

การทำนายพฤติกรรมสโตลดีเลย์ที่มุมปะทะสูงของใบพัดกังหันลม
ด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ



นายกัมพล อรนนท์

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2556

**STALL-DELAY PREDICTION AT HIGH ANGLE OF
ATTACK ON WIND TURBINE BLADE USING
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS**



Kampon Oranon

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the

Degree of Master of Engineering in Mechanical Engineering

Suranaree University of Technology

Academic Year 2013

การทำนายพฤติกรรมตลอดดีเลย์ที่มุมปะทะสูงของใบพัดกังหันลม
ด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้บัณฑิตวิทยาลัยรับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาโทบริหารบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(อ. ดร.ธีทัต คลวิชัย)

ประธานกรรมการ

(อ. ดร.ชโลธร ธรรมแท้)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

กรรมการ

(รศ. ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์)

กรรมการ

(ผศ. ดร.กীরติ สุลักษณ์)

กรรมการ

(ศ. ดร.ชูกิจ ลิ้มปีจันทร์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม

(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

กัมพล อรนนท์ : การทำนายพฤติกรรมสตอลดีเลย์ที่มุมปะทะสูงของใบพัดกังหันลมด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (STALL-DELAY PREDICTION AT HIGH ANGLE OF ATTACK ON WIND TURBINE BLADE USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS) อาจารย์ที่ปรึกษา : อาจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้, 156 หน้า.

แบบจำลอง Stall-Delay มีความสำคัญอย่างมากต่อการออกแบบกังหันลม เพราะแบบจำลอง Stall-Delay ที่แม่นยำย่อมนำไปสู่การออกแบบกังหันลมให้มีประสิทธิภาพสูงสุดได้ แต่พฤติกรรมนี้ยังมีความซับซ้อนอยู่มาก ปัจจุบันยังไม่สามารถอธิบายสาเหตุที่ชัดเจนถึงพฤติกรรมดังกล่าวได้ ข้อมูลการทดลองที่มีอยู่ก็จำกัดไม่สามารถหาแนวโน้มที่ชัดเจนที่มุมปะทะสูงได้ งานวิจัยนี้มุ่งศึกษาหาแนวโน้มที่ชัดเจนของการเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงด้วยวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics : CFD) เพื่อใช้เป็นแนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีความสมเหตุสมผลมากยิ่งขึ้น ข้อมูลจาก CFD ที่นำมาใช้ในการประมวลผลจึงต้องมีความน่าเชื่อถือ ซึ่งต้องอาศัยแบบจำลองความปั่นป่วนที่ดี วิธีการประเมินมุมปะทะที่แม่นยำ กริดที่เหมาะสม และทำการสอบเทียบกับข้อมูลการทดลองที่น่าเชื่อถือในทุกขั้นตอน งานวิจัยนี้ได้ทำการศึกษาหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้ในการทำนายการไหลผ่านกังหันลมที่แม่นยำที่สุดจากโปรแกรมสำเร็จรูป Ansys fluent โดยสอบเทียบความแม่นยำกับข้อมูลการทดลองกังหันลมของ National Renewable Energy Laboratory (NREL) ของสหรัฐอเมริกา นอกจากนี้ยังได้เขียนโปรแกรมในการประเมินมุมปะทะขึ้นมา 2 โปรแกรม โดยใช้ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) แบบย้อนกลับหรือที่เรียกว่าวิธี inverse BEM และ โปรแกรมการประเมินมุมปะทะทาง CFD ที่เรียกว่าวิธี Graphical ผลการคำนวณมุมปะทะทั้งสองวิธีมีความสอดคล้องกันเป็นอย่างดี มีความแม่นยำเมื่อเทียบกับข้อมูลจากการวัด และมีความแม่นยำเป็นที่น่าพอใจเมื่อเทียบกับวรรณกรรมอื่นที่ใช้อย่างอิง จากผลงานวิจัยนี้ทำให้ทราบว่าค่าประมาณค่าแรงยกที่มุมปะทะสูงควรจะต้องกราฟจากมุม 30 องศาของข้อมูลการทดลองใน 3 มิติเป็นเส้นตรงไปถึงมุมปะทะ 80 องศาของข้อมูลการทดลองใน 2 มิติ

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

ปีการศึกษา 2556

ลายมือชื่อนักศึกษา _____

ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา _____

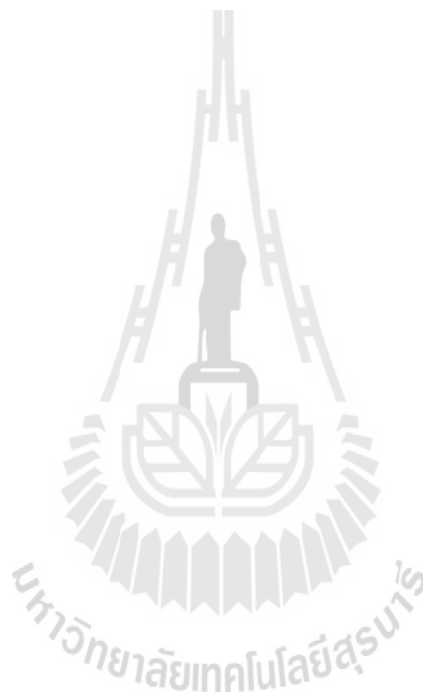
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษาร่วม _____

KAMPON ORANON : STALL-DELAY PREDICTION AT HIGH ANGLE OF
ATTACK ON WIND TURBINE BLADE USING COMPUTATIONAL FLUID
DYNAMICS. THESIS ADVISOR : CHALOTHORN THUMTHAE, Ph.D.,
156 PP.

WIND TURBINE/BEM/CFD/STALL-DELAY/HIGH ANGLE OF ATTACK

Stall-Delay model is important for wind turbine design. The accurate Stall-Delay model can design the highest efficiency of wind turbine design. However, Stall-Delay behavior still be complicated for researchers and cannot explain the cause of this behavior clearly. The limited of current experimental data cannot exactly solve the trend of this behavior at high angle of attack. This research focused on studying the exact trend of stall-delay occurring at high angle attack by Computational Fluid Dynamics method (CFD). To be guideline for create more reasonable Stall-Delay model. Data from CFD to be used in processing must be reliable. This requires a good of turbulence model, exact evaluation method for angle of attack, optimized grid and calibration with reliable experimental data in every step. This research study variance model which used for the most exact forecasting of the wind flow via turbine by Ansys fluent application. Furthermore, its calibrate precision with wind turbine experimental data from National Renewable Energy Laboratory (NREL), USA. Moreover, two programs are created for evaluating angle of attack. There are programs which using inverse Blade Element Momentum theory or inverse BEM and program which evaluate angle of attack with CFD or graphical method. Mathematical results from both methods are according each other very well which is accurate

comparing with measurement result. In addition, this results are satisfied when compare with existing research in literature review. The results of this research showed that the estimated lift force at high angle of attack should be extrapolated graph from 30 degree angle of attack with the experimental data of 3D in a straight line to the 80 degree in two-dimensional experiment data.



School of Mechanical Engineering

Academic Year 2013

Student's Signature _____

Advisor's Signature _____

Co-Advisor's Signature _____

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยดี เนื่องจากได้รับความกรุณาช่วยเหลือในด้านวิชาการ การให้คำปรึกษาแนะนำ และด้านอื่นๆจากบุคคลดังต่อไปนี้

รองศาสตราจารย์ เรืออากาศเอก ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์ อาจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้ ในฐานะอาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ผู้ประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางวิชาการ ให้คำแนะนำช่วยเหลือแนวคิดในการดำเนินงานวิจัย จนสามารถดำเนินงานจนสำเร็จลุล่วงได้เป็นอย่างดี ตลอดช่วงระยะเวลาในการศึกษา ณ มหาวิทยาลัยแห่งนี้ ตลอดจนตรวจทาน แก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนสมบูรณ์

คุณสมภพ มหาโคตร เจ้าหน้าที่บริหารงานทั่วไป อาคารศูนย์เครื่องมือวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี (F6) ที่ช่วยอำนวยความสะดวก สละเวลา และอนุเคราะห์ให้เข้าใช้ห้องปฏิบัติการคอมพิวเตอร์สำหรับการคำนวณโปรแกรม CFD เป็นระยะเวลาานหลายเดือน จนงานสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

คุณคนธรส ถินสูงเนิน คุณสุนิสา พรมศรี คุณสุพรรณวศา พิมพ์ทอง คุณผกาสินี สิ่งเจริญกิจ ที่ช่วยสละเวลากำลึงกายกำลึงใจ และมีส่วนช่วยเหลืองานวิจัยนี้อย่างมาก และต่อเนื่อง ตั้งแต่เริ่มต้นจนจบ คุณจริยาพร ศรีวิไลลักษณ์ ที่ช่วยให้คำแนะนำและอำนวยความสะดวกในงานด้านเอกสาร แรงผลักดันกำลึงใจดี ๆ จากกลุ่ม เพื่อน พี่ น้อง กลุ่มวิจัย Industrial Automation Research Unite (IARU) ตลอดจนเพื่อนบัณฑิตศึกษาทุกท่าน คุณจิระบุตร จำนงค์ศาสตร์ ผู้อยู่เบื้องหลังงานวิจัยในครั้งนี้ ผู้ที่เป็นทั้งกำลึงกาย กำลึงใจ เป็นเพื่อน เป็นพี่ เป็นที่ปรึกษาคอยให้คำแนะนำการดำเนินงาน การดำเนินชีวิตตลอดช่วงระยะเวลาในการศึกษา

สุดท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณ คุณพ่อสมหมาย อรนนท์ และคุณแม่บรรเทียณ อรนนท์ ผู้เป็นแรงบันดาลใจ กำลึงใจ กระตุ้น และผลักดันให้ข้าพเจ้ามุ่งมั่นศึกษาอย่างไม่ย่อท้อต่อความเหนื่อยยากลำบากจนสามารถสำเร็จการศึกษาได้ ขอบพระคุณครู อาจารย์ทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ตั้งแต่ชั้นประถม มัธยม ปริญญาตรี และปริญญาโท คุณงามความดีทั้งหมดของวิทยานิพนธ์เล่มนี้จึงขออุทิศไว้ให้แด่ทุกท่านที่ได้กล่าวมา

กัมพล อรนนท์

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย)	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ)	ข
กิตติกรรมประกาศ	ง
สารบัญ	จ
สารบัญตาราง	ช
สารบัญรูป	ซ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ	ฐ
บทที่	
1 บทนำ	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตของงานวิจัย	3
1.4 วิธีการดำเนินงานวิจัย	3
1.5 ผลที่คาดว่าจะได้รับ	4
2 ปรัชญ์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	5
2.1 วรรณกรรมการทดสอบกังหันลม NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม	5
2.2 วรรณกรรมด้านอากาศพลศาสตร์	8
2.3 ปรัชญ์วรรณกรรมด้านวิธีเชิงทฤษฎี	16
2.4 ปรัชญ์วรรณกรรมด้าน CFD	20
3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	29
3.1 ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM)	29
3.2 ทฤษฎีที่ใช้ในการคำนวณพลศาสตร์ของไหล	41
3.3 แบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับอากาศพลศาสตร์	42
4 การประเมินมุมปะทะของกังหันลม	46
4.1 Inverse BEM method	46

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.2 Graphical Method.....	48
4.3 การสอบเทียบโปรแกรมการประเมินมุมปะทะ.....	49
4.4 สรุปผลการประเมินมุมปะทะ.....	60
5 การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน.....	62
5.1 ผลของการสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน.....	64
6 ผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง.....	72
6.1 พฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง.....	74
6.2 แนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay.....	85
7 บทสรุปและข้อเสนอแนะ.....	93
7.1 สรุปแบบจำลองความปั่นป่วน.....	93
7.2 สรุปวิธีในการประเมินมุมปะทะ.....	94
7.3 สรุปพฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง.....	94
7.4 ข้อเสนอแนะ.....	95
รายการอ้างอิง.....	96
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก. ข้อมูลกั้นหันลม.....	99
ภาคผนวก ข. โปรแกรมที่ใช้ในการประเมินมุมปะทะ.....	104
ภาคผนวก ค. พฤติกรรม Stall-Delay กับกั้นหันลมชนิดอื่น.....	111
ภาคผนวก ง. วิธีในการจำลองทาง CFD.....	133
ภาคผนวก จ. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา.....	146
ประวัติผู้เขียน.....	156

สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้า
2.1	ข้อมูลเงื่อนไขที่ Sørensen ใช้ในการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI.....	20
5.1	ตารางการทดสอบ grid independent ทดสอบโดย แบบจำลองความปั่นป่วน SST k- ω	67
6.1	มุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall ในแต่ละหน้าตัดของกังหันลม NREL Phase VI.....	91
ก.1	ข้อมูลกังหันลม NREL Phase II ถึง Phase VI.....	100
ก.2	รูปร่างใบของกังหันลม NREL Phase III.....	101
ก.3	รูปร่างใบของกังหันลม NREL Phase VI.....	102
ก.4	รูปร่างใบของกังหันลม MEXICO rotor.....	103
ค.1	มุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall ในแต่ละหน้าตัดของกังหันลม NREL Phase II.....	118
ค.2	มุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall ในแต่ละหน้าตัดของกังหันลม NREL Phase III.....	126

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	แผนผังอุโมงค์ลม NASA Ames Research Center.....6
2.2	ผลการเปรียบเทียบแรงตั้งฉากของแบบจำลองต่าง ๆ เทียบการทดลองที่ตำแหน่ง 47 เปอร์เซ็นต์ของความยาวใบพัด.....6
2.3	การติดตั้ง Pitot วัดความดันอากาศในการประเมินมุมปะทะ ของกังหันลมที่กำลังหมุน.....7
2.4	พฤติกรรมการไหลที่ความเร็วการไหลโคนเหนี่ยวนำให้ช้าลง ด้วยอิทธิพลของความหนืด (Viscous) ของอากาศกับชั้นซิดผิว.....9
2.5	ความหนาของชั้น Boundary layer บน airfoil ที่ Leading edge จะบางกว่าบริเวณ Trailing edge.....10
2.6	การแยกตัวของชั้น Boundary layer.....11
2.7	จุดไหลแยกตัว (Separation point) ชยับใกล้กับ Leading edge มากขึ้น เมื่อเพิ่มมุมปะทะให้สูงขึ้น.....12
2.8	สัมประสิทธิ์แรงยกวัดที่ 30% ของใบพัดที่มีการหมุน (RB) และไม่มีการหมุน (NRB) เทียบกับมุมปะทะ (AOA).....13
2.9	ความดันที่ด้านดูด (Suction) ของใบหมุน จะมีค่าสูงกว่าใบ ที่ไม่หมุน และความดันจะเทียบเท่ากันที่บริเวณใกล้ปลายใบ.....14
2.10	สัมประสิทธิ์แรงยก (C_l) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_d) เทียบกับ การประเมินค่ามุมปะทะจากการทดลองของกังหันลม NREL Phase VI และผลจากการทดลองใน 2 มิติ.....15
2.11	ผลการเปรียบเทียบความแม่นยำของแบบจำลอง Stall-Delay ของสัมประสิทธิ์แรงยกสัมประสิทธิ์แรงต้านในฟังก์ชันของมุมปะทะ.....19
2.12	ผลการประเมินมุมปะทะเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านใน 3 มิติ ของ Sørensen (2002).....21
2.13	ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยก (C_l) จากข้อมูลการทดลอง UAE blind test.....22

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
2.14	ผลการปรับปรุงการคำนวณด้วยโปรแกรม YawDyn ด้วยวิธี inverse BEM.....	23
2.15	การอ่านค่าความเร็วเหนี่ยวนำด้วยวิธีทาง CFD.....	24
2.16	ผลการจำลองของ Jeppe Johansen and Niels N.Sørensen (2004).....	25
2.17	สัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านจากผลการประเมินด้วย วิธี Lift Surface Wind Turbine.....	26
2.18	ความเร็วลมเหนี่ยวนำในรัศมีที่สนใจพิจารณา.....	27
2.19	ผลการประเมินมุมปะทะเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน.....	28
3.1	ระนาบวงแหวนที่ใช้ในการวิเคราะห์การไหลตามทฤษฎี BEM.....	30
3.2	เวกเตอร์ของความเร็วลมและเวกเตอร์ของแรงที่เกิดขึ้นบน Airfoil.....	32
3.3	ผลการเปรียบเทียบการคำนวณด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI.....	36
3.4	อัตราส่วนความยาวใบที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์ของแรง.....	39
3.5	กราฟเปรียบเทียบผลข้อมูลการวัดกับผลการปรับปรุง tip loss factor.....	41
4.1	แสดงแผนผังการคำนวณแบบวิธีทำซ้ำเพื่อหาค่ามุมปะทะของกังหันลม.....	47
4.2	ความเร็วลมแนวแกนที่ถูกเหนี่ยวนำให้มีการไหลช้าลง.....	48
4.3	ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM จากแรงที่ได้จากการวัดเทียบกับ ข้อมูลการวัดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI.....	50
4.4	ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จากข้อมูลการจำลองทาง CFD เทียบกับการประเมินด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI.....	55
5.1	ความสัมพันธ์โดยทั่วไปของฟังก์ชันของผนัง (Law of the wall function).....	63
5.2	กริดที่ชั้นชิดผนังสำหรับการคำนวณแบบใช้ wall function และใช้ Near-Wall model.....	64
5.3	กริดที่ใช้ในการจำลองโดยรอบผิวของใบพัดที่หน้าตัด 95% ของความยาวใบ.....	65
5.4	ขนาดของกริดโดยรอบของกังหันลม NREL Phase VI.....	65
5.5	กังหันลม NREL Phase VI ก่อนและหลังทำกริด.....	66

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.6	ผลการจำลองการคำนวณแรงบิด (Torque) ของแบบจำลองความปั่นป่วน ทั้ง 4 แบบ..... 68
5.7	เปรียบเทียบการกระจายตัวของความดันสถิตรอบผิวใบกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 เมตร/วินาที..... 69
6.1	การประมาณค่าออกช่วงของสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับหน้าตัด 30% Span..... 73
6.2	เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี Graphicalของกังหันลม NREL Phase VI..... 75
6.3	เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมิน มุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI..... 80
6.4	การเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง กังหันลม NREL Phase VI เทียบกับ Snel model..... 86
6.5	มุมปะทะไม่เกิน 10 องศา การไหลเป็นแบบราบเรียบ ข้อมูลการวัดตรงกับแบบจำลอง..... 89
6.6	มุมปะทะตั้งแต่ 10 องศาแต่ไม่เกิน 30 องศาเกิดพฤติกรรม Stall-Delay..... 89
6.7	มุมปะทะตั้งแต่ 30 องศาถึง 80 องศา กราฟมีแนวโน้มเป็นเส้นตรง..... 90
6.8	มุมปะทะ 80 องศาถึงมุมปะทะ 90 องศาแบบจำลองในสามมิติ และสองมิติสอดคล้องกัน..... 90
6.9	แสดงแนวโน้มอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และเกิด full stall ของกังหันลม NREL Phase VI..... 92
ข.1	การเปรียบเทียบการประเมินความเร็วลมด้วย สมการ Lagrangian polynomial Interpolation กับ Spline function ใน MATLAB..... 109
ค.1	ใบกังหันลม NREL Phase II มุมบิด 12 องศาตลอดทั้งใบ ไม่มีการเรียวใบ (taper)..... 112
ค.2	กิริยรอบใบกังหันลม NREL Phase II ขนาด $y+ \approx 1$ 112
ค.3	เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกับข้อมูลการวัดของกังหันลม Phase II..... 113
ค.4	เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase II..... 114

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
ค.5	แสดงแนวโน้มอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และเกิด full stall ของกังหันลม NREL Phase II..... 118
ค.6	กริดโดยรอบกังหันลม NREL Phase III เป็นแบบไบบิตขนาดความโตใบคงที่..... 119
ค.7	ผลการเปรียบเทียบแรงบิด (Low Speed Shaft Torque) ของกังหันลม NREL Phase III..... 119
ค.8	เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase III..... 121
ค.9	แสดงแนวโน้มอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และเกิด full stall ของกังหันลม NREL Phase III..... 126
ค.10	รูปร่างของใบพัดกังหันลม MEXICO rotor เสมือนความยาว 2.25m. แบบ 3 ใบพัด..... 127
ค.11	กริดรอบผิวใบที่หน้าตัด 0.25R ของแพนอากาศรุ่น DU91-W2-250..... 127
ค.12	กริดรอบผิวใบที่หน้าตัด 0.60R ของแพนอากาศรุ่น RISOE A21 (เสมือน)..... 128
ค.13	กริดรอบผิวใบที่หน้าตัด 0.92R ของแพนอากาศรุ่น NACA 64418..... 128
ค.14	เปรียบเทียบแรงบิด (Low Speed Shaft Torque) ของกังหันลม MEXICO rotor..... 129
ค.15	เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงตามแนวใบกังหันลม MEXICO rotor ที่ความเร็วลม 10 m/s..... 129
ค.16	เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงตามแนวใบกังหันลม MEXICO rotor ที่ความเร็วลม 15 m/s..... 130
ค.17	เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงตามแนวใบกังหันลม MEXICO rotor ที่ความเร็วลม 24 m/s..... 130
ค.18	เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM กังหันลม MEXICO rotor..... 132
ง.1	กริดโดยรอบผิวใบกังหันลม NREL Phase VI..... 134
ง.2	ปรับขนาดของขอบเขตกริดให้เท่ากับขนาดจริง..... 135
ง.3	การกำหนดเงื่อนไขทั่วไปของโปรแกรม fluent..... 136
ง.4	เลือกชนิดของแบบจำลองความปั่นป่วน..... 137

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
จ.5	กำหนดสมบัติของอากาศ.....	138
จ.6	กำหนดลักษณะการไหลของอากาศเป็นแบบ Frame Motion และจุดแกนหมุน.....	139
จ.7	การกำหนดเงื่อนไขขอบเป็นแบบ Periodic.....	140
จ.8	การกำหนดเงื่อนไขขอบของผิวใบพัด.....	141
จ.9	การกำหนดเงื่อนไขขอบของทางเข้า.....	142
จ.10	การกำหนดเงื่อนไขขอบของทางออก.....	143
จ.11	กำหนดระดับความแม่นยำของผลเฉลย.....	144
จ.12	กำหนดการแสดงผลการคำนวณของโมเมนตัม.....	145

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

α	=	Angle of attack
α_0	=	Angle of attack at zero lift
α_s	=	Angle of attack at stall
α_{eff}	=	Effective angle of attack
$\alpha_{C_{l,max}}$	=	Angle of attack at maximum lift coefficient
β	=	Local twist angle
δ	=	Boundary layer thickness
ε	=	Turbulent dissipation rate
γ	=	Intermittency
Γ	=	Circulation
θ	=	Momentum thickness
θ_p	=	Pitch angle
ω	=	Specific dissipation rate
λ	=	Tip speed ratio
λ_r	=	Local Speed ratio
Ω	=	Angular velocity of rotor
ρ	=	Density
σ	=	Stress tensor
σ'	=	Local solidity
τ	=	Wall shear stress
τ_{ij}	=	Reynolds stress tensor
μ	=	Molecular viscosity
μ_t	=	Turbulent viscosity
μ_{eff}	=	Effective viscosity
ν	=	Kinematics viscosity
ν_t	=	Kinematics eddy viscosity
ϕ	=	Local flow angle

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

a	=	Axial induction factor
a'	=	Angular induction factor
c	=	Chord
C_l	=	Lift coefficient
$C_{l,s}$	=	Lift coefficient at stall angle
$C_{l,2D}$	=	2 dimensional lift coefficient
$C_{l,3D}$	=	3 dimensional lift coefficient
$C_{l,max}$	=	Maximum lift coefficient
C_d	=	Drag coefficient
$C_{d,s}$	=	Drag coefficient at stall angle
$C_{d,2D}$	=	2 dimensional drag coefficient
$C_{d,3D}$	=	3 dimensional drag coefficient
$C_{d,max}$	=	Maximum drag coefficient
C_n	=	Normal force coefficient relative to rotor plane
$C_{n,3D}$	=	3 dimensional normal force coefficient relative to rotor plane
C_p	=	Pressure coefficient
C_t	=	Tangential force coefficient relative to rotor plane
$C_{t,3D}$	=	3 dimensional tangential force coefficient relative to rotor plane
D	=	Drag force
F	=	Total loss factor
F_{hub}	=	Hub loss factor
F_{tip}	=	Tip loss factor
k	=	Turbulent kinetic energy
L	=	Lift force
N	=	Number of blade
P	=	Pressure
Q	=	Torque
r	=	Local radius
R	=	Blade radius

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

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 _{θc}	=	Critical momentum thickness Reynolds number
\tilde{Re}_θ	=	Transition momentum thickness Reynolds number
S	=	Absolute value of strain rate ($\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$)
S _{ij}	=	Strain rate tensor $\frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$
T	=	Thrust force
T _u	=	Turbulence intensity $100\sqrt{2k/3}/U$
U	=	Absolute velocity vector
U ₀	=	Free stream velocity
U _d	=	Velocity at rotor plane
U _{rel}	=	Relative to rotor plane
w	=	Wake velocity
x	=	Distance
y	=	Distance to nearest wall
y ⁺	=	Distance in wall coordinate yu_τ / μ
AOA	=	Angle of attack
AR	=	Aspect ratio
BEM	=	Blade Element Momentum
CFD	=	Computational Fluid Dynamics
deg	=	Degree
EXP	=	Experiment
k-ε	=	k-epsilon turbulent model
k-ω	=	k-omega turbulent model
SST	=	Shear Stress Transport
SST+	=	Shear Stress Transport with a new wall damping function

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหา

ปัจจุบันมนุษย์เราได้สร้างเทคโนโลยีที่ใช้ประโยชน์จากการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ (Airfoil) ที่มีการหมุนขึ้นมาใช้มากมาย ไม่ว่าจะเป็นกังหันลม ใบพัดเครื่องบิน ใบพัดเฮลิคอปเตอร์ หรือใบพัดอื่นใดที่มีการหมุน มีการคำนวณ ประดิษฐ์ คิดค้นแพนอากาศมาใช้งานมากมายมีข้อมูล การทดลองหาประสิทธิภาพการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศใน 2 มิติ และเข้าใจพฤติกรรม การไหลของอากาศแล้วเป็นอย่างดี แต่กลับเป็นที่น่าสังเกตว่า เมื่อนำแพนอากาศเหล่านั้นมาทำเป็น ใบพัด แบบปีกหมุนกลับมีพฤติกรรม การไหลของอากาศผ่านใบพัดที่แตกต่างออกไปจากการไหลของ อากาศผ่านแพนอากาศใน 2 มิติอย่างสิ้นเชิง กล่าวคือการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศที่หมุน (3 มิติ) จะเกิดพฤติกรรม การไหลที่เรียกว่า Stall ซ้ำกว่าแบบ 2 มิติที่มุมปะทะเดียวกันมาก นอกจากนี้ ยังสามารถสร้างแรงยก (Lift) ได้มากกว่าแบบ 2 มิติอย่างมาก ดังนั้นจึงเรียกพฤติกรรมดังกล่าวว่า พฤติกรรม Stall-Delay ด้วยความสามารถที่สามารถสร้างแรงยกได้สูงกว่าแบบ 2 มิติมากนี้ จึงมีนักวิจัยพยายามที่จะทำการศึกษาวุฒิกรรมดังกล่าว เพื่อที่จะ ได้ออกแบบและใช้ประโยชน์จาก พฤติกรรม Stall-Delay ได้อย่างเต็มประสิทธิภาพ แต่ทว่าเหตุผลของการเกิดพฤติกรรมดังกล่าวยังม ีความซับซ้อน ยังไม่สามารถหาสาเหตุที่แท้จริงได้ การศึกษาจึงเป็น ไปด้วยความยากลำบาก

เพื่อศึกษาพฤติกรรม Stall-Delay จึงได้มีโครงการที่ทดสอบกังหันลมเกิดขึ้นหลาย โครงการ ไม่ว่าจะเป็นโครงการ NREL Phase I ถึง VI ล่าสุดเป็น โครงการ MEXICO rotor ที่เพิ่งทำการทดลอง เสร็จไปเมื่อปี 2006 ที่ผ่านมา แต่ข้อมูลจากการทดลองยังไม่มีความชัดเจนที่จะสามารถนำไปสู่การ การตอบคำถามถึง พฤติกรรม Stall-Delay ที่เกิดขึ้นตามความเป็นจริงได้ (Du Z. and Selig MS.1997) เนื่องจากข้อจำกัดของเครื่องมือวัด ที่ไม่สามารถวัดค่าพฤติกรรม การไหลโดยตรงได้ ไม่ว่าจะเป็น มุมปะทะ (Angle of attack) สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient: C_l) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient) หรือแม้กระทั่งการวัดแรงบิดที่วัดด้วย Torque cells และการคำนวณจากความดัน ก็ยังมีความขัดแย้งกันอยู่ในช่วงที่เกิดการไหลแบบแยกตัว (Hand et al, 2001) การหาค่าแรงยกและ แรงต้านที่เกิดขึ้นบน ใบพัดจึงทำ โดยการคำนวณจากความดันที่วัดได้จาก Pressure sensor tab แล้วคำนวณออกมาในรูปของแรงในแนวตั้งฉาก (Normal force ; F_n) แรงในแนวสัมผัส (Tangential force; F_t) ร่วมกับการประเมินค่ามุมปะทะ (Angle of attack) นอกจากนี้ความดันที่วัดได้เมื่อนำไป คำนวณเป็นค่าแรงบิด (Torque) ก็ยังคลาดเคลื่อนจากค่าที่วัดได้จาก Torque cell ที่วัดได้จาก

แกนหมุนของใบพัดในช่วงที่เกิด Stall ขึ้น ข้อมูลจากการวัดจึงยังขาดน้ำหนักแกนหมุนของใบพัด ในช่วงที่เกิด Stall ขึ้น ข้อมูลจากการวัดจึงยังขาดน้ำหนักความน่าเชื่อถือ ในขณะที่เดียวกัน ก็มีความพยายามที่จะสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ขึ้นมาเพื่อใช้ในการทำนายพฤติกรรม การเกิด Stall-Delay ด้วยวิธีการจำลองทางคณิตศาสตร์แต่แบบจำลอง Stall-Delay เองก็ยังคงมีความ คลุมเครือไม่ชัดเจน ยังมีแนวความคิดทางทฤษฎีที่หลากหลายแตกต่างกันออกไปโดยอาศัยข้อมูล การทดลองใน 2 มิติที่มีความแม่นยำน่าเชื่อถือสูงเป็นพื้นฐานในการสร้างแบบจำลอง แต่ยังไม่สามารถสรุปหาข้อชัดเจนได้ด้วยเหตุผลที่ว่าข้อมูลจากการทดลองใน 3 มิติ มีน้อยเกินไป รวมไปถึงข้อจำกัดในด้านเครื่องมือวัดที่ไม่สามารถวัดข้อมูลบางอย่างได้ ด้วยเหตุผล ดังได้กล่าวไปแล้วข้างต้น การจำลองทาง CFD จึงเป็นทางเลือกที่น่าสนใจ

งานวิจัยนี้จึงได้นำเอา CFD มาประยุกต์ใช้ในการทำนายการไหลของอากาศผ่านกังหันลม เพื่อศึกษาพฤติกรรมการเกิด Stall-Delay ที่เกิดขึ้น ด้วย CFD มีข้อดีหลายประการด้วยการยกเอา กังหันลมทั้งใบไปคำนวณในคอมพิวเตอร์ ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนที่ได้รับการพัฒนาและ ออกแบบไว้ให้สามารถคำนวณการไหลในหลายรูปแบบที่ระดับความแม่นยำที่มีความน่าเชื่อถือได้ สามารถแสดงผลการคำนวณของจุดที่สนใจได้โดยตรง ไม่มีปัญหาเรื่องเครื่องมือวัดและการรบกวน จากความปั่นป่วนที่เกิดขึ้นภายนอก ไม่มีปัญหาด้านความเสียหายที่จะเกิดขึ้นกับการจำลอง อีกทั้ง ยังลดค่าใช้จ่าย ระยะเวลา บุคลากร อุปกรณ์จากการทดลองได้เป็นอย่างมาก นอกจากนี้งานวิจัยนี้ ยังมุ่งเน้นใช้ประโยชน์จากข้อดีของ CFD จากข้อจำกัดด้านการวัด และทดลองโดยตรง เนื่องจากการทดลองมีข้อจำกัดในด้านจุดออกแบบของกังหันลมที่สามารถทำงานได้ในย่านความเร็วลม ไม่เกินจุดออกแบบ คือไม่เกิน 25 เมตร/วินาที เนื่องจากข้อจำกัดของอุปกรณ์การทดลองที่จะเกิด ความเสียหายจากแรงบิด (Torque) ที่เกิดขึ้นอย่างมาก แต่เมื่อทำการจำลองด้วย CFD ปัจจัยด้านความเสียหายจึงไม่มีผลต่อการจำลอง ด้วยเหตุนี้การจำลองทาง CFD จึงสามารถจำลองการไหลของอากาศ ผ่านใบกังหันลมได้ในทุกย่านความเร็วลมที่เราสนใจอย่างไม่มีข้อจำกัด ซึ่งเป็นไปตามจุดประสงค์ ของงานวิจัยนี้ โดยตรงที่จะมุ่งเน้นการศึกษา และวิจัยผลกระทบอันเนื่องมาจากการเกิด Stall-Delay ในย่านความเร็วลมสูงที่การทดลองไม่สามารถทำการทดลองได้ และนำผลได้จากการจำลองมาทำนายพฤติกรรมการเกิด Stall-Delay ในช่วงความเร็วลม ณ จุดออกแบบที่ยังมีความไม่ ชัดเจนในหลาย ๆ ด้าน

1.2 วัตถุประสงค์

- 1.2.1 ประยุกต์ใช้ CFD เพื่อทำนายพฤติกรรม Stall-Delay ตั้งแต่เริ่มเกิดจนถึงสิ้นสุด พฤติกรรม
- 1.2.2 เสนอแนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay

1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

- 1.3.1 เปรียบเทียบผลลัพธ์จาก CFD กับการทดลองการไหลผ่านกังหันลมที่ได้มาตรฐาน เพื่อประเมิน ความแม่นยำ โดยเปรียบเทียบแรงบิด (Torque) แรงผลัก (Thrust) และสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ต่างๆ
- 1.3.2 การคำนวณด้วย CFD อยู่ภายใต้สมมุติฐานดังต่อไปนี้
- ก) เป็นการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible flow) และมีความหนืด (Viscous flow)
 - ข) ความเร็วลมทางเข้าเป็นแบบเอกรูป (Uniform flow) และมีความคงตัว (Steady flow)
 - ค) พิจารณาความปั่นป่วนเป็นแบบค่าเฉลี่ยเรโนลด์ (RANS)
 - ง) จำลองการไหลของกังหันลมที่กำลังหมุนด้วยวิธีการหมุนแกนอ้างอิง (Rotating Reference Frame)
- 1.3.3 ประเมินผลของสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่ใช้ทำกังหันลม จากการคำนวณด้วย CFD ที่มุมปะทะตั้งแต่ 0 ถึง 90 องศา

1.4 วิธีการดำเนินงานวิจัย

- 1.4.1 ศึกษาการใช้โปรแกรมที่เกี่ยวข้องกับการทำวิจัย ประกอบไปด้วย
- ก) ศึกษาการขึ้นรูปแบบจำลองกังหันลมด้วยโปรแกรม SolidWorks
 - ข) ศึกษาการสร้างกริดด้วยโปรแกรม Workbench 14.0 กริดแบบสามเหลี่ยม กริดแบบสี่เหลี่ยม กริดแบบผสม และการควบคุมขนาดของกริดที่ชั้นชิดผิว
 - ค) ศึกษาการสร้างกริดด้วยโปรแกรม ICEM CFD 14.0 แบบกริดสี่เหลี่ยมและแบบผสม การควบคุมขนาดและปริมาณของกริด
 - ง) ศึกษาการใช้โปรแกรมการคำนวณทาง CFD ด้วยโปรแกรม Ansys fluent 14.0 การเลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วน การกำหนดค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมกับการคำนวณ การประมวลผล การแสดงผลการคำนวณ
- 1.4.2 สืบค้นงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง
- ก) ศึกษาทฤษฎี BEM (Blade Element Momentum)
 - ข) ศึกษาพฤติกรรมการเกิด Stall-Delay และแบบจำลอง Stall-Delay
 - ค) ศึกษาวิธีการจำลองการไหลผ่านกังหันลมที่มีการหมุนด้วย CFD

- ง) ศึกษาแนวคิด ความเหมาะสม ข้อดีข้อเสีย ของแบบจำลองความปั่นป่วน ที่ใช้ในโปรแกรม Ansys
- 1.4.3 สร้างแบบจำลองกึ่งหันลมที่ใช้ในการจำลอง
- 1.4.4 ทดสอบจำนวนกริดที่เหมาะสม (Grid independent) ในการจำลอง
- 1.4.5 จำลองการไหลเพื่อเปรียบเทียบความแม่นยำในการทำนายผลของแบบจำลองความปั่นป่วน ในแต่ละแบบ โดยเปรียบเทียบกับแรงบิดที่วัดได้จากการทดลอง
- 1.4.6 ทำการจำลองการไหลที่มุมปะทะสูง (นอกช่วงการทดลอง) ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนที่ดีที่สุด ที่ได้จากข้อ 1.4.5
- 1.4.7 แสดงผลการจำลองทาง CFD ของค่าแรงบิด (Torque) ที่เกิดขึ้นที่มุมปะทะสูง
- 1.4.8 คำนวณ และประเมินผลของ สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient) แรงต้าน (Drag coefficient) และประเมินมุมปะทะ (Angle of attack)
- 1.4.9 วิเคราะห์ และสรุปผลของ Stall-Delay จากผลของการจำลอง
- 1.4.10 สถานที่ทำการวิจัย มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
- ก) อาคารศูนย์เครื่องมือ 6 ห้องปฏิบัติการคอมพิวเตอร์ CAD III
- ข) ห้องปฏิบัติการวิศวกรรมการผลิต F6101
- ค) ห้องปฏิบัติการทางภาษา IARU (Industrial Automation Research Unit) F6
- 1.4.11 เครื่องมือที่ใช้ในการทำการวิจัย
- ก) คอมพิวเตอร์ PC, Notebook.
- ข) โปรแกรม SolidWorks
- ค) โปรแกรม Ansys 14.0
- ง) โปรแกรม MATLAB

1.5 ผลที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.5.1 สามารถประเมินมุมปะทะ (Angle of attack) การเกิดแรงยก (Lift) แรงต้าน (Drag) ที่มุมปะทะตั้งแต่ 0-90 องศา ที่เกิดขึ้นกับกึ่งหันลมกำลังหมุนได้
- 1.5.2 อธิบายพฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงได้
- 1.5.3 แนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ที่สมเหตุสมผลมากขึ้น

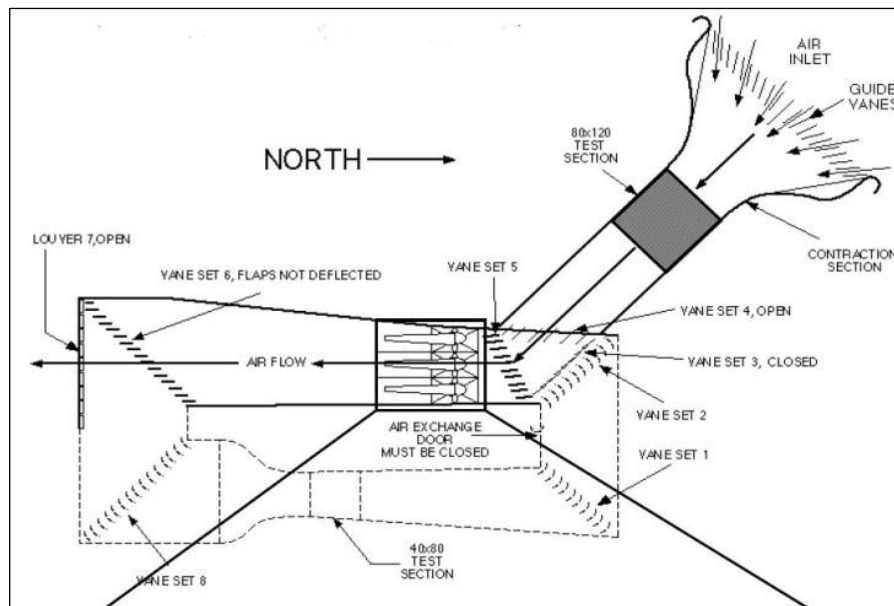
บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

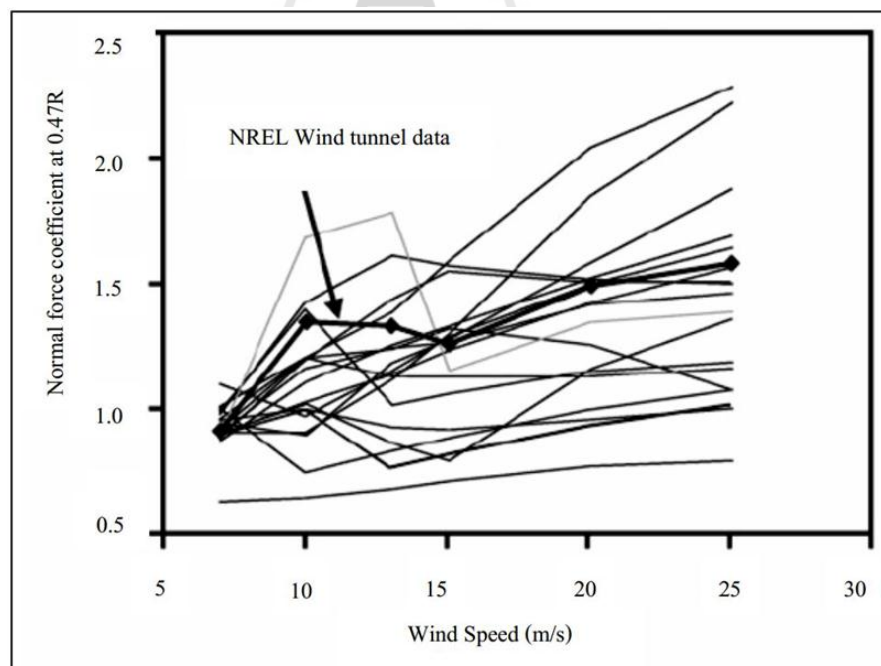
งานวิจัยนี้มุ่งเน้นที่จะศึกษาพฤติกรรมการเกิด Stall Delay ที่เกิดขึ้นที่มุมปะทะสูงนอกช่วงการทดลอง ด้วยวิธีเชิงตัวเลข (CFD) การที่จะศึกษาปรากฏการณ์นอกช่วงการทดลองให้มีความแม่นยำน่าเชื่อถือนั้นจำเป็นต้องศึกษาวิธีการจำลองที่แม่นยำในช่วงการทดลองให้น่าเชื่อถือเสียก่อน โดยการสอบเทียบกับการทดลองที่เป็นที่ยอมรับ ดังนั้นในหัวข้อดังต่อไปนี้จะนำเสนอวรรณกรรมการทดลองที่น่าเชื่อถือ วรรณกรรมการพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay และการคำนวณด้วยวิธีเชิงตัวเลขที่ใช้ในการสอบเทียบกับการทดลองที่น่าเชื่อถือในการจำลองการไหลผ่านกึ่งหันลม

2.1 วรรณกรรมการทดสอบกึ่งหันลม NREL Phase VI ในอุโมงค์ลม

การทดสอบกึ่งหันลมในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center (Hand et al., 2001) ของกึ่งหันลม NREL Phase VI ด้วยอุโมงค์ลมขนาด 24.4x36.6 เมตร ดังแสดงในรูปที่ 2.1 ด้วยพัดลมขนาดใหญ่ 6 ตัว ด้วยแรงขับ 22500 แรงม้า ช่วงความเร็วลมทดสอบระหว่าง 5-25 เมตร/วินาที เป็นกึ่งหันลมแบบสองใบพัดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10 เมตร โดยประมาณ ออกแบบโดย Giguere and Selig (1999) ใช้แพนอากาศรุ่น S809 หมุนด้วยความเร็วคงที่ 71.6 RPM เป็นกึ่งหันลมแบบ stall-regulated ติดตั้งบนเสาสูง 12.2 เมตร รายละเอียดของกึ่งหันลมแสดงไว้ในภาคผนวก ก. การทดสอบกึ่งหันลมมีขึ้นในปี 2000 มีผู้สนใจข้อมูลการทดสอบมากมายทั้งจากศูนย์วิจัยของมหาวิทยาลัยภาคอุตสาหกรรม ทั้งจากฝั่งยุโรปและอเมริกา เพื่อทำการสอบเทียบความแม่นยำแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ที่มีอยู่ ซึ่งมีทั้งแบบเชิงทฤษฎีและวิธีทาง CFD โดย NREL จะให้ข้อมูลกึ่งหันลมและข้อมูลการทดสอบแก่ผู้ที่เข้าร่วม และนำข้อมูลของแต่ละฝ่ายมาเปิดเผยพร้อมกัน การทดสอบแบบนี้เป็นการทดสอบแบบ Blind comparison โดยผู้ร่วมทดสอบจะไม่ทราบผลการทดลองล่วงหน้า ผลปรากฏว่าข้อมูลที่นำมาเปรียบเทียบมีความผิดพลาดอย่างมาก ดังแสดงในรูปที่ 2.2 โดยมีความผิดพลาดสูงมากกว่าร้อยเปอร์เซ็นต์



รูปที่ 2.1 แผนผังอุโมงค์ลม NASA Ames Research Center (Schreck., 2002)

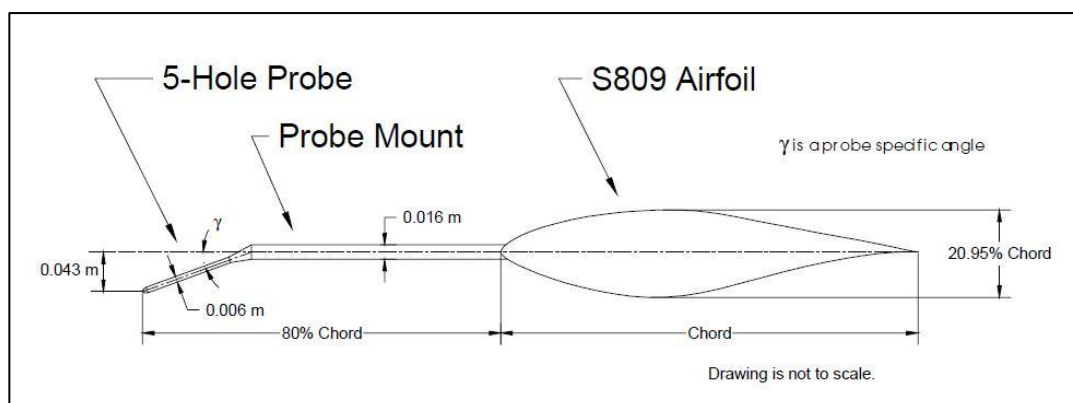


รูปที่ 2.2 ผลการเปรียบเทียบแรงตั้งฉากของแบบจำลองต่าง ๆ เทียบการทดลอง ที่ตำแหน่ง 47 เปอร์เซ็นต์ของความยาวใบพัด (Schreck., 2002)

จากผลของการเปรียบเทียบระหว่างผลการทดลองกับผลการจำลองที่แตกต่างกันมากนั้น ได้มีผู้ตั้งข้อสังเกตถึงวิธีการและความแม่นยำในการประเมินค่ามุมปะทะของกึ่งหันลมไว้หลายประการ เพราะมุมปะทะเป็นปริมาณที่สำคัญต่อแบบจำลองเชิงอากาศพลศาสตร์สำหรับกึ่งหันลมที่กำลังหมุนใน 3 มิติ จึงควรมีความสมจริง ในรายงานการวิจัยของ Hand et al. (2001) ได้กล่าวถึงวิธีในการติดตั้งเครื่องมือวัดมุมปะทะที่ใช้ในการประเมินค่ามุมปะทะของกึ่งหันลมที่กำลังหมุนด้วย Probe ดังแสดงในรูปที่ 2.3 จากวิธีการในการติดตั้งและหลักการในการประเมินมุมปะทะจากการติดตั้ง Probe ดังกล่าวอยู่บนพื้นฐานของทฤษฎีการวัดค่ามุมปะทะในแบบ 2 มิติ นั่นคือมุมปะทะคือมุมที่เส้นคอร์ด (Chord line) ทำมุมกับเส้นการไหลของอากาศ (Free stream) ในทางเข้า หากแต่การไหลใน 3 มิติ มีความซับซ้อนกว่ามากคือเกิด Circulation ของอากาศก่อนที่จะเข้าปะทะกับกึ่งหันลมทำให้อากาศมีการไหลเสยขึ้นด้านบนทำให้การวัดมุมปะทะผิดเพี้ยนไป มุมที่วัดได้จึงยังไม่ใช่มุมปะทะ จำเป็นที่จะต้องนำเอามุมจากผลกระทบของการเหนี่ยวนำด้วย Bound vorticity มาลบออกเสียก่อน (Schepers et al., 2002) ดังแสดงในสมการ (2.1)

$$\alpha = \alpha_{local} - \alpha_{bound} \quad (2.1)$$

นอกจากนี้ตำแหน่งในการวัดที่ยื่นออกมาจากใบกึ่งหันลม (รูปที่ 2.3) ก็เป็นการวัดความดันที่ตำแหน่งห่างออกมาจากใบพัดซึ่งไม่ใช่ตำแหน่งการเกิดมุมปะทะ การวางตำแหน่งก็เป็นการวางที่ตำแหน่งเอียงออกมาจากตำแหน่งในการวัดความดัน นั่นคือตำแหน่งในการติดตั้ง Probe จะติดที่ตำแหน่ง 0.34 0.51 0.67 0.84 และ 0.91 ของความยาวใบพัด



รูปที่ 2.3 การติดตั้ง Pitot วัดความดันอากาศในการประเมินมุมปะทะของกึ่งหันลมที่กำลังหมุน (Hand et al., 2001)

แต่ตำแหน่งในการวัดความดันบนใบพัดกลับเป็นตำแหน่งที่ 0.30 0.47 0.63 0.80 และ 0.95 ของใบพัด ซึ่งเป็นตำแหน่งที่แตกต่างกันผลการประเมินมุมปะทะจึงยังมีความผิดพลาดอยู่ด้วยความผิดพลาดที่อาจจะเกิดขึ้นจากการประเมินมุมปะทะจาก Probe ที่ใช้วัดความดันดังที่กล่าวไปข้างต้น Simms et al. (1999) ได้หาความสัมพันธ์ในการคำนวณมุมปะทะสำหรับการปรับแก้ผลของ Local upwash ในอุโมงค์ลม 2 มิติ ได้ความสัมพันธ์ดังสมการ

$$\alpha = 0.5809\alpha_m - 0.4647; \alpha_m < 10^\circ \quad (2.2)$$

$$\alpha = -5.427 \times 10^{-5} \alpha_m^3 + 6.713 \times 10^{-3} \alpha_m^2 + 0.617 \alpha_m - 0.8293; 10^\circ \leq \alpha_m \leq 60^\circ \quad (2.3)$$

$$\alpha = 0.93421\alpha_m - 7.4174; \alpha_m > 60^\circ \quad (2.4)$$

เมื่อ α คือมุมปะทะและ α_m คือ inflow angle ที่ได้จากการวัด โดยการปรับแก้ในลักษณะนี้เรียกว่า วิธี Probe correction นอกจากนี้โครงการ IEA Annexes XIV ได้นำเสนอวิธีในการปรับแก้มุมปะทะจากการวัดในหลายวิธีด้วยกัน หนึ่งในนั้นก็คือ วิธี inverse BEM (Snel., 1993) ซึ่งสมการที่ใช้ในการคำนวณสร้างขึ้นมาจากทฤษฎีโมเมนต์ ดังจะกล่าวในหัวข้อต่อไป โดยวิธีนี้ไม่จำเป็นต้องใช้เครื่องมือในการวัด Local flow angle แต่อย่างใด

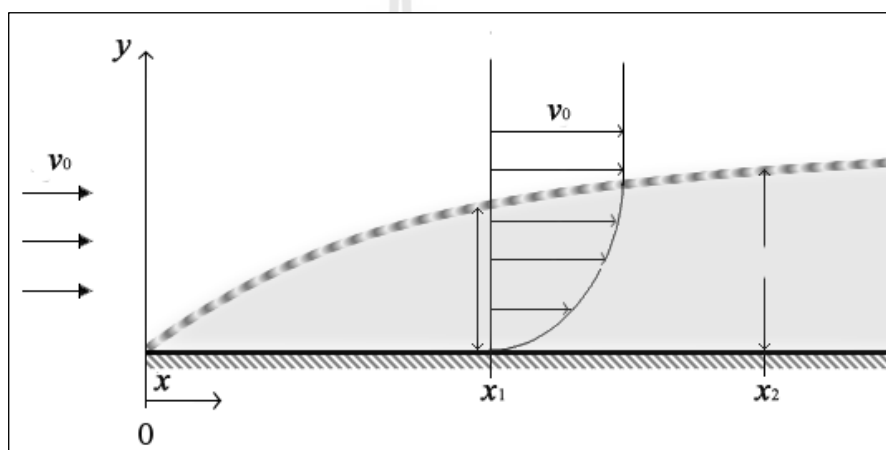
2.2 วรรณกรรมด้านอากาศพลศาสตร์

ในการศึกษาด้านพลศาสตร์ของกังหันลมนั้นจะลดความซับซ้อนลงไปได้มากหากการไหลเป็นการไหลแบบราบเรียบ (Laminar Flow) แต่พฤติกรรมการไหลในธรรมชาติส่วนใหญ่เป็นการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulence Flow) การไหลแบบปั่นป่วนที่เกิดขึ้นบนแผ่นอากาศ (airfoil) จะก่อให้เกิดการ Stall แต่สำหรับแผ่นอากาศที่หมุน อาทิ เช่น กังหันลม จะก่อให้เกิดการไหลที่เรียกว่าพฤติกรรม Stall-Delay ที่มีความซับซ้อนมากยิ่งขึ้นแม้กระทั่งในปัจจุบันเองก็ยังไม่สามารถอธิบายถึงพฤติกรรมการไหลนี้ได้อย่างชัดเจน งานวิจัยนี้จึงมีความจำเป็นที่จะศึกษาพฤติกรรมดังกล่าว

2.2.1 การเกิด Stall

โดยความเข้าใจของพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านพื้นผิวใด ๆ โดยสมมุติให้อากาศเป็นของไหลในอุดมคติ นั่นคือไม่มีความหนืดหรือแรงเสียดทานใด ๆ แต่ในความเป็นจริงแล้ว

เมื่ออากาศไหลผ่านพื้นผิวใด ๆ ก็จะเกิดแรงเสียดทานขึ้น อากาศที่อยู่ใกล้ ๆ กับพื้นผิวนั้นก็จะมีการไหลที่ช้าลงจนมีความเร็วการไหลใกล้ศูนย์ และเป็นศูนย์ที่ชั้นขีดผิว ซึ่งเหมือนหนึ่งว่ามีการเปลี่ยนพลังงานจลน์เป็นแรงเสียดทาน (Naval aviation schools command, 2008) ซึ่งจะอยู่ในรูปของความหนืด (Viscous) ที่ต้านทานการไหลของของไหล ดังนั้นที่ชั้น (Layer) การไหลใกล้ ๆ ก็จะเหนี่ยวนำการไหลให้ช้าลงด้วย และความเร็วการไหลก็จะเพิ่มขึ้นเรื่อย ๆ เมื่อ Streamlines อยู่ห่างจากผิวมากขึ้นจนกระทั่งมีความเร็วการไหลเท่ากับความเร็วของการไหลของอากาศที่ทางเข้าปกติ ในชั้นที่ความเร็วการไหลมีความเร็วต่ำกว่าความเร็วการไหลที่ทางเข้า เรียกชั้นนั้นว่าชั้น Boundary layer ดังแสดงในรูปที่ 2.4

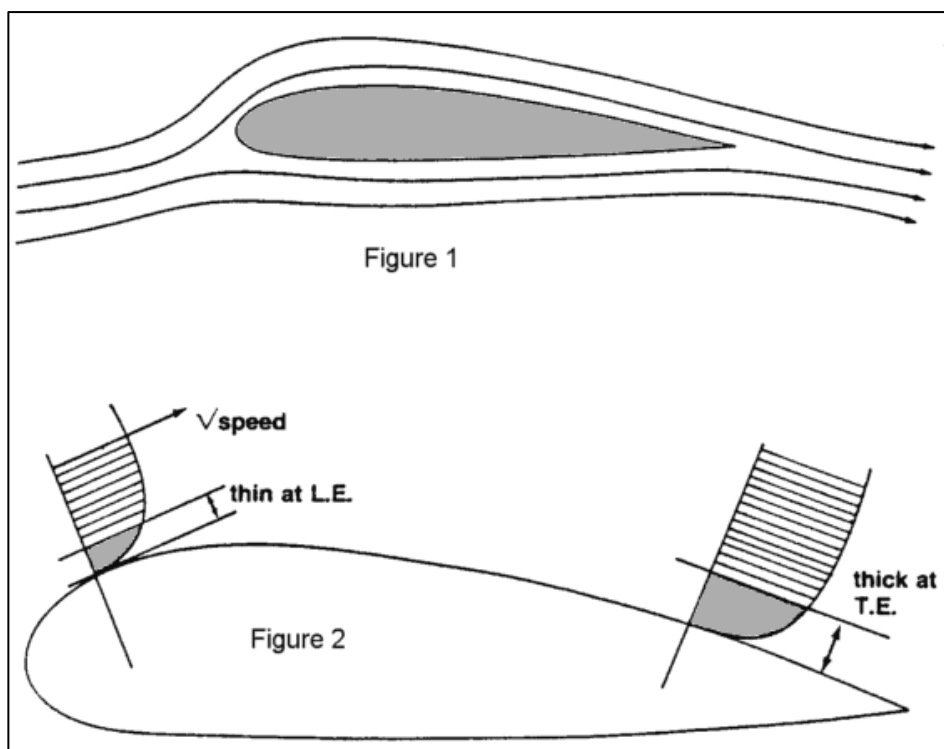


รูปที่ 2.4 พฤติกรรมการไหลที่ความเร็วการไหลค่อนข้างช้าลงด้วยอิทธิพลของความหนืด (Viscous) ของอากาศกับชั้นขีดผิว (Naval aviation schools command, 2008)

ชั้น Boundary layer เป็นชั้นที่แสดงให้เห็นถึงพฤติกรรมการไหลของอากาศที่ไหลช้า หรือชะลอตัวลงอันเนื่องมาจากความหนืด โดยปกติแล้วจะมีความหนาไม่เกิน 1 มิลลิเมตรที่ Leading edge ของ Airfoil และจะมีความหนามากขึ้นตามระยะห่างไปทางด้านหลังของแพนอากาศดังแสดงในรูปที่ 2.5 โดยชั้น Boundary layer จะเกิดการไหลอยู่สองแบบ คือ การไหลแบบราบเรียบ (Laminar flow) คือ อากาศจะไหลไปตามเส้น Stream lines อย่างราบเรียบ ราบรื่น และมีแรงเสียดทานน้อยมาก แต่จะเกิดการไหลแบบแยกตัวได้ง่ายมากเช่นเดียวกัน

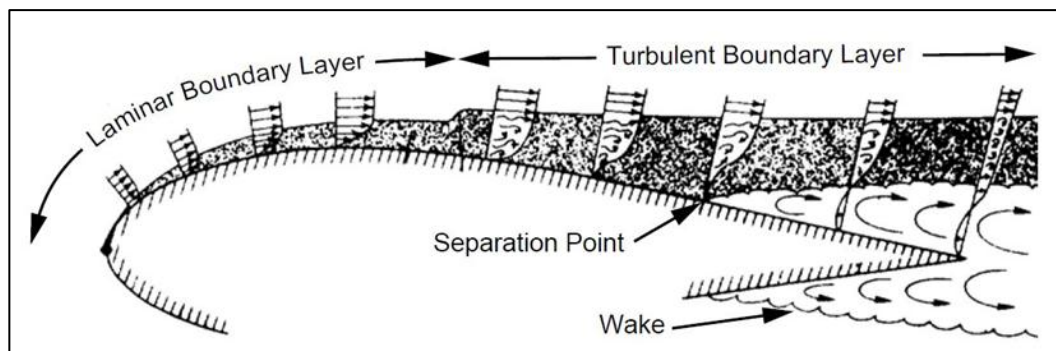
การไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent flow) เส้น Streamlines ของการไหลจะขาดไม่เป็นเส้นต่อเนื่อง การไหลจะไม่เป็นเนื้อเดียวกัน และจะเกิดการหมุนวนเกิดขึ้น ที่ชั้น Boundary layer นี้จะมีแรงเสียดทานที่มากกว่าชั้น Boundary layer ที่เป็นการไหลแบบราบเรียบ ดังนั้นวัตถุใด ๆ ที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศจะก่อให้เกิดชั้น Boundary layer ขึ้น โดยความหนาของชั้นนี้

จะขึ้นอยู่กับชนิดของพื้นผิว ชนิดของการไหลในชั้น Boundary layer ขึ้นอยู่กับตำแหน่งของพื้นผิวที่พิจารณา การไหลอาจจะเป็นแบบราบเรียบที่บริเวณใกล้กับ Leading edge ของ Airfoil ที่ด้านหลัง (Trailing edge) ของ Airfoil การไหลก็จะเปลี่ยนจากการไหลแบบราบเรียบเป็นการไหลแบบปั่นป่วน และชั้นที่มีการไหลแบบปั่นป่วนนี้ก็จะมีความหนามากขึ้นตามระยะห่างจาก Leading edge ที่มากขึ้น



รูปที่ 2.5 ความหนาของชั้น Boundary layer บน airfoil ที่ Leading edge จะบางกว่าบริเวณ Trailing edge (Naval aviation schools command, 2008)

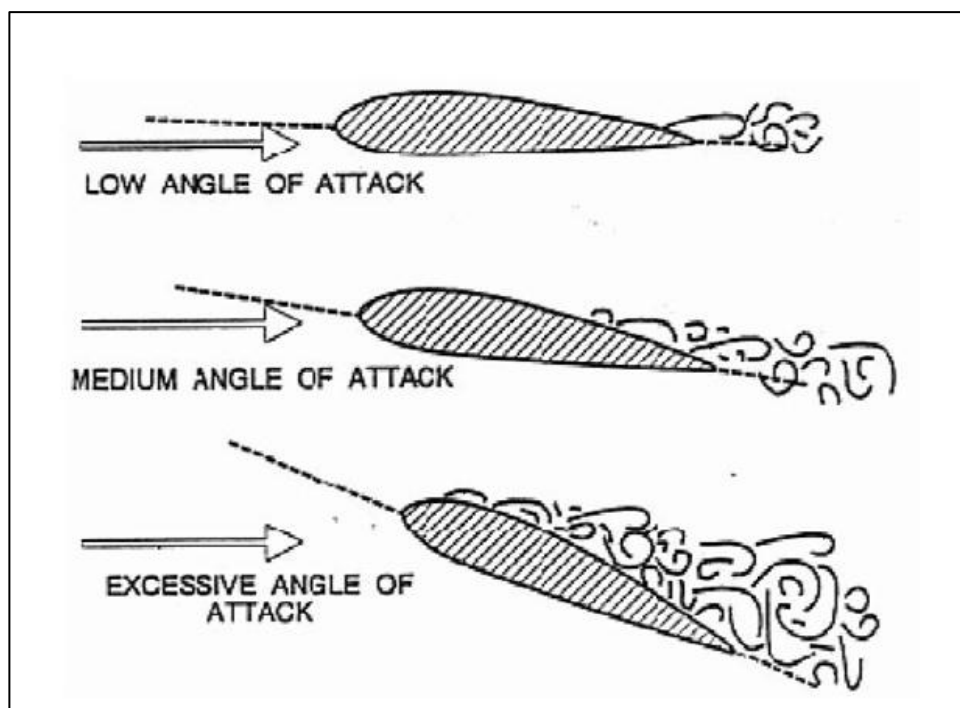
การไหลของอากาศมีทิศทางจาก Leading edge ไปยังด้านหลังของ Airfoil เป็นการไหลจากบริเวณที่มีความดันสูงไปยังบริเวณที่มีความดันต่ำกว่านั้นคือบริเวณที่มีความหนาของ Airfoil มากที่สุดนั่นเอง ซึ่งเรียกว่า Pressure gradient การไหลเช่นนี้จะทำให้บริเวณดังกล่าวมีพลังงานจลน์สูง ส่วนการไหลของอากาศจากบริเวณที่มีความหนาของ Airfoil มากที่สุดไปยัง Trailing edge ซึ่งเป็นบริเวณที่มี Statics pressure สูง ดังนั้น ความดันที่สูงกว่าจาก Trailing edge จะเกิดความดันย้อนกลับ (Adverse pressure gradient) มาบริเวณกลางใบ ทำให้เกิดการต้านทานการไหลเกิดขึ้นในบริเวณชั้น Boundary layer



รูปที่ 2.6 การแยกตัวของชั้น Boundary layer (Naval aviation schools command, 2008)

ความดันที่ไหลย้อนกลับนี้จะมีค่ามากที่สุดขณะที่เกิดแรงยกสูงสุด และจะเกิดที่มุมปะทะสูง ถ้าที่ชั้น Boundary layer ไม่มีพลังงานจลน์ (Kinetic energy) ที่มากพอที่จะต้านทาน Static pressure ที่เกิดขึ้น บริเวณ Trailing edge การไหลในชั้นล่าง ๆ ของ Boundary layer ก็จะหยุดลง (Stagnate) แล้วชั้น Boundary layer ก็จะแยกออกจากผิวของ Airfoil ตามลำดับ การไหลที่บริเวณหลังจุดที่เกิดการไหลแยกตัว (Separation point) ก็จะเกิดการไหลย้อนกลับ หลังจุดแยกตัวนี้ก็จะเกิด Static pressure ที่ทำหน้าที่สร้างแรงยก (Lift) ต่ำลง และถูกแทนที่ด้วยการไหลแบบปั่นป่วน ดังแสดงในรูปที่ 2.6 ถ้าจุดที่เกิดการไหลแยกตัวเคลื่อนไปใกล้กับ Leading edge มากขึ้นบริเวณดูดอากาศ (Suction) ที่อยู่บน Airfoil ก็จะลดน้อยลง และส่งผลให้สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient: C_L) ลดลงด้วย และทำให้เกิดการ Stall ในที่สุด ถ้าเพิ่มมุมปะทะ แล้วทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกลดลงนั้นแสดงว่า มุมดังกล่าวเป็นมุมที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด

รูปที่ 2.7 แสดงให้เห็นว่าเมื่อ Boundary layer แนบไปกับมุมปะทะ แล้วจะสังเกตว่า จุดที่เกิดการไหลแยกตัวจะอยู่ที่บริเวณปลายหางของ Airfoil จนกระทั่งมุมปะทะเข้าใกล้จุดที่เกิด ประสิทธิภาพแรงยกสูงสุด ($C_{L, \max}$) จุดที่เกิดการไหลแยกตัว จึงจะขยับมาข้างหน้าเมื่อเพิ่มมุมปะทะขึ้น จนกระทั่งเกิดการ Stall ในที่สุด ที่มุมปะทะสูง Airfoil จะมีสภาพเหมือนแผ่นบาง (Flat plate) ทัวไป ที่จะเกิดแรงเมื่อเคลื่อนที่ผ่านอากาศ และอากาศจะไม่สามารถไหลแนบไปกับผิวของ Airfoil ได้ตลอดทั้งพื้นผิว และจุดที่เกิดการ Stall ขึ้นกับมุมปะทะไม่ขึ้นกับความเร็วลม



รูปที่ 2.7 จุดไหลแยกตัว (Separation point) ขยับใกล้กับ Leading edge มากขึ้น เมื่อเพิ่มมุมปะทะให้สูงขึ้น (Naval aviation schools command, 2008)

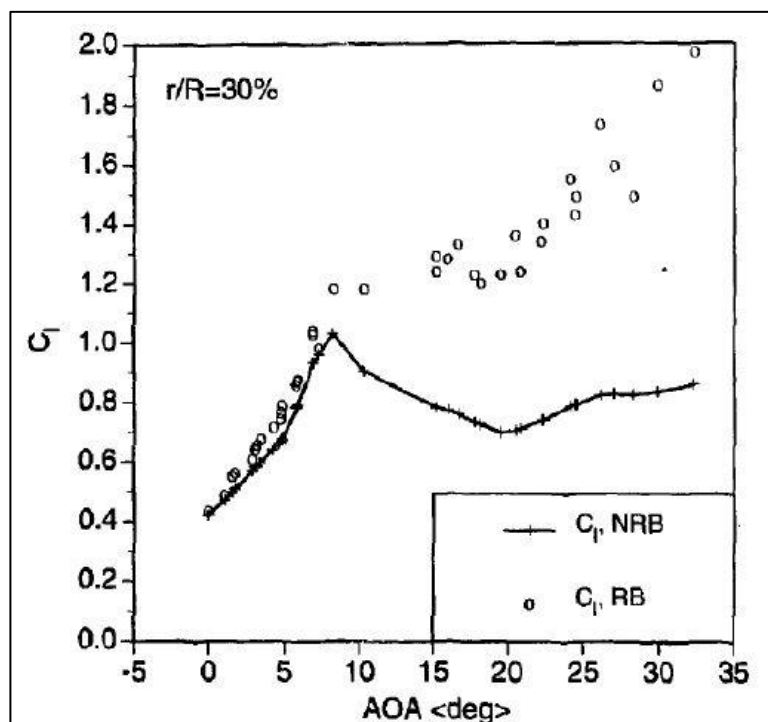
2.2.2 การค้นพบ Stall-Delay

จากที่ทราบลักษณะของการเกิด Stall จากหัวข้อก่อนหน้า แต่ลักษณะของการเกิด Stall-Delay คือลักษณะของการเกิด Stall ที่ช้าลงกว่าปกติคือการเกิด Stall ที่มุมปะทะสูงขึ้นนั่นเองซึ่งค้นพบครั้งแรกโดย Himmelskemp, (1947) บนใบพัดของเครื่องบิน ซึ่งเขาพบว่าแรงยกที่เกิดขึ้นบนใบพัดเครื่องบินนั้นมีค่าสูงมากกว่าที่ออกแบบไว้ใน 2 มิติอย่างมาก ถึงแม้ว่าในตอนนั้นเขาจะไม่ได้ศึกษาหาสาเหตุของการเกิดปรากฏการณ์นั้น แต่นั่นก็เป็นจุดเริ่มต้นของการค้นพบปรากฏการณ์ที่เรียกว่า Stall-Delay ซึ่งจะเกิดขึ้นกับใบหมุนเท่านั้นนั่นเอง

2.2.3 ลักษณะของการเกิด Stall-Delay

การเกิดการ Delay ของ Stall จากการหมุนของใบพัดสามารถแสดงให้เห็นได้จากการศึกษาของ Ronsten ในปี 1992 ดังแสดงให้เห็นในรูปที่ 2.8 ผู้ซึ่งเป็นคนแรกที่ทำการวัดความดันที่เกิดขึ้นบนใบพัดที่มีการหมุน (Rotating blade) เทียบกับใบที่ไม่มีหมุน (Non-Rotating blade) จากรูปจะเป็นการเปรียบเทียบระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยก ใน 2 กรณี ที่ 30% ของความยาวใบเป็นฟังก์ชันของมุมปะทะ จะเห็นว่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่เกิดขึ้นบนใบพัดที่มีการหมุนที่ตำแหน่ง

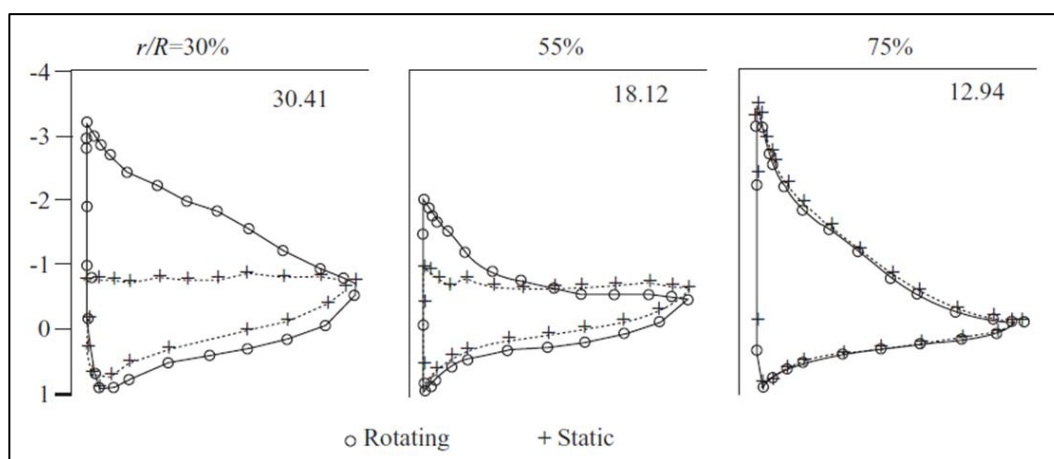
หน้าตัดเดียวกัน จะมีค่ามากกว่าใบพัดที่ไม่มีการหมุนที่มุมปะทะสูง กล่าวคือช่วงที่มุมปะทะต่ำ ลักษณะของแรงยกที่เกิดขึ้นในทั้ง 2 กรณี มีค่าที่สอดคล้องกัน แต่ที่มุมปะทะสูงขึ้นไป ใบพัดที่ไม่มีการหมุนจะเกิดการ Stall ก่อน ในขณะที่ใบหมุนยังคงมีแรงยกเพิ่มขึ้นไปได้อีกมากกว่าใบพัดที่ไม่มีหมุนมาก นั่นคือปรากฏการณ์ของ Stall-Delay ที่เกิดขึ้น



รูปที่ 2.8 สัมประสิทธิ์แรงยกวัดที่ 30% ของใบพัดที่มีการหมุน (RB) และไม่มีการหมุน (NRB) เทียบกับมุมปะทะ (AOA) (Ronsten, 1992)

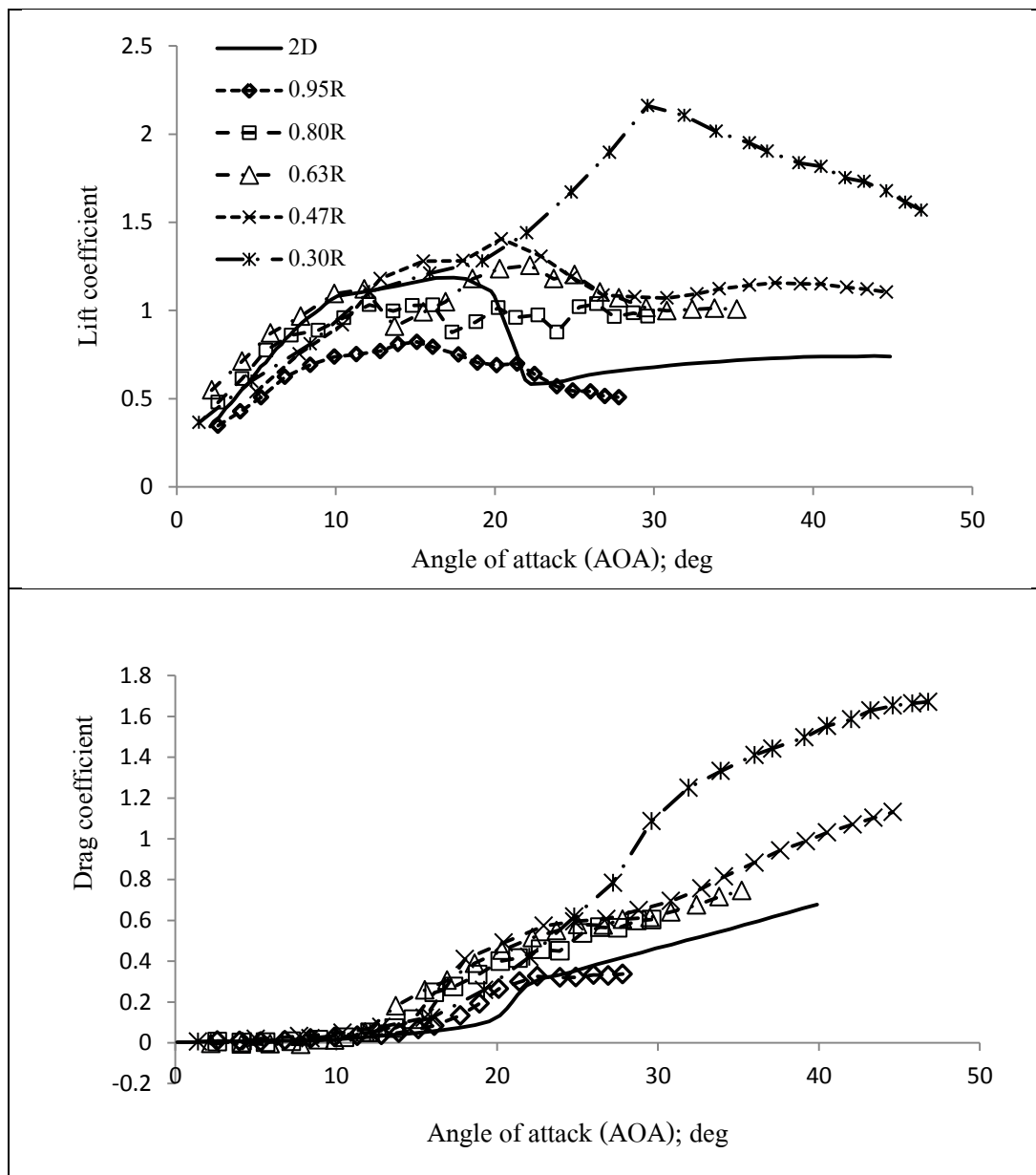
แต่เมื่อพิจารณาความดันที่เกิดขึ้นรอบๆ ใบพัดที่หน้าตัดต่างๆ ดังแสดงในรูปที่ 2.9 เป็นการเปรียบเทียบความดันหยุดนิ่ง (Static pressure) ที่เกิดขึ้นบนผิวของใบพัดที่มุมปะทะเดียวกัน 3 ตำแหน่ง ตำแหน่งที่ 30% ของใบพัดที่มุม 30.41 องศา ซึ่งเป็นมุมที่เกิดการ Stall อย่างเต็มใบ (Fully stall) สำหรับใบพัดที่ไม่มีการหมุน จะเห็นได้ว่าความแตกต่างของความดันที่เกิดขึ้นบนใบหมุนที่ 30% ใบพัดที่ตำแหน่ง Leading edge ด้าน Suction จะมีความดันสูงมาก และค่อย ๆ ลดลงอย่างสม่ำเสมอ นั่นบ่งบอกให้รู้ว่าการลดลงของความดันที่พยายามดันย้อนกลับ (Adverse pressure gradient) และไม่เหมือนพฤติกรรมที่เกิดการไหลแยกตัวแต่อย่างใด และที่หน้าตัด 55% ใบพัดก็มีเหตุผลเดียวกันกับที่หน้าตัด 30% ใบพัด นั่นคือความดันที่เกิดขึ้นบนใบพัดที่ไม่มีหมุน บ่งบอกว่าได้เกิด Stall เกิดขึ้นแล้ว แต่ใบหมุน ยังคงมีความดันสถิตสูงที่บริเวณ Leading edge ด้านดูดอากาศ

ถึงแม้จะน้อยแต่มิ่นัยสำคัญมาก ที่ 75% ใบพัดโดยรวมแล้วไม่มีความแตกต่างกันแต่อย่างใด ระหว่างใบหมุนกับใบที่ไม่หมุน เป็นหน้าตัดที่ทำมุม 12.94 องศา ซึ่งเป็นมุมที่อยู่ต่ำกว่าระดับที่เกิดการ Stall ได้



รูปที่ 2.9 ความดันที่ด้านดูด (Suction) ของใบหมุน จะมีค่าสูงกว่าใบที่ไม่หมุน และความดันจะเทียบเท่ากันที่บริเวณใกล้ปลายใบ (Ronsten, 1991)

หลังจากนั้นก็ ได้มีโครงการทดสอบกับหันลมอื่น ๆ ขึ้นมาอีกมากมาย เพื่อศึกษาพฤติกรรม Stall-Delay ที่เกิดขึ้น โดยเฉพาะโครงการ NREL ที่มีถึง 6 โครงการ ซึ่งครั้งที่ 6 คือ Phase VI ที่ทำการทดลองเสร็จสิ้นไปเมื่อปี 2000 และนอกจากที่ยังมีโครงการ MEXICO rotor ที่ทำการทดลองเสร็จไปเมื่อปี 2006 ที่ผ่านมานี้เอง จากข้อมูลผลการทดลองของกังหันลม NREL Phase VI แสดงได้ดังรูปที่ 2.10 ก็จะสังเกตเห็นได้เป็นอย่างดีแล้วว่าแรงที่เกิดขึ้นบนใบพัดกังหัน (แบบ 3 มิติ) มีความแตกต่างจากแรงที่เกิดขึ้นบนการทดลองใน 2 มิติอย่างสิ้นเชิง แต่ความแตกต่างนี้จากข้อมูลที่ได้ ยังไม่สามารถอธิบายได้ว่ามีความแตกต่างกันอย่างไร นั่นก็เพราะว่า ข้อมูลที่ได้มาจากการวัดยังหาแนวโน้มความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์ของแรงเทียบกับมุมปะทะไม่ได้ ยังไม่สามารถอธิบายได้ว่าที่หน้าตัดต่าง ๆ พฤติกรรม Stall-Delay นั้นส่งผลอย่างไรกับแรงที่เกิดบนใบพัดดังได้เห็นในรูป ซึ่งได้ก่อให้เกิดแรงที่มีรูปร่างแปลกประหลาดเช่นนี้ สิ่งหนึ่งที่พอจะคาดคิดได้นั่นคือ ข้อมูลการทดลองที่ได้มาจากการวัดยังมีความไม่ถูกต้องจากการวัดปะปนมากับข้อมูลอยู่มาก (Hand, 2001) ดังนั้นข้อมูลที่ได้จากผลการทดลองจึงยังขาดความน่าเชื่อถือ เนื่องจากไม่มีเครื่องมือหรืออุปกรณ์ที่ใช้วัดค่าแรงยกและแรงต้านบนใบพัดที่มีการหมุนได้โดยตรง รวมไปถึงการวัดมุมปะทะที่ได้จากการทดลองก็เป็นเพียงการประเมินค่าจาก Probe แล้วนำมาคำนวณหามุมปะทะ (AOA)



รูปที่ 2.10 สัมประสิทธิ์แรงยก (C_l) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_d) เกี่ยวกับการประเมินค่ามุมปะทะจากการทดลองของกังหันลม NREL Phase VI และผลจากการทดลองใน 2 มิติ (Jonkman, 2003)

2.3 ปรัชน์วรรณกรรมด้านวิธีเชิงทฤษฎี

วิธีเชิงทฤษฎีเป็นวิธีที่ใช้การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Math models) อาศัยความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยก แรงต้านใน 2 มิติ ตำแหน่งรัศมี ความยาวคอर्ड ฯลฯ ของใบพัดมาสร้างเป็นสมการแบบจำลอง Stall-Delay ใน 3 มิติ

2.3.1 การพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay models

เมื่อในทางการทดลองยังไม่สามารถหาข้อสรุปเกี่ยวกับผลของการเกิด Stall-Delay ที่เกิดขึ้นนี้ได้ ในทางทฤษฎีก็มีความพยายามที่จะพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay model ขึ้น โดยอาศัยข้อมูลจากการทดลองใน 2 มิติร่วมกับข้อมูลการทดลองใน 3 มิติ (ในบางทฤษฎี) จึงทำให้มีทฤษฎีของแบบจำลอง Stall-Delay เกิดขึ้นมาอย่างหลากหลายทฤษฎี แนวทางในการพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay ใน 3 มิติ (โดยมาก) มีพื้นฐานมาจากสมการ คือ (Breton S., 2008)

$$C_{l,3D} = C_{l,2D} + g_{c_l} \Delta C_l \quad (2.5)$$

$$C_{d,3D} = C_{d,2D} + g_{c_d} \Delta C_d \quad (2.6)$$

เมื่อ g_{c_l} และ g_{c_d} เป็นฟังก์ชันใดๆ ขึ้นอยู่กับผู้พัฒนาออกแบบแบบจำลองจะกำหนดให้เป็น และ ΔC_l , ΔC_d เป็นความแตกต่างของ C_l , C_d ที่เกิดขึ้น

Snel et al. (1993) ได้เสนอแบบจำลอง Stall-Delay ตามรูปแบบสมการที่ได้กล่าวไว้ในสมการที่ (2.5) และ (2.6) โดยกำหนดฟังก์ชันตามสมการที่ (2.7)

$$g_{c_l} = 3(c/r)^2 \quad (2.7)$$

เมื่อ c และ r คือความยาวคอर्ड (Chord) และรัศมีของใบพัดในหน้าตัดที่กำลังพิจารณาตามลำดับ (แต่ไม่นำเสนอแบบจำลอง Stall-Delay ในส่วนของสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient : C_d))

Chaviaropoulos and Hansen (2000) ได้เสนอแบบจำลอง Stall-Delay โดยใช้การพิสูจน์มาจากการ Integrated สมการ Navier-Stokes ใน 3 มิติแบบอัดตัวไม่ได้ในแนวรัศมี และใช้วิธีกึ่งสังเกต (semi-empirical) ในการปรับแก้ความแม่นยำ ได้สมการ

$$g_{c_l} = a(c/r)^h \cos^n \beta \quad (2.8)$$

$$g_{c_d} = a(c/r)^h \cos^n \beta \quad (2.9)$$

เมื่อ β คือมุมบิดของใบพัด และค่าคงที่ a , h และ n ในที่นี้ใช้ 2.2, 1 และ 4 ตามลำดับ

Du and Selig (1998) ได้เสนอแบบจำลอง Stall-Delay ได้พัฒนามาจากงานของ Snel et al., (1993) อีกที โดยสมการที่นำเสนอคือ

$$g_{c_i} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}}{0.1267 b + (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}} - 1 \right] \quad (2.10)$$

$$g_{c_d} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{2dR}{\Lambda r}}}{0.1267 b + (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}} - 1 \right] \quad (2.11)$$

เมื่อ $\Lambda = \Omega R \sqrt{U_0^2 + \Omega R^2}$ ซึ่งเป็นสมการที่ปรับแก้ (modified) tip speed ratio. U_0 เป็นความเร็วลมทางเข้า Ω ความเร็วในการหมุน R ความยาวใบพัด และค่าคงที่ a , b และ d ในที่นี้ใช้ให้เป็น 1

Bak et al. (2006) เขาได้พัฒนาแบบจำลองโดยมีแนวทางที่ต่างออกไปจาก 3 แบบแรก โดยใช้การวิเคราะห์ความแตกต่างของความดันที่เกิดขึ้นระหว่างใบพัดที่มีการหมุน (rotating blade) และไม่มีการหมุน (Non-rotating blade) จะได้ความแตกต่างของความดันในรูปของ ΔC_p แสดงได้ดังสมการ (2.12)

$$\Delta C_p = \frac{5}{2} \left(1 - \frac{x}{c}\right)^2 \left(\frac{\alpha - \alpha_{f=1}}{\alpha_{f=0} - \alpha_{f=1}}\right)^2 \sqrt{1 - \left(\frac{R}{r}\right)^2} \frac{c/r}{1 + \tan^2(\alpha + \theta)} \quad (2.12)$$

เมื่อ x/c คือระยะตั้งฉากกับคอร์ด (Normalized chordwise position) α คือมุมปะทะ (AOA) และ $\alpha_{f=1}$, $\alpha_{f=0}$ มุมปะทะที่อากาศที่ไหลผ่านใบพัดเริ่มมีการไหลแยกตัว และมีการไหลแยกตัวเต็มใบ (fully separated) ตามลำดับ แล้ว integrated รอบใบพัดเพื่อหา $C_{n,3D}$ และ $C_{t,3D}$ แล้วนำไปคำนวณหา $C_{l,3D}$, $C_{d,3D}$ ได้ดังนี้

$$C_{l,3D} = C_{n,3D} \cos \alpha + C_{t,3D} \sin \alpha \quad (2.13)$$

$$C_{d,3D} = C_{n,3D} \sin \alpha - C_{t,3D} \cos \alpha \quad (2.14)$$

Corrigan and Schillings (1994) ได้พัฒนาแบบจำลองต่อมาจาก Banks and Gadd (1963) อีกรูปแบบหนึ่ง โดยการใช้การขยายฟังก์ชันของการเกิด Stall-Delay ออกมาในเทอมของมุมปะทะด้วย ซึ่งแตกต่างจากโมเดลอื่น ๆ ที่ผ่านมา โดยโมเดลอื่น ๆ ที่ผ่านมาจะเป็นการพัฒนาแบบจำลองโดยที่ไม่คิดผลของมุมปะทะเข้ามามีผลเกี่ยวข้องกับการเกิด Stall-Delay แต่อย่างใด ดังนั้นเมื่อคิดผลของมุมปะทะที่มีผลต่อการเกิด Stall-Delay จึงส่งผลทำให้เกิดการเลื่อน (Shift) มุมเกิดขึ้น โดยมุมที่เลื่อนไปเป็นไปตามสมการ ที่ (2.15)

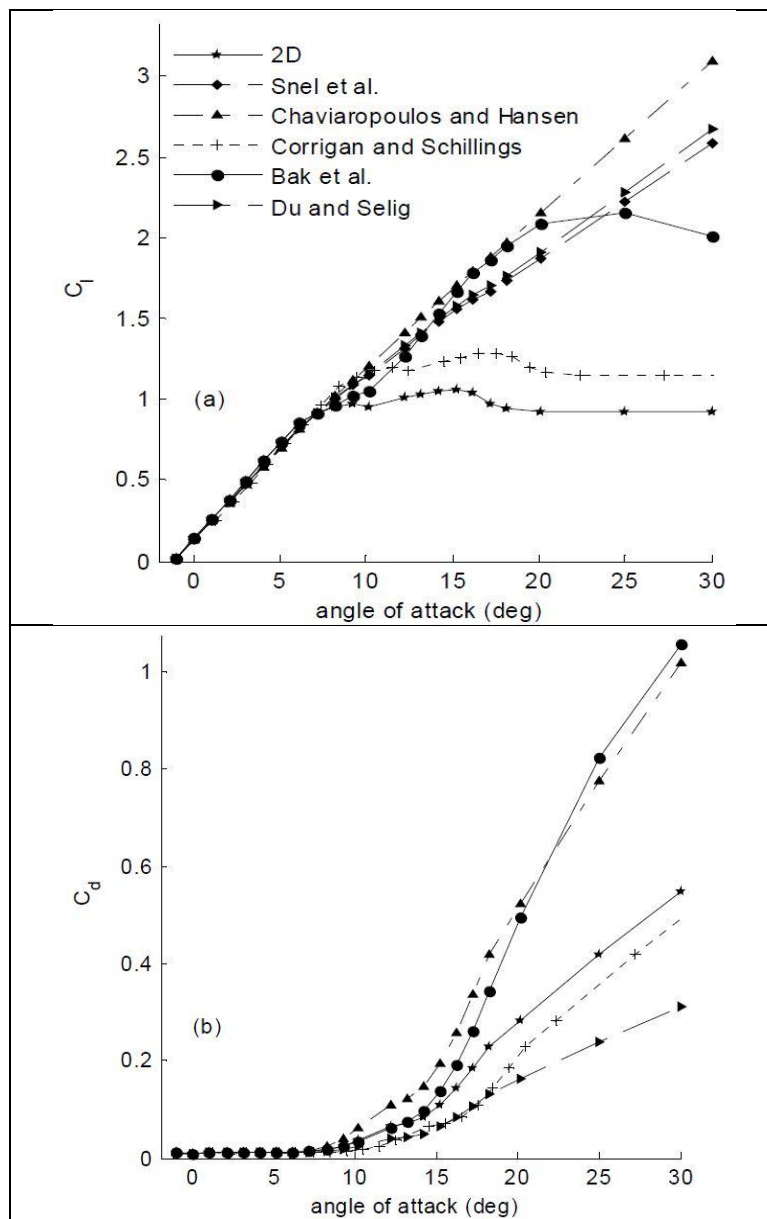
$$\Delta \alpha = (\alpha_{C_{l,max}} - \alpha_0) \left[\left(\frac{Kc/r}{0.136} \right)^n - 1 \right] \quad (2.15)$$

เมื่อ $\alpha_{C_{l,max}}$ คือ มุมปะทะที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด K ค่าความต่างความเร็วย้อนกลับไร้มิติ (non-dimensional linear adverse velocity gradient) ค่าคงที่ n จะขึ้นกับผลกระทบของการหมุน (rotational effects) โดยค่าที่ Corrigan and Schillings (1994) แนะนำคืออยู่ระหว่าง 0.8-1.6 ดังนั้นแบบจำลอง Stall-Delay model ที่เกิดขึ้นจึงเกิดการเลื่อนมุมปะทะจากแบบเดิมใน 2 มิติไป $\Delta \alpha$ องศา ทำให้ได้ฟังก์ชันของการเกิดสัมประสิทธิ์แรงยกเป็นไปตามสมการที่ (2.16)

$$C_{l,3D}(\alpha + \Delta \alpha) = C_{l,2D}(\alpha) + (\partial C_{l,pot} / \partial \alpha) \cdot \Delta \alpha \quad (2.16)$$

เมื่อ $\partial C_{l,pot} / \partial \alpha$ ความชันของกราฟแรงยก (Potential theory lift curve) แต่ Corrigan and Schillings ได้แนะนำให้ใช้แบบจำลองนี้กับตำแหน่งใบพัดตั้งแต่ 75% ขึ้นไป ซึ่งอยู่นอกอิทธิพลของการเกิด Stall-Delay ดังนั้น สมการที่ (2.16) จึงไม่ได้ถูกสร้างขึ้นมาเพื่อทำนายการเกิด Stall-Delay โดยเฉพาะ

จากผลของแบบจำลอง Stall-Delay ทั้ง 5 แบบที่เสนอไปทั้งหมดนั้น เมื่อนำมาเปรียบเทียบกันจะได้ผลดังรูปที่ 2.11 ในแง่ของแนวคิดในการพัฒนา Stall-Delay 3 แบบแรก Snel et al. (1993); Chaviaropoulos and Hansen (2000); Du and Selig (1998) ที่ ได้ เสนอ ไป นั้น มีแนวความคิดคล้ายกันคือเป็นการขยายฟังก์ชันของการเกิดแรงยกและแรงต้านที่อยู่ในรูปแบบของสัมประสิทธิ์ให้ขยายออกไปตรง ๆ นั่นคือผลของการเกิดแรงยก และแรงต้านใน 3 มิติไม่มีตัวแปร



รูปที่ 2.11 ผลการเปรียบเทียบความแม่นยำของแบบจำลอง Stall-Delay ของสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านในฟังก์ชันของมุมปะทะ (Guntur S., 2012)

ของมุมปะทะเข้ามาเกี่ยวข้องเลย ทำให้กราฟที่ได้ถูกขยายออกไปด้วยฟังก์ชันของตัวขยาย g_{cl} , g_{cd} โดยไม่มีการเกิดการเลื่อน (Shift) แกนของมุมปะทะ แต่แบบจำลองที่ 4 ที่เสนอโดย Bak, et al.(2006) ได้มีแนวความคิดที่ต่างออกไป โดยอาศัยผลของความแตกต่างของความดันเข้ามาคิด แต่แนวคิดนี้ก็ยังอยู่บนพื้นฐานที่ว่า มุมปะทะไม่มีผลต่อการเกิด Stall-Delay อยู่นั่นเอง จนมาถึง Corrigan and Schillings, (1994) ที่มีแนวความคิดที่ดูจะมีเหตุผลที่น่าเชื่อถือได้เป็นอย่างดี นั่นคือ ผลของการเกิด

Stall-Delay มีปัจจัยอันเนื่องมาจากมุมปะทะเข้ามาเกี่ยวข้องกับด้วย ดังนั้นการเกิดพฤติกรรมดังกล่าวจึงไม่ได้เกิดอย่างตรงไปตรงมากับพฤติกรรมใน 2 มิติหากแต่มีการเลื่อนของมุมปะทะเข้ามาเกี่ยวข้องกับด้วย แต่ Corrigan and Schilling กลับแนะนำให้ใช้แบบจำลองดังกล่าวกับตำแหน่งใบพัดที่มากกว่า 75% ใบพัดขึ้นไป นั่นแสดงว่าแบบจำลองนี้ยังไม่เหมาะที่จะนำมาทำนายผลการเกิด Stall-Delay ที่จะเกิดที่หน้าตัดต่ำกว่า 75% ของความยาวใบ

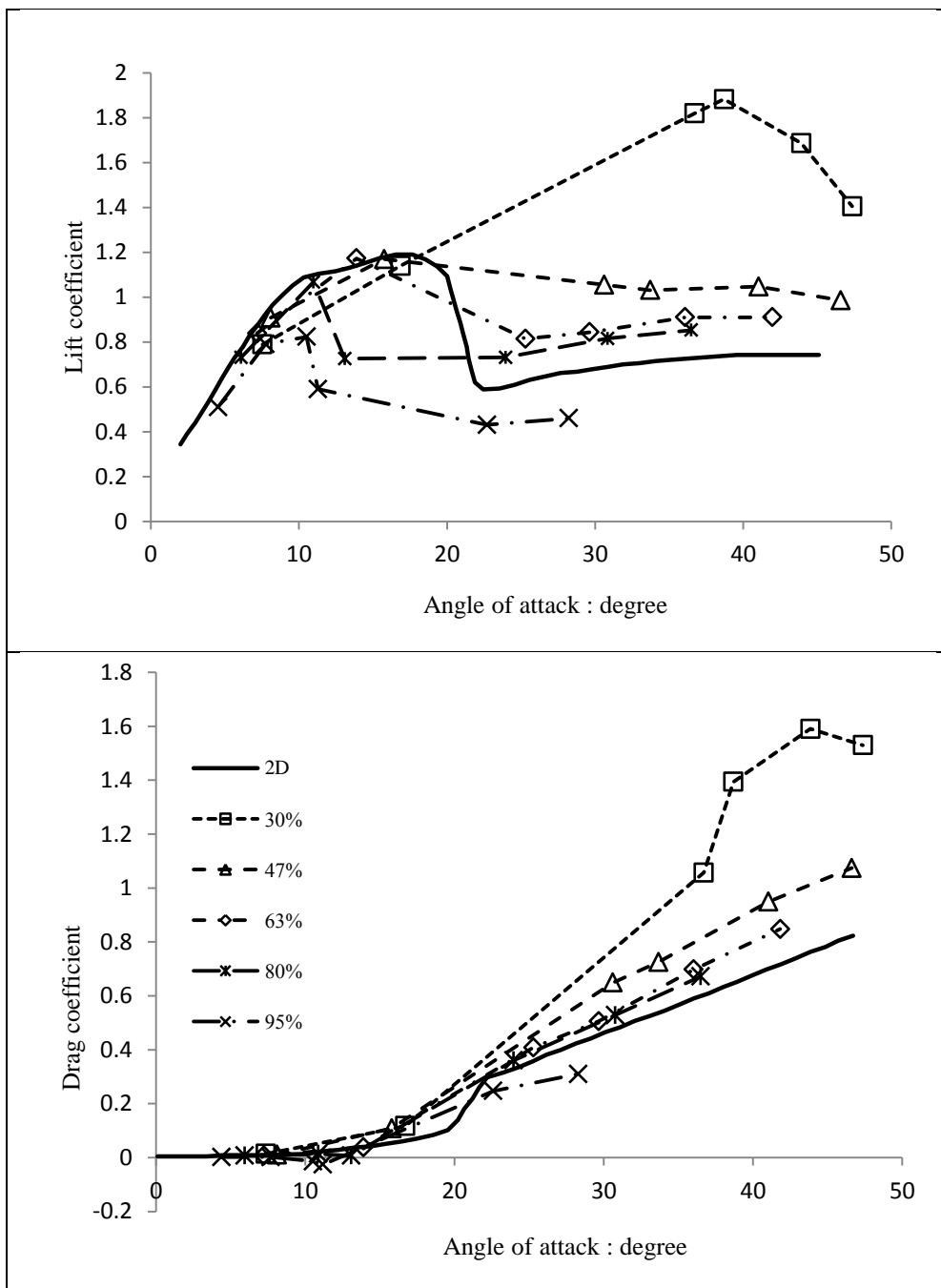
2.4 ปรัชสนัวรรณกรรมด้าน CFD

Sørensen et al. (2002) ได้ทำการจำลองการไหลกังหันลม NREL Phase VI ด้วยโปรแกรม EllipSys3D ที่พัฒนาโดย Michelsen and Sørensen ซึ่งเป็นวิธี finite volume ในแบบ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) เป็นโค้ดที่คำนวณภายใต้เงื่อนไขของการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ และใช้ SIMPLE algorithm แบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้มีสองแบบนั้นคือ SST k- ω และมีข้อมูลจำเพาะที่ใช้ในการจำลอง ดังแสดงในตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 ข้อมูลเงื่อนไขที่ Sørensen ใช้ในการคำนวณกังหันลม NREL Phase VI

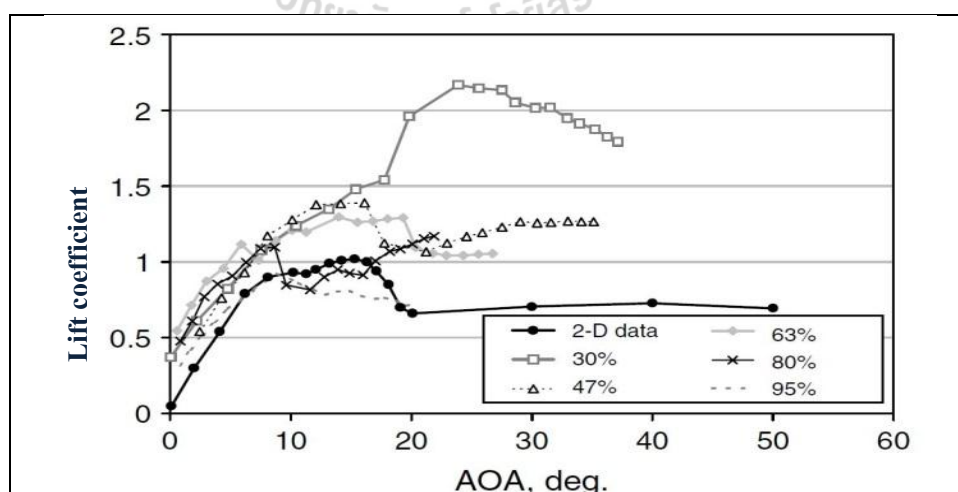
Run	RPM	Wind speed (m/s)	Density (kg/m ³)	Viscosity x 10 ⁵ (kg/ms)
S070000	71.9	7.0	1.246	1.769
S100000	72.1	10.0	1.246	1.769
S130000	72.1	13.0	1.227	1.781
S150000	72.1	15.1	1.224	1.784
S200000	72.0	20.1	1.221	1.786
S250000	72.1	25.1	1.220	1.785

ในการประเมินสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้านนั้นใช้หลักการเปรียบเทียบจุดหยุดนิ่ง (Stagnation point) ระหว่างการจำลองแบบสามมิติ กับแบบสองมิติ โดยถ้าจุดหยุดนิ่งเป็นจุดเดียวกันก็จะถือว่าเป็นจุดที่มีมุมปะทะเท่ากัน ทั้งสองแบบถูกคำนวณด้วย EllipSys code (Sørensen, 2000) ซึ่งเป็นโค้ดที่พัฒนาขึ้นมาเอง ได้ผลการคำนวณดังรูปที่ 2.12

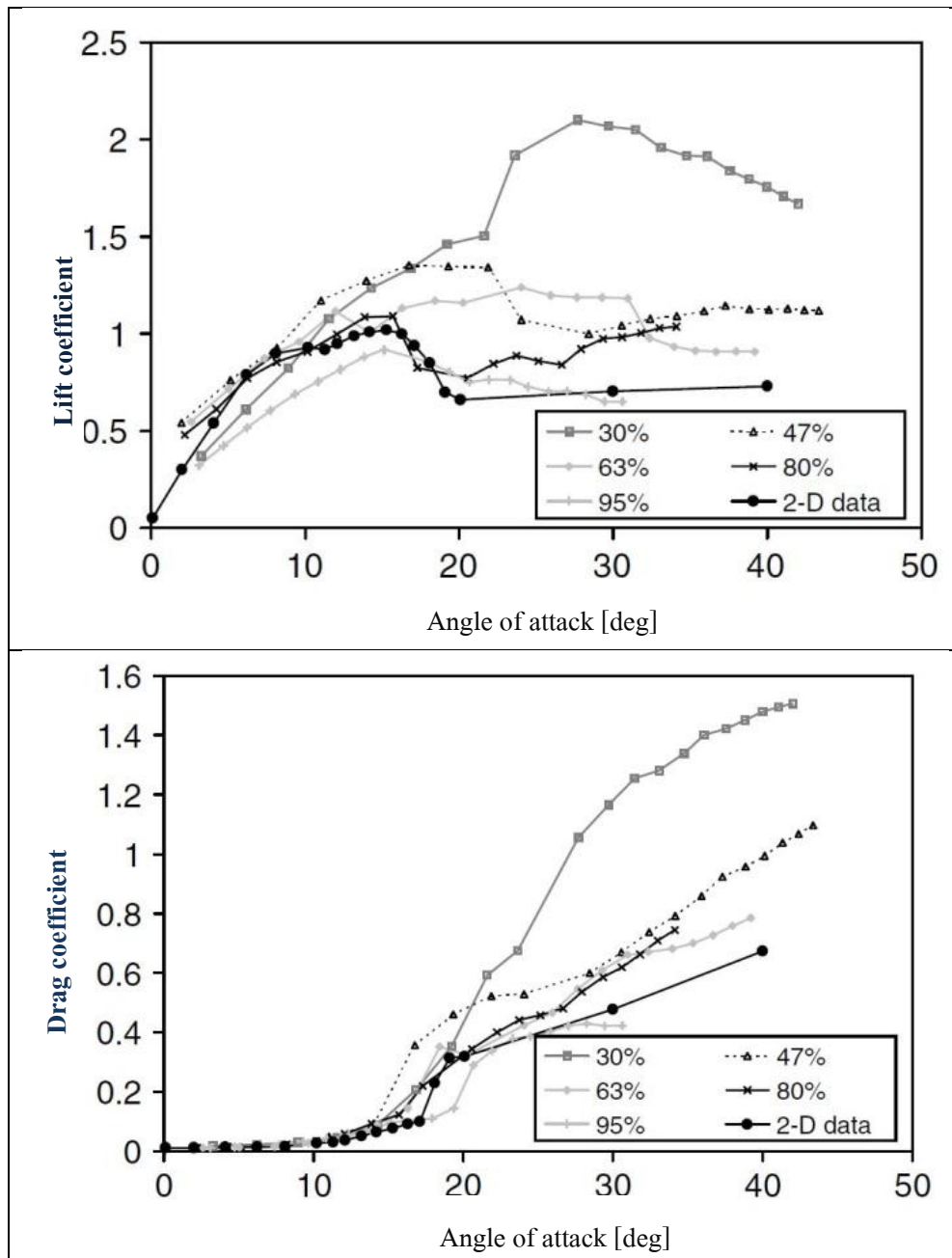


รูปที่ 2.12 ผลการประเมินมุมปะทะเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านใน 3 มิติ ของ Sørensen (2002)

Laino et al., (2002) ได้พยายามปรับปรุงความแม่นยำของผลการทดสอบที่ไม่ทราบผลการทดลองล่วงหน้า (Blind test) ที่จัดขึ้น โดย NREL Unsteady Aerodynamics Experiment (UAE) โดยใช้ข้อมูลของมุมปะทะ และสัมประสิทธิ์ในแนวตั้งฉากและแรงในแนวสัมผัส (Normal and Tangential forces coefficient) จากการทดลองเพื่อนำมาคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกแรงต้าน (Lift and drag coefficient) ด้วยโปรแกรม YawDyn โดยเทียบผลกับการทดลองจากอุโมงค์ลมใน 2 มิติทำให้ได้ผลการคำนวณดังรูปที่ 2.13 จะเห็นได้ว่าความชันของกราฟช่วงที่เป็นเชิงเส้นในแต่ละหน้าตัดใบพัดมีค่าไม่เท่ากัน และยังแตกต่างจากความชันของกราฟการทดลองใน 2 มิติอีกด้วย นอกจากนี้กราฟยังมีการเลื่อนแกนไปทางซ้ายอีกด้วยซึ่งแสดงให้เห็นว่าผลจากการคำนวณนี้ไม่ถูกต้อง เขาได้ตั้งข้อสังเกตว่าผลการคำนวณที่ผิดพลาดนี้เกิดจากมุมปะทะที่ใช้ในการคำนวณไม่ได้คำนวณด้วยโปรแกรม YawDyn (ประเมินโดย UAE) จึงเปลี่ยนมาใช้วิธีวิศวกรรมย้อนกลับ (Reverse Engineer) (ในงานวิจัยนี้เรียกวิธีนี้ว่า inverse BEM) จากข้อมูลการทดลองใน 3 มิติโดยใช้การประเมินมุมปะทะด้วยโปรแกรม YawDyn และคำนวณผลสัมประสิทธิ์แรงยกแรงต้านด้วยมุมปะทะที่ถูกประเมินด้วยวิธีใหม่นี้ได้ผลดังรูปที่ 2.14 แต่ผู้ทำการวิจัยก็ยังไม่ยืนยันว่าผลการจำลองที่แสดงนี้มีความถูกต้อง เนื่องจากความแตกต่างที่เห็นได้อย่างชัดเจนที่เกิดขึ้นบนกราฟสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) ที่ขึ้นกับค่าแรงในแนวสัมผัส (Tangential force coefficient; C_T) เพราะ C_D วัดได้ยากและยากกว่า C_L มากด้วยความจำกัดของจำนวนแถบวัดความดัน จากการทดลองที่มีเพียง 20 ตัวในแต่ละหน้าตัดใบพัด และนอกจากนี้ข้อมูลจากการวัดแรงต้านที่วัดโดย UAE มีแนวโน้มที่มีค่าต่ำกว่าความเป็นจริง และยังเป็นลบในบางกรณีอีกด้วย



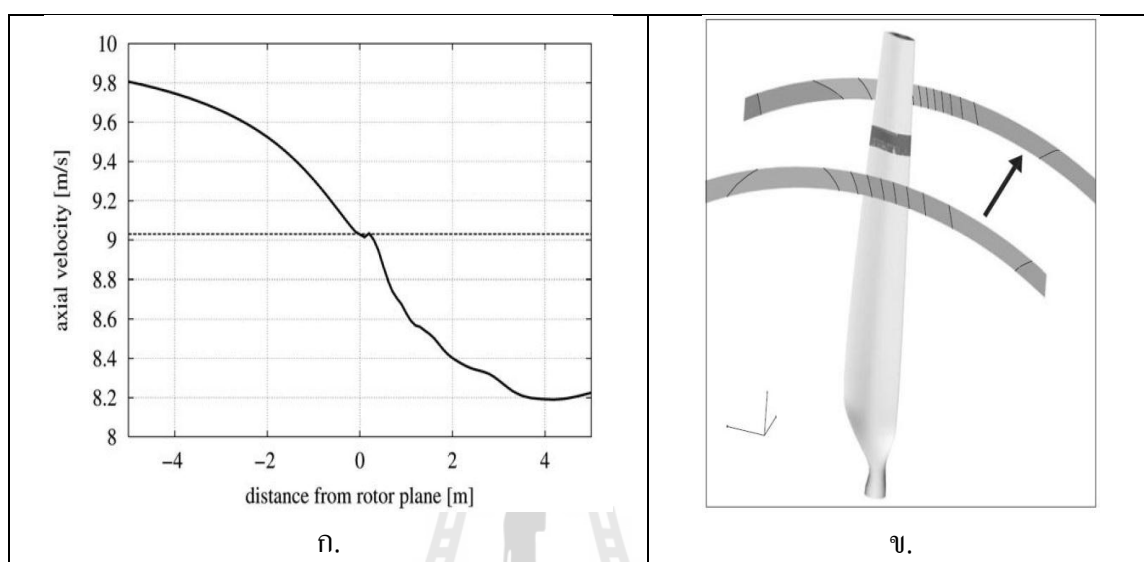
รูปที่ 2.13 ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) จากข้อมูลการทดลอง UAE Blind test (Laino et al., 2002)



รูปที่ 2.14 ผลการปรับปรุงการคำนวณด้วยโปรแกรม YawDyn ด้วยวิธี inverse BEM (Laino et al., 2002)

Jeppe and Sørensen (2004) ก็ได้ทำการศึกษาเพิ่มเติมจาก Sørensen, (2002) โดยใช้โปรแกรม EllipSys3D และเงื่อนไขในการคำนวณเดิม และใช้แบบจำลองความปั่นป่วนสองแบบนั้น คือ SST $k-\omega$ และแบบ Detached eddy simulation (DES). เป็นการไหลที่ความเร็วลมคงที่ แต่เปลี่ยนวิธีการประเมินมุมปะทะเป็นวิธีใหม่ การประเมินมุมปะทะหาจากการเหนี่ยวนำการไหลของอากาศ

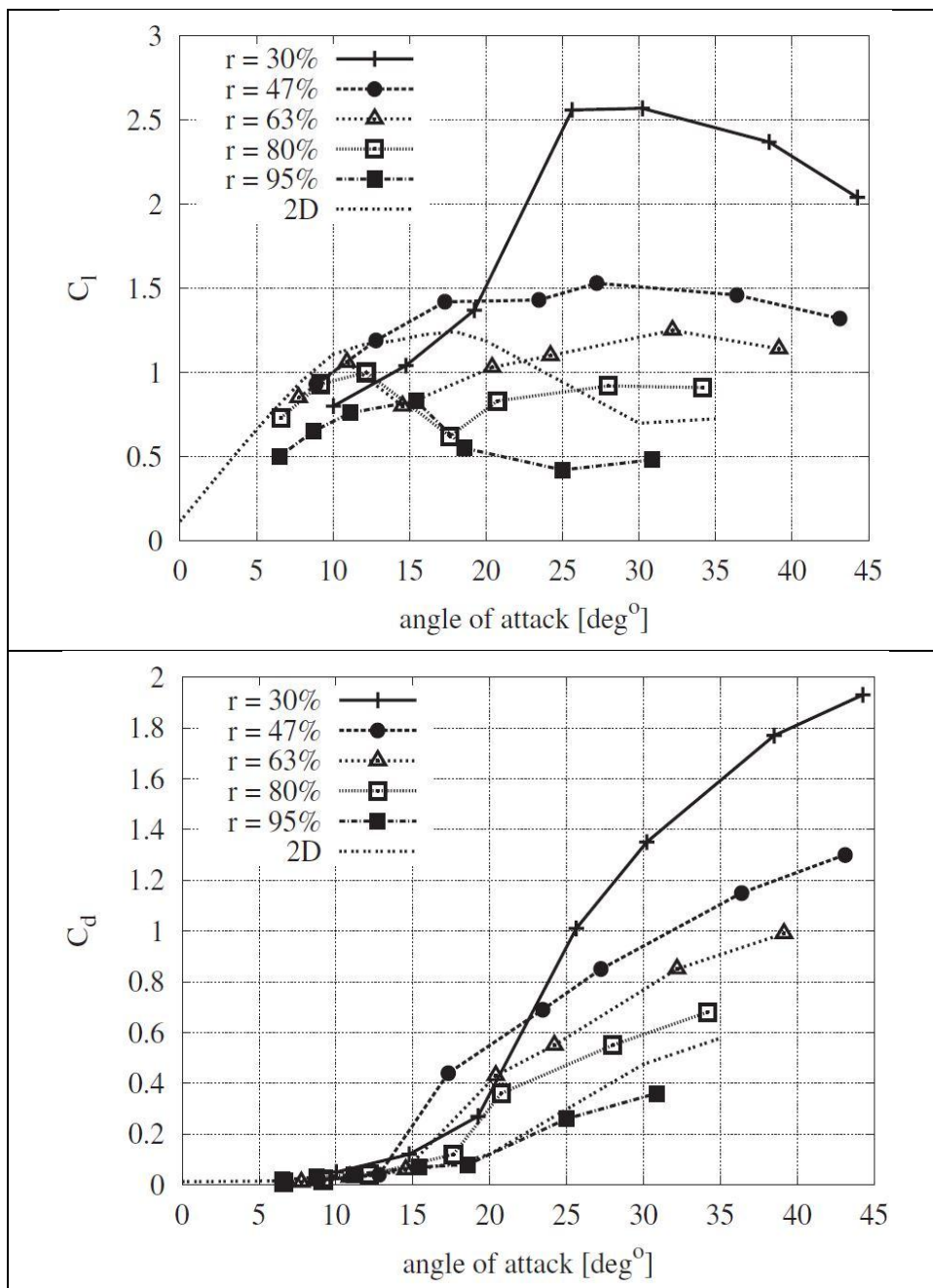
ที่ความเร็วการไหลจะลดลงเมื่อลมไหลเข้ามาใกล้กังหันลม ดังกราฟแสดงในรูปที่ 2.15 ก. โดยความเร็วลมที่ลดลงจะพิจารณาจากหน้าตัดที่เราสนใจ ดังแสดงในรูปที่ 2.15 ข. ซึ่งจะสามารถหาความเร็วลมเหนี่ยวนำ (a) ที่หน้าตัดของกังหันลมได้จากสมการ $a = (U_0 - U)/U_0$



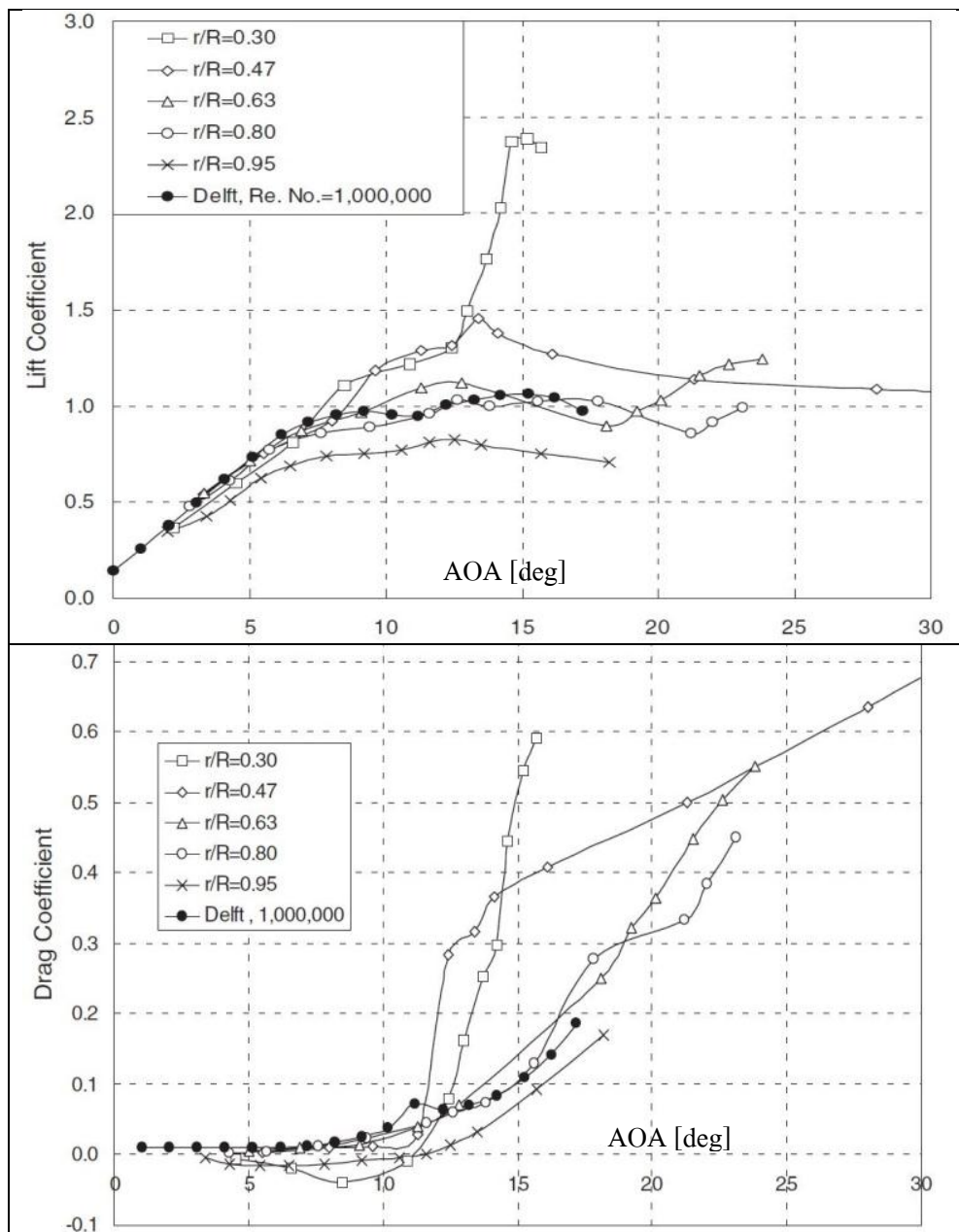
รูปที่ 2.15 การอ่านค่าความเร็วเหนี่ยวนำด้วยวิธีทาง CFD (Jeppe et al., 2004)

จากนั้นนำไปคำนวณหามุมความเร็วลมสัมพัทธ์ (ϕ) ได้จากสมการ (4.2) โดยในที่นี้จะใช้ค่าความเร็วลมเหนี่ยวนำในแนวสัมผัสเป็นศูนย์ ($a' = 0$) ทำให้สามารถประเมินค่ามุมปะทะได้จากสมการ $\alpha = \phi - \beta$ เมื่อ θ คือ มุมบิด (Twist) ของใบในแต่ละหน้าตัดที่สนใจ ได้ผลการจำลองดังรูปที่ 2.16

James (2004) งานวิจัยที่เขาศึกษาจากงานของ Timmer, (2003) มีการ Stall เกิดขึ้นก่อนที่จะเกิดการไหลแยกตัวที่บริเวณ Leading edge ปริมาณของสัมประสิทธิ์แรงยก แรงต้านขึ้นกับขนาดของความหนาของ Airfoil บริเวณ Leading edge และนอกจากนี้มุมปะทะที่ทำให้เกิดการไหลแยกตัวที่ Leading edge นั้นเพิ่มขึ้นมีความสัมพันธ์เป็นเชิงเส้นกับขนาดของความหนากับ Leading edge และยังพบว่ารูปร่างของใบพัดและ Aspect ratio (r/R) เป็นปัจจัยหลักของการเกิด Stall จากข้อมูลการทดลองใน 2 มิติของ UAE ยังพบว่าเกิดการไหลแยกตัวจะเกิดบริเวณหลังจากครึ่งหนึ่งของความยาวใบไปจนถึงเกือบ ๆ ปลายใบ ซึ่งมีความคล้ายคลึงกันกับการทดลองใน 3 มิติ งานวิจัยนี้จึงมุ่งเน้นไปที่ทฤษฎีของ Lifting Line หรือ Lifting surface theory นั่นคือ Lifting Surface Wind Turbine (LSWT) คุราลอะเอียคของทฤษฎีนี้จาก Kocurek, (1987) ผลจากการวิเคราะห์ผลการประเมินมุมปะทะเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยกแรงต้านได้ดังรูปที่ 2.17



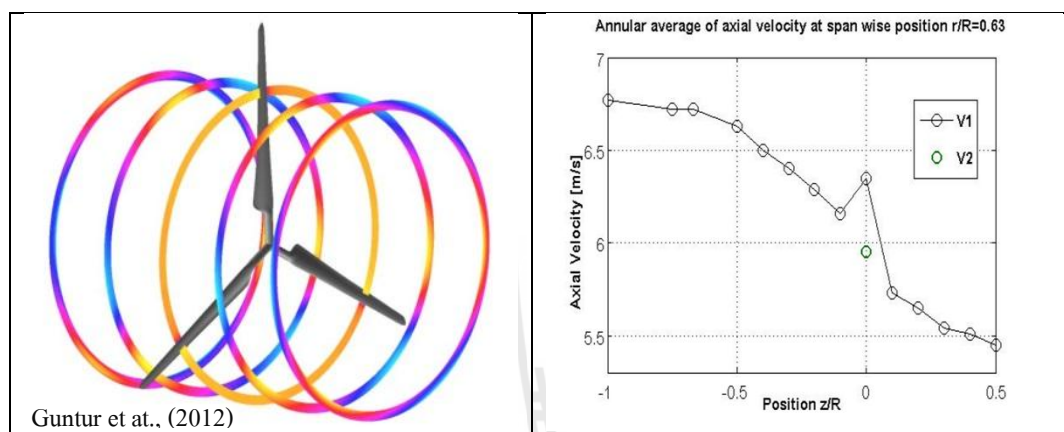
รูปที่ 2.16 ผลการจำลองของ Jeppe And Sørensen, (2004)



รูปที่ 2.17 สัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านจากผลการประเมินด้วย
วิธี Lift Surface Wind Turbine (James, 2004)

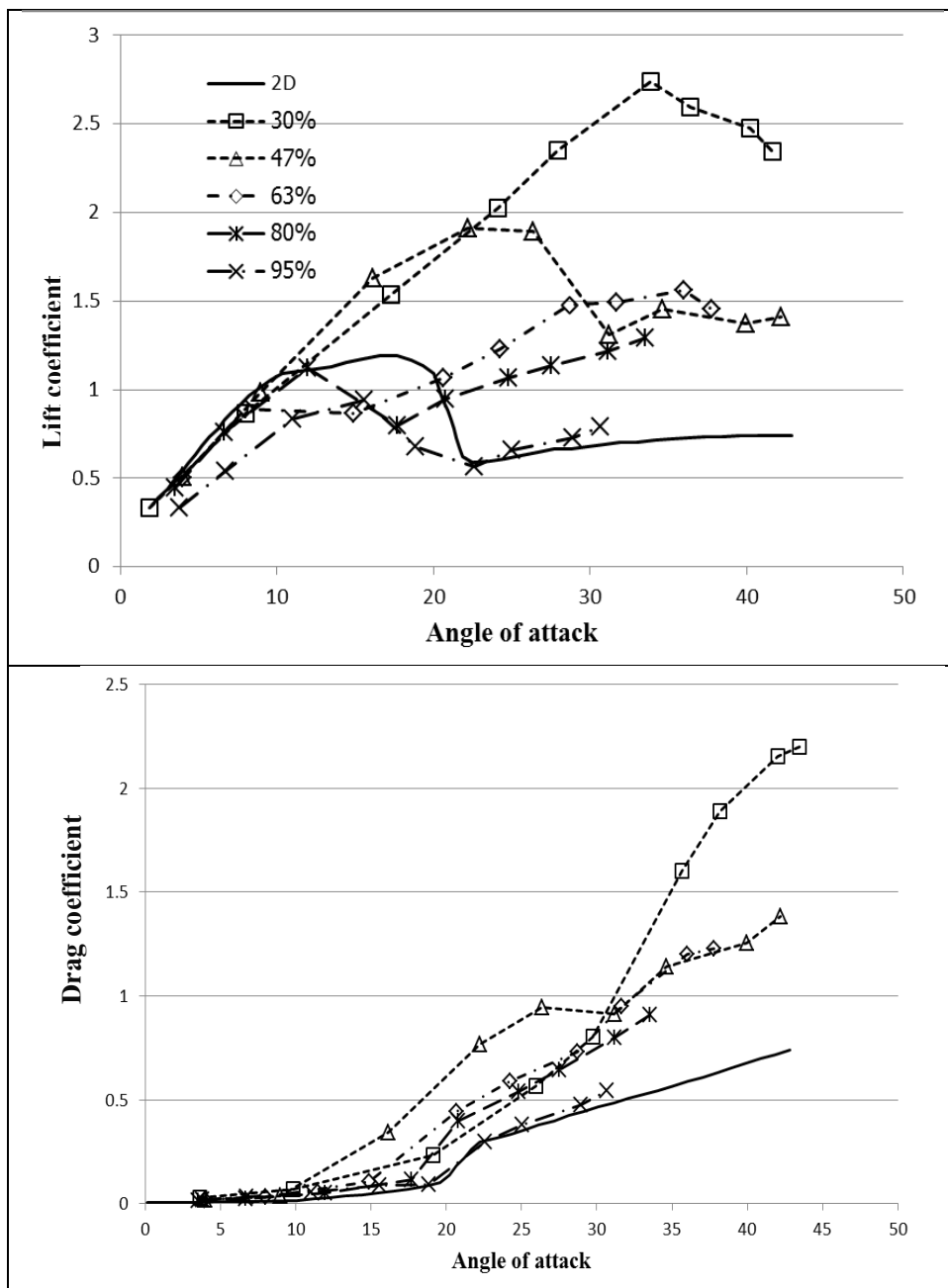
กัมพล อรนนท์ และคณะ (2556) ก็ได้ศึกษาและทำการจำลองการไหลกึ่งหันลม NREL Phase VI โดยใช้ข้อมูลการจำลองของ Sorensen, (2002) เป็นต้นแบบในการจำลอง แต่ใช้โปรแกรม Ansys fluent ในการคำนวณ และใช้การประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical ที่อ้างอิงจากงานของ Guntur and Sørensen, (2012) ที่อาศัยการเห็นขี้นาของการไหลของอากาศในแนวแกนที่ลดลงใน

การประเมินมุมปะทะและความเร็วลมที่หน้าตัดประเมินด้วยวิธี Lagrangian polynomial interpolation (สมการการคำนวณจะแสดงในบทที่ 4) จากผลการคำนวณความเร็วการไหลด้วยวิธีดังกล่าว จะทำให้ได้ความเร็วลม V_2 ดังแสดงในรูปที่ 2.18 และสามารถประเมินสัมประสิทธิ์ของแรงที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะได้ดังรูปที่ 2.19



รูปที่ 2.18 ความเร็วลมเหนี่ยวนำในรัศมีที่สนใจพิจารณา

จากแบบจำลองที่ถูกเสนอไปทั้งหมดนั้นยังเป็นที่สงสัยและหาข้อยุติยังไม่ได้ว่าแท้จริงแล้วแบบจำลองของแบบไหนที่แม่นยำกันแน่ เนื่องจากข้อมูลจากการทดลองยังมีไม่เพียงพอ ข้อมูลการทดลองที่มีอยู่ก็จำกัดด้วยปัจจัยด้านความเสียหายที่อาจจะเกิดขึ้นจากการทดลอง และข้อมูลที่มีก็ยังคงขาดความน่าเชื่อถือด้วยวิธีการวัด และการรบกวนจากปัจจัยการไหลภายนอกของอากาศที่ปั่นป่วน แนวคิดของการพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay ยังคงคลุมเครือไม่ชัดเจน มีวิธีการที่หลากหลายที่ถูกเสนอออกไปตามแต่แนวคิด และทฤษฎีที่คิดได้ พฤติกรรมการเกิด Stall-Delay จึงยังคงเป็นปัญหาที่ยังไม่สามารถหาคำตอบได้อย่างแท้จริงในทุกวันนี้ การจำลองด้วยวิธีทาง CFD จึงเกิดขึ้นด้วยปัจจัยเหล่านี้ถึงแม้ว่าวิธีทาง CFD จะไม่ใช่วิธีที่มีความแม่นยำอย่างถูกต้องร้อยเปอร์เซ็นต์ แต่วิธีนี้ก็ยังคงมีความถูกต้องในระดับที่สามารถยอมรับได้ และสามารถแสดงแนวโน้มของพฤติกรรมกรไหลที่เกิดขึ้นกับใบพัดได้ทุกส่วนที่เราสนใจได้อย่างแทบจะไม่มีข้อจำกัดเลยก็ว่าได้ เพื่อเป็นอีกหนึ่งโมเดลที่จะทำนายพฤติกรรมกรไหล Stall-Delay ได้ และยังสามารถทำนายที่มุมปะทะสูงมาก ๆ ได้



รูปที่ 2.19 ผลการประเมินมุมปะทะเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน

บทที่ 3

ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

ในงานวิจัยนี้มุ่งเน้นที่จะเสนอแนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ด้วยวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics : CFD) ให้มีความน่าเชื่อถือ เพื่อใช้เป็นข้อมูลในการออกแบบกังหันลมให้มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้นเป็นการนำเอาวิธีการเชิงตัวเลข (Numerical Method) มาประยุกต์ใช้ในการคำนวณเพื่อหาผลเฉลยของสมการ Navier-Stoke ของการไหลผ่านกังหันลมในช่วงที่ความเร็วลมสูงมาก ซึ่งเป็นช่วงที่ไม่มีข้อมูลการทดลองอยู่เพราะในทางปฏิบัติไม่สามารถทำการทดลองได้ งานวิจัยนี้ใช้โปรแกรมสำเร็จรูป Fluent ในการคำนวณเป็นหลัก ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงได้ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่มีอยู่แล้วในโปรแกรมในการคำนวณและนอกจากนี้ยังได้ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่ได้มีการพัฒนาขึ้นมาโดยชโลธร, (2552) มาใช้ในการคำนวณร่วมด้วย โดยใช้ User Define Function (UDF) อย่างไรก็ตาม ผลจากการคำนวณด้วย CFD เป็นแค่เพียงข้อมูลเบื้องต้นเท่านั้น หากแต่การเสนอแนวทางการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay จำเป็นที่จะต้องนำเสนอในรูปของฟังก์ชันของมุมปะทะ (Angle of attack : AOA) ผู้วิจัยจำเป็นต้องหาวิธีในการประเมินมุมปะทะที่มีความแม่นยำน่าเชื่อถือ ในการประเมินมุมปะทะเองก็ยังไม่มียุติวิธีที่ดีที่สุดในการคำนวณ งานวิจัยที่เกี่ยวข้องก็ได้มีวิธีในการคำนวณหลายวิธีมีข้อดีข้อเสียต่างกันออกไป ผู้วิจัยจึงได้เขียนโปรแกรมในการประเมินมุมปะทะขึ้นมา 2 วิธี เพื่อนำมาใช้ในการประเมินมุมปะทะที่ได้จากการคำนวณทาง CFD อีกที ซึ่งจะกล่าวถึงในหัวข้อต่อไป

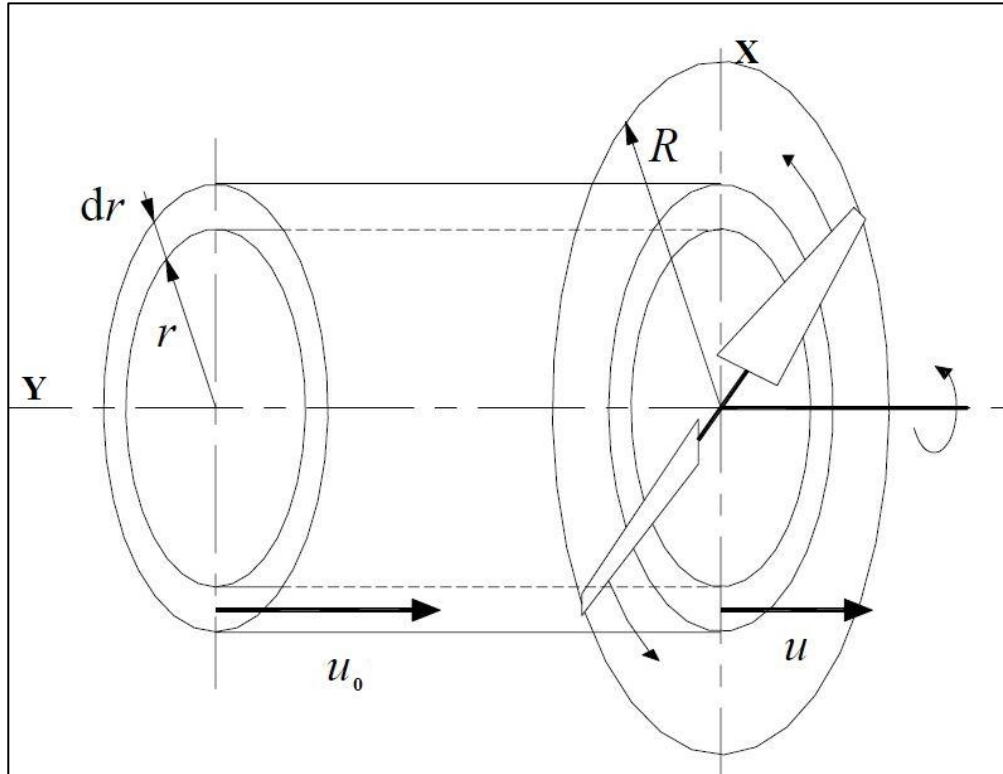
3.1 ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM)

วิธีนี้จะแบ่งระนาบของใบกังหันออกเป็นส่วนวงแหวนในแนวรัศมี (Annular stream tube) ดังแสดงในรูปที่ 3.1 แล้วทำการวิเคราะห์การถ่ายเทมวล และ โมเมนตัมในวงแหวนนี้ภายใต้สมมติฐานการไหลในแต่ละวงแหวนเป็นเอกกรุป (Uniform) ที่ไม่มีปฏิสัมพันธ์กัน ทฤษฎีนี้ประกอบด้วย 2 ทฤษฎีย่อย คือ Momentum theory และ Blade element theory

3.1.1 Momentum Theory

จากการวิเคราะห์สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในย่านวงแหวน โดยวิธีการแบบ Actuator disk ดังในรูปที่ 2.4 ได้อนุพันธ์ของแรงในแนวแกน (T) ดังสมการ

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



รูปที่ 3.1 ระนาบวงแหวนที่ใช้ในการวิเคราะห์การไหลตามทฤษฎี BEM (Soren Gundtoft, 2009)

เมื่อ a คือค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำตามแนวแกน (Axial induction factor) เป็นอัตราส่วนการลดลงของความเร็วที่ระนาบกังหันลงต่อความเร็วทางเข้า นั่นคือ $a = (U_0 - U) / U_0$ ตัวแปร r คือระยะ รัศมีใบ ρ คือความหนาแน่นของอากาศ U_0 เป็นความเร็วที่ทางเข้า และ U เป็นความเร็วที่ระนาบกังหัน จากการวิเคราะห์สมการอนุกรมโมเมนต์เชิงมุมของวงแหวนจะได้อนุพันธ์ของแรงบิด (Q) จะได้

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

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

3.1.2 Blade Element Theory

เป็นการพิจารณาแรงที่กระทำบนหน้าตัดใบกังหันในลักษณะ 2 มิติ โดยแบ่งใบกังหันเป็นส่วนๆ ตามความยาวใบ (Span) แล้วคำนวณค่าแรงยก แรงจุด ที่เป็นผลจากมุมปะทะและความเร็ว ณ แต่ละส่วนของใบกังหันที่แบ่งไว้ สำหรับความเร็วในแนวความยาวใบ (Span) จะไม่นำมาพิจารณา นั่นคือไม่คิดอิทธิพลของระบบ 3 มิตินั้นเอง พิจารณาที่ใบกังหันในแต่ละส่วน (Blade element) ความเร็วที่เกิดขึ้นแบ่งได้เป็นความเร็วในแนวแกน (Axial) และความเร็วในแนวสัมผัสหรือแนวการหมุน (Tangential) ความเร็วในแนวแกนที่ปรากฏที่ระนาบของใบกังหันจะมีค่าเป็น $U_d = U_0(1-a)$ และ ความเร็วแนวสัมผัสคือ $r\Omega + w$ พจน์ $r\Omega$ คือความเร็วการหมุนของใบ จะได้

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

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

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

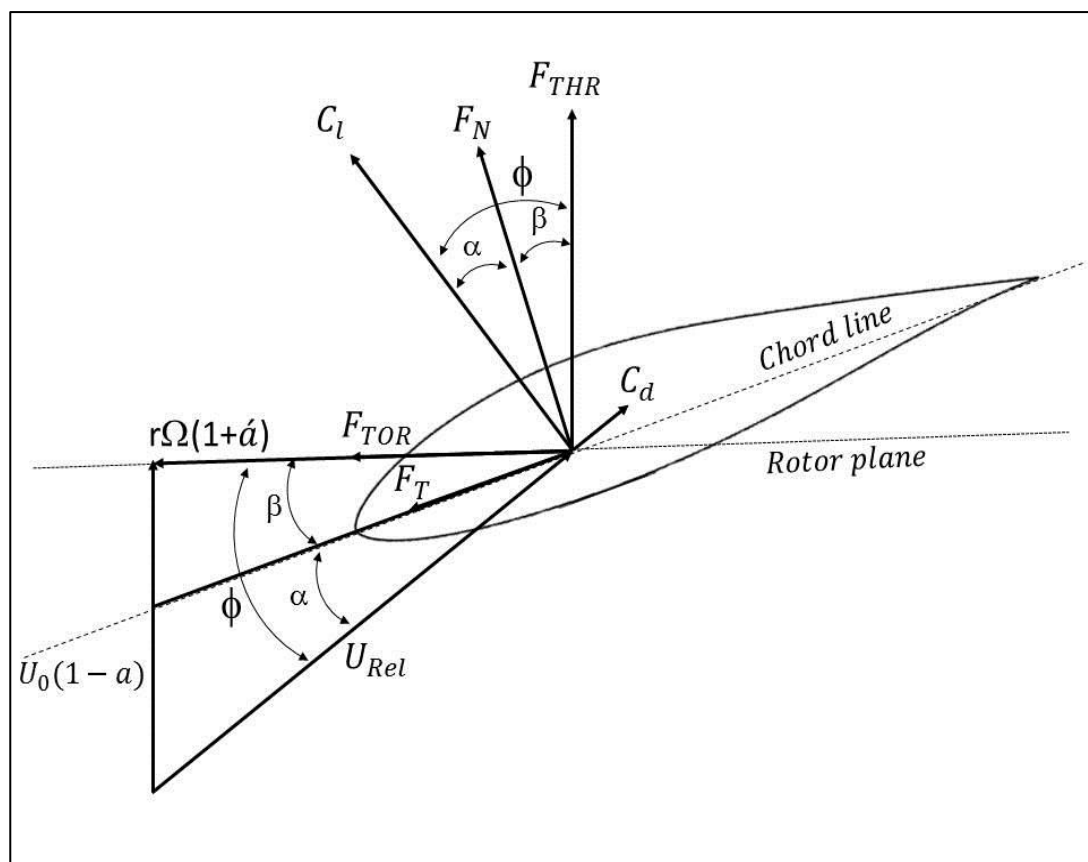
เมื่อ C_l คือสัมประสิทธิ์แรงยก c คือความกว้างของใบกังหัน (Chord) (ซึ่งอาจเปลี่ยนค่าไปตามแนวยาวของใบ) สำหรับแรงต้านในแต่ละส่วนของใบกังหัน dr ตามทิศขนานกับความเร็วสัมผัส U_{rel} คือ

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

ทำให้ได้สมการแรงในแนวแกน (T) และแรงบิด (Q) สำหรับใบกังหัน N ใบ ดังนี้

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

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



รูปที่ 3.2 เวกเตอร์ของความเร็วลมและเวกเตอร์ของแรงที่เกิดขึ้นบน Airfoil

3.1.3 Blade Element - Momentum (BEM) Theory

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

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

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

จัดรูปใหม่จะได้

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

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

สมการ (3.10) และ (3.11) สามารถจัดอยู่ในรูปที่สะดวกต่อการคำนวณดังนี้

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

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

เมื่อ $\sigma = Nc/2\pi r$ คือ Local solidity สัมประสิทธิ์ C_n คือสัมประสิทธิ์ของแรงในทิศตั้งฉากกับโรเตอร์สัมประสิทธิ์ C_t คือสัมประสิทธิ์ในแนวระนาบโรเตอร์ มีความสัมพันธ์กับสัมประสิทธิ์ C_l และ C_d โดย $C_n = C_l \cos \phi + C_d \sin \phi$ และ $C_t = C_l \sin \phi - C_d \cos \phi$

3.1.4 การปรับปรุงทฤษฎี BEM

ทฤษฎี BEM ที่นำเสนอมานั้นสามารถนำไปประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมได้ แต่ด้วยความซับซ้อนเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม ผนวกกับการใช้ทฤษฎีซึ่งมีสมมุติฐานเชิงอุดมคติหลายประการ จึงทำให้การประเมินประสิทธิภาพของกังหันอาจไม่แม่นยำ ดังนั้นจึงต้องปรับปรุง เพิ่มเติมส่วนต่างๆ เข้าไปเพื่อให้เกิดความแม่นยำยิ่งขึ้น ในการคำนวณประสิทธิภาพของกังหันลมที่มีความยาวใบจำกัด ผลของการสูญเสียที่ปลายใบจะนำมารวมเข้ากับวิธี BEM ด้วยฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl ดังนี้

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left(-\frac{N(R-1)\sqrt{1-\lambda^2}}{2R} \right) \right) \quad (3.14)$$

ความสัมพันธ์โดยประมาณสำหรับฟังก์ชันการสูญเสียของ Prandtl เสนอโดย Glauert , 1935 ดังนี้

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left(- \frac{N(R-1)}{2r \sin \phi} \right) \right) \quad (3.15)$$

เมื่อ $\phi = \phi(r)$ คือมุมระหว่างความเร็วสัมพัทธ์เฉพาะพื้นที่ (Local relative velocity) กับระนาบของโรเตอร์ ในทำนองเดียวกันการสูญเสียที่โคนใบมีความสัมพันธ์คล้ายคลึงกับการสูญเสียที่ปลายใบ ดังนี้ (Moriarty and Hamsen, 2005)

$$F_{hub} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left(- \frac{N(r-R_{hub})}{2r \sin \phi} \right) \right) \quad (3.16)$$

ดังนั้นการสูญเสียรวมจากทั้งโคนใบ และปลายใบเป็นดังนี้

$$F = F_{tip} F_{hub} \quad (3.17)$$

ทำให้สมการ (3.12) และ (3.13) เมื่อรวมผลของการสูญเสียรวมจากทั้งปลายใบและโคนใบแล้วเป็นดังนี้

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma c_n} + 1} \quad (3.18)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \phi \cos \phi}{\sigma c_t} - 1} \quad (3.19)$$

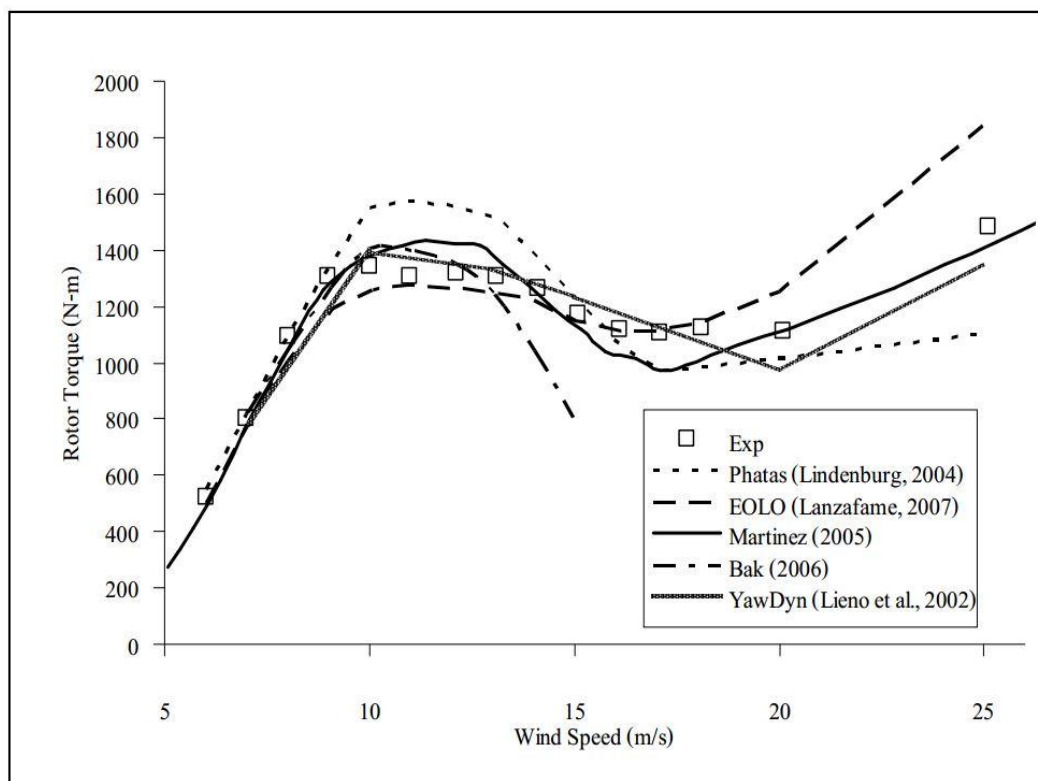
แต่ข้อจำกัดของทฤษฎี BEM คือเมื่อค่า induction factor มากกว่า 0.4 จะใช้ทฤษฎีพื้นฐานของ BEM ไม่ได้ ซึ่งจะเกิดขึ้นเมื่อ tip speed ratio สูง เช่นการทำงานที่ความเร็วลมต่ำขณะที่ความเร็วในการหมุนของใบพัดคงที่ ในกรณีนี้ Glauert, (1926) ได้พัฒนาความแม่นยำการวัดแรงจุด (Thrust coefficient) ของใบพัดเฮลิคอปเตอร์ด้วยค่าความเร็วลมเหนี่ยวนำ ต่อมา Buhl, (2004) ได้ปรับปรุงข้อมูลเชิงประจักษ์ของ Glauert, (1926) เป็นสมการความสัมพันธ์กับการสูญเสียปลายใบ แสดงดังสมการ (3.20)

$$C_T = \frac{8}{9} + (4F - \frac{40}{9})a + (\frac{50}{9} - 4F)a^2 \quad (3.20)$$

จัดรูปใหม่ให้อยู่ในรูปของ induction factor จะได้

$$a = \frac{18F - 20 - 3\sqrt{C_T(50 - 36F) + 12F(3F - 4)}}{36F - 50} \quad (3.21)$$

Moriarty and Hansen, (2005) ได้พัฒนาโปรแกรม AeroDyn เป็นการใช้ทฤษฎี BEM ร่วมกับแบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบ และแบบจำลองการปรับแก้ค่าแฟกเตอร์เหนี่ยวนำ สำหรับการประเมินข้อมูลอากาศพลศาสตร์ช่วงหลังการ stall และต่อมาโปรแกรม AeroDyn ได้ถูกนำไปเชื่อมกับ โปรแกรมวิเคราะห์ Aeroelastic เช่น YawDyn, FAST, SymDyn และ ADAMS (Manwell et al., 2002) งานวิจัยของ Lieno et al., (2002) ได้ศึกษาเปรียบเทียบความแม่นยำของโปรแกรมเทียบกับการทดลอง ซึ่งนำข้อมูลการวัดจากการวัดสัมประสิทธิ์เชิงอากาศพลศาสตร์จากการทดลองกังหันลม NREL Phase VI โดยเน้นไปที่การประเมินค่ามุมปะทะจากการการวัดมุมปะทะด้วย Probe และ ใช้สมการในการปรับแก้ค่า Up wash เพื่อให้ได้ค่ามุมปะทะซึ่ง Lieno et al. เสนอว่าวิธีนี้มีความไม่แน่นอนเนื่องจากการปรับแก้ได้จากการทดลองในอุโมงค์ลม 2 มิติ แต่นำมาประยุกต์ ใช้กับกังหันลม 3 มิติ ซึ่งพบว่าค่าแรงต้านจากการคำนวณวิธีนี้ได้ค่าที่ติดลบบางค่า ซึ่งไม่มีความสมจริง จึงได้เสนออีกวิธีหนึ่งคือการประเมินมุมปะทะอีกวิธีที่เรียกว่า Reverse engineered หรือวิธี inverse BEM โดยการนำเอามุมปะทะที่ได้จากการประมาณด้วย YawDyn ร่วมกับค่าที่ได้จากการวัดสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้านที่มุมปะทะต่างๆที่ได้จากวิธี inverse BEM ผลจากการคำนวณสอดคล้องกับการทดลองค่อนข้างดี ดังแสดงในรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 ผลการเปรียบเทียบการคำนวณด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (Lieno et al., 2002)

ในโครงการ IEA Annexes XIV มีการปรับแก้ค่ามุมปะทะหลายวิธีด้วยกัน วิธีหนึ่งคือ inverse BEM (Snel, 1993) ในการคำนวณปกติของวิธี BEM ผลลัพธ์ที่ได้จะเป็นแรงบนใบกังหัน จากการที่มีการวัดแรง Normal และ Tangential บนใบกังหัน เมื่อทำการคำนวณย้อนกลับจะสามารถหาค่ามุมปะทะได้ สมมุติว่าแรงนี้กระทำอย่าง Uniform ตลอดวงแหวนทรงกระบอกสำหรับใช้ในการวิเคราะห์โมเมนต์ ค่าความเร็วที่ถูกเหนี่ยวนำโดย Wake สามารถสร้างเป็นสมการขึ้นมา จากทฤษฎีโมเมนต์ (หรือถ้าในกรณีจำเป็น ทำการสร้างจากแบบจำลอง Turbulence wake state) เนื่องจากรู้ค่าความเร็วที่ Free stream และ ความเร็วการหมุน ผลลัพธ์ที่ได้จึงเป็นค่าความเร็วปรากฏ (Effective velocity) และได้ค่ามุมปะทะออกมาในที่สุด จะเห็นได้ว่าวิธีนี้ไม่ต้องใช้เครื่องมือวัด Local flow angle ในรายงานการวิจัยโดย Schepers et al., (2002) ได้ระบุว่าวิธี inverse BEM ถือเป็นวิธีที่ดีในการประเมินค่ามุมปะทะ

3.1.5 การหาผลเฉลยของ inverse BEM

จากระบบสมการดังทฤษฎีที่กล่าวมาข้างต้น สามารถใช้วิธีเชิงตัวเลขกับทฤษฎี BEM เพื่อหาประสิทธิภาพของใบกังหันได้ กระบวนการในการหาคำตอบทำได้โดยใช้วิธีการทำซ้ำ (Ronsten, 1992; Özlem, 2008) สมการที่เกี่ยวข้องมี 3 สมการคือ (3.3) (3.18) และ (3.19) โดยมีตัวแปรที่ไม่รู้ค่า 3 ตัวแปรคือ ϕ a และ a' เมื่อมีข้อมูลของกังหันลมตัวหนึ่ง ซึ่งประกอบไปด้วย มุมบิดรวม ($\beta = \text{มุมบิดใบ} + \text{มุม pitch}$) และ ความกว้างใบ (c) ตลอดความยาวใบ ความเร็วการหมุน (Ω) และความเร็วมุม (U_0) จำนวนใบ (N) ทำการแบ่งการคำนวณใบกังหันเป็นช่วงเล็ก ๆ จะสามารถคำนวณเพื่อหาค่าประสิทธิภาพได้ดังนี้

- 1) เติค่า a และ a' โดยปกติจะกำหนดค่าเริ่มต้นเป็น $a = a' = 0$
- 2) คำนวณมุมลมสัมพันธ์ จากสมการ $\phi = \tan^{-1} \left[\frac{U_0(1-a)}{r\Omega(1+a')} \right]$
- 3) อ่านค่า C_n , C_t จากผลการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD
- 4) คำนวณ ค่า a และ a' ค่าใหม่ จากสมการ (3.18), (3.19)
- 5) ถ้าผลของความคลาดเคลื่อนของค่า a และ a' ยังมากกว่าที่เราต้องการก็กลับไปคำนวณซ้ำในข้อ 2)
- 6) คำนวณ C_l และ C_d จาก สมการ

$$C_l = C_n \cos \phi + C_t \sin \phi \quad (3.22)$$

$$C_d = C_n \sin \phi - C_t \cos \phi \quad (3.23)$$

เพื่อให้เกิดความเข้าใจที่ตรงกันของทฤษฎี BEM โดยทั่วไปแล้วทฤษฎี BEM ถูกสร้างขึ้นมาจากพื้นฐานการไหลในสองมิติคือการไหลผ่านแพนอากาศยอนันต์ นั่นคือไม่คิดผลกระทบจากการสูญเสียที่ปลายใบ เมื่อนำทฤษฎีดังกล่าวมาประยุกต์ใช้กับแพนอากาศที่มีความยาวใบจำกัดเช่นกังหันลม จึงจำเป็นที่จะต้องเพิ่ม factor loss จากการสูญเสียที่ปลายใบและโคนใบรวมเข้าไปในสมการด้วย (สมการ 3.15-3.17) จะได้สมการ (3.18) และ (3.19) ซึ่งถือว่าการพิจารณาการไหลในสามมิติซึ่งเหมาะกับการพิจารณาการไหลผ่านแพนอากาศที่มีความยาวใบจำกัดทั่วไป ในการประเมินมุมปะทะด้วยทฤษฎี inverse BEM แบบสามมิติของกังหันลมซึ่งจะใช้ข้อมูลการวัดสัมประสิทธิ์ของแรง (C_n , C_t) ในการคำนวณ เนื่องจากกังหันลมเกิดพฤติกรรม Stall-Delay สัมประสิทธิ์ของแรงดังกล่าวที่วัดได้จึงเป็นค่าของแรงที่ได้รวมเอาผลอันเกิดจาก Stall-Delay

ไว้ในข้อมูลการวัดแล้ว โดยสมบูรณ์ และมีพฤติกรรมการไหลเป็นแบบสามมิติอีกด้วย ดังนั้น จากข้อมูลการวัดที่ได้มาจึงสามารถนำไปใช้กับทฤษฎี inverse BEM แบบสามมิติได้ โดยไม่จำเป็นต้องเพิ่มทฤษฎีของแบบจำลอง Stall-Delay เข้าไปใน inverse BEM อีกแต่อย่างใด และ ผลของการประเมินมุมปะทะและสัมประสิทธิ์ของแรงด้วย inverse BEM จึงเป็นมุมปะทะ แบบสามมิติที่มีพฤติกรรมแบบ Stall-Delay โดยสมบูรณ์เช่นเดียวกัน

3.1.6 ผลกระทบของอัตราส่วนความยาวใบ (Aspect ratio effects)

ในการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับกังหันลม ผู้วิจัยจะใช้ข้อมูลการทดลองใน 2 มิติ เป็นข้อมูล อ้างอิงในการคำนวณเพราะสามารถวัดแรง และมุมปะทะที่เกิดขึ้นบนแผนอากาศได้ง่าย โดยทั่วไป แล้วจะทำการวัดโดยถือว่าความยาวแผนอากาศไม่จำกัด (infinite aspect ratio: R/c) ข้อมูลการวัด ที่วัดได้จึงยังไม่คิดรวมผลของความสูญเสียที่เกิดขึ้นบนปลายใบ จากการศึกษา (Spera, 1994) พบว่า อัตราส่วนความยาวใบจะมีผลต่อค่าของแรงที่เกิดขึ้นบนใบพัดที่มุมปะทะสูงกว่า 30 องศา ดังนั้น ข้อมูลที่วัดได้จึงสามารถใช้งานได้แม่นยำเฉพาะช่วงมุมปะทะต่ำเท่านั้น หากต้องการความแม่นยำ ของการวัดที่มุมปะทะสูงมาก จำเป็นจะต้องคิดอัตราส่วนความสูญเสียที่ปลายใบ (tip-lose factor) ร่วมด้วย การปรับปรุงค่าสัมประสิทธิ์แรงที่เกิดขึ้นจากผลของอัตราส่วนความยาวใบพัดที่ไม่จำกัด ที่ได้จากการทดลองในอุโมงค์ลม ให้เป็นแบบความยาวใบพัดจำกัดได้โดยอ้างอิงจากงานของ Jacobs and Abbot, (1932) แสดงได้ดังสมการ

$$C_l = C_l' \quad (3.24)$$

$$C_d = C_d' + \frac{C_l'^2}{\pi AR} \quad (3.25)$$

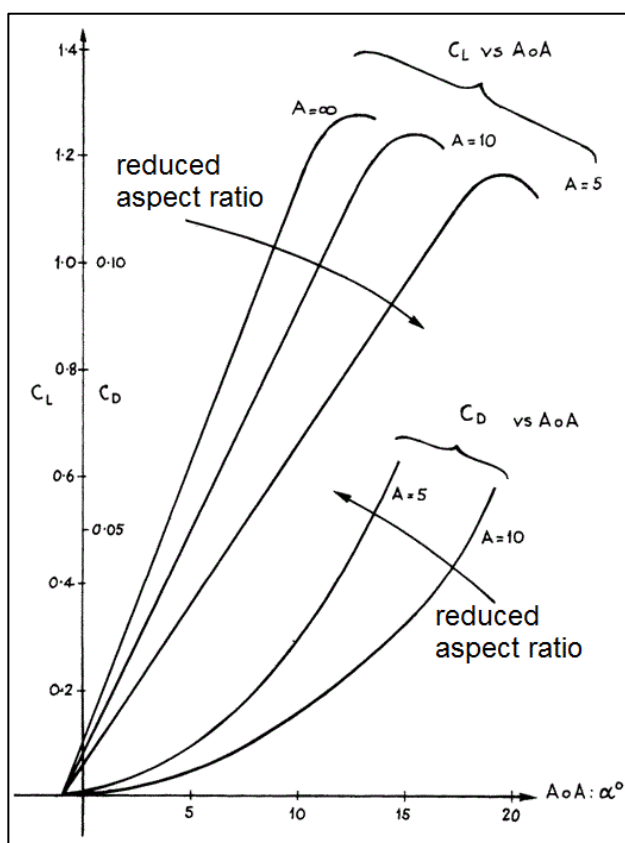
$$\alpha = \alpha' + \frac{57.3 C_l'}{\pi AR} \quad (3.26)$$

เมื่อ C_l', C_d' = สัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านสำหรับอัตราส่วนความยาวใบอนันต์

C_l, C_d = สัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านสำหรับอัตราส่วนความยาวใบจำกัด

จากสมการที่ (3.22) และ (3.23) แสดงให้เห็นว่า ผลของค่า อัตราส่วนความยาวใบนั้นมีผลต่อค่ามุม ปะทะและส่งผลต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน กล่าวคือ ใบพัดแบบความยาวใบจำกัดส่งผลให้ค่ามุมปะทะ และสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าสูงมากขึ้น โดยคิดที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกใด ๆ ในทางกลับกันอาจ

กล่าวได้ว่าที่มุมปะทะเดียวกันสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าลดลงเมื่ออัตราส่วนความยาวใบลดลงดังแสดงในรูปที่ 3.4 และยังเห็นได้ก็อีกว่าอัตราส่วนความยาวใบที่ลดลงจะส่งผลทำให้เกิดการ Stall ที่สัมประสิทธิ์แรงยกต่ำ ขณะที่มุมที่เกิดการ Stall สูงขึ้น



รูปที่ 3.4 อัตราส่วนความยาวใบที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์ของแรง (Whitford, 1987)

นอกจากนี้กังหันลมแบบปรับมุมบิดไม่ได้โดยทั่วไปมักจะทำงานที่มุมปะทะสูงหลังมุมที่เกิดการ Stall ที่มุมปะทะย่านนี้การไหลของอากาศผ่านแพนอากาศจะเหมือนกันทั้งหมด คือไม่ขึ้นกับลักษณะรูปร่างของแพนอากาศ โดยจะใช้ทฤษฎีแผ่นบาง (Flat plat theory) ในการอธิบายการไหล แต่ในข้อมูลการวัดสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้านจะมีค่าสูงเพราะไม่ได้คิดผลของการสูญเสียที่ปลายใบ ในการนำข้อมูลมาใช้จึงจำเป็นต้องมีการปรับแก้ข้อมูลการวัดในช่วงหลังการเกิด Stall ด้วยเช่นกันเพื่อให้ผลการไหลสอดคล้องกับการไหลในความเป็นจริงแบบสองมิติ และเพื่อเพิ่มความแม่นยำมากยิ่งขึ้นเมื่อนำข้อมูลดังกล่าวมาใช้ในการทำนายการไหลของกังหันลมแบบจำลองนี้พัฒนาโดย Viterna and Corrigan, (1981) แสดงได้ดังนี้ เมื่อ $\alpha \geq \alpha_s$,

$$C_l = \frac{C_{d,\max}}{2} \sin 2\alpha + K_L \frac{\cos^2 \alpha}{\sin \alpha} \quad (3.27)$$

$$C_d = C_{d,\max} \sin^2 \alpha + K_D \cos \alpha \quad (3.28)$$

$$K_L = (C_{l,s} - C_{d,\max} \sin \alpha_s \cos \alpha_s) \frac{\sin \alpha_s}{\cos^2 \alpha_s} \quad (3.29)$$

$$K_D = \frac{C_{d,s} - C_{d,\max} \sin^2 \alpha_s}{\cos \alpha_s} \quad (3.30)$$

$$AR \leq 50 : C_{d,\max} = 1.11 + 0.018AR \quad (3.31)$$

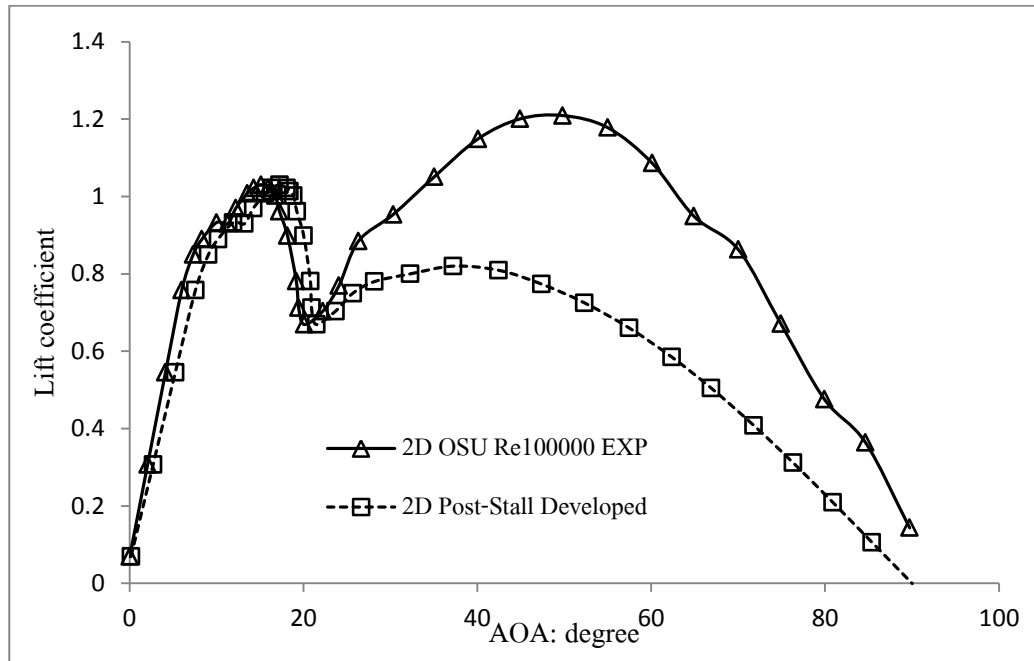
$$AR > 50 : C_{d,\max} = 2.01 \quad (3.32)$$

เมื่อ $C_{d,\max}$ = สัมประสิทธิ์แรงต้านที่เกิดการ Stall แบบเต็มใบ โดยแบบจำลองดังกล่าวจะนำมาใช้เมื่อต้องการปรับแก้การไหลให้มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้นตามสถานการณ์ดังต่อไปนี้

- ต้องการคิดผลกระทบอันเกิดจากขนาดอัตราส่วนของใบ และต้องการพิจารณาผลของการสูญเสียที่โคนและปลายใบรวมด้วย

- การปรับแก้แรงยก/Stall โดยแรงบิด (Torque force or suction force) ในเซลล์ระนาบการหมุนที่สนใจไม่ลดลงเมื่อเพิ่มมุมปะทะให้มากขึ้น เนื่องจากมุมปะทะไม่มีผลต่อการเปลี่ยนแปลงแรงดังกล่าวมากนัก

- การเกิดการ Stall แบบเต็มใบของแผ่นบาง เพราะแบบจำลองนี้ใช้สัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุดเป็นตัวแปรหลัก โดยหาได้จากอัตราส่วนความยาวใบ



รูปที่ 3.5 กราฟเปรียบเทียบผลข้อมูลการวัดกับผลการปรับปรุง tip loss factor

3.2 ทฤษฎีที่ใช้ในการคำนวณพลศาสตร์ของไหล

ในงานวิจัยนี้ผู้วิจัยใช้โปรแกรมสำเร็จรูป Ansys Fluent เป็นเครื่องมือหลักในการจำลองการไหล ในการจำลองการไหลทุกอย่างที่ใช้ในโปรแกรมนี้จะใช้สมการอนุรักษ์มวล และสมการอนุรักษ์โมเมนตัม โดยสมการการอนุรักษ์มวลสามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{v}) = S_m \quad (3.33)$$

ซึ่งเป็นรูปทั่วไปของสมการอนุรักษ์มวลสามารถใช้ได้กับการไหลทั้งแบบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible) และแบบอัดตัวได้ (Compressible) โดย S_m คือมวลที่เพิ่มเข้ามาจากส่วนอื่นระหว่างเกิดการไหล แต่ในงานวิจัยนี้จะถือว่าไม่มีมวลคงที่ไม่มีการเพิ่มขึ้นของมวลจากแหล่งอื่นนั่นคือ $S_m = 0$ สมการอนุรักษ์โมเมนตัมที่ทำการหมุนแกนอ้างอิงในรูปความเร็วสัมพัทธ์ และไม่คิดแรงจากความโน้มถ่วงสามารถเขียนได้ดังนี้ (Batchelor, 1967; Greitzer et al., 2004)

$$\frac{\partial \rho U_r}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_r U_r) + 2\rho \Omega \times U_r + \rho \Omega \times (\Omega \times r) = \nabla \cdot \sigma_r \quad (3.34)$$

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

$$\frac{\partial\rho U}{\partial t} + \nabla\cdot(\rho U_r U) + \rho(\Omega\times U_r) = \nabla\cdot\sigma \quad (3.35)$$

โดยเทอม $\rho(\Omega\times U)$ เป็นการรวมเอาแรงคอริโอลิส และแรงเหวี่ยงเข้าด้วยกันเมื่อนำเอามารวมกับการจำลองการไหลแบบปั่นป่วนด้วยวิธี Eddy viscosity เทนเซอร์ของความเค้นสามารถเขียนได้ดังนี้

$$\sigma = -\left(P + \frac{2}{3}\mu_{eff}\nabla\cdot U\right)I + \mu_{eff}(\nabla U + (\nabla U)^T) \quad (3.36)$$

เมื่อ $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$ โดย μ เป็นความหนืดของของไหล และ μ_t คือความหนืดเสมือนที่ได้จากแบบจำลองการไหลของความปั่นป่วนที่เรียกว่า Eddy viscosity ซึ่งคำนวณจากสมการความปั่นป่วน

3.3 แบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับอากาศยาน

สำหรับปัญหาการไหลได้มีนักวิจัยหลายท่านพยายามสร้างสมการควบคุมเพื่อจำลองการไหลในหลายรูปแบบ แต่ละแบบก็มีข้อเด่น ข้อด้อยที่แตกต่างกันออกไป สำหรับแบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับการคำนวณด้านอากาศยานที่ใช้ในงานวิจัยในครั้งนี้นำไปประกอบด้วย

- Spalart-Allmaras model : (Spalart and Allmaras, 1992)
- Shear Stress Transport (SST) k- ω model : (Menster, 1993, 1994)
- Shear Stress Transport Plus (SST+) model: (ชโลธร, 2552)
- Transition SST model : (Langtry and Menster, 2006)

3.3.1 Shear Stress Transport (SST) k- ω model

แบบจำลอง Standard k- ω ที่ใช้ในโปรแกรม fluent นั้นสร้างมาจากพื้นฐานของแบบจำลอง Wilcox k- ω ข้อด้อยของแบบจำลองนี้คือมีความอ่อนไหว (Sensitivity) ต่อการเปลี่ยนแปลงค่าของ K และ ω นอกชั้น Shear layer (Free stream layer) แบบจำลอง Shear Stress Transport k- ω โดย Menster, 1993-1994 จึงได้ปรับปรุงปัญหาดังกล่าว และได้รวมเอาข้อเด่นหลายอย่างของแบบจำลองแบบ 2 สมการเข้าด้วยกัน โดยการให้น้ำหนัก (weighting) ของค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลอง

ในแต่ละส่วนของการจำลองไม่เท่ากัน และมีการกำหนดขีดจำกัดของการเกิด Eddy viscosity ของการไหลแบบ Strained flow ที่มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว แบบจำลองแบบแบ่งส่วน จะใช้แบบจำลอง k- ω ของ Wilcox ที่บริเวณใกล้ผนัง และใช้แบบจำลอง k- ϵ ที่ไกลกับขอบของชั้นขีดผิวรวมไปถึงส่วนที่อยู่ในชั้นถัดออกไป นอกจากนี้แบบจำลองแบบ SST ได้ปรับปรุงค่า Eddy viscosity ทำให้การทำนายการไหลที่มี Adverse pressure gradient อย่างรุนแรงได้ดีขึ้น โดยสมการการส่งผ่านของ SST k- ω ที่อยู่ในรูปของ The turbulence kinetic energy: k และ The specific dissipation rate: ϵ เขียนได้ดังนี้

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k U_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - D_k \quad (3.37)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega U_i) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \alpha \rho \frac{P_k}{\mu_t} - D_\omega + 2(1 - F_1) CD_{k\omega} \end{aligned} \quad (3.38)$$

เมื่อ

$$P_k = \min[\mu_t S^2; 10\rho\beta^* k\omega], D_k = \rho\beta^* k\omega, D_\omega = \beta\rho\omega^2 \quad (3.39)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left[\frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}; 10^{-20} \right] \quad (3.40)$$

ซึ่งค่า $CD_{k\omega}$ คือ Cross-diffusion ในสมการ k- ω สำหรับค่าคงที่ของแบบจำลอง SST มีค่าดังนี้ $a_1=0.31, k=0.41, \beta^*=0.09$ การปรับปรุงฟังก์ชันการคำนวณค่า Eddy viscosity เพื่อปรับปรุงการทำนายการไหลแบบแยกตัวด้วย Blending function F_2 ดังนี้

$$\mu_t = \min \left[\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (3.41)$$

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

$$F_2 = \tanh \left\{ \left(\max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}; \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \right)^2 \right\} \quad (3.42)$$

สำหรับค่าฟังก์ชัน F_1 ถูกออกแบบมาเพื่อผสมค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองของ $k-\omega$ ดั้งเดิมในส่วนที่เป็นชั้นชดผิวกับแบบจำลอง $k-\epsilon$ นิยามไว้ดังนี้

$$F_1 = \tanh \left\{ \left(\min \left[\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}; \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}; \frac{4\rho\sigma_\omega k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right)^4 \right\} \quad (3.43)$$

ฟังก์ชันนี้จะมีค่าเป็น 1 ที่ผิว มีค่าเข้าใกล้ 1 ที่ชั้นชดผิว และมีค่าเข้าสู่ 0 ที่ขอบของชั้นชดผิว สัมประสิทธิ์ของแบบจำลอง $\beta \gamma \sigma_k \sigma_\omega$ แสดงให้อยู่ในรูปทั่วไป ϕ และถูกกำหนดโดยการผสมของแบบจำลอง $k-\omega$ ดั้งเดิม (ϕ_1) กับแบบจำลอง $k-\epsilon$ ที่ได้ปรับเปลี่ยนแล้ว (ϕ_2)

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad \text{เมื่อ } \phi = \{\sigma_k, \sigma_\omega, \beta, \alpha\} \quad (3.44)$$

3.3.2 Shear Stress Transport plus (SST+) model

เนื่องจากแบบจำลองความปั่นป่วนที่กล่าวมาข้างต้นมีแนวคิดว่าการไหลเป็นแบบปั่นป่วนเต็มที่ (Fully turbulence) ซึ่งไม่คิดผลของช่วง Transition ทำให้การคำนวณแรงยกต่ำกว่าความเป็นจริง และแรงต้านสูงกว่าความเป็นจริงในช่วงที่ยังไม่เกิดการไหลแยก อีกประเด็นคือด้วยแบบจำลอง SST $k-\omega$ ให้ค่าแรงยกของแพนอากาศเมื่อเกิดการไหลแยกตัวสูงเกินไปโดยชโลธร, (2552) เชื่อว่าเป็นเพราะค่า Eddy viscosity ที่สูงเกินจริง ซึ่งทำให้โมเมนต์ที่ชั้นชดผิวมีค่าสูงเกินจริง นอกจากนี้การจำลองด้วยวิธี (Reynolds Average Navier-Stoke: RANS) ยังไม่สามารถครอบคลุมปัญหาที่เกิดการไหลแยกที่มุมปะทะสูงมากเนื่องจากการไหลเป็นแบบ 3 มิติ และเป็นฟังก์ชันของเวลา ในการพัฒนาแบบจำลองความปั่นป่วนเพื่อต้าน Adverse pressure gradient จึงมีแนวคิดที่จะเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงเข้าไป ฟังก์ชันนี้จะต้องไม่อยู่ในชั้น Laminar sub-layer ของผนัง เนื่องจากชั้นนี้ไม่เกี่ยวข้องกับความปั่นป่วน พิจารณาว่าการหน่วงควรอยู่ในชั้น Buffer layer โดยอาจคาบเกี่ยวกับช่วงเริ่มต้นของชั้น Log law ได้บ้าง อนึ่งชั้น Buffer นี้เป็นชั้นที่จำลองได้ยากมากที่สุด เพราะเป็นช่วงที่เปลี่ยนผ่านจากชั้น Sub layer ไปยังชั้น Log low (รูปที่ 5.1) ความสัมพันธ์ของค่า Eddy viscosity ที่มีฟังก์ชันการหน่วงเพิ่มเข้าไปเป็นดังนี้

$$\mu_t = f_{sst} \min \left[\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right] \quad (3.45)$$

เมื่อ f_{sst} เป็นฟังก์ชันต่อเนื่องของการหน่วงที่ถูกพัฒนาขึ้นมาใหม่ เขียนได้ดังนี้

$$f_{sst} = 0.1 + \left\{ 1 - 0.1 \tanh[(0.03y^+)^4] \right\} \left\{ 0.9 + 0.1 \tanh[(0.005y^+)^8] \right\} \quad (3.46)$$

3.3.3 แบบจำลอง Transition SST หรือ Transition γ -Req

เนื่องจากสมการความปั่นป่วนโดยทั่วไปเป็นแบบจำลองที่ใช้กับปัญหาความปั่นป่วนเต็มที่ ซึ่งสามารถใช้ได้ดีในระดับหนึ่ง หากแต่การไหลผ่านแพนอากาศในความเป็นจริงจะมีทั้งส่วนที่ความเร็วหยุดนิ่ง (Stagnation point) การไหลแบบราบเรียบ (Laminar) เข้าสู่ช่วงความเร็วเปลี่ยนผ่าน (Transition) และเข้าสู่การไหลแบบปั่นป่วนเต็มที่ (Fully turbulence) จะเห็นว่ามีส่วนของช่วงของความเร็วเปลี่ยนผ่านเข้ามาถึงแม้ว่าจะเป็นส่วนช่วงเพียงสั้น ๆ แต่ช่วงดังกล่าวมีความไวต่อการไหลแบบเปลี่ยนผ่านมาก และมักจะส่งผลต่อผลเฉลยของการคำนวณก่อให้เกิดความผิดพลาดได้อย่างมาก โดยเฉพาะกับปัญหาการไหลผ่านแพนอากาศ แบบจำลองนี้พัฒนาโดย (Langtry and Menster, 2006) เป็นการเพิ่มสมการที่เกี่ยวข้องกับ Transition อีก 2 สมการเข้าไปในแบบจำลอง SST $k-\omega$ คือสมการส่งผ่าน Intermittency (γ) และสมการส่งผ่าน Local onset momentum thickness Reynolds number ($\tilde{Re}_{\theta t}$) ค่า γ จะมีค่าระหว่าง 0 ถึง 1 ซึ่งหากการไหลเป็นแบบราบเรียบสมบูรณ์ค่า γ จะเท่ากับ 0 หากการไหลเป็นแบบปั่นป่วนสมบูรณ์ค่า γ จะมีค่าเป็น 1 สำหรับกรณีการไหลแบบเปลี่ยนผ่านค่า γ จะอยู่ระหว่าง 0 ถึง 1 สำหรับค่า $\tilde{Re}_{\theta t}$ เป็นตัวบ่งบอกว่าการไหลแบบเปลี่ยนผ่านจะเกิดขึ้นเมื่อใด สมการ Transport ของ γ และ $\tilde{Re}_{\theta t}$ คือ

$$\frac{\partial v\gamma}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho U_i \gamma - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_i} \right) = P_\gamma - E_\gamma \quad (3.47)$$

$$\frac{\partial \rho \tilde{Re}_\alpha}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho U_i \tilde{Re}_\alpha - \sigma_\alpha \left(\mu + \mu_t \right) \frac{\partial \tilde{Re}_\alpha}{\partial x_i} \right) = P_\alpha \quad (3.48)$$

บทที่ 4

การประเมินมุมปะทะของกังหันลม

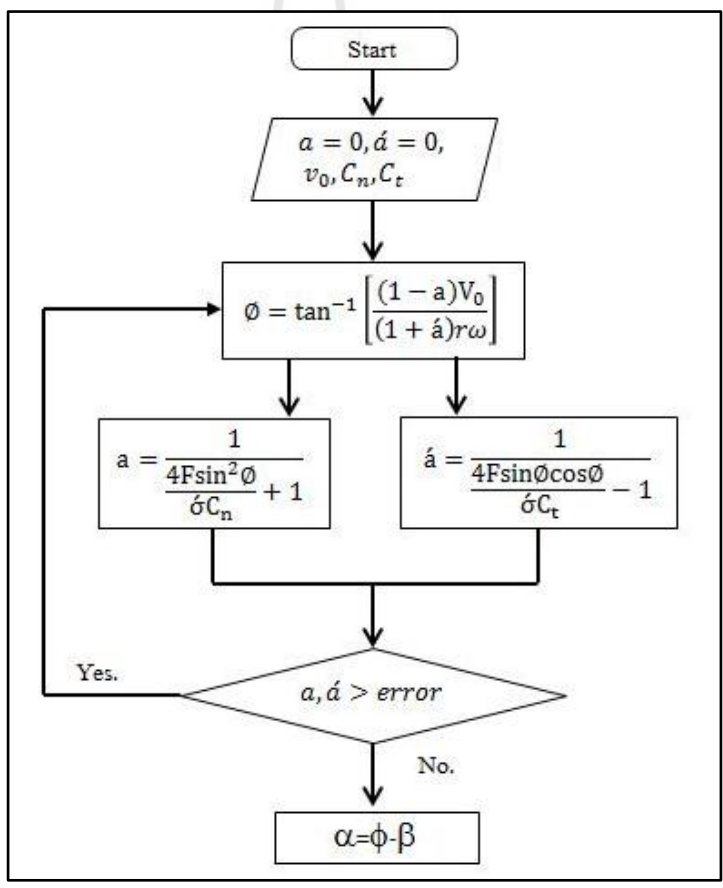
การประเมินมุมปะทะที่แม่นยำน่าเชื่อถือเป็นอีกหนึ่งเรื่องที่เป็นเรื่องยากของการศึกษาพลศาสตร์ด้านกังหันลม เพราะว่าแม้ในขณะนี้ก็ยังไม่มีความชัดเจนในการประเมินมุมปะทะของกังหันลมที่ถูกต้องแม่นยำที่สุดเป็นอันหนึ่งอันเดียวกันได้ ผู้วิจัยที่ทำการศึกษานี้จึงจำเป็นต้องหากระบวนการที่จะประเมินมุมปะทะด้วยตัวเอง ในการทดสอบกังหันลมการวัดค่าพารามิเตอร์ต่างๆ บางค่ายังมีปัญหา ความแม่นยำและความน่าเชื่อถือในข้อมูลการวัดยังคงเป็นปัญหาที่ถูกยกมากล่าวกันในวงกว้าง โดยเฉพาะปัญหาการวัดมุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุนที่ได้กล่าวมาแล้วในหัวข้อก่อนหน้านี้ ซึ่งงานวิจัยนี้มีความเกี่ยวข้องกับเรื่องนี้โดยตรง เนื่องจากการนำเสนอแนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงจำเป็นต้องคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ของแรงให้อยู่ในรูปของฟังก์ชันของมุมปะทะ ดังนั้นในงานวิจัยนี้จำเป็นต้องหาวิธีการประเมินมุมปะทะที่ถูกต้อง น่าเชื่อถือเสียก่อนจึงจะสามารถนำไปสอบเทียบกับการทดลองจริงได้ โดยวิธีการประเมินมุมปะทะที่ผู้วิจัยได้ศึกษาในครั้งนี้มี 2 วิธีด้วยกันได้แก่

- Inverse BEM Method (ใช้ได้กับทั้งข้อมูลการทดลอง และ CFD)
- Graphical Method (ใช้ได้กับข้อมูลการจำลองทาง CFD เท่านั้น)

4.1 Inverse BEM method

วิธีการนี้เป็นหนึ่งในหลายวิธีของโครงการ IEA Annexes XIV ที่มีจุดประสงค์เพื่อปรับแก้มุมปะทะให้มีความแม่นยำสมจริงมากยิ่งขึ้น ในการคำนวณปกติของวิธี BEM จะใช้ข้อมูลรูปร่างของใบกังหันลมร่วมกับสัมประสิทธิ์แรงยก (C_l) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_d) ผลลัพธ์ที่ได้จะเป็นแรงในแนวตั้งฉาก (Normal force: F_n) และแรงในแนวสัมผัส (Tangential force: F_t) บนใบกังหัน เมื่อคำนวณย้อนกลับก็จะได้ค่ามุมปะทะ (α) การคำนวณด้วยวิธีนี้จะใช้วิธีการแบ่งกังหันออกเป็น ส่วน ๆ ตามความยาวใบเป็นรูปวงแหวน (รูปที่ 3.1) ถ้าสมมติว่าแรงนี้กระทำอย่างสม่ำเสมอตลอดวงแหวนรูปทรงกระบอกค่าความเร็วที่ถูกเหนี่ยวนำโดย Wake จะสามารถสร้างเป็นสมการขึ้นมาได้จากทฤษฎีโมเมนตัม ความเร็วในแนวแกนจะถูกเหนี่ยวนำให้ลดลงขนาด a เนื่องจากอิทธิพลจากใบกังหันลมที่มาจากทิศทาง การไหลทำให้ลมเกิดการชะลอความเร็วลงก่อนที่จะไหลผ่าน

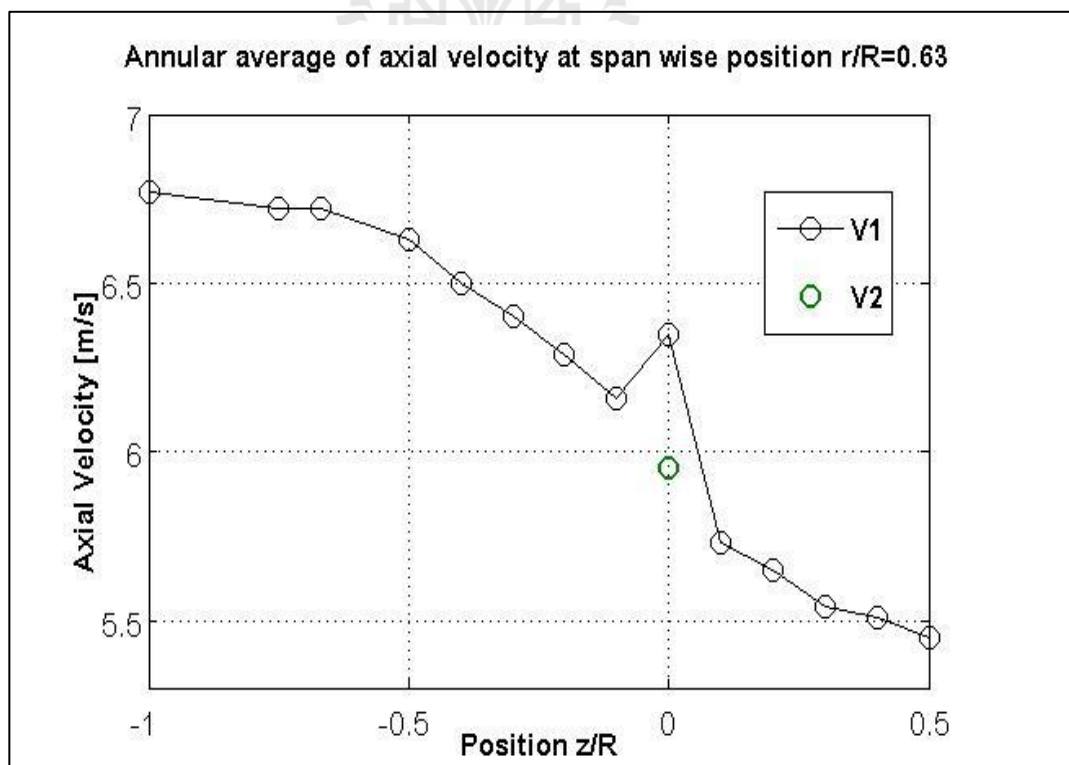
กึ่งหันลม ขนาดของความเร็วมุมที่ถูกเหนี่ยวนำให้ลดลงจะมีค่าขึ้นกับค่า Solidity, σ' ของใบพัด นอกจากนี้ความเร็วมุมในแนวรัศมีก็มีการเหนี่ยวนำขนาด a' ให้มีขนาดสูงขึ้นเล็กน้อยจากการหมุนของใบพัดดังแสดงในรูปที่ 3.2 เมื่อเราทราบความเร็วเริ่มต้น U_0 แรงในแนวตั้งฉาก และแรงในแนวสัมผัสที่ได้จากการวัดค่าจากการทดลองแล้วจะสามารถนำมาคำนวณหามุมปะทะได้ด้วยวิธีการคำนวณย้อนกลับ (inverse BEM) ด้วยกระบวนการวิธีการทำซ้ำจนกว่าค่าที่ต้องการจะลู่เข้าหาคำตอบดังแสดงวิธีการคำนวณไว้แล้วในหัวข้อก่อนหน้า และสามารถแสดงในรูปของไดอะแกรมรูปที่ 4.1 ค่ามุมปะทะที่คำนวณได้สามารถนำมาคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) ได้ด้วยวิธีทางเวกเตอร์ ในการคำนวณด้วยวิธีนี้ผู้วิจัยได้เขียนโปรแกรมการประเมินมุมปะทะนี้ขึ้นโดยใช้โปรแกรม MATLAB โดยที่โปรแกรมที่เขียนไว้ได้แสดงไว้แล้วในส่วนของภาคผนวก ข. ของงานวิจัยเล่มนี้



รูปที่ 4.1 แสดงแผนผังการคำนวณแบบวิธีทำซ้ำเพื่อหาค่ามุมปะทะของกึ่งหันลม

4.2 Graphical Method

เป็นอีกวิธีในการประเมินมุมปะทะของกังหันลม โดยอาศัยประโยชน์จากการเหนี่ยวนำลมที่ช้าลงเมื่อกระแสลมไหลเข้ามาใกล้ระนาบการหมุน (Rotor plane) ของใบพัด กล่าวคือระนาบการหมุนของใบพัดจะมีลักษณะเป็นเสมือน Actuator disk คือเป็นแผ่นที่ทำหน้าที่ขวางการไหลของลมไม่ให้ไหลได้อย่างอิสระ ลมที่พัดมาจากกระยะไกลจึงเกิดการชะลอตัวลงจากการหมุนของใบพัดส่งผลให้ความเร็วลมจะลดลงเรื่อยๆ ก่อนถึงใบพัด และจะลดลงจนกระทั่งหยุดนิ่งที่จุด Stagnation บน Leading edge ของใบพัดและความเร็วลมนี้จะเพิ่มขึ้นและไหลผ่านแพนอากาศไป เมื่อพ้นจากระนาบของใบหมุนความเร็วลมจะลดลงอีก เนื่องจากพื้นที่หน้าตัดของ Free stream tube ที่เพิ่มขึ้น ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ความเร็วลมที่ถูกเหนี่ยวนำสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.2 ในการวัดความเร็วลมด้วยวิธีนี้ในความเป็นจริงสามารถทำได้ยากถ้าต้องการความแม่นยำในการวัดจริงๆ ก็ไม่อาจไม่สามารถทำได้เลย แต่วิธีการวัดด้วยวิธีนี้ก็กลับไม่เป็นปัญหาเลยสำหรับการวัดจากการจำลองทาง CFD เพราะสามารถระบุตำแหน่งหรือพื้นที่เพื่อรายงานค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ที่เราต้องการได้อย่างสะดวกวิธีการนี้จึงเหมาะสำหรับการจำลองทาง CFD เท่านั้น ในบางครั้งจึงเรียกรูปแบบนี้ว่าเป็นวิธีทาง CFD



รูปที่ 4.2 ความเร็วลมแนวแกนที่ถูกเหนี่ยวนำให้มีการไหลช้าลง

ในการประเมินมุมปะทะเราต้องการค่าความเร็วลม โดยเฉลี่ยที่วงแหวนระนาบการหมุน แต่ความเร็วลมที่อ่านได้ที่ระนาบหมุนมักจะสูงกว่าค่าความเป็นจริง ดังนั้นความเร็วลมที่ระนาบดังกล่าวจึงไม่ใช่วิธีการวัดแต่จะใช้การประมาณด้วยฟังก์ชัน สมการ Lagrangian Polynomial interpolation ดังสมการ

$$f(z_0) = \sum_{i=1}^N \left[f(z_i) \left(\prod_{j=1, j \neq i}^N \frac{z_0 - z_j}{z_i - z_j} \right) \right] \quad (4.1)$$

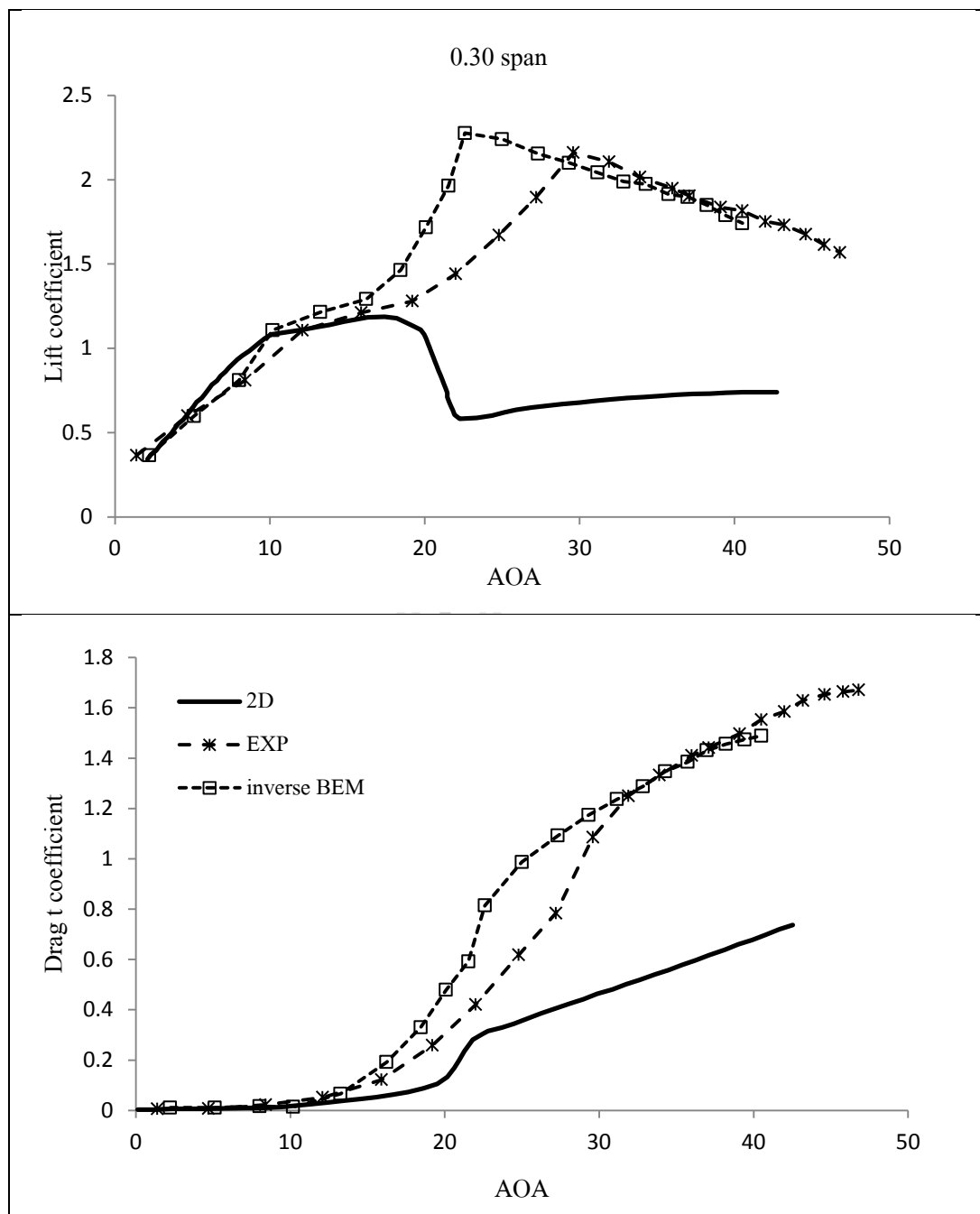
เมื่อ z เป็นระยะตำแหน่งที่ห่างจากระนาบหมุนของใบพัดในแนวแกนการไหล ตามวิธีของ Guntur and Sørensen, (2002) จะได้ความเร็วลมจากการ Interpolated ได้จุด v_2 ดังรูปที่ 4.2 ความเร็วลมที่คำนวณได้สามารถนำไปคำนวณมุมปะทะได้ตามสมการ

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{v_2}{r\Omega} \right) - \beta \quad (4.2)$$

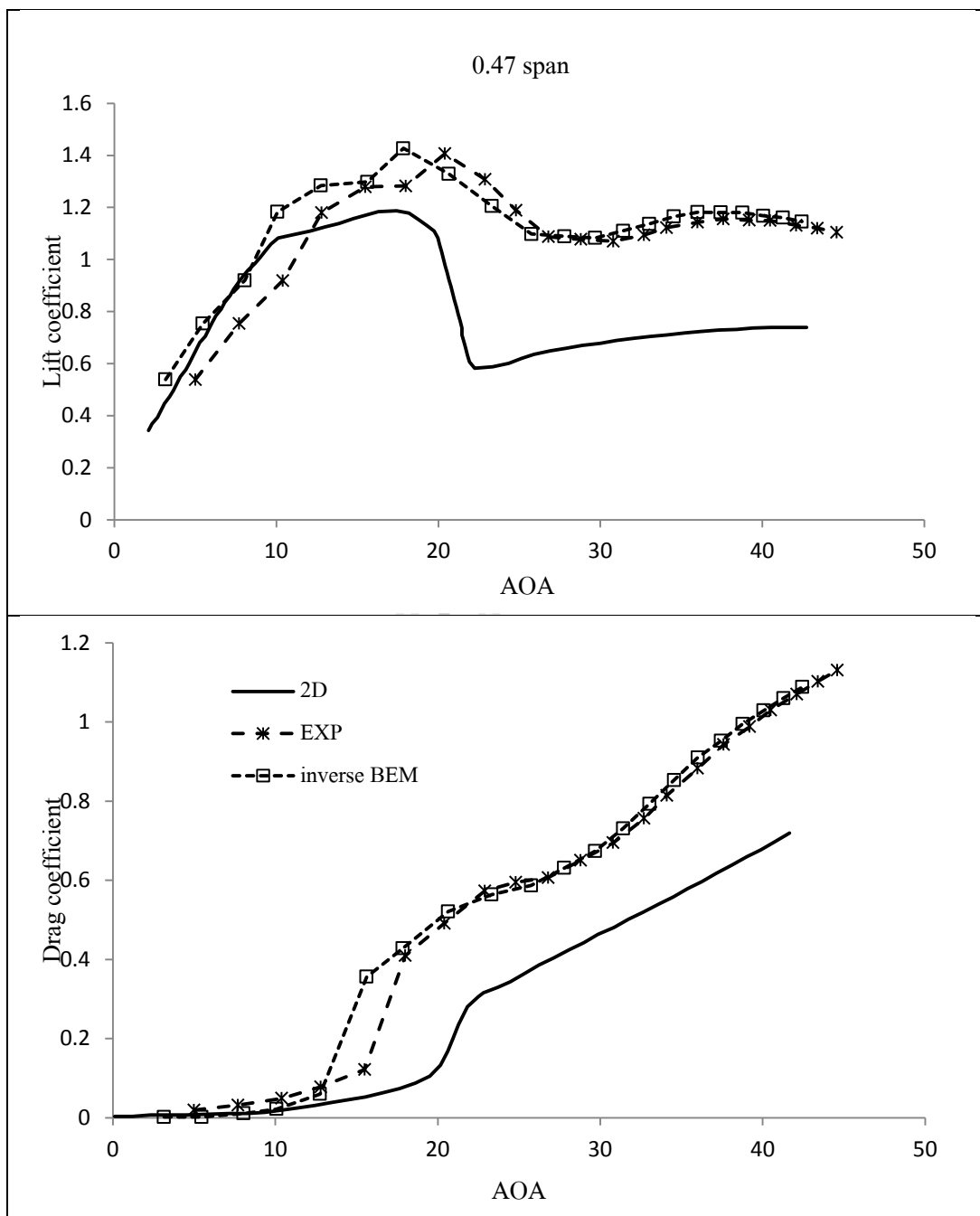
เมื่อ Ω คือความเร็วเชิงมุม และ β มุมบิดของใบพัด (Local + Global) เมื่อทราบมุมปะทะแล้วสัมประสิทธิ์ของแรงก็สามารถคำนวณได้ด้วยวิธีทางเวกเตอร์เช่นเดียวกัน

4.3 การสอบเทียบโปรแกรมการประเมินมุมปะทะ

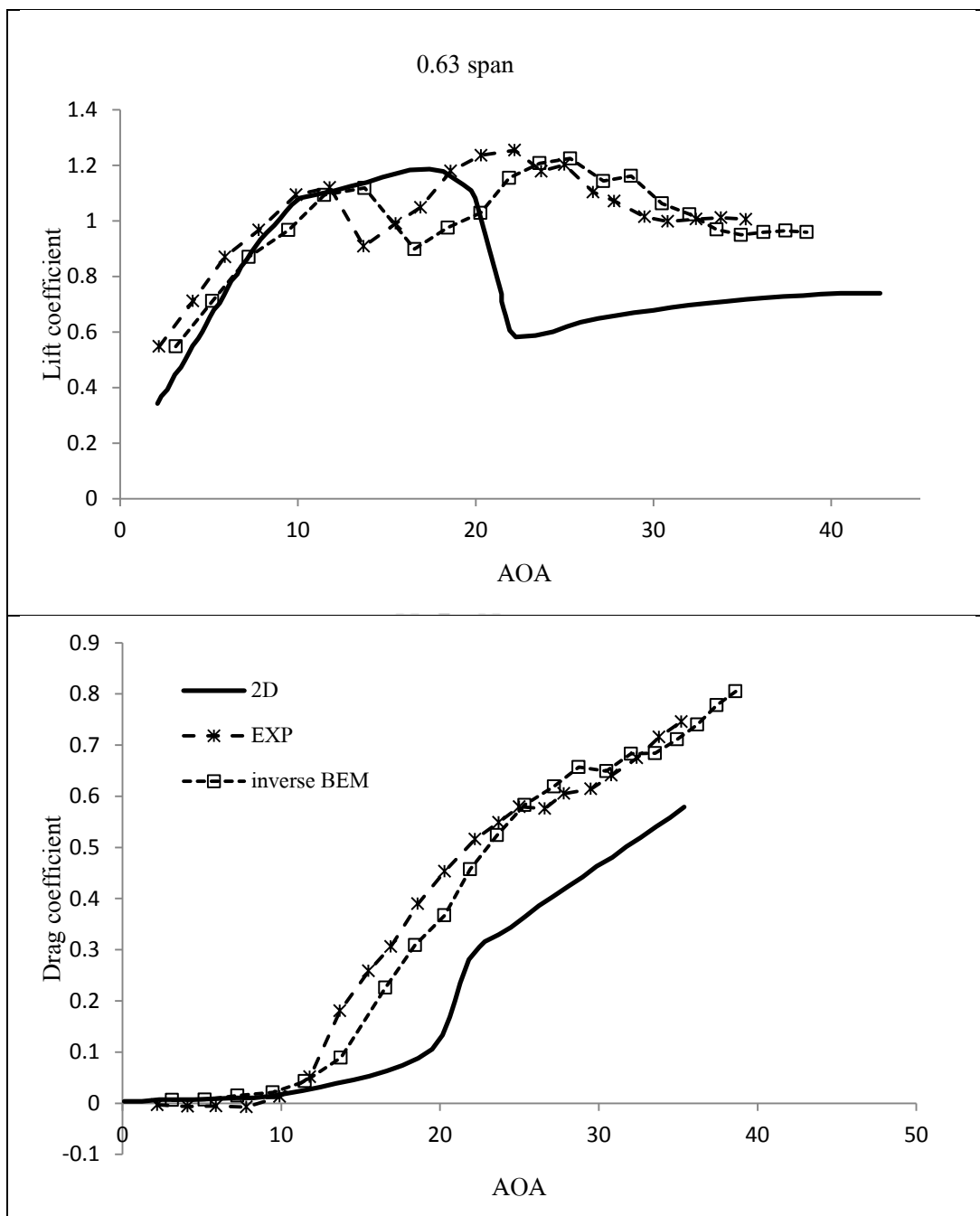
ในการประเมินมุมปะทะทั้งสองวิธีที่นำเสนอนี้เป็นเพียงหนึ่งในหลายวิธีที่นักวิจัยหลายท่านที่ได้ศึกษาพลศาสตร์ด้านกังหันลมมาก่อนได้เสนอมา และยังไม่รู้ว่าวิธีไหนเป็นวิธีที่ดีที่สุด ผู้วิจัยจึงได้เลือกสองวิธีดังกล่าวที่คิดว่าเป็นวิธีที่ดัดนำมาใช้ในการประเมินมุมปะทะของกังหันลม แต่ในการวิจัยจำเป็นที่จะต้องมีการประเมินความแม่นยำของโปรแกรมการคำนวณกับข้อมูลการวัดจากการทดลองเสียก่อน ๆ ที่จะนำไปใช้กับกรณีอื่น ๆ ในการสอบเทียบจะทำการเปรียบเทียบระหว่างข้อมูลการทดลองเทียบกับวิธี Inverse BEM และวิธี Inverse BEM เทียบกับวิธี Graphical เนื่องจากวิธี Graphical จะใช้ข้อมูลความเร็วลมที่ระยะต่างๆก่อนถึงหน้าตัดใบพัด และหลังใบพัด ซึ่งข้อมูลการทดลองไม่มี จึงไม่สามารถประเมินวิธีดังกล่าวด้วยข้อมูลการทดลองจริงได้ ในทางปฏิบัติจึงใช้ข้อมูลที่ได้จากการจำลองทาง CFD มาใช้เปรียบเทียบกับวิธี inverse BEM แทนสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.3 และรูปที่ 4.4



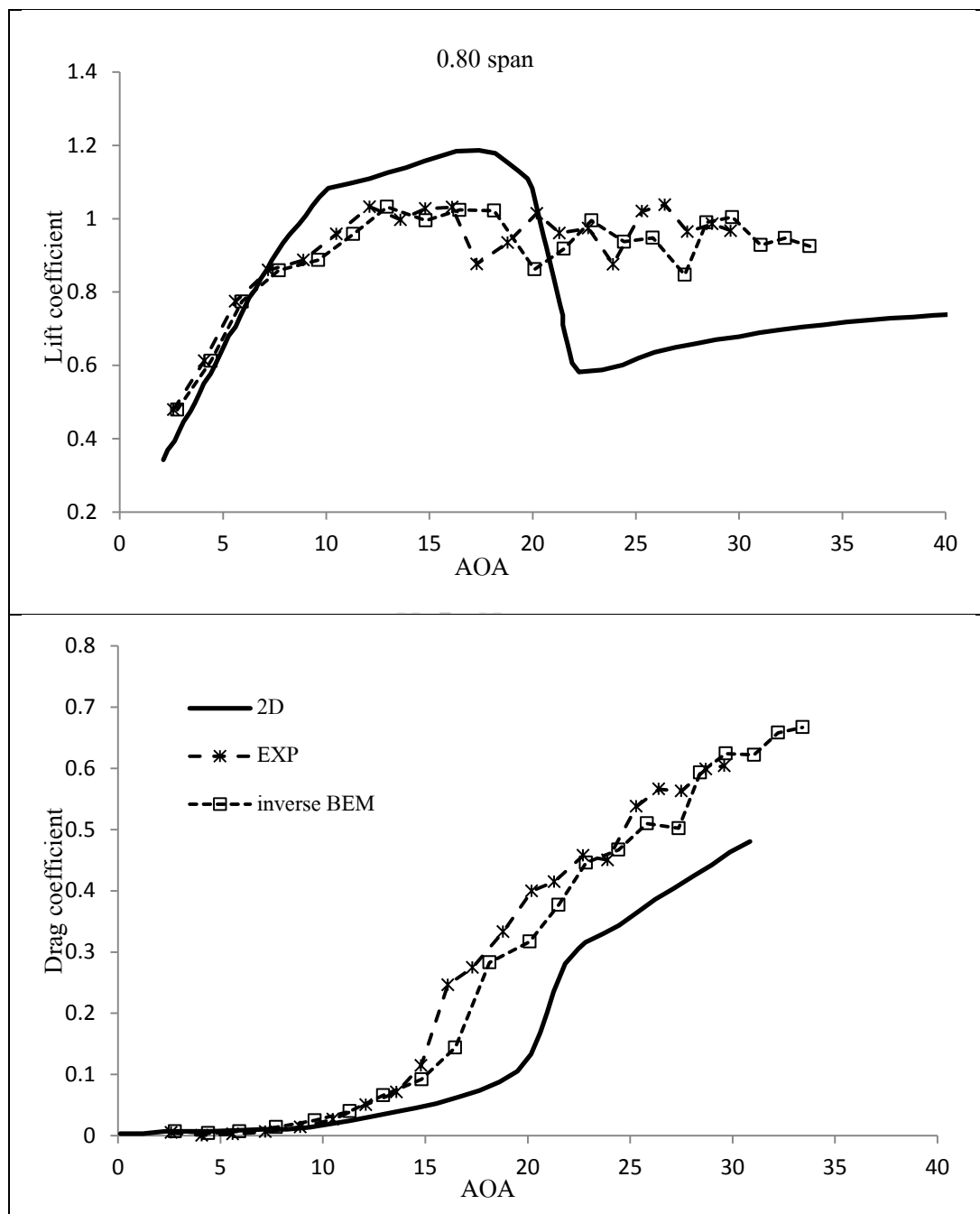
รูปที่ 4.3 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM จากแรงที่ได้จากการวัด
เทียบกับข้อมูลการวัดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI



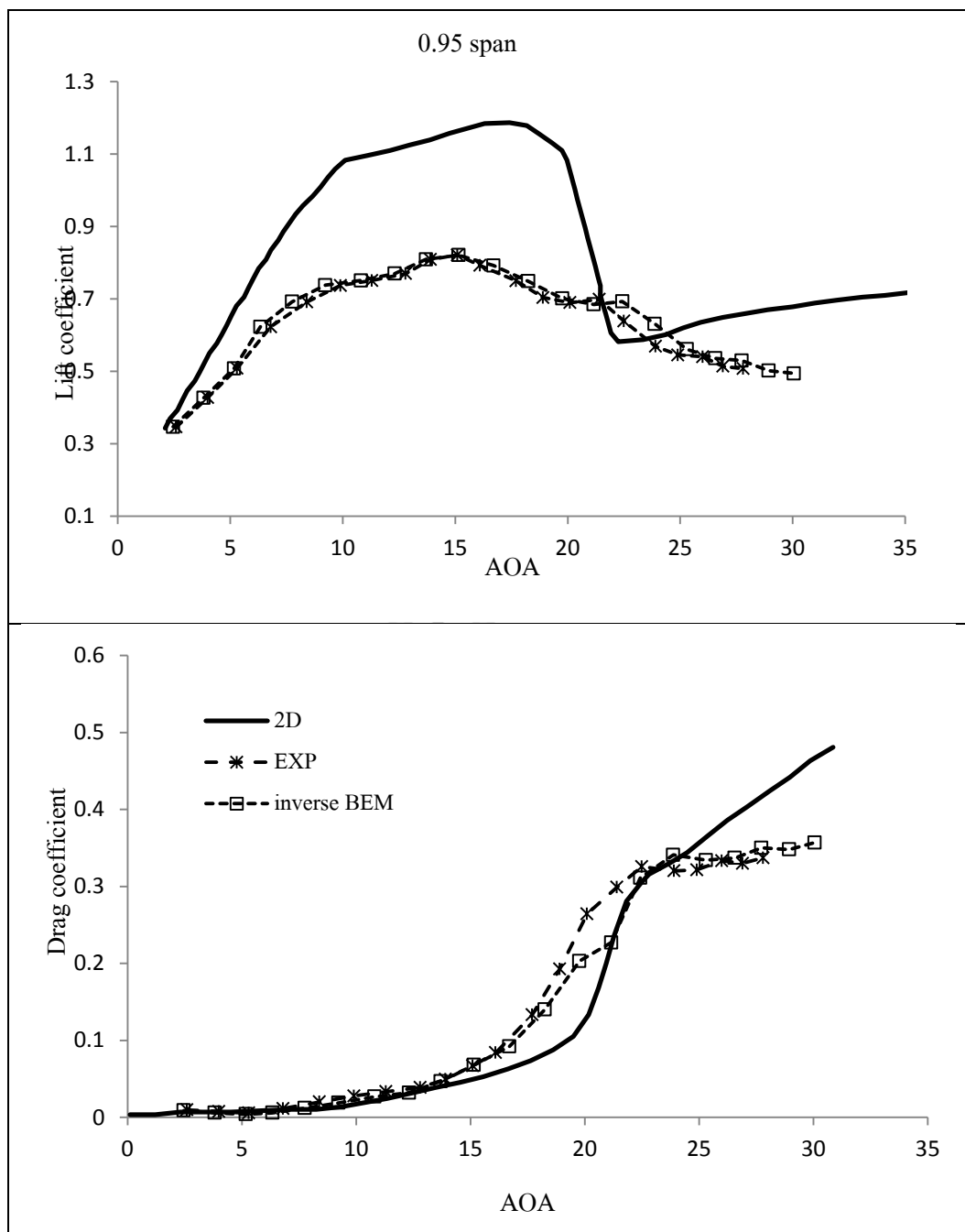
รูปที่ 4.3 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM จากแรงที่ได้จากการวัด
 เทียบกับข้อมูลการวัดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



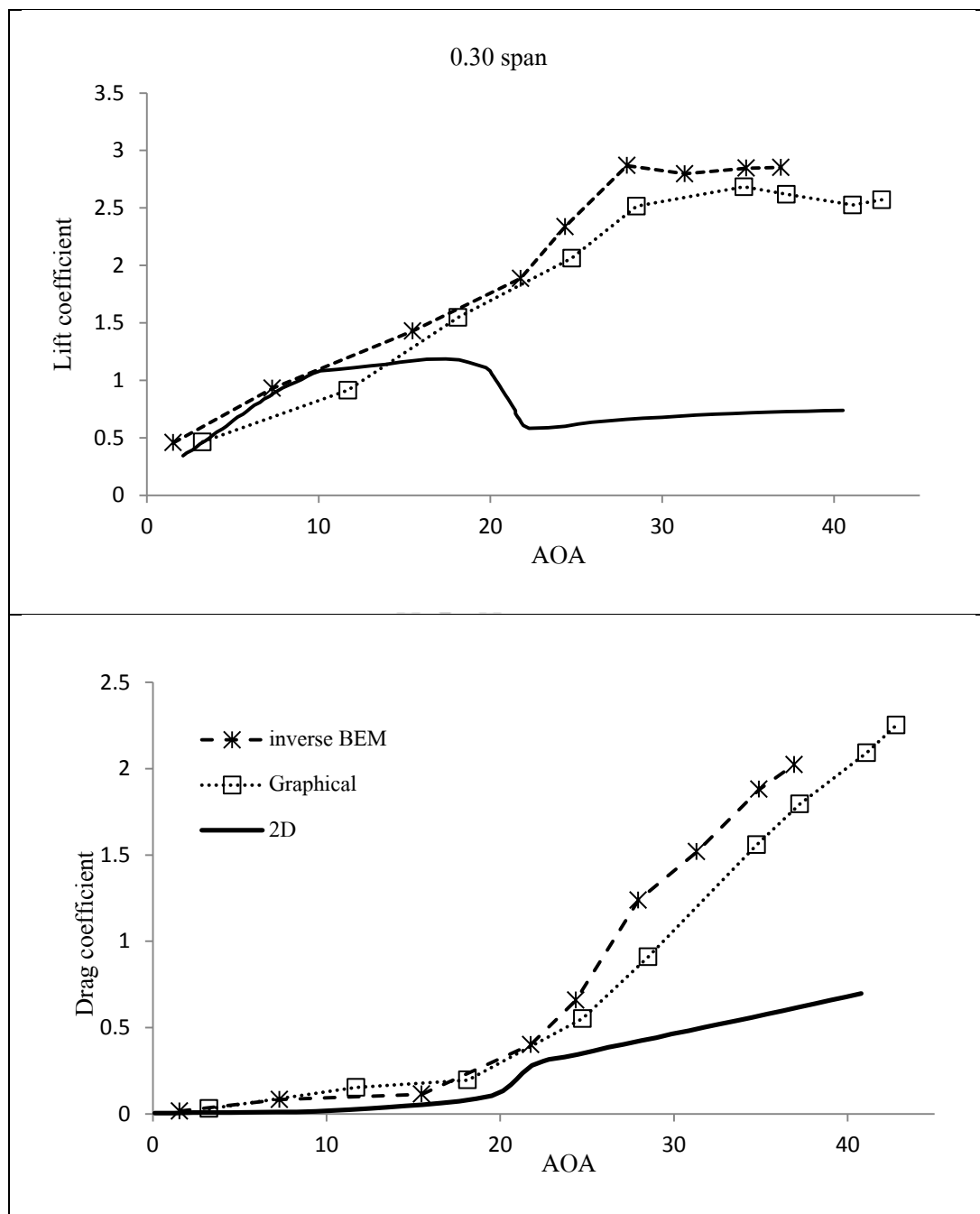
รูปที่ 4.3 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM จากแรงที่ได้จากการวัด
เทียบกับข้อมูลการวัดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



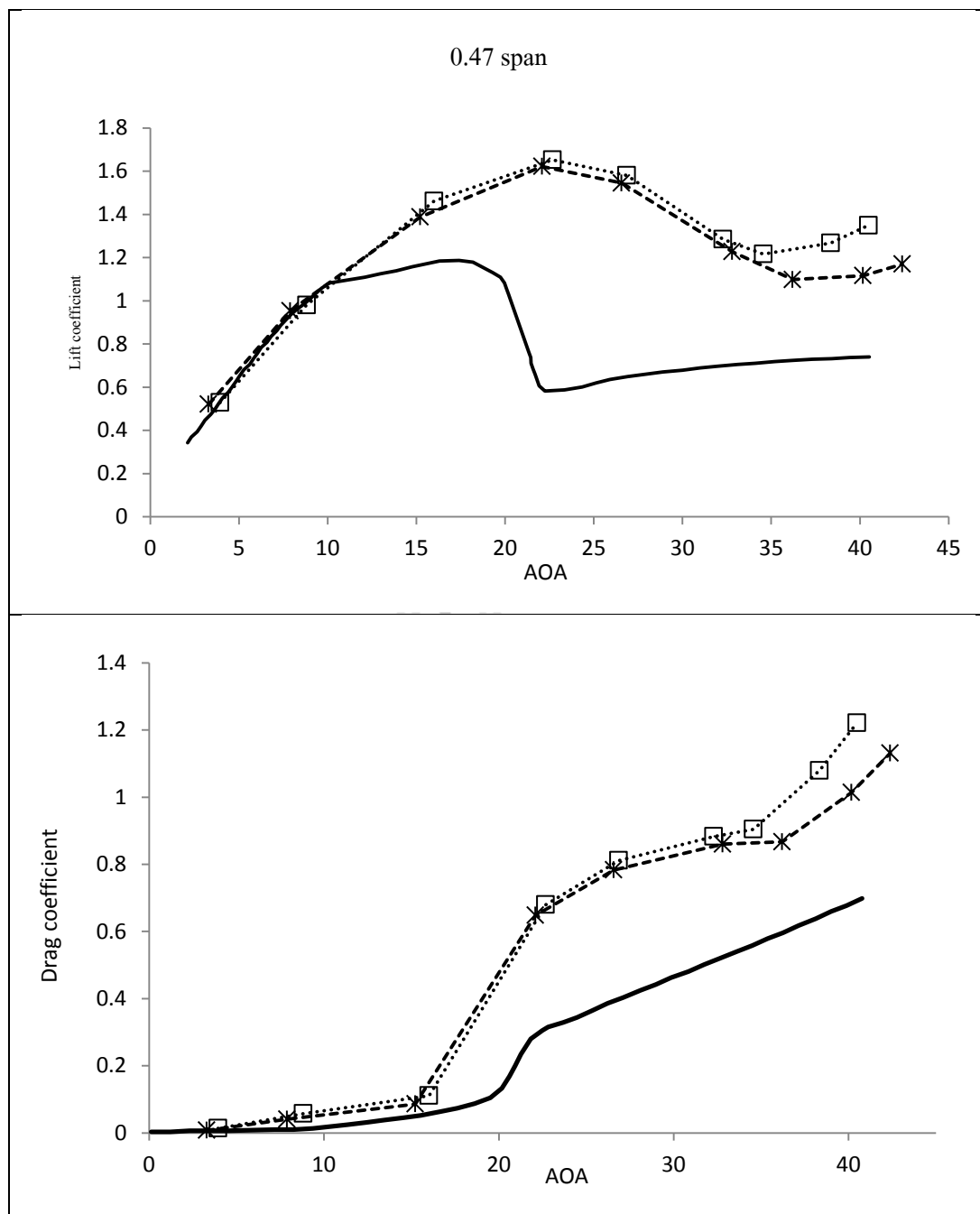
รูปที่ 4.3 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM จากแรงที่ได้จากการวัด
เทียบกับข้อมูลการวัดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



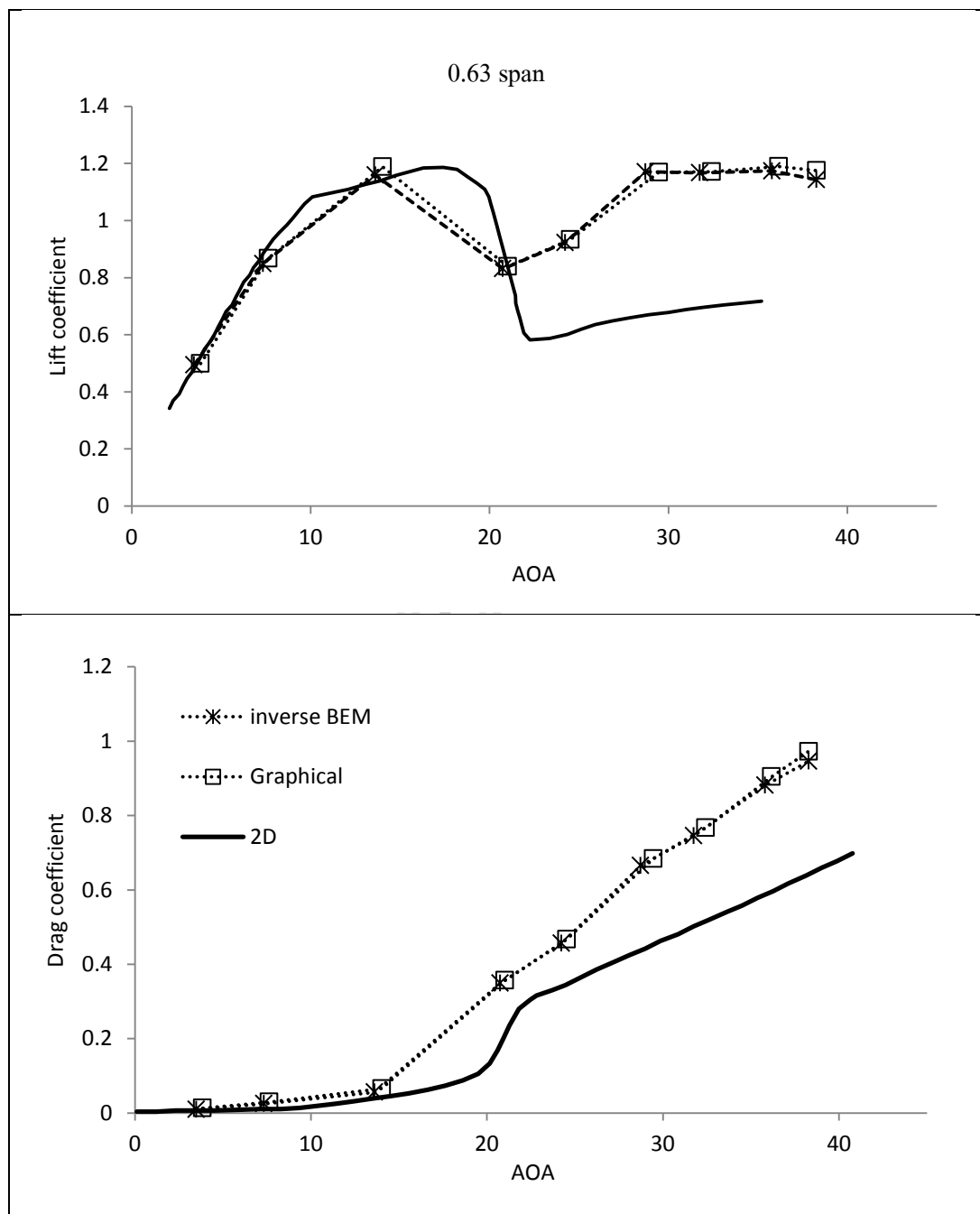
รูปที่ 4.3 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM จากแรงที่ได้จากการวัด
เทียบกับข้อมูลการวัดของใบพัดกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



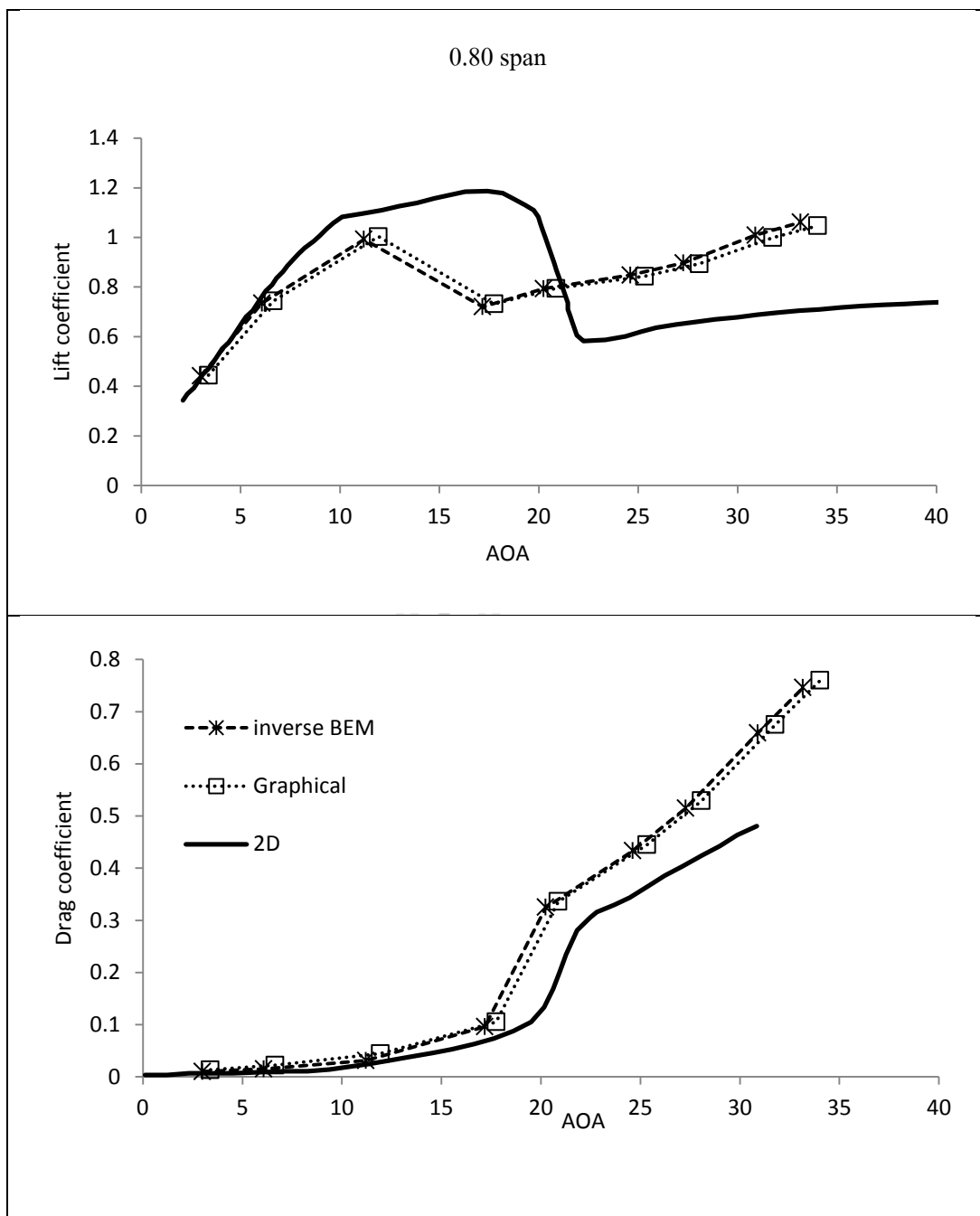
รูปที่ 4.4 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จากข้อมูลการจำลองทาง CFD เทียบกับการประเมินด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI



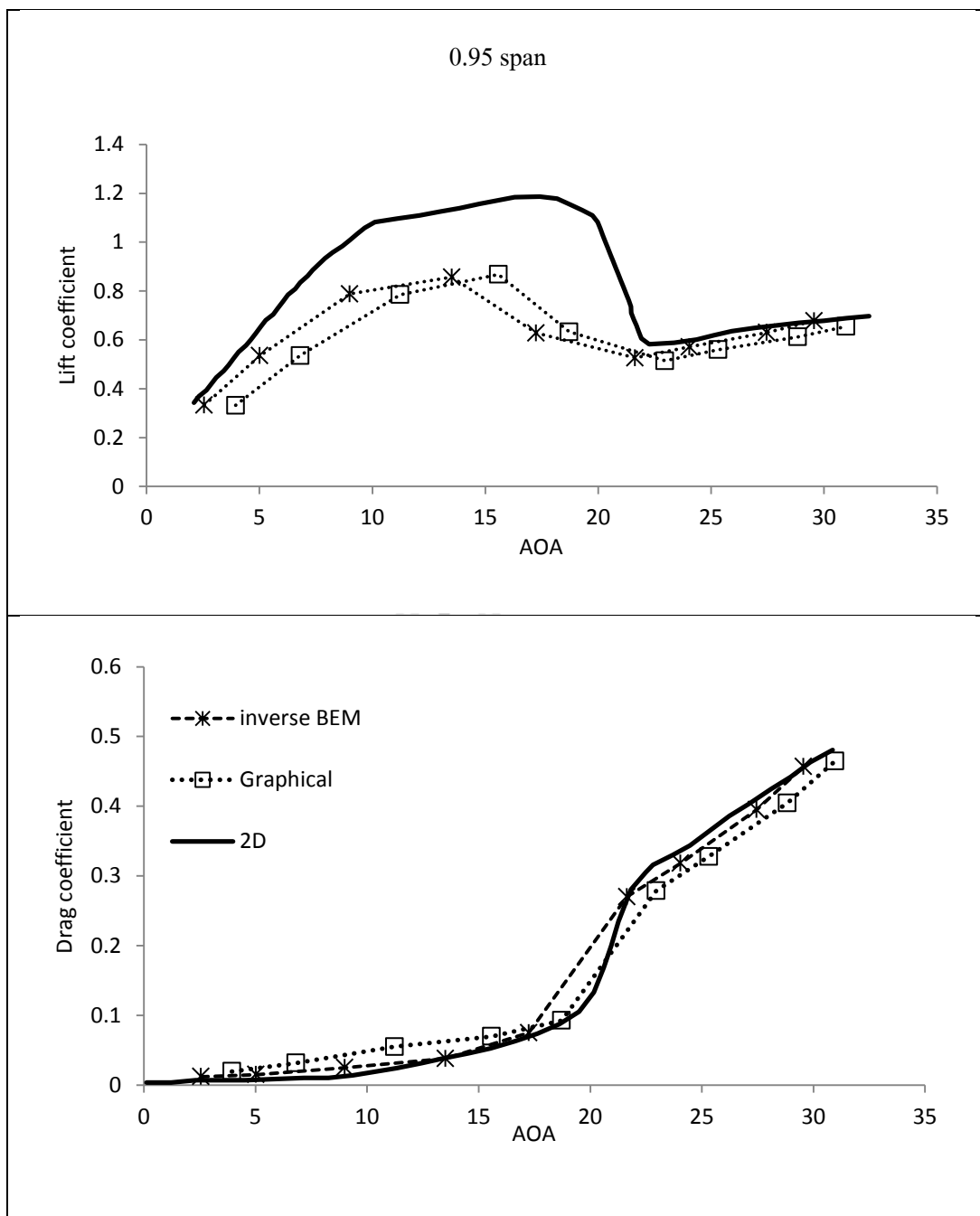
รูปที่ 4.4 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จากข้อมูลการจำลองทาง CFD เทียบกับการประเมินด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



รูปที่ 4.4 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จากข้อมูลการจำลองทาง CFD เทียบกับการประเมินด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



รูปที่ 4.4 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จากข้อมูลการจำลองทาง CFD เทียบกับการประเมินด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



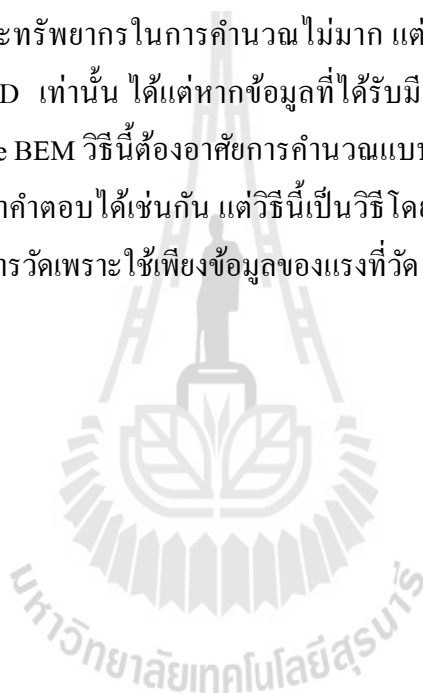
รูปที่ 4.4 ผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จากข้อมูลการจำลองทาง CFD เทียบกับการประเมินด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)

4.4 สรุปผลการประเมินมุมปะทะ

จากการศึกษาวิธีในการประเมินมุมปะทะของกังหันลมทั้ง 2 วิธี นั่นคือการประเมินด้วยวิธี inverse BEM และวิธี Graphical เนื่องจากว่าในการออกแบบกังหันลม โดยมากจะใช้ทฤษฎี Blade Element Momentum (BEM) ในการออกแบบ โดยตัวแปรหนึ่งที่ใช้ในการออกแบบนั้นคือ ข้อมูลการทดลองหรือแบบจำลองของสัมประสิทธิ์ของแรงยกและแรงต้านที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะ ผลการคำนวณจะออกมาในรูปของแรงในแนวตั้งฉากและแรงในแนวสัมผัส เพื่อใช้เป็นพารามิเตอร์ในการคำนวณกำลังทางไฟฟ้าที่กังหันลมจะปั่นได้ การที่จะยืนยันว่าผลการออกแบบมีความถูกต้องจะต้องวัดผลของสัมประสิทธิ์ของแรงจากกังหันลมเพื่อเทียบกับข้อมูลที่ใช้ในการออกแบบในขั้นตอนแรกว่ามีความสอดคล้องตรงกันหรือไม่ แต่การทดสอบกังหันลมจะไม่สามารถวัดค่ามุมปะทะนี้ได้โดยตรง ค่าที่วัดได้จะเป็นแรงในแนวตั้งฉากและแรงในแนวสัมผัส ดังนั้นแนวทางปฏิบัติคือจะต้องเอาแรงดังกล่าวที่วัดได้นำมาคำนวณย้อนกลับตามวิธี inverse BEM (Snel, 1993) ก็จะได้พารามิเตอร์ของแรงที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะในที่สุดซึ่งวิธีนี้ก็ได้รับการยอมรับว่าเป็นแนวทางในการประเมินมุมปะทะที่ดีอีกวิธีหนึ่ง (Schepers et al., 2002) งานวิจัยนี้จึงได้เลือกใช้วิธีนี้ในการประเมินมุมปะทะของกังหันลม จากผลการคำนวณเมื่อนำมาเปรียบเทียบกับข้อมูลในการวัดสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.4 นั่นคือข้อมูลการทดลองจะมีความสอดคล้องกับข้อมูลการวัดเป็นอย่างดี โดยเฉพาะผลการคำนวณที่บริเวณกึ่งกลางใบไปหาปลายใบจะมีความใกล้เคียงกับผลการวัดมาก ที่บริเวณโคนใบจะมีความแตกต่างกับข้อมูลการวัดมากที่สุด อาจจะเนื่องมาจากอิทธิพลปัจจัยของพฤติกรรม stall-delay ที่อาจส่งผลให้การวัดทำได้ยากขึ้นส่งผลให้เกิดความคลาดเคลื่อนในการวัด ถึงแม้ว่าเครื่องมือการวัดที่มีอยู่ยังไม่อาจจะยืนยันความแม่นยำได้ร้อยเปอร์เซ็นต์แต่แนวโน้มความเป็นไปของข้อมูลก็น่าจะมีส่วนถูกและน่าเชื่อถืออยู่บ้าง อย่างไรก็ตามจากผลของข้อมูลในการคำนวณก็ยังมีความใกล้เคียงกับผลการทดลองอยู่มาก ดังนั้นโปรแกรม inverse BEM ที่เขียนขึ้นมาจึงถือได้ว่ามีความแม่นยำน่าเชื่อถือได้

จากผลการทดสอบ โปรแกรม inverse BEM ข้างต้นเมื่อเทียบกับข้อมูลการวัดแสดงให้เห็นแล้วว่าโปรแกรมมีความถูกต้อง จึงนำโปรแกรมดังกล่าวมาสอบเทียบกับวิธี Graphical โดยวิธีนี้จะนิยมใช้คำนวณกับข้อมูลการจำลองทาง CFD ในทางทฤษฎีแล้ววิธีนี้น่าจะมีความน่าเชื่อถือมากที่สุด เพราะว่าเป็นการวัดความเร็วการไหลของลมที่เกิดขึ้นจริง แต่เป็นที่น่าเสียดายที่วิธีนี้ไม่สามารถทำการวัดความเร็วลมจริงที่เกิดขึ้นบนวงแหวนทรงกระบอกในระยะก่อนและหลังกระทบกับกังหันลมจริงได้ การสอบเทียบจึงใช้ข้อมูลจากการจำลองทาง CFD ในการคำนวณ ข้อมูลผลการสอบเทียบความแม่นยำของการประเมินมุมปะทะของวิธี Graphical แสดงได้ดังรูปที่ 4.5 จะเห็นได้ว่าทั้งสองวิธีได้ผลการคำนวณที่สอดคล้องกันได้เป็นอย่างดีในทุกหน้าตัดของของใบกังหันลม นั่นคืออาจจะ

กล่าวได้ว่าทั้งสองโปรแกรมที่เขียนขึ้นมานั้นมีความสามารถในการประเมินมุมปะทะได้มีความถูกต้องใกล้เคียงสอดคล้องกันเป็นอย่างดี ถึงจะแตกต่างกันบ้างก็ไม่มีนัยสำคัญมากนัก จึงสามารถสรุปได้ว่าโปรแกรมการประเมินมุมปะทะของทั้งสองวิธีที่เขียนขึ้นมานี้สามารถประเมินมุมปะทะได้ ความแม่นยำเท่าเทียมกัน และมีความแม่นยำที่ดีเมื่อเปรียบเทียบกับผลของข้อมูลการวัด จากผลการคำนวณดังกล่าวจึงทำให้มีความสะดวกในการนำไปใช้งาน โดยอาศัยความเหมาะสมของข้อมูลที่ได้รับเป็นสำคัญ กล่าวคือ เมื่อข้อมูลการวัดเป็นความเร็วมุมที่ระยะต่างๆ ในแนววงแหวนทรงกระบอก (สามารถวัดได้จากการจำลองทาง CFD) ที่ห่างจากกึ่งหันลมก็จะสามารถเลือกใช้วิธีการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical ข้อดีของวิธีนี้คือในการคำนวณไม่ต้องใช้การคำนวณแบบทำซ้ำจึงใช้เวลา และทรัพยากรในการคำนวณไม่มาก แต่มีข้อเสียคือสามารถใช้ได้เฉพาะกับข้อมูลการจำลองทาง CFD เท่านั้น ได้แต่หากข้อมูลที่ได้รับมีเฉพาะความเร็วมุมทางเข้าก็สามารถคำนวณได้ด้วยวิธี inverse BEM วิธีนี้ต้องอาศัยการคำนวณแบบทำซ้ำ ซึ่งในบางครั้งจะเจอปัญหาที่ผลการคำนวณ ไม่ลู่เข้าหาคำตอบได้เช่นกัน แต่วิธีนี้เป็นวิธีโดยทั่วไป สามารถใช้ได้กับข้อมูลที่ได้จากการจำลอง และจากการวัดเพราะใช้เพียงข้อมูลของแรงที่วัด กับความเร็วมุมเท่านั้น



บทที่ 5

การสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน

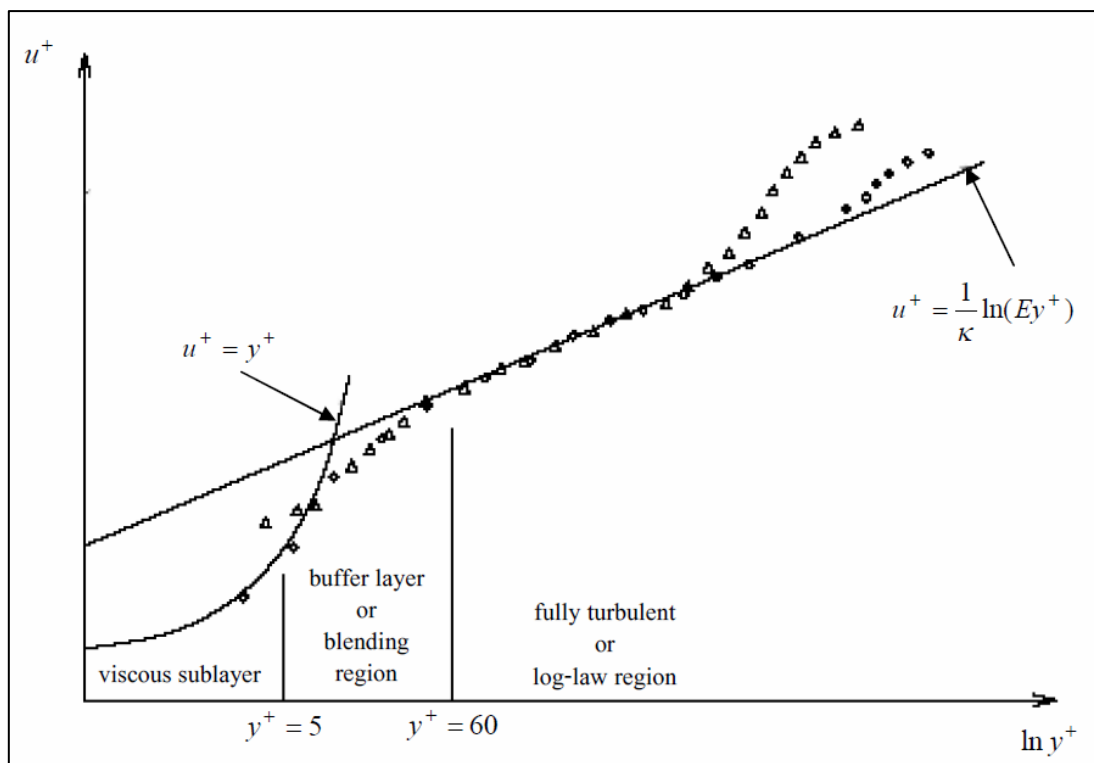
แบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้ในการสอบเทียบความแม่นยำในการทำนายการไหลผ่านกั้นหนืดที่กำลังหมุนในครั้งนี ผู้วิจัยใช้แบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสิ้น 4 แบบ ได้แก่

- Spalart-Allmaras model.
- SST k- ω model
- Transition SST model
- SST Plus model

ในหัวข้อนี้จะเสนอแบบจำลองความปั่นป่วนซึ่งมีผลต่อความแม่นยำของการคำนวณด้วย CFD แม้ว่าแบบจำลองที่นิยมใช้จะเป็นแบบจำลอง SA ที่เขียนโดย Spalart and Allmaras, (1992) และแบบจำลอง SST k- ω โดย Menter, 1993, 1994 อย่างไรก็ตามสำหรับช่วงการไหลที่มีความเร็วลมต่ำหรือกรณีที่การไหลยังคงติดไปกับผิว (Attached flow) แบบจำลอง Standard k- ϵ โดย Launder and Spalding, 1974 ซึ่งใช้ wall function ก็สามารถใช้งานได้ การใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Standard k- ϵ มีข้อดีคือใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ต่ำกว่าแบบจำลองอื่น เพราะแบบจำลองนี้จะไม่คำนวณโดยละเอียดที่ชั้นขีดผนัง แต่จะใช้ฟังก์ชันของผนัง (wall function: Law of the wall) ในการคำนวณค่าตัวแปรต่างในชั้นขีดผนัง แบบจำลองนี้จึงใช้กริดที่หยาบที่ชั้นขีดผนังได้ โดยทั่วไปจะต้องควบคุมเซลล์แรกให้อยู่ในชั้น Log-law layer โดยมีค่า y^+ ประมาณ 30-500 ดังแสดงในรูปที่ 5.1 และ 5.2 เพื่อให้สามารถใช้กฎของผนังในช่วง Log-law ได้ แต่ในแบบจำลองความปั่นป่วน k- ϵ ที่พัฒนาขึ้นมาใหม่สามารถเลือกใช้ได้ทั้งแบบ การคำนวณโดยใช้ wall function หรือไม่ใช้ก็ได้ ขึ้นอยู่กับคุณภาพของกริดที่ชั้นขีดผนังที่สร้างขึ้นมา

แบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลขเรย์โนลด์ต่ำ (Low Reynolds number models) จะคำนวณละเอียดที่บริเวณชั้นขีดผนัง เพื่อจับพฤติกรรมการไหลที่บริเวณใกล้ผนังโดยละเอียด ดังนั้นแบบจำลองประเภทนี้จึงจำเป็นต้องควบคุมกริดให้ละเอียดที่ชั้นขีดผนัง โดยจะต้องควบคุมให้เซลล์แรกอยู่ในชั้น Laminar sub-layer โดยจะใช้อย่างน้อยประมาณ 20 เซลล์ในชั้นขีดผิวเพื่อคำนวณการไหลบริเวณใกล้ผนัง แบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลขเรย์โนลด์ต่ำมีหลายแบบจำลองด้วยกัน แต่ที่นิยมใช้สำหรับงานด้านอากาศพลศาสตร์คือแบบจำลองความปั่นป่วน SST k- ω และ Spalart-Allmaras (SA) ในงานวิจัยนี้ก็ได้ใช้แบบจำลองทั้งสองแบบนี้ในการสอบเทียบด้วย

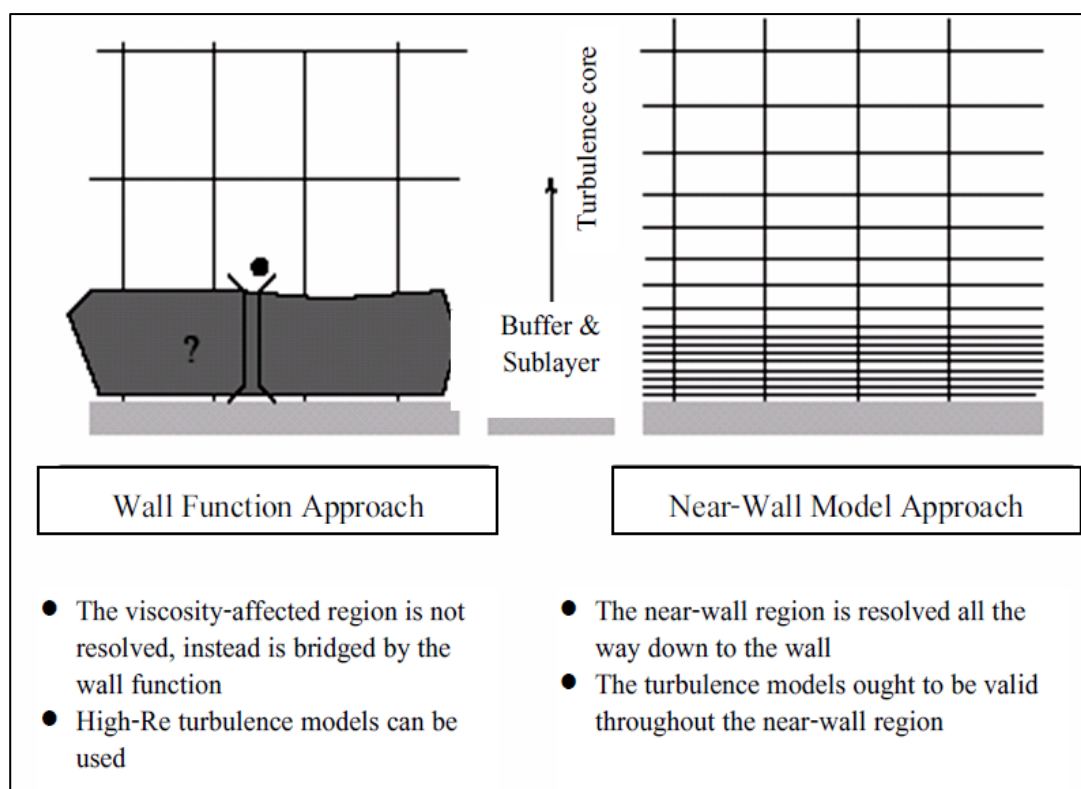
เช่นเดียวกัน รวมไปถึงแบบจำลอง SST Plus ที่พัฒนาขึ้นมาใหม่จากแบบจำลอง SST k- ω โดยการเพิ่มฟังก์ชันการหน่วงเข้าไปในชั้น Buffer layer เพื่อให้เกิดการต้านความดันสวน (Adverse pressure gradient) เพื่อปรับปรุงปัญหาการเกิดการไหลแยกตัวสูงเกินไป ก็เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลขเรย์โนลด์ต่ำเช่นเดียวกัน



รูปที่ 5.1 ความสัมพันธ์โดยทั่วไปของฟังก์ชันของผนัง (Law of the wall function)

(Ansys fluent 12.0 theory guide)

แบบจำลองความปั่นป่วน Transition SST ก็เป็นอีกแบบจำลองหนึ่งที่เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบเลขเรย์โนลด์ต่ำ ที่คิดผลของช่วงการการไหลแบบเปลี่ยนผ่านจากการไหลแบบราบเรียบเป็นการไหลแบบปั่นป่วน (รายละเอียดแสดงในบทที่ 3) ซึ่งแบบจำลองความปั่นป่วนโดยทั่วไปจะไม่คิดช่วงการเปลี่ยนผ่านนี้ ดังนั้นแบบจำลองความปั่นป่วนนี้จึงเพิ่มสมการที่เกี่ยวข้องกับ Transition อีก 2 สมการแบบจำลองนี้จึงเป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ 4 สมการ (ซึ่งโดยทั่วไปแบบจำลองความปั่นป่วนจะเป็นแบบ 2 สมการ ส่วนแบบจำลองความปั่นป่วน Spalart Allmaras จะเป็นแบบ 1 สมการ) จึงส่งผลให้การคำนวณโดยใช้แบบจำลองนี้ใช้ทรัพยากรในการคำนวณสูงขึ้นตามไปด้วย



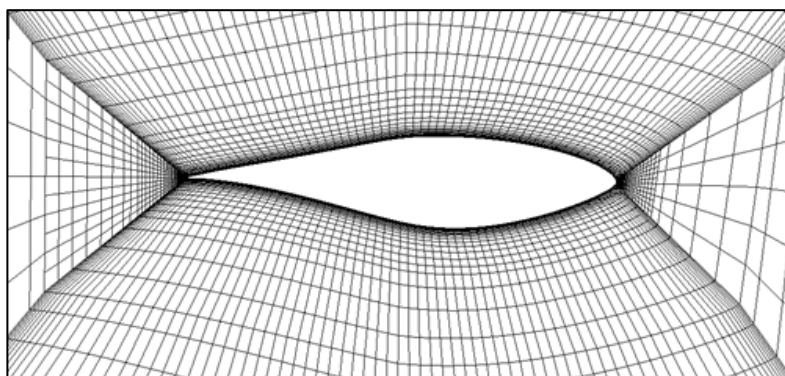
รูปที่ 5.2 กริดที่ชั้นชิดผนังสำหรับการคำนวณแบบใช้ wall function และใช้ Near-Wall model (Ansys Fluent 12.0 Theory guide)

แบบจำลอง 4 แบบแรกเป็นแบบจำลองที่มีให้เลือกใช้ในโปรแกรมสำเร็จรูป Ansys fluent ส่วนแบบจำลองสุดท้ายเป็นแบบจำลองที่พัฒนาขึ้นใหม่โดย ชโลธร, 2552 โดยในการสอบเทียบความแม่นยำในการคำนวณของแบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้จะทำโดยการเปรียบเทียบกับค่าแรงบิด (Low Speed Shaft Torque) ของใบพัดทั้งใบที่เกิดขึ้นที่แกนหมุนที่ได้จากการวัดจากการทดลองจริงของกังหันลม NREL Phase VI ที่ทำการทดสอบโดย National Renewable Energy Laboratory (NREL) ที่ National Wind Technology center (NWTC), Colorado การทดสอบแบบจำลองความปั่นป่วนนี้ได้ทำการทดสอบแบบสามมิติ เพื่อเทียบผลกับข้อมูลการวัด

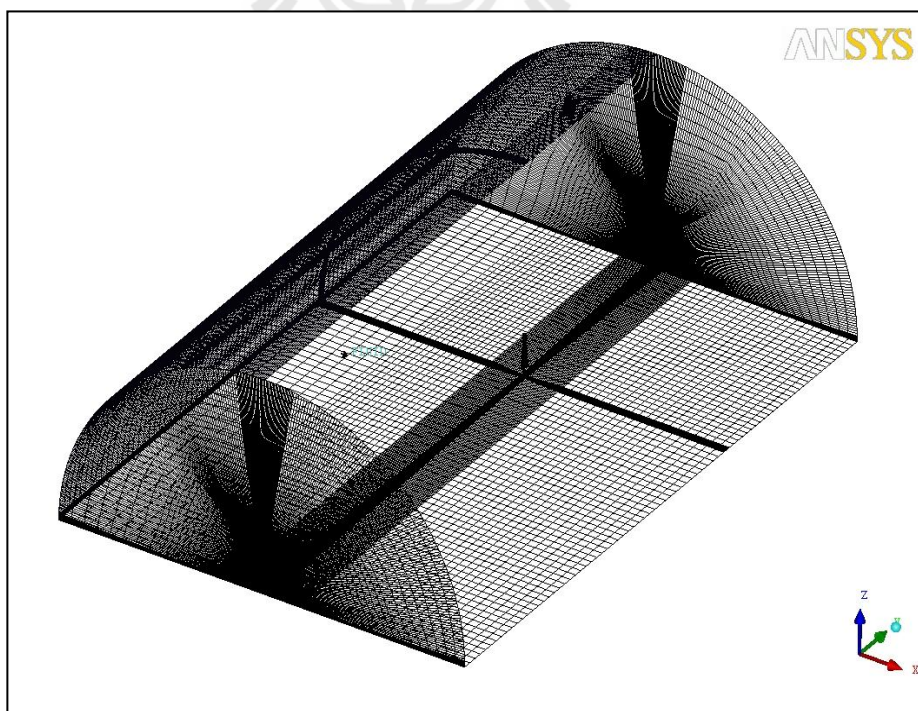
5.1 ผลของการสอบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน

การจำลองการไหลผ่านกังหันลม NREL Phase VI ของแบบจำลองความปั่นป่วนทั้ง 4 แบบในสามมิติ เพื่อหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่เหมาะสมที่สุดในการทำนายการไหลผ่านกังหันลมที่ความเร็วลมสูง โดยใช้เงื่อนไขขอบ และกริดเหมือนกัน โดยกริดที่ใช้ในการคำนวณเป็นกริด

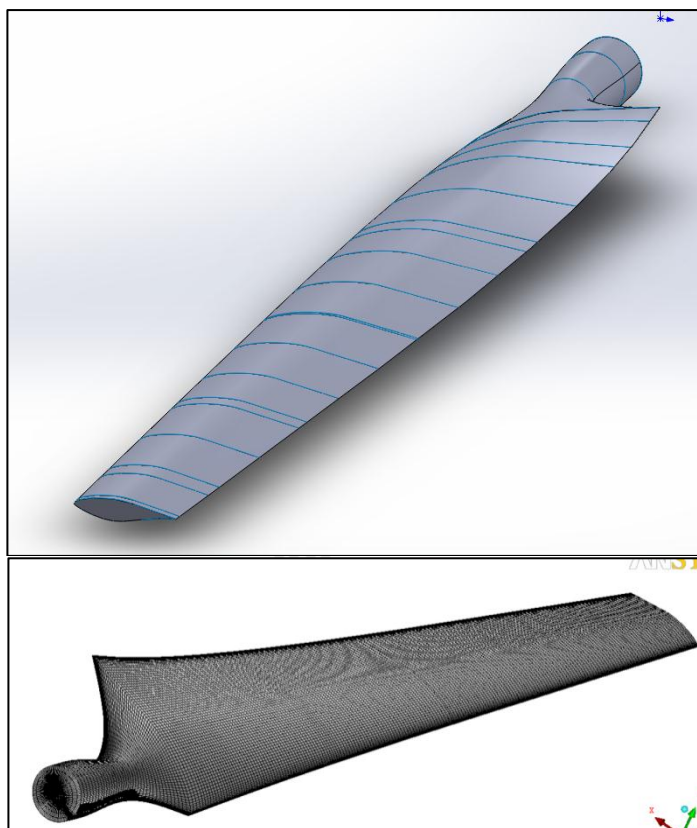
แบบสี่เหลี่ยมทั้งหมดจำนวน 2.5 ล้านกริดแบ่งกริดตามความยาวของใบได้ 230 กริดและกริดรอบหน้าตัดตัด 200 กริดโดยประมาณ ดังแสดงในรูปที่ 5.3 โดยเซลล์แรกมีขนาด y^+ ประมาณหนึ่งตลอดทั้งใบ มีอัตราการขยายของกริดที่ติดกันประมาณ 1.2 เท่า โดยขนาดของกริดที่ครอบก้งหันลมไว้จะกำหนดให้มีระยะห่างจากใบก้งหันลมที่มากพอที่ผลของเงื่อนไขขอบของการจำลองจะไม่มีผลต่อผลของการจำลองดังแสดงในรูปที่ 5.4 และรูปที่ 5.5 เป็นรูปร่างใบก้งหันลมที่ใช้ในการจำลอง



รูปที่ 5.3 กริดที่ใช้ในการจำลองโดยรอบผิวของใบพัดที่หน้าตัด 95% ของความยาวใบ



รูปที่ 5.4 ขนาดของกริดโดยรอบของก้งหันลม NREL Phase VI



รูปที่ 5.5 กิ่งหันลม NREL Phase VI ก่อนและหลังทำกริด

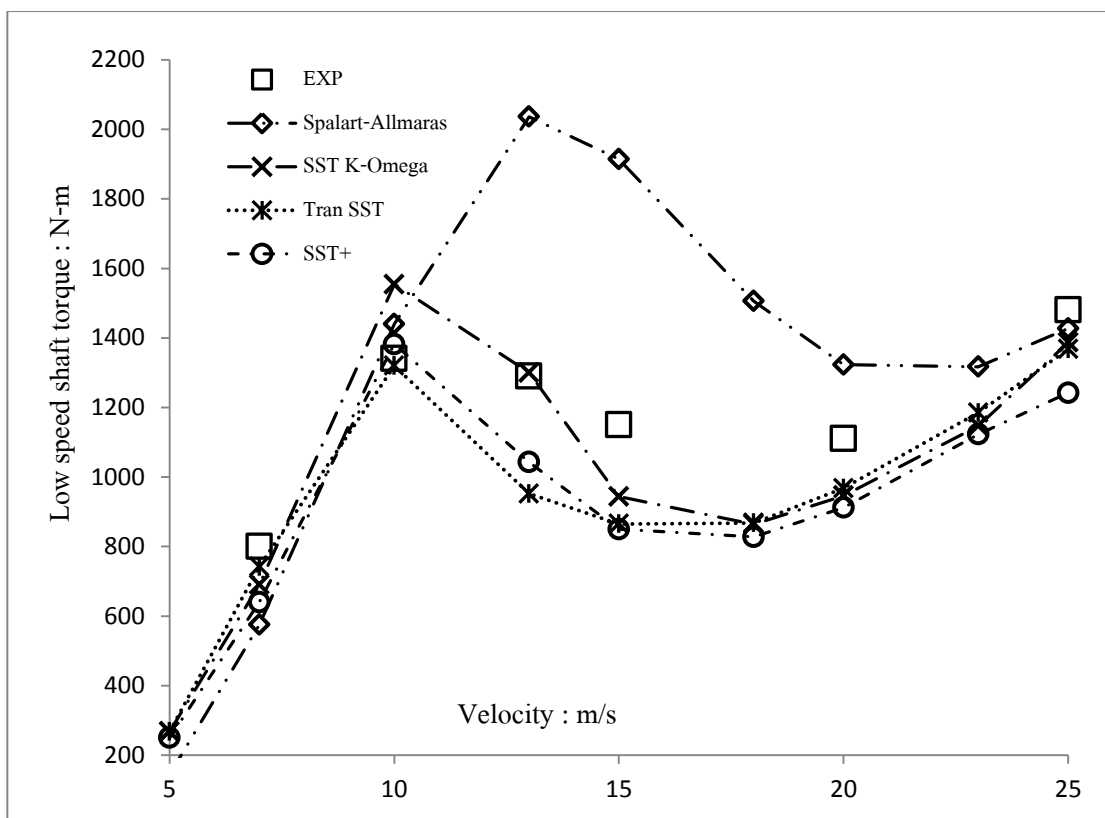
ในการสอบเทียบความแม่นยำของแบบจำลองความปั่นป่วนแต่ละแบบในเบื้องต้นจะต้องมีการทดสอบหาจำนวนกริดที่เหมาะสมที่จะใช้ในการจำลองในงานวิจัยนี้ เพื่อเป็นการยืนยันว่ากริดที่ใช้มีความแม่นยำที่ไม่ขึ้นกับขนาดของจำนวนกริด การจำลองจะสร้างกริดขึ้นมาสามขนาดด้วยโปรแกรม ICEM 14.0 คือขนาด 2.2.5 และ 3 ล้านกริดโดยประมาณ เป็นกริดแบบสี่เหลี่ยมทั้งหมด ควบคุมขนาดของชั้นชิดผิวให้มีค่า y^+ ประมาณหนึ่งตลอดทั้งใบ แล้วทำการคำนวณที่ความเร็วลม 10 m/s ด้วยคอมพิวเตอร์ Dell-PC window7 32bit, CPU core i5@2.30GHz, RAM 4GB คำนวณด้วยแบบจำลองความปั่นป่วน SST k- ω เทียบกับข้อมูลแรงบิด (Torque) จากการทดลองที่มีค่าถูกต้องที่ 1340 N-m ได้ผลการจำลองดังแสดงในตารางที่ 5.1 จากตารางจะเห็นว่าแบบจำลองในโมเดลที่สามมีความแม่นยำที่สุด แต่ขณะเดียวกันก็ใช้เวลามากที่สุดด้วย ขณะที่แบบจำลองในโมเดลที่สองมีความแม่นยำไม่ต่างกันมาก แต่ใช้เวลาในการคำนวณที่น้อยกว่าโมเดลสามมาก ผู้วิจัยจึงเลือกที่จะใช้แบบจำลองในโมเดลที่สองในการศึกษางานวิจัยในครั้งนี้

ตารางที่ 5.1 ตารางการทดสอบ grid independent ทดสอบโดยแบบจำลองความปั่นป่วน SST k- ω

Models.	จำนวนกริด (ล้าน)	Torque (N-m)	ระยะเวลา (ชม.)
1	2.16	1520	75 (3 วัน 3 ชม.)
2	2.56	1440	92 (3 วัน 20 ชม.)
3	3.05	1400	135 (5 วัน 15 ชม.)

ในการสอบเทียบความแม่นยำของแบบจำลองความปั่นป่วนในแต่ละแบบจะทำการเปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดของแบบจำลอง เนื่องจากว่าแรงบิดเกิดจากแรงยก และแรงต้านที่เกิดขึ้นบนใบกังหันลม ซึ่งจะมีความสัมพันธ์โดยตรงกับมุมปะทะของลมที่กระทำต่อใบพัด และมุมปะทะที่เกิดขึ้นก็จะแปรผันตรงกับความเร็วมุมที่ปะทะกับใบพัดเช่นเดียวกัน จากแนวคิดนี้จึงอาจจะกล่าวได้ว่า หากการทำนายโมเมนต์แรงบิดที่เกิดขึ้นบนใบพัดได้อย่างแม่นยำแล้ว การกระจายตัวของแรงดันตามแนวใบพัดที่ใช้ในการคำนวณแรงยกแรงต้านที่เกิดขึ้นบนแต่ละหน้าตัดก็จะต้องแม่นยำตามไปด้วย จึงเป็นเหตุผลที่ใช้แรงบิดในการทำนายความแม่นยำในการจำลองของแบบจำลองความปั่นป่วน

จากผลการคำนวณแรงบิดของกังหันลม NREL Phase VI ด้วยวิธี CFD ด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนแบบต่างๆ เทียบกับผลการทดลองในรูปที่ 5.6 ในช่วงแรกที่ความเร็วมุมไม่เกิน 7 m/s แบบจำลองทั้งห้าแบบได้ผลการจำลองที่สอดคล้องกันและใกล้เคียงกับข้อมูลการวัด ที่ความเร็วมุม 10 m/s แบบจำลองสองแบบได้แก่ Transition SST และ SST+ ยังมีความแม่นยำตรงตามข้อมูลการวัด ต่างกับอีกสามแบบจำลองที่เหลือซึ่งค่าจากการจำลองมีการกระโดดขึ้นมาสูงกว่าค่าที่ได้จากการวัด ยิ่งไปกว่านั้นแบบจำลอง Spalart-Allmaras ส่วนแบบจำลอง k- ω จะเกิดการกระโดดของค่าแรงบิดที่ความเร็วมุม 10 m/s ที่ความเร็วมุมสูงขึ้นแรงบิด ที่คำนวณได้จะปรับตัวลดลงให้มีความสอดคล้องกับแบบจำลอง Transition SST และ SST+ และมีแนวโน้มที่สอดคล้องกับผลของข้อมูลการทดลองด้วย แต่เมื่อพิจารณา แบบจำลองความปั่นป่วนในสองแบบสุดท้ายคือแบบจำลอง Transition SST และ SST+ มีความคล้ายคลึงสอดคล้องกันมากตลอดช่วงความเร็วมุมที่ทำการคำนวณ และสอดคล้องกับผลของข้อมูลการวัดอีกด้วย ที่น่าสนใจคือสองแบบจำลองนี้มีความแตกต่างตรงที่จำนวนสมการส่งผ่านที่ใช้ในการคำนวณ โดยแบบจำลอง Transition SST ใช้ 4 สมการในการคำนวณ ในขณะที่แบบจำลอง SST+ ใช้สมการส่งผ่านเพียง 2 สมการในการคำนวณ

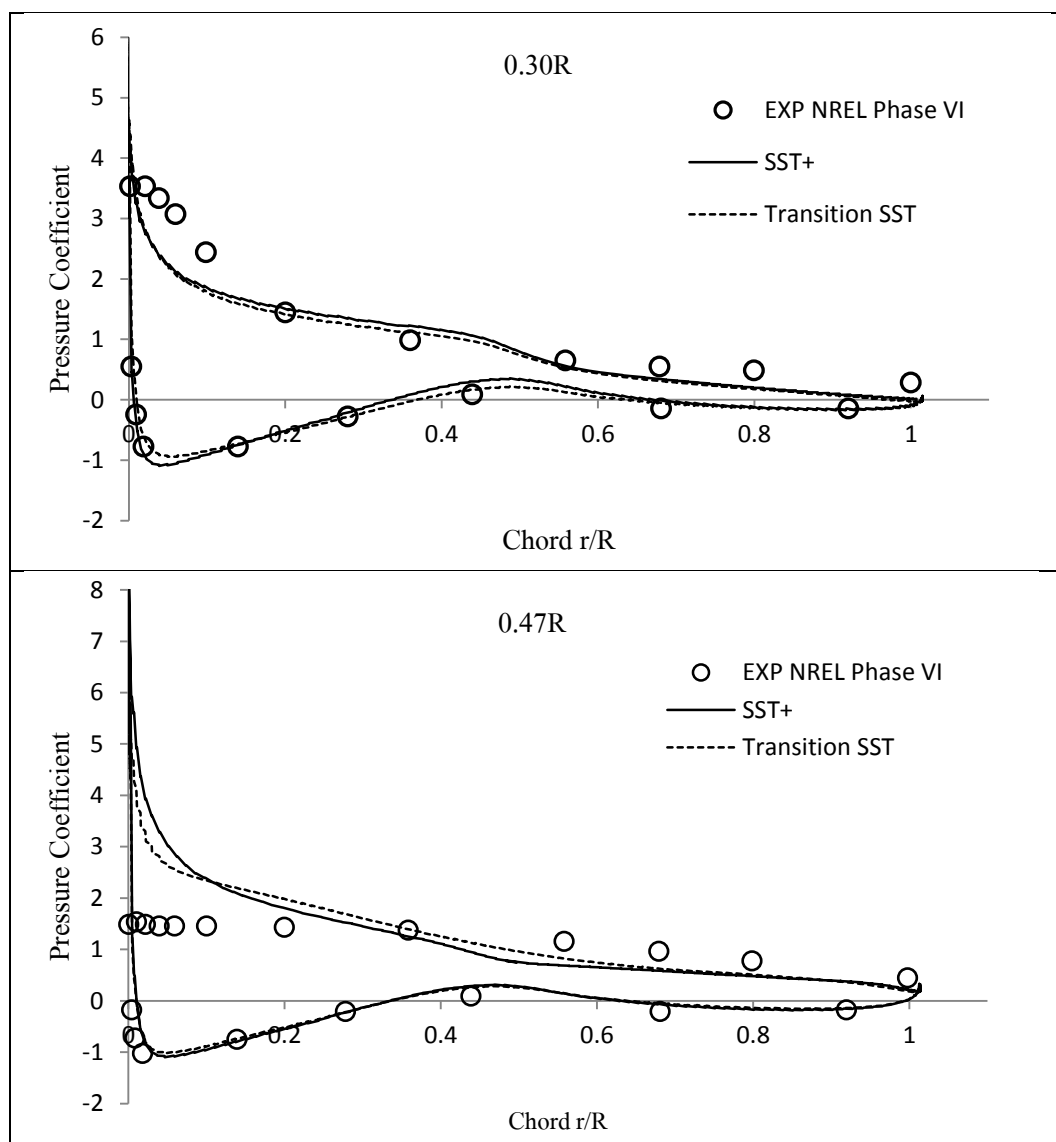


รูปที่ 5.6 ผลการจำลองการคำนวณแรงบิด (Torque) ของแบบจำลองความปั่นป่วนทั้ง 4 แบบ

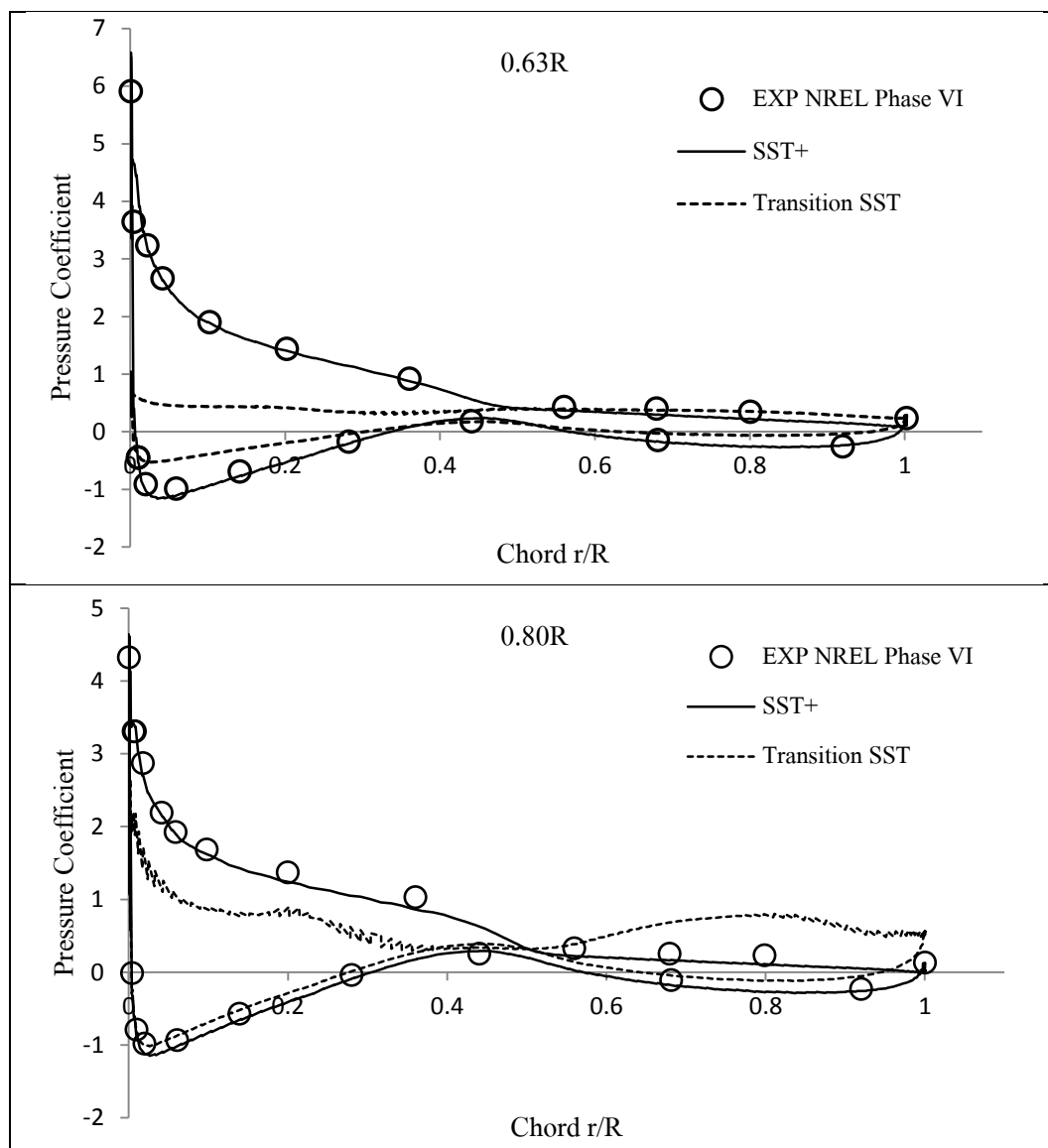
จำนวนสมการส่งผ่านที่ใช้ในการคำนวณนี้มีผลอย่างมากต่อระยะเวลาในการคำนวณผลการจำลอง หากผลการจำลองให้ผลที่สอดคล้องกันในขณะที่อีกแบบจำลองใช้เวลาในการคำนวณน้อยกว่า แบบจำลองที่ใช้เวลาในการคำนวณน้อยกว่านั้นย่อมเป็นที่น่าสนใจ แต่อย่างไรก็ดี เนื่องจากแบบจำลองที่สองแบบดังกล่าวให้ผลการจำลองที่สอดคล้องกันเช่นนี้แล้ว แต่กระนั้นก็ยังไมอาจสรุปได้ในทันทีว่าแบบจำลองใดมีความถูกต้องแม่นยำมากกว่ากัน จึงจำเป็นที่จะต้องหาข้อมูลการวัดมาเปรียบเทียบผลกับการจำลองเพิ่มเติม นั่นก็คือการเปรียบเทียบการกระจายตัวของสัมประสิทธิ์ของแรงดัน (C_p) รอบผิวใบกังหันลมที่หน้าตัดต่าง ๆ ด้วยอีกปัจจัย

เนื่องจากว่าผลการคำนวณแรงบิดของแบบจำลองทั้งสองแบบมีความถูกต้องในระดับที่ใกล้เคียงกันมาก จึงจำเป็นที่จะต้องศึกษาเปรียบเทียบการกระจายตัวของความดัน โดยรอบผิวใบพัดประกอบไปด้วย เพราะอาจเป็นไปได้ว่าผลการคำนวณแรงบิดเหมือนกันแต่การกระจายตัวของความดันในแต่ละหน้าตัดต่างกัน และต่างกับข้อมูลการทดลองด้วย หากแต่ว่าแรงที่เกิดขึ้นมีการหักล้างกันทำให้ผลการจำลองที่ได้มีแรงบิดที่เหมือนกัน ในการเปรียบเทียบจะเลือกที่ความเร็วลม 10 เมตร/วินาที เพราะที่ความเร็วลมดังกล่าวเป็นช่วงที่การไหลกำลังเปลี่ยนจาก

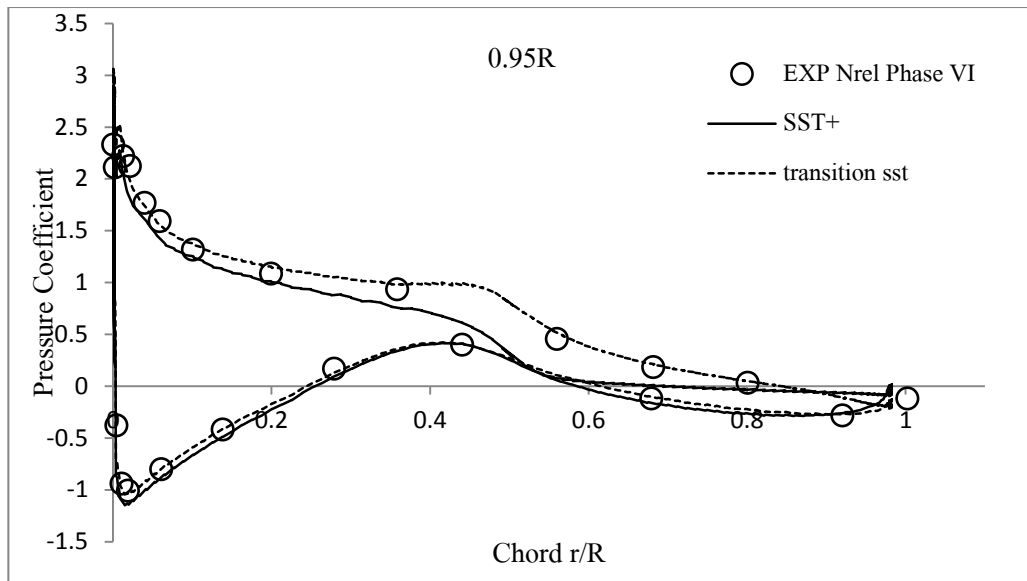
การไหลแบบราบเรียบไปสู่การไหลแบบปั่นป่วน ซึ่งรู้จักกันในนามช่วงเปลี่ยนผ่าน (Transition) ซึ่งเป็นที่ทราบกันดีว่าช่วงดังกล่าวเป็นช่วงที่การคำนวณการไหลทำได้ยากที่สุด จากผล การเปรียบเทียบการกระจายตัวของความดันรอบผิวใบของกังหันลมแสดงดังรูปที่ 5.7



รูปที่ 5.7 เปรียบเทียบการกระจายตัวของความดันสถิตรอบผิวใบของกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 เมตร/วินาที



รูปที่ 5.7 เปรียบเทียบการกระจายตัวของความดันสถิตรอบผิวใบของกังหันลม NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 เมตร/วินาที (ต่อ)



รูปที่ 5.7 เปรียบเทียบการกระจายตัวของความดันสถิตรอบผิวใบของกังหันลม
NREL Phase VI ที่ความเร็วลม 10 เมตร/วินาที (ต่อ)

จะเห็นว่าที่หน้าตัด 0.30R และ 0.47R ได้ผลการจำลองของแบบจำลองทั้ง 2 แบบใกล้เคียงกัน และใกล้เคียงกับผลการวัดความดันด้วย ที่กึ่งกลางใบที่หน้าตัด 0.63R แบบจำลองความปั่นป่วน SST+ มีการกระจายตัวของความดันที่ใกล้เคียงกับข้อมูลการวัดมากกว่า ขณะที่แบบจำลองแบบ Transition SST มีความดันที่ต่ำกว่าการวัดอย่างเห็นได้ชัด ที่หน้าตัด 0.80R ความดันด้านดูดอากาศมีการกระจายของความดันใกล้เคียงกันแต่ด้านผิวบน (Pressure side) แบบจำลอง SST+ จะให้ผลการคำนวณใกล้เคียงกว่า ขณะที่บริเวณปลายใบ 0.95R แบบจำลอง Transition SST การกระจายตัวของความดันมีค่าใกล้เคียงกับการวัดมากกว่า จากข้อมูลผลการเปรียบเทียบการกระจายตัวของความดันรอบผิวใบพัดทั้ง 5 หน้าตัดเบื้องต้นจะเห็นว่าแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ SST+ ให้ผลการคำนวณที่ถูกต้องสมจริงมากกว่าจึงมีความเชื่อว่าแบบจำลอง SST+ มีความแม่นยำมากกว่าจึงเหมาะที่จะใช้เป็นแบบจำลองในการทำนายที่มุมปะทะสูงต่อไป แต่เพื่อยืนยันความมั่นใจในผลการคำนวณที่มุมปะทะสูง งานวิจัยนี้ก็จะยังคงใช้การคำนวณของแบบจำลอง Transition SST เปรียบเทียบผลควบคู่กันไปด้วย

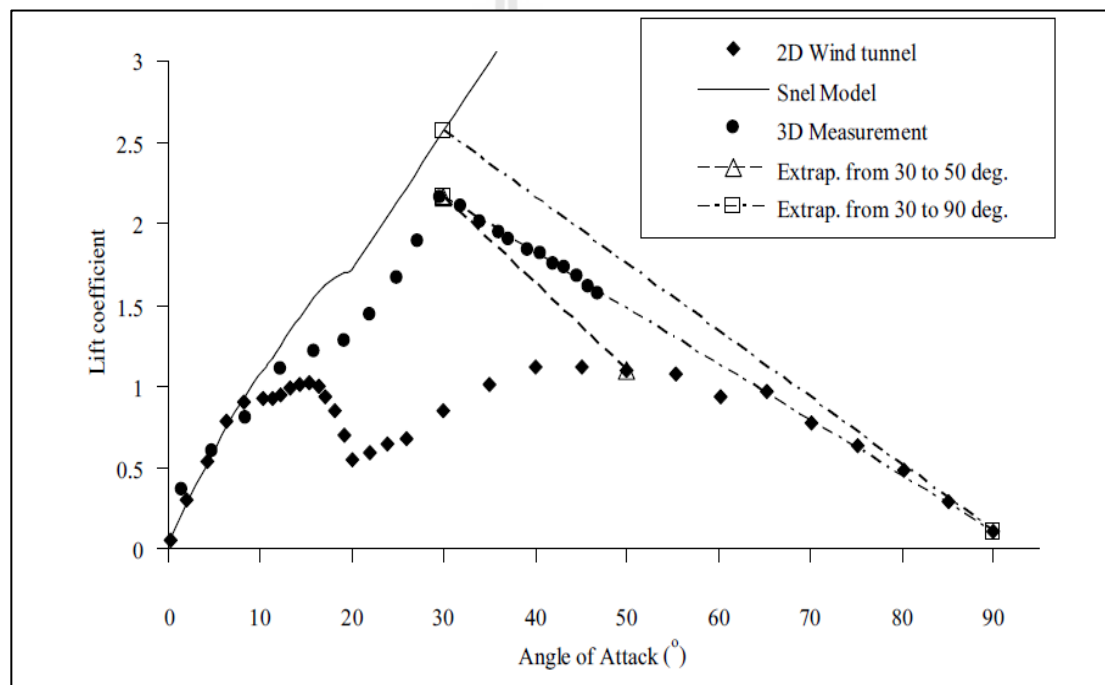
บทที่ 6

ผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง

ในหัวข้อนี้จะแสดงผลของการประมาณค่านอกช่วง เพื่อหาข้อสรุปของการประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้านนอกช่วงการทดลองด้วยวิธีทาง CFD ของกังหันลม NREL Phase VI ในการทดสอบกังหันลมจะไม่สามารถทดสอบที่ความเร็วลมสูงมากได้เกินกว่าที่ออกแบบไว้เนื่องจากข้อจำกัดด้านความเสียหายที่จะเกิดขึ้นได้กับอุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลอง แต่ในด้านการออกแบบ ผู้ออกแบบจำเป็นต้องใช้ข้อมูลสัมประสิทธิ์ของแรงที่มุมปะทะสูงมาก ซึ่งจะเกิดที่ความเร็วลมสูงมากเช่นกัน ที่ความเร็วลมดังกล่าวจะสูงมากเกินกว่าการทดลองจะสามารถทำได้ ที่ความเร็วลมสูงมากมุมปะทะที่เกิดขึ้นกับใบกังหันลมอาจสูงมากกว่า 45 องศา ซึ่งไม่มีในข้อมูลจากการวัด อีกทั้งหากการออกแบบกังหันลมด้วยวิธี BEM ที่ต้องอาศัยการทำซ้ำและบ่อยครั้งที่ในระหว่างการคำนวณจะได้ค่ามุมปะทะที่สูงที่ไม่มีในช่วงการทดลอง การคำนวณจะไม่สามารถคำนวณต่อไปได้อีก จำเป็นต้องหาข้อมูลการประมาณการของสัมประสิทธิ์ของแรงนอกช่วงการทดลองมาใช้ในการคำนวณเพิ่มเติม ซึ่งข้อมูลดังกล่าวควรมีค่ามากถึงที่มุมปะทะ 90 องศา แต่ช่วงในการประมาณการดังกล่าวหากประมาณผิดพลาดก็ย่อมส่งผลกระทบต่อผลการคำนวณเชิงพลศาสตร์ในการออกแบบกังหันลมที่ผิดพลาดตามไปด้วย ดังนั้นการประมาณค่านอกช่วง (Extrapolated) จึงมีความสำคัญกับกังหันลมที่จะเกิดพฤติกรรม Stall-Delay ที่มีความซับซ้อนยากที่จะสามารถคำนวณด้วยวิธี โดยทั่วไปได้ แบบจำลอง stall-delay ที่ใช้การประมาณค่านอกช่วง

ในปัจจุบันมีการเสนอแนวทางที่หลากหลายดังแสดงในรูปที่ 6.1 ในกรณีแบบจำลองของ Snel et al., (1993) ที่มุมปะทะสูงกว่าค่าแรงยกจะสูงขึ้นเรื่อยๆ ไม่มีที่สิ้นสุด โดยทั่วไปแล้วนักวิจัยได้ใช้การประมาณค่านอกช่วงโดยใช้การเปลี่ยนแปลงอย่างเชิงเส้นของค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้านจากที่มุมปะทะ 30 องศา ซึ่งเกิดผลของ Stall-Delay ไปบรรจบกับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของข้อมูลในสองมิติที่มุมปะทะ 50 องศา (Lindenburger, 2003) นักวิจัยบางกลุ่มใช้การประมาณค่าเชิงเส้นถึงที่มุม 90 องศา ซึ่งสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเป็นศูนย์ และสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าสูงสุด (Laino et al., 2002; Breton et al., 2008) วิธีการประมาณค่านอกช่วงนี้จะถูกนำมาใช้กับทั้งข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้านจากการวัดหรือจากการประมวลผลจากกังหันลมใน 3 มิติ โดยการประมาณค่านอกช่วงในหลายวิธีดังกล่าวยังไม่มีวิธีการใดที่ชี้ชัดได้ว่าวิธีการดังกล่าวถูกต้อง เป็นแต่เพียงการประมาณการเท่านั้น งานวิจัยนี้จึงได้เสนอแนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงด้วยวิธีทาง CFD ให้มีความสมเหตุสมผล

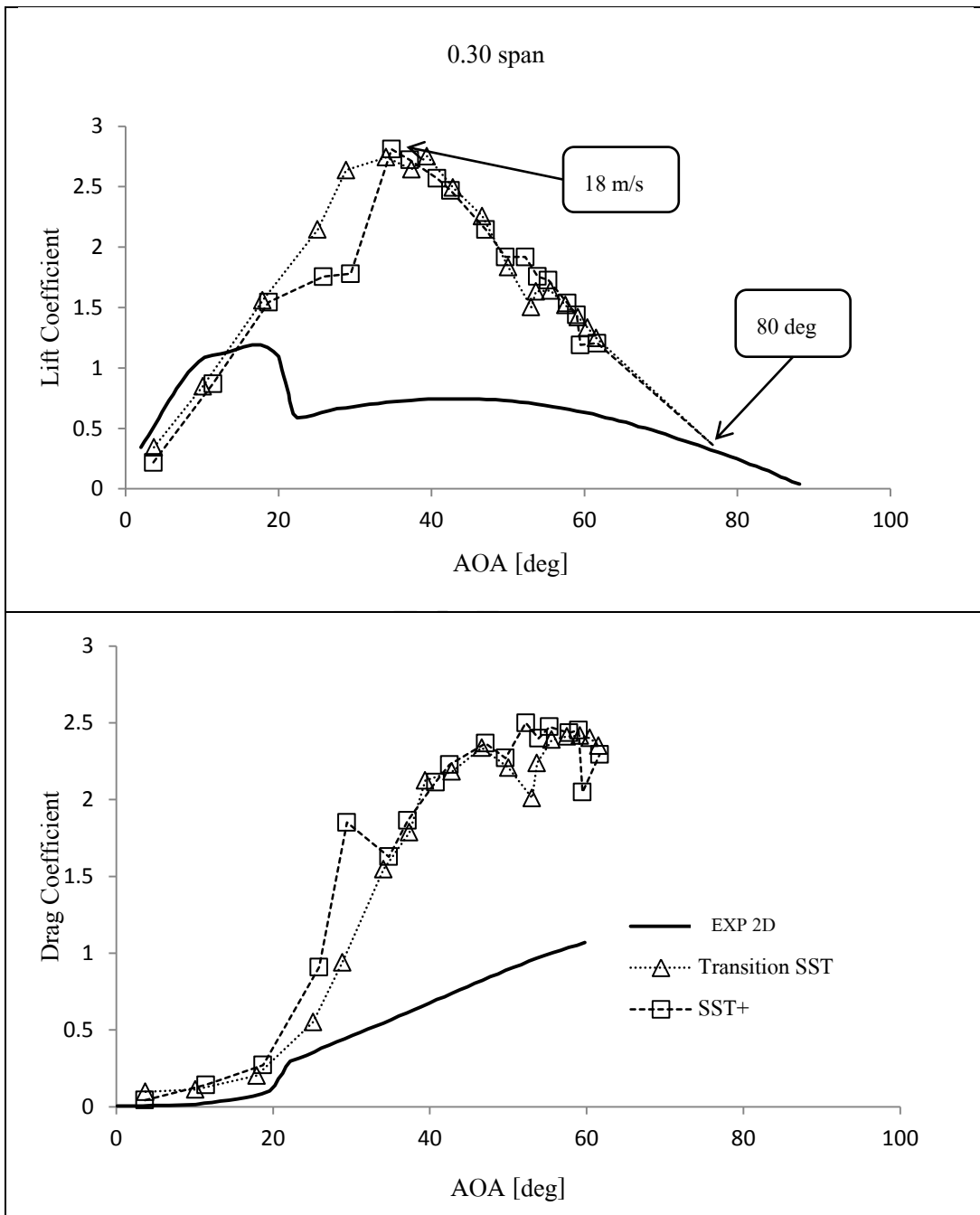
มากยิ่งขึ้น โดยใช้แบบจำลองความปั่นป่วนสองแบบนั่นคือ แบบจำลองความปั่นป่วน Transition SST และแบบจำลองความปั่นป่วน SST+ ตามที่ได้ศึกษาไว้แล้วในบทที่ 5 และใช้วิธีในการประเมินมุมปะทะในสองวิธีนั่นคือวิธี inverse BEM และวิธี Graphical ดังที่ได้ศึกษาไว้แล้วเช่นกัน ในบทที่ 4 โดยความเร็วลมที่ใช้ในการจำลองนั้นจะใช้ที่ความเร็วลม 5 7 10 13 15 18 20 23 25 30 35 40 50 60 70 80 และ 90 เมตร/วินาที ตามลำดับ โดยเหตุที่การคำนวณไปหยุดที่ความเร็วลม 90 เมตร/วินาที เท่านั้นก็เพราะว่า การเพิ่มความเร็วลมเริ่มจะไม่มีผลต่อการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะมากนัก และช่วงความเร็วลมที่มากกว่านั้นก็มีความเป็นเชิงเส้นอยู่ในตัวเองอยู่แล้วจึงสามารถลากเส้นตรงต่อกราฟออกไปอีกได้โดยไม่ต้องอาศัยข้อมูลการจำลองอีก



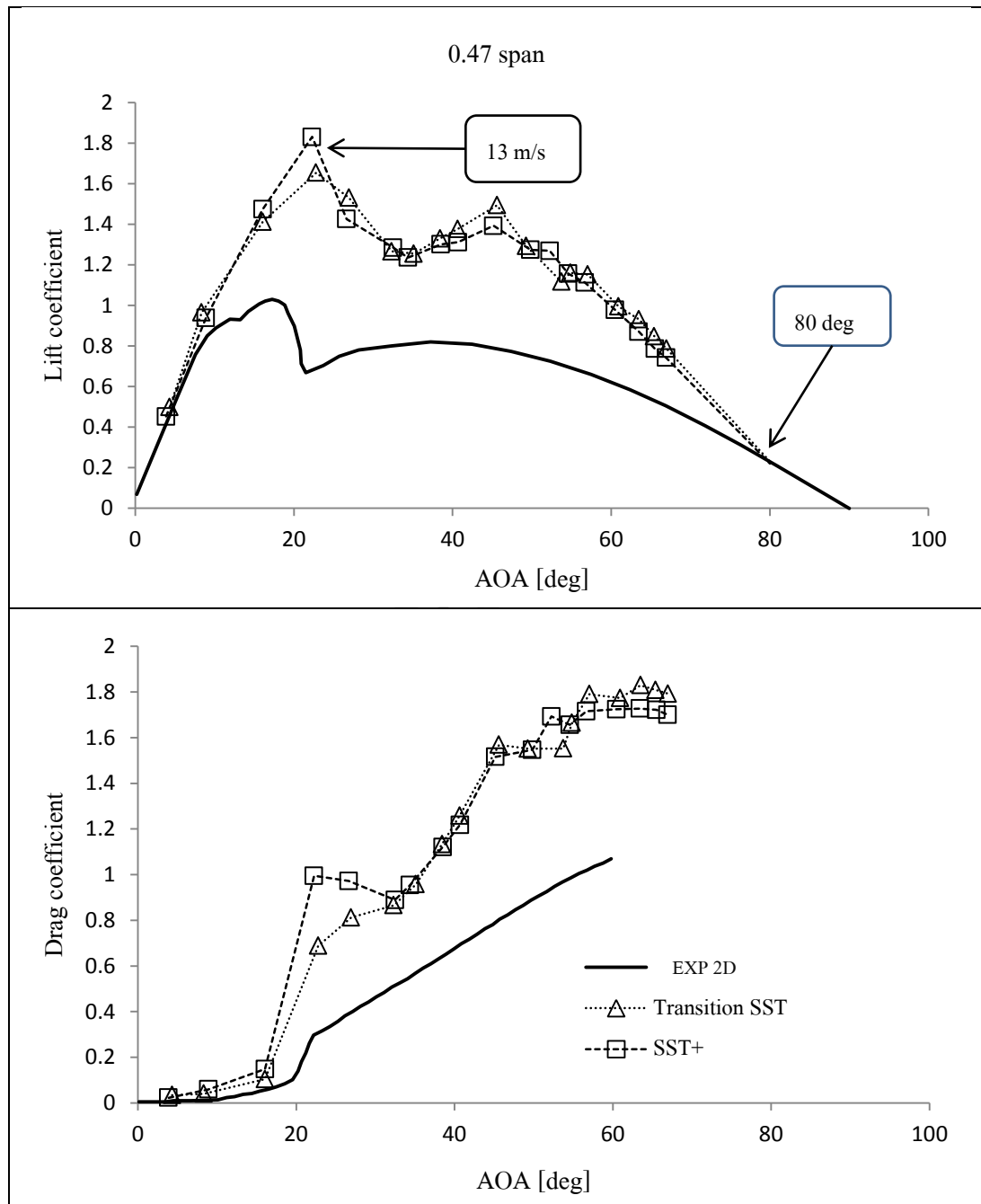
รูปที่ 6.1 การประมาณค่านอกช่วงของสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับหน้าตัด 30% Span (ชโลธร, 2552)

6.1 พฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง

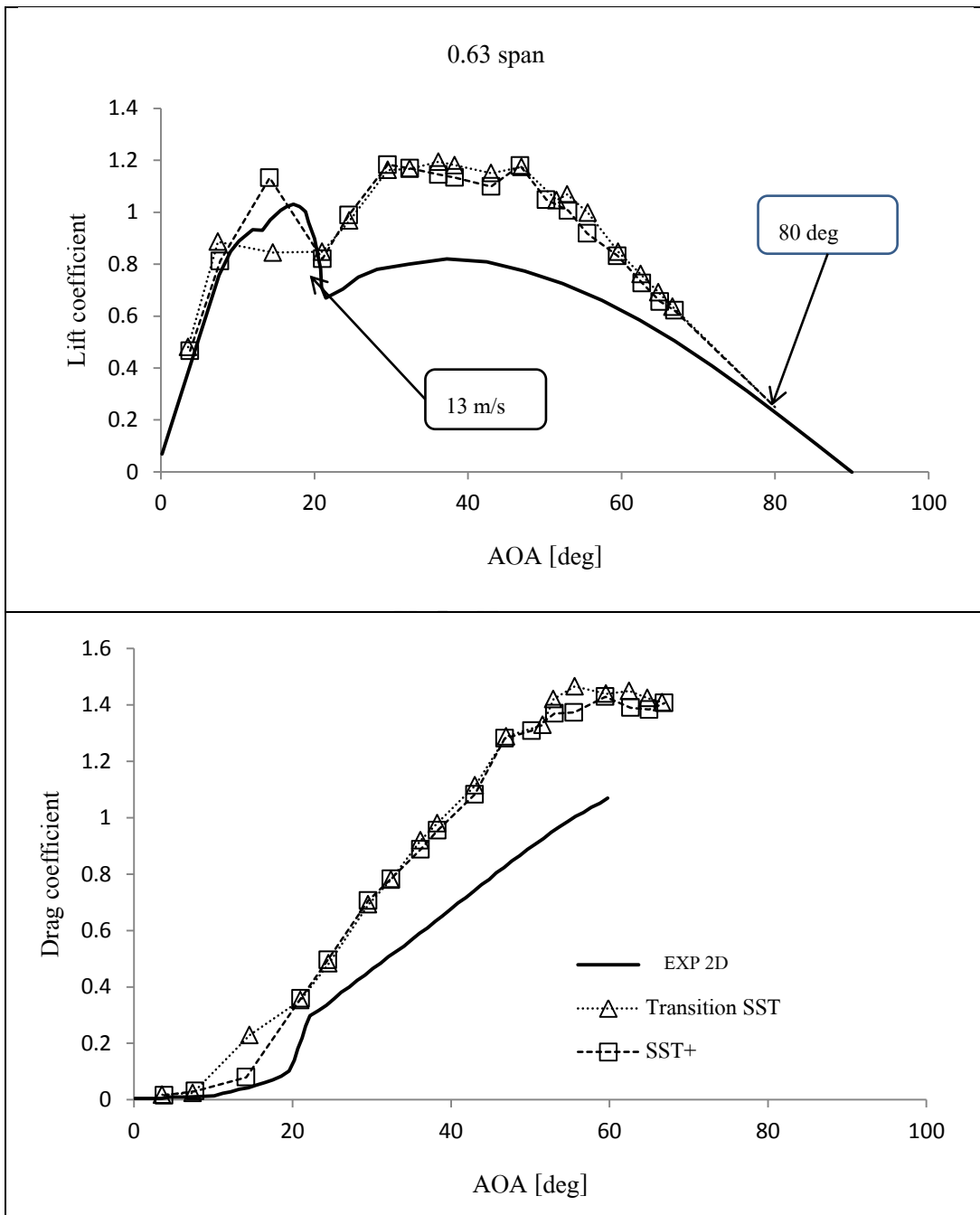
ในการนำเสนอผลของการคำนวณสัมประสิทธิ์ของแรงที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะ จะนำเสนอในสองกรณีโดยแยกตามวิธีในการประเมินมุมปะทะ และในแต่ละกรณีจะมีผลของการคำนวณที่ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนใน 2 แบบที่แตกต่างกัน แต่ได้ผลความแม่นยำที่ใกล้เคียงกัน ได้แก่แบบจำลอง Transition SST และแบบจำลอง SST+ ดังแสดงในรูปที่ 6.2 และ 6.3 การแสดงผลของการประเมินมุมปะทะในแต่ละแบบจะแสดงใน 5 หน้าตัดย่อยได้แก่ ที่ระยะ 30, 47, 63, 80 และ 95 เปอร์เซ็นต์ของความยาวใบพัด โดยจะเปรียบเทียบกับข้อมูลการวัดกับแผนอากาศใน 2 มิติ จากรูปจะเห็นว่าข้อมูลการวัดในสองมิติที่ใช้ในการออกแบบ กับผลของการจำลองการเกิด Stall-Delay มีความแตกต่างกันมาก โดยเฉพาะที่บริเวณโคนใบดังแสดงที่หน้าตัด 30 เปอร์เซ็นต์ของความยาวใบ เพราะบริเวณโคนใบจะมีความเร็วลมต่ำกว่าจุดอื่นทำให้มีความดันสูงกว่าบริเวณถัดออกไปที่มีความเร็วลมสูงกว่าแต่มีความดันที่ต่ำกว่า บริเวณดังกล่าวจึงก่อให้เกิดพฤติกรรมแบบ Stall-Delay จึงส่งผลให้เกิดแรงยกสูงกว่าจุดอื่น ๆ บนใบพัด ในขณะที่เดียวกันก็เกิดแรงต้านสูงที่สุดด้วยเช่นกัน ดังแสดงในรูปที่ 6.2 และ 6.3 ที่หน้าตัด 0.30 Span ที่ระยะห่างออกไปจากจุดหมุนอิทธิพลของการเกิด Stall-Delay ก็ได้ลดลงไปตามลำดับ และได้รับอิทธิพลจากการเกิดการสูญเสียที่ปลายใบเข้ามาแทนที่ จึงส่งผลทำให้กราฟสัมประสิทธิ์ของแรงลดลงตามลำดับ และมีลักษณะคล้ายกับแบบข้อมูลการวัดใน 2 มิติ นอกจากนี้จากรูปยังแสดงให้เห็นอีกว่า แบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้เปรียบเทียบทั้งสองแบบให้ผลการจำลองที่สอดคล้องกันในทุก ๆ หน้าตัด แสดงให้เห็นถึงความแม่นยำของแบบจำลองทั้งสองแบบที่มีความแม่นยำที่ใกล้เคียงกัน ด้านข้อมูลการจำลองผู้วิจัยต้องการผลการคำนวณที่แสดงพฤติกรรมการเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงถึง 90 องศา แต่ในทางปฏิบัติไม่สามารถทำได้เพราะการคำนวณมุมปะทะที่เกิดบนกึ่งหันลมที่กำลังหมุนนั้นเป็นการรวมความเร็วลมแบบ vector ในสองทิศทางดังแสดงในรูปที่ 3.2 ด้วยเหตุนี้จึงไม่อาจทำการจำลองพฤติกรรมไหลที่มุมปะทะถึง 90 องศาได้ ทำได้แค่เพียงเข้าใกล้มุมปะทะ 90 องศาเท่านั้น ดังนั้นกราฟที่แสดงในรูปที่ 6.2 และ 6.3 นั้นจะแสดงเส้นแนวโน้มของกราฟต่อจากข้อมูลการจำลองออกไปด้วย โดยจะพยายามลากต่อออกไปยังจุดที่มุมปะทะเป็น 90 องศาเป็นสำคัญ กราฟแสดงพฤติกรรมการเกิด Stall-Delay ในกึ่งหันลม



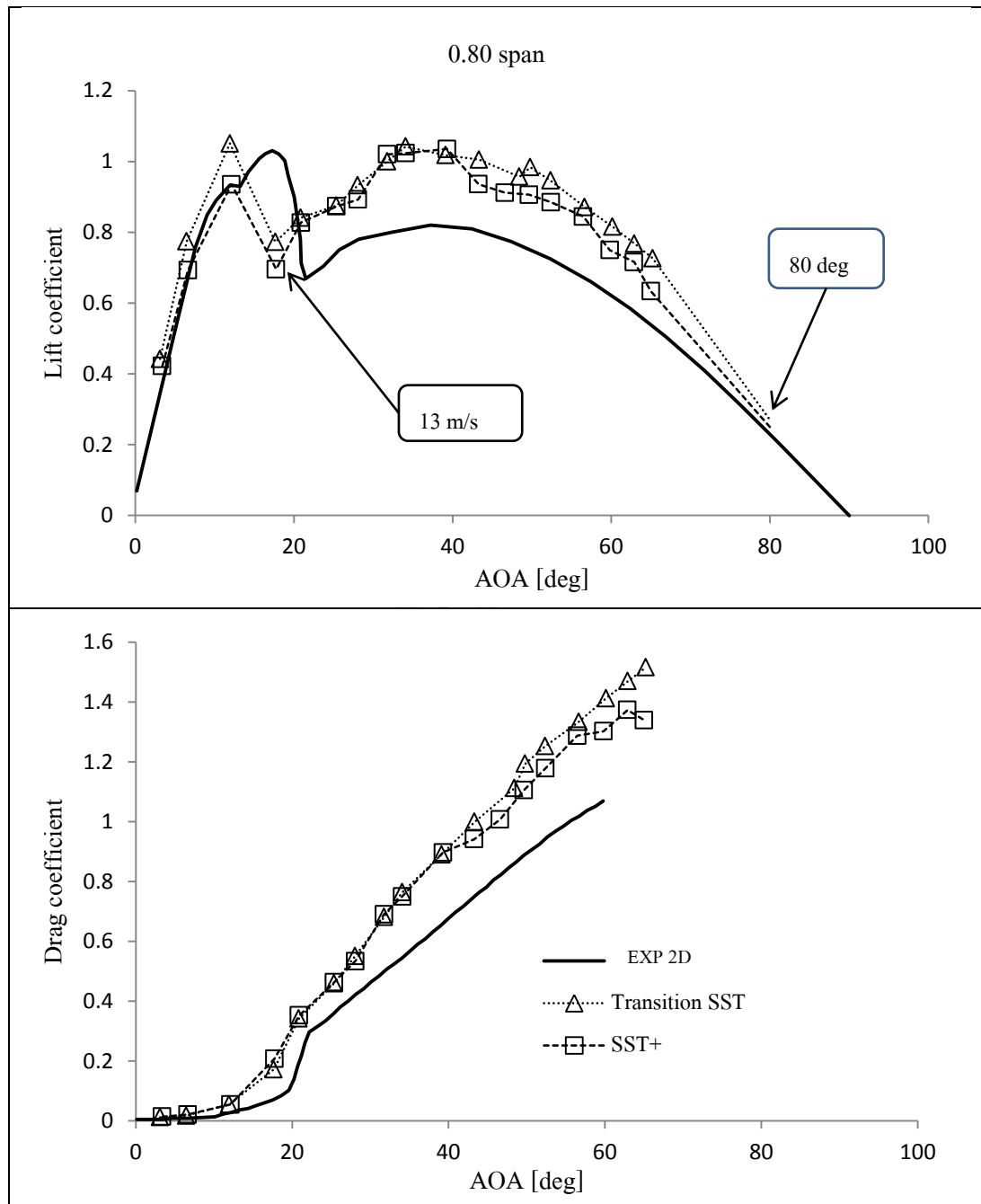
รูปที่ 6.2 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี Graphical ของกังหันลม NREL Phase VI



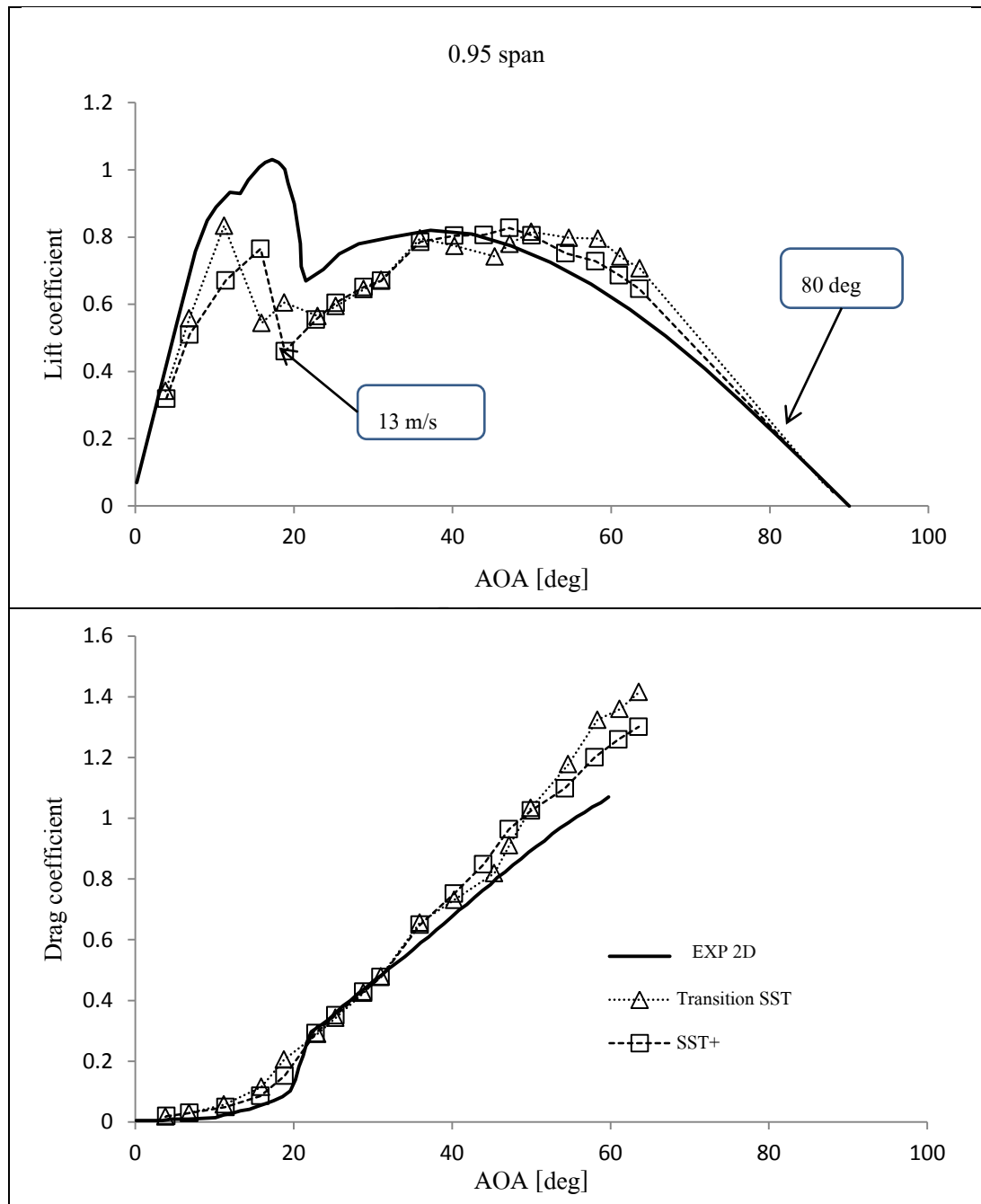
รูปที่ 6.2 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี Graphical ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



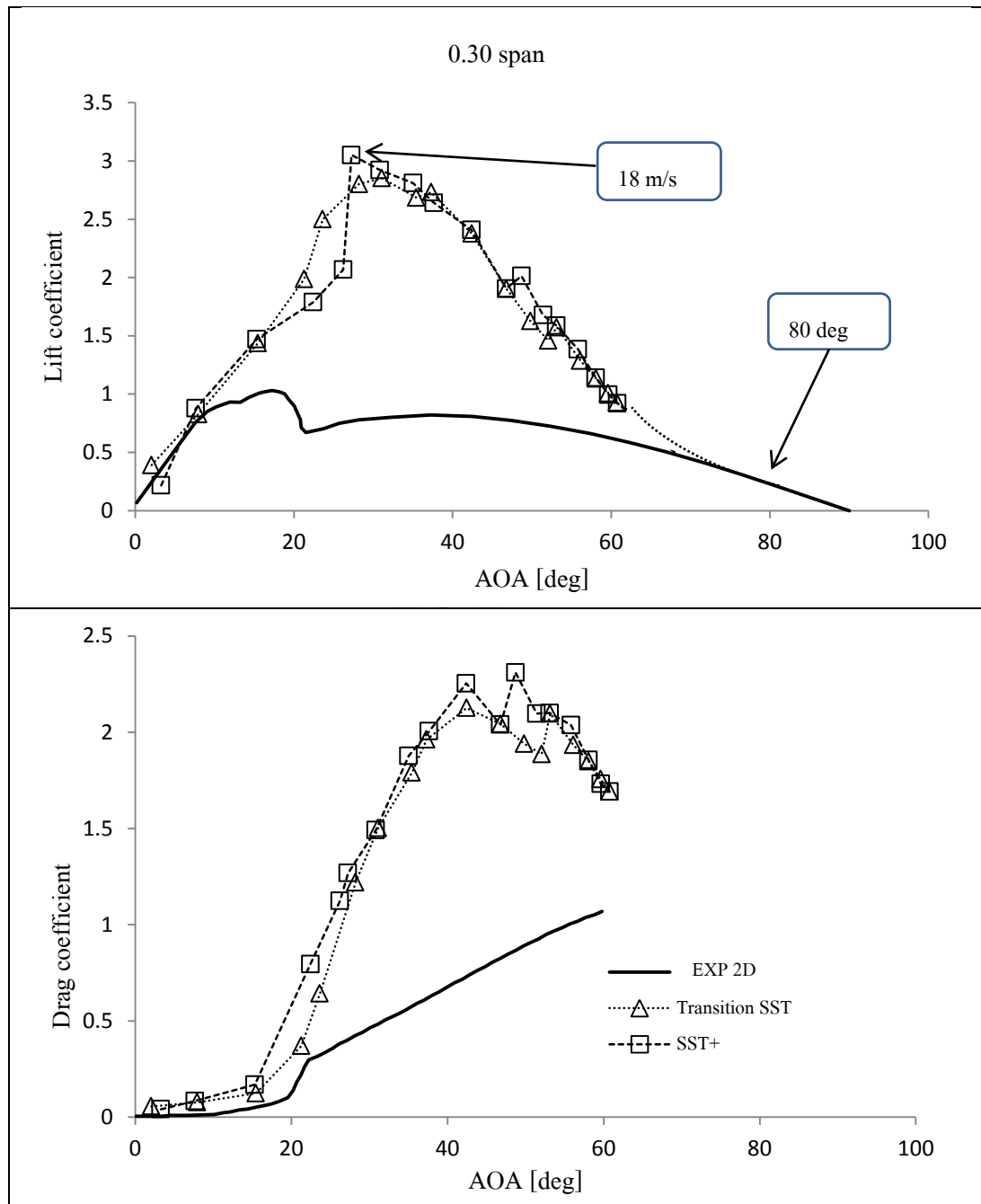
รูปที่ 6.2 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี Graphical ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



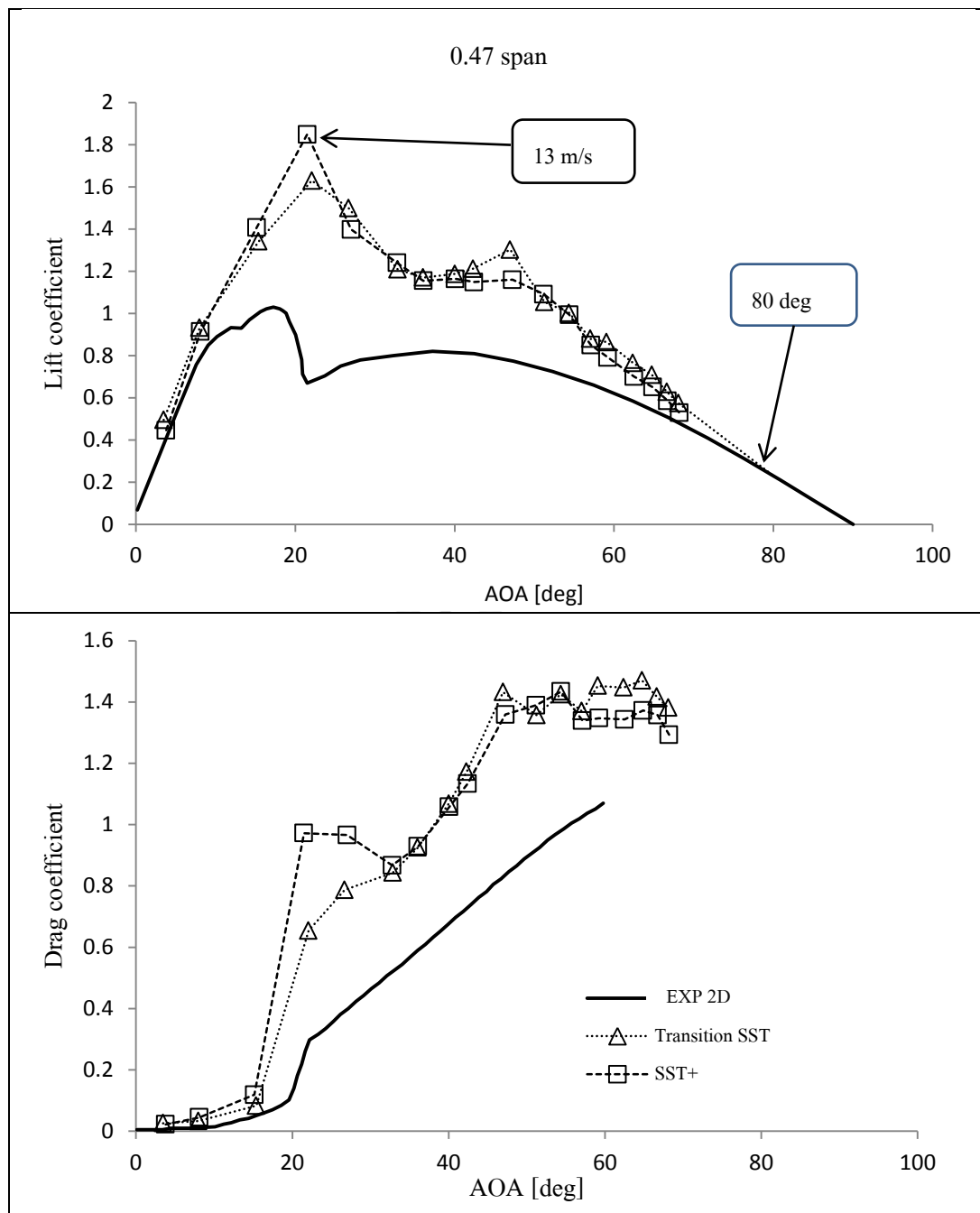
รูปที่ 6.2 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี Graphical ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



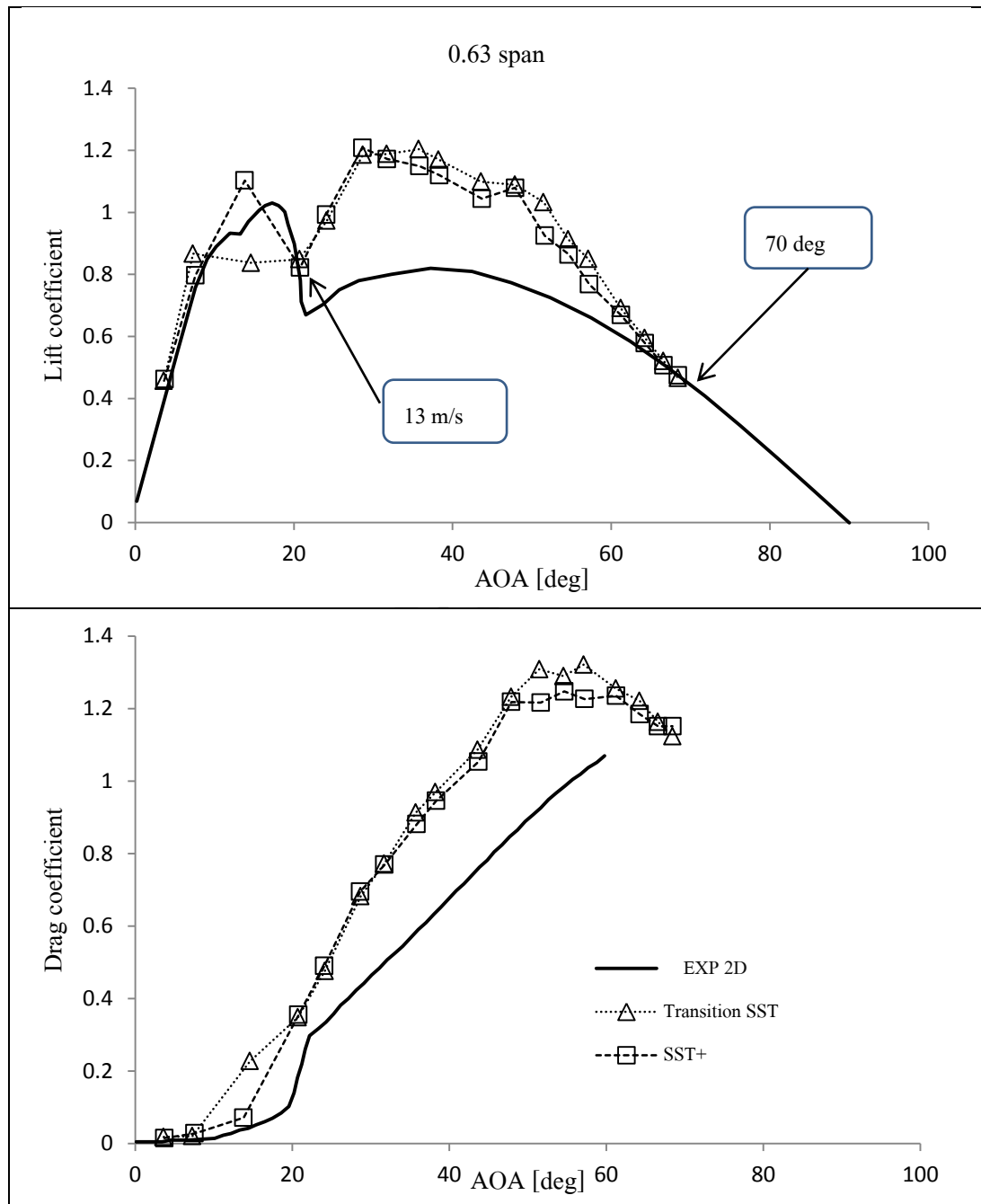
รูปที่ 6.2 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ
ด้วยวิธี Graphical ของกึ่งหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



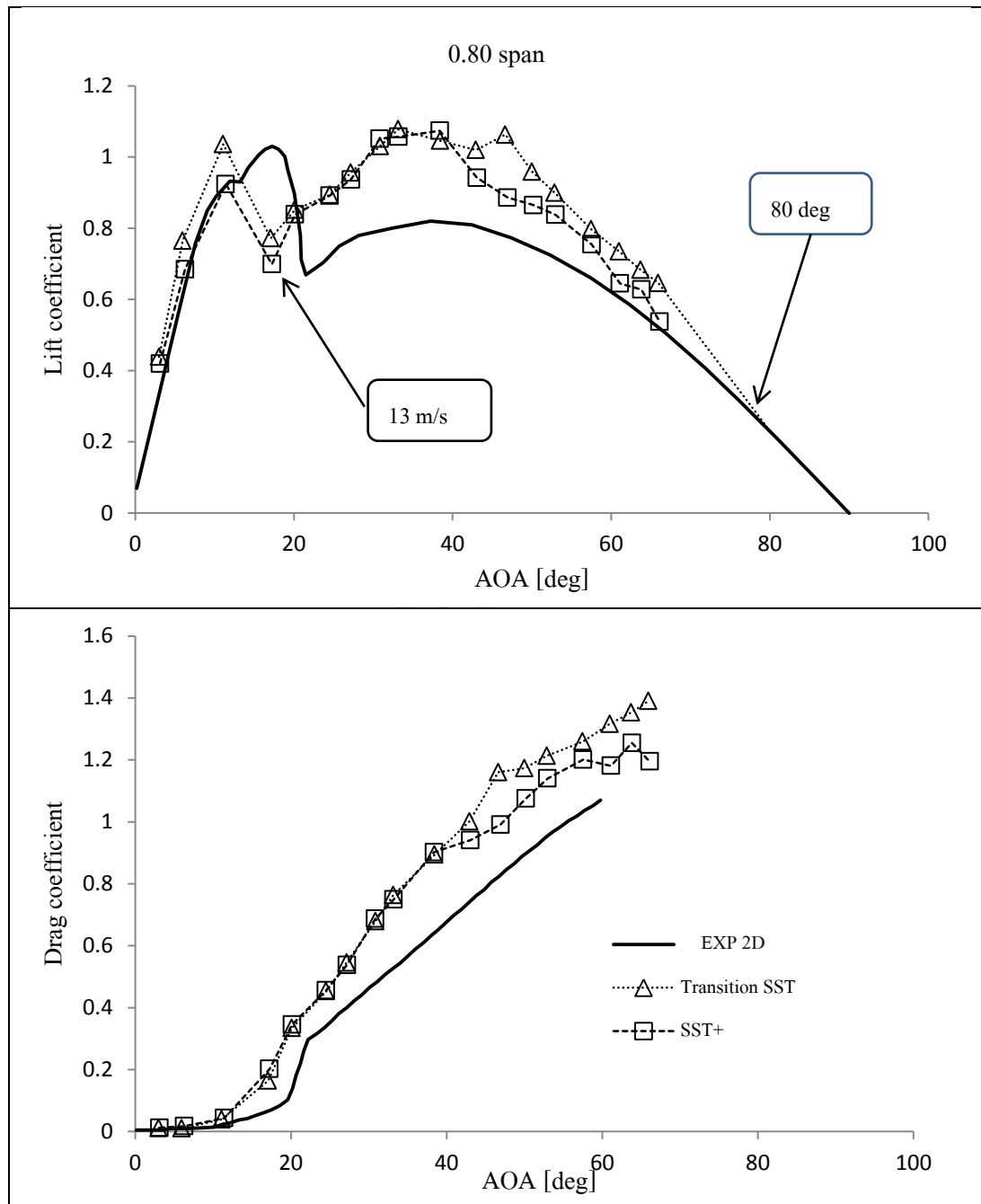
รูปที่ 6.3 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI



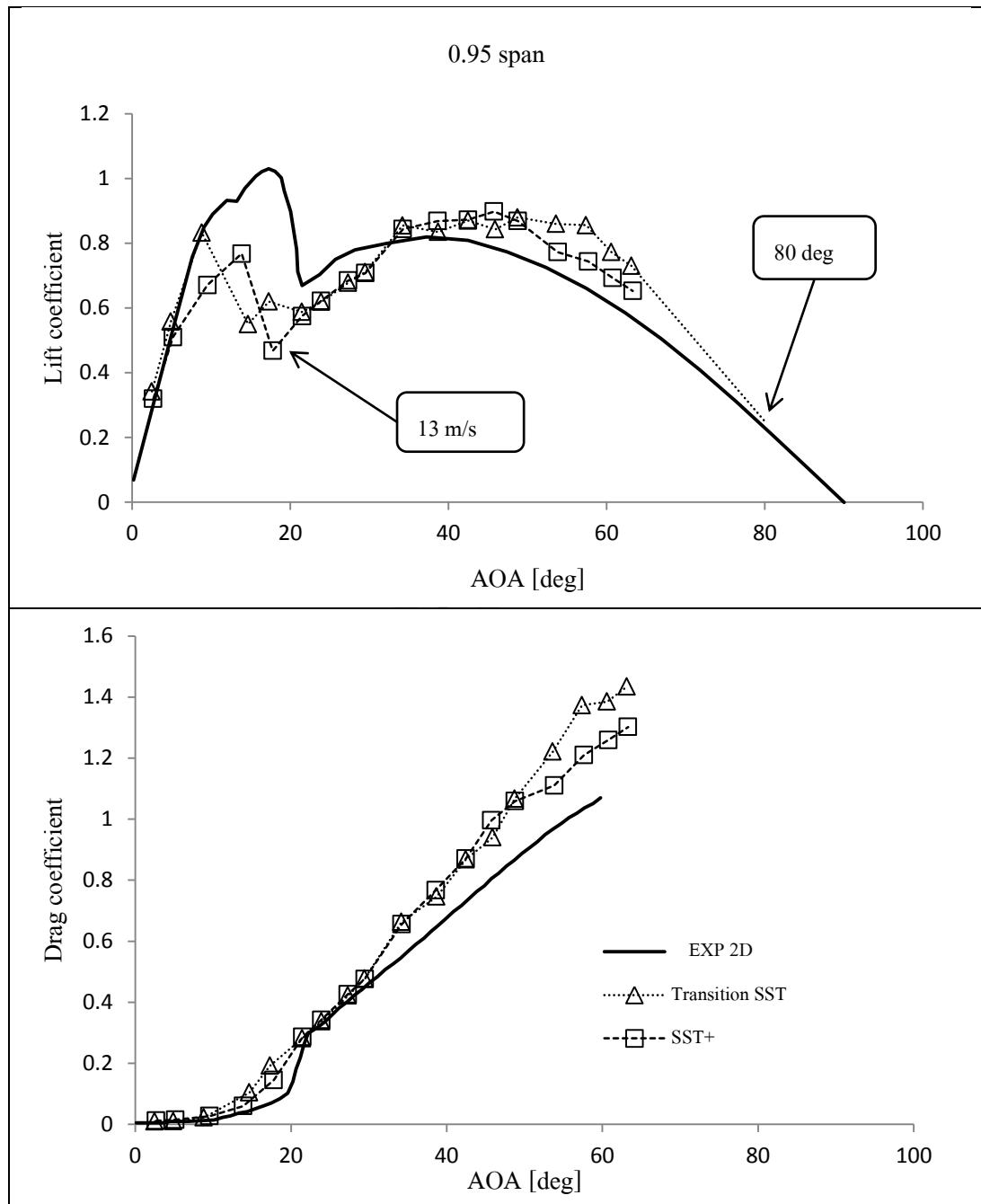
รูปที่ 6.3 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



รูปที่ 6.3 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)



รูปที่ 6.3 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)

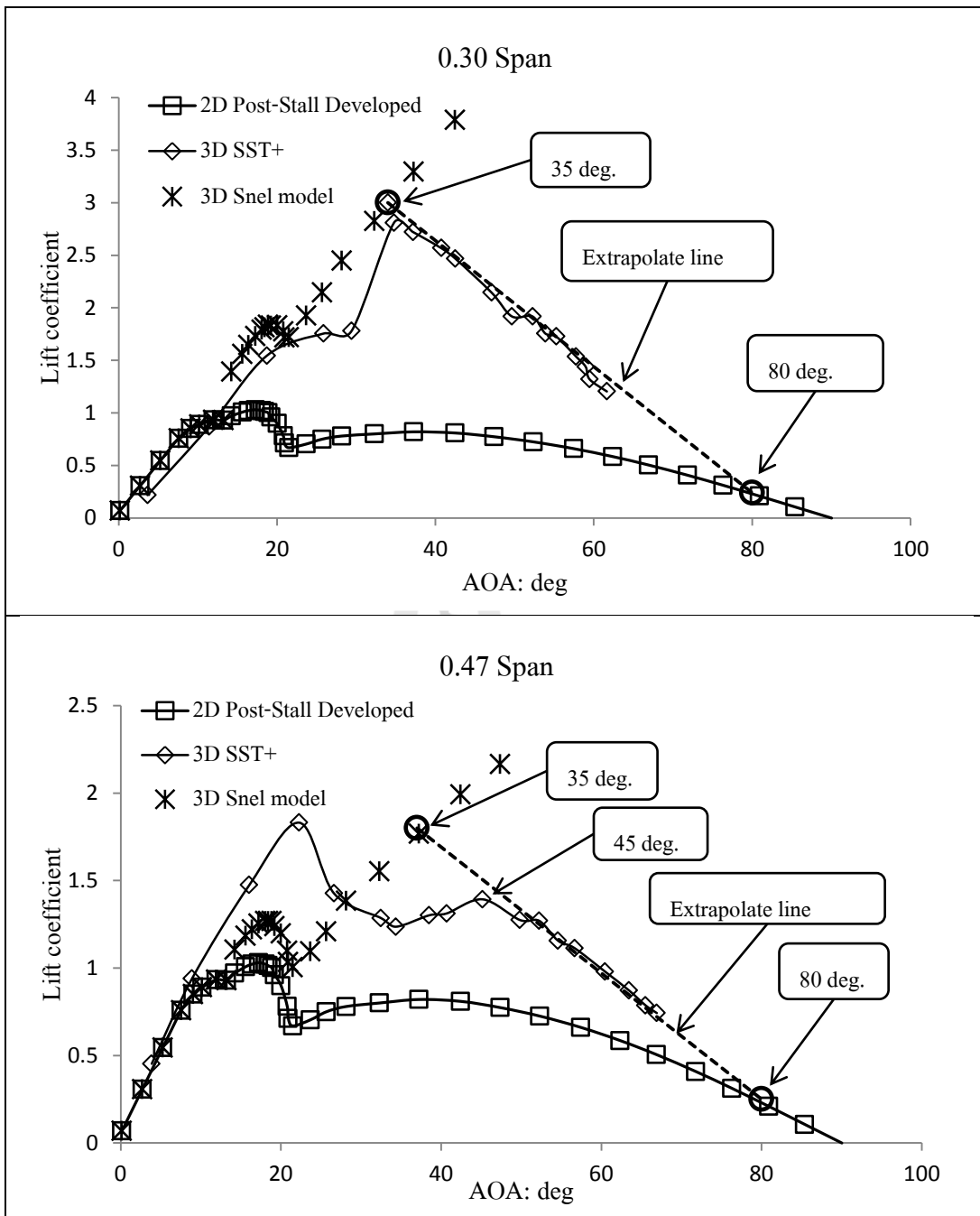


รูปที่ 6.3 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของกังหันลม NREL Phase VI (ต่อ)

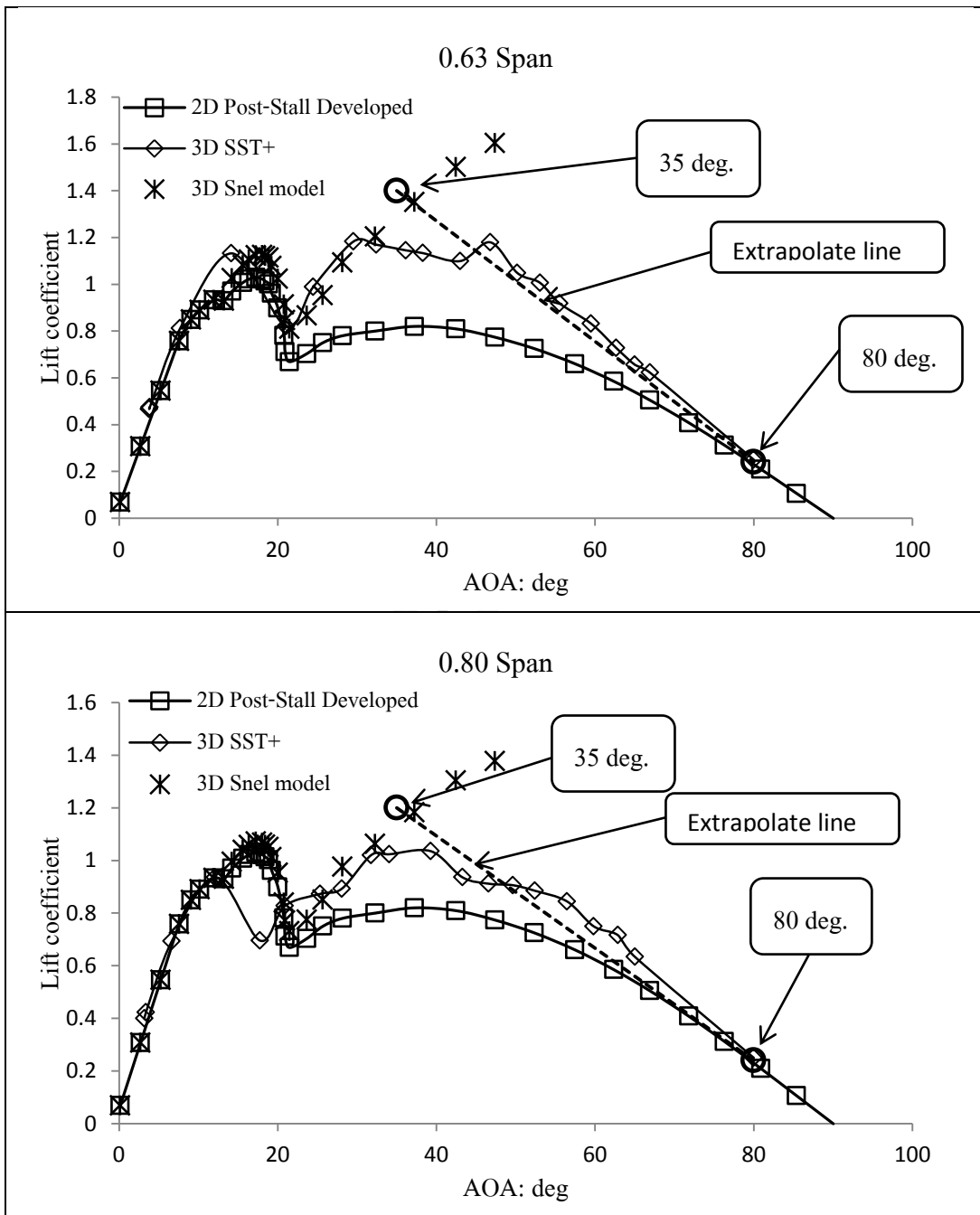
ที่หน้าตัด 0.30 span ของรูปที่ 6.2 และ 6.3 ซึ่งอยู่บริเวณ โคนใบของใบพัด จะได้รับอิทธิพลจากการเกิด Stall-Delay มากที่สุด สังเกตได้จากกราฟที่มีแรงยก และแรงต้านสูงมากเป็นพิเศษ เมื่อเทียบกับข้อมูลการวัดในสองมิติ และข้อมูลสัมประสิทธิ์ของแรงที่หน้าตัดอื่น ๆ จากกราฟจะเห็นได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ของแรงยกที่หน้าตัดดังกล่าวมีค่ามากถึงประมาณ 3 ที่หน้าตัดนี้ยังให้ผลการคำนวณของสัมประสิทธิ์ของแรงยกที่สอดคล้องกันอีกว่ากราฟมีแนวโน้มที่จะไปบรรจบกับกราฟการวัดในสองมิติที่มุมประมาณ 80 องศา และที่หน้าตัดอื่น ๆ ก็มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน คือกราฟจะไปบรรจบกับกราฟของข้อมูลการวัดในสองมิติที่มุมปะทะประมาณ 80 องศาในทุก ๆ หน้าตัด ส่วนแนวโน้มของกราฟสัมประสิทธิ์แรงต้านก็จะมีค่ามากที่สุดประมาณ 2.5 เป็นลักษณะการเพิ่มขึ้นแบบมีที่สิ้นสุด โดยจะเพิ่มขึ้นแบบเป็นเชิงเส้นในช่วงแรก (มุมปะทะต่ำ) ความชันของกราฟขึ้นกับหน้าตัดของใบพัดที่พิจารณา ที่หน้าตัดใกล้จุดหมุน (Hub) มาก ๆ กราฟจะมีความชันมาก ดังนั้นจึงทำให้เกิดแรงต้าน ได้มากที่สุดที่มุมปะทะต่ำ และที่มุมปะทะสูงขึ้นประมาณ 60 องศา กราฟจะเริ่มคงที่

6.2 แนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay

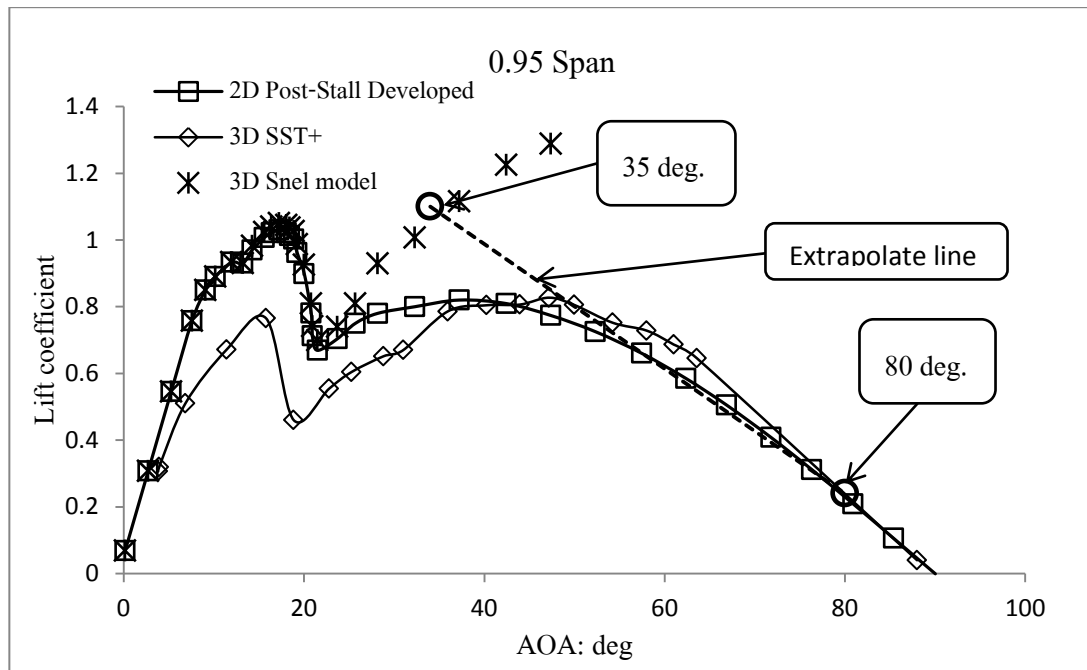
จากงานวิจัยนี้ โดยการจำลองทาง CFD โดยพิจารณาพร้อมกับแบบจำลอง Stall-Delay ของ Snel, (1993) ที่หน้าตัด 0.30 Span ได้ข้อสรุปว่า ที่มุมปะทะ 35 องศาขึ้นไป กราฟจะมีแนวโน้มเป็นเส้นตรงทับกับข้อมูลผลการจำลองทาง CFD ได้พอดีและมีแนวโน้มที่จะไปบรรจบกับกราฟข้อมูลการวัดใน 2 มิติที่มุมปะทะประมาณ 80 องศา ดังแสดงดังรูปที่ 6.4 เมื่อพิจารณาที่หน้าตัด 0.47 Span จากข้อมูลผลการจำลองทาง CFD กราฟจะเริ่มมีแนวโน้มเป็นเส้นตรงที่มุมปะทะประมาณ 45 องศา เป็นต้นไป เส้นตรงดังกล่าวนี้จะไปบรรจบกับกราฟแบบจำลองของ Snel ที่มุมปะทะ 35 องศา ในขณะที่เดียวกันกราฟก็มีแนวโน้มไปบรรจบกับกราฟข้อมูลการวัดในสองมิติที่มุมปะทะ 80 องศา และที่หน้าตัดอื่น ๆ ก็มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน คือกราฟแบบจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงจะไปบรรจบกับกราฟการวัดในสองมิติที่มุม 80 องศาในทุก ๆ หน้าตัดที่พิจารณา นอกจากนี้แล้ว เพื่อเป็นการยืนยันผลของการจำลองที่เกิดขึ้น ว่ามีความแม่นยำตามที่ศึกษาไว้ ผู้วิจัยจึงได้ศึกษาเพิ่มเติม โดยจำลองกับกังหันลมชนิดอื่น ได้แก่ NREL Phase II, Phase III และ MEXICO rotor ซึ่งก็ได้ผลการจำลองที่สอดคล้องกัน โดยได้แสดงไว้ในภาคผนวก ค. แล้ว



รูปที่ 6.4 การเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง กังหันลม NREL Phase VI เทียบกับ Snel model

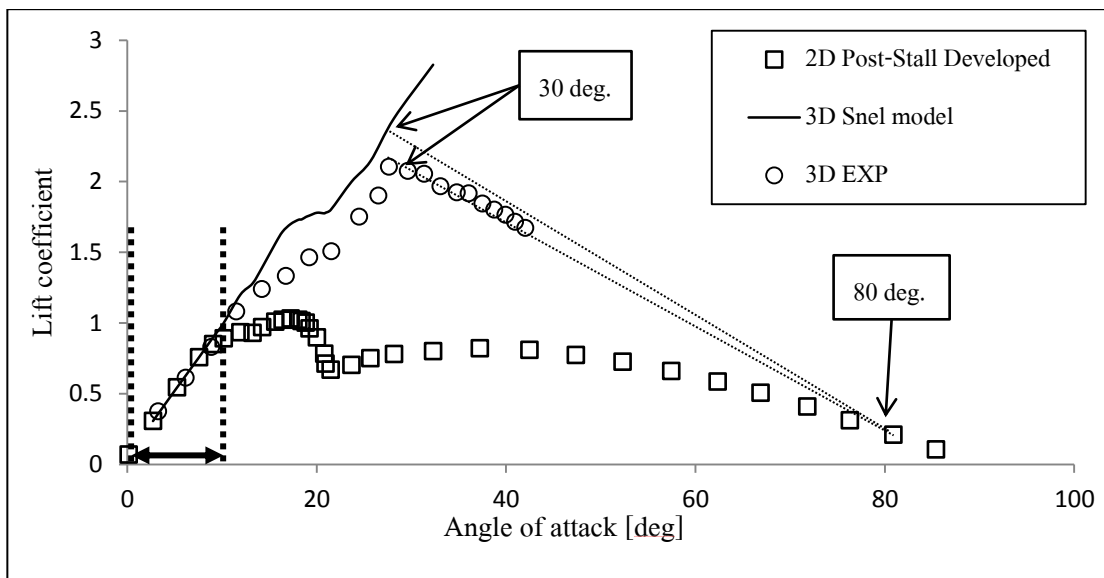


รูปที่ 6.4 การเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง กังหันลม NREL Phase VI เทียบกับ Snel model (ต่อ)

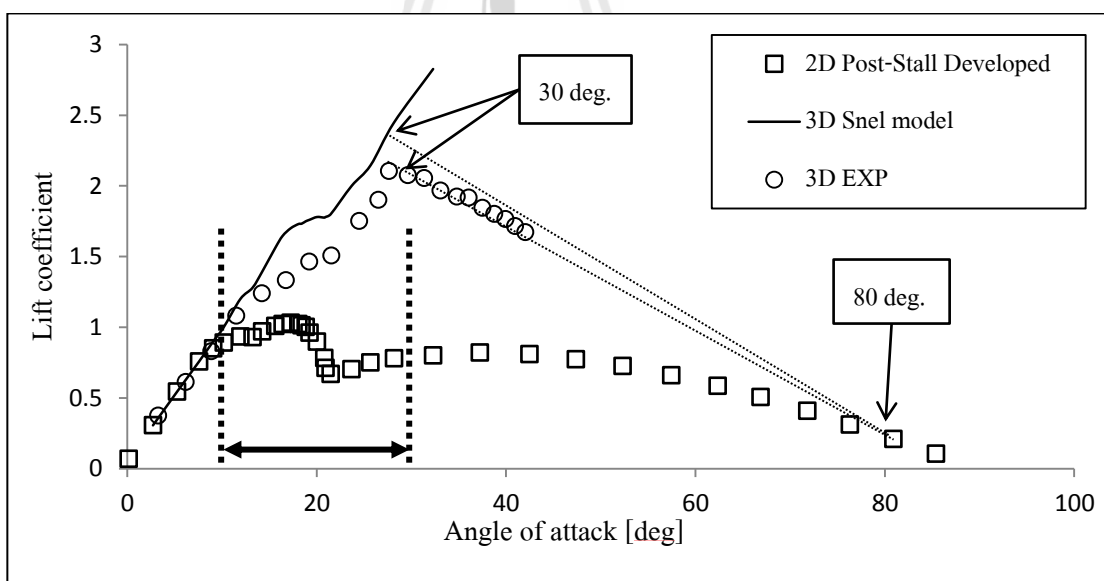


รูปที่ 6.4 การเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง กังหันลม NREL Phase VI เทียบกับ Snel model (ต่อ)

จากรูปที่ 6.4 เป็นที่น่าสังเกตแล้วว่าในทุก ๆ หน้าตัดของกังหันลมที่พิจารณาจะพบว่าข้อมูลจากการจำลองทาง CFD ที่มุมปะทะสูงนั้นกราฟมีแนวโน้มที่จะไปบรรจบกับกราฟการวัดใน 2 มิติ ที่มุมปะทะ 80 องศา ดังนั้นแล้วกราฟของข้อมูลการทดลอง และแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีอยู่จากเดิมที่ยังไม่สามารถสรุปถึงแนวโน้มพฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงได้ จึงพอที่จะสรุปได้ว่ากราฟหลังจากมุมปะทะ 30 องศาเป็นต้นไปนั้นก็ควรที่จะมีแนวโน้มเป็นไปในทิศทางเดียวกันกับผลการจำลองทาง CFD นั่นคือเป็นเส้นตรง และไปสิ้นสุดที่มุมปะทะประมาณ 80 องศาเช่นกัน จึงสามารถที่จะสรุปเป็นแนวทางในการสร้างแบบจำลอง Stall-Delay โดยแบ่งออกเป็นช่วง ๆ ได้ดังรูปที่ 6.5 ถึง 6.8 ต่อไปนี้ กล่าวคือ รูปที่ 6.5 ช่วงมุมปะทะไม่เกิน 10 องศาเป็นช่วงการไหลที่ความเร็วลมไม่มากนัก ลักษณะการไหลยังเป็นแบบราบเรียบกราฟของข้อมูลการวัดในสองมิติ สามมิติ และแบบจำลอง Stall-Delay จึงทับกันพอดี รูปที่ 6.6 เป็นช่วงมุมปะทะตั้งแต่ 10 องศาขึ้นไปแต่ไม่เกิน 30 องศาเป็นช่วงที่ทำนายได้ยากมากที่สุดเพราะเป็นช่วงที่กังหันลมเกิดพฤติกรรมที่เรียกว่า Stall-Delay ซึ่งเป็นพฤติกรรมการไหลทางอากาศพลศาสตร์ที่ซับซ้อนยังไม่สามารถอธิบายปรากฏการณ์ดังกล่าวได้อย่างชัดเจน ในช่วงนี้จึงใช้ข้อมูลจากการวัด หรือแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีอยู่ในการทำนายพฤติกรรมในช่วงดังกล่าว

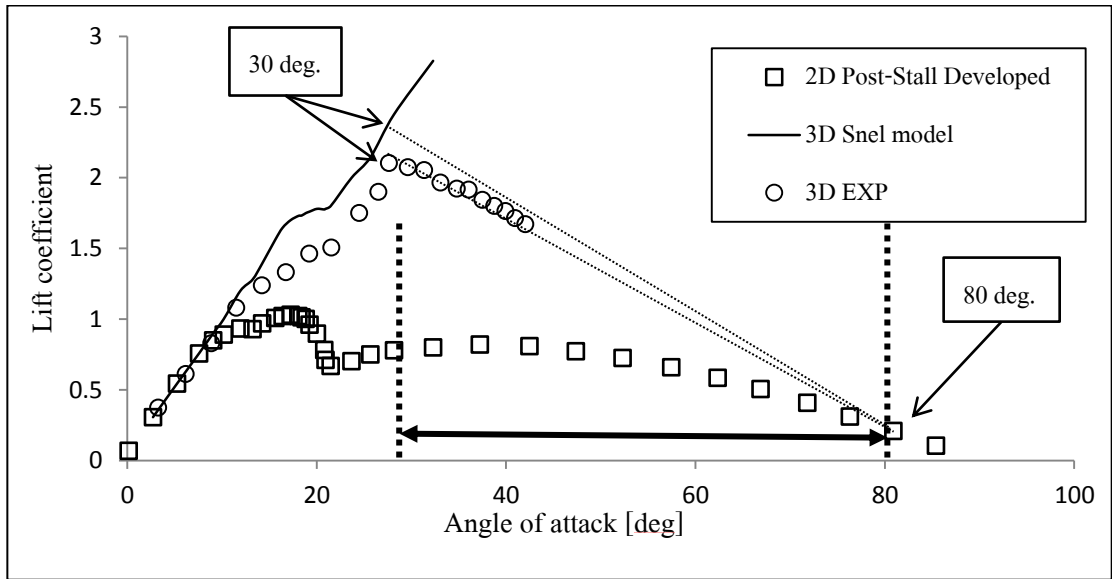


รูปที่ 6.5 มุมปะทะไม่เกิน 10 องศา การไหลเป็นแบบราบเรียบข้อมูลการวัดตรงกับแบบจำลอง

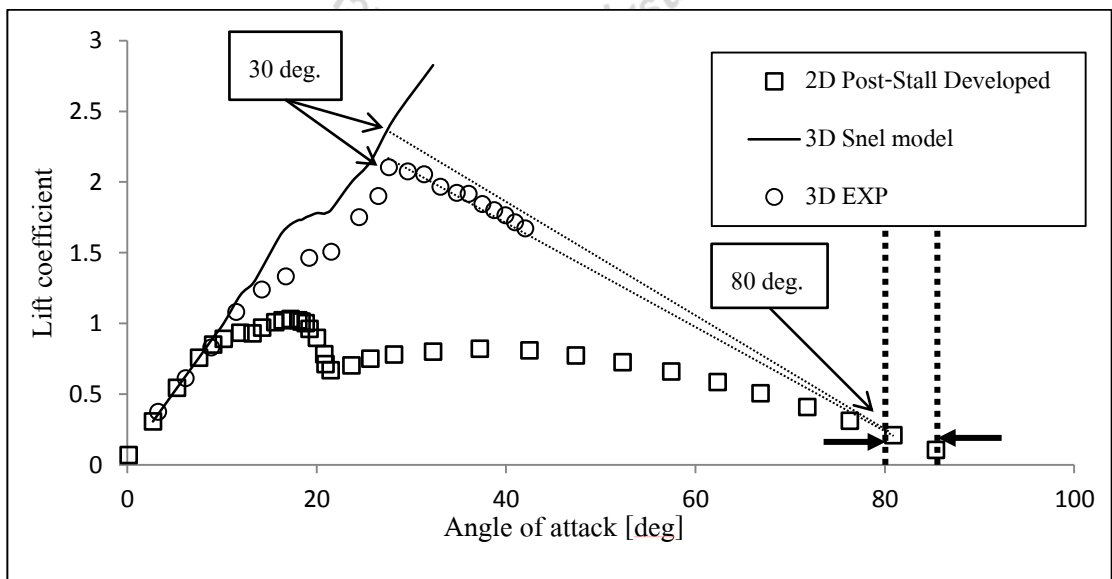


รูปที่ 6.6 มุมปะทะตั้งแต่ 10 องศาแต่ไม่เกิน 30 องศาเกิดพฤติกรรม Stall-Delay

ในช่วงมุมปะทะตั้งแต่ 30 องศาเป็นต้นไปถึงมุมปะทะ 80 องศาทั้งหันลมเกิดการ Stall แบบเต็มใบช่วงนี้พฤติกรรมของแรงจะมีแนวโน้มเป็นเส้นตรงไปบรรจบกับกราฟข้อมูลการวัด ในสองมิติที่มุมปะทะประมาณ 80 องศา ดังแสดงในรูปที่ 6.7 หลังจากมุมปะทะ 80 องศาเป็นต้นไป ถึง 90 องศากราฟจะสอดคล้องกับข้อมูลการวัดในสองมิติดังแสดงในรูปที่ 6.8



รูปที่ 6.7 มุมปะทะตั้งแต่ 30 องศาถึง 80 องศา กราฟมีแนวโน้มเป็นเส้นตรง



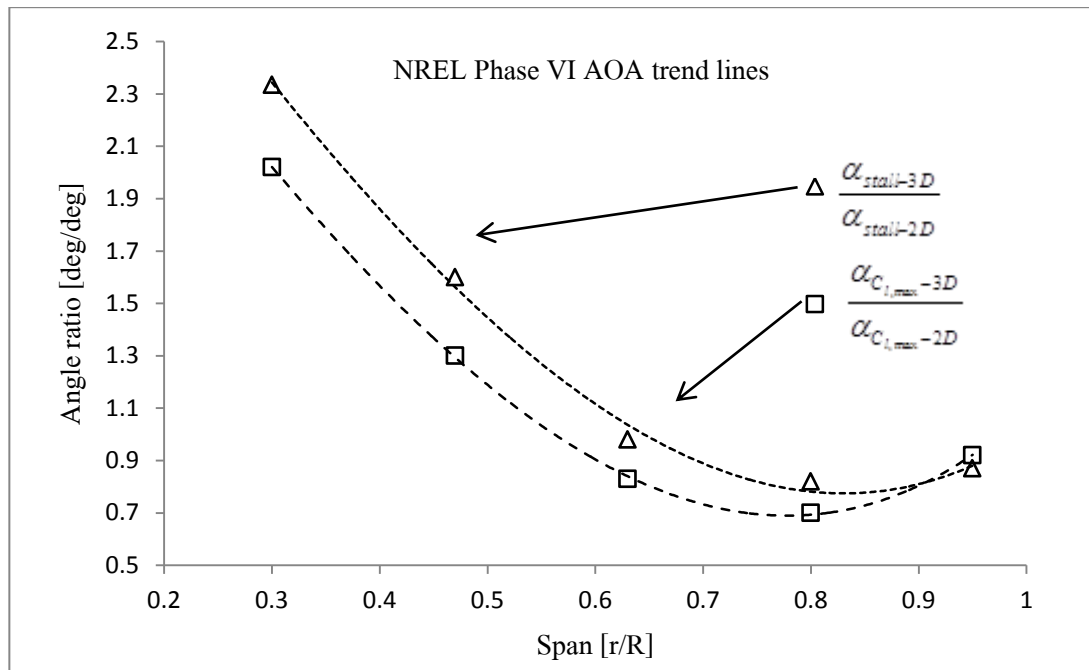
รูปที่ 6.8 มุมปะทะ 80 องศาถึงมุมปะทะ 90 องศาแบบจำลองในสามมิติและสองมิตีสอดคล้องกัน

นอกจากนี้แล้วจากกราฟการจำลองในสามมิติเทียบกับสองมิติดังแสดงในรูปที่ 6.2 และ 6.3 ยังสามารถเทียบความสัมพันธ์ของจุดที่เกิดแรงยกสูงสุดและจุดที่เกิดการ Stall แบบเต็มใบในแต่ละหน้าตัดแสดงได้ดังตารางที่ 6.1 จะสังเกตเห็นว่ามุมปะทะที่เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall แบบเต็มใบจะของ 3D จะมากกว่าแบบ 2D ที่โคนใบ นั้นแสดงให้เห็นถึงปรากฏการณ์ที่เรียกว่า Stall-Delay effect ที่จะส่งผลทำให้ที่โคนใบเกิดการ Stall ที่มุมปะทะที่สูงขึ้น และแนวโน้มของมุมที่เกิดแรงยกและ Stall สูงสุดในแต่ละหน้าตัดก็มีแนวโน้มของกราฟเป็นแบบ Polynomial ดังรูปที่ 6.9 กราฟนี้แสดงให้เห็นถึงมุมปะทะที่มีแนวโน้มที่จะลดลงจากโคนและเพิ่มขึ้นเล็กน้อยที่บริเวณปลายใบซึ่งคาดว่าเกิดจากผลกระทบจากการ Vortex ที่ปลายใบ โดยสมการของอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด กับอัตราส่วนมุมปะทะที่ทำให้เกิดการไหลแบบ Stall เต็มใบ สามารถเขียนเป็นสมการคือ $y = 2.84x^3 - 0.002x^2 - 5.88x + 4.03$ และ $y = 3.13x^3 - 0.013x^2 - 5.71x + 3.65$ ตามลำดับ

ตารางที่ 6.1 มุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall ในแต่ละหน้าตัดของกังหันลม

NREL Phase VI

angle Span	$\alpha_{C_{l,max}}$ [deg]		$\frac{\alpha_{C_{l,max},3D}}{\alpha_{C_{l,max},2D}}$	α_{stall} [deg]		$\frac{\alpha_{stall,3D}}{\alpha_{stall,2D}}$
	2D	3D		2D	3D	
0.30	17.2	34.8	2.02	21.5	50	2.335
0.47	17.2	22.3	1.30	21.5	34.4	1.6
0.63	17.2	14.2	0.83	21.5	21	0.98
0.80	17.2	12.1	0.70	21.5	17.7	0.82
0.95	17.2	15.8	0.92	21.5	18.8	0.87



รูปที่ 6.9 แสดงแนวโน้มอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และเกิด full stall ของกังหันลม NREL Phase VI



บทที่ 7

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

งานวิจัยนี้ได้ศึกษาวิธีการในการจำลองการไหลด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อที่จะหาวิธีการในการจำลอง และหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่มีความแม่นยำที่สุดที่เหมาะสมที่จะใช้ในการศึกษาพลศาสตร์ของกังหันลมด้วยวิธีการจำลองการไหล นอกจากนี้ยังได้เขียน โปรแกรมสำหรับการประเมินมุมปะทะของกังหันลมขึ้นมา 2 วิธี ทั้งวิธี inverse BEM ที่ใช้ได้กับวิธีโดยทั่วไป และวิธี Graphical ที่ใช้ได้เฉพาะกับการจำลองทาง CFD ที่ให้ผลการคำนวณที่สอดคล้องตรงกันเป็นอย่างดี นอกจากนี้ยังได้ข้อยุติเกี่ยวกับกราฟที่แสดงการเกิดพฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงของกังหันลม

7.1 สรุปแบบจำลองความปั่นป่วน

ในการจำลองการไหลด้านการไหลของของไหล (Fluid) ในทางวิศวกรรมมีการสร้างแบบจำลองขึ้นมามากมาย แต่ละแบบจำลองก็มีความเหมาะสมกับงานที่แตกต่างกันออกไป การเลือกใช้แบบจำลองที่เหมาะสมกับงานที่ต้องศึกษาก็เป็นอีกปัจจัยหนึ่งที่มีผลต่อความถูกต้องของงาน งานวิจัยนี้ก็ได้อธิบายความแม่นยำในการคำนวณของแบบจำลองความปั่นป่วนใน 4 แบบได้แก่

- 1) Spalart-Allmaras model
- 2) SST K-Omega Model
- 3) Transition SST Model
- 4) SST+ Model

ผลปรากฏว่า แบบจำลองทั้ง 2 แบบได้แก่ แบบจำลอง Transition SST และแบบจำลอง SST+ ให้ผลการจำลองที่มีความแม่นยำที่สุดเมื่อเทียบกับแบบจำลองชนิดอื่น และให้ผลการจำลองที่มีความแม่นยำในระดับที่ใกล้เคียงกันอีกด้วย แต่มีข้อน่าสังเกตที่ว่า แบบจำลอง Transition SST เป็นแบบจำลองที่ใช้ 4 สมการหลักในการคำนวณ เพราะได้เพิ่มการพิจารณาการไหลในช่วงเปลี่ยนผ่านเข้ามาอีก 2 สมการทำให้ผลการคำนวณมีความแม่นยำกว่าแบบจำลองอื่น ในขณะที่แบบจำลอง SST+ เป็นแบบจำลองที่ใช้เพียง 2 สมการหลักในการคำนวณ โดยแบบจำลองที่ใช้จำนวนสมการที่ใช้ในการคำนวณก็จะสิ้นเปลืองการใช้ทรัพยากรในการคำนวณมาก และใช้เวลาในการคำนวณมากขึ้นตามไปด้วย แต่แบบจำลอง SST+ ใช้เพียง 2 สมการในการคำนวณก็สามารถแสดงผลออกมาได้ความแม่นยำใกล้เคียงกันใช้ทรัพยากรต่ำกว่า และสิ้นเปลืองเวลาน้อยกว่า

นอกจากนี้เมื่อพิจารณาการกระจายตัวของความดันรอบผิวใบกังหันลมจึงเห็นได้ชัดว่า แบบจำลอง SST+ มีการกระจายความดันที่หน้าตัดต่าง ๆ ที่พิจารณาได้ใกล้เคียงกับข้อมูลการวัดมากที่สุด ดังนั้นจึงมีความเป็นไปได้ว่าแบบจำลองความปั่นป่วน SST+ จะมีความแม่นยำมากกว่าแบบจำลองอื่น ๆ

7.2 สรุปวิธีในการประเมินมุมปะทะ

ในการประเมินมุมปะทะของกังหันลมที่กำลังหมุน เป็นการคำนวณความเร็วลมในแบบ 3 มิติ ดังนั้นจึงมีวิธีการที่ค่อนข้างยุ่งยากมากในการคำนวณเมื่อเทียบกับการคำนวณมุมปะทะใน 2 มิติ อีกทั้งการประเมินมุมปะทะที่เกิดขึ้นบนกังหันลมเองก็ยังมีวิธีที่หลากหลาย แตกต่างกันไป ยังไม่สามารถสรุปเป็นแนวทางเดียวกันได้ว่าวิธีการประเมินมุมปะทะแบบใดให้ความแม่นยำที่สุด งานวิจัยนี้จึงได้หยิบเอาวิธีในการประเมินมุมปะทะมา 2 วิธีที่มีนักวิจัยคนก่อนหน้าเสนอไว้ให้โดยเป็นวิธีที่ถูกประเมินแล้วว่าวิธีที่ง่ายสมเหตุสมผล และให้ความแม่นยำในได้ดี ทั้งยังเป็นวิธีในการประเมินมุมปะทะที่ดีเพราะสามารถประเมินได้ทั้งจากข้อมูลที่เป็นการวัด และข้อมูลการคำนวณทาง CFD ได้แก่วิธี inverse BEM และแบบวิธี Graphical จากการศึกษาแสดงให้เห็นว่าการประเมินมุมปะทะในทั้ง 2 วิธีให้ผลการคำนวณที่มีความแม่นยำตรงกัน มีความคลาดเคลื่อนจากกันในระดับที่ไม่มีนัยสำคัญในทางการออกแบบ สามารถใช้คำนวณแทนกันได้

7.3 สรุปพฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง

ข้อมูลการจำลองแบบจำลอง Stall-Delay ที่ใช้ในการออกแบบกังหันลมในปัจจุบัน ยังไม่มีความแม่นยำ จึงส่งผลให้การคำนวณการออกแบบกังหันลมยังมีความผิดพลาด ประการหนึ่งเกิดจากความซับซ้อนของการเกิดพฤติกรรม Stall-Delay ที่ยังไม่อาจอธิบายถึงเหตุผลของการเกิดพฤติกรรมดังกล่าวได้อย่างแน่ชัด ประการหนึ่งเกิดจากข้อจำกัดในการวัด ไม่ว่าจะเป็นข้อจำกัดในด้านเครื่องมือวัดที่ยังมีคำถามถึงความสมจริงของการวัด และข้อจำกัดด้านตัวอุปกรณ์ที่จะเกิดความเสียหายหากทำการทดลองที่ความเร็วลมสูงมาก และอีกประการที่เกิดจากความถูกต้องแม่นยำของแบบจำลอง Stall-Delay ที่ได้นำมาเป็นข้อมูลในการออกแบบว่ากราฟสัมประสิทธิ์ของแรงที่เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะของการจำลองการเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงมีแนวโน้มเป็นเช่นไร นักวิจัยแต่ละท่านก็จะประมาณพฤติกรรมดังกล่าว โดยใช้ข้อมูลความเชื่อที่แตกต่างกันออกไป ดังแสดงไว้แล้วในรูปที่ 6.1 เนื่องจากว่าข้อมูลในช่วงดังกล่าวไม่มีในผลการทดลอง จากงานวิจัยนี้จึงพอที่จะสรุปแนวทางการเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงของกราฟสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient) ไว้ 3 ช่วงด้วยกันได้แก่

- $0 \leq \alpha \leq \alpha_s$ เป็นช่วงที่มุมปะทะต่ำกว่ามุมการเกิด Stall ในช่วงนี้กราฟของแบบจำลองใน 3 มิติ และการวัดใน 2 มิติจะแนบชิดไปด้วยกันมีความชันเดียวกัน โดยมีค่าเทียบเท่ากับข้อมูลการวัดในสองมิติ โดยทั่วไปช่วงดังกล่าวนี้จะมีค่าไม่เกิน 10 องศา
- $\alpha_s \leq \alpha \leq 30^\circ$ เป็นช่วงที่ทำนายได้ยากมากที่สุด เพราะ ช่วงนี้เป็นช่วงของการเกิดพฤติกรรม Stall-Delay ซึ่งจะมีความซับซ้อนอยู่มาก โดยพฤติกรรมในช่วงดังกล่าวจะใช้ข้อมูลของการทดลอง หรือแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีอยู่
- $30 \leq \alpha \leq 80^\circ$ ใช้การประมาณค่าเป็นเส้นตรงจากมุมปะทะ 30 องศา มาบรรจบกับกราฟข้อมูลการวัดใน 2 มิติที่มุมปะทะ 80 องศา
- และ $80^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ จะใช้ข้อมูลการวัดใน 2 มิติ ที่คิดผลกระทบอันเนื่องมาจากการสูญเสียที่ปลายใบเรียบร้อยแล้ว

ส่วนกราฟลักษณะการเกิด Stall-Delay ที่เกิดขึ้นกับกราฟสัมประสิทธิ์แรงต้านนั้น จากการจำลองทาง CFD ที่ได้ยังให้ผลที่ไม่ชัดเจน ยังไม่สามารถสรุปแนวทาง และแนวโน้มที่ชัดเจนของพฤติกรรมของแรงต้านได้

7.4 ข้อเสนอแนะ

การจำลองทาง CFD ให้มีความแม่นยำนั้นเกิดจากหลายส่วน การสร้างกริดมีผลอย่างมากต่อความแม่นยำของผลเฉลย ไม่ว่าจะเป็นชนิดของกริด จำนวนกริด ขนาดของโครเมนของกริดที่เพียงพอ โดยเฉพาะขนาดของกริดที่ชั้นชิดผิวนั้นมีความสำคัญอย่างมากต่อการศึกษาวลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณที่ต้องควบคุมให้มีขนาดที่เล็กเพียงพอที่จะสามารถจับการไหลที่ชั้นชิดผิวได้ไม่เช่นนั้นแล้วการคำนวณในชั้นชิดผิวจะผิด และจะส่งผลให้การคำนวณในกริดอื่นๆผิดตามกันไปด้วย

การกำหนดเงื่อนไขขอบให้มีความใกล้เคียงกับสภาพความเป็นจริงมากที่สุด และสร้างแบบจำลองให้มีลักษณะใกล้เคียงกับโครงสร้างจริงของแบบที่จะจำลองให้มากที่สุด ก็จะส่งผลให้ผลการคำนวณมีความสมจริงมากยิ่งขึ้น ซึ่งในบางครั้งไม่อาจทำได้แต่ควรที่จะให้ใกล้เคียงกับสภาพความเป็นจริงให้มากที่สุด

การเลือกใช้แบบจำลองให้เหมาะสมกับงานก็มีส่วนทำให้ผลการคำนวณมีความแม่นยำน่าเชื่อถือมากยิ่งขึ้น เพราะแบบจำลองในแต่ละแบบสร้างมาจากแนวความคิดที่ต่างกัน เหมาะกับสภาพการจำลองที่ต่างกัน การเลือกใช้แบบจำลองใดๆควรมีการสอบเทียบกับข้อมูลการวัดในกรณีที่คล้ายคลึงกันให้เกิดความมั่นใจก่อนว่าสามารถทำนายได้แม่นยำในระดับที่สามารถยอมรับได้

รายการอ้างอิง

- ชโลธร ธรรมแท้,(2552). กระบวนการเชิงตัวเลขที่แม่นยำเพื่อสอบเทียบการออกแบบกังหันลมเชิง
ทฤษฎี, วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิตสาขาวิศวกรรมเครื่องกล,
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- Bak C., Johansen J., Andersen P.B., (2006). Three-Dimensional Corrections of Airfoil
Characteristics Based on Pressure Distributions, Proceedings of the European Wind
Energy Conference: Athens, Greece.
- Banks, WHH, Gadd G.E., (1963). Delaying Effect of Rotation on Laminar Separation, AIAA
Journal ; 1:941-942.
- Chaviaropoulos P.K., Hansen MOL., (2000). Investigating Three-Dimensional and Rotational
Effects on Wind Turbine Blades by Means of a Quasi-3D Navier Stokes Solver, J. Fluids
Engineering ; 122:330-336.
- Corrigan J.J., Schilling J.J., (1994). Empirical Model for Stall Delay Due to Rotation,
Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference:
San Francisco, CA.
- Dan M. Somers, (1997). Design and Experimental Results for the S809 Airfoil, National
Renewable Energy Laboratory, NREL/SR-440-6918, Golden, Colorado.
- David J. Laino, A. Craig Hansen and Jeff E. Minnema., (2002). Validation of the AeroDyn
Subroutines Using NREL Unsteady Aerodynamics Experiment Data, Wind energy.
5:227-224 (DOI:10.1002/ We.69).
- Du Z., Selig M.S.,(1997). A 3-D Stall-Delay Model for Horizontal Axis Wind Turbine
Performance Prediction, AIAA-98-0021.
- Fluent 12.0 theory guide
- Fluent 12.0 user guide
- Grant I., (2008). Wind Turbine Blade Analysis using the Blade Element Momentum Method.
Version 1.1, Durham University.
- Grant I., (2008). Wind Turbine Blade Analysis using the Blade Element Momentum Method.
Version 1.1, Durham University.

- Guntur S, Sorensen N,(2012). An evaluation of several methods of determining the local angle of attack on wind turbine blades, Wind Energy Division, Technical University of Denmark (DTU).
- Hand M.M., Simms D.A., (2001). Fingersh LJ, Jager DW, Cotrell JR, Schreck S, Larwood, SM. Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns, NREL/TP-500-29955; National Renewable Energy Laboratory: Golden, CO.
- Himmelskamp, H. (1947). Profile investigations on a rotating airscrew. MAP Volkenrode, Report and Translation No. 832.
- Horia D., Vladimir C., Florin F., (2002). Alexandru D., Determination of angle of attack for rotating, blades ISSN 2066 – 8201, Issue 2/ 2012, pp. 37 – 42.
- James, L., (2004). Insight into Wind Turbine Stall and Post-stall Aerodynamics. wind energy. 7:247-260 (DOI: 10.1002/we.122).
- 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
- Kocurek D., (1987). Lifting surface performance analysis for horizontal axis wind turbines. SERI/STR-217-3163.
- Manwell, J.F., McGowan, J.G., and Rogers A.L., (2002). Wind energy explained. John Wiley & Son. (Science Publishers) Ltd.
- Martin O. L., Hansen, Aerodynamics of Wind Turbines, ISBN: 978-1-84407-438-9, James & James.
- Moriarty P.J., Hansen A.C., (2005). AeroDyn Theory Manual, National Renewable Energy Laboratory, NREL/TP-500-36881.
- Mukesh M. Yelmule, EswaraRao Anjuri VSJ., (2013). CFD predictions of NREL Phase VI Rotor Experiments in NASA/AMES Wind tunnel, INTERNATIONAL JOURNAL of RENEWABLE ENERGY RESEARCH.
- Naval aviation schools command, (2008). Fundamentals of aerodynamics. Pensacola,FL 32508.
- Özlem C., (2008). Aerodynamic Design and Optimization of Horizontal Axis Wind Turbines by using BEM Theory and Genetic Algorithm, master degree of science in aerospace engineering, Middle East Technical University.

- Raj, NV., (2000). An Improved Semi-Empirical Model for 3-D Post-Stall Effects in Horizontal Axis Wind Turbines, Master of Science Thesis in Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign: Urbana, IL.
- Ronsten G., (1992). Static pressure measurements on a rotating and a non-rotating 2.375 m wind turbine blade. Comparison with 2D calculations. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*; 39: 105-118.
- Scheper, J.G., Brand, A.J., Bruining, A., Graham, J.M.R., Hand, M.M., Infield, D.G., et al. (2002). Enhanced field rotor aerodynamics database. Final report of IEA AnnexXVIII: ECN-C--02-016.
- 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.
- Simon-Philippe Breton, (2008). Study of the stall delay phenomenon and of wind turbine blade dynamics using numerical approaches and NREL's wind tunnel tests. Doctoral thesis, Norwegian University of science and Technology, Philosophiae.
- Søren Gundtoft, Wind Turbines, University College of Aarhus, June 2009.
- Sørensen N., (2000). Evaluation of 3D effects from 3D CFD computations. IEA Joint Action. *Aerodynamics of Wind Turbines. 14th Symposium, Boulder, CO*; 11–22.
- Sorensen, N., Michelsen, J. A., Schreck, S., (2002). Navier-stokes predictions of the NREL phase VI rotor in the NASA Ames 80ftx120ft wind tunnel. *Wind Energy*. 5: 151-169, DOI: 10.1002/we.64
- Timmer WA., van Rooij R., (2003). Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils. AIAA-2003-0352.



ภาคผนวก ก

ข้อมูลกึ่งहनดม

ในช่วงปี ค.ศ. 1988-1999 หน่วยงาน Department of Energy (DOE) ของ NREL ได้ทำการวิจัยกังหันลมที่ National Wind Technology Center (NWTC) ใกล้กับ Golden รัฐ Colorado ประเทศสหรัฐอเมริกา กังหันลมที่ใช้ทดสอบมีพื้นฐานมาจากกังหันลมรุ่น Grumman Wind Stream 33 ซึ่งมีขนาดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบ Induction ขนาด 19.8 kW ความเร็วรอบ 72 RPM กังหันลมตัวนี้เรียกว่า Unsteady Aerodynamic Experiment โดยมีจุดมุ่งหมายในการวิเคราะห์สมรรถนะเชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม ใช้แพนอากาศรุ่น S809 แทนแพนอากาศ Grumman เหตุผลหลักในการเลือกใช้แพนอากาศรุ่นนี้คือ มีเอกสารข้อมูลของการทดสอบแพนอากาศ S809 ที่ค่อนข้างดี ประกอบไปด้วยการกระจายความดันบนผิวแพนอากาศ จุดที่เกิดการไหลแยกบนแพนอากาศ ข้อมูลแรงยก แรงต้าน และข้อมูลการมองเห็นการไหล โดยเริ่มมีการวางแผนงาน Phase I ในปี ค.ศ. 1987 ซึ่งเป็นกังหันลมแบบไม่บิดใบ และถูกนำมาใช้อีกครั้งกับกังหันลม Phase II โดยมีการปรับปรุงเครื่องมือวัดความดันบนใบกังหันเพิ่มจาก 1 ตำแหน่งเป็น 4 ตำแหน่ง เมื่อถึงโครงการ Phase III ในปี ค.ศ. 1993 ก็ได้มีการปรับปรุงใบพัดให้เป็นแบบใบบิด และปรับปรุงพัฒนาเครื่องมือในการวัดมุมลม ซึ่งทั้งหมดที่กล่าวมาเป็นการทดสอบในภาคสนามจนกระทั่งถึงโครงการ Phase VI ที่ทำการทดสอบในอุโมงค์ลม NASA's Ames Research Center ที่ Moffett Field รัฐ California ในปี ค.ศ. 2000 ตารางที่ ก.1 แสดงข้อมูลโดยทั่วไปของกังหันลม NREL ตั้งแต่ Phase II ถึง Phase VI รูปร่างใบกังหัน Phase II จะมีขนาดความโตใบคงที่ที่ 0.457 เมตร ไม่มีการบิดใบ กังหันลม Phase III ถึง Phase V ยังคงมีความโตของใบคงที่แต่มีการบิดใบที่เหมาะสม ส่วนกังหันลม Phase VI เป็นแบบบิดใบและมีการเรียวยาวที่ดังแสดงข้อมูลในตารางที่ ก.2 และ ก.3 โดยกังหันลม Phase V และ Phase VI จะเป็นแบบ 2 ใบพัดส่วนรุ่นอื่นๆจะเป็นแบบ 3 ใบพัดรวมถึงกังหันลม MEXICO rotor แสดงในตารางที่ ก.4

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

Type	Phase II	Phase III	Phase IV	Phase V	Phase VI
Period	May-July 1990	March 1996	April-May 1996	Spring 1998	Spring 2000
Blades	3 untwisted	3 twisted	3 twisted	2 twisted	2 twisted and taper
Data collected	290 min	230 min	950 min	730 min	260 min
Press. Tap sec	4	5	5	5	5
LFA sensors	4 flags	4 flags	5 probes	5 probes	5 probes
Pitch angle	8, 12	3	-3, +3, +8	-9, -3, 3, 8, 12	various

ตารางที่ ก.2 รูปร่างใบของกิ้งห่านลม NREL Phase III (Simms et al., 1999)

รัศมีใบพัด (เมตร)	มุมบิด (องศา)
0.724	44.67
0.880	39.39
1.132	32.29
1.383	26.56
1.634	21.95
1.886	18.19
2.137	15.10
2.389	12.52
2.640	10.35
2.892	8.50
3.143	6.91
3.395	5.52
3.646	4.32
3.897	3.25
4.149	2.30
4.400	1.45
4.652	0.69
4.903	0.00

ตารางที่ ก.3 รูปร่างใบของกังหันลม NREL Phase VI (Hand et al., 2001)

รัศมีใบพัด (เมตร)	มุมบิด (องศา)	คอร์ด (เมตร)	ความหนา (เมตร)
0.508	0	0.218	0.218
0.660	0	0.218	0.218
0.883	0	0.183	0.183
1.008	6.700	0.349	0.183
1.067	9.900	0.441	0.163
1.133	13.400	0.544	0.154
1.257	20.040	0.737	0.154
1.343	18.074	0.728	0.154
1.510	14.292	0.711	0.153
1.648	11.909	0.697	0.149
1.952	7.979	0.666	0.146
2.257	5.308	0.636	0.140
2.343	4.715	0.627	0.133
2.562	3.425	0.605	0.131
2.867	2.083	0.574	0.127
3.172	1.150	0.543	0.120
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	-0.920	0.420	0.088
4.696	-1.352	0.389	0.081
4.780	-1.469	0.381	0.080
5.000	-1.775	0.358	0.075
5.029	-1.815	0.355	0.074

ตารางที่ ก.4 รูปร่างใบของกังหันลม MEXICO rotor (Bechmann et al., 2011)

แผนอากาศ	เปอร์เซ็นต์รัศมี	รัศมี (เมตร)	คอร์ด (เมตร)	มุมบิด (องศา)
DU91-W2-250	20.0	0.450	0.240	16.4
DU91-W2-250	30.0	0.675	0.207	12.1
DU91-W2-250	40.0	0.900	0.178	8.3
DU91-W2-250	45.6	1.025	0.166	7.1
RISOE A21	54.4	1.225	0.150	5.5
RISOE A21	60.0	1.350	0.142	4.8
RISOE A21	65.6	1.475	0.134	4.0
NACA 64418	74.4	1.675	0.123	3.2
NACA 64418	80.0	1.800	0.116	2.6
NACA 64418	90.0	2.025	0.102	1.5
NACA 64418	96.2	2.165	0.092	0.7
tip		2.250		0.0





ภาคผนวก ข

โปรแกรมที่ใช้ในการประเมินมูมปะทะ

ในงานวิจัยนี้ได้ใช้วิธีในการประเมินมุมปะทะไว้ด้วยกัน 2 วิธี นั่นคือ การประเมินด้วยวิธี inverse BEM และวิธี Graphical โดยวิธีแรกเป็นการคำนวณมุมปะทะด้วยวิธีในย้อนทฤษฎี Blade Element Momentum : BEM ซึ่งเป็นทฤษฎีที่ใช้ในการออกแบบกังหันลม ในการคำนวณมุมปะทะจะใช้ข้อมูล สัมประสิทธิ์แรงในแนวตั้งฉาก และแนวสัมผัสเป็นข้อมูลในการคำนวณเพื่อจะได้มุมของความเร็วลมสัมผัสพัทธ์ก่อน แล้วนำมาลบออกจากมุมบิดใบ ก็จะได้มุมปะทะของความเร็วลมที่หน้าตัดนั้นๆ โดยข้อมูลสัมประสิทธิ์ของแรงที่นำมาใช้ในการคำนวณนั้นสามารถใช้ได้ทั้งจากข้อมูลการวัด และข้อมูลที่อ่านได้จากการจำลอง โปรแกรมที่ใช้ในการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM นี้ถูกเขียนให้คำนวณด้วยโปรแกรม MATLAB แสดงในหัวข้อ ข.1

ข.1 โปรแกรมการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM

```

clc
clear all
e=2.71828182; d=1.225; B=2; w=72*2*pi/60; R=5.029; a=0; ap=0; Rh=0.5;
u=45; % velocity inlet
section=30;
N=14.97; T=0.29; %force

if section==30
    r=1.51;
    c=0.711; s=0.01014494; b=19.09; %.....pitch
else if section==47
    r=2.36;
    c=0.627; s=0.0102537; b=9.5;
else if section==63
    r=3.16;
    c=0.543; s=0.00903513; b=5.95;
else if section==80
    r=4.02;
    c=0.457; s=0.00706315; b=4.419;
else if section==95

```

ข.1 โปรแกรมการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM (ต่อ)

```

        r=4.78;
        c=0.381; s=0.0063352; b=3.34;

        else
fprintf('\n \t The solution is wrong. Try again\n');
fprintf('\n#####\n\n\n\n');

        end

        end

        end

        end

end
p=b*pi/180;
sig=c*B/(2*pi*r);

for i=1:101
phi=atan((1-a)*u/(1+ap)/(r*w));
Ur=(1-a)*u/sin(phi);
Cn=2*N/(d*s*Ur^2);      % Cn=N*cos(p)-T*sin(p);%.....ADD
Ct=2*T/(d*s*Ur^2);      % Ct=N*sin(p)+T*cos(p);%.....ADD

ft=-(B/2)*(R-r)/(r*sin(phi));
Ft=(2/pi)*acos(e^ft);
fh=-(B/2)*(r-Rh)/(r*sin(phi));
Fh=(2/pi)*acos(e^fh);
F=Fh*Ft;

a=1/((4*F*(sin(phi))^2)/(sig*Cn)+1);
ap=1/((4*F*sin(phi)*cos(phi))/(sig*Ct)-1);

end

```

ข.1 โปรแกรมการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM (ต่อ)

```

Cl=Cn*cos(phi)+Ct*sin(phi);
Cd=Cn*sin(phi)-Ct*cos(phi);

fprintf('Axial induction    a: %.4f [-]\n',a);
fprintf('Tangential induction ap: %.4f [-]\n',ap);
fprintf('Relative Angle    Phi: %.4f [deg]\n\n',phi*180/pi);
fprintf('Lift coefficient    Cl: %.3f [-]\n',Cl);
fprintf('Drag coefficient    Cd: %.3f [-]\n\n',Cd);
fprintf('Relative wind      : %.2f [m/s]\n',Ur);
fprintf('AOA                : %.2f [deg]\n',phi*180/pi-b);

```

โดยในการคำนวณใหม่แต่ละรอบการคำนวณนั้นจะต้องเปลี่ยนค่าความเร็วลม (U) ที่ใช้ในการคำนวณ หน้าตัด (section) ที่กำลังพิจารณา และแรง (N, T) ที่วัดได้ที่หน้าตัดนั้น ๆ

ส่วนการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical จะใช้ได้กับกรณีข้อมูลจากการจำลองเท่านั้น เพราะเป็นการอ่านค่าความเร็วลม โดยเฉลี่ยที่วงแหวนหน้าตัดที่เราสนใจ เพื่อบันทึกค่าความเร็วลม ที่ถูกเหนี่ยวนำให้ช้าลงโดยรายละเอียดได้แสดงไว้แล้วในบทที่ 4 แต่ในการประเมินความเร็วลม ที่ระนาบการหมุนของใบพัดนั้นไม่สามารถอ่านได้โดยตรงจากข้อมูลการจำลองแต่จะอาศัยการประมาณด้วยฟังก์ชันด้วยสมการ Lagrangian Polynomial interpolation แสดงดังสมการที่ (37) และโปรแกรมที่เขียนไว้สำหรับการคำนวณความเร็วลมที่วงแหวนในระนาบการหมุนของใบพัดแสดงในหัวข้อ ข.2 ในการคำนวณ โปรแกรมจะรับค่าความเร็วลม (y) ทั้งหมด 6 ค่า (สามารถดัดแปลงให้รับค่ามากกว่านี้ได้ตามความเหมาะสม) เป็นความเร็วลมด้านหน้ากึ่งหันลม 3 ค่า และหลังกึ่งหันลม อีก 3 ค่า แต่ละค่าจะอ่านความเร็วลมที่ระยะห่างกัน 50 ซม. โดยค่า Z จะเป็นระยะห่างดังกล่าว ซึ่งจะคงที่ไม่มีเปลี่ยนแปลง ระยะห่างนี้ก็สามารถเปลี่ยนแปลงได้ตามความเหมาะสมเช่นเดียวกัน

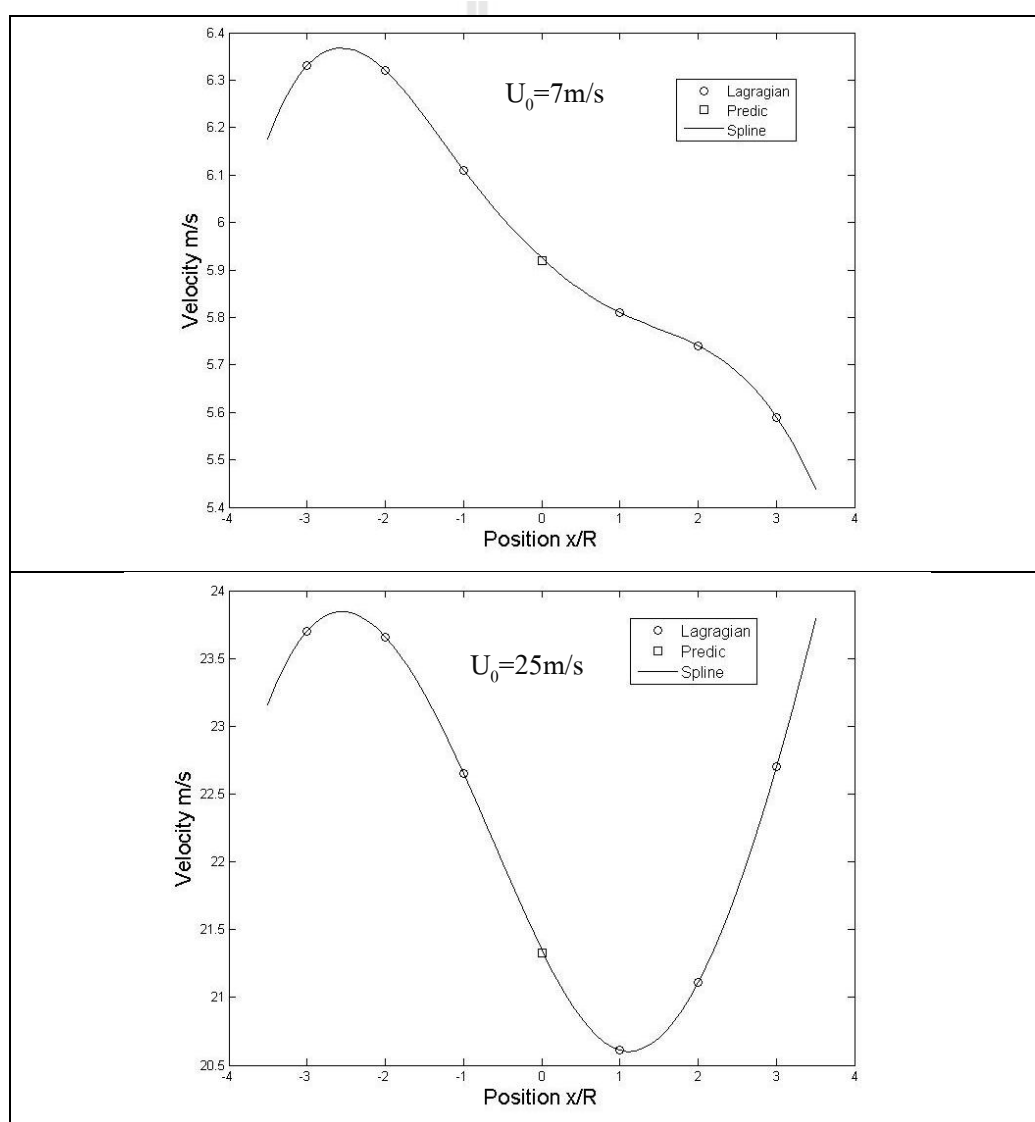
ในการคำนวณด้วยวิธี Graphical นั้นโดยหลักการจะเป็นการประเมินค่าความเร็วลมที่ระนาบการหมุนหน้าตัดตรงกระบอกของกังหันลม โดยประเมินเป็นฟังก์ชันของความเร็วลมกับระยะห่างจากใบพัดในการประเมินจะใช้สมการ Lagrangian polynomial interpolation ดังแสดงในสมการ (4.1) และเขียนโปรแกรมการคำนวณได้ดังแสดงในหัวข้อ ข.2

ข.2 โปรแกรมการประเมินความเร็วลมของฟังก์ชัน Lagrangian Polynomial

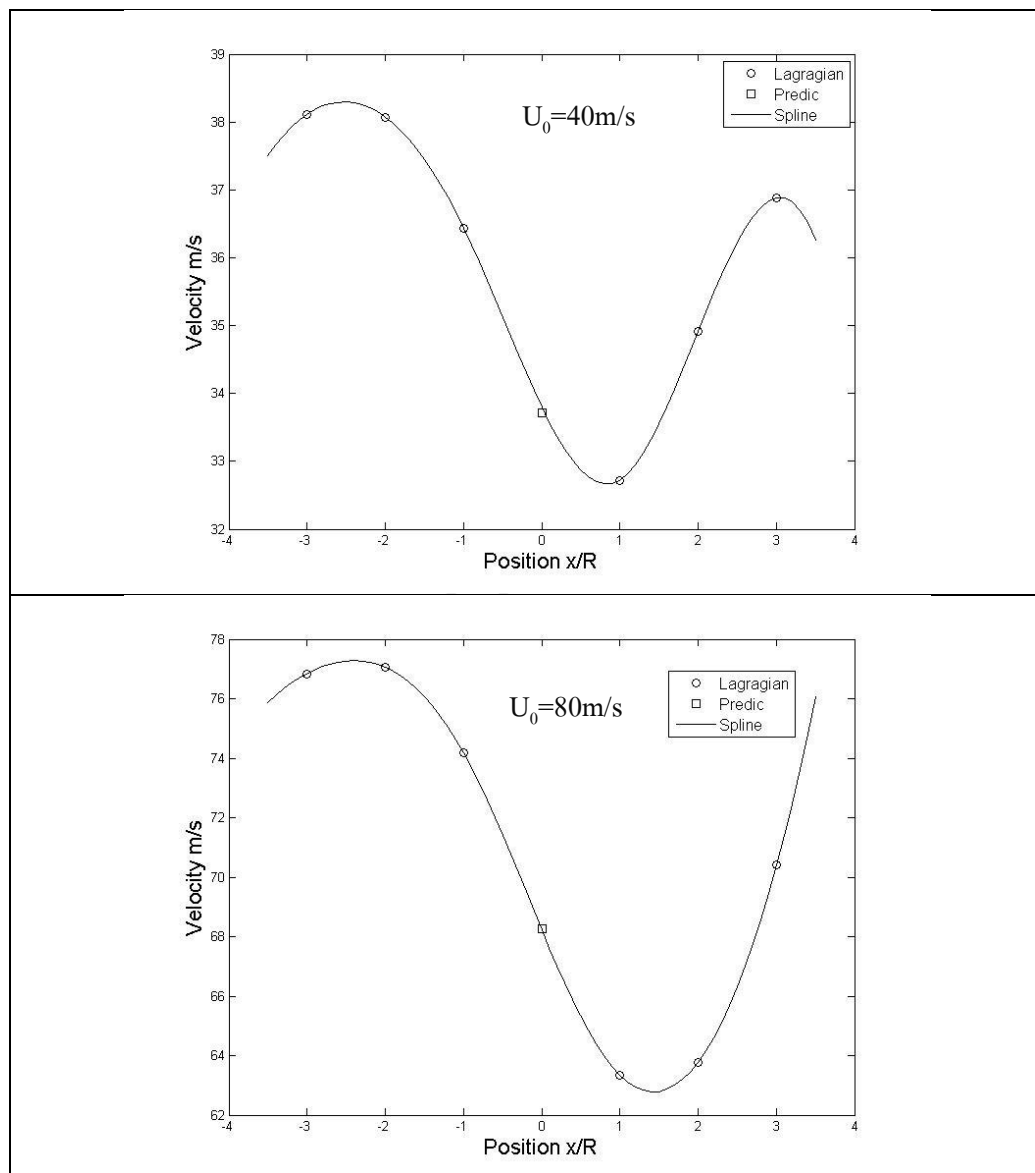
interpolation

```
clc
d=1.246;
z(1)=-1.51; z(2)=-1; z(3)=-0.5; z(4)=0; z(5)=0.5; z(6)=1; z(7)=1.51;
f=0;
for n=1:7
    if n==4
    else
        y(n)=input('input y =');
    end
end
for j=1:7
    A=1;
    for i=1:7
        if i==j
        else if i==4
            else
                A=-z(i)*A/(z(j)-z(i));
            end
        end
    end
    fz(j)=y(j)*A(end);
    f=f+fz(j);
end
disp(f)
```

เพื่อเป็นการยืนยันว่า สมการการคำนวณข้างต้นมีความแม่นยำน่าเชื่อถือว่าคำตอบจะต้องไม่เป็นอย่างอื่น ผู้วิจัยจึงได้นำผลการคำนวณมาเขียนกราฟเปรียบเทียบกับผลการประเมินด้วยการใช้ spline function ใน MATLAB ได้ผลการคำนวณดังรูป ข.1 จากรูปเป็นข้อมูลการอ่านค่าจากการจำลองทาง CFD โดยหยิบมาอย่างสุ่มจำนวน 4 ข้อมูลแล้วนำมาเปรียบเทียบกันแสดงให้เห็นว่าการประเมินความเร็วลมด้วยฟังก์ชันทั้ง 2 วิธีมีความถูกต้องสอดคล้องกัน จึงมั่นใจได้ว่า ผลการคำนวณที่ได้คำตอบจะมีความเป็นไปได้เพียงอย่างเดียว และเป็นการยืนยันผลการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี Graphical ที่น่าเชื่อถืออีกด้วย



รูปที่ ข.1 การเปรียบเทียบการประเมินความเร็วลมด้วย สมการ Lagrangian polynomial interpolation กับ Spline function ใน MATLAB



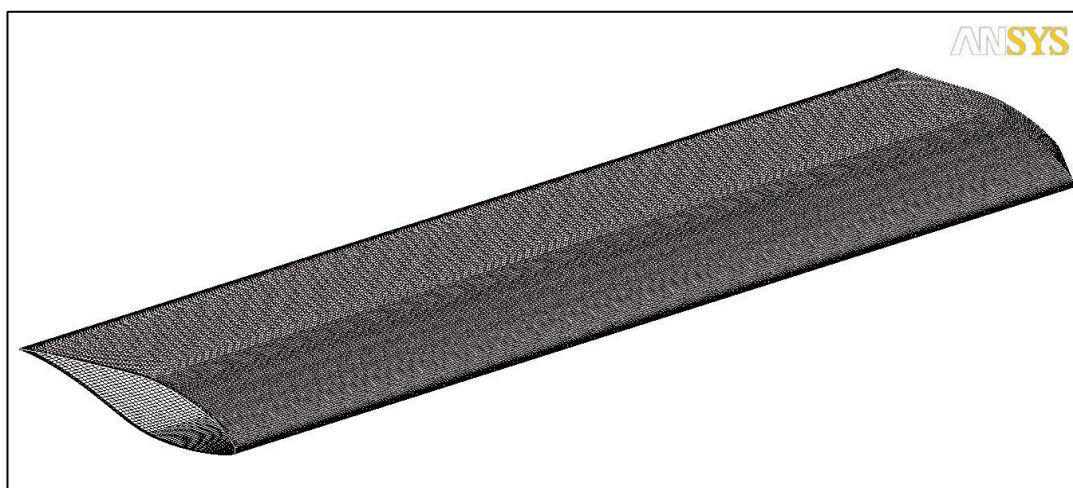
รูปที่ ข.1 การเปรียบเทียบการประเมินความเร็วลมด้วย สมการ Lagrangian polynomial interpolation กับ Spline function ใน MATLAB (ต่อ)



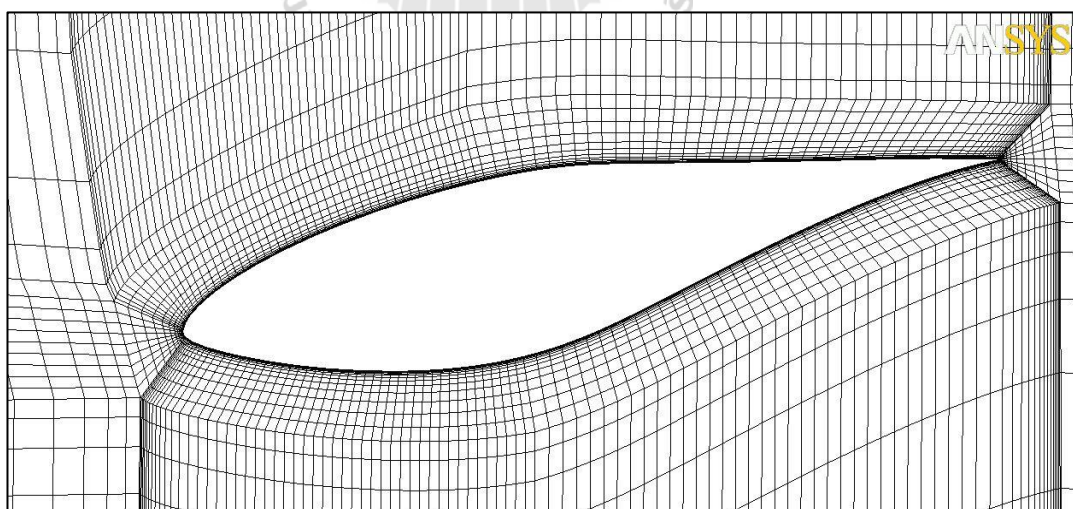
ภาคผนวก ค

พฤติกรรม Stall-Delay กับกั้งห้ันลมนชนิตอื่่น

จากการศึกษา Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงได้ข้อสรุปแล้วว่าพฤติกรรมดังกล่าวทำให้สัมประสิทธิ์ของแรงที่เกิดขึ้นบนกังหันลมใน 3 มิติกราฟจะไปบรรจบกับข้อมูลการวัดในสองมิติที่มุมปะทะประมาณ 80 องศา เพื่อเป็นการยืนยันผลการจำลองการเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงที่คำนวณได้สามารถใช้ได้กับกังหันลมรุ่นอื่น ๆ ได้ ผู้วิจัยจึงได้ศึกษาเพิ่มเติมถึงพฤติกรรมดังกล่าวที่เกิดขึ้นกับกังหันลมอื่นอีก 3 ชนิด ได้แก่ NREL Phase II-III และ MEXICO rotor แสดงดังต่อไปนี้

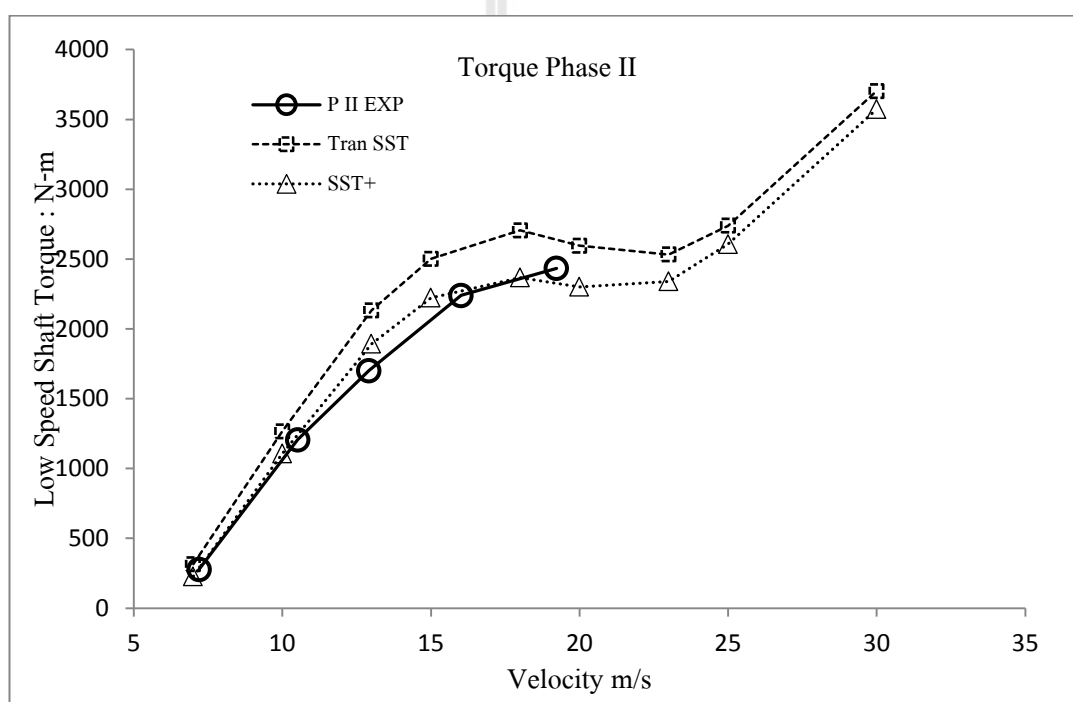


รูปที่ ค.1 ใบกังหันลม NREL Phase II มุมบิด 12 องศาตลอดทั้งใบ ไม่มีการเรียวยใบ (taper)



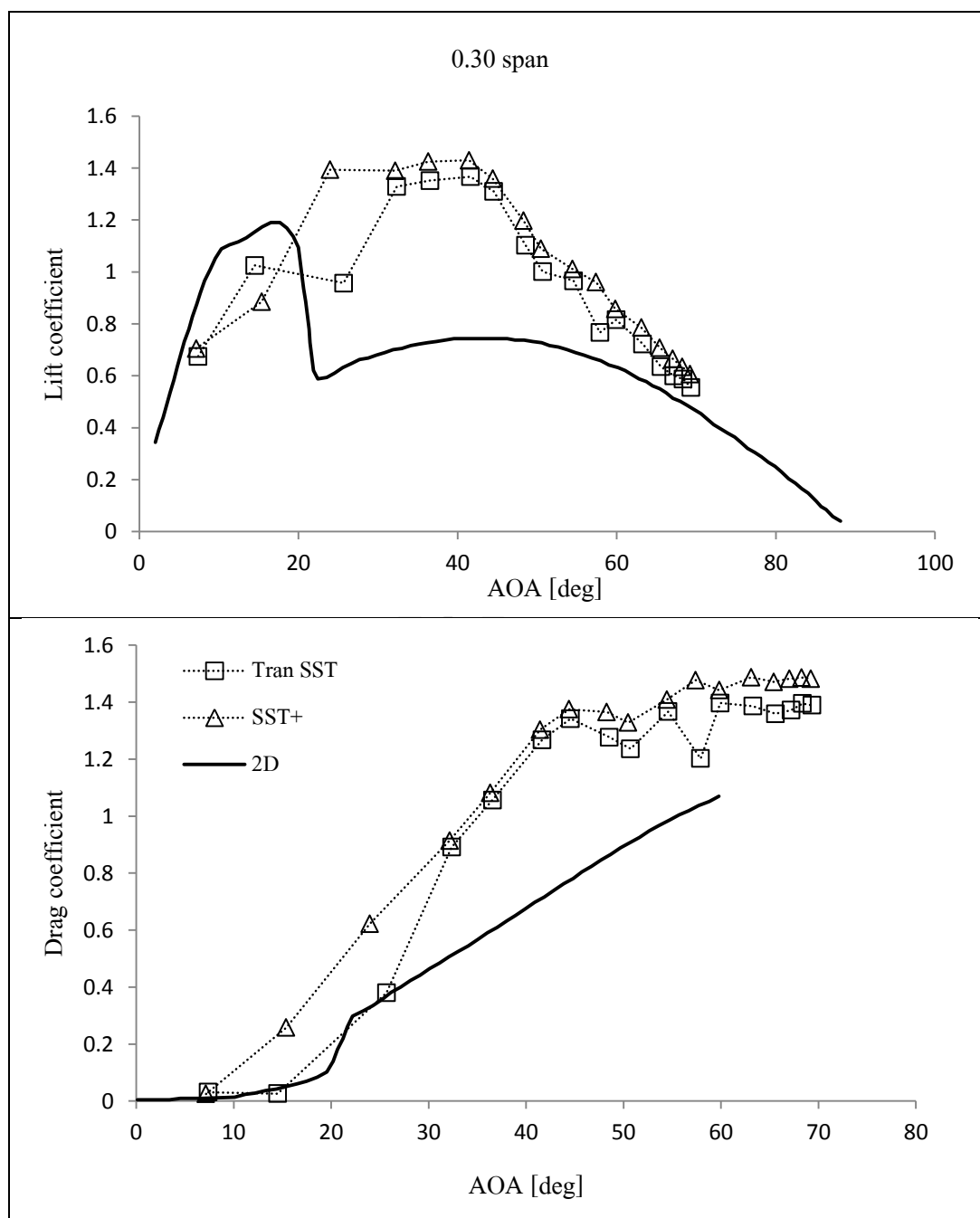
รูปที่ ค.2 กริดรอบใบกังหันลม NREL Phase II ขนาด $y^+ \approx 1$

ข้อมูลเบื้องต้นจากการเปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิด (Low Speed Shaft Torque) ของกังหันลม NREL Phase II จะสังเกตเห็นได้อย่างชัดเจนว่า แบบจำลองความปั่นป่วน SST+ ให้ความแม่นยำที่สูงกว่าแบบจำลองแบบ Transition SST ตลอดช่วงของการเปรียบเทียบ ซึ่งในที่นี้ได้เปรียบเทียบกับข้อมูลการวัดเพียง 3 จุด ได้แก่ ที่ความเร็วลม 10 15 และ 20 เมตร/วินาที เท่านั้น ในขณะที่แบบจำลอง Transition SST มีความแม่นยำที่ดีในช่วงความเร็วลมต่ำคือที่ต่ำกว่า 10 เมตร /วินาที เมื่อที่ความเร็วลมสูงขึ้นกราฟการจำลองของ Transition SST ที่คลาดเคลื่อนสูงกว่า ให้ค่าการคำนวณสูงกว่าผลการวัด ดังแสดงในรูปที่ ค.3

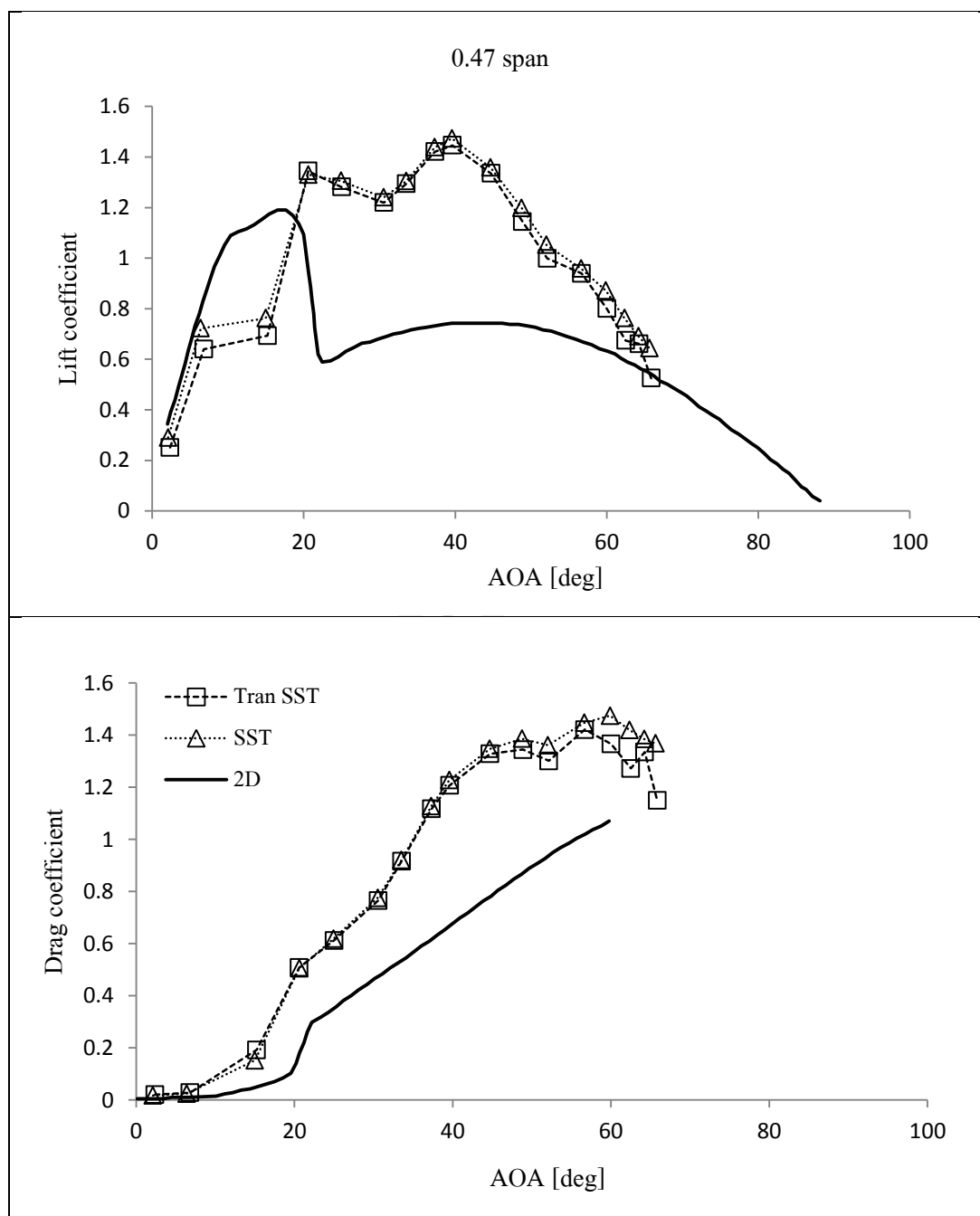


รูปที่ ค.3 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงบิดกับข้อมูลการวัดของกังหันลม Phase II

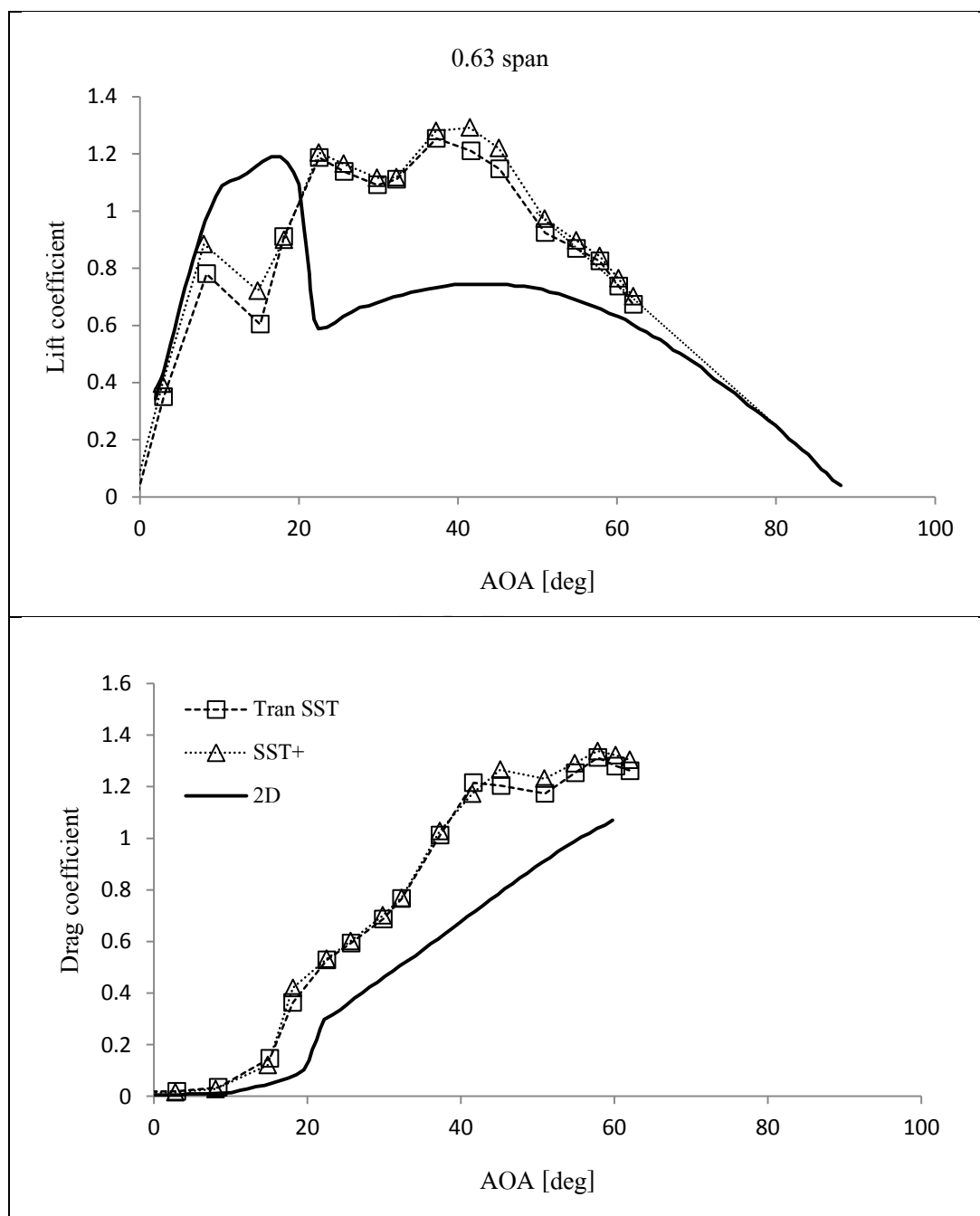
เพื่อเป็นการยืนยันผลการจำลอง จึงได้นำสัมประสิทธิ์ของแรงในแต่ละหน้าตัดไปคำนวณเพื่อประเมินหามุมปะทะ และหาแนวโน้มของพฤติกรรมเกิดการเกิด Stall-Delay ที่มุมปะทะสูงต่อไปดังแสดงในรูปที่ ค.4 จะเห็นได้ว่า แนวโน้มของกราฟที่มุมปะทะสูงมีลักษณะเป็นเส้นตรง และมีแนวโน้มที่จะไปบรรจบกับกราฟของข้อมูลการวัดที่มุมปะทะประมาณ 80 องศาในทุกๆ หน้าตัด ซึ่งให้ผลที่สอดคล้องกับผลการจำลองกังหันลม NREL Phase VI ก่อนหน้านี้อีกด้วย



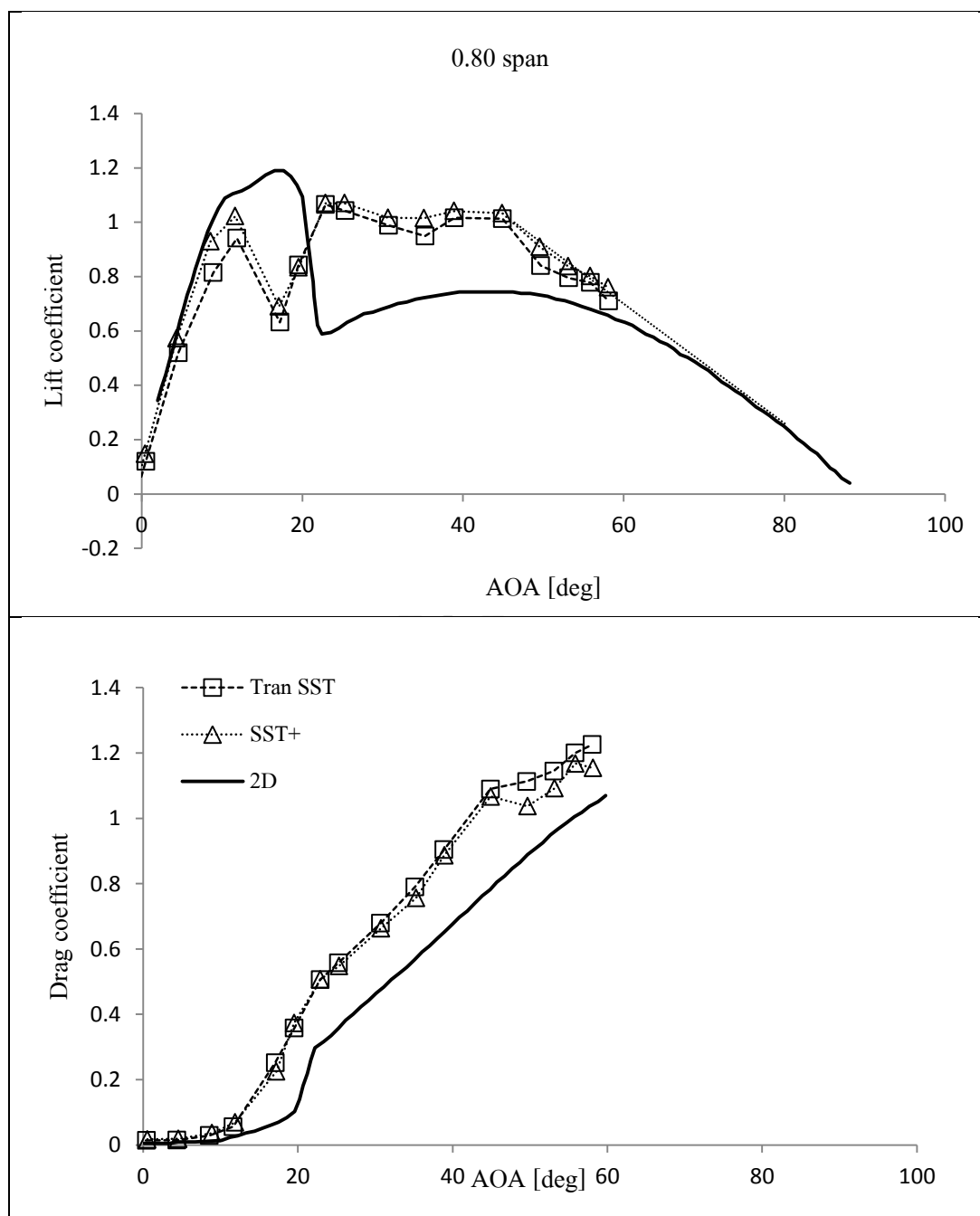
รูปที่ ค.4 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase II



รูปที่ ค.4 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase II (ต่อ)



รูปที่ ค.4 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase II (ต่อ)



รูปที่ ค.4 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase II (ต่อ)

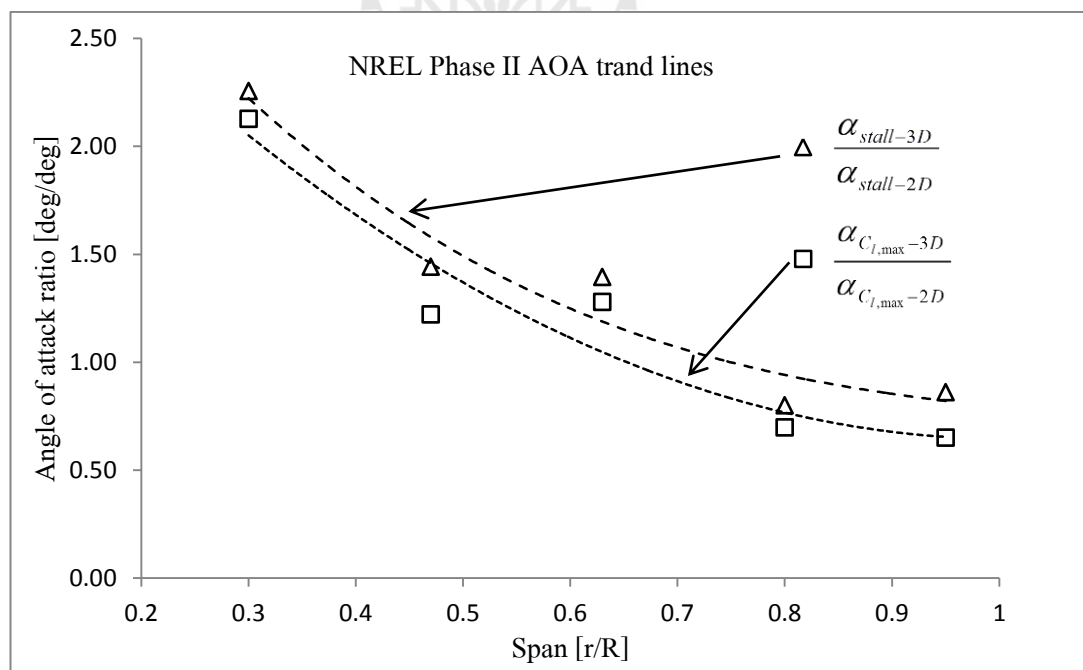
เมื่อเปรียบเทียบอัตราส่วนการเลื่อนของมุมปะทะขณะเกิด Stall-Delay ที่ตำแหน่งแรงยกสูงสุดและตำแหน่งการเกิด Stall แบบเต็มใบซึ่งเป็นตำแหน่งที่สามารถเห็นพฤติกรรมได้อย่างชัดเจน ระหว่างการวัดใน 2 มิติและการจำลองใน 3 มิติแสดงได้ในตารางที่ ค.1 และแนวโน้มของมุมปะทะที่

ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และ Stall สูงสุดตลอดทั้งใบมีแนวโน้มเป็นฟังก์ชันโพลิโนเมียลดีกรี 2 ดังแสดงในรูปที่ ค.5 และมีแนวโน้มลดลงจากโคนใบพัดไปยังปลายใบสอดคล้องกับกังหันลม NREL Phase VI แต่แตกต่าง ตรงปลายใบที่อาจเป็นเพราะปลายใบไม่บิดทำให้ได้มุมปะทะน้อย

ตารางที่ ค.1 มุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall ในแต่ละหน้าตัดของกังหันลม

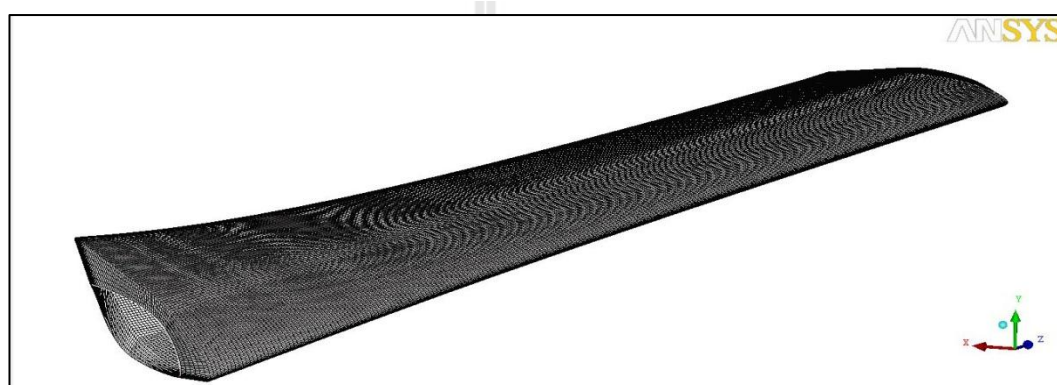
NREL Phase II

angle \ Span	$\alpha_{C_{l,max}}$ [deg]		$\frac{\alpha_{C_{l,max}-3D}}{\alpha_{C_{l,max}-2D}}$	α_{stall} [deg]		$\frac{\alpha_{stall-3D}}{\alpha_{stall-2D}}$
	2D	3D		2D	3D	
0.3	17.2	36.6	2.13	21.5	48.5	2.26
0.47	17.2	21	1.22	21.5	31	1.44
0.63	17.2	22	1.28	21.5	30	1.40
0.8	17.2	12	0.70	21.5	17.2	0.80
0.95	17.2	11.2	0.65	21.5	18.5	0.86

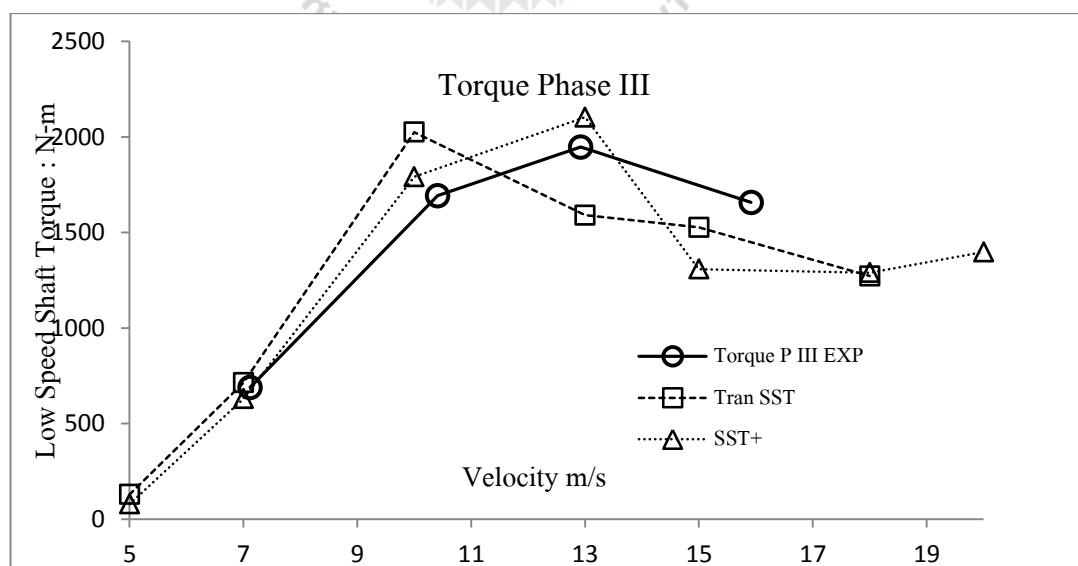


รูปที่ ค.5 แสดงแนวโน้มอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และเกิด full stall ของกังหันลม NREL Phase II

กังหันลม NREL Phase III เป็นกังหันลมที่พัฒนามาจาก Phase II อีกที โดยมีการปรับปรุงใบกังหันให้เป็นแบบใบบิด เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการรับลม แต่ยังมีขนาดความโตใบคงที่ตลอดทั้งใบ โดยใช้แพนอากาศรุ่นเดียวกันคือ S809 ตลอดทั้งใบดังแสดงในรูปที่ ค.6 และได้ผลการคำนวณแรงบิดในรูปที่ ค.7 จะเห็นว่าแบบจำลองความปั่นป่วน SST+ ให้ความแม่นยำกว่าแบบจำลอง Transition SST และมีแนวโน้มของกราฟที่สอดคล้องกับข้อมูลการวัดเป็นอย่างดี ขณะที่แบบจำลอง Transition SST ให้ผลการจำลองที่ค่อนข้างผิดไปจากการวัดมาก แต่มีแนวโน้มแม่นยำขึ้นที่ความเร็วลมมากกว่า 15 เมตร/วินาที เป็นต้นไป

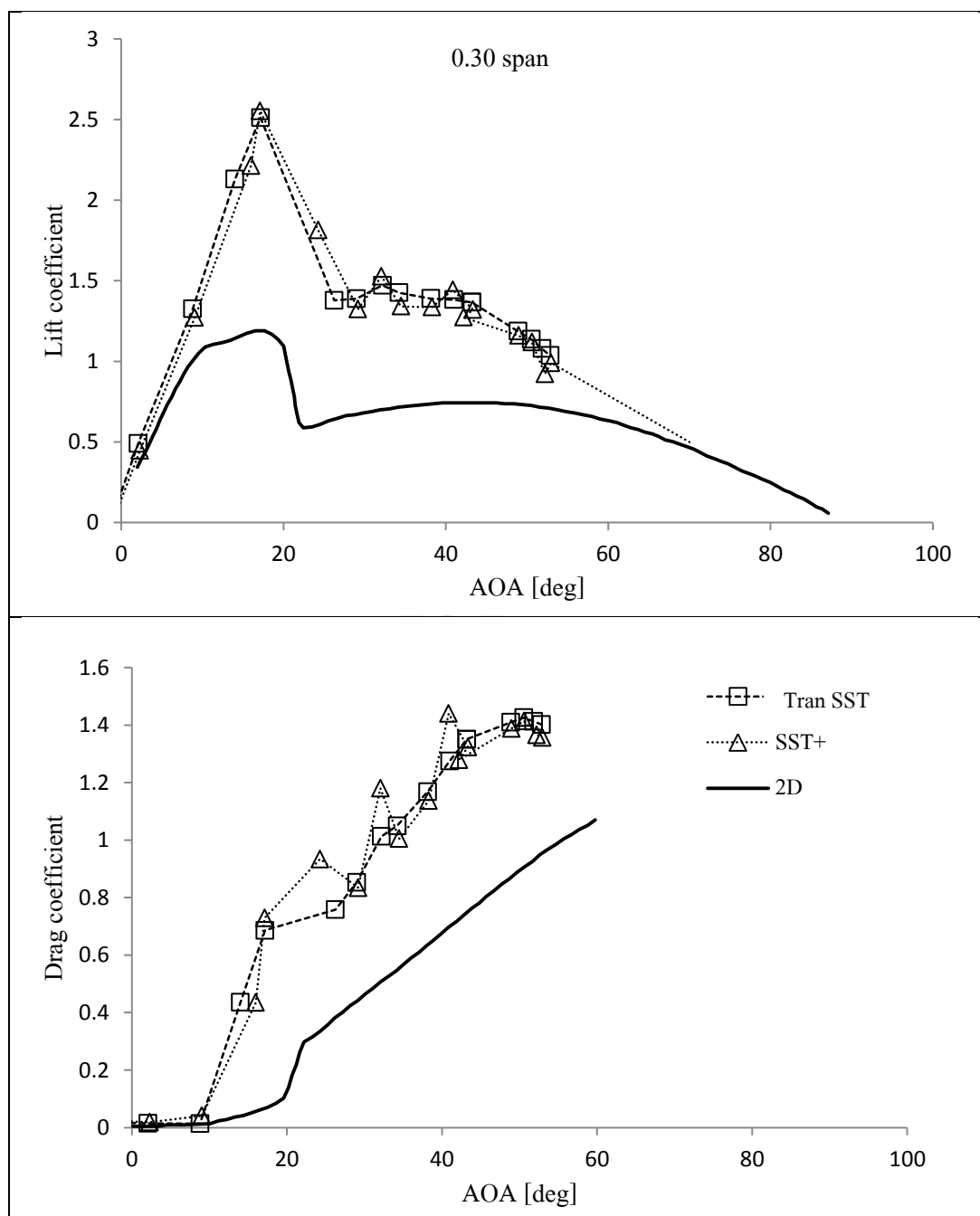


รูปที่ ค.6 กริดโดยรอบกังหันลม NREL Phase III เป็นแบบใบบิดขนาดความโตใบคงที่

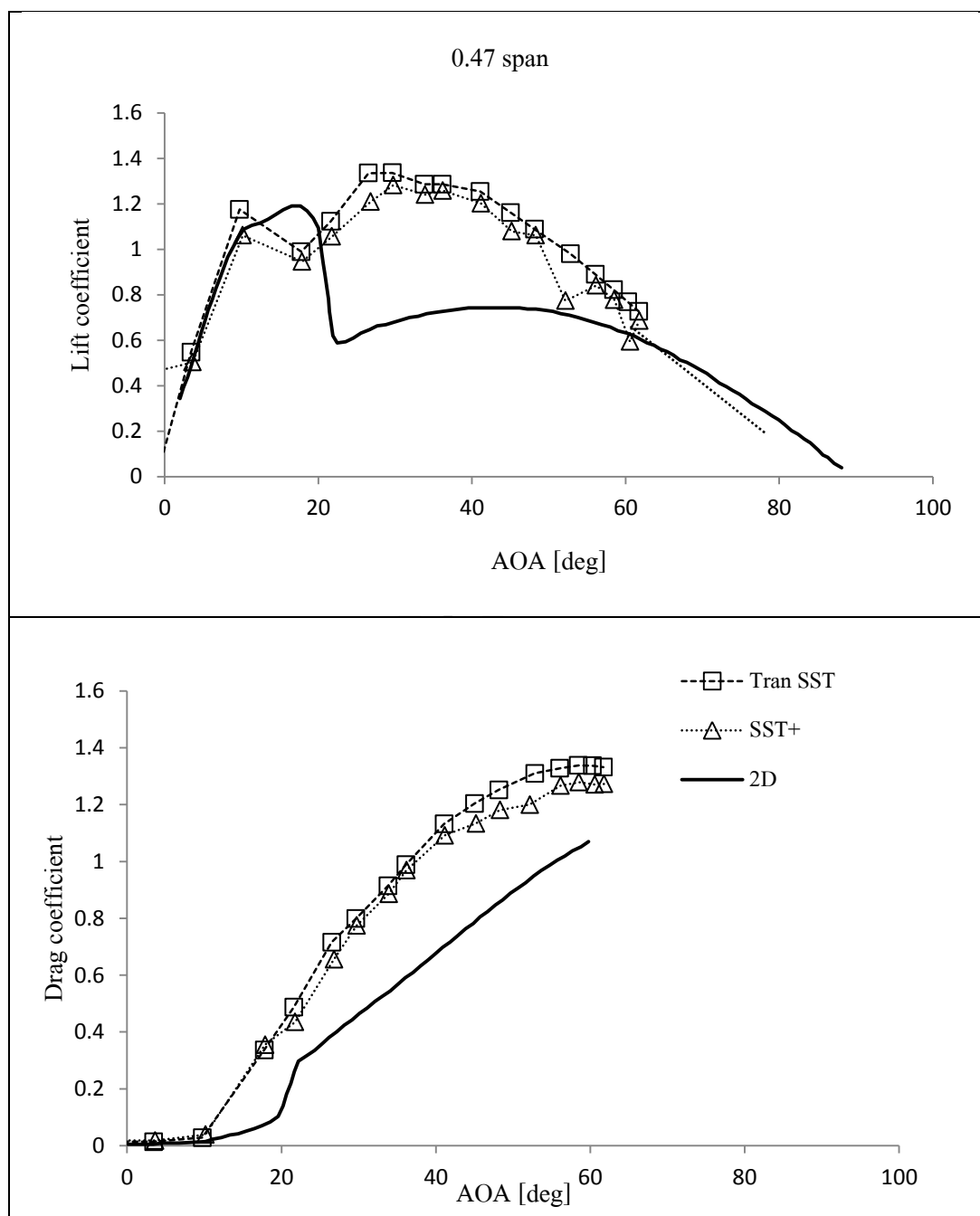


รูปที่ ค.7 ผลการเปรียบเทียบแรงบิด (Low Speed Shaft Torque) ของกังหันลม NREL Phase III

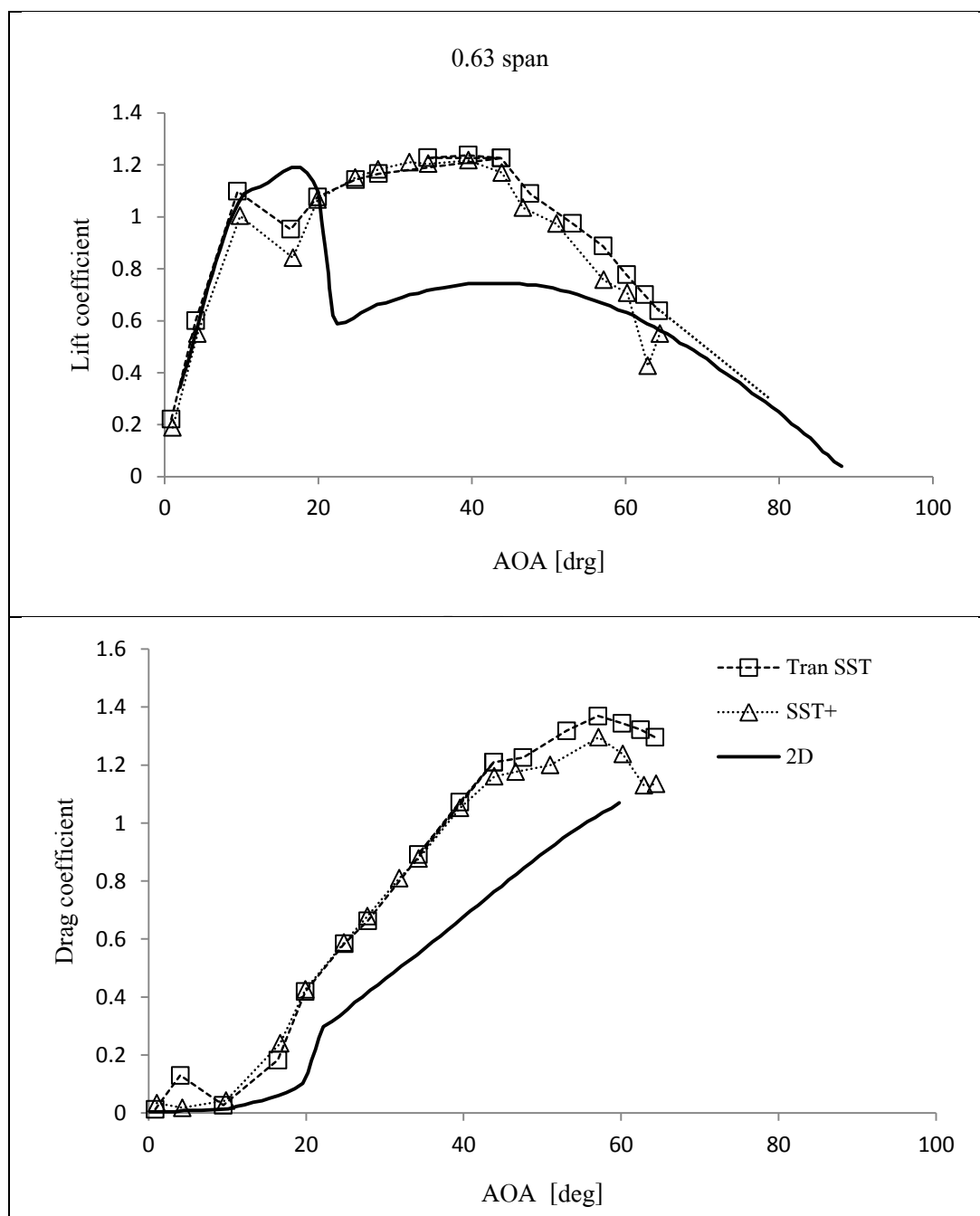
ผลการจำลองหาแนวโน้มของแบบจำลองความปั่นป่วนด้วย CFD ของกังหันลม NREL Phase III จากแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสองแบบที่ได้ผ่านการพิสูจน์แล้วว่ามีความแม่นยำในระดับที่ยอมรับได้ มาคำนวณแรงในแต่ละหน้าตัดของกังหันลมที่มุมปะทะสูงแสดงได้ผลดังรูปที่ ค.8 ซึ่งใช้วิธีในการประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM โดยใช้ความเร็วลมชุดเดียวกับที่ใช้กับกังหันลม NREL Phase II และ Phase VI ที่ผ่านมา จะเห็นได้ว่ากราฟแนวโน้มของสัมประสิทธิ์ของแรงยกก็ยังคงมีแนวโน้มที่จะไปบรรจบกับกราฟ ข้อมูลการวัดในสองมิติที่มุม 80 องศาในทุก ๆ หน้าตัดเช่นเดียวกับกังหันทั้งสองแบบที่ผ่านมา ทั้งที่เป็นกังหันลมต่างชนิด มีรูปร่างใบที่ต่างกัน ก็ยังให้ผลการจำลองที่มุมปะทะสูงที่ตรงกัน นั่นแสดงในเห็นว่างังหันลมชนิดอื่น ๆ ก็ย่อมที่จะมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันด้วยเช่นเดียวกัน และนอกจากนี้ยังมีการวิเคราะห์เปรียบเทียบจุดที่เกิดแรงยกสูงสุด และจุดที่เกิด Stall แบบเต็มใบของกังหันลม เพื่อหาแนวโน้มของมุมปะทะของกังหันลมที่จะทำให้ได้แรงยก และจุดที่เกิดการ Stall สูงสุด ข้อมูลดังแสดงในตารางที่ ค.2 และเมื่อนำข้อมูลอัตราส่วนมุมปะทะของกังหันลมที่เกิดแรงยกสูงสุด และมุมปะทะที่ทำให้เกิด Full Stall กราฟที่ได้ก็เป็นโพลีโนเมียล ที่มีค่าลดลงจากโคนใบไปยังปลายใบดังแสดงในรูปที่ ค.9 และกราฟอัตราส่วนมุมปะทะที่เกิด Full Stall จะมีแนวโน้มที่สูงกว่ากราฟอัตราส่วนมุมปะทะที่เกิด แรงยกสูงสุดตลอดทั้งใบด้วย นั่นก็แสดงให้เห็นถึงอิทธิพลของการเกิด Stall-Delay นั่นเองที่ส่งผลทำให้กังหันลมเกิด Stall ได้ช้า



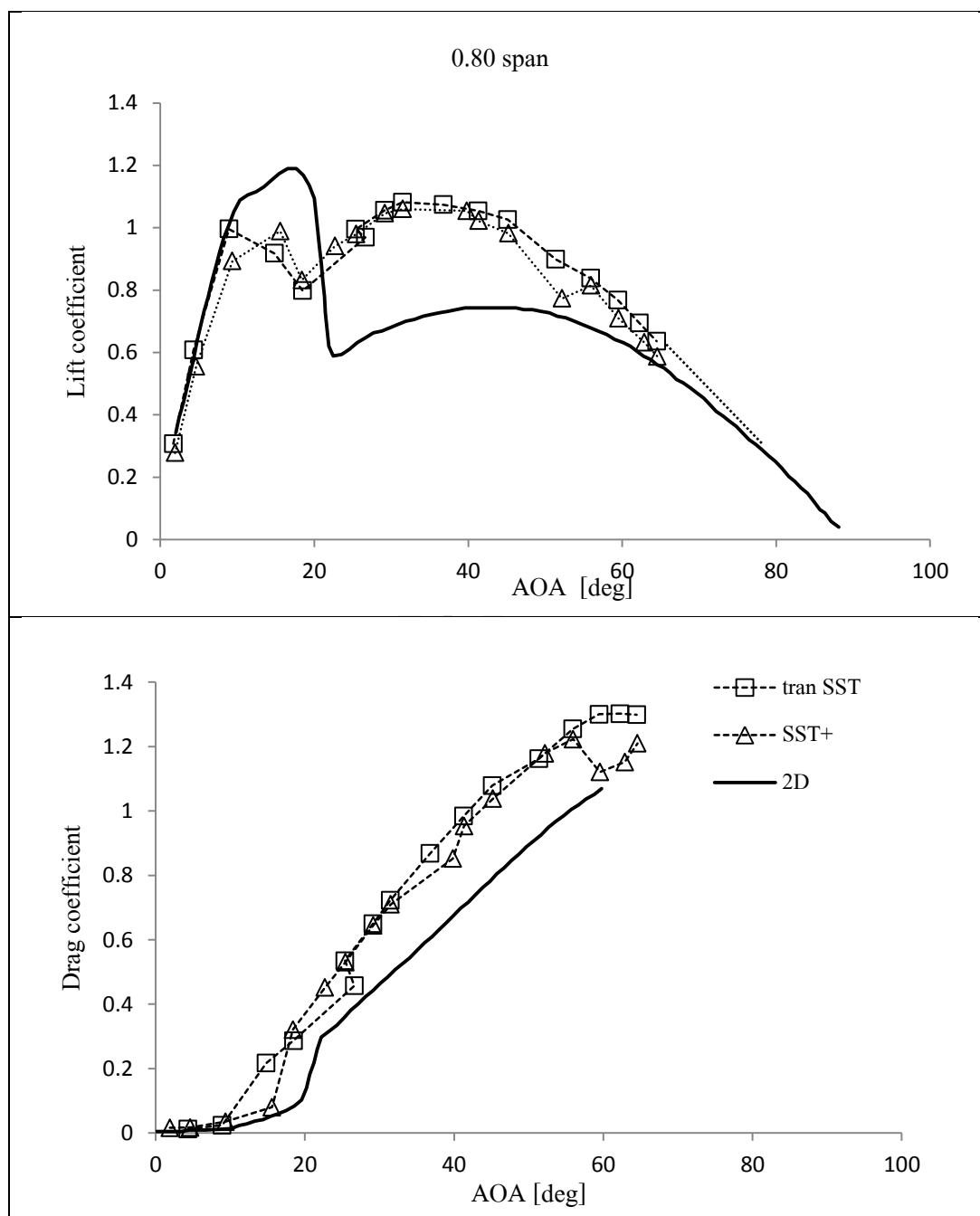
รูปที่ 8.8 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase III



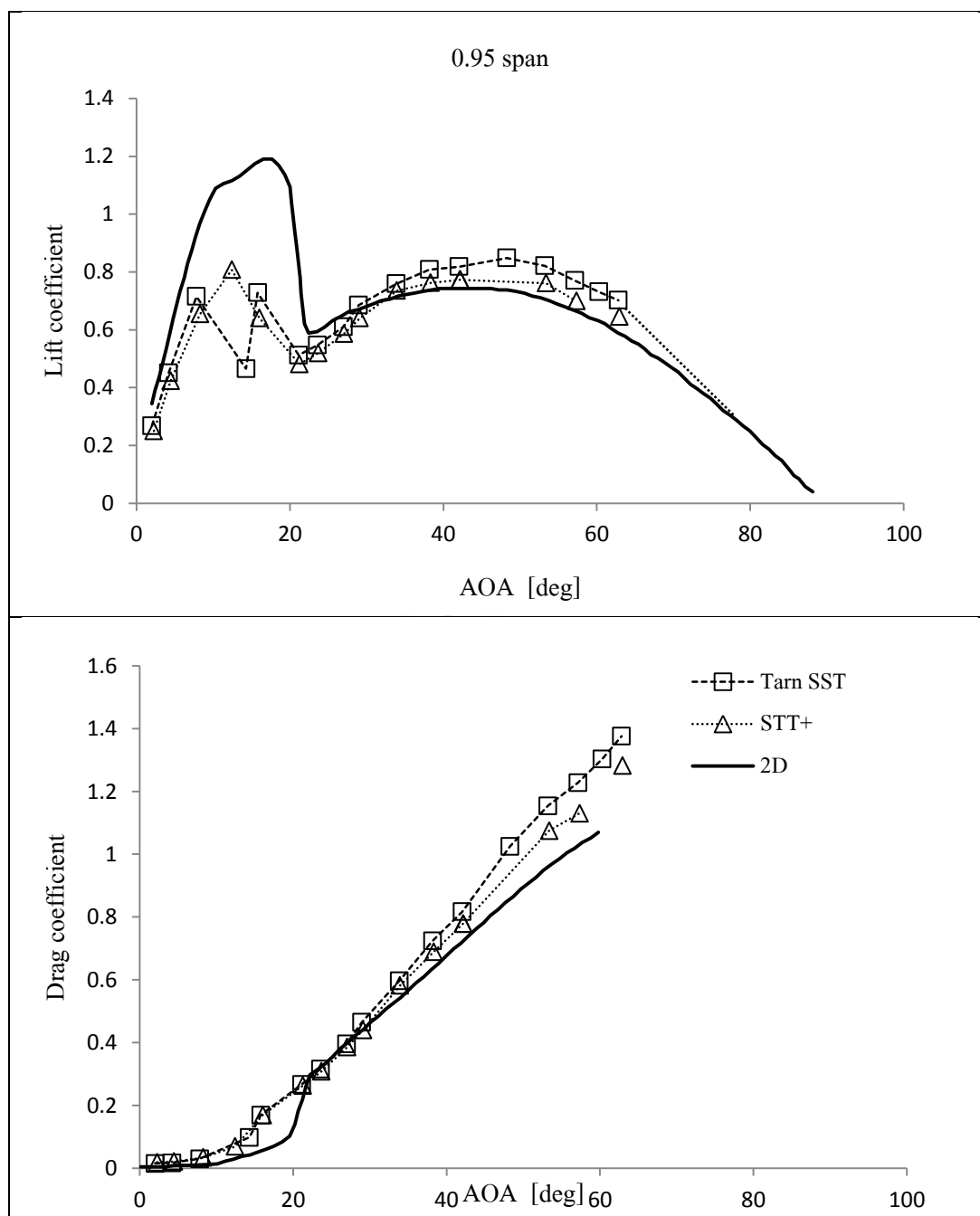
รูปที่ ค.8 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase III (ต่อ)



รูปที่ ค.8 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase III (ต่อ)



รูปที่ ๘.8 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase III (ต่อ)

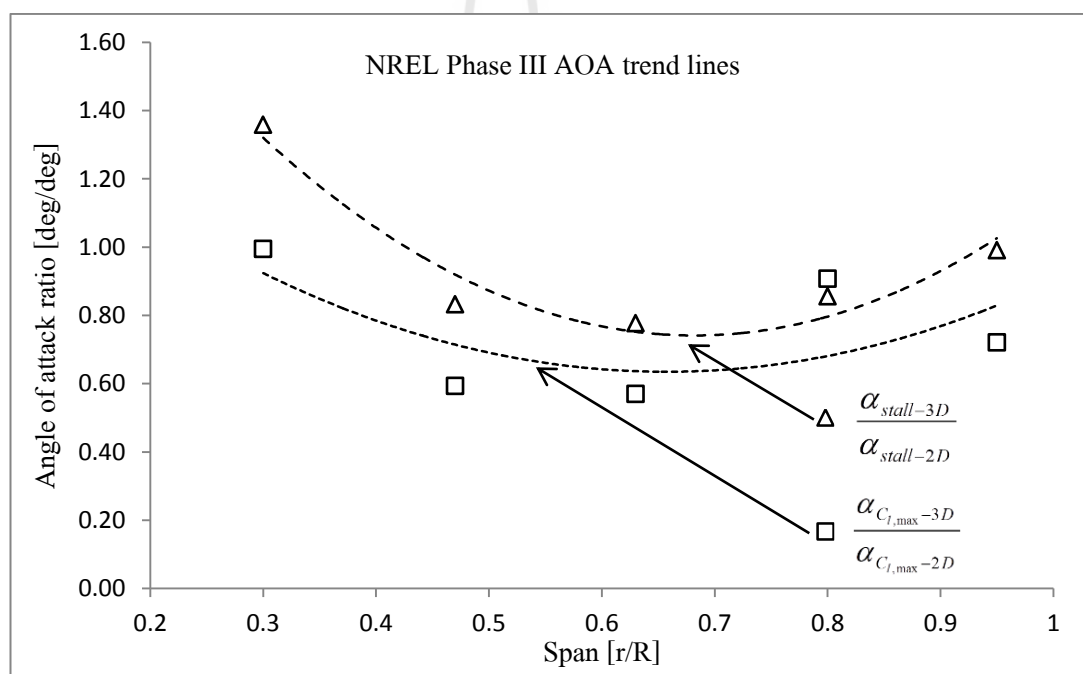


รูปที่ ๘.๘ เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะ ด้วยวิธี inverse BEM ของใบพัดกังหันลม NREL Phase III (ต่อ)

ตารางที่ ค.2 มุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุดและ Stall ในแต่ละหน้าตัดของกังหันลม

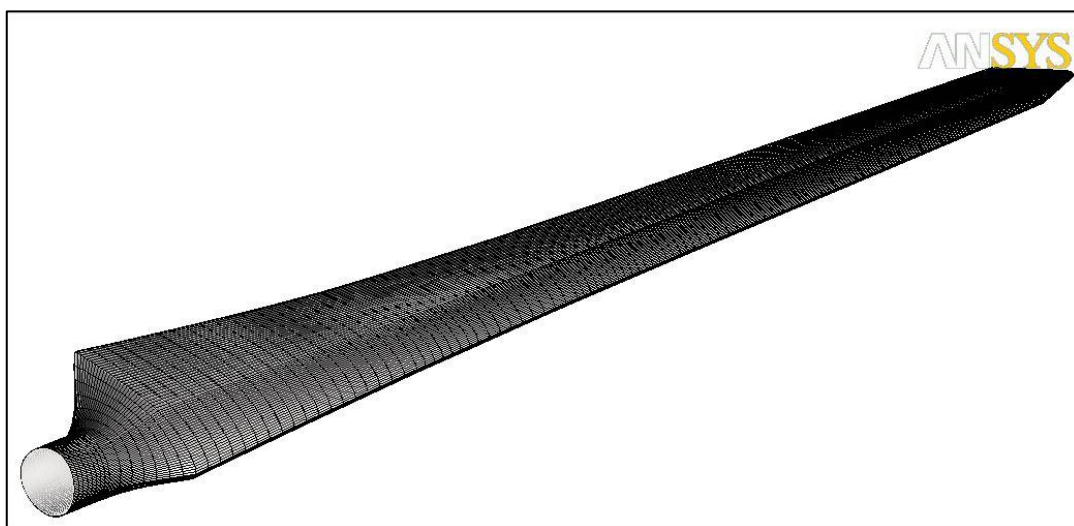
NREL Phase III

angle \ Span	$\alpha_{C_{l,max}}$ [deg]		$\frac{\alpha_{C_{l,max}-3D}}{\alpha_{C_{l,max}-2D}}$	α_{stall} [deg]		$\frac{\alpha_{stall-3D}}{\alpha_{stall-2D}}$
	2D	3D		2D	3D	
0.3	17.2	17.1	0.99	21.5	29.2	1.36
0.47	17.2	10.2	0.59	21.5	17.9	0.83
0.63	17.2	9.8	0.57	21.5	16.7	0.78
0.8	17.2	15.6	0.91	21.5	18.4	0.86
0.95	17.2	12.4	0.72	21.5	21.3	0.99

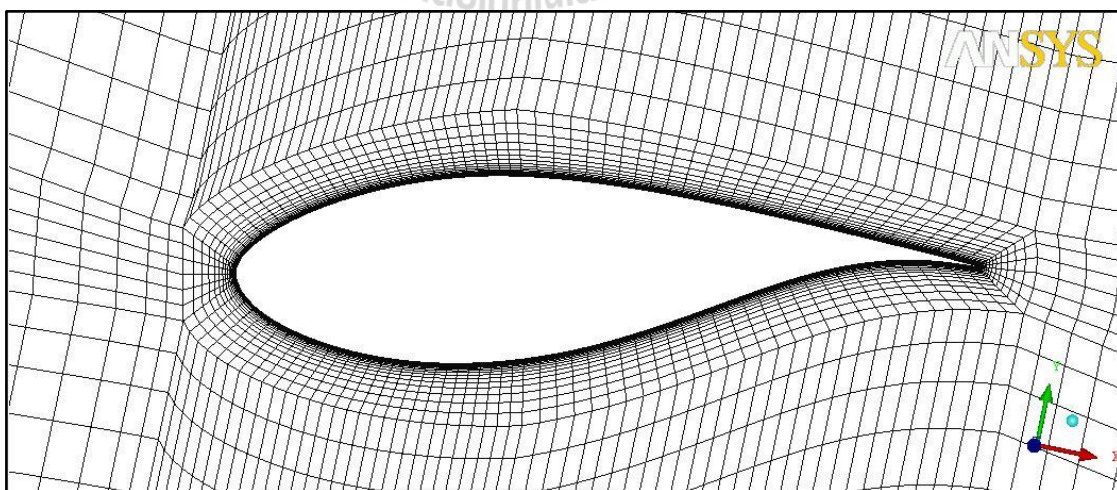


รูปที่ ค.9 แสดงแนวโน้มอัตราส่วนของมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกสูงสุด และเกิด full stall ของกังหันลม NREL Phase III

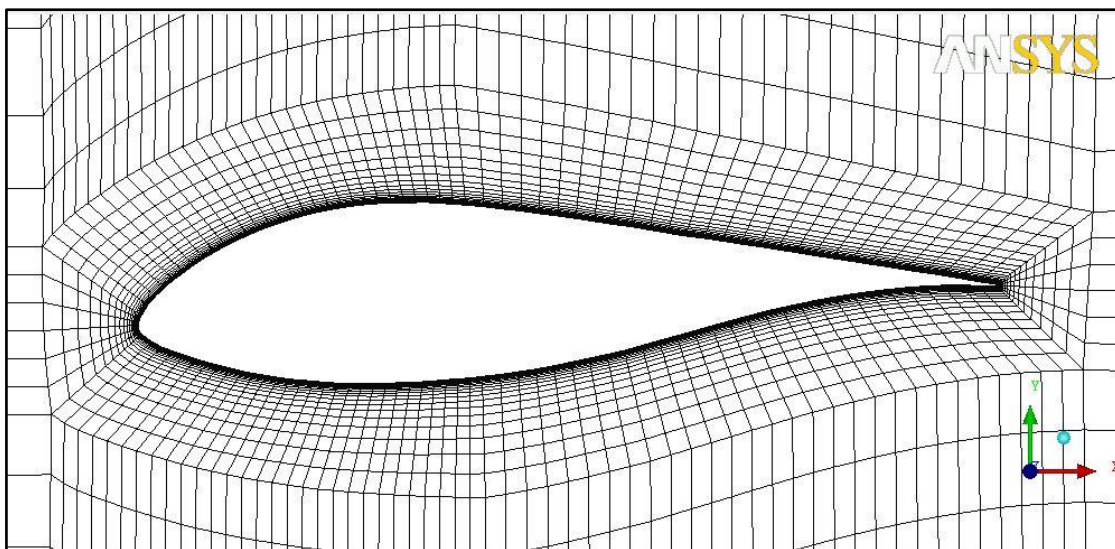
กังหันลม MEXICO rotor (เสมือน) เนื่องจากว่า กังหันลมชนิดนี้ออกแบบมาจากแพนอากาศ 3 ชนิด ได้แก่ DU91-W2-250, RISOE A21 และ NACA 64418 แต่เนื่องจากว่า แพนอากาศรุ่น RISOE A21 ไม่มีการเปิดเผย มีเพียงรูปภาพเท่านั้น ผู้วิจัยจึงได้อาศัยการวาดแพนอากาศจากรูปที่พอจะหาได้ นำมาสร้างเป็นกังหันลม MEXICO rotor เสมือนรุ่นนี้ขึ้นมาเพื่อจำลองหาหาแนวโน้มพฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ว่ามีความสอดคล้องกับผลการจำลองของกังหันลม Phase VI หรือไม่



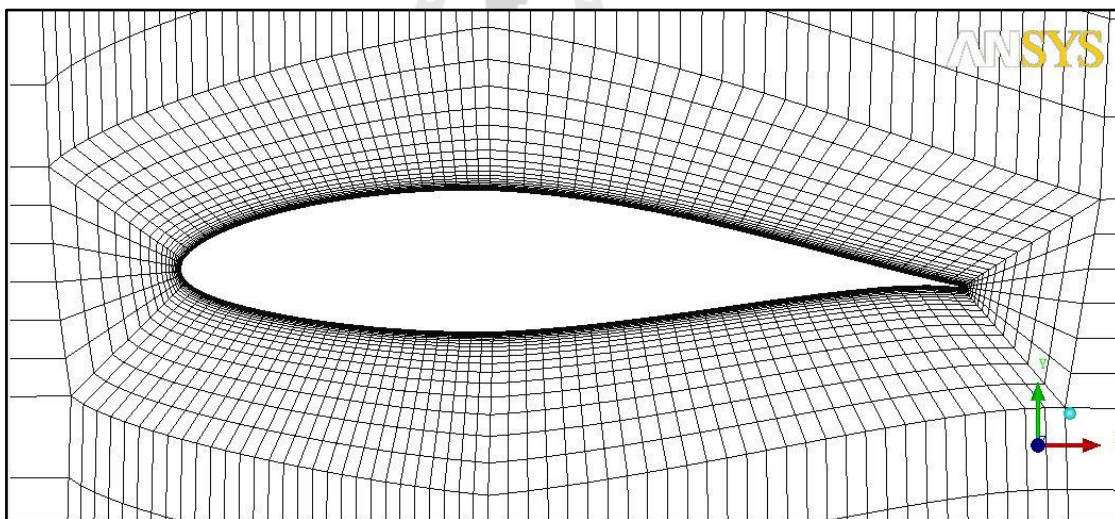
รูปที่ ค.10 รูปร่างของใบพัดกังหันลม MEXICO rotor เสมือนความยาว 2.25m. แบบ 3 ใบพัด



รูปที่ ค.11 กริดรอบผิวใบที่หน้าตัด 0.25R ของแพนอากาศรุ่น DU91-W2-250

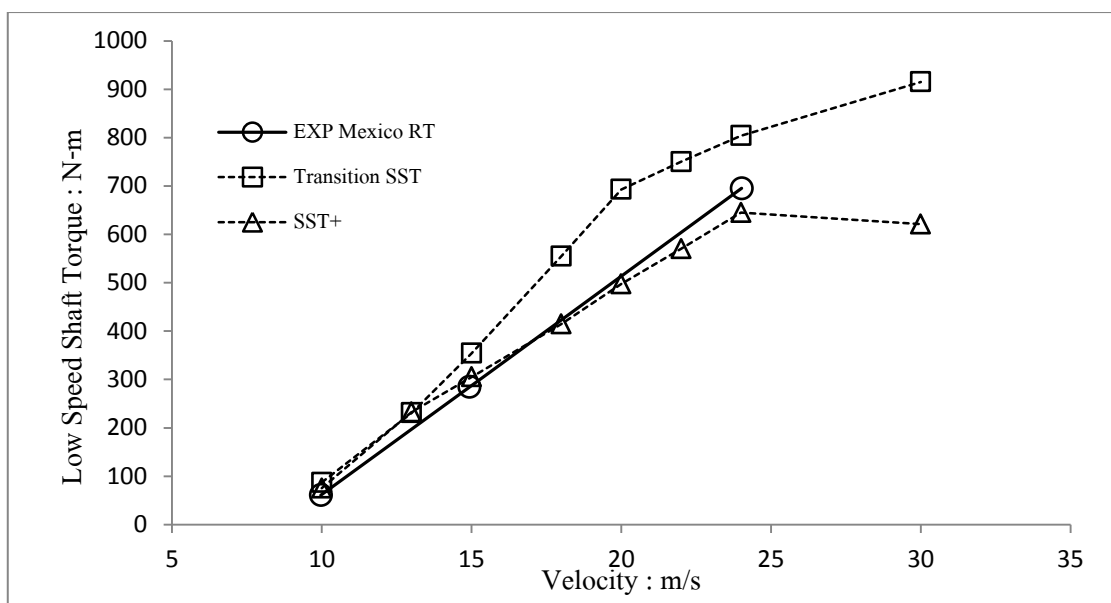


รูปที่ ค.12 กริดรอบผิวใบที่หน้าตัด 0.60R ของแพนอากาศรุ่น RISOE A21 (เสมือน)

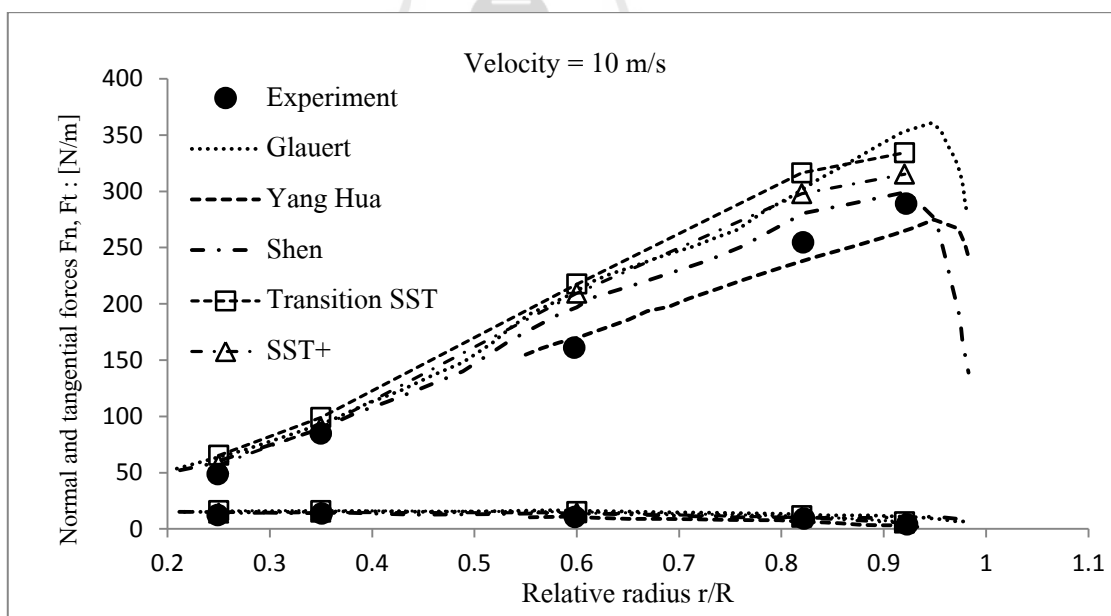


รูปที่ ค.13 กริดรอบผิวใบที่หน้าตัด 0.92R ของแพนอากาศรุ่น NACA 64418

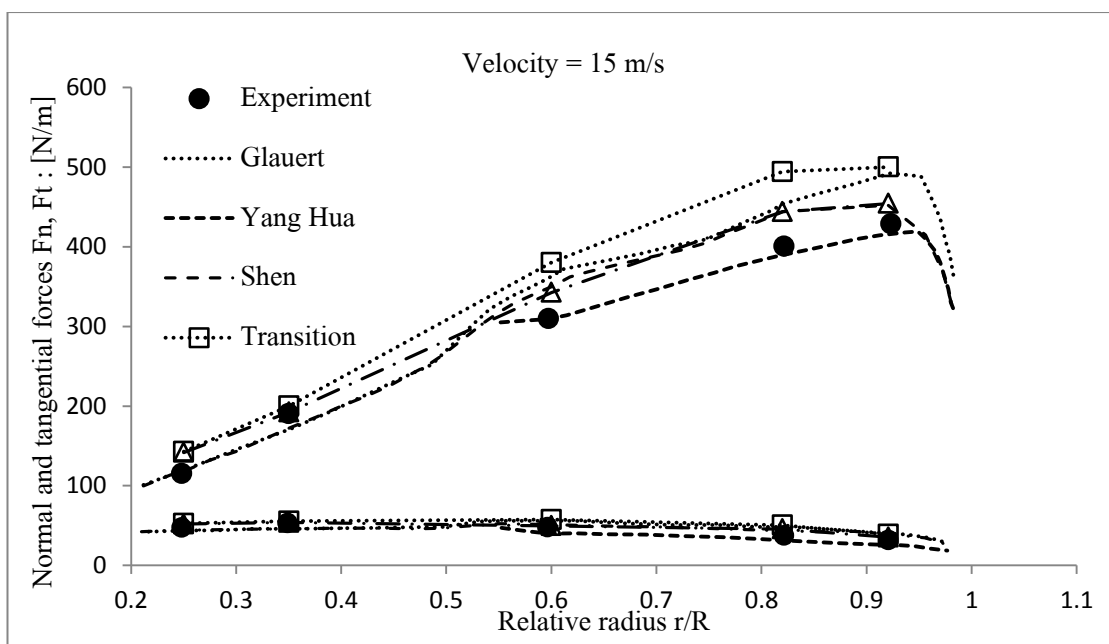
จากผลการจำลองกังหันลม MEXICO rotor โดยเปรียบเทียบแรงบิดระหว่างข้อมูลการวัดกับผลการจำลองจาก CFD ได้ผลแสดงดังรูปที่ ค.12 จะเห็นว่าแบบจำลองความปั่นป่วน SST+ มีความแม่นยำกว่าแบบจำลอง Transition SST ในทุกช่วงการวัด



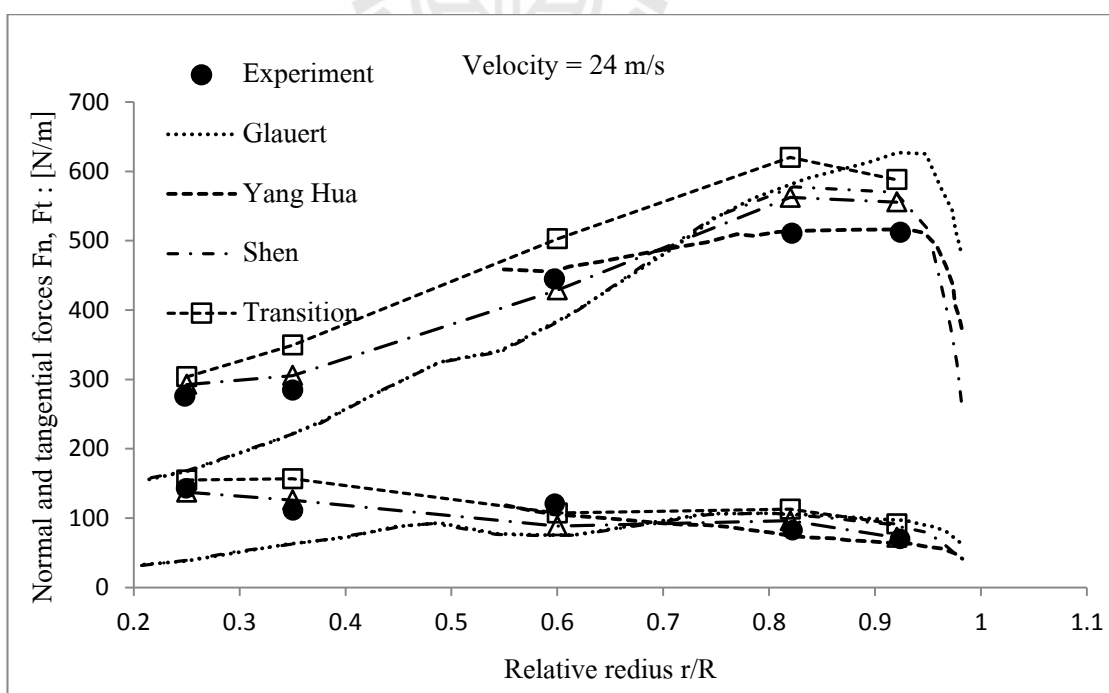
รูปที่ ค.14 เปรียบเทียบแรงบิด (Low Speed Shaft Torque) ของกังหันลม MEXICO rotor



รูปที่ ค.15 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงตามแนวใบกังหันลม MEXICO rotor ที่ความเร็วลม 10 m/s

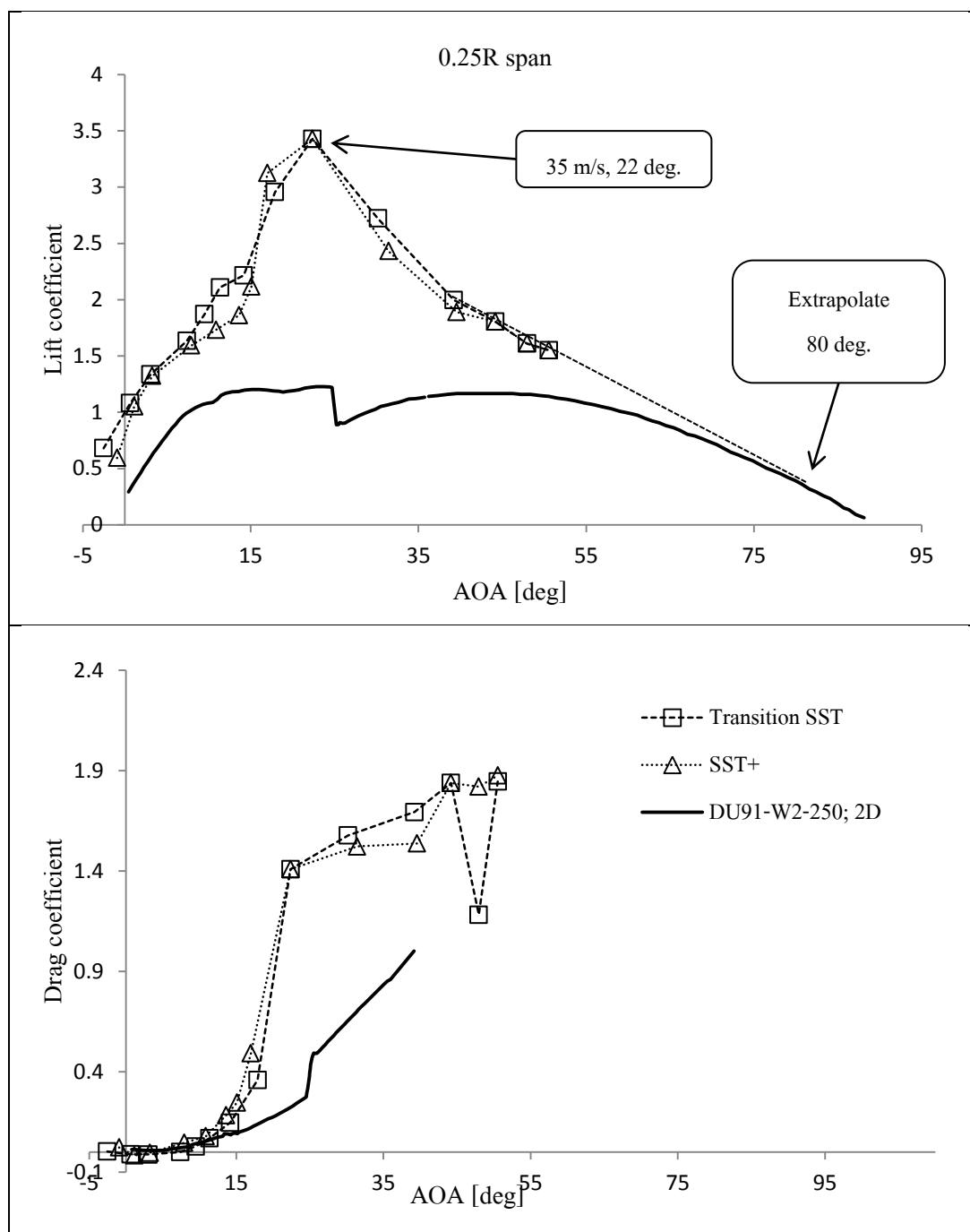


รูปที่ ค.16 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงตามแนวใบกังหันลม MEXICO rotor ที่ความเร็วลม 15 m/s



รูปที่ ค.17 เปรียบเทียบผลการคำนวณแรงตามแนวใบกังหันลม MEXICO rotor ความเร็วลม 24 m/s

เมื่อพิจารณาเปรียบเทียบผลของการกระจายตัวของแรงตลอดแนวยาวของใบพัด แสดงในรูปที่ ค.15-ค.17 ก็จะเห็นได้อย่างชัดเจนว่า แบบจำลอง SST+ มีการกระจายตัวของแรงดันที่สอดคล้องกับข้อมูลการวัดมากกว่า แบบจำลอง Transition SST ทั้ง 3 ค่าความเร็วลมที่พิจารณาได้แก่ 10 15 และ 24 เมตร/วินาที ซึ่งแบบจำลอง Transition SST จะคำนวณแรงสูงกว่าค่าความเป็นจริงอยู่มาก ดังนั้นจากผลการจำลองดังกล่าวนี้ จึงสามารถสรุปได้ว่าแบบจำลอง SST+ ให้ความแม่นยำมากกว่าแบบจำลอง Transition SST เช่นเดียวกัน และเมื่อพิจารณาข้อมูลการจำลองที่ยังมีความคลาดเคลื่อน อาจกล่าวได้ว่าแบบจำลองนี้เป็นเพียงแบบจำลองเสมือนของกังหันลม MEXICO rotor เพราะผู้วิจัยเองไม่มีแผนอากาศของรุ่น RISOE A21 ที่ถูกต้อง อาศัยแต่เพียงประมาณจากภาพหน้าตัดของแผนอากาศเท่านั้น แบบจำลองนี้จึงยังมีความผิดพลาดอยู่ อาจเป็นเหตุผลให้ผลการจำลองที่ได้ ออกมายังมีความผิดพลาด คลาดเคลื่อนจากข้อมูลจริงอยู่พอสมควร และเมื่อนำข้อมูลการจำลองมาเทียบกับผลการวัดใน 2 มิติที่มุมปะทะสูง ดังรูปที่ ค.16 จะเห็นว่า แนวโน้มของกราฟก็จะพุ่งเข้าหา มุมปะทะที่ประมาณ 75 องศาเช่นเดียวกัน และมีความสอดคล้องกับผลการจำลองของกังหันลมแบบอื่นๆที่ได้คำนวณมาก่อนหน้านี้อีกด้วยเช่นเดียวกัน จากข้อมูลการจำลองกังหันลมทั้งหมดที่ได้จำลองมา จากงานวิจัยนี้ จึงพอจะมีน้ำหนักที่จะสรุปได้ว่า พฤติกรรม Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ไม่ว่าจะ เป็นกังหันลมชนิดใดก็มีแนวโน้มใกล้เคียงกัน กล่าวคือ กราฟสัมประสิทธิ์ของแรงยก จะมีแนวโน้ม เป็นเส้นตรงที่มุมปะทะสูงกว่า 35 องศาเป็นต้นไป (หน้าตัด น้อยกว่า 0.3R) และกราฟเส้นตรง ดังกล่าวจะมีแนวโน้มที่ไปบรรจบกับข้อมูลการวัดในสองมิติที่มุมปะทะประมาณ 75 องศา และที่ 80 องศาสำหรับหน้าตัดอื่นๆที่มากกว่า 0.3R จากข้อมูลการจำลองที่มุมปะทะสูงนี้จึงสามารถเป็น แนวทางในการนำไปสู่การสร้างแบบจำลอง Stall-Delay ที่ดี สามารถนำไปใช้เป็นข้อมูลในการ ออกแบบกังหันลมได้อย่างแม่นยำมากยิ่งขึ้น และสามารถทำนายพฤติกรรมดังกล่าวได้แม่นยำมากยิ่งขึ้น และนำไปสู่การพัฒนาแบบจำลอง Stall-Delay ที่มีความสมเหตุสมผลต่อไป



รูปที่ ค.18 เปรียบเทียบผลการจำลอง Stall-Delay ที่มุมปะทะสูง ประเมินมุมปะทะด้วยวิธี inverse BEM กิ่งหั่นลม MEXICO rotor

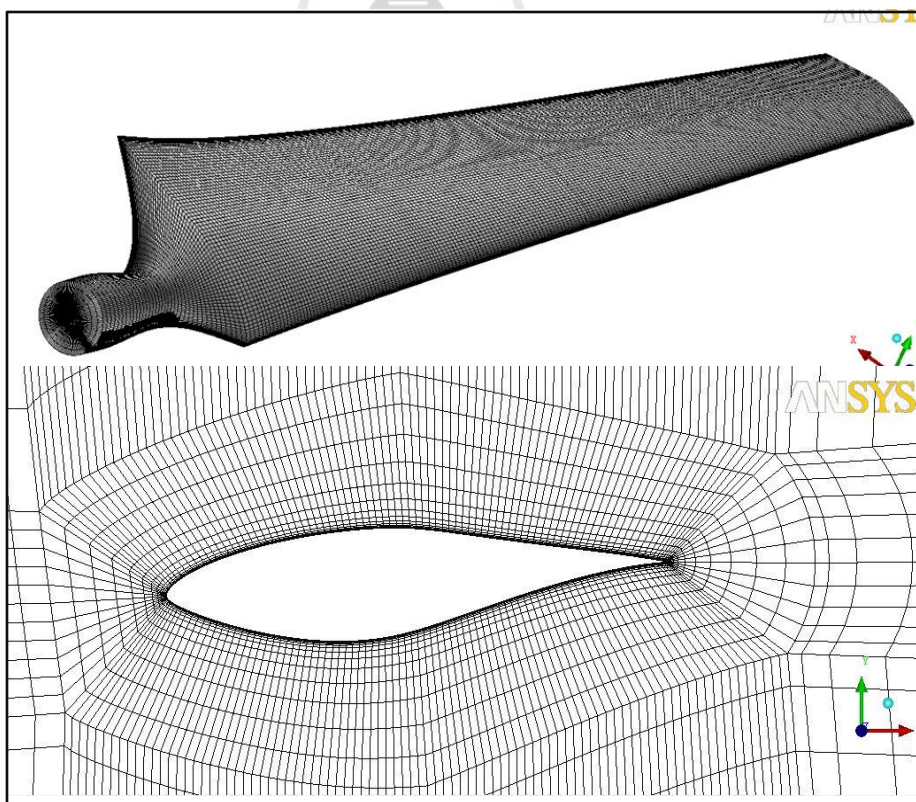


ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

วิธีในการจำลองทาง CFD

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

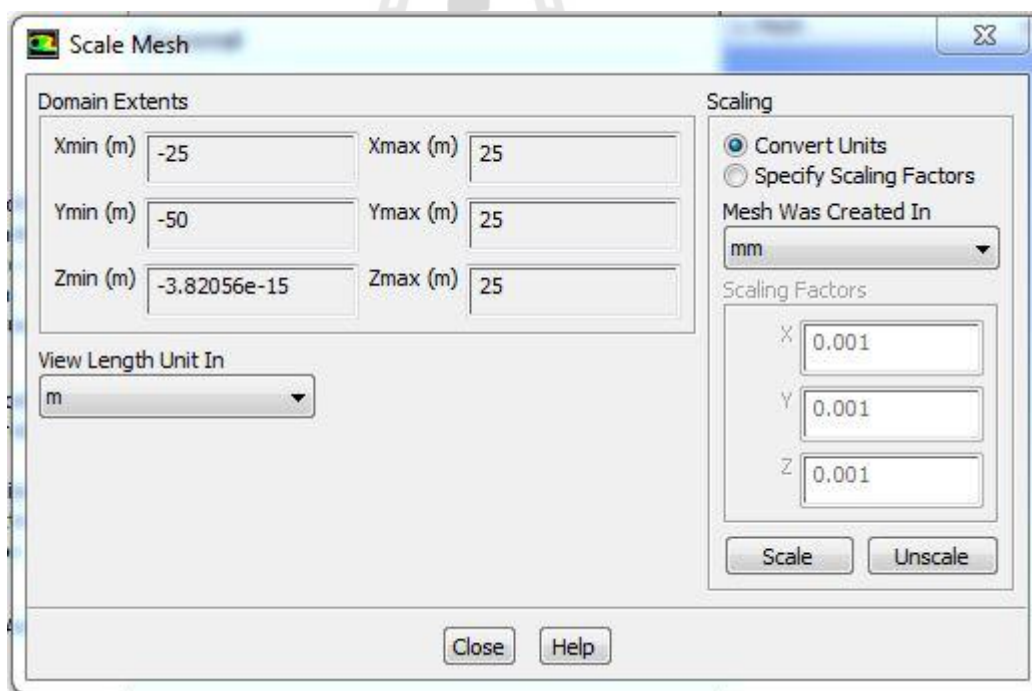
ในบทนี้จะกล่าวถึงขั้นตอนวิธีการจำลองทาง CFD ด้วยโปรแกรม Ansys Fluent ที่ผู้วิจัยใช้ในการจำลองในงานวิจัยนี้ เพื่อเป็นวิทยาทานสำหรับผู้ที่สนใจศึกษาพลศาสตร์ด้านกังหันลมด้วยการจำลองทาง CFD ให้สามารถศึกษา และทดลองทำตามให้ได้ผลการจำลองที่ถูกต้องใกล้เคียงกัน ความแม่นยำในการจำลองทาง CFD นอกจากจะต้องกำหนดเงื่อนไขขอบให้มีความถูกต้องสมจริงแล้ว สิ่งหนึ่งที่มีความสำคัญไม่แพ้กันนั่นก็คือกริดที่ใช้ในการจำลอง ในที่นี้ผู้วิจัยใช้กริดแบบสี่เหลี่ยมทั้งหมด เพราะเป็นกริดที่มีคุณภาพดี มีความแม่นยำมากกว่ากริดอื่นๆ โดยทั่วไปเมื่อใช้จำนวนกริดที่เท่ากัน ควบคุมชั้นขีดผิวให้มีขนาด y^+ ไม่เกิน 5 ตลอดผิวใบกังหันลม ค่า Aspect ratio ของกริดควรมีค่าน้อยๆ ยังมีค่าใกล้ๆ 1 ยิ่งจะดีมาก มุมของกริดจะต้องไม่ต่ำกว่า 20 องศา คุณภาพของกริดโดยรวมจะต้องมีค่าไม่ต่ำกว่า 0.2 กริดที่ผู้วิจัยใช้เป็นกริดแบบควบคุมตามเงื่อนไขที่กล่าวข้างต้น ที่สร้างโดยโปรแกรม ICEM CFD 14.0 ซึ่งเป็นโมดูลหนึ่งที่อยู่ในโปรแกรม Ansys 14.0 โดยในที่นี้จะไม่ขอกล่าวขั้นตอนวิธีในการสร้างกริดเพราะมีวิธีที่สลับซับซ้อนมาก ผู้ที่สนใจสามารถศึกษาได้ด้วยตนเองตามคู่มือของโปรแกรมได้ กริดที่ใช้ใน โปรแกรม fluent จะเป็นกริดที่มีนามสกุลไฟล์เป็น จุดmsh (*.msh) ภาพของกังหันลมที่สร้างกริดมาแล้วแสดงดังรูปที่ ง.1



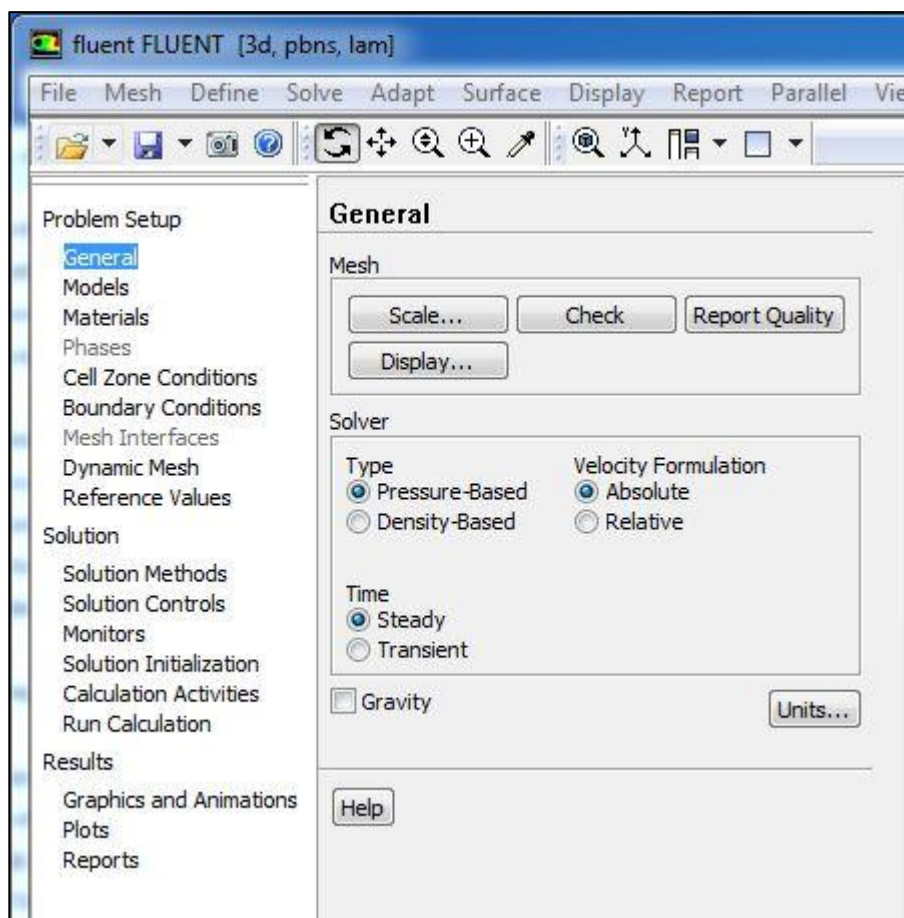
รูปที่ ง.1 กริดโดยรอบผิวใบกังหันลม NREL Phase VI

ในการสร้างกริดของกังหันลมจะสร้างเพียงใบพัดเดียว ไม่ว่ากังหันลมนั้นจะมีกี่ใบพัดก็ตาม เพราะใบพัดแต่ละใบย่อมมีแรงกระทำที่เหมือนกัน จึงใช้การกำหนดค่าเงื่อนไขขอบเป็นแบบ periodic แทน ดังจะกล่าวถึงต่อไป และจะตัดส่วนแกนหมุน (hub) ของกังหันลมออกโดยถือว่ามีผลกระทบน้อยมากต่อการไหลผ่านกังหันลม และเป็นการลดจำนวนกริดโดยไม่จำเป็นอีกด้วย เมื่อได้กริดที่มีคุณภาพดีดังที่ได้กล่าวไว้แล้วต่อไปก็จะเป็นขั้นตอนการอ่านกริดเข้ามาในโปรแกรม

1. เปิดโปรแกรม fluent ขึ้นมา เลือก Dimension เป็นแบบ 3D > กด OK
2. เปิดไฟล์กริดจาก File > Read > Mesh... เลือกไฟล์จาก Folder ที่เก็บไฟล์ดังกล่าวไว้ เมื่อโปรแกรมอ่านเสร็จจะปรากฏรูปกริดของกังหันลมที่จอหลัก
3. ไปที่ Define > General... > Scale... เพื่อกำหนดขนาดขอบเขตกริดในที่นี้เลือกหน่วยเป็น mm. ใน Mesh Was Created In จากนั้นกด Scale > Close ดังรูปที่ ง.2 และเงื่อนไขอื่น ๆ ตามรูปที่ ง.3

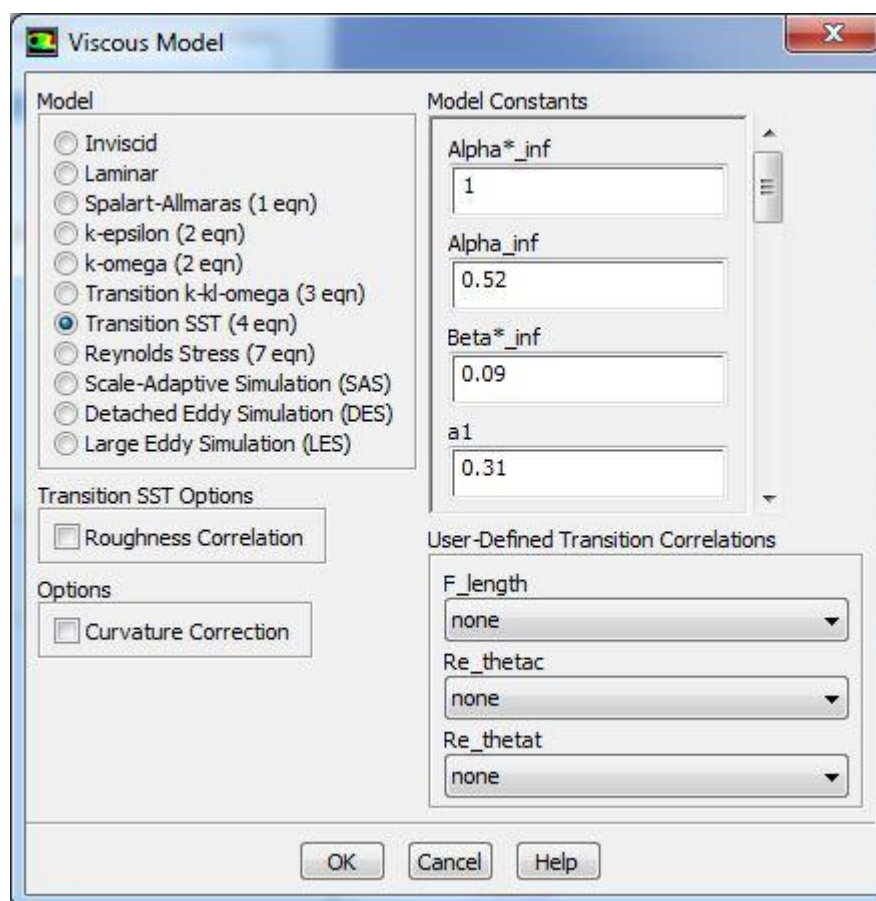


รูปที่ ง.2 ปรับขนาดของขอบเขตกริดให้เท่ากับขนาดจริง



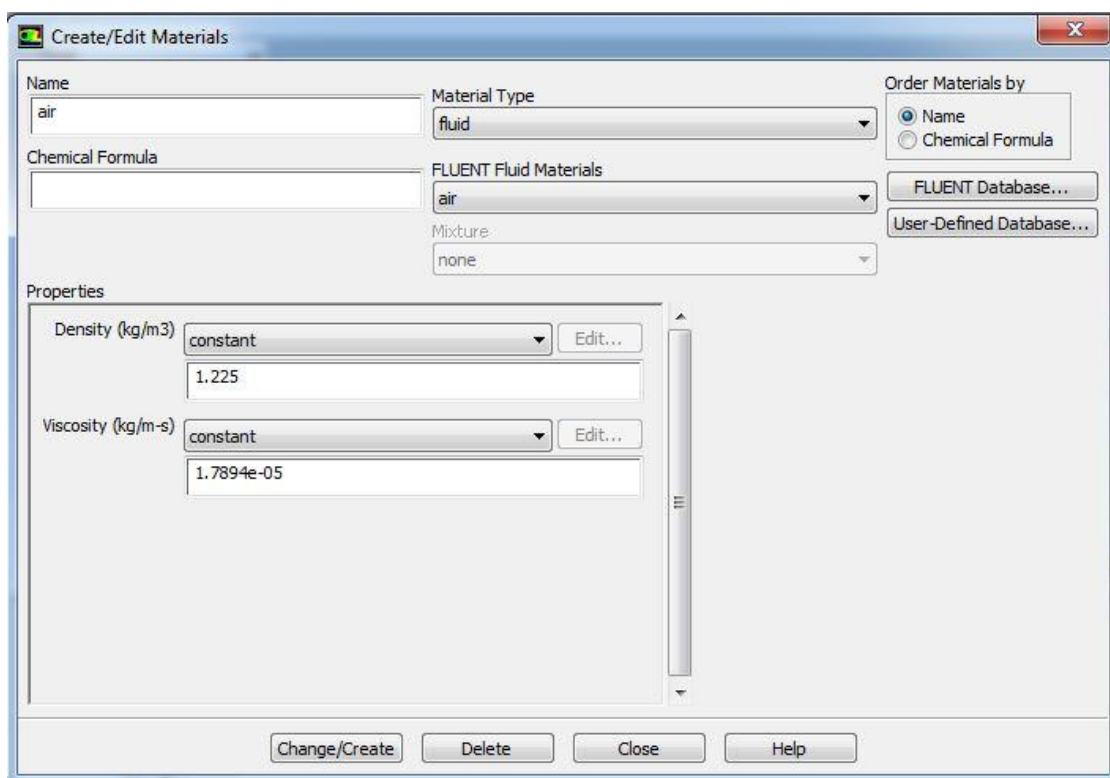
รูปที่ ง.3 การกำหนดเงื่อนไขทั่วไปของโปรแกรม fluent

4. เลือกแท็บ Models > Viscous > Edit...เลือกแบบจำลองความปั่นป่วน Transition SST (4 eqn.) > กด OK (แบบจำลองความปั่นป่วนมีหลายแบบ เลือกใช้ให้เหมาะสมกับงาน) โดยในงานวิจัยนี้ได้พิสูจน์มาแล้วว่า แบบจำลองความปั่นป่วน Transition SST มีแบบจำลองแบบค่าเฉลี่ย Reynolds number (RANS) ที่มีความแม่นยำที่สุด



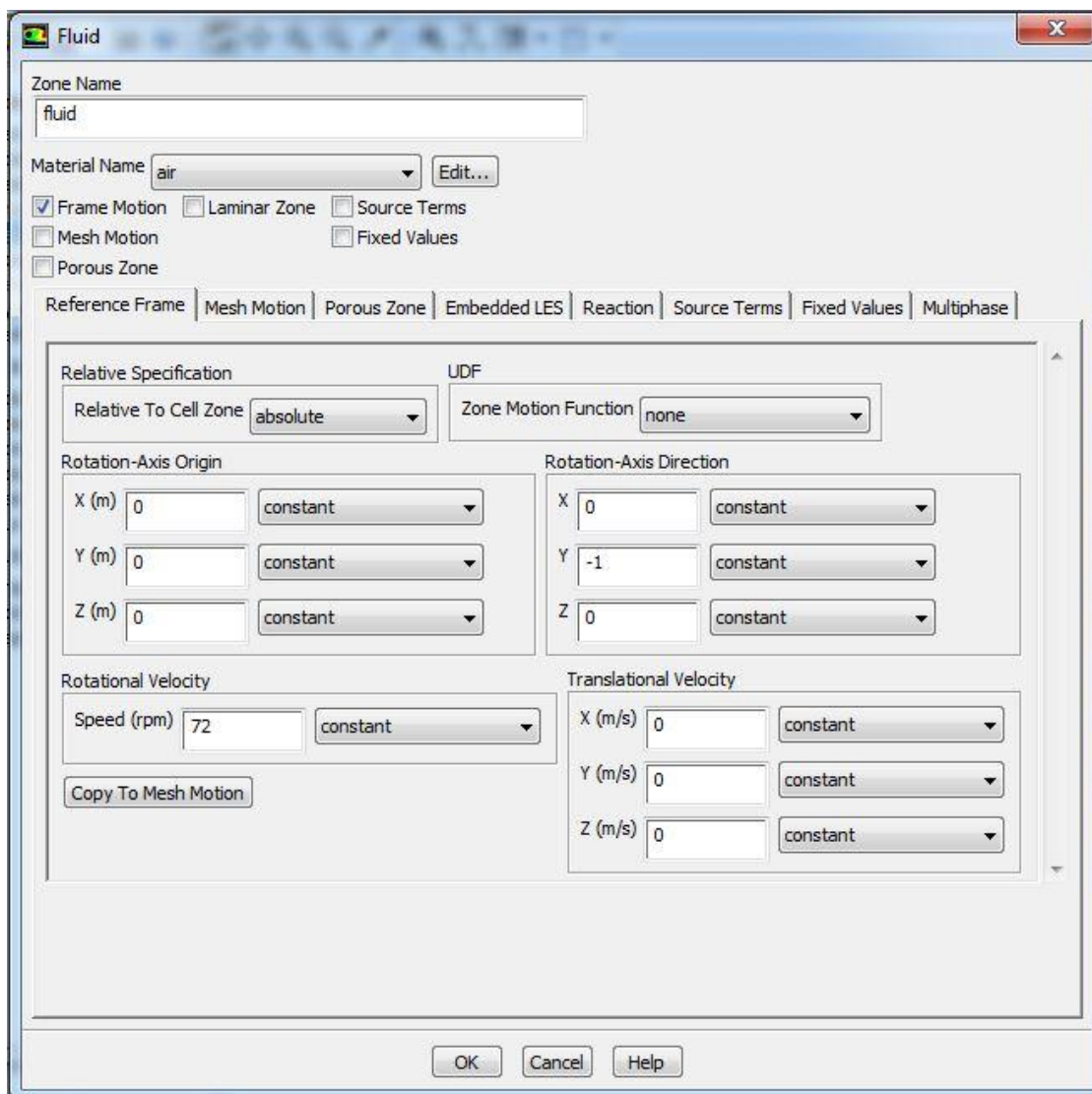
รูปที่ ๓.๔ เลือกชนิดของแบบจำลองความปั่นป่วน

5. เลือกแท็บ Materials > air > Create/Edit... ที่เมนู Properties > Density (kg/m3) เป็นแบบ constant เนื่องจากว่า ในข้อ 3 เลือกการคำนวณ Solver type เป็นแบบ Pressure-based จากนั้นกด Change/Create ดังแสดงในรูปที่ ๓.๕
6. เลือกแท็บ Cell Zone Conditions > fluid > Edit... จะปรากฏหน้าต่างขึ้นมา แล้วเลือก Flame Motion จะปรากฏหน้าต่างขึ้นมาดังรูป ๓.๖ แล้วเลือกจุดหมุน (Rotational-Axis Origin) แกนหมุน (Rotational-Axis Direction) กำหนดความเร็วเชิงมุมของก้านหลม (Rotational Velocity) ข้อมูลที่ใส่เข้าไปนั้นจะต้องสอดคล้องกับข้อมูลแบบจำลองก้านหลมที่สร้างขึ้นมานั้น ในที่นี้เป็นการหมุนรอบจุด (0,0,0) รอบแกน -y หมุนด้วยความเร็วรอบ 72 rpm จากนั้นกด OK



รูปที่ 5.5 กำหนดสมบัติของอากาศ

7. ที่หน้าจอหลักกด Enter หนึ่งครั้ง แล้วพิมพ์ mesh/modify-zones/make-periodic จากนั้นโปรแกรมจะถาม Periodic zone [0] ให้ใส่ตัวเลขที่แสดง ID ของพื้นผิวที่จะทำ periodic โดยสามารถดูได้จากแท็บ Boundary Conditions ซึ่งจะเป็นผิวที่ต้องการให้โปรแกรมคำนวณซ้ำแบบเป็นวงรอบ ในที่นี้เป็นเลข 22 แล้วกด Enter จากนั้นโปรแกรมจะถาม Shadow zone [0] ซึ่งเป็นผิวที่ต้องการให้มาต่อกับ periodic zone สามารถดูได้จากแท็บ Boundary Conditions เช่นเดียวกัน ในที่นี้เป็นเลข 23 จากนั้นกด Enter จากนั้นโปรแกรมจะถามว่า Rotational periodic? (if no, translational) [yes] ให้พิมพ์ yes แล้วกด Enter โปรแกรมจะถามอีกว่า Create periodic zones? [yes] ให้พิมพ์ yes แล้วกด Enter ถ้าทำสำเร็จ โปรแกรมจะแสดงผลดังรูปที่ 5.7



รูปที่ ๓.6 กำหนดลักษณะการไหลของอากาศเป็นแบบ Frame Motion และจุดแกนหมุน

```

/mesh/modify-zones>
activate-cell-zone      fuse-face-zones      sep-cell-zone-region
append-mesh            list-zones           sep-face-zone-angle
append-mesh-data       make-periodic        sep-face-zone-face
copy-move-cell-zone    matching-tolerance  sep-face-zone-mark
copy-mrf-to-mesh-motion merge-zones          sep-face-zone-region
create-all-shell-threads mrf-to-sliding-mesh slit-face-zone
deactivate-cell-zone   orient-face-zone     slit-periodic
delete-all-shells    replace-zone         zone-name
delete-cell-zone      sep-cell-zone-mark  zone-type

/mesh/modify-zones> make-periodic
Periodic zone [()] 22
Shadow zone [()] 23
Rotational periodic? (if no, translational) [yes]
Create periodic zones? [yes]

all 2044 faces matched for zones 22 and 23.

zone 23 deleted

created periodic zones.
/mesh/modify-zones> |

```

รูปที่ ง.7 การกำหนดเงื่อนไขขอบเป็นแบบ Periodic

8. ไปที่แท็บ Boundary Conditions > Zone โดยกำหนดชนิดของผิวกั้นกันลมเป็น wall ทั้งหมด กด Edit... ที่แท็บ Momentum เลือก Moving Wall และข้อมูลอื่น ๆ ตามรูปที่ ง.8 เลือกผิวทางเข้า และผิวด้านข้างเป็นแบบ velocity-inlet จากนั้นกด Edit...เลือกความเร็วลมตามแนวแกน y (Y-Velocity (m/s)) ตามที่เราต้องการ และข้อมูลอื่น ๆ ตามรูป ง.9 จากนั้นกด OK เลือกผิวทางออกเป็นแบบ Pressure Outlet และกำหนดค่าอื่น ๆ ตามรูปที่ ง.10

Wall

Zone Name
face_blade_bottom

Adjacent Cell Zone
fluid

Momentum | Thermal | Radiation | Species | DPM | Multiphase | UDS | Wall Film

Wall Motion

Stationary Wall
 Moving Wall

Motion

Relative to Adjacent Cell Zone
 Absolute

Speed (rpm)
0

Rotation-Axis Origin

X (m) 0
Y (m) 0
Z (m) 0

Rotation-Axis Direction

X 0
Y -1
Z 0

Shear Condition

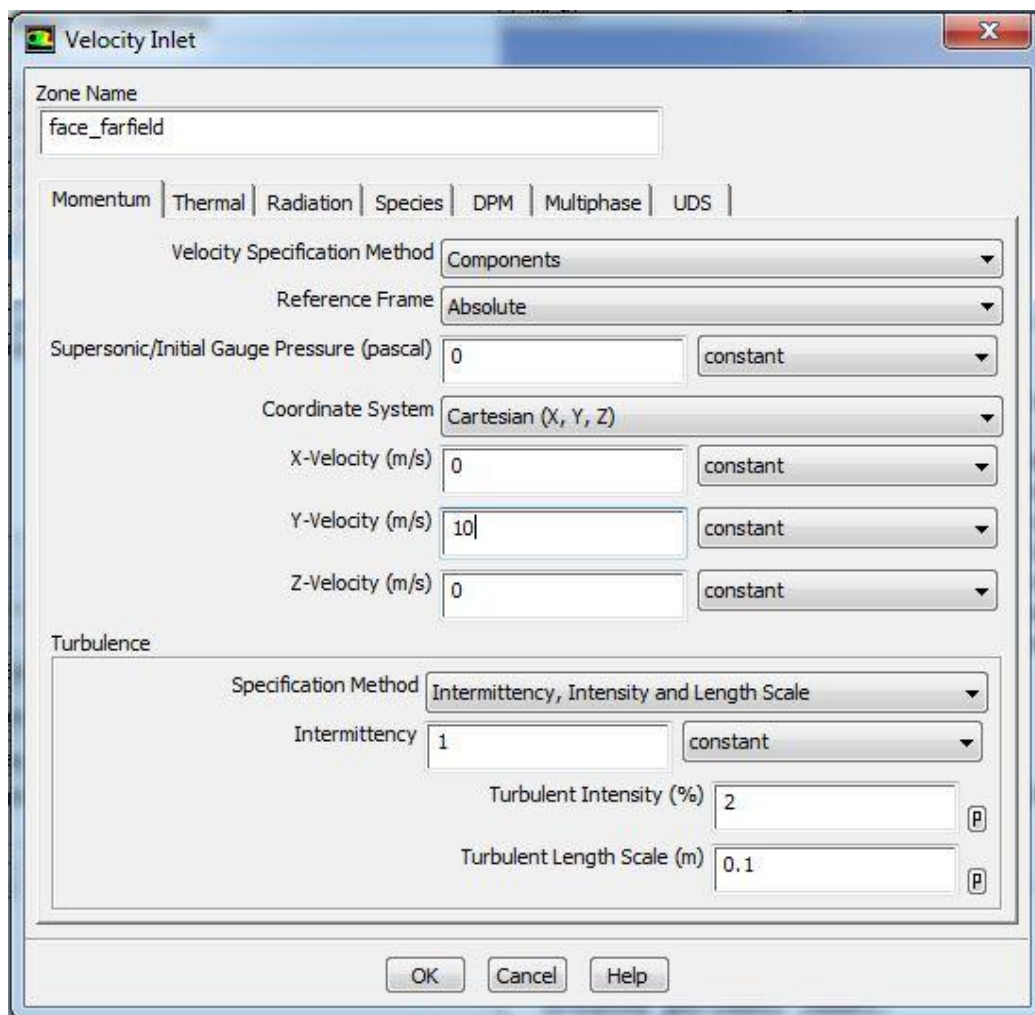
No Slip
 Specified Shear
 Specularity Coefficient
 Marangoni Stress

Wall Roughness

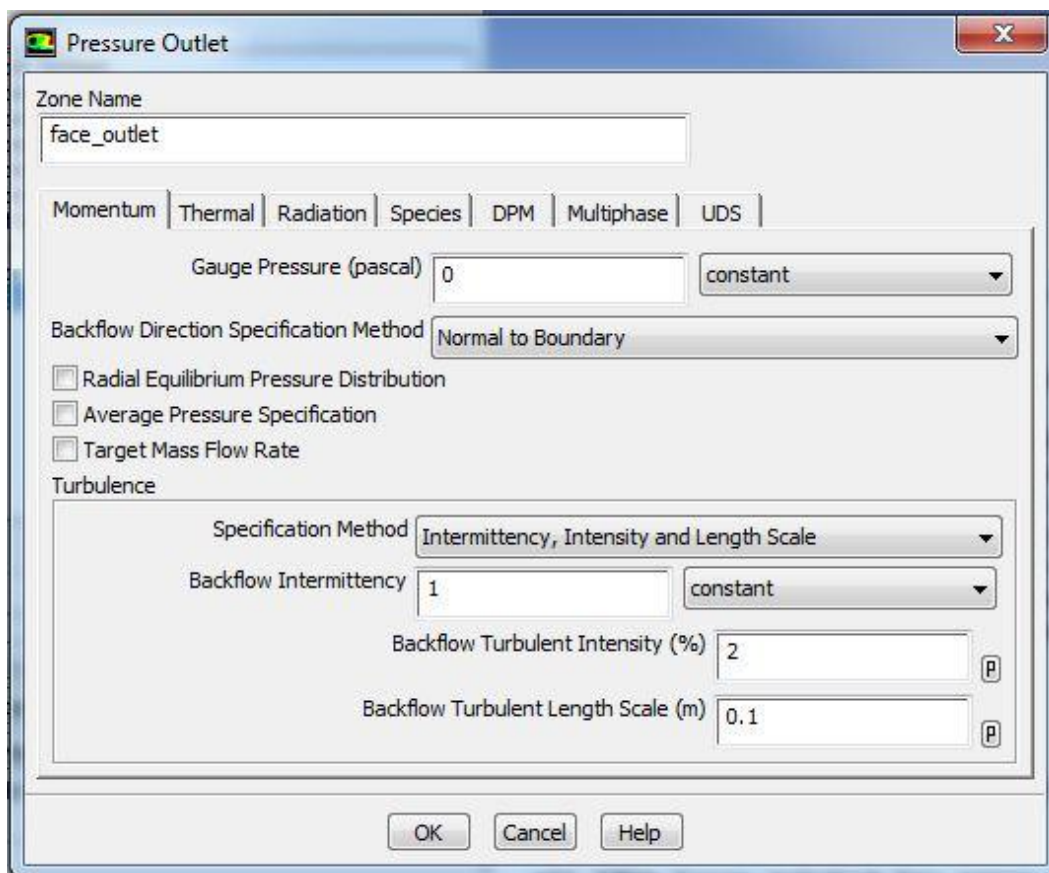
Roughness Height (m) 0 constant
Roughness Constant 0.5 constant

OK Cancel Help

รูปที่ ๗.๘ การกำหนดเงื่อนไขขอบของผิวใบพัด

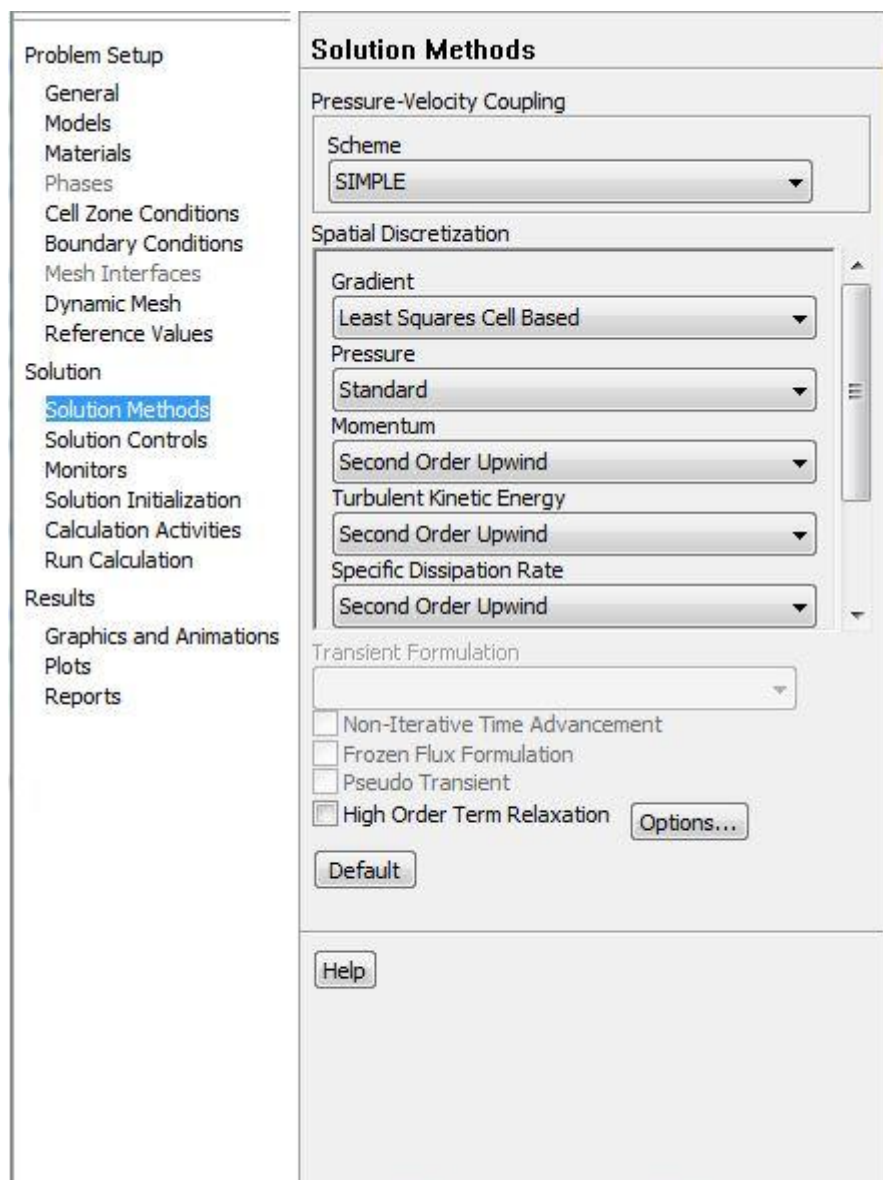


รูปที่ ๙.๙ การกำหนดเงื่อนไขขอบของทางเข้า

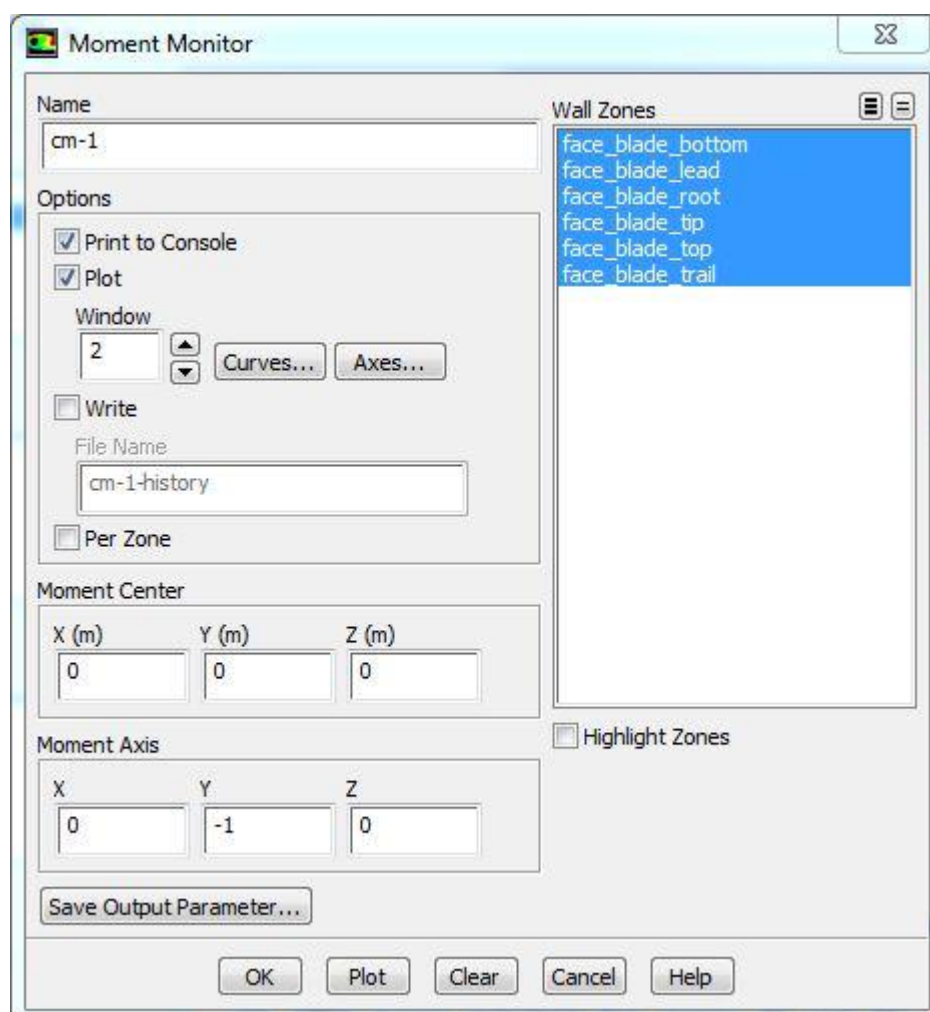


รูปที่ ง.10 การกำหนดเงื่อนไขขอบของทางออก

9. เลือกแถบ Solution Methods กำหนดเงื่อนไขการคำนวณดังรูป ง.11
10. ที่แถบ Solution Controls โปรแกรมจะให้กำหนดค่า Under-relaxation Factors โดยกำหนดเป็นค่าที่น้อยกว่าหนึ่ง เพื่อให้การคำนวณมีเสถียรภาพ
11. แถบ Monitors กด Created > Moment... เลือก Wall Zones ที่เป็นผิวกึ่งหั่นลมทั้งหมด และกำหนดค่าอื่น ๆ ดังรูป ง.12 จากนั้นกด OK



รูปที่ ง.11 กำหนดระดับความแม่นยำของผลเฉลย



รูปที่ ง.12 กำหนดการแสดงผลการคำนวณของโมเมนต์

12. แทบ Solution Initialization เลือก Standard Initialization เลือก Compute from เป็นแบบ all-zones เลือก Reference Frame เป็น Absolute และกำหนดค่าความเร็วเริ่มต้นตามที่ได้กำหนดใน Boundary Condition จากนั้นกด Initialize
13. ที่แทบ Run Calculation เลือกจำนวนรอบที่จะใช้ในการคำนวณ (Number of Iterations) จากนั้นกด Calculated และรอจนกว่าผลการคำนวณจะคำนวณเสร็จสิ้น

หากในระหว่างการคำนวณเกิดการ error หรือเกิดการ Diverse จะต้องทำซ้ำขั้นตอนดังกล่าวมาทั้งหมด และเป็นไปได้ว่า ได้กำหนด ค่า Under-Relaxation Factor มากเกินไป จำเป็นจะต้องลดค่าดังกล่าวลงอีก หากยังไม่สามารถคำนวณได้อีก ให้กลับไปศึกษาคู่มือ User's manual ให้ละเอียดอีกครั้ง



ภาคผนวก จ

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

รายชื่อบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

กัมพล อรนนท์, ชโลธร ธรรมแท้ และ กนต์ธร ชำนิประศาสน์ (2556). พฤติกรรมการไหลที่มุมปะทะสูงผ่านกั้นหันลมชนิด Stall-Regulated. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 27 จังหวัดชลบุรี, 8 หน้า



CST-2006

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27
16-18 ตุลาคม 2556 พัทยา จังหวัดชลบุรี

พฤติกรรมการไหลที่มุมปะทะสูงผ่านกังหันลมชนิด Stall-Regulated
Behavior of flow at high angle of attack through stall-regulated wind turbines

กัมพล อรนนท์¹, ชโลธร ธรรมแท้* และ กนต์ธร ชำนิประศาสน์¹

¹ สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อ.เมือง จ.นครราชสีมา 30000
*ติดต่อ: chalothorn@sut.ac.th, เบอร์โทรศัพท์ 0-4422-4556, เบอร์โทรสาร 0-4422-4613

บทคัดย่อ

พฤติกรรมการไหลผ่านกังหันลมที่มุมปะทะสูง ยังมีความซับซ้อนอยู่มาก เนื่องจากที่พื้นผิวใบของกังหันลม มีการไหลแบบแยกตัว ในการพัฒนาแบบจำลอง Stall-delay ให้มีความแม่นยำนั้น จำเป็นจะต้องมีข้อมูลการทดลอง ที่มุมปะทะสูงมากๆ แต่ในทางปฏิบัติไม่สามารถทำได้ เนื่องจากข้อจำกัดในด้านความเสียหายที่จะเกิดขึ้นกับตัว กังหันลมและอุปกรณ์ต่างๆ การศึกษานี้จึงได้นำเอา CFD มาประยุกต์ใช้ในการทำนายพฤติกรรมการไหลของ อากาศที่ไหลผ่านกังหันลม โดยเฉพาะในช่วงความเร็วลมตัดออก(Cut-off wind speed) ซึ่งช่วงความเร็วลมดังกล่าว ไม่เกิดขึ้นในการทดลอง เพื่อนำค่าสัมประสิทธิ์ของแรงที่ได้ไปสู่การพัฒนาแบบจำลองความหวังต่อไป จาก การศึกษาพบว่า แบบจำลอง SST K- ω มีความเหมาะสมกับการจำลองการไหลที่มุมปะทะสูง จึงใช้แบบจำลองนี้ใน การประเมินพฤติกรรมการไหลผ่านกังหันลมในช่วงความเร็วลมตัดออก(Cut-off wind speed)

คำหลัก: มุมปะทะ, การไหลแบบแยกตัว, CFD, กังหันลม, ความหวังต่อไป

Abstract

Behavior of the flow through the wind turbines at high angle of attack is much more complex, due to separation flow from the surface of the wind turbines. To develop an accurate prediction of the flows on Stall-delay model, the experimental data at very high angle of attacks are needed. But it can't be done in the practices, due to restrictions on the damage that would occur with the wind turbines and equipment. This research aimed to study the flow behavior of the air through the wind turbines especially during cut-off wind speed zone, which is not going to experiment. The CFD is used to predict the air flow through the wind turbines at high angle of attacks. The results of force coefficients on wind turbine blades will lead to improve the next stall-delay model. The results show that the K- ω SST turbulence model is suitable for the simulation of the flow at high angle of attacks. So, that model is used to evaluate the flow behavior of wind turbines on the cut-off wind speed zone.

Keywords: Angle of attacks, Separation flow, CFD, wind turbines, Stall-delay

CST-2006

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27
16-18 ตุลาคม 2556 พัทยา จังหวัดชลบุรี



1. บทนำ

ปัจจุบันการวิจัยทางด้านพลศาสตร์ของกังหันลม มีอยู่เป็นจำนวนมาก เพื่อศึกษาพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านใบกังหันลม เนื่องจาก ถ้ามีความรู้ความเข้าใจที่ดีเกี่ยวกับพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านกังหันลมแล้วย่อมจะสามารถนำไปสู่การสร้าง และออกแบบใบกังหันลมที่ให้ประสิทธิภาพสูงสุดออกมาได้ และสามารถนำไปใช้ประโยชน์ได้อย่างมากหลาย หากแต่การไหลผ่านกังหันลมซึ่งเป็นแผนอากาศที่ กำลังหมุนยังมีความซับซ้อนอยู่มาก เนื่องจากเมื่อ กังหันลมทำงานที่ความเร็วลมสูงขณะที่ความเร็วรอบ คงที่ทำให้มุมปะทะที่เกิดขึ้นกับใบกังหันมีค่าสูง ก่อให้เกิดการไหลเกิดการแยกตัว และก่อให้เกิดการ บล็อก(stall)ในที่สุด นอกจากนี้กังหันลมที่กำลังหมุนจะมี พฤติกรรมที่ซับซ้อนมากขึ้นเรียกว่า stall-delay ซึ่ง ทำให้ค่าคุณลักษณะทั้งแรงยกและแรงต้านของแผน อากาศมีค่าเปลี่ยนไปจากสภาพที่ไม่หมุนหรือผลการ ทดลองการไหลผ่านแผนอากาศนิ่งในอุโมงค์ลมเป็น อย่างมาก

พฤติกรรมการเกิด stall-delay เป็นผลจากการ หมุนของใบพัดที่ส่งผลทำให้เกิดการไหลแยกตัวอัน เกิดจากความดันย้อนกลับ (adverse pressure gradient) ซ้ำลง พฤติกรรมดังกล่าวสังเกตเห็นครั้งแรกจากการหมุนของใบพัดเครื่องบิน โดย Himmelskamp[9] ถึงแม้ว่าจะยังไม่สามารถทราบ สาเหตุได้อย่างแน่ชัดแต่ก็พอจะสามารถอธิบายได้ว่า เกิดจากสองปัจจัยหลักนั้นคือความดันพลวัต (Dynamics pressure) ซึ่งมีค่ามากขึ้นตามตำแหน่ง ความยาวของใบพัด ส่งผลให้เกิดปัจจัยที่สองตามมา นั้นคือแรงภายนอก (External forces) อีกสองแรง นั้น คือแรงหนีศูนย์กลาง (centrifugal force) และแรงคอริ โอลิส (coriolis force)[8] โดยความดันพลวัต และ แรงหนีศูนย์กลางจะทำให้เกิดการไหลในแนวรัศมี (radial velocity) นั่นคือเป็นลักษณะการไหลจากความ ดันสูง ไปยังตำแหน่งที่ความดันต่ำกว่า นั่นคือจากโคน ใบไปยังปลายใบ การไหลของอากาศไปตามแนวรัศมี

ของใบพัดไปยังชายปีกหลัง(trailing edge) เป็นผลอัน เกิดจากแรงคอริโอลิส (coriolis forces) แรงนี้จะมี ลักษณะเป็นpositive pressureทำให้อากาศมีพลังงาน จลน์สูงขึ้น[9]มากพอที่จะไหลเกาะไปตามผิวของใบพัด ต่อไปอีกได้ ทำให้ยังคงมีแรงยกเกิดขึ้นในบริเวณ ดังกล่าว ส่งผลให้เกิดการไหลแยกตัวช้าลง ที่เรียกว่า stall delay นั้นเอง

ในการศึกษาพฤติกรรมการเกิดstall-delayเพื่อ นำไปสู่แบบจำลองการเกิดความหน่วงป้อนให้แม่นยำ นั้นจำเป็นที่จะต้องข้อมูลการทดลองที่มุมปะทะสูง (high angle of attack) ที่มากพอแต่การทดลองที่มุม ปะทะสูงจำเป็นจะต้องทดลองที่ความเร็วลมสูงที่ เรียกว่าช่วงความเร็วลมตัดออก(Cut-off wind speed) ดังนั้นช่วงความเร็วลมดังกล่าวจึงไม่เกิดขึ้นกับการ ทดลองเนื่องจากข้อจำกัดในด้านความเสียหายที่จะ เกิดขึ้นกับอุปกรณ์และกังหันลม ในการวิจัยนี้จึงได้ นำเอาการคำนวณการไหลแบบพลศาสตร์ (Computational Fluid Dynamic หรือ CFD) มา ประยุกต์ใช้ในการทำนายพฤติกรรมการไหลของ อากาศที่ไหลผ่านกังหันลมชนิด stall-regulated)เพื่อหา แบบจำลองการไหลของอากาศ(turbulence model)ที่ดี ที่สุดที่สามารถทำนายพฤติกรรมการไหลในช่วง ความเร็วลมสูงโดยเฉพาะช่วงความเร็วลมตัดออก (Cut-off wind speed)ได้แม่นยำที่สุด เพื่อใช้เป็น แบบจำลองในการศึกษาพฤติกรรมการไหลที่ความเร็ว ลมสูงต่อไปในการวิจัยในครั้งนี้ได้ทำการเลือก แบบจำลองที่ใช้ทดสอบเปรียบเทียบ 3 แบบได้แก่ Spalart-Allmaras model, realizable K- ϵ model และ SST K- ω model แล้วนำผลที่ได้มาเปรียบเทียบความ แม่นยำกับการทดลองจริง

2. การทดลอง กริด และการคำนวณ

การจำลองใช้กังหันลม NREL Phase IV จาก National Renewable Energy Laboratory ใ ช้ แ พ น อากาศชนิด S809[2] เป็นกังหันลมแบบ 2 ใบหมุน ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10.058 m ในการคำนวณใช้

CST-2006

โปรแกรมสำเร็จรูป Ansys Fluent CFD 14.0 hasil เผลยแบบ SIMPLE algorithm สมการโมเมนตัมและสมการความปั่นป่วนประมาณค่าด้วยวิธี Quick และวิธี Second order upwind ภายใต้เงื่อนไขการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ ไม่พิจารณาผลของการไหลผ่านคูล (Hub) ของกังหันลม โดยถือว่า มีผลน้อยมากต่อความผิดพลาดที่จะเกิดขึ้นกับผลการจำลอง ใช้แบบจำลองความปั่นป่วน 3 แบบ ได้แก่ Spalart-Allmaras model, realizable K-ε model และ SST K-ω model [7] เปรียบเทียบกับผลการทดลองในอุโมงค์ลม โดยข้อมูลที่ใช้ในการจำลองในงานวิจัยครั้งนี้แสดงดังในตารางที่ 1

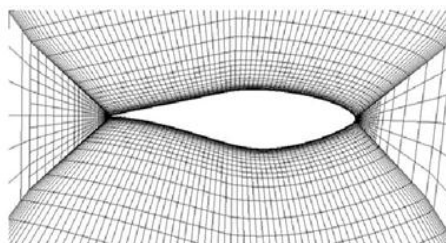
2.1 กริด

ในการคำนวณทาง CFD ได้มีการสร้างกริด โดยรอบกังหันลม เนื่องจากความสมมาตรของกังหันลม จึงได้แบ่งการพิจารณาการคำนวณเพียงครึ่งเดียวเท่านั้น รูปแบบของโครงสร้างกริดที่ใช้เป็นกริดสี่เหลี่ยม (hexahedral) รูปครึ่งทรงกระบอก โดยมีระยะจากผิวที่เป็นทิศทางลมเข้า (velocity inlet) ถึงกังหันลมมีขนาดเป็น 10 เท่าของรัศมีกังหันลม ระยะของผิวทางออก และระยะห่างจากผิวข้างของกังหันลมยาวเป็น 5 เท่าของรัศมีกังหันลม เหตุที่สร้างผิวล้อมรอบกังหันลมที่มีขนาดใหญ่ทำนั้น เพื่อป้องกันผลกระทบและการรบกวนการไหลของผนังของผิวดังกล่าว ที่จะทำให้เกิดผลกับคำตอบของการคำนวณที่ผิดพลาดไป และเหตุที่สร้างระยะจากผิวทางเข้าลม (inlet) จนถึงกังหันลมมีค่ามากกว่า ผิวด้านอื่นก็เพื่อป้องกันการถูกรบกวนจากระยะผนัง และรีดลมให้ได้ความเร็วลมที่ถูกต้องตามต้องการก่อนที่ลมนั้นจะเข้าปะทะกับใบกังหันลม ใช้กริดทั้งสิ้น 2.5×10^6 กริด แบ่งกริดตามความยาวของใบกังหันลมได้ 230 กริด และ 200 กริด รอบหน้าตัดดังแสดงในรูปที่ 1 กริดแรกมีระยะห่างผิวไร้มิติ (Dimensionless wall distance หรือ y^+) โดยเฉลี่ยเท่ากับหนึ่ง และมีอัตราส่วนขยายความสูงเทียบกับ กริดที่อยู่ติดกันไม่เกิน 1.2 เท่า ความคุมอัตราส่วนความยาวด้านของกริด (Aspect ratio) ไว้ต่ำกว่า 3700

ตารางที่ 1: เงื่อนไขในการคำนวณ

Wind speed [m/s]	RPM	Density [kg/m^3]	Viscosity $\times 10^{-5}$ [$\text{kg/m}\cdot\text{s}$]
5.0	72	1.246	1.769
7.0	71.9	1.246	1.769
10.0	72.1	1.246	1.769
13.0	72.1	1.227	1.781
15.1	72.1	1.224	1.784
18.0	72	1.221	1.786
20.1	72	1.221	1.786
23.0	72	1.22	1.785
25.1	72.1	1.22	1.785

กำหนดให้ผิวด้านหน้า และด้านข้างกังหันลมเป็นความเร็วลมเข้า (velocity inlet) ผิวด้านหลังกังหันลมกำหนดเป็นความดันออก (pressure outlet) ผิวด้านของกังหันลมทั้งหมดถูกกำหนดเป็นพื้นผิวเคลื่อนที่ (moving wall) โดยจำลองใบกังหันลมขึ้นมาเพียงหนึ่งใบ และใช้ประโยชน์จากความสมมาตรของกังหันลม กำหนดให้ผิวสมมาตรของกังหันลมนั้นเป็นพื้นผิวรอบ (periodic) โดยโปรแกรมจะใช้ผิวด้านในการจำลองสร้างกังหันลมขึ้นมาอีกใบเพื่อใช้ในการคำนวณ



รูปที่ 1 กริดโดยรอบผิวของใบพัดที่หน้าตัด 95%

2.2 การคำนวณมุมปะทะ (Angle of Attack)

ในการประมาณค่ามุมปะทะที่เกิดขึ้นกับใบกังหันลมในแต่ละหน้าตัดที่เราสนใจ มีผู้นำเสนอไว้หลายแบบ [3][4] ในการวิจัยครั้งนี้ได้เลือกใช้วิธีการ

CST-2006

ประมาณหาค่ามุมปะทะด้วยวิธีทาง CFD ในการคำนวณหาค่าความเร็วลมเหนี่ยวนำตามแนวแกนที่เกิดขึ้นบริเวณ ด้านหน้าและหลังใบพัด (Upstream และ Downstream) เนื่องจากสามารถคำนวณได้ง่าย มีความแม่นยำ และน่าเชื่อถือสูง[3] โดยการสร้างพื้นผิววงแหวนขึ้นมาในตำแหน่งหน้าตัดของกังหันลมที่สนใจจะประมาณค่ามุมปะทะ ความเร็วลมเฉลี่ยที่อ่านค่าได้จากพื้นผิววงแหวน จะเป็นฟังก์ชันของระยะจากกังหันลม และสามารถประมาณความเร็วลมเหนี่ยวนำได้โดยใช้สมการ Lagrangian polynomial interpolation เมื่อแบ่งระยะออกเป็น N หน้าตัด แต่ละหน้าตัดมีระยะ $z = z_i, i \in \{1, 2, 3, \dots, N\}$ จะทำให้ได้ฟังก์ชันของความเร็วลมเป็น $f(z)$ แล้วความเร็วลมที่ตำแหน่ง $z = z_0$ สามารถหาได้จากสมการ (1)

$$f(z_0) = \sum_{i=1}^N \left[f(z_i) \left(\prod_{j=1, j \neq i}^N \frac{z_0 - z_j}{z_i - z_j} \right) \right] \quad (1)$$

ความเร็วลมเฉลี่ย (V_1) ที่ z_i สามารถอ่านได้จากข้อมูลการคำนวณจาก CFD ความเร็วลม (V_2) ที่ $z = z_0$ สามารถหาได้จากสมการ (1) ดังแสดงในรูปที่ 2 จากนั้นสามารถหามุมปะทะได้จากสมการ (2)

$$\alpha_{eff} = \tan^{-1} \left(\frac{V_2}{V_1} \right) - \theta \quad (2)$$

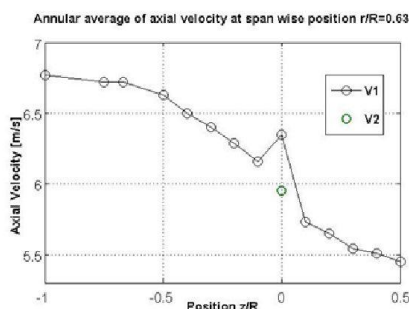
เมื่อ θ คือ มุมบิด (Local twist) ค่ามุมปะทะที่ได้นี้เมื่อนำไปวิเคราะห์ร่วมกับค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวตั้งฉาก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัส (C_T) ของแต่ละหน้าตัดใบพัดที่ได้นี้จะนำไปสู่การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) ที่มุมปะทะต่างๆ ตามสมการที่ (3) และ (4)

$$C_L = C_L \cos \theta + C_T \sin \theta \quad (3)$$

$$C_D = C_L \sin \theta - C_T \cos \theta \quad (4)$$

เมื่อ $\phi = \tan^{-1} (V_2 / r\Omega)$ ผลวิเคราะห์นี้เป็นผลที่ได้จากกังหันลมที่กำลังหมุนซึ่งมีพฤติกรรมของ Stall-Delay

อยู่ เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับผลการทดลองการไหลผ่านแพนอากาศในอุโมงค์ลมแบบ 2 มิติ จะเห็นผลของ Stall-Delay ได้อย่างชัดเจนว่ามีความแตกต่างกันอย่างมาก ซึ่งจะแสดงให้เห็นในหัวข้อถัดไป



รูปที่ 2 ความเร็วลมเหนี่ยวนำตามแนวแกนที่ตำแหน่งหน้าตัด $r/R = 0.63$ ความเร็วลม 7 m/s

3. ผลลัพธ์ และการวิจารณ์

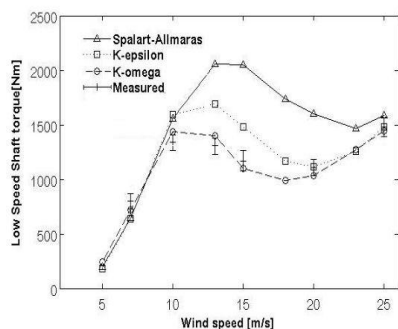
3.1 การยืนยันความถูกต้องของ CFD

ผลของการจำลองการไหลผ่านแพนอากาศ เพื่อทดสอบความแม่นยำของแบบจำลองความปั่นป่วน โดยเทียบกับข้อมูลการทดลองแพนอากาศในอุโมงค์ลมของแพนอากาศรุ่น S809[2] ซึ่งทดสอบในอุโมงค์ลมของ National Renewable Energy Laboratory[1] ที่ความเร็วลม 5, 7, 10, 13, 15, 18, 20, 23, 25 m/s โดยทำการเปรียบเทียบวัดแรงบิด (Torque) แรงในแนวตั้งฉาก (Normal forces) และแรงในสัมผัส (Tangential forces) ตลอดทั้งใบกังหัน เทียบกับข้อมูลการทดลองจากอุโมงค์ลมซึ่งจะอยู่ในรูปของ Low Speed Shaft Torque, Root flap moments และ Edge moments ตามลำดับ นอกจากนี้ยังได้มีการเปรียบเทียบผลการจำลองสัมประสิทธิ์แรงยก (lift coefficients) สัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน (drag coefficients) ของแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสามแบบ เทียบกับการทดลองแพนอากาศแบบ 2 มิติในอุโมงค์ลมด้วย

เมื่อพิจารณาผลรวมของแรงทั้งหมดที่เกิดขึ้นบนใบกังหันลม ที่คำนวณโดยใช้โปรแกรม Ansys fluent

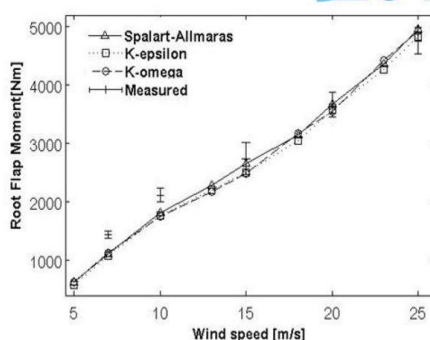
CST-2006

CFD14.0 เทียบกับการทดลองในอุโมงลม ที่ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน ± 1 จากรูปที่ 3 ในภาพรวมโดยเปรียบเทียบระหว่าง แบบจำลองทั้งสามแบบพบว่า มีแนวโน้มเป็นไปในทิศทางเดียวกัน โดยสามารถแบ่งได้เป็น 4 ช่วงหลักๆ กล่าวคือ ในช่วงความเร็วลมจาก 5-10 m/s เป็นช่วงที่แรงบิด (Torque) กำลังเพิ่มขึ้น จากความเร็วลม 10-15 m/s เป็นช่วงที่เกิดตรงบิดสูงสุด ความเร็วลม 15-20 m/s เป็นช่วงที่เป็นช่วงที่แรงบิดมีค่าลดลง และช่วงความเร็วลม 20-25 m/s แรงบิดจะมีค่าเพิ่มขึ้นอีกครั้งหนึ่ง

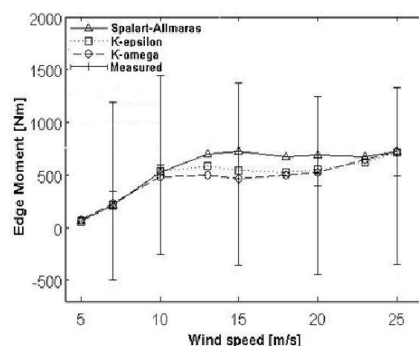


รูปที่ 3 เปรียบเทียบการวัดแรงบิดและผลการจำลองด้วย CFD สำหรับกังหันลม NREL Phase IV ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน ± 1

เมื่อพิจารณาแต่ละช่วงความเร็วลมพบว่า ช่วงแรก (5-10 m/s) ค่าแรงบิดที่อ่านได้จากโปรแกรม มีแนวโน้มเป็นไปในทิศทางเดียวกัน และมีแรงบิดแตกต่างกันน้อยมาก ในช่วงถัดมา (10-25 m/s) ผลของแรงบิดเริ่มมีค่าต่างกันที่ความเร็วลม 10 m/s และแตกต่างกันมากที่สุดที่ 15 m/s โดยในที่นี่ แบบจำลอง Spalart-Allmaras มีความคลาดเคลื่อนสูงสุดถึง 75% ตามมาด้วย realizable K- ϵ ที่ 26% และ SST K- ω 6% ตามลำดับ แต่เมื่อพิจารณาตลอดช่วงความเร็วลมที่ทำการจำลอง (5-25 m/s) มีเพียงแบบจำลอง SST K- ω เท่านั้นที่สามารถรักษาความแม่นยำได้ไม่เกิน 20% ในทุกช่วงความเร็วลม



รูปที่ 4 เปรียบเทียบการวัด flap moments กับผลการจำลองด้วย CFD ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน ± 1

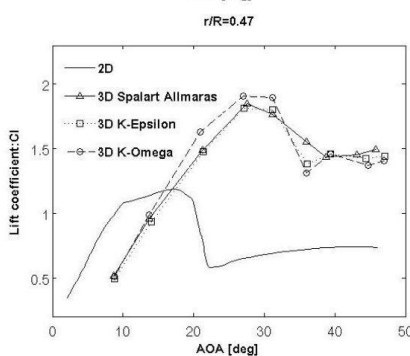
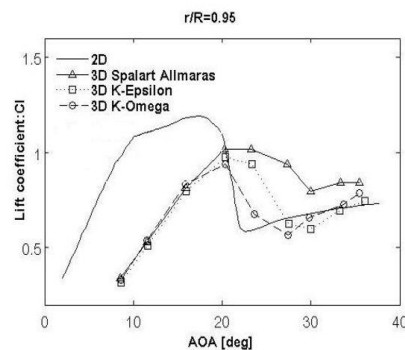
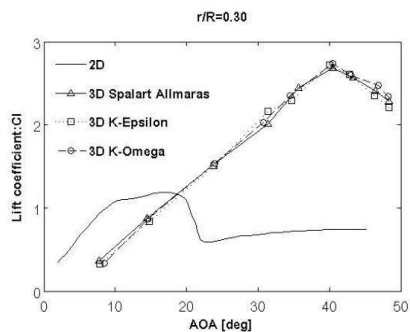


รูปที่ 5 เปรียบเทียบการวัด Edge Moment กับผลการจำลองด้วย CFD ที่ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน ± 1

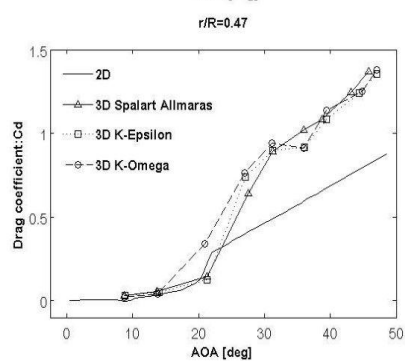
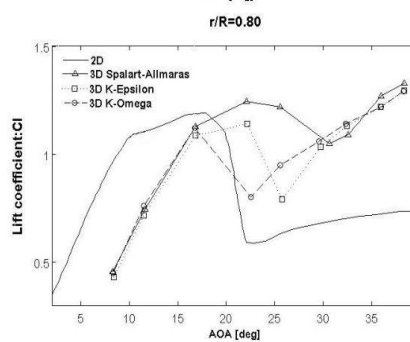
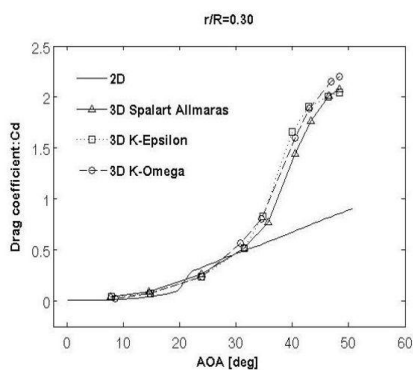
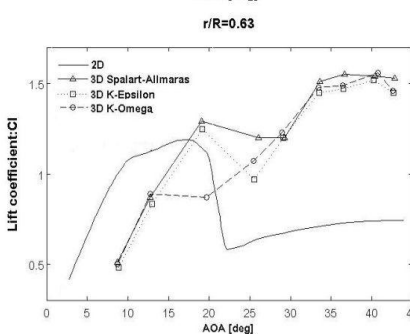
สำหรับโมเดล realizable K- ϵ จะมีความคลาดเคลื่อนมากในช่วงความเร็วลม 10-20 m/s (รูปที่ 3) แต่มีความแม่นยำมากขึ้นที่ความเร็วลม 25 m/s โดยมีผลการจำลองตรงกับการทดลองพอๆ ขณะที่ SST K- ω มีความคลาดเคลื่อนอยู่ที่ 3% จากรูปที่ 4 ผลการจำลอง Root flap moment ทั้งสามโมเดล ให้ผลการคำนวณที่ใกล้เคียงกันมากแต่ Spalart-Allmaras model จะมีค่ามากกว่าโมเดลอื่นเล็กน้อย เมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดลองพบว่า ที่ความเร็วลม 20-25 m/s แรงที่คำนวณได้มีค่าใกล้เคียงกับการทดลอง

CST-2006

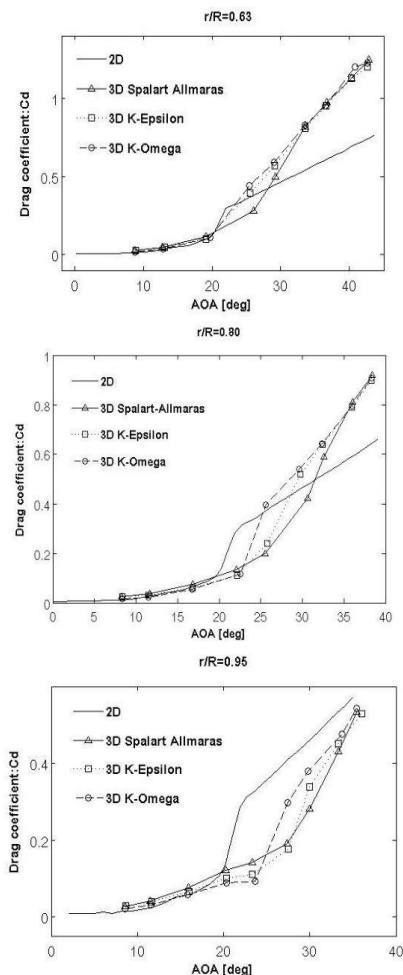
การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27
16-18 ตุลาคม 2556 พัทยา จังหวัดชลบุรี



รูปที่ 6 ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกภายใต้
พฤติกรรม Stall-Delay ($C_{L,3D}$ vs AOA) ในแต่ละหน้า
ตัดใบ เทียบกับผลการทดลองใน 2 มิติ



CST-2006



รูปที่ 7 ผลการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้านภายใต้
พฤติกรรม Stall-Delay ($C_{D,3D}$ vs AOA) ในแต่ละหน้า
ตัดเทียบกับผลการทดลองใน 2 มิติ

โดยที่ความเร็วลม 25m/s มีความคลาดเคลื่อนสูงสุดเพียง 4% ขณะที่ Edge Moment (รูปที่ 5) ก็มีแนวโน้มเป็นไปในทิศทางเดียวกัน จากผลการทดลองที่มีช่วงส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานตามรูปที่ 5 กว้างมากนั้น เกิดจากผลกระทบจากการวัดการไหลของการหมุนภายใต้สภาวะแรงโน้มถ่วงของกังหันลม [5]

3.2 ผลของพฤติกรรม Stall-Delay

เมื่อนำข้อมูลจากผลการจำลองมาแสดงในรูปแบบของตัวแปรไร้มิติ ที่แบ่งออกเป็น 5 หน้าตัด ตลอดตามแนวความยาวของใบกังหันลม (Span) ด้วยอัตราส่วน r/R 0.30, 0.47, 0.63, 0.85 และ 0.95 เมื่อ r และ R คือความยาวของตำแหน่งหน้าตัดที่สนใจ โดยวัดจากแกนหมุน และความยาวใบกังหันลมทั้งหมด ตามลำดับ

เมื่อพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่เกิดขึ้นกับกังหันลมที่กำลังหมุน ซึ่งเกิดพฤติกรรม Stall-Delay หรือเรียกได้ว่าเป็นค่าแรงยกใน 3 มิติ ($3D-Lift$ coefficient; $C_{L,3D}$) ดังแสดงในรูปที่ 6 เมื่อพิจารณาแยกตามหน้าตัดจะพบว่าที่หน้าตัดใกล้กับจุดหมุน ($r/R=0.30, 0.47$) จะเกิดแรงยกมากและมากกว่าค่าอ้างอิง (2 มิติ) มากและค่อย ๆ ลดลงตามความยาวใบที่เพิ่มขึ้น สังเกตได้ว่าในทุกๆ แบบจำลองความปั่นป่วน ได้ผลการจำลองไปในทิศทางเดียวกัน เช่นเดียวกับผลของแรงต้านใน 3 มิติ ($3D-Drag$ coefficient; $C_{D,3D}$) ที่มีแรงต้านค่าสูงกว่าค่าอ้างอิงมากที่บริเวณโคนใบและลดลงเมื่อความยาวใบเพิ่มมากขึ้น พฤติกรรมเช่นนี้มีความคล้ายคลึงกับผลการทดลอง [1] ที่ค่าแรงยกและแรงต้านภายใต้พฤติกรรม Stall-Delay จะมีค่าสูงกว่ากรณีแรงยกแรงต้านที่ได้จากการทดลองใน 2 มิติ

จากผลการวิเคราะห์ $C_{L,3D}$ และ $C_{D,3D}$ ที่มุมปะทะต่างๆ มีข้อสังเกตเพิ่มเติมก็คือความชันของกราฟในช่วง linear lift (ช่วงแรงยกที่มุมปะทะต่ำ) ความชันของกราฟจะแตกต่างไปจากค่าอ้างอิงใน 2 มิติ และแนวโน้มของมุมปะทะที่เกิดแรงยกเท่ากับ 0 (จุดตัดแกน x) จะแตกต่างไปจากค่าอ้างอิงอย่างมาก ซึ่งสอดคล้องกับงานวิจัยของ Guntur and Sørensen [3] อย่างไรก็ตามพฤติกรรมเหล่านี้ยังไม่สามารถอธิบายได้ว่าเกิดจากสาเหตุใด

4.สรุป

จากการจำลองการไหลของอากาศผ่านกังหันลม โดยใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่แตกต่างกันทั้ง 3 แบบพบว่า

CST-2006

1. แบบจำลองแบบ SST K- ω สามารถทำนายค่าแรงบิด (Torque) โดยเฉลี่ยได้อย่างแม่นยำกว่าแบบจำลองอื่นในทุกค่าความเร็วลมที่ทำการจำลอง
2. โดยเฉพาะที่ความเร็วลม 25 m/s แบบจำลอง Realizable K- ϵ สามารถทำนายแรงบิดแรงในแนวตั้งฉาก (Root Flap Moment) และแรงในแนวเฉือน (Edge Moment) ได้แม่นยำที่สุด
3. จากการวิเคราะห์ผลการจำลองการไหลผ่านกังหันลมที่กำลังหมุนด้วย CFD ทำให้วิเคราะห์ได้ว่าพฤติกรรม Stall-Delay ส่งผลให้สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่มุมปะทะต่างๆ มีค่าแตกต่างจากการทดลองแบบ 2 มิติอย่างมาก

งานวิจัยต่อไปจะทำการจำลองการไหลที่ความเร็วสูงมากขึ้นเพื่อจะสังเกตเห็นว่าภายใต้กฎการ Stall-Delay จะเกิด leading-edge stall เช่นเดียวกับผลการทดลองใน 2 มิติหรือไม่ และเพิ่มกรณีศึกษาให้ละเอียดมากยิ่งขึ้น ข้อมูลที่มากขึ้นจะนำไปสู่การวิเคราะห์เพื่อเสนอแบบจำลอง Stall-Delay ต่อไป

5. เอกสารอ้างอิง

- [1] Jonkman, J.M. *Model of the UAE Wind Turbine of Refinement of FAST_AD*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado.
- [2] Giguere P, Selig MS. *Design of a tapered and twisted blade for the NREL combined experiment rotor*. NREL/SR-500-26173, Nrel, Golden, CO, 1999
- [3] Guntur, S. and Sørensen, N. An evaluation of several methods of determining the local angle of attack on wind turbine blades. *Wind Energy Division*, Technical University of Denmark (DTU), Denmark.
- [4] Shen, W.Z., Martin, O. L. and Sørensen, N. (2008). *Determination of the Angle of Attack on Rotor Blades*, *Wind Energy Division*, Technical University of Denmark (DTU), Denmark.
- [5] Sørensen, N.N. Michelsen, J.A. Schreck, S. *Navier-Stokes Predictions of the NREL Phase VI*

- [6] Breton, S.P., Study of the stall delay phenomenon and of wind turbine blade dynamics using numerical approaches and NREL's wind tunnel tests, *Doctoral thesis for the degree of philosophiae doctor*. 2008.
- [7] Fluent 12.0 theory guide
- [8] Burton, T., Sharpe D. (2001). *Wind Energy Handbook*, John Wiley & Sons, New York.
- [9] Himmelskamp, H. (1947). Profile investigations on a rotating airscrew. *MAP Volkenrode Report and Translation* No. 832.

ประวัติผู้เขียน

นายกำพล อรนนท์ เกิดเมื่อวันที่ 18 กรกฎาคม ณ โรงพยาบาลสมเด็จพระยุพราชเลิงนกทา อำเภอเลิงนกทา จังหวัดยโสธร เริ่มการศึกษาระดับชั้นประถมศึกษาชั้นปีที่ 1-6 ที่โรงเรียนบ้านห้วยระดับมัธยมศึกษาชั้นปีที่ 1-6 ที่โรงเรียนเลิงนกทา จังหวัดยโสธร และสำเร็จการศึกษาในระดับปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วิศวกรรมอากาศยาน) เกียรตินิยมอันดับ 1 จากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมาในปี พ.ศ. 2553 หลังจากสำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรี ได้เป็นผู้สอนปฏิบัติการสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี และในปี พ.ศ. 2555 ได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ณ สถาบันการศึกษาเดิม

ในระหว่างศึกษาระดับปริญญาโท ได้เป็นผู้สอนรายวิชาระดับปริญญาตรี ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีจำนวน 11 รายวิชา ได้แก่

- ปฏิบัติการวิศวกรรมเครื่องกล 1 และ 2
- ปฏิบัติการวิศวกรรมยานยนต์ 1 และ 2
- ปฏิบัติการวิศวกรรมการผลิต 1
- ปฏิบัติการวิศวกรรมอากาศยาน 1 และ 2
- ปฏิบัติการวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ 1
- ปฏิบัติการฟิสิกส์ 1 (วิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์)
- เขียนแบบวิศวกรรม 1 และ 2

ผลงานวิจัย : ได้มีผลงานตีพิมพ์ในการประชุมวิชาการระดับชาติเรื่อง “พฤติกรรมกาวไหลที่มุมปะทะสูงผ่านกังหันลมชนิด Stall-Regulated” ในการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27 ระหว่างวันที่ 16-18 ตุลาคม พ.ศ. 2556 ณ โรงแรมดุสิตธานี พัทยา จังหวัดชลบุรี มีรายละเอียดดังแสดงในภาคผนวก จ.