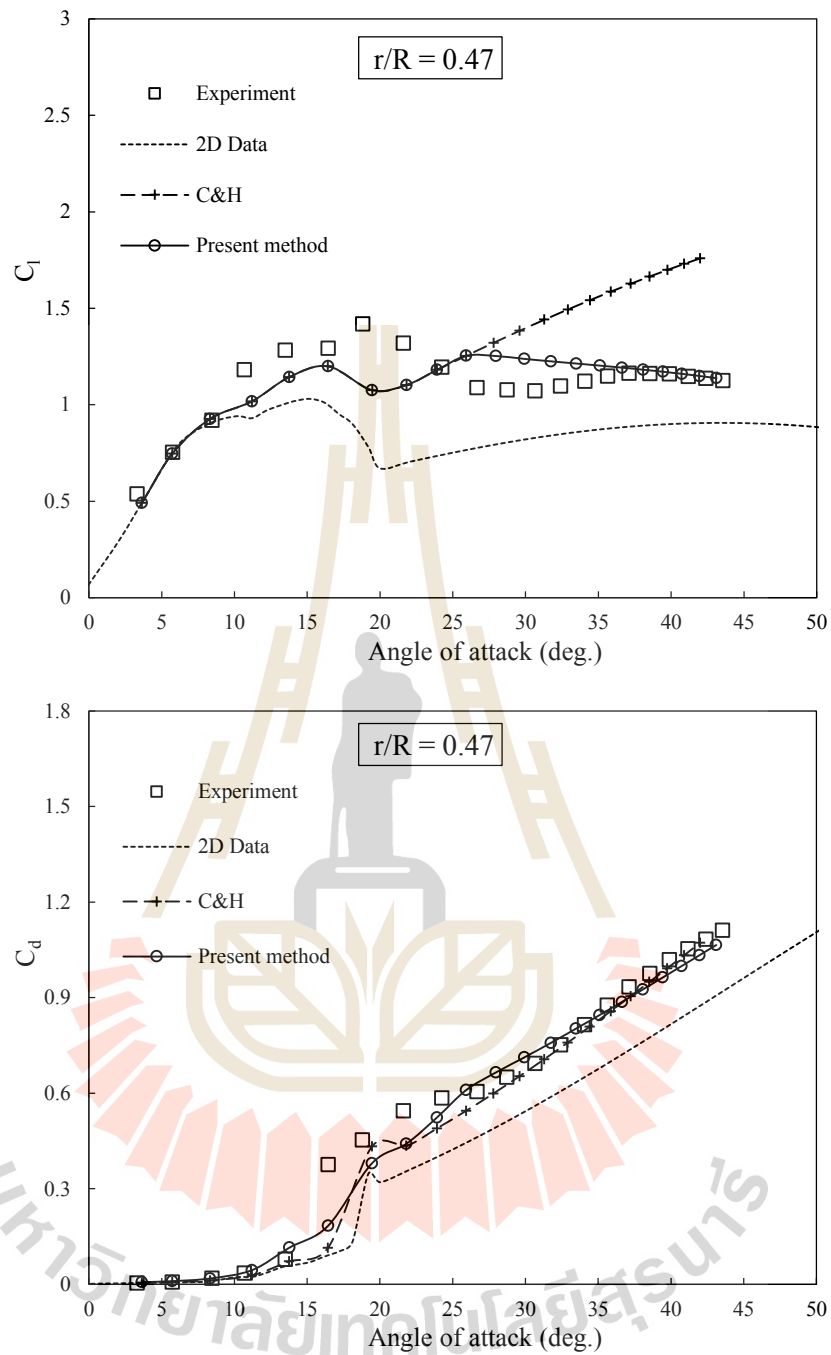
รูปที่ 7.10 แนวทางการปรับปรุงสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะสูงหลังการ Stall



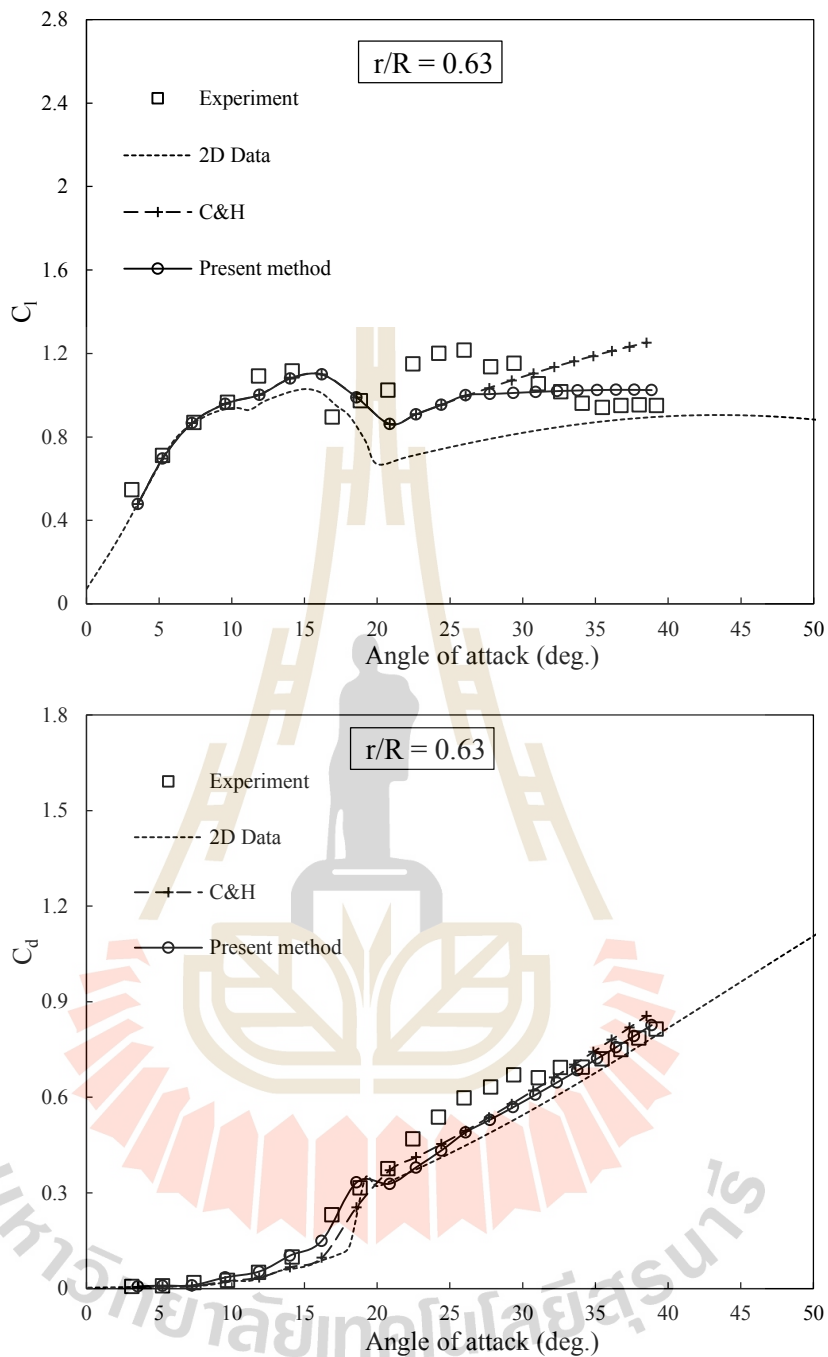
รูปที่ 7.11 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศใบพัด NREL Phase VI ที่ระยะรัศมีต่างๆ จากข้อมูลการทดลองของ NREL



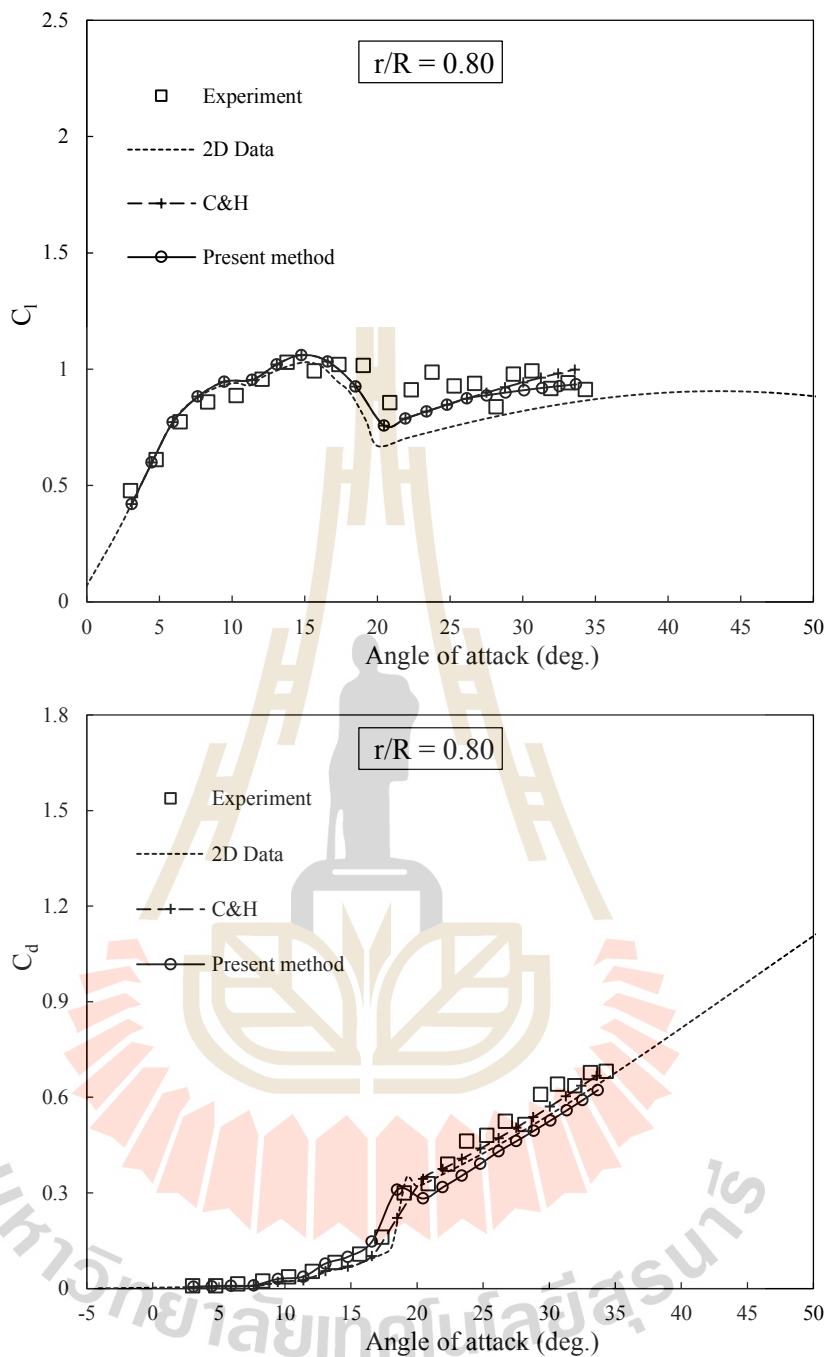
รูปที่ 7.12 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี $0.30R$ ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่



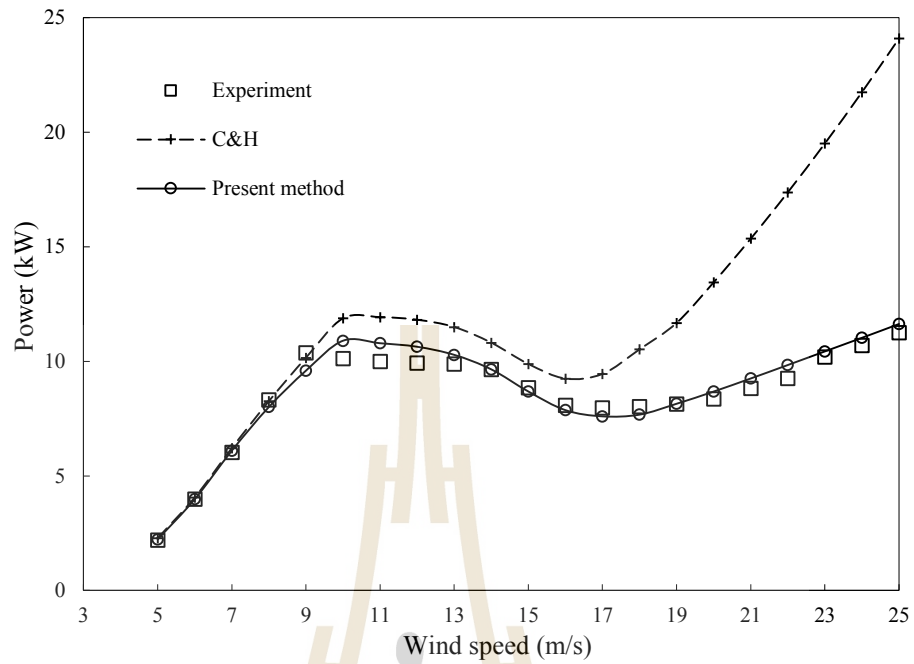
รูปที่ 7.13 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี 0.47R ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่



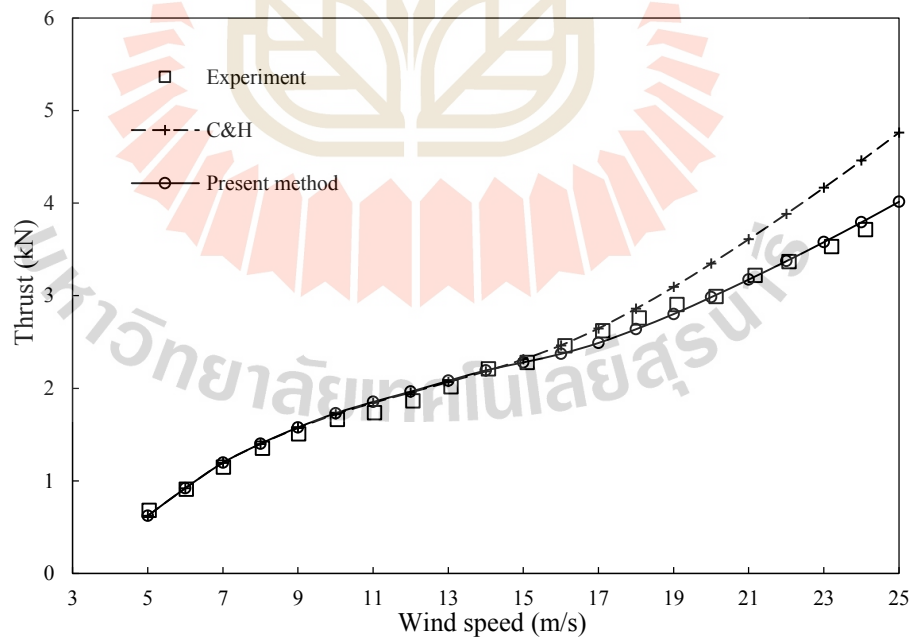
รูปที่ 7.14 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี 0.63R ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่



รูปที่ 7.15 สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมี 0.80R ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI จากแบบจำลองที่ปรับปรุงใหม่



รูปที่ 7.16 กำลังงานของกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่
เปรียบเทียบกับการทดลอง

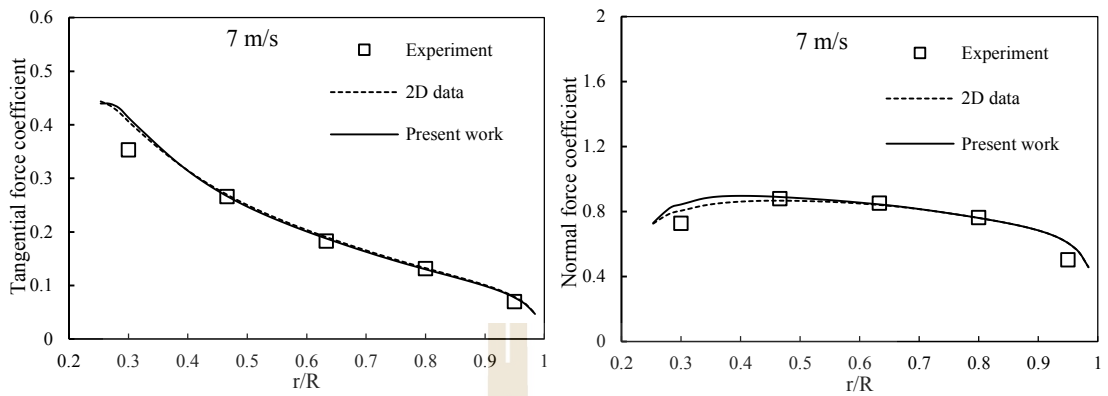


รูปที่ 7.17 แรงผลักรของกังหันลม NREL Phase VI จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่
เปรียบเทียบกับการทดลอง

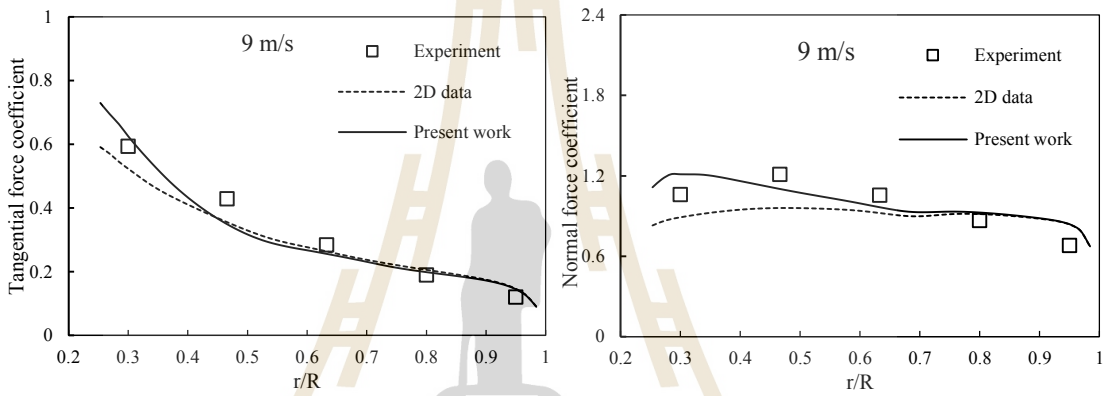
การสอบเทียบการแจกแจงแรงที่กระทำตลอดความยาวใบพัดกังหันลม NREL Phase VI แสดงอยู่ในรูปที่ 7.18 และ 7.19 โดยเป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงในทิศสัมผัสและทิศแรงตั้งฉากกับระนาบโรเตอร์ของกังหันลม NREL Phase VI ที่คำนวณจากโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM เปรียบเทียบกับข้อมูลการทดลองของ NREL พบว่า ในภาพรวมแล้ว โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นนี้ (ป้ายชื่อ Present work) ทำนายลักษณะการแจกแจงค่าสัมประสิทธิ์แรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากตลอดความยาวใบพัดมีแนวโน้มสอดคล้องกับการทดลองได้ดีพอสมควรในทุกความเร็วลม ส่วนทฤษฎี BEM ที่คำนวณด้วยค่าจากแผนอากาศ 2 มิติ ที่ไม่ได้ใช้การปรับแก้ด้วยแบบจำลอง Stall delay (ป้ายชื่อ 2D data) ให้ผลการแจกแจงแรงได้ดีเฉพาะที่ความเร็วลมต่ำ 7 m/s ซึ่งมุมปะทะของแผนอากาศยังคงต่ำอยู่และช่วงนี้แบบจำลอง Stall delay ไม่มีผลต่อการคำนวณมากนัก แต่เมื่อความเร็วลมสูงขึ้น การคำนวณด้วยค่าแผนอากาศ 2 มิติ ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงที่ต่ำกว่าการทดลอง โดยเฉพาะที่ความเร็วลม 11-25 m/s ทำนายค่าแรงในทิศสัมผัสและทิศแรงตั้งฉากที่ต่ำกว่าการทดลองค่อนข้างมากในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่า 0.60R

ในรูปที่ 7.20 แสดงการสอบเทียบโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่ใช้แบบจำลองการปรับแก้ค่าแรงยกและแรงต้านที่พัฒนาขึ้นนี้ (Present method) กับกังหันลมชนิด 3 ใบพัด รุ่น NREL Phase III พบว่า สามารถทำนายค่ากำลังงาน ได้ใกล้เคียงกับข้อมูลการทดลองของ NREL ได้ดี โดยเฉพาะที่ความเร็วลมสูงซึ่งการคำนวณด้วยค่าจากแผนอากาศ 2 มิติ ให้ผลต่ำกว่าการทดลองมาก

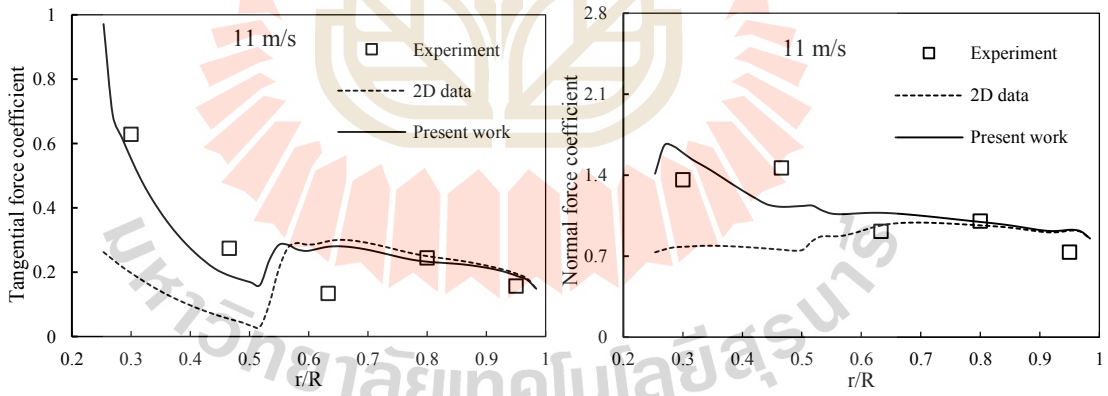
ในรูปที่ 7.21 เปรียบเทียบค่ากำลังงานของใบพัดกังหันลมที่รับเพิ่มมุมบิด 5 องศา ในช่วงระยะรัศมี 0.45-0.75R ของความยาวใบ (ใบพัด TW+5) ซึ่งผลการคำนวณ CFD ของใบพัดแสดงไว้ในบทที่ 6 ในรูปที่ 6.6 โดยในรูปที่ 7.21 นี้ จะเห็นว่า ผลการคำนวณใบพัด TW+5 ด้วยโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่พัฒนาขึ้นนี้ (TW+5 rotor, BEM) ทำนายค่ากำลังงานได้สอดคล้องกับการคำนวณ CFD (TW+5 rotor, CFD) ได้ดี และมีแนวโน้มของค่ากำลังงานไปในทิศทางเดียวกัน กล่าวคือ เมื่อเปรียบเทียบผลของใบพัด TW+5 (เส้นกราฟ TW+5 rotor, BEM) กับผลการคำนวณ BEM กับใบพัดต้นแบบ (Baseline rotor, BEM) ในช่วงความเร็วลม 5-7 m/s ใบพัดให้ค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ส่วนที่ความเร็วลม 10-20 m/s ให้ค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบ และทำนายค่ากำลังงานที่สูงขึ้นมาจากใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 13 m/s เช่นเดียวกับในกรณีการคำนวณ CFD



(a) $V_0 = 7 \text{ m/s}$

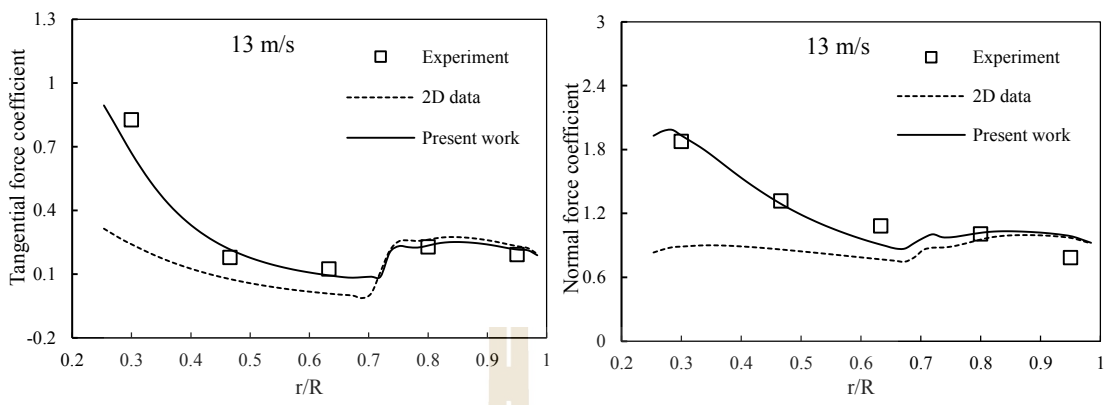


(b) $V_0 = 9 \text{ m/s}$

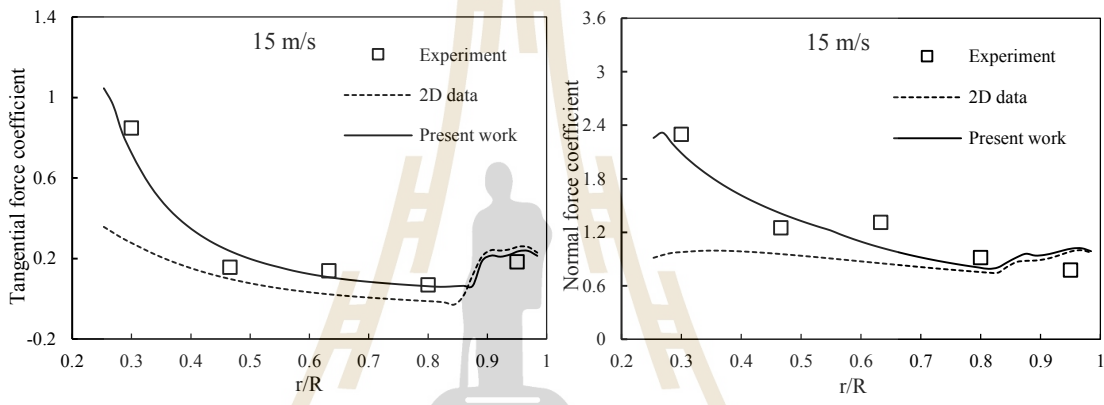


(c) $V_0 = 11 \text{ m/s}$

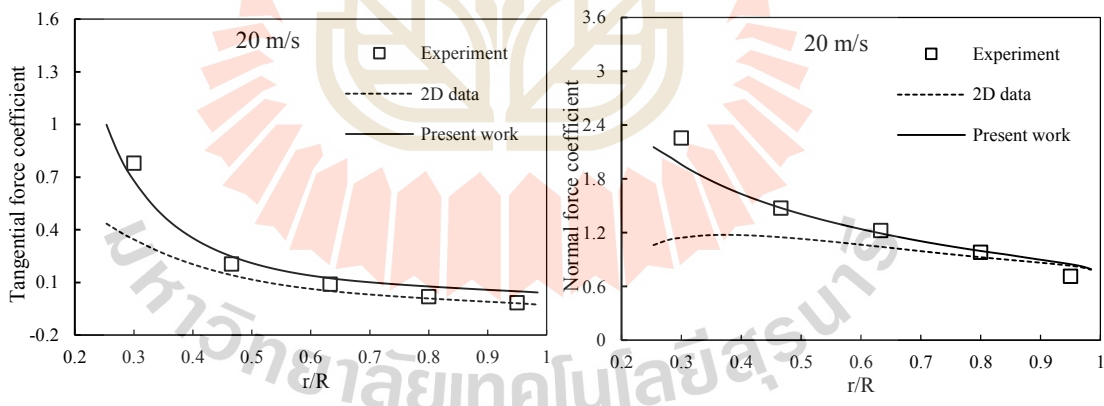
รูปที่ 7.18 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของกังหันลมจากวิธี BEM กับข้อมูลการทดลอง



(a) $V_0 = 13 \text{ m/s}$

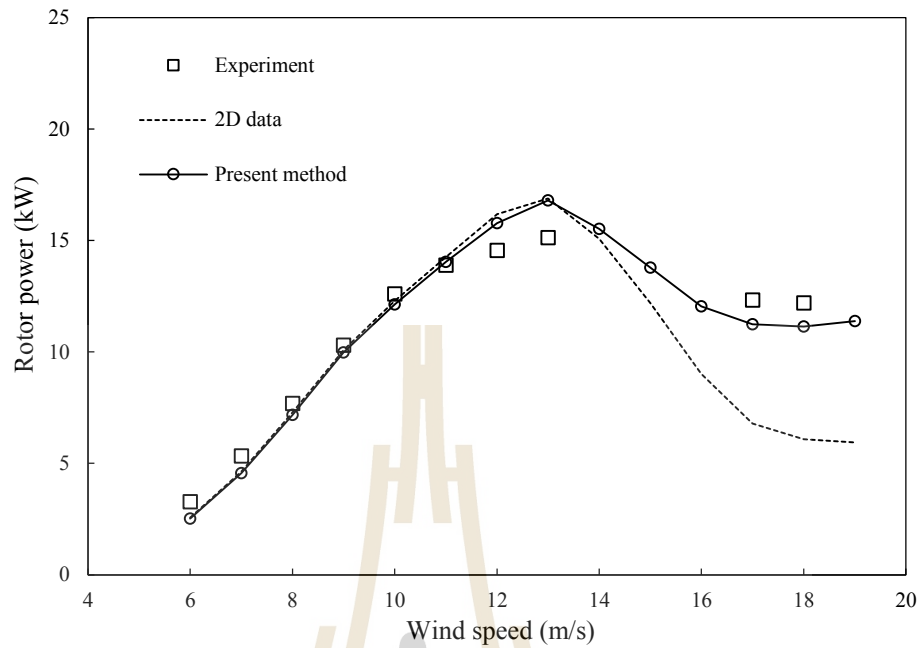


(b) $V_0 = 15 \text{ m/s}$

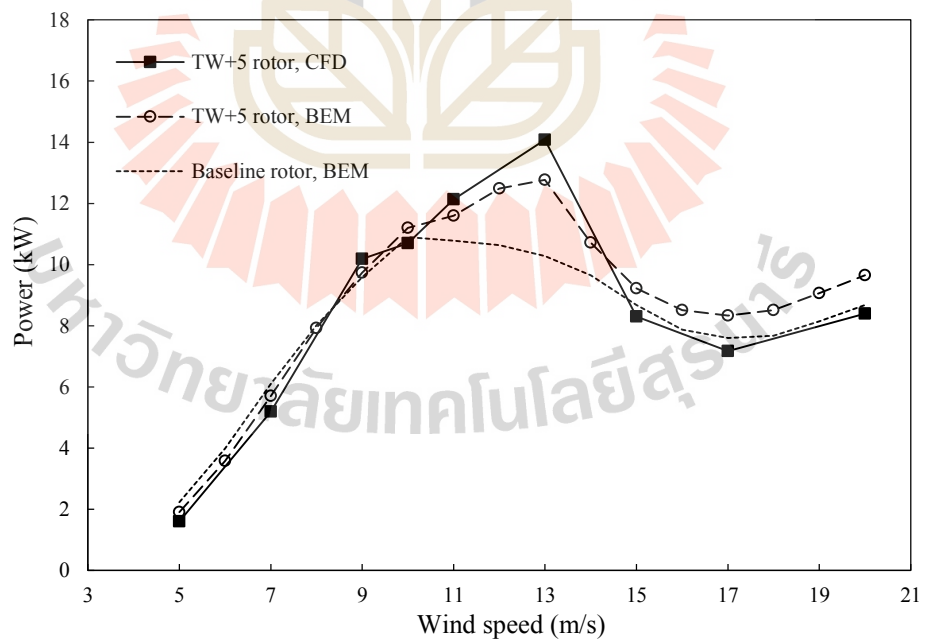


(c) $V_0 = 20 \text{ m/s}$

รูปที่ 7.19 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงแนวสัมผัสและแรงตั้งฉากของกังหันลมจากวิธี BEM กับข้อมูลการทดลอง (ต่อ)



รูปที่ 7.20 กำลังงานของกังหันลม NREL Phase III จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่
เปรียบเทียบกับผลการทดลอง



รูปที่ 7.21 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัด TW+5 จากวิธี BEM ที่ปรับปรุงแบบจำลองใหม่
กับการจำลอง CFD

7.4 บทสรุป

จากการทดสอบแบบจำลอง Stall delay ต่าง ๆ ในการจำลองแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่รัศมีต่าง ๆ ของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI และใบพัดที่ปรับมุมบิดช่วงกึ่งกลางใบพัดพบว่า ยังไม่มีแบบจำลองใดที่จำลองพฤติกรรม Stall delay ได้แม่นยำโดยสมบูรณ์ แต่ก็สามารถใช้จำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านได้ดีพอใช้ในระดัหนึ่ง สิ่งที่ต้องปรับปรุงในแบบจำลองต่าง ๆ นอกจากขนาดของการขยายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกใน 3 มิติ ที่มีค่าเพิ่มขึ้นหรือลดลงจากค่าแพนอากาศ 2 มิติแล้ว ควรเพิ่มการจำลองการเลื่อนมุมปะทะของการ Stall ไปจากมุมปะทะของแพนอากาศ 2 มิติ นอกจากนี้แบบจำลองส่วนใหญ่ โดยเฉพาะแบบจำลองในกลุ่มที่นิยามสมการอ้างอิงกับผลต่างของแรงยกของแพนอากาศใน 2 มิติกับแรงยกจากทฤษฎีอุดมคติ อาทิเช่น แบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen, Snel et al., Du and Selig, และ Lindenburg จะมีข้อจำกัดการใช้งานที่มุมปะทะสูง

สำหรับแบบจำลองการปรับปรุงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดที่ได้พัฒนาขึ้นนี้ และนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.3 ตามสมการที่ 7.1 ถึง 7.6 ซึ่งใช้ปรับปรุงกับแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen ที่ได้ปรับค่าคงที่ของสมการ f_{CL} ใหม่ เป็น $a=3, h=1.9, n=4$ และค่าคงที่ของสมการ f_{CD} ใหม่ เป็น $a=3, h=0.8$ และ $n=4$ เมื่อนำมาใช้ร่วมกับ โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่มีการปรับแก้ด้วยแบบจำลองเสริมต่าง ๆ กล่าวคือ การปรับแก้การสูญเสียที่ปลายใบด้วยแบบจำลองที่นำเสนอ โดย Glauret (1935) การปรับแก้ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำแนวแกนด้วยแบบจำลองของ Buhl (2005) การปรับแก้ค่าแฟคเตอร์เหนี่ยวนำเชิงมุมด้วยสมการที่ 3.33 การปรับแก้ผลของอัตราส่วนความยาวใบหลังการ Stall เต็มตัวของ Viterna and Corrigan (1981) กับข้อมูลแพนอากาศ 2 มิติ ผลที่ได้พบว่า โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ที่พัฒนาขึ้นนี้ สามารถทำนายค่ากำลังงานและแรงผลักของกังหันลมที่แม่นยำสอดคล้องกับข้อมูลการทดลองได้ดี รวมทั้งให้ลักษณะการกระจายแรงตลอดความใบพัดที่มีแนวโน้มสอดคล้องกับการทดลองได้เป็นอย่างดีเช่นกัน

บทที่ 8

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

งานวิจัยนี้ได้ใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในการศึกษาคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลมต้นแบบ (กังหันลม NREL Phase VI) และใบพัดที่ทำการปรับปรุงมุมบิดใหม่ รวมทั้งได้พัฒนาโปรแกรมสำหรับออกแบบและประเมินประสิทธิภาพกังหันลมบนพื้นฐานของทฤษฎี BEM สามารถสรุปผลการวิจัยและประมวลข้อเสนอแนะประเด็นที่น่าศึกษาค้นคว้าต่อไปในอนาคตได้ดังต่อไปนี้

8.1 บทสรุป

- ในการสอบเทียบการคำนวณ CFD และแบบจำลองความปั่นป่วน พบว่า พจน์การจำกัดความหนืดปั่นป่วนในแบบจำลอง $k-\omega$ SST มีผลต่อความแม่นยำของการคำนวณเป็นอย่างมาก ซึ่งแบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ถูกปรับลดค่าการจำกัดความหนืดปั่นป่วนจากค่ามาตรฐานเดิมของแบบจำลอง ($a_1 = 0.31$) ให้มีค่าอยู่ในช่วง 0.29–0.30 สามารถให้ผลการทำนายการไหลผ่านแพนอากาศ 2 มิติ ที่แม่นยำสอดคล้องกับการทดลองได้ดีกว่าค่าเดิม สำหรับในกรณีใบพัดกังหันลม 3 มิติที่กำลังหมุน แบบจำลอง $k-\omega$ SST ที่ใช้ค่า a_1 อยู่ในช่วง 0.29–0.30 สามารถทำนายค่ากำลังงานของกังหันลมในช่วง Rated power ได้แม่นยำสอดคล้องกับการทดลองได้ดี แต่ความแม่นยำจะลดลงที่ความเร็วลมสูง

- ในการศึกษาพฤติกรรมการไหลผ่านใบพัดกังหันลม NREL Phase VI ด้วยการจำลอง CFD พบว่า อิทธิพลจากการหมุนทำให้แพนอากาศใบพัดใน 3 มิติ เกิดพฤติกรรมหน่วงการปัด (Stall delay) ซึ่งแพนอากาศใบพัดสามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงกว่าแพนอากาศใน 2 มิติ และเกิดการ stall ที่มุมปะทะสูงกว่าอีกด้วย โดยเฉพาะแพนอากาศที่รัศมีช่วง inboard ของใบ ทั้งนี้การคำนวณ CFD สามารถใช้ศึกษารายละเอียดต่าง ๆ ของการไหลได้เป็นอย่างดี

- ในการประเมินมุมปะทะของใบพัด พบว่า วิธี inverse BEM กับวิธีอาศัยความเร็วลมเหนี่ยวนำแนวแกนด้วย CFD สามารถใช้งานได้ดีทั้ง 2 วิธี ซึ่งกราฟสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในฟังก์ชันมุมปะทะที่ได้จากทั้ง 2 วิธี มีความใกล้เคียงกัน โดยมุมปะทะจากทั้ง 2 วิธี จะมีความแตกต่างกันมากขึ้นกับแพนอากาศที่ระยะเข้าใกล้โคนใบพัด

- ในส่วนของการศึกษาสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดที่ทำการปรับปรุงมุมบิดใหม่ในลักษณะเพิ่มหรือลดแบบโค้งสมมาตรรอบมุมบิดเดิมของใบพัดต้นแบบ ที่ช่วงรัศมีใด ๆ ของใบพัด พบว่า อิทธิพลของมุมบิดที่เปลี่ยนไปส่งผลกระทบต่อการใช้โหลด และคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัด ซึ่งการปรับปรุงมุมบิดที่เหมาะสมสามารถช่วยเพิ่มกำลังงาน ประสิทธิภาพ และงานรายปีของกังหันลมได้ โดยใบพัดที่เพิ่มมุมบิดในลักษณะโค้งตัวขึ้นสมมาตรจากใบพัดต้นแบบที่ช่วงระยะ inboard และระยะกลางใบ แสดงศักยภาพที่ดี โดยสามารถให้กำลังงานได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ (โดยเฉพาะช่วงความเร็วลม 10-13 m/s ที่มีความถี่ของพลังงานลมสูง) และสามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ ซึ่งการเพิ่มมุมบิดในลักษณะโค้งตัวขึ้นนี้ ช่วยให้แพนอากาศที่ระยะหลังจุดปรับเพิ่มมุมบิดสูงสุด เกิดการไหลแยกตัวจากผิวล่าง และเกิดการหน่วงของการ stall ทำให้แพนอากาศมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงขึ้นกว่าแพนอากาศใบพัดต้นแบบ ส่วนในกรณีใบพัดที่ทำมุมบิดลดลงแบบโค้งสมมาตรจากใบพัดต้นแบบ แพนอากาศในช่วงระยะรัศมีต่ำกว่าจุดลดมุมบิดสูงสุด สามารถให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงขึ้นจากใบพัดต้นแบบ แต่แพนอากาศที่ระยะรัศมีสูงกว่าจุดลดมุมบิดสูงสุดขึ้นไป จะเกิดการไหลแยกตัวจากผิวสูงกว่า และมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ลดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ซึ่งผลจากการศึกษาการปรับเปลี่ยนมุมบิดนี้สามารถใช้เป็นแนวทางในการออกแบบมุมบิดใบพัดได้ต่อไปในอนาคต รวมทั้งสามารถใช้เป็นแนวทางในการพัฒนาแบบจำลองหน่วงการป้อนหรือแบบจำลองค่าแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศเพื่อนำไปปรับใช้กับวิธีเชิงทฤษฎีได้ต่อไปในอนาคต

- ในส่วนของโปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM และแบบจำลองการปรับปรุงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศใบพัดที่ได้พัฒนาขึ้นนี้ พบว่า สามารถช่วยให้โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM ทำนายกำลังงานและแรงผลึกของใบพัดกังหันลมที่แม่นยำสอดคล้องกับข้อมูลการทดลองได้เป็นอย่างดี รวมทั้งให้ลักษณะของการกระจายแรงตลอดความใบพัดที่มีแนวโน้มสอดคล้องกับการทดลองได้ดีพอสมควร

8.2 ข้อเสนอแนะ

- งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาเฉพาะอิทธิพลจากการปรับเปลี่ยนมุมบิดใหม่ โดยกำหนดความกว้างคอร์ดแพนอากาศเท่ากับใบพัดต้นแบบทุกประการ ดังนั้น ประเด็นหนึ่งที่น่าสนใจศึกษาในอนาคต คือ อิทธิพลของการเปลี่ยนแปลงความกว้างคอร์ดในแต่ละระยะรัศมี (Blade taper) เนื่องจากเป็นที่ปรากฏชัดว่า การไหลในทิศรัศมีของการไหลแยกตัวจากผิวนั้นมีผลกระทบต่อคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศใบพัด

- สำหรับแบบจำลองการปรับแก้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ได้นำเสนอนี้ แม้ว่า จะใช้งานดีและมีความแม่นยำดีในระดับหนึ่ง แต่ในอนาคตอาจจะต้องพัฒนาให้มีแม่นยำมากขึ้น โดยเฉพาะในเรื่องของแบบจำลองการเลื่อนมุมปะทะของการ stall และมุมปะทะที่อัตราส่วนแรงยก ต่อแรงต้านเริ่มเข้าสู่ค่าจากทฤษฎีแผ่นเรียบของแพนอากาศใบพัดในแต่ละระยะรัศมี ซึ่งมีมุมปะทะ การ stall ที่ต่างกันในแต่ละระยะรัศมี

- วิธีการปรับปรุงการจำลองค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ได้นำเสนอในงานวิจัยนี้ (ในบทที่ 7 หัวข้อ 7.3) สามารถใช้ร่วมกับแบบจำลองหน่วยงานป้อนอื่น ๆ นอกเหนือจากแบบจำลอง Chaviaropoulos and Hansen (2000) ได้ด้วยเช่นกัน แต่อาจจำเป็นต้องปรับค่าคงที่ของแบบจำลองใน บางตัวแปรใหม่ และแบบจำลองนั้นควรมีทั้งสมการแรงยกและแรงต้าน ซึ่งจากการศึกษา เมื่อได้ ทดสอบใช้ร่วมกับแบบจำลอง Du and Selig (1998) โดยใช้ค่าคงที่ $a=1$, $b=1.1$, $d=1$ สำหรับสมการ f_{CL} และใช้ค่าคงที่ $a=2$, $b=0.5$, $d=1$ สำหรับสมการ f_{CD} พบว่า ช่วยให้โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM สามารถทำนายค่ากำลังงานได้แม่นยำสอดคล้องกับการทดลองได้ดี และแม่นยำกว่าการคำนวณด้วย แบบจำลองเดิมที่ไม่ใช้การปรับแก้

รายการอ้างอิง

- ชโลธร ธรรมแท้ และทวิช จิตรสมบูรณ์ (2551). SuWiT โปรแกรมเพื่อการออกแบบและประเมิน
กังหันลม. การประชุมเชิงวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทยครั้งที่ 4, จังหวัด
นครปฐม: คณะวิศวกรรมศาสตร์และ เทคโนโลยีอุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยศิลปากร
- ชโลธร ธรรมแท้ และ ทวิช จิตรสมบูรณ์ (2552). แบบจำลองความปั่นป่วนที่ปรับปรุงใหม่เพื่อ
ทำนายการไหลผ่านกังหันลม, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่ง
ประเทศไทย ครั้งที่ 4, จังหวัดเชียงใหม่
- ชโลธร ธรรมแท้ (2552). กระบวนการเชิงตัวเลขที่แม่นยำ เพื่อสอบเทียบการออกแบบกังหันลมเชิง
ทฤษฎี, วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิตสาขาวิศวกรรมเครื่องกล,
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- ANSYS FLUENT. (2009). Theory Guide. ANSYS, Inc.
- 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.
- Baldwin, B.S., and Lomax, H. (1978). Thin-layer approximation and algebraic model for separated
turbulent flows. **AIAA Journal**: 78-257.
- Banks, W. and Gadd, G. (1963). Delaying effect of rotation on laminar separation. **AIAA Journal**
1: 941-942.
- Bertagnolio F., Sørensen N N., Johansen J., and Fuglsang P. (2001). Wind Turbine Airfoil Catalog.
Risø-R-1280(EN), Risø National Laboratory.
- Betz, A. (1920). Das Maximum der theoretisch möglichen Ausnützung des Windes durch
Windmotoren. **Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen**. 26:307-309.
- 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
- 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.

- 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. DUTIVW- 93065R, Delft University of Technology, Delft.
- Butterfield, C.P., Musial, W.P., and Simms, D.A. (1992). Combined experiment PHASE I. Final report/NREL TP-257-4655.
- Chaviaropoulos, P.K. and Hansen, M.O.L. (2000). Investigating Three-Dimensional and Rotational Effects on Wind Turbine Blades by Means of a Quasi-3D Navier-Stokes Solver. **Journal of Fluids Engineering**. 122: 330-336.
- Chow, R. and van Dam, C.P. (2012). Computational investigations of blunt trailing-edge and twist modifications to the inboard region of the NREL 5 MW rotor. **Wind Energy**. 16: 445–458
- Corrigan, J. and Schillings, J. (1994). Empirical model for stall delay due to rotation. **American Helicopter Society Aeromechanics Specialist Meeting**, San Francisco, CA.
- Corten, GP. (2001). Flow separation on wind turbine blades. **PhD Thesis**. University of Utrecht.
- Coakley, T. J. (1983). Turbulence Modeling Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations, **AIAA Paper**. 83-1693.
- Du, Z. and Selig, M. (1998). A 3-D stall-delay model for horizontal axis wind turbine performance prediction, **AIAA Paper**. No. 98-0021
- Du, Z. and Selig, M.S. (2000). The effect of rotation on the boundary layer of a wind turbine blade. **Renewable Energy**. 20: 167-181.
- Dumitrescu, H. and Cardos, V. (2004). Rotational effects on the boundary-layer flow in wind turbines. **AIAA journal**. 42: 408-411.
- Dumitrescu, H. and Cardos, V. (2009). Inboard boundary layer state on wind turbine blades, **ZAMM**, Vol. 89, No. 3, pp. 163-173.
- Dumitrescu, H. and Cardos, V. (2011). Inboard Stall Delay Due to Rotation. **Fundamental and Advanced Topics in Wind Power**. Dr. Rupp Carriveau (Ed.), ISBN: 978-953-307-508-2
- Durbin, P. A. (1996). On the k- Stagnation Point Anomaly. **International Journal of Heat and Fluid Flow**. Vol. 17, No. 1, pp. 89–90.
- Eggers, A. J., Chaney, K., and Digumarthi, R. (2003). An assessment of approximate modeling of aerodynamic loads on the UAE rotor. **In 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. Reno, NV, AIAA-2003-0868.

- Freris, L.L. (1990). **Wind Energy Conversion Systems**. Englewood Cliffs: Prentice Hall International (UK) Ltd.
- Froude, R.E. (1878). On the Elementary Relation between Pitch, Slip, and Propulsive Efficiency. **Transactions of the Institution of Naval Architects**. Vol. 19: pp. 47-57.
- Froude, R. E. (1889). On the Part Played in Propulsion by Differences of Fluid Pressure. **Transactions of the Institution of Naval Architects**. Vol. 30: pp. 390–405.
- Giguere, P. and Selig, M. (1999). Design of a tapered and twisted blade for the NREL combined experiment rotor. NREL/SR. 500-26173.
- Glauert, H. (1926). The analysis of experimental results in the windmill brake and vortex ring states of an airscrew. **ARCR R&M 1926 (1026)**.
- Glauert, H. (1935). Airplane Propellers. **Aerodynamic Theory (W. F. Durand, ed.)**. Berlin: Springer Verlag.
- Gonzalez, A. and Munduate, X. (2008). Three-dimensional and rotational aerodynamics on the NREL phase VI wind turbine blade. **Journal of Solar Energy Engineering**. 130: 031008.
- Gross, A., Fasel, H.F., Friederich, T., and Kloker, M.J. (2012). Numerical investigation of rotational augmentation for S822 wind turbine airfoil. **Wind Energy**. 15(8): 983–1007.
- Guntur, S., Bak, C., and Sørensen, N. (2011). Analysis of 3D stall models for wind turbine blades using data from the MEXICO experiment. **Proceedings of 13th International Conference on Wind Engineering, International Association for Wind Engineering (IAWE)**. Amsterdam, the Netherlands.
- Guntur, S. and Sørensen, N. (2012). An evaluation of several methods of determining the local angle of attack on wind turbine blades. **In Proceedings of the Science of Making Torque from Wind 2012**. Oldenburg (Oldb), Germany.
- Guntur, S. (2013). A Detailed Study of the Rotational Augmentation and Dynamic Stall Phenomena for Wind Turbines. **PhD thesis, DTU Vindenergi**.
- Guntur, S. and Sørensen, N. N. (2014). A study on rotational augmentation using CFD analysis of flow in the inboard region of the MEXICO rotor blades. **Wind Energy**. 745–756.
- Hand M.M., Simms D.A., Fingersh L.J., Jager D.W., Cotrell J.R., Schreck S., and Larwood S.M. (2001). Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns. Technical Report NREL/TP-500-29955. NREL, USA.

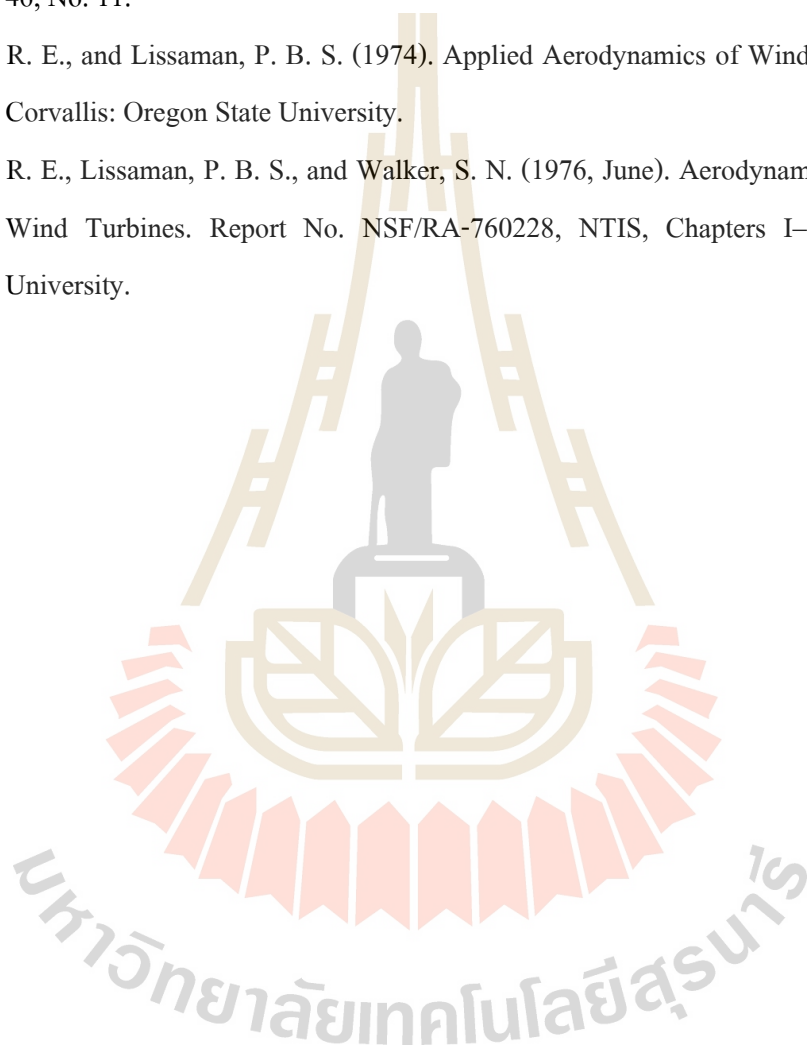
- Hansen, M., Sørensen, N., Sørensen, J., and Michelsen, J. (1997). Extraction of lift, drag and angle of attack from computed 3D viscous flow around a rotating blade. **In Proceedings of the Scientific from European Wind Energy Conference (EWEC)**. pp. 499–501. Dublin.
- Harris, F. (1966). Preliminary study of radial flow effects on rotor blades. **Journal of the American Helicopter Society**. 11: 1.
- Herráez, I., Stoevesandt, B., and Peinke, J. (2014). Insight into Rotational Effects on a Wind Turbine Blade Using Navier–Stokes Computations. **Energies**. 6798–6822.
- Himmelskamp, H. (1947). Profile investigations on a rotating airscrew. MAP Volkenrode, **Reports and Translation**. 832.
- Janiszewska, J., Ramsay, R., Hoffmann, M.J., and Gregorek, G.M. (1996). Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S814 Airfoil. Airfoil Performance Report, Revised (12/99), National Renewable Energy Laboratory, USA.
- Johansen, J. and Sørensen, N.N. (2004). Airfoil characteristics from 3D CFD rotor computations. **Wind Energy**. 7:283–294.
- 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.
- Lanzafame, R., and Messina, M. (2007). Fluid dynamics wind turbine design: Critical analysis, optimization and application of BEM theory. **Renew Energy** 32(14): 2291-2305.
- Langtry, R.B., and Menter, F.R. (2009). Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. **AIAA Journal**, Vol. 47, No. 12, pp. 2894-2906.
- Lauder, B.E., and Sharma, B. (1974). Application of the energy dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disk. **Letters in Heat and Mass Transfer**. 1: 131-138.
- Laino, D.J., Hansen, A.C. and Minnema, J.E. (2002) Validation of the AeroDyn Subroutines using NREL unsteady aerodynamics experiment data. **Wind Energy**. 5:227–244.
- Lindenburg, C. (2003). Investigation into rotor blade aerodynamics. Technical Report ECN-C-03-025. Petten, Netherlands.
- Lindenburg, C. (2004). Modelling of rotational augmentation based on engineering considerations and measurements. **European Wind Energy Conference**. London.

- Madsen, H. and Christensen, H. (1990). On the relative importance of rotational, unsteady and three-dimensional effects on the HAWT rotor aerodynamics. **Wind Engineering**, 14 (6): pp. 405-415.
- Manwell, J. F., McGowan J.G. and Rogers A.L. (2002). **Wind Energy Explained**. John Wiley & Son.
- McCroskey, W. and Yaggy, P. (1968). Laminar boundary layers on helicopter rotors in forward flight, **AIAA Journal**, 6(10): 1919–26.
- McCroskey, W. (1971). Measurements of boundary layer transition, separation and streamline direction on rotating blades. Technical Report TN D-6321, NASA.
- Menter, F. R. (1993). Zonal two equation $k - \omega$ turbulence models for aerodynamic flows. **AIAA Paper**, 93-2906.
- Menter, F. R. (1994). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. **AIAA Journal**, vol. 32, pp. 1598-1605.
- Menter, F. R., Kuntz, M. and Langtry, R. (2003). Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. In: Hanjali_c, K., Nagano, Y., Tummars, M. (Eds.), **Turbulence, Heat and Mass Transfer 4**, Begell House, pp. 625-632.
- Moriarty, P.J., and Hansen, A.C. (2005, January). AeroDyn theory manual. National Renewable Energy Lab. NREL/EL-500-36881. Golden, CO.
- Moore, J. G., and Moore, J. (1999). Realizability in Two-Equation Turbulence Models. **AIAA 30th Fluid Dynamics Conference**. Norfolk, Paper No. AIAA-1999-33729.
- Prandtl, L. (1925). Bericht über Untersuchungen zur ausgebildeten Turbulenz. **Z. Angew. Math. Mech.** 5 (1): 136-139.
- Prandtl, L. and Betz, A. (1927). Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik. **Göttinger Nachr**, Göttingen. 88-92.
- Rankine, W.J.M. (1865). On the Mathematical Principles of the Action of Propellers. **Transactions, Institute of Naval Architects**. 6: 13-30.
- Reuss Ramsay, R., Hoffman, M.J., and Gregorek, G.M. (1995). Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S809 Airfoil. NREL/TP-442-7817. Golden, CO: NREL.

- Ronsten, G. (1992). Static pressure measurements on a rotating and a non-rotating 2.375m wind turbine blade. Comparison with 2D calculations. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**. 39, 105–118.
- Sant, T. (2007). Improving BEM-based aerodynamic models in wind turbine design codes. **Ph.D. Thesis**. Technical University of Delft.
- 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 Annex XVIII: ECN-C--02-016.
- Schepers, J.G., Brand, A.J., Bruining, A., et al. (1997, August). Final Report of IEA Annex XIV: Field Rotor Aerodynamics. ECN Report; ECN-C-97-027.
- Schepers, J. G. and Snel, H. (2007). Model Experiments in Controlled Conditions. Final report: ECN-E-07-042. Energy Research Center of the Netherlands.
- Schetz, J. A., and Fuhs, A. E. (1999). **Fundamental of fluid mechanics**. USA: John Wiley & son.
- Schreck, S. (2002). The NREL full-scale wind tunnel experiment. **Wind Energy**. 5:77–84. DOI: 10.1002/we.72.
- Schreck, S. and Robinson, M. (2002). Rotational augmentation of horizontal axis wind turbine blade aerodynamic response. **Wind Energy**. 5: 133-150.
- Schreck, S. and Robinson, M. (2003). Boundary Layer State and Flow Field Structure Underlying Rotational Augmentation of Blade Aerodynamic Response. **Journal of Solar Energy Engineering**. 125: 448-456.
- Schreck, S. J., Sørensen, N. N., and Robinson, M. C. (2007). Aerodynamic structures and processes in rotationally augmented flow fields. **Wind Energy**. 10, 159–178.
- Shen, W.Z., Mikkelsen, R. and Sørensen, J. N. (2005). Tip loss correction for wind turbine computations. **Wind Energy**. 8: 457-475.
- Sicot, C., Devinant, P., Loyer, S., and Hureau, J. (2008). Rotational and turbulence effects on a wind turbine blade. Investigation of the stall mechanisms. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**. 96: 1320-1331.
- 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. (2001). NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: a comparison of predictions to measurements. NREL/TP-500-29494. National Renewable Energy Laboratory, Colorado.
- 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, H.S. Stephens & Associates.
- Snel, H., Houwink, R. and Bosschers, J. (1994). Sectional prediction of lift coefficients on rotating wind turbine blades in stall. Technical Report ECN-C-93-052.
- Somers, D. (1997). Design and experimental results for the S809 airfoil. National Renewable Energy Laboratory. NREL/SR-440-6918.
- 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
- Spalart, P.R., and Allmaras, S.R. (1992). A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. **AIAA Paper**. 92-0439.
- Tangler J.L., and Selig M. (1997). An evaluation of an empirical model for stall delay due to rotation for HAWTs. NREL/CP 440-23258.
- Tangler J.L. (2004). Insight into wind turbine stall and post-stall aerodynamics. **Wind Energy**. 7: 247-260.
- Tangler, J.L. and Kocurek, J.D. (2004). Wind Turbine Post-Stall Airfoil Performance Characteristics Guidelines for Blade-Element Momentum Methods. Technical Report NREL/CP-500-36900. National Renewable Energy Laboratory, Colorado.
- Thivet, F., Knight, D. D., Zheltovodov, A. A. and Maksimov, A. I. (2001). Importance of limiting the turbulent stresses to predict 3D shock-wave/ boundary-layer interactions. **23rd International Symposium on Shock Waves**. Fort Worth, TX, Paper No. 2761
- Van Rooij, R. and Schepers, J. (2005). The Effect of Blade Geometry on the Normal Force Distribution of a Rotating Blade. **43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting**. Nevada.
- 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.
- Wilcox, D. C. (1993). **Turbulence Modeling for CFD**. 1st edition, DCW Industries, Inc., La Canada CA.
- Wilcox D.C. (2008). Formulation of the $k-\omega$ Turbulence Model Revisited. **AIAA Journal**. Vol. 46, No. 11.
- Wilson, R. E., and Lissaman, P. B. S. (1974). **Applied Aerodynamics of Wind Power Machines**. Corvallis: 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.





ภาคผนวก ก

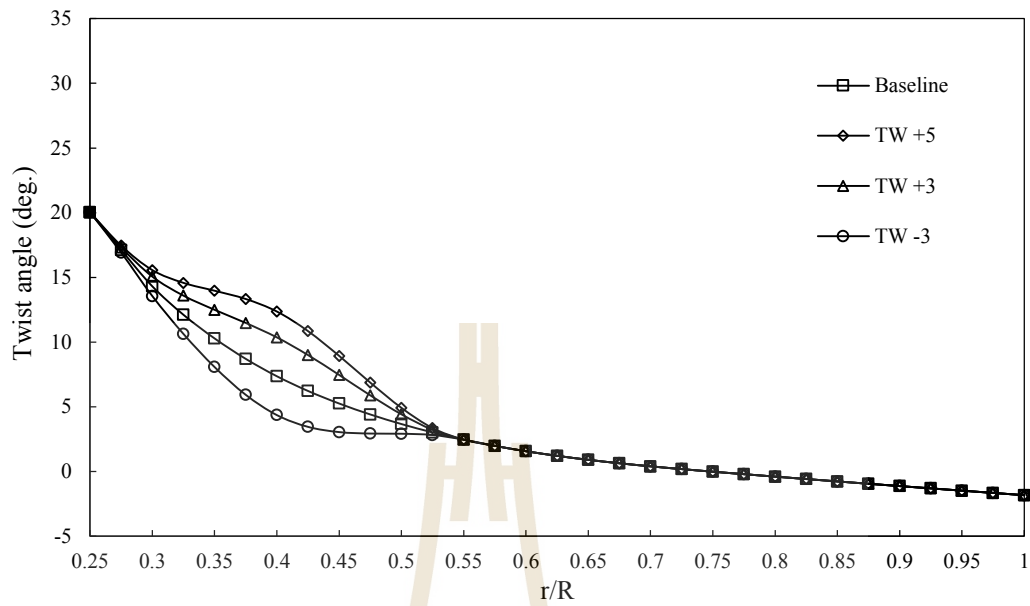
การปรับปรุงมูบิตช่วงระยะรัศมีอื่น ๆ

ก.1 การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 25-55% ของความยาวใบ

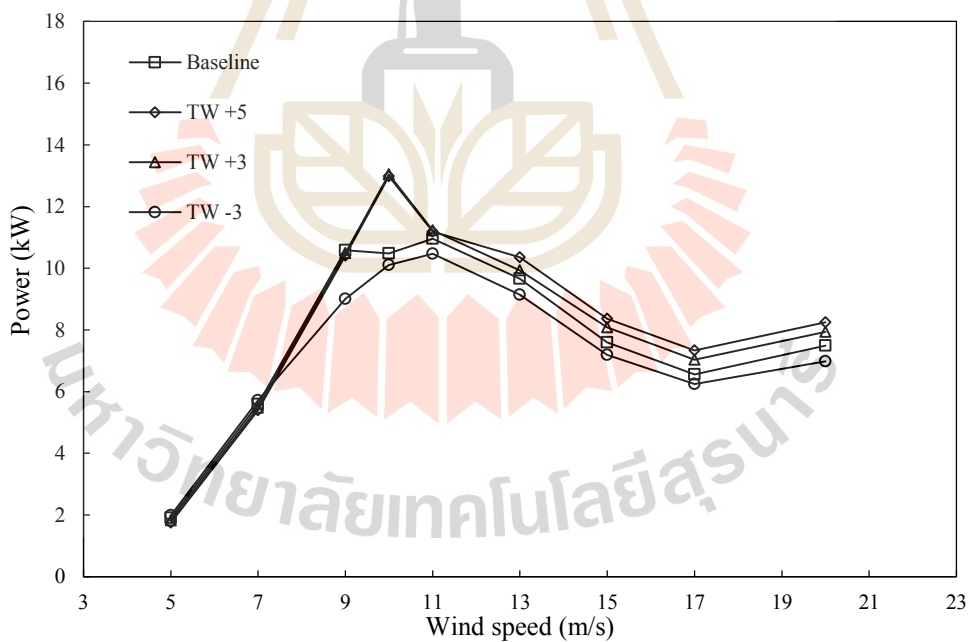
รูปที่ ก.1 แสดงการแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่ทำการออกแบบมุมบิดให้แตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบในช่วงระยะรัศมี $0.25R$ ถึง $0.55R$ (ช่วงระยะ 25-55% ของความยาวใบ) เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยใบพัด TW +5 และ TW +3 นั้นเป็นใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 5 องศา และ 3 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง (ที่ $r/R = 0.40$) ส่วนใบพัด TW -3 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบมากที่สุด 3 องศา ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง

การปรับเปลี่ยนมุมบิดในช่วงรัศมี $0.25-0.55R$ ซึ่งเป็นช่วงระยะ inboard ของใบพัด ในรูปที่ ก.2 และ ก.3 เปรียบเทียบกำลังงานกึ่งหันลม จะพบว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 จะมีค่ากำลังงาน (รวมไปถึงประสิทธิภาพ) ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s โดยที่ความเร็วลม 9 m/s มีกำลังงานลดลงไม่มากนัก ส่วนในช่วงความเร็วลม 10-20 m/s มีค่ากำลังงาน (และประสิทธิภาพ) สูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 10 m/s เป็นความเร็วลมที่ใบพัด TW+3 และ TW+5 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบมากที่สุด โดยมีกำลังงานเพิ่มขึ้นเป็นจำนวน 24.4% และ 23.8% ตามลำดับ ส่วนในกรณีใบพัด TW-3 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ มีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบเฉพาะที่ความเร็วลม 5-7 m/s ส่วนที่ความเร็วลม 9-20 m/s มีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ในรูปที่ ก.4 และ ก.5 เปรียบเทียบค่าแรงผลักและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักของใบพัด จะพบว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงผลักสูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 10 m/s ซึ่งเป็นตำแหน่งความเร็วลมเดียวกันกับที่ได้ค่ากำลังงานสูงขึ้นมากจากใบพัดต้นแบบ

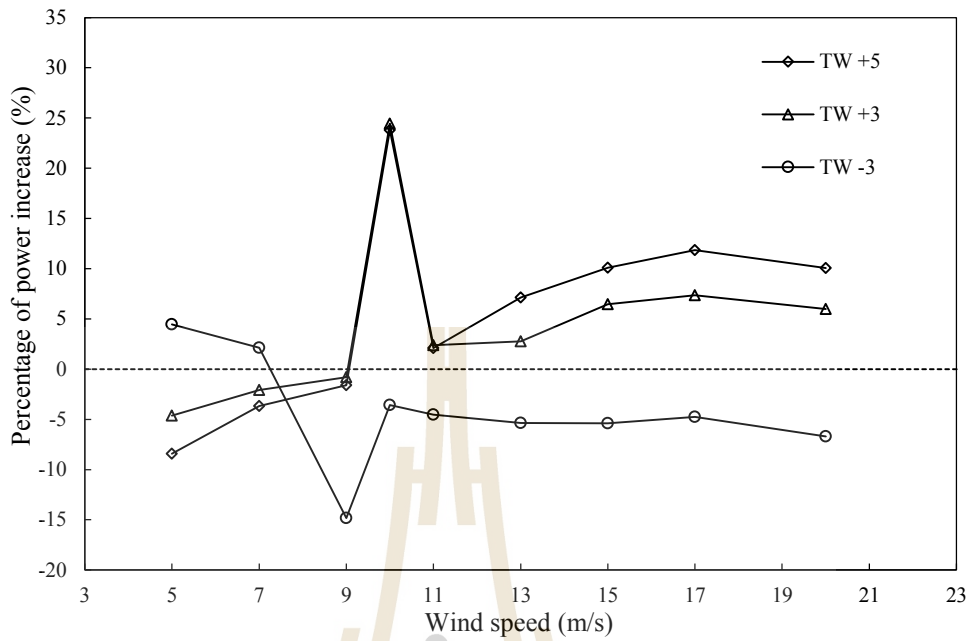
งานรายปีที่กึ่งหันลมผลิตได้เทียบกับใบพัดต้นแบบแสดงในรูปที่ ก.6 และข้อมูลในตารางที่ ก.1 จะพบว่า ใบพัด TW+3 และ TW+5 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบในทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย (AMWS = 5.2-8.2 m/s) โดยใบพัด TW+3 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบเป็นจำนวน 1.771%, 2.979%, 3.690% และ 4.133% ส่วนใบพัด TW+5 ผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบ 0.698%, 2.430%, 3.625% และ 4.490% ตามลำดับ เป็นผลมาจากการเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่สูงกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ความเร็วลม 10 m/s ซึ่งเป็นช่วงที่มีความถี่ของพลังงานลมสูง ผนวกกับที่ช่วงความเร็วลมต่ำ 5-7 m/s นั้นมีกำลังงานลดลงจากใบพัดต้นแบบไม่มากนักเกินไป ส่วนใบพัด TW-3 ซึ่งมีค่ากำลังงานที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบค่อนข้างมากที่ความเร็วลม 9 m/s ส่งผลให้ได้งานรายปีที่ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ



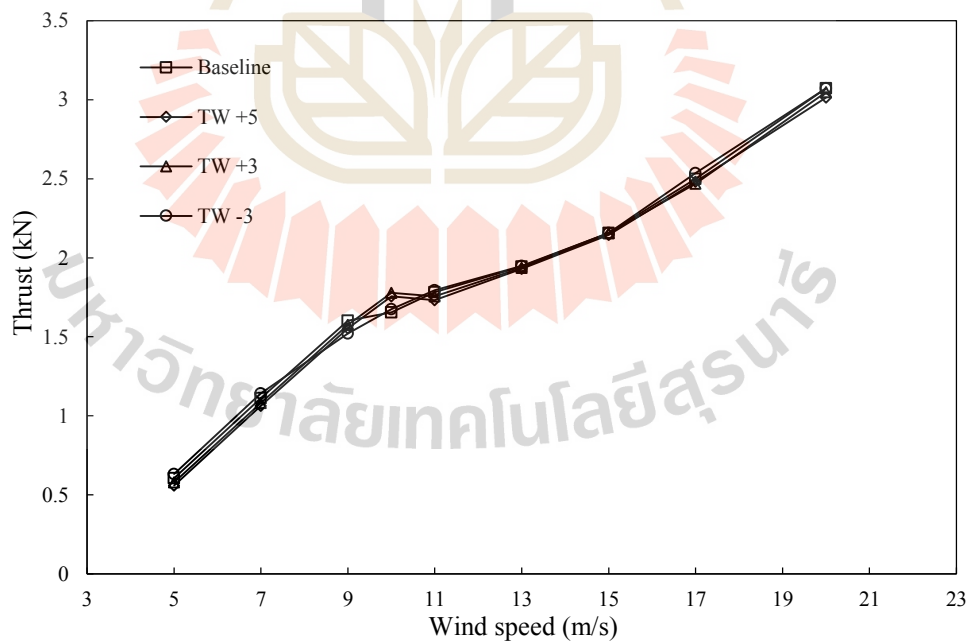
รูปที่ ก.1 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R



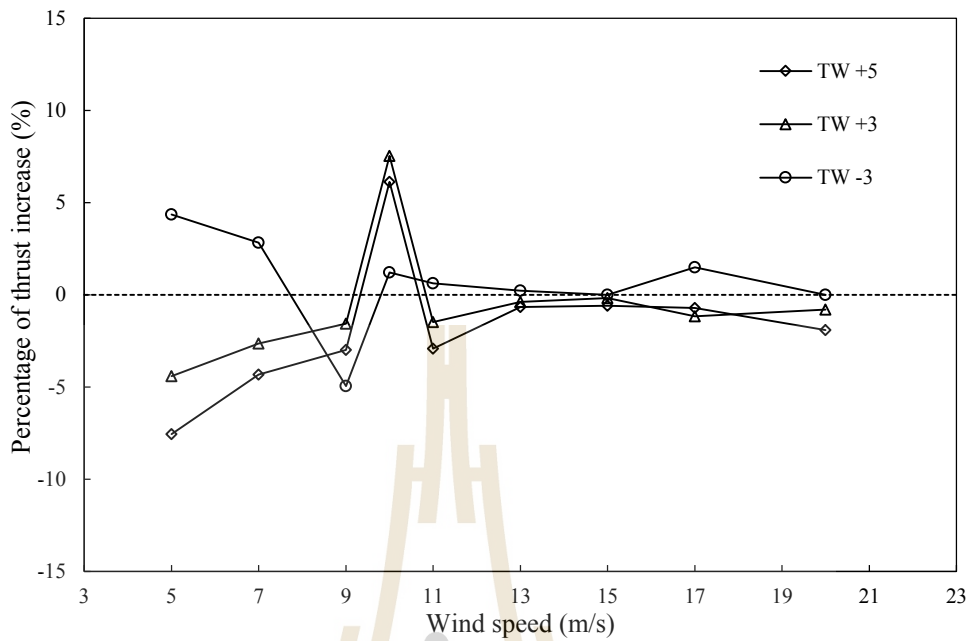
รูปที่ ก.2 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.25-0.55R กับใบพัดต้นแบบ



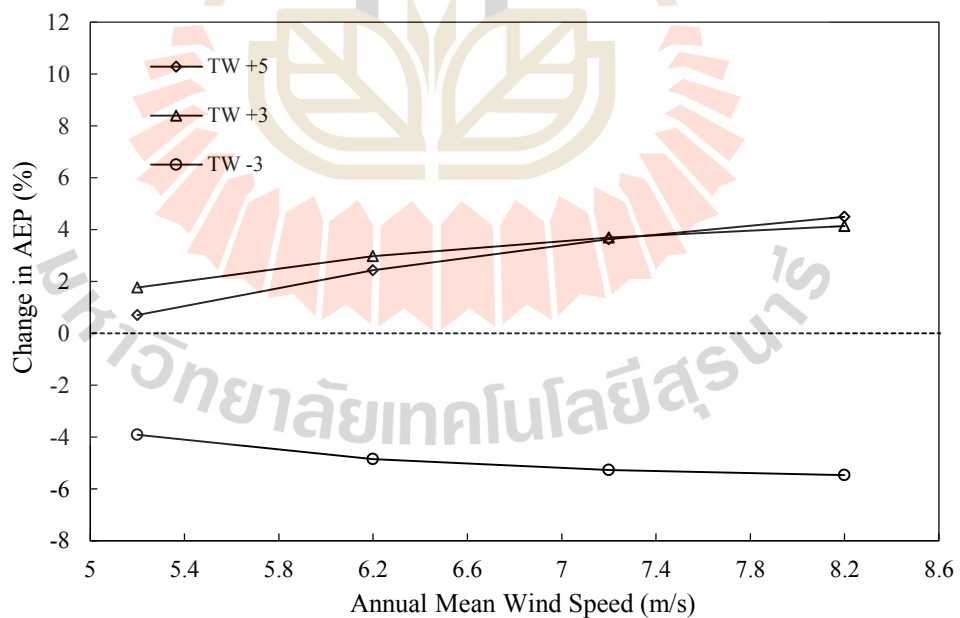
รูปที่ ก.3 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ ก.4 เปรียบเทียบแรงผลักแนวแกนของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ ก.5 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลักดันที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ ก.6 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

ตารางที่ ก.1 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.25-0.55R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

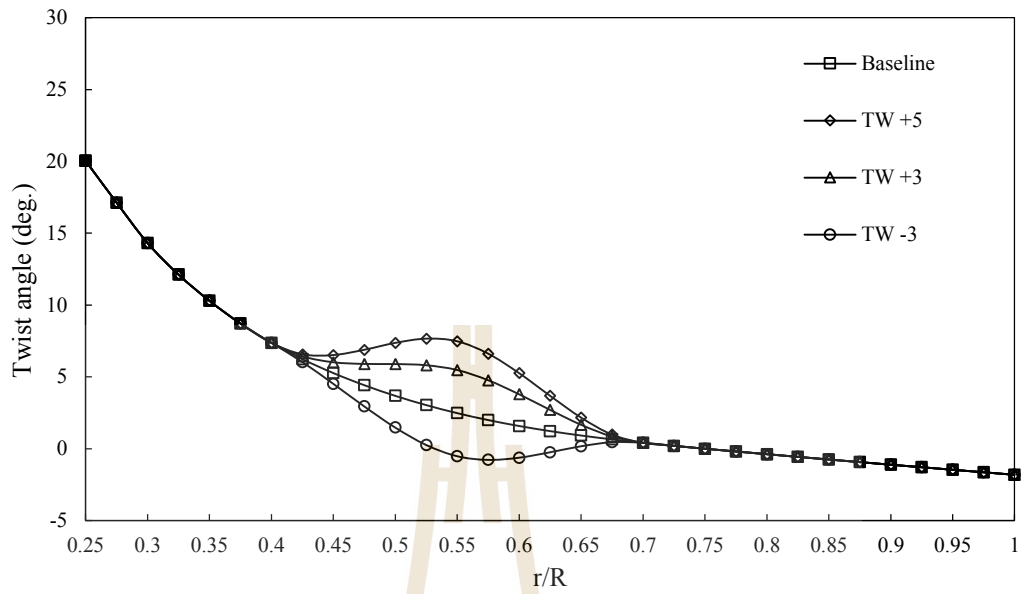
AMWS (m/s)	TW +5		TW +3		TW -3	
	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)
5.2	25.872	0.698	26.147	1.771	24.687	-3.914
6.2	37.320	2.430	37.520	2.979	34.664	-4.860
7.2	46.398	3.625	46.427	3.690	42.411	-5.279
8.2	52.695	4.490	52.515	4.133	47.673	-5.467

ก.2 การปรับปรุงมุมบิดช่วงระยะรัศมี 40-70% ของความยาวใบ

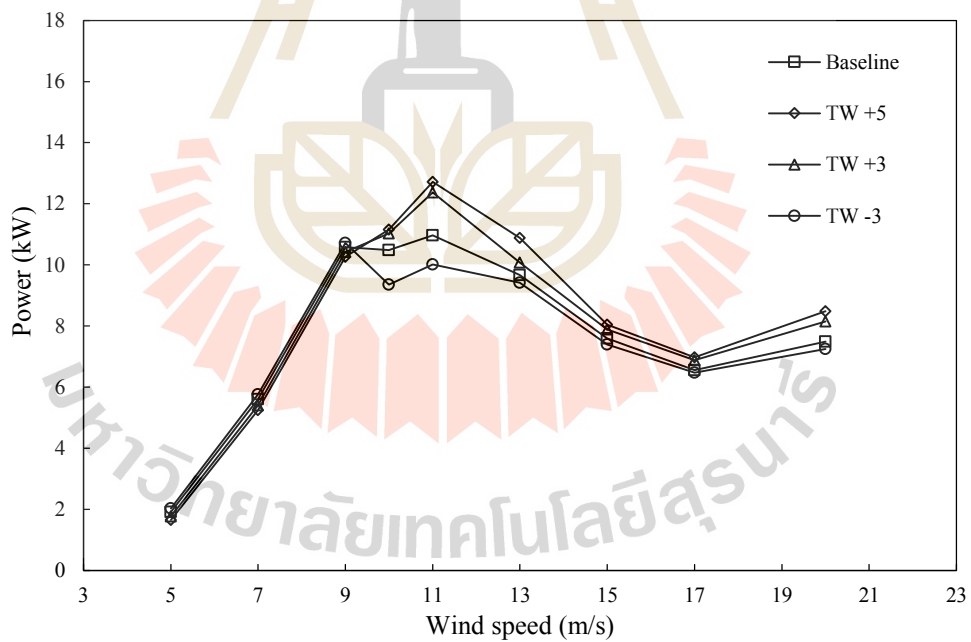
รูปที่ ก.7 แสดงการแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่ทำการออกแบบมุมบิดให้แตกต่างไปจากใบพัดต้นแบบในช่วงระยะรัศมี 0.40R ถึง 0.70R (ระยะ 40-70% ของความยาวใบ) เปรียบเทียบกับใบพัดต้นแบบ โดยใบพัด TW+5 และ TW+3 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดสูงกว่าใบพัดต้นแบบ 5 องศา และ 3 องศา ตามลำดับ ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง (ที่ $r/R = 0.55$) ส่วนใบพัด TW-3 เป็นใบพัดที่ทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ 3 องศา ที่ระยะกึ่งกลางของช่วง

ในรูปที่ ก.8 และ ก.9 เปรียบเทียบกำลังงานของกังหันลม พบว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่ากำลังงาน (รวมไปถึงประสิทธิภาพ) ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบในช่วงความเร็วลม 5-9 m/s โดยที่ความเร็วลม 9 m/s มีกำลังงานลดลงไม่มากนัก ส่วนที่ความเร็วลม 10-20 m/s มีค่ากำลังงาน (และประสิทธิภาพ) สูงกว่าใบพัดต้นแบบ โดยที่ความเร็วลม 11 m/s เป็นความเร็วลมที่ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีกำลังงานเพิ่มขึ้นจากใบพัดต้นแบบมากที่สุด ส่วนใบพัด TW-3 ซึ่งทำมุมบิดต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ มีค่ากำลังงานสูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลม 5-9 m/s ส่วนที่ความเร็วลม 10-20 m/s มีค่ากำลังงานต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ส่วนในรูปที่ ก.10 เปรียบเทียบค่าแรงผลักของใบพัด พบว่า ใบพัด TW+5 และ TW+3 มีค่าแรงผลักสูงกว่าใบพัดต้นแบบเล็กน้อยที่ความเร็วลม 11 m/s และ 20 m/s

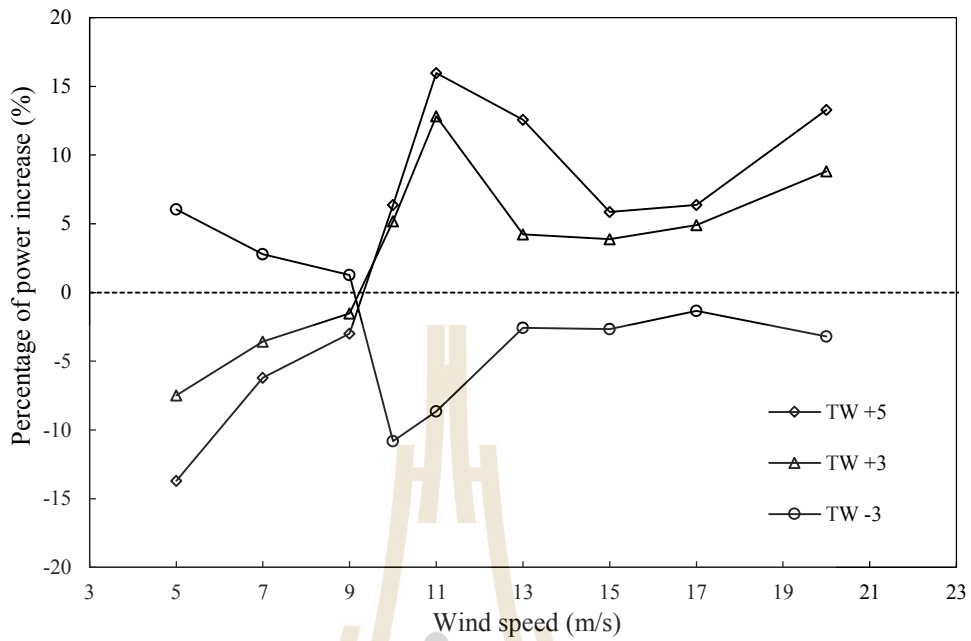
ในรูปที่ ก.11 และ ในตารางที่ ก.2 แสดงงานรายปีที่ใบพัดกังหันลมผลิตได้เทียบกับใบพัดต้นแบบ จะพบว่า ใบพัด TW+3 และ TW+5 สามารถผลิตงานรายปีได้สูงกว่าใบพัดต้นแบบที่ความเร็วลมรายปีเฉลี่ย 6.2-8.2 m/s ส่วนที่ความเร็วลม 5.2 m/s มีงานรายปีต่ำกว่าใบพัดต้นแบบ ส่วนใบพัด TW-3 ผลิตงานรายปีได้ต่ำกว่าใบพัดต้นแบบทุกความเร็วลมรายปีเฉลี่ย



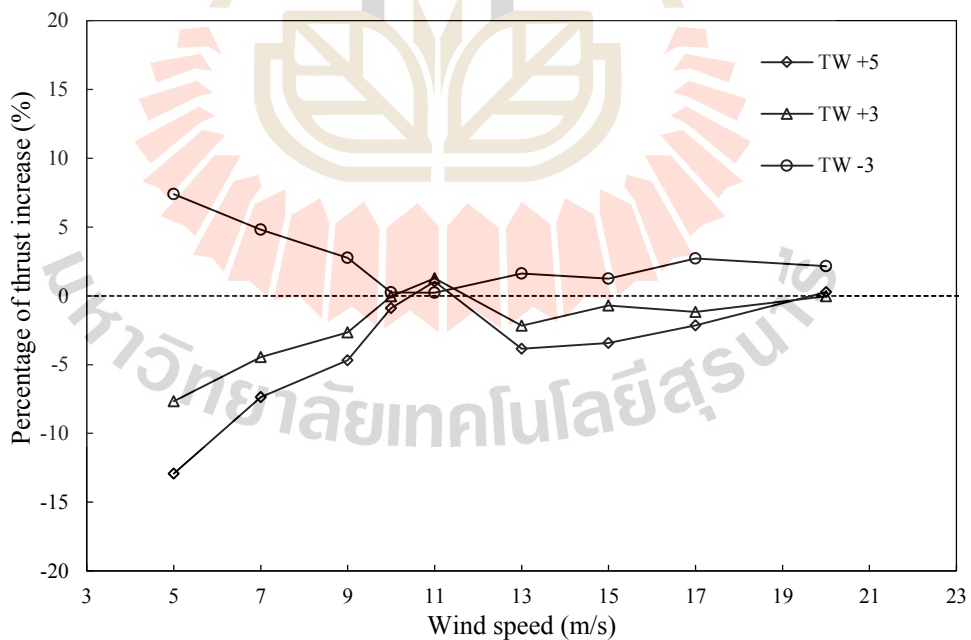
รูปที่ ก.7 การแจกแจงมุมบิดของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R



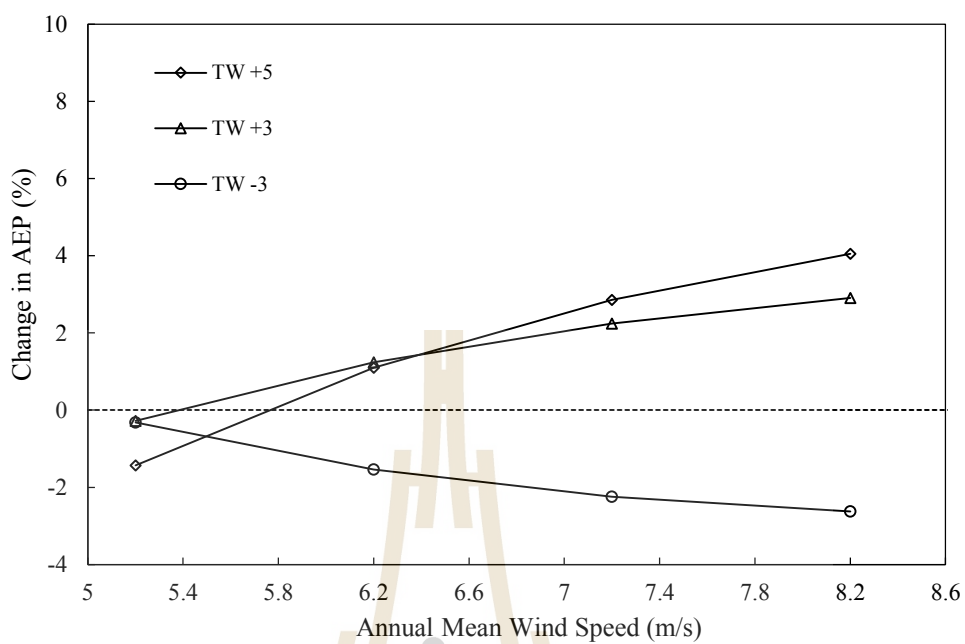
รูปที่ ก.8 เปรียบเทียบกำลังงานของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงระยะรัศมี 0.40-0.70R กับ ใบพัดต้นแบบ



รูปที่ ก.9 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของกำลังงานที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ ก.10 เปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของแรงผลึกที่ความเร็วลมต่าง ๆ ของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ



รูปที่ ก.11 เปรอ์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

ตารางที่ ก.2 งานรายปีและเปอร์เซ็นต์การเพิ่มขึ้นของงานรายปีของใบพัดที่เปลี่ยนมุมบิดช่วงรัศมี 0.40-0.70R เทียบกับใบพัดต้นแบบ

AMWS (m/s)	TW +5		TW +3		TW -3	
	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)	AEP (MWh/y)	Increase rate (%)
5.2	25.324	-1.433	25.621	-0.279	25.610	-0.322
6.2	36.835	1.098	36.888	1.243	35.875	-1.538
7.2	46.054	2.856	45.780	2.245	43.772	-2.241
8.2	52.475	4.054	51.896	2.906	49.105	-2.629



ภาคผนวก ข

ข้อมูลรูปร่างใบพัดกังหันลม

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตารางที่ ข.1 ข้อมูลกังหันลม NREL Phase II-VI (Simms et al., 1999; Hand et al., 2001)

Detail	Phase II	Phase III	Phase IV	Phase V	Phase VI
Period	May '90	March '96	April'96	Spring '98	Spring 2000
Number of Blades	3	3	3	2	2
Blade profile	S809	S809	S809	S809	S809
Blade chord	0.4572 m	0.4572 m	0.4572 m	0.4572 m	various
Rotor diameter	10.1 m	10.46 m	10.46 m	10.46 m	10.058 m
Radius hub	0.723 m	0.723 m	0.723 m	0.723 m	0.723 m
Rotational speed	71.63 rpm	71.63 rpm	71.63 rpm	71.63 rpm	71.63 rpm/various
Type of rotor	fixed	fixed	fixed	teetered	teetered
Cut-in wind speed	6 m/s	6 m/s	6 m/s	6 m/s	6 m/s
Power regulation	stall	stall	stall	stall	stall
Rated power	19.8 kW	19.8 kW	19.8 kW	19.8 kW	19.8 kW
Hub height	17.03 m	17.03 m	17.03 m	17.03 m	12.192 m
Blades	Untwisted	twisted	twisted	twisted	twist + taper
Press. Tap sections	4	5	5	5	5
LFA sensors	4 flags	4 flags	5 probes	5 probes	5 probes
Pitch angle (manually set)	8, 12	3	-9, -3, 3, 8, 12	-9, -3, 3, 8, 12	various

ตารางที่ ข.2 รูปร่างใบของกังหัน NREL Phase III-V (Simms et al., 1999)

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 ข.3 รูปร่างใบของกังหัน NREL Phase VI (Hand et al., 2001)

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



ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ค.1 โปรแกรมเชิงทฤษฎี BEM

```

%==== Program1 (ver. short) =====%
clc;
clear all;
s809 = load('S809_data.txt'); % Cl CD of S809 airfoil experiment
alpha_d=s809(:,1);
CL_d=s809(:,2);
CD_d=s809(:,3);
Shape_BD= load('Exp_Blade_P6.txt'); % Rotor blade shape
BD_r = Shape_BD(2:end,1);
BD_c = Shape_BD(2:end,2);
BD_t = Shape_BD(2:end,3);
Rhub = BD_r(1);
R = BD_r(end);
rho=1.23; %density
mu=1.78e-5; %viscosity
N=2; %number of blade
ele=53; %number of element
pitch=4.815; %pitch angle
speed=72*pi()/30;
dr=(R-Rhub)/ele;
tor=1e-8;
A=pi()*R^2;
rpR=0;
AR=14; % blade aspect ratio
U=5; %wind speed
for(u=1:21)
Fthr=0;

```

```

pow=0;
powK=0;
Cp1=0;
lamda=speed*R/U;
pow_wind=0.5*rho*U^3*A;
for i=1:ele
r=Rhub+dr*i;
rpR(i)=r/R;
lamda_r=rpR(i)*lamda;
c(i)=interp1(BD_r,BD_c,r);
Re=rho*sqrt(U^2+(speed*r)^2)*c(i)/mu; %local reynold number
% ##### Guess a #####%
phic=atan( 1/lamda_r );
twist=interp1(BD_r,BD_t,r,'spline'); %twist lookup
teta=twist+pitch;
alpha=phic*180/pi()-teta;
CL=interp1(alpha_d,CL_d,alpha); % CL lookup
CD=interp1(alpha_d,CD_d,alpha); % CD lookup
% [CL CD]=Aerodata_S809N(alpha,Re);
x1=(N*c(i)/8/pi()/r) * ( CL*cos(phic) )/( sin(phic)*sin(phic) );
x2=(N*c(i)/8/pi()/r) * ( CL*sin(phic) )/( sin(phic)*cos(phic) );
a=x1/(1+x1);
adash=x2/(1-x2);
for(j=1:300) % loop iteration for a and a'
phic=atan( (1-a)/(1+adash)/lamda_r );
twist=interp1(BD_r,BD_t,r,'spline'); %twist lookup
teta=twist+pitch;
alpha=phic*180/pi()-teta;
CL=spline(alpha_d,CL_d,alpha); % CL lookup
CD=spline(alpha_d,CD_d,alpha); % CD lookup
%[CL CD]=Aerodata_S809N(alpha,Re);

```

```

%==== 2D data with Viterna & Corrigan correction ==== %
Cdmax=1.75;
Cdstall =0.32; % at AOA = 20
Clstall =0.67; % at AOA = 20
alpha_stall =20;
if(alpha>=20)
B1=Cdmax;
B2=(Cdstall-Cdmax*sin(alpha_stall*pi()/180)*sin(alpha_stall*pi()/180)
)/cos(alpha_stall*pi()/180);
A1=B1/2;
A2=(Clstall-Cdmax*sin(alpha_stall*pi()/180)*cos(alpha_stall*pi()/180)) *
sin(alpha_stall*pi()/180)/(cos(alpha_stall*pi()/180)*cos(alpha_stall*pi()/180));
CD=B1*sin(alpha*pi()/180)*sin(alpha*pi()/180)+B2*cos(alpha*pi()/180);
CL=A1*sin(2*alpha*pi()/180)+A2*cos(alpha*pi()/180)*cos(alpha*pi()/180)/sin(alpha*pi()/180);
LD2D=CL/CD;
end
aoa0= -0.8;
CD0= 0.0022;
%== Chaviaropoulos & Hansen and New coefficient ==%
fcl =3.0*(c(i)/r)^1.9*(cos(teta*pi/180))^4;
fcd =3.0*(c(i)/r)^0.8*(cos(teta*pi/180))^4;
%====Viterna & Corrigan curve condition====%
CLpoten= 2*pi*((alpha-aoa0)*pi/180);
alfaFT=26.0;
if(alpha>alfaFT)
Cdmax=2;
alpha_stall=26.0;
Clstall=3;
Cdstall = 0.70;
B1=Cdmax;

```

```

B2=(Cdstall-Cdmax*sin(alpha_stall*pi()/180)*sin(alpha_stall*pi()/180)
)/cos(alpha_stall*pi()/180);
A1=B1/2;
A2=(Clstall-Cdmax*sin(alpha_stall*pi()/180)*cos(alpha_stall*pi()/180)) *
sin(alpha_stall*pi()/180)/ (cos(alpha_stall*pi()/180)*cos(alpha_stall*pi()/180));
CLpoten=A1*sin(2*alpha*pi()/180)+A2*cos(alpha*pi()/180)*cos(alpha*pi()/180)/sin(alpha*pi()/
180);
end
%====3D CL CD =====%
delCL=CLpoten-CL;
delCD=CD-CD0;
CL3D=CL+fcl*delCL;
CD3D=CD+fcd*delCD;
CL=CL3D;
CD=CD3D;
%====Flat plate Lift to drag condition =====%
CLflat=2*sin(alpha*pi()/180)*cos(alpha*pi()/180);
CDflat=2*sin(alpha*pi()/180)*sin(alpha*pi()/180);
LDflat=CLflat/CDflat;
if(alpha>=18.2)&& (alpha<= 89)
CD = CL*(1/LDflat);
end
sigmap=N*c(i)/(2*pi*r); %local solidity
%== Prantle Tip loss Correction ===%
ftip=N*(R-r)/(2*r*sin(phic));
Ftip(i)= (2/pi)*acos(exp(-ftip));
Fhub(i)= 1; % No Fhub
F1(i)=Ftip(i)*Fhub(i);
Cn=CL*cos(phic)+CD*sin(phic); %= CLocalThrust
Ct=CL*sin(phic)-CD*cos(phic); %= CLocalTorque
a_n =1/((F1(i)*4*sin(phic)*sin(phic))/(sigmap*Cn))+1);

```



```

adash_n = 1/((F1(i)*4*sin(phic)*cos(phic)/(sigmap*Ct))-1);
CT(i)=4*a_n*F1(i)*(1-a_n);
%==== Buhl correction for a>0.4 =====%
if(a_n>0.4)
aa3=(18*F1(i)-20-3*(CT(i)*(50-36*F1(i))+12*F1(i)*(3*F1(i)-4))^0.5)/(36*F1(i)-50);
aa4 = real(aa3);
a_n=aa4;
CT(i)=8/9+(4*F1(i)-40/9)*a_n+(50/9-4*F1(i))*a_n*a_n ;
adash_n=-0.5+0.5*sqrt(1+4*a_n*(1-a_n)/lamda_r^2);
end
Ur=U*(1-a_n)/sin(phic);
Ur2=(speed*r*(1+adash_n))^2 + (U*(1-a_n))^2)^0.5; %Vrel
Cthrust =Cn;
Ctorque =Ct;
F(i)= 0.5*N*rho*(Ur2^2)*(Cthrust)*c(i)*dr; %F = Section Thrust
Ftorque(i)=0.5*N*rho*(Ur2^2)*(Ctorque)*c(i)*dr;
Torque(i)=0.5*N*rho*(Ur2^2)*(Ctorque)*c(i)*r*dr; %Section Torque
p(i)= 0.5*N*rho*(Ur2^2)*(Ctorque)*c(i)*r*dr*speed; %Secion power
T(i)= F(i)*r;
CF(i)=F(i)/(0.5*rho*U^2*2*pi*r*dr);
Cpl(i)=(2/lamda/R)*(N*c(i)/2/pi()/r)*(lamda_r^2*(1-a_n)^2*CL/sin(phic)^2) *(sin(phic)-
CD*cos(phic)/CL)*dr;
error1= abs(a_n-a)/a;
error2= abs(adash_n-adash)/adash;
if( (error1<=tor) && (error2<=tor) && (a>0) ),break,end
a=a_n;
adash=adash_n;
aiter(j)=a_n;
adashiter(j)=adash_n;
phiciter(j)=phic;
if(j>=150)

```

```

a=(aiter(j)+ aiter(j-1)+ aiter(j-2)+ aiter(j-3)+ aiter(j-4)+ aiter(j-5) )/6;
adash=(adashiter(j)+ adashiter(j-1)+ adashiter(j-2)+ adashiter(j-3)+ aiter(j-4)+ aiter(j-5) )/6;
end
end
a_r(i)=a;
adash_r(i)=adash;
phi(i)=phic;
attack(i)=alpha;
Fthr= Fthr+F(i);
pow=pow+p(i);
Cp1=Cp1+Cpl(i) ;
loop(i)=j;
end
powK=pow/1000; %power Kilowatt
Cp=pow/pow_wind ;
FthrKN=Fthr/1000;
aoaU= attack'; %AoA each wind speed
phiU= (phi*180/pi)'; %inflow angle
adash_rU=adash_r';
a_rU=a_r';
Fthrk(u)=FthrKN;
mechpow(u)=powK;
mechCp(u)=Cp;
wind(u)=U;
U=U+1;
end
wind=wind'
mechpow=mechpow'
mechCp=mechCp'*100
lamda_n=speed*R./wind
Fthrk=Fthrk'

```



ภาควิชาวิศวกรรม

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

รายชื่อบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

วิโรจน์ แบบพิมาย และ ทวิช จิตรสมบูรณ์ (2560). การศึกษาสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดกังหันลมที่ถูกปรับเปลี่ยนมุมบิดช่วงต้นใบพัด. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 31, จังหวัดนครนายก.

วิโรจน์ แบบพิมาย และ ทวิช จิตรสมบูรณ์ (2558). คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมโดยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 29, จังหวัดนครราชสีมา.

วิโรจน์ แบบพิมาย และ ทวิช จิตรสมบูรณ์ (2554). การเพิ่มความแม่นยำของการคำนวณการไหลผ่านแพนอากาศกังหันลมด้วยการปรับระดับความหนืดวนพา. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 25, จังหวัดกระบี่.

ประวัติผู้เขียน

นายวิโรจน์ แบบพิมาย เกิดเมื่อวันที่ 4 ธันวาคม พ.ศ. 2528 เริ่มศึกษาชั้นประถมที่โรงเรียนบ้านท่าหลวง อำเภอพิมาย ตั้งแต่ชั้นประถมศึกษาปีที่ 1-6 จากนั้นเข้าศึกษาชั้นมัธยมศึกษาปีที่ 1-6 ที่โรงเรียนพิมายวิทยา จากนั้นได้สำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรี สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา ในปี พ.ศ. 2550 ต่อมาภายหลังได้รับทุนการศึกษาจากโครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษกจึงได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาเอก สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ผลงานวิจัย : ได้มีผลงานตีพิมพ์ในการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 25 จังหวัดกระบี่ ประจำปี พ.ศ. 2554 เรื่อง การเพิ่มความแม่นยำของการคำนวณการไหลผ่านแพนอากาศกึ่งหันลมด้วยการปรับระดับความหนืดวนพา

ผลงานตีพิมพ์ในการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 29 จังหวัดนครราชสีมา ประจำปี พ.ศ. 2558 เรื่อง คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของกึ่งหันลมโดยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี