

ความแม่นยำของการคำนวณเชิงตัวเลขในการไหลผ่านกึ่งหั่นลมแกนตั้ง
แบบใบตรงและใบบิด



นางสาวจรรุวรรณ ตั้งต้นสกุลวงศ์

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตฺรุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2558

**ACCURACY OF NUMERICAL COMPUTATIONS
THROUGH STRAIGHT AND HELICAL BLADE
VERTICAL AXIS WIND TURBINES**

Jaruwan Tangtongsakulwong



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

Suranaree University of Technology

Academic Year 2015

ความแม่นยำของการคำนวณเชิงตัวเลขในการไหลผ่านกึ่งหั่นลมแกนตั้ง
แบบใบตรงและใบบิด

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้บัณฑิตวิทยาลัยฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาคุษฎีบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ผศ. ดร.กীরดี สุกักษ์ณ์)

ประธานกรรมการ



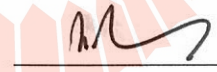
(รศ. ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



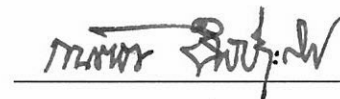
(ศ. ดร.สมชาย วงศ์วิเศษ)

กรรมการ



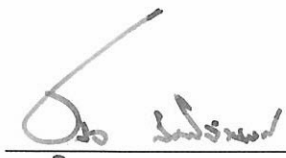
(รศ. ดร.มงคล มงคลวงศ์โรจน์)

กรรมการ



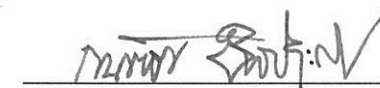
(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชานีประศาสน์)

กรรมการ



(ศ. ดร. ชุกิจ ลิ้มปิ้งานงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม



(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชานีประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

จากรูวรรณ ตั้งต้นสกุลวงศ์ : ความแม่นยำของการคำนวณเชิงตัวเลขในการไหลผ่านกังหันลม
แกนตั้งแบบใบตรงและใบบิด (ACCURACY OF NUMERICAL COMPUTATIONS
THROUGH STRAIGHT AND HELICAL BLADE VERTICAL AXIS WIND
TURBINES) อาจารย์ที่ปรึกษา : รองศาสตราจารย์ ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์, 171 หน้า.

การไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งมีปัจจัยซับซ้อนหลายประการ เช่น การไหลที่ไม่คงตัว (Unsteady flow) การวูปพลวัต (Dynamic stall) การเคลื่อนที่ตัดผ่านคลื่นวนท้าย (Wake) ของใบ กระบวนการเชิงตัวเลขที่เรียกว่าการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) นั้นสามารถนำมาเป็นเครื่องมือช่วยในการออกแบบกังหันลมแกนตั้งที่ประหยัดทั้งเวลาและทรัพยากรเป็นอย่างมากหากแต่ต้องใช้ให้ถูกวิธีและเหมาะสม วิทยานิพนธ์นี้มีจุดประสงค์ในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งโดย CFD เพื่อพิจารณาลักษณะการไหลเชิงอากาศพลศาสตร์ ทั้งในสองมิติและสามมิติแบบประหยัด โปรแกรมที่ใช้ในการจำลองการไหลคือ Fluent โดยจะศึกษาประเด็นดังต่อไปนี้ 1.) ความละเอียดของกริดที่เหมาะสม (Grid independent) ในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรง 2.) ผลกระทบของแบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence model) 3.) การไหลผ่านกังหันลมแบบใบบิดเกลียว 360° เพื่อประเมินศักยภาพการเริ่มต้นหมุนและประสิทธิภาพ นอกจากนี้ยังทำการพัฒนาโปรแกรมเชิงอุดมคติสำหรับประเมินประสิทธิภาพกังหันแกนตั้งบนพื้นฐานทฤษฎีเบลคฮิลเมนต์ (BEM) เพื่อใช้เป็นเครื่องมือช่วยออกแบบกังหันแกนตั้งด้วย ผลการศึกษาพบว่าความหนาแน่นของกริดและแบบจำลองความปั่นป่วนมีผลต่อความแม่นยำของผลเฉลย อย่างไรก็ตามพบว่าไม่มีแบบจำลองใดที่สามารถให้ผลเฉลยที่แม่นยำได้ตลอดย่นการทำงานของกังหัน โดยที่ความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio; BSR) ต่ำ ๆ แบบจำลอง SST ให้ผลเฉลยที่แม่นยำที่สุด ส่วนที่ความเร็วยอดทอนประมาณ 2.5 ขึ้นไปแบบจำลอง Transition SST ให้ผลเฉลยที่แม่นยำกว่าแบบจำลองอื่น ๆ ทั้งนี้จากการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งแบบใบบิดเกลียว 360° พบว่ากังหันดังกล่าวไม่สามารถเริ่มต้นหมุนด้วยตนเอง ได้นอกจากนี้ยังมีประสิทธิภาพที่ต่ำอันเนื่องมาจากการไหลแยกจากผิว (Separation) ที่รุนแรงและมีการรบกวนจากการไหลในทิศความยาวใบกังหันทำให้ใบกังหันสูญเสียแรงบิด ส่วนโปรแกรมเชิงอุดมคติ (BEM) ถูกพัฒนาสำเร็จและสามารถใช้งานได้จริงผลเฉลยที่ได้มีความสอดคล้องกับข้อมูลในวรรณกรรมวิจัย ผลของงานวิจัยนี้สามารถใช้เป็นแนวทางในการวิจัยพัฒนากังหันลมแกนตั้งซึ่งประหยัดทั้งเงินและเวลา

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ปีการศึกษา 2558

ลายมือชื่อนักศึกษา

ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา

JARUWAN TANGTONSAKULWONG : ACCURACY OF NUMERICAL
COMPUTATIONS THROUGH STRAIGHT AND HELICAL BLADE
VERTICAL AXIS WIND TURBINES. THESIS ADVISOR : ASSOC. PROF.
TAWIT CHITSOMBOON, Ph.D., 171 PP.

CFD FOR VAWT/VERTICAL AXIS WIND TURBINE/BEM FOR VAWT

Flows through a vertical axis wind turbines has several factors that contribute to its complexity, for examples unsteady flow, dynamic stall and a movement of blades through the wake. Computational Fluid Dynamics (or CFD) can be used as a tool to help in designing of vertical axis wind turbines, saving both cost and time, but only if used properly and appropriately. To achieve the accurate result, flow simulation through vertical axis wind turbine need to be performed by using a proper process that cover many issues. This thesis aims to simulate the flow through vertical axis wind turbine both in 2-D and 3-D domains in order to verify the flow aerodynamic behaviors. The simulation was conducted using software "Fluent". The study included the following 1.) Grid resolution 2.) Effects of Turbulence models and 3.) Self-start capability and power coefficient of a 360° one blade helix vertical axis wind turbine. In addition, stream-tube model code based on blade element momentum theory was also developed for VAWT aid design. From the CFD, It appears that fine grid around airfoil had a strong effect and result in the monotonic convergence while turbulent models affected the accuracy significantly. SST turbulent model that show a best agreement with the experiment data in the range of BSR lower than 2.35, while Transition SST give the best agreement when BSR higher than 2.35. In the CFD investigation of the 360° one blade Helix. The numerical result showed that such

turbine had no capability of self-start and power coefficient was relatively low. These may be results of strong separation and a serious disturbance of span-wise flow causing loss of lift and rotor torque. Successively, BEM code were developed and results agree well with the literature. Results of this research can be used as a guide in designing and development of vertical axis wind turbine, which is economical and efficient.



School of Mechatronics Engineering

Academic Year 2015

Student's Signature _____

Advisor's Signature _____

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี โดยได้รับความช่วยเหลือทั้งในด้านวิชาการและด้านอื่น ๆ จากอาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์รองศาสตราจารย์ ดร.ทวิช จิตรสมบูรณ์ ผู้ทำวิจัยขอกราบขอบพระคุณอาจารย์มา ณ ที่นี้ นอกจากนี้ขอขอบคุณโครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก ผู้สนับสนุนทุนการศึกษาและวิจัย คณาจารย์ในสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทความรู้รวมถึงพี่น้องและเพื่อนร่วมกลุ่มวิจัยที่ได้ร่วมทุกข์ร่วมสุขกันมา

ท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณคุณแม่กิมแจ็ก(มารดา) คุณพ่อชัชยงค์(บิดา) และสมาชิกในครอบครัวทุก ๆ คนสำหรับกำลังใจอันอบอุ่นและการสนับสนุนด้วยดีเสมอ

คุณความดีใด ๆ อันเกิดจากวิทยานิพนธ์เล่มนี้ ข้าพเจ้าขออุทิศแด่คุณพ่อชัชยงค์ ตั้งต้นสกุลวงศ์ ผู้ล่วงลับ

จารุวรรณ ตั้งต้นสกุลวงศ์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ(ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ฉ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ.....	๓
บทที่	
1. บทนำ.....	1
1.1 ความสำคัญและความเป็นมาของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	4
1.3 ขอบเขตงานวิจัย.....	4
1.4 รายการอ้างอิง.....	6
2. ปรัชญ่วรรณกรรม.....	7
2.1 บทนำ.....	7
2.2 วรรณกรรมด้านทฤษฎีอุดมคติ.....	8
2.3 วรรณกรรมด้านพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....	11
2.4 วรรณกรรมด้านการทดลอง.....	13
2.5 วรรณกรรมด้านการพัฒนาศักยภาพและการเริ่มต้นหมุน.....	14
2.6 รายการอ้างอิง.....	16
3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	19
3.1 ทฤษฎีเชิงอุดมคติ.....	19
3.1.1 แบบจำลองแผ่นจานสมมติ.....	19
3.1.2 ทฤษฎีโมเมนต์เชิงแกน.....	21
3.1.3 ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์.....	23
3.1.4 ปรัชญาการคำนวณพลวัต.....	28

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.1.5 แบบจำลองกึ่งสูตรของการวูบพลวัต.....	31
3.1.6 แบบจำลองการวูบพลวัตของกอร์มอนต์.....	31
3.1.7 การประยุกต์แบบจำลองของกอร์เมนต์กับกังหันลมแกนตั้ง.....	35
3.2 ทฤษฎีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....	36
3.2.1 เทคนิคกริดเลื่อน	36
3.2.2 แบบจำลองความปั่นป่วน.....	38
3.2.2.1 แบบจำลอง Spalart-Allmaras	43
3.2.2.2 แบบจำลองในกลุ่ม k- ϵ	44
Standard k- ϵ model.....	44
Renormalize k- ϵ model	44
Realizable k- ϵ model.....	45
3.2.2.3 แบบจำลองในกลุ่ม k- ω	45
Standard k- ω model	45
Shear stress transport k- ω model	46
Transition Shear stress transport k- ω model	46
3.2.3 ความปั่นป่วนบริเวณพื้นผิว.....	47
3.2.4 ฟังก์ชันชั้นขีดผิวและแบบจำลองชั้นขีดผิว.....	48
3.3 รายการอ้างอิง.....	50
4. การศึกษาความละเอียดในสองมิติที่ทำให้ผลเฉลยคู่เข้า.....	52
4.1 บทคัดย่อ.....	52
4.2 บทนำ.....	53
4.3 วิธีดำเนินการวิจัย.....	56
4.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล.....	62
4.5 สรุป.....	69
4.6 รายการอ้างอิง.....	69
5. การศึกษาผลกระทบแบบจำลองความปั่นป่วน	71
5.1 บทคัดย่อ.....	71
5.2 บทนำ.....	72

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.3 วิธีดำเนินการวิจัย.....	76
5.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล.....	81
5.5 สรุป	106
5.6 รายการอ้างอิง.....	106
6. การศึกษาศักยภาพการเริ่มต้นหมุนและประสิทธิภาพของกังหันใบเดี่ยวบิดเกลียว360°	108
6.1 บทคัดย่อ.....	108
6.2 บทนำ.....	108
6.3 วิธีดำเนินการวิจัย.....	111
6.3.1 การประเมินขนาดกังหันและการเลือกใช้แพนอากาศ.....	111
6.3.2 การประเมินความยาวคอร์ดที่เหมาะสม	114
6.3.3 การจำลองการไหลด้วยCFD	118
6.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล.....	119
6.5 สรุป.....	122
6.6 รายการอ้างอิง.....	122
7. โปรแกรม BEM เพื่อการประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรง.....	125
7.1 บทคัดย่อ.....	125
7.2 บทนำ.....	125
7.3 วิธีดำเนินการวิจัย.....	127
7.3.1 ขั้นตอนการคำนวณ.....	128
7.3.2 การสอบเทียบโปรแกรม.....	133
7.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล.....	134
7.4.1 ผลเฉลยเปรียบเทียบกับ CARDAAV code	134
7.4.2 ผลกระทบของการรบกวนปลว้ต.....	138
7.4.3 ผลกระทบของความเร็วยอดท่อนต่อพฤติกรรมของมุมปะทะ.....	142
7.4.4 ผลกระทบของค่าเลขเรย์ โนลด์ต่อแนวทางการออกแบบขนาดกังหัน.....	145
7.4.5 ปัญหาที่พบในการใช้ BEM ประเมินประสิทธิภาพของกังหัน.....	149
7.5 สรุป.....	151
7.6 รายการอ้างอิง.....	152

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1	ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ กำลังเมื่อใช้กริดความละเอียดต่าง ๆ..... 63
6.1	ผลการทดสอบกัณฑ์จำลองแบบใบเดี่ยวบิดโค้ง 360° ขนาดเล็ก โดยใช้พัลลภขนาดใหญ่..... 114
6.2	ผลการทดสอบกัณฑ์จำลองขนาดเล็ก ความตัน 20 % และ 6.5 % 117
7.1	ขนาดทางกายภาพของกัณฑ์ที่ใช้ในการสอบเทียบโปรแกรม..... 134



สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
1.1	สัมประสิทธิ์กำลังที่ได้จากCFD เทียบกับการทดลอง Raciti และคณะ (2011) และ Nobile และคณะ (2014).....2
1.2	สัมประสิทธิ์ กำลังที่ได้จากCFD เทียบกับการทดลอง (Howell et al, 2010).....3
3.1	การเปลี่ยนแปลงของความเร็วและความดันของการไหลผ่านแผ่นจานสมมติ.....20
3.2	ภาพด้านบนของ actuator cylinder.....21
3.3	แรงลัพธ์ที่กระทำบนหน้าตัดใบกังหัน.....23
3.4	แรงกระทำบนหน้าตัดใบกังหัน.....24
3.5	Stream-tube geometry25
3.6	พฤติกรรมการรบกวนของแพนอากาศNACA 0015.....28
3.7	การรบกวน ที่มีลักษณะเป็นHysteresis loop29
3.8	ความสัมพันธ์ระหว่าง γ กับ s32
3.9	การแปรผันของค่า $\gamma_{2,max}$ ตามค่าเลขมัคที่เปลี่ยนไป.....33
3.10	ความสัมพันธ์ระหว่างส่วนหมุนและส่วนหยุดนิ่ง.....37
3.11	แสดงลักษณะ interface zone ของโดเมน 2 มิติ.....37
3.12	ลักษณะของการไหลวนและการลดหล่นของพลังงาน.....39
3.13	รูปแบบการสั้นของความเร็วของการไหลในท่อ (Fully developed)41
3.14	ลักษณะส่วนย่อยของชั้นซิดผิว (พล็อตในพีทส์ semi-log) Fluent theory guide48
3.15	ลักษณะการคำนวณการไหลบริเวณชั้นซิดผิว.....49
4.1	กังหันแกนตั้งแบบใบตรงที่ใช้ในการทดลองในอุโมงค์นี้ (Oler และคณะ 1983).....57
4.2	ลักษณะโดเมนที่ใช้ในการคำนวณ ก. ส่วนหยุดนิ่ง และ ข.ส่วนหมุน.....58
4.3	ลักษณะกริดบริเวณรอบหน้าตัดใบกังหัน.....59
4.4	การเชื่อมต่อกริดบริเวณรอบ ๆ โรเตอร์60
4.5	ลักษณะกริดตลอดโดเมน60
4.6	การกำหนดค่าเงื่อนไขขอบในการจำลองการไหล.....61

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.7	ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันที่ผู้เข้าตามความละเอียดของกริด..... 64
4.8	สัมประสิทธิ์แรงบิดที่มุมหันต่าง ๆ ตลอด 360° 65
4.9	ศรความเร็วที่มุมหัน ก. 45° และ ข. 135° 66
4.10	ศรความเร็วที่มุมหัน ค. 225° ง. 315° 66
4.11	ลักษณะของเวกเมื่อใบกังหันอยู่ที่มุมหัน 45° และ ข. 135° 67
4.12	ลักษณะของเวกเมื่อใบกังหันอยู่ที่มุมหัน 225° และ ง. 315° 68
5.1	กังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงที่ Howell และคณะ (2010) ทดสอบในอุโมงค์ลม..... 78
5.2	โดเมนและกริดที่ใช้ในการคำนวณประสิทธิภาพกังหันของ Howell..... 79
5.3	เงื่อนไขค่าขอบเขตสำหรับกังหันของ Howell 80
5.4	สัมประสิทธิ์ แรงตั้งฉากที่ความเร็วยอดทอน 2.5..... 81
5.5	สัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ความเร็วยอดทอน 2.5..... 82
5.6	สัมประสิทธิ์ แรงตั้งฉากที่ความเร็วยอดทอน 5.1..... 83
5.7	สัมประสิทธิ์ แรงตั้งฉากที่ความเร็วยอดทอน 7.6..... 84
5.8	สัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ความเร็วยอดทอน 5.1..... 84
5.9	สัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ความเร็วยอดทอน 7.6..... 85
5.10	สัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันของ Howell และคณะ (2010)..... 86
5.11	แรงบิดรวมของกังหัน Howell และคณะ (2010) 86
5.12	ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิด โรเตอร์ ที่ BSR = 2.15..... 88
5.13	ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิด โรเตอร์ ที่ BSR = 2.15 เทียบกับ BSR= 2.5 88
5.14	เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่ BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 0° ถึง 60° 90
5.15	เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่ BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 90° ถึง 150° 91
5.16	เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่ BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 180° ถึง 240° 92
5.17	เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่ BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 270° ถึง 330° 93

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.18 Vorticity plot รอบใบกังหัน ที่มุมหันจาก 0° ถึง 330°	94
5.19 Vorticity plot เปรียบเทียบ 2 แบบจำลองความปั่นป่วน ที่ Azimuth angle 0° และ 30°	95
5.20 Vorticity plot เปรียบเทียบ 2 แบบจำลองความปั่นป่วน ที่ Azimuth angle 60° และ 90°	96
5.21 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 0°	97
5.22 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 30°	97
5.23 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 60°	98
5.24 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 90°	98
5.25 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 20°	99
5.26 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 50°	99
5.27 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 180°	100
5.28 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 210°	100
5.29 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 240°	101
5.30 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 270°	101
5.31 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 300°	102
5.32 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 330°	102
5.33 Vorticity plot ที่ BSR 0.3 0.6 และ 0.9	104
5.34 Vorticity plot ที่ BSR 1.2 2.15 และ 2.5	105
5.35 ค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดที่BSR ต่ำ ๆ	106
5.35 สัมประสิทธิ์ กำลังจากการคำนวณตลอดย่านการทำงานของกังหัน.....	107
6.1 ลักษณะกังหันแกนตั้งที่ออกแบบใหม่เปรียบเทียบกับกังหันแกนตั้ง แบบดั้งเดิม.....	110
6.2 ความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะกับมุมการหมุนที่ความเร็วยอดคอตอนต่าง ๆ	111
6.3 กังหันจำลองขนาดเล็กที่ใช้ในการทดสอบความหนาของแพนอากาศ.....	113
6.4 พัดลมที่ใช้ในการทดสอบความหนาของแพนอากาศ.....	113
6.5 ภาพลึกลับของทรงกระบอกที่ใช้ในการคำนวณความยาวใบกังหัน.....	115
6.6 กังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 36องศา ความดัน 20%.....	116

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.7	กังหันชนิดใบเดี่ยวบิดโค้ง 360 องศาความตัน 6.5 เปอร์เซ็นต์..... 116
6.8	กังหันใบตัดโค้งที่ได้รับการออกแบบแล้ว..... 118
6.9	โดเมนและกริดละเอียดสำหรับกังหันใบตัดโค้ง..... 119
6.10	แรงบิดเฉลี่ยของกังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา..... 120
6.11	สัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา..... 120
6.13	เส้นแนวการไหลของอากาศบนใบกังหัน (limiting streamline) ที่ BSR=1.5..... 121
6.12	เส้นแนวการไหลของอากาศผ่านกังหันใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 ที่ BSR 1.5 122
7.1	ภาพตัดขวางมองจากด้านบนของแบบจำลอง stream-tube 127
7.2	ลักษณะแผ่นงานสมมติที่ซ้อนกัน เพื่อใช้อธิบายการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง..... 128
7.3	ลักษณะของท่อการไหล (Stream tube)..... 129
7.4	Flow chart แสดงการคำนวณ..... 132
7.5	Flow chart แสดงการคำนวณ (ต่อ)..... 133
7.6	ผลเฉลยค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ Blade speed ratio ต่าง ๆ เปรียบเทียบกับ CARDAVV code ในกรณีที่ยังไม่พิจารณาผลกระทบการรบกวนพลวัต..... 135
7.7	ผลเฉลยค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ Blade speed ratio ต่าง ๆ เปรียบเทียบกับ CARDAVV code เมื่อมีการพิจารณาผลกระทบการรบกวนพลวัตร่วมด้วย..... 136
7.8	เปรียบเทียบกำลังตามความเร็วลมต่างๆ กับ CARDAAV code กรณีไม่ประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต..... 137
7.9	เปรียบเทียบกำลังตามความเร็วลมต่าง ๆ กับ CARDAAV code กรณีประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัตร่วมด้วย..... 138
7.10	ผลการทำนายค่า Pressure Coefficient ก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต..... 139
7.11	ผลการทำนายค่า Pressure Coefficient ก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต (CARDAAV code)..... 140
7.12	ผลเฉลยในรูปของกำลังของกังหันที่ความเร็วต่าง ๆ ก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต..... 141

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.13 ผลเฉลยในรูปของกำลังที่ความเร็วต่าง ๆ ก่อนและหลัง การประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต (CARDAAV code)	142
7.14 การเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะเทียบต่อมุมหัน (BEM ; present study)	143
7.15 ค่าสัมประสิทธิ์กำลัง คำนวณ โดยใช้ BEM	144
7.16 ค่ากำลังที่กักเก็บสกัดได้จากลมคำนวณ โดยใช้ BEM	145
7.17 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA0015 ที่มุมปะทะต่าง ๆ	146
7.18 ช่วงมุมปะทะที่ค่าเลขเรย์โนลด์มีผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยก.....	147
7.19 สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสที่แปรผันไปตามค่ามุมปะทะตลอดรอบแพนอากาศ..	147
7.20 สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015 ในช่วงมุมปะทะจาก 0 ถึง 180 องศา ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 3.6×10^5	148
7.21 สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ.....	149
7.22 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้จากการทำ interpolation และ extrapolation	150
ก.1 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA0012.....	163
ก.2 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ NACA0012	163
ก.3 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA0015.....	164
ก.4 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ NACA0015	164
ก.5 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA0018.....	165
ก.6 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ NACA0018	165
ก.7 สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA0021.....	166
ก.8 สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ NACA0021	166

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

สัญลักษณ์

$\bar{\tau}$	=	Stress tensor
α	=	มุมปะทะ (angle of attack)
μ	=	Dynamics molecular viscosity
γ	=	Intermittency of turbulence
ν	=	kinetic viscosity
ω	=	Rotor speed / Specific dissipation rate = ε/k
ε	=	Turbulent dissipation rate
σ	=	ความตันของกังหัน (Solidity of rotor)
ρ	=	ความหนาแน่นของของไหล (Density of fluid)
θ	=	มุมระหว่างเส้นแนวการไหลกับเส้นแนวรัศมี
β	=	มุมหัน (Azimuth angle of blade)
μ_T	=	Eddy viscosity or Turbulence viscosity
ν_t	=	kinematic eddy viscosity
a	=	Axial induction factor
A	=	Area
AR	=	Aspect ratio
BSR	=	Blade speed ratio ($\omega R/U$)
c	=	Chord length
C_D	=	Drag coefficient
C_L	=	Lift coefficient
C_N	=	Normal force coefficient
C_P	=	Power coefficient
C_T	=	Tangential force coefficient / torque coefficient
\bar{C}_f	=	Skin friction coefficient
D	=	Drag force

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

สัญลักษณ์

F	=	แรงที่กระทำกับระบบ
\vec{F}_b	=	แรงภายใน (body force)
h	=	ขนาดกริดเฉลี่ย
H	=	Rotor height
k	=	Turbulent kinetic energy = $\overline{u'_i u'_i} / 2$
L	=	Lift force
N	=	Normal force coefficient / blade number
p	=	Apparent order
P	=	Pressure
Pr	=	Prandtl number
Q	=	Rotor torque
\vec{r}	=	Rotor radius vector
r	=	Grid refinement factor
R	=	Rotor radius
Ra	=	Rayleigh number
Re	=	Reynolds number
R_{ij}	=	ความเค้นเฉือน เรย์โนลด์ (Reynolds stresses) = $-\rho \overline{u'_i u'_j}$
R*	=	เกณฑ์การลู่เข้าของผลเฉลย
t	=	Airfoil section thickness
T	=	Tangential force
U	=	Wind velocity
W	=	Absolute velocity
y	=	Distance to nearest wall
y+	=	Distance in wall coordinate

คำย่อ

BEM	=	Blade Element Momentum theory
-----	---	-------------------------------

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

คำย่อ

CFD	=	Computational Fluid Dynamics
Exp.	=	Experiment
RNG	=	Renormalized Group
S-A	=	Spallart-Allmaras turbulent model
SST	=	Shear Stress Transport turbulent model

ตัวห้อย (Subscript)

∞	=	Free stream
BE	=	Blade element
coarse	=	กริดหยาบ
d	=	Downwind
Dyn	=	Dynamics
fine	=	กริดละเอียด
m	=	Modify
new	=	การคำนวณรอบปัจจุบัน
old	=	การคำนวณรอบที่แล้ว
ref	=	Reference
u	=	Upwind
w	=	Wake

บทที่ 1

บทนำ

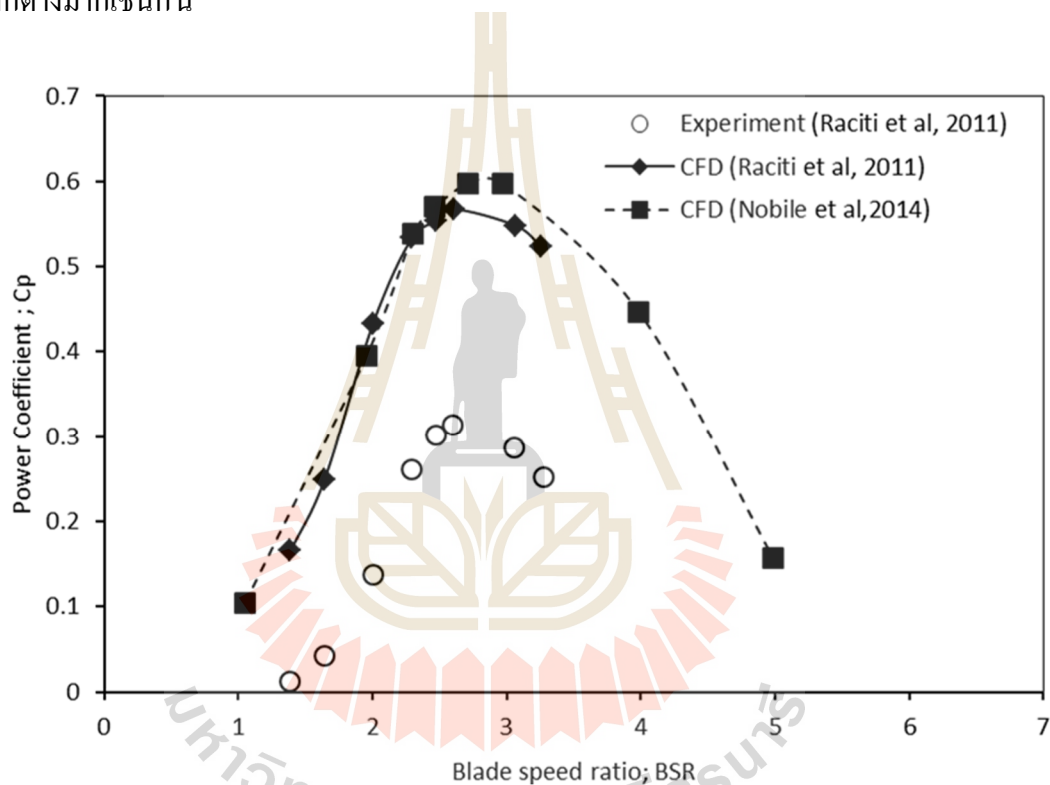
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

กังหันลมแกนตั้ง (Vertical axis wind turbine, VAWT) มีข้อดีเหนือกว่ากังหันลมแกนนอน (Horizontal axis wind turbine, HAWT) บางประการเช่น ความสามารถในการรับลมได้ทุกทิศทาง โดยไม่ต้องมีการหันตัว ความง่ายของรูปทรงใบกังหัน ความเสถียรของเสาตั้ง แต่มีข้อเสียบางประการ เช่น การไหลของอากาศผ่านกังหันลมแกนตั้งมีความยุ่งยากซับซ้อนกว่าการไหลผ่านกังหันลมแกนนอน ทำให้ยากต่อการวิเคราะห์ห้วงวิชัย และออกแบบให้ดีขึ้น ความไม่เสถียรของแรงบิดตลอดจนไม่สามารถเริ่มต้นหมุนด้วยตัวเองซึ่งเป็นปัญหาประการสำคัญของกังหันลมแกนตั้งเป็นต้น การออกแบบกังหันแกนตั้งให้มีประสิทธิภาพที่ดีและสามารถเริ่มต้นหมุนด้วยตนเองได้มีความจำเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องเข้าใจพฤติกรรมกรไหลผ่านกังหันลม เพื่อให้สามารถเข้าใจต้นเหตุของการไม่สามารถหมุนได้ด้วยตนเอง สาเหตุที่ทำให้ประสิทธิภาพของกังหันต่ำ ตลอดจนเข้าใจผลกระทบของตัวแปรต่าง ๆ อันจะนำไปสู่การแก้ไขปัญหาอย่างตรงจุดและสามารถออกแบบกังหันให้มีประสิทธิภาพที่ดีเหมาะสมกับการใช้งานได้

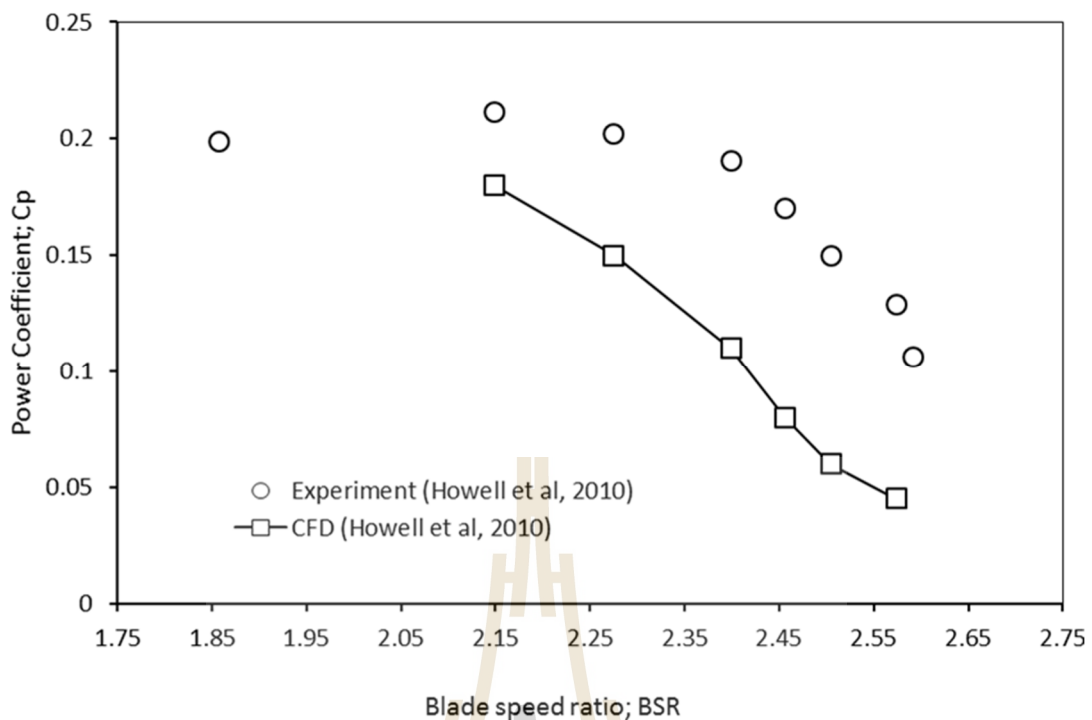
ในอดีตกระบวนการออกแบบ VAWT จะเริ่มจากการออกแบบเชิงทฤษฎี จากนั้นจึงทดสอบประสิทธิภาพของกังหันที่ได้รับการออกแบบโดยการสร้างกังหันจำลองขนาดเล็กแล้วทำการทดสอบในอุโมงค์ลม ซึ่งนักวิจัยอาจสังเกตพฤติกรรมกรไหลของกังหัน โดยการปล่อยควันเพื่อให้เห็นลักษณะคลื่นวนท้าย (Wake) พฤติกรรมกรไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งนั้นเป็นพฤติกรรมที่ซับซ้อนซึ่งเกิดจากสาเหตุหลายประการ เช่น ผลกระทบจากการไหลที่ไม่คงตัว (Unsteady flow) การวูบพลวัต (Dynamic stall) การเคลื่อนที่ตัดผ่านคลื่นวนท้าย (wake) ของใบกังหันเองที่ปลายลม เป็นต้น การศึกษาเพื่อให้เกิดความรู้ความเข้าใจเกี่ยวกับการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งจึงเป็นปัจจัยสำคัญสู่การออกแบบกังหันที่มีประสิทธิภาพสูง

ปัจจุบันการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamic ; CFD) เข้ามามีบทบาทมากขึ้นเนื่องจากเทคโนโลยีคอมพิวเตอร์ถูกพัฒนาไปอย่างรวดเร็ว การใช้ CFD ศึกษาพฤติกรรมกรไหลผ่านกังหันแกนตั้งจึงช่วยประหยัดเวลาและต้นทุนไปได้มาก กระนั้นก็ตามหากการศึกษาวรรณกรรมวิจัยการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งด้วย CFD ที่มีอยู่ในปัจจุบันยังไม่มีความแม่นยำ รวมถึงผลเฉลยที่ได้แม้จะให้แนวโน้มที่สอดคล้องกับการทดลองแต่ในเรื่องของความแม่นยำแล้วยังสามารถปรับปรุงเพื่อให้มีความแม่นยำเพิ่มขึ้นได้อีกมาก รูปที่.1 แสดงผลเฉลยของ

สัมประสิทธิ์ กำลังที่ได้จากการจำลองด้วยCFD เปรียบเทียบกับค่าที่ได้จากการทดลองของ Raciti, Englaro และ Benini (2011) และ Nobile, Vandati, Barlow และ Mewburn-Crook (2014) ที่ทำการจำลองการไหลเทียบกับผลการทดลองของ Raciti และคณะ (2011) โดยจะเห็นว่าผลที่ได้จากการจำลองการไหลของนักวิจัยทั้งสองกลุ่มให้ผลเฉลยที่มีแนวโน้มคล้ายคลึงกับค่าที่ได้จากการทดลอง แต่มีค่าแตกต่างจากค่าที่ได้จากการทดลองถึง 200% ขึ้นไป นอกจากนี้ รูปที่ 1.2 เป็นผลเฉลยจากการจำลองด้วยCFD ของ Howel, Durrani, Hamada and Smith (2011) ผลเฉลยที่ได้มีความใกล้เคียงกว่าผลเฉลยของ Raciti และคณะ (2011) และผลเฉลยของ Nobile และคณะ (2014) แต่ยังคงมีความแตกต่างมากเช่นกัน



รูปที่ 1.1 สัมประสิทธิ์กำลังที่ได้จากCFD เทียบกับการทดลอง
Raciti และคณะ (2011) และ Nobile และคณะ (2014)



รูปที่ 1.2 สัมประสิทธิ์ กำลังที่ได้จากCFD เทียบกับการทดลอง (Howell et al, 2010)

อนึ่งการจำลองด้วยCFD ให้ได้มาซึ่งผลเฉลยที่แม่นยำ จะต้องใช้กระบวนการที่เหมาะสมและครอบคลุมหลายประเด็น เช่น ทดสอบเปรียบเทียบวิธีการเชิงตัวเลข (algorithm) ความละเอียดของกริดบริเวณรอบใบกังหัน ลักษณะกริดที่ขึ้นชิดผิวใบกังหันแบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence model) รวมถึงลักษณะเงื่อนไขขอบการกำหนดเงื่อนไขเริ่มต้น และขนาดของ time step เป็นต้น การหาค่าประกอบที่ทำให้เกิดความแม่นยำของผลเฉลยในช่วงที่ยอมรับได้ในขณะที่ไม่ใช่เวลาและทรัพยากรในการคำนวณมากเกินไปจึงเป็นความท้าทายอย่างหนึ่งในงานวิจัย

Chowdary, Akimoto และ Hara (2015) พบว่าขนาด time step นั้นไม่ส่งผลต่อความแม่นยำตรงของผลเฉลยแต่กระทบต่อ stability ของการทำนาย ในขณะที่การกำหนดกริดบริเวณผิวรอบแพนอากาศที่ไม่เหมาะสมนั้นสามารถส่งผลให้ค่าที่ได้จากการทำนายด้วยCFD ไม่สมจริง นอกจากนี้แบบจำลองความปั่นป่วนที่เลือกใช้ส่งผลกระทบต่อความแม่นยำของผลเฉลยอย่างมีนัยสำคัญ ทั้งนี้ งานวิจัยส่วนใหญ่ที่ทำการทดสอบหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่เหมาะสมกับกังหันลมแกนตั้งนั้นมักทำที่ค่าความเร็วยอดทอนค่าเดียว ในขณะที่แต่ละค่าความเร็วยอดทอนนั้นมีลักษณะทางกายภาพของการไหลที่แตกต่างกัน ดังนั้นการเปรียบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วนที่ค่าความเร็วยอดทอนเพียงค่าเดียวจึงอาจไม่ครอบคลุมย่านการทำงานของกังหันได้

ดังนั้นจุดประสงค์หลักในการวิจัยนี้จึงมุ่งเน้น ศึกษาความละเอียดของกริดรอบใบกังหันที่เหมาะสมในการทำนายการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง ตลอดจนศึกษาผลกระทบของแบบจำลองความ

ปั่นป่วน เพื่อค้นหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่ให้ความแม่นยำสูงสุดในแต่ละย่านการทำงานของกังหัน จากนั้นจึงใช้องค์ประกอบดังกล่าวที่ได้ศึกษาจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงในช่วงความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio; $BSR = \omega R/W$) ต่ำ ๆ เพื่อดูพฤติกรรมการไหลในช่วงเริ่มต้นหมุนของกังหันแกนตั้ง อันอาจนำไปสู่การแก้ปัญหาการไม่เริ่มต้นหมุน นอกจากนี้จะทำการจำลองการไหลผ่านกังหันแกนตั้งแบบใบบิดเกลียว 360° ซึ่งคาดว่าอาจแก้ปัญหาการไม่เริ่มต้นหมุนของกังหันลมแกนตั้งได้เพื่อพิจารณาถึงความเป็นไปได้ในการใช้งานจริงต่อไป

ผลที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัยนี้คือองค์ประกอบที่ทำให้เกิดความแม่นยำของผลเฉลยที่ได้ทำการศึกษจะสามารถนำไปใช้ในการวิเคราะห์ ตรวจสอบพฤติกรรมกรไหลของกังหัน หรืออีกนัยหนึ่งเป็นเครื่องมือในการวิจัยพัฒนากังหันลมแกนตั้ง และใช้เป็นเครื่องมือสอบเทียบการออกแบบกังหันลมแกนตั้งเชิงทฤษฎี โดยไม่ต้องทำการทดลองจริง (ซึ่งเป็นวิธีการที่กินเวลามาก และใช้งบประมาณสูง)

1.2 วัตถุประสงค์งานวิจัย

งานวิจัยนี้มีจุดประสงค์ในการวิจัย 4 ข้อดังต่อไปนี้

1. ศึกษาเทคนิคการกำหนดกริด และความละเอียดของกริดในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงในสองมิติที่จะทำให้ผลเฉลยไม่ขึ้นกับความละเอียดของกริดอีกต่อไป
2. ศึกษาผลกระทบของแบบจำลองความปั่นป่วนตลอดย่านการทำงานของกังหันเพื่อหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่ให้ผลเฉลยแม่นยำที่สุด
3. ออกแบบกังหันแกนตั้งแบบใบบิดเกลียว 360° และนำวิธีการที่ได้จากข้อ 1 และ 2 ไปใช้ในการจำลองการไหลเพื่อประเมินศักยภาพการเริ่มต้นหมุนและประสิทธิภาพของกังหัน
4. พัฒนาโปรแกรมช่วยออกแบบกังหันลมแกนตั้งบนพื้นฐานทฤษฎีเบลดอิมเพนตัมโมเมนตัม (Blade Element Momentum Theory ; BEM)

1.3 ขอบเขตงานวิจัย

เพื่อให้บรรลุตามจุดประสงค์ของงานวิจัยในข้างต้น งานวิจัยนี้ ถูกดำเนินการภายใต้ขอบเขตดังต่อไปนี้

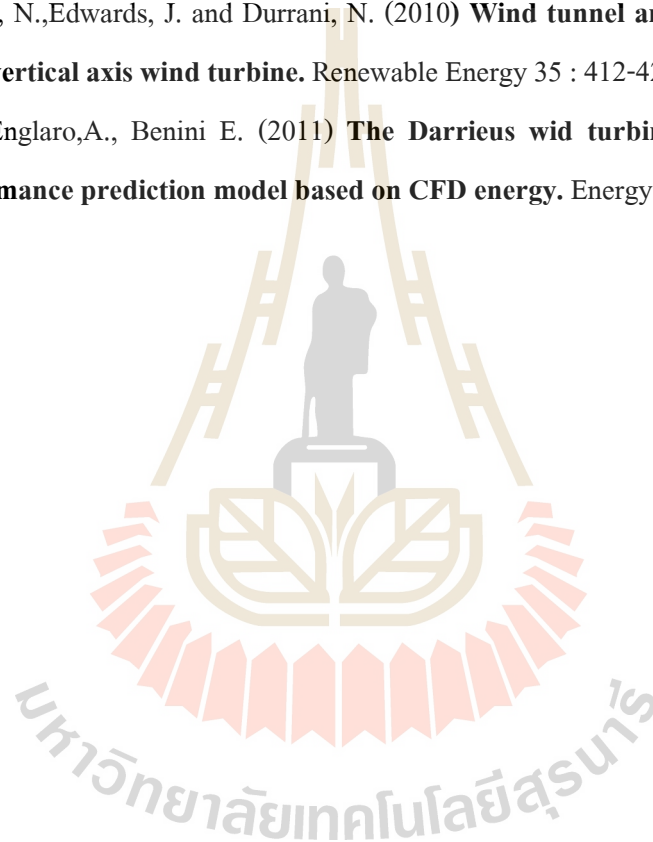
1. การจำลองการไหลจะพิจารณาเฉพาะผลกระทบจากใบกังหันเท่านั้น ไม่พิจารณาผลกระทบจากแกนกังหัน ก้านจับยึดกังหัน ตลอดจนการแปรค่าของความเร็วลมเนื่องจากความสูง

2. เพื่อให้ได้ผลเฉลยที่มีความสมเหตุสมผลและแม่นยำในระดับที่ยอมรับได้และใช้เวลาในการจำลองรวมถึงทรัพยากรหน่วยความจำไม่มากนักการจำลองการไหลจะใช้วิธีการเฉลี่ยเรย์โนลด์ หรือวิธี Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)
3. ปัจจัยการจำลองที่มีผลต่อความแม่นยำของผลเฉลยที่จะทำการศึกษาคือ ความละเอียดของการกำหนดกริด และประเภทของแบบจำลองความปั่นป่วน โดยแบบจำลองความปั่นป่วนที่จะทำการศึกษาคือแบบจำลองที่ได้รับการยอมรับแล้วว่ามีประสิทธิภาพและได้รับความนิยมนำมาใช้ในการทำนายปัญหาการไหลที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานที่มีการไหลวน การไหลแยก และมีความซับซ้อนได้ดี ดังต่อไปนี้ สำหรับการจำลองเพื่อศึกษาผลกระทบความละเอียดกริด (ทำใน 2 มิติ) 1. Spallart-Allmaras model 2. Shear Stress Transport k- ω Model (SST) 3. Transition Shear Stress Transport k- ω Model models (Transition SST) 4.) และ สำหรับการเปรียบเทียบผลกระทบจากแบบจำลองความปั่นป่วน (ทำใน 3 มิติ) จะใช้แบบจำลองต่อไปนี้ 1. k- ϵ RNG model 2. Shear Stress Transport k- ω Model (SST) และ 3.) Transition Shear Stress Transport k- ω Model models (Transition SST)
4. การศึกษาความหนาแน่นและความละเอียดของกริดจะทำในสองมิติ โดยศึกษากังหันแกนตั้งแบบใบตรงแบบดั้งเดิมซึ่งประกอบด้วยใบกังหันเพียงใบเดียว
5. การศึกษาผลกระทบของแบบจำลองความปั่นป่วนจะทำการจำลองในสามมิติ เปรียบเทียบกับผลการจำลองในวรรณกรรมวิจัย
6. การพัฒนาโปรแกรมเชิงอุดมคติเพื่อใช้ช่วยออกแบบกังหันลมแกนตั้งจะอาศัยทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์โมเมนต์
7. การจำลองกังหันใบเดี่ยวบิดเกลียว 360° จะไม่พิจารณาผลกระทบจากแกนกังหันและแขนจับยึดใบกังหัน

ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัยนี้คือได้แนวทางในการจำลองการไหลโดยใช้ CFD ให้มีความแม่นยำและใช้ทรัพยากรน้อย สามารถใช้เป็นเครื่องมือในการวิจัยพัฒนา รวมถึงเป็นเครื่องมือสอบเทียบการออกแบบกังหันลมแกนตั้งเชิงทฤษฎีโดยไม่ต้องทำการทดลองจริง ซึ่งเป็นวิธีการที่กินเวลามากและใช้งบประมาณสูง ได้โปรแกรม BEM สำหรับช่วยออกแบบกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงในเบื้องต้นอันจะทำให้สามารถประเมินประสิทธิภาพของกังหันได้อย่างรวดเร็วและประหยัดไปในคราวเดียวกัน

1.4 รายการอ้างอิง

- Chowdhury, A.M., Akimoto, H. and Hara, Y. (2015). **Comparative CFD analysis of vertical axis wind turbine in upright and tilted configuration**, Renewable Energy, 85(2016) : 327-337.
- Nobile, R., Vahdati, M., Barlow, J.F., Mewburn-Crook, A. (2014) **Unsteady flow simulation of a vertical axis augmented wind turbine: A two-dimensional study**. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 125(2014) :168-179.
- Howel, R., Qin, N., Edwards, J. and Durrani, N. (2010) **Wind tunnel and numerical study of a small vertical axis wind turbine**. Renewable Energy 35 : 412-422.
- Raciti, C.M., Englaro, A., Benini E. (2011) **The Darrieus wind turbine: proposal for a new performance prediction model based on CFD energy**. Energy 36 : 4919-4934.



บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรม

2.1 บทนำ

สำหรับการศึกษาพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านกังหันลมแกนตั้งนั้น ในอดีตที่ผ่านมา มักจะอาศัยการสังเกตพฤติกรรมการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งโดยอาศัยการทดลองในอุโมงค์น้ำ (Oler, Strickland และ Graham (1983) หรือในอุโมงค์ลม Howell Kin Edwards และ Durarani (2010) Sheldahl และ Klimas (1981) แต่การศึกษาด้วยวิธีการดังกล่าวนี้สิ้นเปลืองทั้งงบประมาณและเวลามาก นักวิจัยจำนวนหนึ่งจึงพยายามพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อทำนายพฤติกรรมการไหลของกังหันลมแกนตั้งอย่างต่อเนื่องในปี 1970 สถาบันวิจัยหลายแห่งเช่น Sandia National Laboratories และ National Renewable Energy Laboratory (NREL) USA ได้ให้ความสนใจในข้อดีของกังหันแกนตั้งและเริ่มต้นวิจัยและพัฒนาอย่างจริงจังทำให้แบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ได้ถูกพัฒนาขึ้นมาเพื่อใช้ในการวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งมากมาย โดยสามารถจำแนกประเภทได้เป็น 3 กลุ่มกว้าง ๆ ได้แก่ 1.) แบบจำลอง (Blade Element Momentum Theory : BEM) หรือเรียกว่าแบบจำลองท่อการไหล (Stream-tube model) แบบจำลองในกลุ่มทฤษฎีโมเมนตัมนี้เป็นแบบจำลองที่มีความซับซ้อนต่ำ สามารถทำนายประสิทธิภาพโดยรวมของกังหันได้ดี ใช้เวลาในการคำนวณน้อยแต่ไม่สามารถวิเคราะห์การกระแทกที่กระทำต่อกังหันได้ 2.) แบบจำลอง vortex เป็นแบบจำลองที่ให้ผลการทำนายที่แม่นยำกว่ารวมถึงทำนายแรงกระทำบนใบกังหันได้ดีกว่าแบบจำลองในกลุ่ม BEM แต่ก็ใช้เวลาและทรัพยากรในการคำนวณมากกว่า 3.) แบบจำลองในกลุ่มพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics ; CFD) ซึ่งการคำนวณด้วย CFD สามารถให้ผลเฉลยในสามมิติและให้รายละเอียดการไหลได้เป็นอย่างดีแต่การคำนวณให้ถึงความถูกต้องสูงอาจใช้ทรัพยากรและเวลาในการคำนวณสูงกว่าแบบจำลองอื่น ๆ ในปัจจุบันคอมพิวเตอร์ได้ถูกพัฒนาจนมีศักยภาพสูงจนมีความสามารถในการคำนวณด้วยต้นทุนที่ไม่สูงนัก การทดลองจริงบางประเภทสามารถทดแทนด้วยการทดลองเชิงตัวเลข (numerical experiment) โดยใช้ CFD เป็นเครื่องมือได้

ส่วนต่อไปนี้จะนำเสนอปริทัศน์วรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับความพยายามศึกษาพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมแกนตั้งที่มีหลากหลายวิธีการตั้งแต่การทดลอง การวิเคราะห์ในเชิงทฤษฎีไปจนถึงการใช้ CFD เป็นเครื่องมือในที่สุด

2.2 วรรณกรรมด้านทฤษฎีเชิงอุดมคติ

ทฤษฎีเชิงอุดมคติมีประโยชน์ในการวิเคราะห์กังหันและประเมินประสิทธิภาพของกังหันแกนด์ในแง่ที่สามารถเห็นพฤติกรรมของตัวแปรได้จากสมการอย่างเด่นชัด ในยุคต้น ๆ ของการพัฒนากังหันแกนด์ งานวิจัยส่วนใหญ่ทุ่มเทไปในทิศทางการศึกษาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมจากการออกแบบเบื้องต้น การใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยมากใช้เวลาและทรัพยากรในการคำนวณน้อยและผลเฉลยที่ได้สามารถให้แนวโน้มของประสิทธิภาพในทิศทางที่ถูกต้อง งานแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับกังหันลมแกนด์สามารถแบ่งออกเป็นสองกลุ่มใหญ่ ๆ คือแบบจำลองท่อการไหล (Stream-tube model) ที่อาศัยทฤษฎีแผ่นงานสมมติหรือแผ่นทำงานสมมติ(Actuator disc) และแบบจำลองที่อาศัยพื้นฐานทฤษฎีวอร์เทกซ์ (Vortex theory) ทั้งสองแบบจำลองมีข้อดีข้อเสียต่างกันคือ แบบจำลองในกลุ่มทฤษฎีวอร์เทกซ์นั้นมีความแม่นยำสูงกว่าแบบจำลองท่อการไหลแต่ใช้ทรัพยากรและเวลาในการคำนวณมากกว่าและมีความยุ่งยากในการคำนวณมากกว่า ในปัจจุบันทฤษฎีกลุ่มท่อการไหลมีการพัฒนาอย่างต่อเนื่องและมีการเพิ่มแบบจำลองการรบกวนพลวัต(Dynamic stall model) เข้าไปประกอบ ทำให้แบบจำลองมีความแม่นยำมากขึ้นในระดับที่ยอมรับได้โดยใช้เวลาในการคำนวณสั้นกว่าแบบจำลองในกลุ่มทฤษฎีวอร์เทกซ์ อีกทั้งการคำนวณก็ไม่ซับซ้อนมาก ทฤษฎีในกลุ่มท่อการไหลจึงได้รับความนิยมมากขึ้น ตัวอย่างวรรณกรรมในด้านนี้ได้ผู้วิจัยได้สรุปและรวบรวมไว้ดังต่อไปนี้

ในปี 1974 Templin ได้ทำการวิเคราะห์แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของกังหันแกนด์ ในขณะที่งานวิจัยที่ National Research Council of Canada การวิเคราะห์ของ Templin นั้นมีข้อดีคือง่าย และตรงตัว ผลลัพธ์ที่ได้มีความสอดคล้องกับข้อมูลจากการทดสอบกังหันที่มีอยู่ในขณะนั้นเป็นอย่างดี โดยการไหลจะถูกพิจารณาเป็น Streamtube เดี่ยวและกำหนดให้ค่าความเร็วเหนี่ยวนำมีค่าคงที่ตลอดตัวกังหันทำให้สามารถหาค่า คอของท่อการไหลได้ แต่ข้อจำกัดคือไม่สามารถทราบค่าภาระกรรมที่กระทำต่อกังหันได้ ความเร็วที่ได้จากการคำนวณนั้นไม่มีการแปรค่าตลอดหน้าตัดของ Streamtube นอกจากนี้การวิเคราะห์ดังกล่าวได้รวมการคิดค่าแรงต้านพลศาสตร์ (aerodynamic drag) เข้าไปด้วยและจากผลการคำนวณแสดงให้เห็นว่าค่าประสิทธิภาพนั้นเปลี่ยนแปลงง่ายตามการแปรค่าของแรงต้าน (drag) โดยเฉพาะที่ค่าความเร็วยอดทอนสูง ๆ

Wilson และ Lissaman (1974) ได้เริ่มนำหลักการ streamtube กลุ่ม มาใช้ซึ่งต้องอาศัยการคำนวณซ้ำ (Iteration) มาช่วย โดยแรงทางอากาศพลศาสตร์จะหาจากทฤษฎีโมเมนตัมและนำไปเท่ากับแรงที่ได้จากทฤษฎี Blade Element การวิเคราะห์ของ Wilson และ Lissaman สมมติให้ใบกังหันวางตัวในแนวตั้งขนานกับแกนกังหัน และพิจารณาว่าการไหลนั้นไม่มีความหนืดซึ่งการวิเคราะห์แบบดังกล่าวมีข้อดีคือทำให้ได้ค่าความเร็วที่โรเตอร์มีความสมจริงกว่าการวิเคราะห์ของ Templin

Strickland (1975) ได้ทำนายประสิทธิภาพของกังหันลมแบบ Darrieus ขนาดเล็ก โดยประยุกต์แบบจำลอง Multiple stream tube เข้ากับกังหันแกนตั้งแบบ Darrieus เพื่อศึกษาผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงรูปร่างลักษณะของกังหันเช่น Blade solidity, blade taper และการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนความสูงต่อเส้นผ่านศูนย์กลางของใบกังหัน นอกจากนี้ยังได้ทำการแปรค่าความเร็วลม freestream ที่นี้ Strickland มีจุดประสงค์เพื่อใช้ในการช่วยออกแบบและหาค่าที่เหมาะสมของกังหันลม Darrieus ขนาดใหญ่ที่ไม่มีข้อมูลจากการทดลองสำหรับการใช้ในการออกแบบ

Holme (1976) ได้ทำการวิเคราะห์การไหลผ่านกังหันแกนตั้งแบบใบกังหันตรงในสองมิติอย่างละเอียด โดยได้พิจารณา Bound vorticity และ Wake vorticity และใช้ความสัมพันธ์ Biot-Savart ในการหาความเร็วเหนี่ยวนำจาก Vortex sheets ผลลัพธ์จากการคำนวณทำให้ได้ค่าประสิทธิภาพสูงสุดมีค่าเป็น 0.545 ที่ความเร็วยอดทอน 3.54 โดยมุมปะทะอยู่ในช่วง -13.5 ถึง + 8.5 นอกจากนี้ยังแสดงให้เห็นว่าภาระกรรมบนใบกังหันในด้านต้นลมมีค่าสูงกว่าด้านปลายลม ซึ่งการวิเคราะห์แบบ Streamtube นั้นจะไม่สามารถให้รายละเอียดดังกล่าวได้

Wilson (1978) ได้ทำการวิเคราะห์ประสิทธิภาพและสนามการไหลของกังหันแกนตั้งแบบใบกังหันตั้งตรงเพื่อที่จะหาประสิทธิภาพสูงสุดที่กังหันแกนตั้งจะสามารถสกัดได้จากลม โดยใช้การวิเคราะห์ว่าคลื่นวนท้าย (wake) ที่เกิดขึ้นในด้านหลังนั้น มีลักษณะเป็น Vortex sheet ที่เรียงขนานกันหลายแผ่น ผลการวิเคราะห์พบว่าค่าสัมประสิทธิ์กำลังสูงสุดที่จะเกิดขึ้นได้นั้นเป็นค่าเดียวกันกับ Betz's limit สำหรับกังหันแกนนอน คือ $16/27$ นอกจากนี้ค่าแรงในแนวกระแสมที่ได้จากการคำนวณโดยวิธีนี้ยังมีค่าเท่ากับค่าของกังหันแกนนอนอีกด้วย

วิธีการวิเคราะห์ที่ยุ่งยากซับซ้อนมากที่สุดที่ได้รับการพัฒนาขึ้นสำหรับกังหันแกนตั้งแบบ Darrieus คือวิธีการวิเคราะห์แบบ Free-vortex โดย Wilson และ McKie ได้พัฒนาขึ้นในปี 1978 วิธีการนี้อาศัยทฤษฎีวงกลม (circle theorem) เข้าช่วย โดยใช้วิธีการเปลี่ยนแบบคงตัว (conformal mapping) เปลี่ยนหน้าตัดของใบกังหันไปอยู่ในระนาบของวงกลมซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขของ Kutta หลังจากนั้นจึงทำการหาค่า strength of induce center, shed vortice และ image vortices ที่นี้ คลื่นวนท้าย (wake) ของการไหลจะถูกจำลองด้วย discrete force-free vortices ที่ถูกพาไปยังด้านปลายลม ซึ่งความเร็วจะหาได้จากความเร็วเหนี่ยวนำจากส่วนที่เหลือของระบบ โดย Wilson และ McKie ได้ตรวจสอบวิธีการวิเคราะห์ของตนด้วยการเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ของ Karman-Sears สำหรับแผ่นบางเคลื่อนที่ และพบว่าวิธีการนี้ให้ผลที่สอดคล้องกับผลลัพธ์ดังกล่าวอย่างดีเยี่ยม นอกจากนี้ค่าแรงและโมเมนต์บนใบกังหันสามารถหาได้จากสองวิธีการคือ (1) โดยวิธีการหาปริพันธ์ของความดันตลอดผิวของหน้าตัดใบกังหัน โดยใช้ Unsteady Blasius theorem และ (2) โดยวิธีการหาจาก Impulse ของ wake vortices การวิเคราะห์แบบ free-vortex นี้ยังนำไปสู่ความเข้าใจในบทบาทของอากาศพลศาสตร์แบบไม่คงตัว (Unsteady aerodynamics) สำหรับกังหันแบบ Darrieus มากขึ้น โดยพบว่า

ผลกระทบจากการไหลแบบไม่คงตัวและคลื่นท้ายที่เกิดขึ้นนั้น มีบทบาทอันสำคัญต่อการหาค่าแรงที่กระทำบนใบกังหันยิ่งไปกว่านั้นยังสามารถทำการคำนวณค่าโมเมนต์ได้จากวิธีการดังกล่าวนี้ด้วย อย่างไรก็ตามวิธีการนี้ก็มีข้อเสียหลายประการนั้นคือ 1). ค่อนข้างซับซ้อนและสิ้นเปลือง 2). ไม่ได้รวมผลกระทบของการรบกวนพลวัต (Dynamics stall) เข้าไปในการวิเคราะห์ด้วย 3). ใช้ได้กับกังหันแกนตั้งแบบใบกังหันตรงเท่านั้น 4). ค่าการกระรรมและค่าประสิทธิภาพหาได้โดยวิธีการลู่เข้า โดยค่าการกระรรมและประสิทธิภาพจะมีค่ามากขึ้นตามค่าความยาวของคลื่นท้าย แต่ในทางปฏิบัติความยาวของคลื่นท้ายนั้น มีค่าไม่ถึงอนันต์ ดังนั้นผลลัพธ์ที่ได้จึงมีความคลาดเคลื่อน

Newman (1983) ได้ประยุกต์ทฤษฎี Actuator disc ซึ่งอาศัยหลักการเดียวกับที่ Betz ใช้ในการวิเคราะห์กังหันแกนนอนเข้ากับกังหันแกนตั้งแบบ Darrieus เพื่อหาค่าประสิทธิภาพที่เหมาะสมโดยสมมติให้แรงต้านใบกังหันมีค่าเป็นศูนย์ และทำการเปรียบเทียบระหว่างการวิเคราะห์ 2 แบบ แบบแรกคือการพิจารณาว่ากังหันเป็น Actuator disc เพียงตัวเดียวแต่ให้ค่า inflow factor นั้นมีการแปรค่าตามตำแหน่งบน disc ได้ แบบที่ 2 นั้นพิจารณาว่ามี Actuator disc สองตัววางเรียงกันแต่กำหนดให้ inflow factor ของการวิเคราะห์อย่างหลังนี้มีค่าเป็นเอกรูป (uniform) ทั้งนี้เพื่อตรวจสอบว่าการวิเคราะห์แบบใดมีความเหมาะสมที่จะใช้ในการวิเคราะห์กังหัน Darrieus มากกว่า ผลจากการวิเคราะห์พบว่า การวิเคราะห์แบบแรกให้ค่าคำตอบที่สมเหตุสมผลมากกว่าเมื่อเทียบกับ Betz's limit โดยมีค่าลู่เข้าสู่ค่าที่ได้จากการทดลอง ส่วนการวิเคราะห์แบบหลังพบว่าค่าประสิทธิภาพสูงสุดที่ได้มีค่ามากกว่าค่า Betz's limit และมีความผิดพลาดสูงกว่าการวิเคราะห์แบบแรก

Paraschivoiu, Fraunie and Beguier (1984) ได้วิเคราะห์หาค่า Dynamic loads และประสิทธิภาพของกังหันลม Darrieus โดยได้รวมผลกระทบของการบานตัวของ Streamtube เข้าไปในการคำนวณด้วย ซึ่งการคำนวณได้ใช้แบบจำลอง Double Multiple Streamtube ซึ่งเป็นแบบจำลอง Actuator disk ที่มีหลาย Streamtube และแบ่ง Streamtube ออกเป็นส่วนหน้าและส่วนหลัง การหาค่าความเร็วเหนี่ยวนำจะหาโดยผนวกค่าปัจจัยรบกวนต่าง ๆ เข้าไปด้วย โดยค่าดังกล่าวสามารถปรับค่าได้ หลังจากนั้นใช้คอมพิวเตอร์ช่วยในการคำนวณ ซึ่งเมื่อนำผลการคำนวณจากแบบจำลองนี้มาเปรียบเทียบกับข้อมูลที่ได้จากการทดสอบ พบว่าการคิดผลกระทบจากการบานตัวของ streamtube จะมีนัยสำคัญที่ความเร็วอดทอน (Blade speed ratio; BSR) สูง ๆ อันจะให้ค่าสนามกรไหลที่ปั่นป่วนและปลายลมซึ่งไม่สมมาตรกันอยู่แล้ว มีความสมจริงมากขึ้น

Ponta และ Jacovkis (2006) ได้เสนอทางเลือกใหม่สำหรับการจำลองพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันแกนตั้งแบบ Darrieus โดยแนวคิดก็คือการผสมผสาน Free-vortex model แบบดั้งเดิมเข้ากับ Finite-element analysis ของการไหลรอบ ๆ ใบกังหัน เนื่องจากแบบจำลอง Free-vortex แบบดั้งเดิมของ Wilson และ McKie (1978) นั้นไม่ครอบคลุมพฤติกรรม stall ของใบกังหัน และวิธีการดังกล่าวใช้พื้นฐาน Potential theory ซึ่งต้องการเงื่อนไขอุดมคติ นั่นคือ Irrotational

flow แต่ใช้สมมติฐานการไหลแบบไม่มีความหนืด ดังนั้นจึงยังคงเหลือ rotational effect ที่ถูกเหนี่ยวนำโดยการหมุนของกังหันลมที่ Potential flow theory ยังไม่สามารถครอบคลุมได้ ยิ่งไปกว่านั้น การเกิด Circulation รอบใบกังหันที่มีการหมุนจะมีความแตกต่างจากกังหันที่ไม่ได้หมุนและอาจทำให้โครงสร้างของชั้นผิวบางรวมถึงคุณลักษณะของ airfoil เปลี่ยนไป นอกจากนี้ในการวิเคราะห์ของ Wilson และ MaKie เองไม่ได้รวม Unsteady effect อย่างอื่น ๆ ที่เกิดขึ้นจากความเฉื่อยของของไหล นั่นคือไม่ปรากฏเทอมของ mass effect ในกระบวนการคิดแต่อย่างใด ข้อเสียทั้งหมดข้างต้นเป็นข้อเสียของการวิเคราะห์ free vortex แบบดั้งเดิมซึ่งภายหลัง Wilson และ Strickland ได้เพิ่มเทอมที่ปรับแก้เข้าไปเพื่อลดผลกระทบดังกล่าว อย่างไรก็ตามวิธีการของ Ponta และ Jacovkis ได้หลีกเลี่ยงปัญหาที่เกิดกับการวิเคราะห์แบบดั้งเดิมโดยผลกระทบของสมการอนุรักษ์มวล ได้ถูกรวมเข้าไปในสมการโมเมนตัม และการคิดความเร็วที่บริเวณรอบใบกังหันก็รวมความเร็วจากการหมุนของกังหันตลอดจนพิจารณา rotational effect ที่ถูกเหนี่ยวนำจากการหมุนเข้าไปในการวิเคราะห์ด้วย ผลจากการทำนายด้วยแบบจำลองนี้มีความสอดคล้องกับข้อมูลที่ได้จากกาทดลองเป็นอย่างดี และเมื่อใช้แบบจำลองนี้ในการทำนายแรงและการไหล near wake บริเวณหลังโรเตอร์ (rotor) พบว่าให้ผลที่ถูกต้องมากกว่าการใช้แบบจำลองแบบดั้งเดิม

ในปี 2009 Shen Zhang และ Sorensen ได้เสนอเทคนิคในการคำนวณในสองมิติแบบใหม่สำหรับกังหันลมแกนตั้ง วิธีการดังกล่าวถูกเรียกว่า 2D actuator surface technique ซึ่งผสมผสาน Navier-Stoke solver ซึ่งการกระจายตัวของความดันนั้นถูกแสดงในรูปของ body force ซึ่งกระจายตัวอยู่ตลอดความยาวคอร์ดของแพนอากาศ ซึ่ง body force ดังกล่าวจะหาค่าได้จากฟังก์ชันที่ถูกตั้งค่าไว้ก่อนแล้ว ฟังก์ชันดังกล่าวซึ่งขึ้นกับมุมปะทะและประเภทของแพนอากาศ ซึ่งคำนวณจาก viscous-inviscid interaction code วิธีการในการคำนวณดังกล่าวได้ถูกสอบเทียบกับค่าที่ได้จากการทดลอง ซึ่งพบว่าสามารถทำนายลักษณะการไหลหรือคลื่นท้ายของกังหันได้เป็นอย่างดี ผลเฉลยสอดคล้องกับข้อมูลการทดลอง โดยวิธีการของ Shen และคณะนี้สามารถให้รายละเอียดของสัมประสิทธิ์แรงตลอดจนแรงบิดในขณะที่กังหันหมุนได้อีกด้วย

2.3 วรรณกรรมด้านพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Scheurich Fletcher และ Brown (2010) ได้จำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งโดยใช้ CFD บนพื้นฐานของ vorticity transport model เป็นเครื่องมือ กังหันลมที่จำลองมีทั้งสิ้น 3 แบบด้วยกันคือ 1. แบบใบตรง 2. แบบใบคดโค้ง 3. แบบใบบิดเกลียว โดยกังหันทั้งสามแบบประกอบด้วย 3 ใบ กังหัน Scheurich และคณะให้ความเห็นว่า การใช้วิธีการดังกล่าวจะทำให้เห็นรายละเอียดของการไหลรอบใบกังหันได้ดียิ่งขึ้นเนื่องจากสมการที่ใช้เป็นสมการอนุรักษ์คลื่นวน (Vorticity conserves) นอกจากนี้ การจำลองการไหลเป็นสามมิติทำให้ยังคงผลกระทบของความยาวใบที่จำกัดและ

ผลกระทบจากลักษณะโครงสร้างกั้นไว้ได้ โดยผลการจำลองการไหลพบว่า ไบกันหันแบบคัดเกลียวให้แรงบิดที่ราบเรียบกว่า แม้ว่าคลื่นท้ายจะมีความซับซ้อนกว่าและไม่สมมาตรก็ตาม การจำลองกั้นทั้งสามใบของ Scheurich ไม่ได้ศึกษาในรายละเอียดของการเริ่มต้นหมุนและผลกระทบความเอียงของการบิดเกลียวใบ

Howell, Kin, Edwards และ Durarani (2010) ได้ทำการทดสอบกั้นกันแค้นตั้งใบตรงขนาดเล็กที่มีจำนวน 3 ใบกันหันในอุโมงค์ลม และจำลองการไหลผ่านกั้นกันลมดังกล่าวด้วยโปรแกรมช่วยวิเคราะห์การไหลในสองมิติและสามมิติ Fluent โดยในการจำลองใช้แบบจำลอง k- ϵ RNG model ร่วมกับ wall function และใช้ y^+ ในกริดแรกต่ำกว่า 10 ผลเฉลยจากการจำลองแสดงให้เห็นว่าการจำลองโดยใช้ CFD ในสามมิติให้ผลเฉลยที่แม่นยำกว่าการจำลองโดยใช้เพียงแค่สองมิติ อย่างไรก็ตาม การจำลองของ Howell นั้นระบุว่าได้ใช้ wall function ซึ่งในความเป็นจริงแล้วเป็น semi-empirical formula ซึ่งทำหน้าที่เชื่อมโยงบริเวณชั้นผลกระทบของความหนืด (viscosity-affected region) กับชั้นความปั่นป่วนเต็มรูปแบบ (fully-turbulent region) ซึ่งในกรณีนี้ บริเวณชั้น viscous sub-layer และชั้น buffer layer จะไม่ถูกคำนวณ โดยสมการควบคุมแต่จะใช้สูตรซึ่งสังเคราะห์จากการทดลองมาประมาณค่าแทน ดังนั้นความสูงของกริดแรกจากผิวของแพนอากาศควรอยู่ในช่วง $30 < y^+ < 300$ แม้ว่าผลการจำลองจะออกมาสมเหตุสมผลและมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกับการทดลองแต่ในเรื่องของความแม่นยำแล้วถือว่ายังไม่แม่นยำมากนัก ทั้งนี้เนื่องจาก wall function นั้นไม่เพียงพอที่จะใช้ในกรณีการไหลที่มีการปั่นป่วนเกิดขึ้นเช่นการไหลผ่านกั้นกันลมแค้นตั้ง ในกรณีดังกล่าวนี้ควรจะใช้ enhanced-wall model ซึ่งสามารถคำนวณผลกระทบของความหนืดได้ในบริเวณชั้น viscous affected region และจะให้ผลการคำนวณที่แม่นยำกว่า

Almohammadi, Ingham และ Pourkashanian (2012) ได้ศึกษาการไหลผ่านกั้นกันลมแค้นตั้งแบบใบตรงใน 2 มิติ โดยศึกษาทั้งใน Mesh phase และ Simulation phase กล่าวคือ ในส่วนของ mesh phase ได้ศึกษาผลกระทบของประเภทของกริด aspect ratio และจำนวนกริดในโดเมน ส่วนใน Simulation phase ได้ศึกษาผลกระทบของ time step และผลกระทบของ Turbulent intensity ที่ทางเข้าของโดเมน ซึ่งผลการศึกษาพบว่าทุกตัวแปรทั้งหมดข้างต้นสามารถส่งผลให้ได้ผลเฉลยที่ผิดพลาดหรือไม่สมจริงได้ โดยเฉพาะ aspect ratio ของบริเวณรอบผิวแพนอากาศ (สัมพันธ์กับความสูงของกริดแรก) นั้นมีความสำคัญค่อนข้างมาก

Zadeh, Komeili และ Paraschivou (2014) จำลองการไหลผ่านกั้นกันลมแค้นตั้งเพื่อศึกษาผลกระทบความละเอียดของกริดโดยใช้แบบจำลองการไหล Spalart Allmaras (S-A model) และใช้ความสูงของกริดแรกจากผิวของแพนอากาศ y^+ มากกว่า 30 เพื่อจับพฤติกรรมกริดไหลบริเวณชั้นขีดผิวของไบกันหัน อย่างไรก็ตามการใช้ y^+ มากกว่า 30 นั้นถือว่าเป็นกริดหยาบ แบบจำลอง S-A จะประยุกต์ใช้ wall function ซึ่งเป็นแบบจำลองกึ่งสูตรที่ได้จากการทดลองมาประเมินค่าการไหลในชั้น

ชนิดผิวแทน การคำนวณสมการการถ่ายเทตัวแปรต่าง ๆ ในบริเวณดังกล่าวไม่ได้เกิดขึ้นจริง ทำให้ไม่สามารถจับพฤติกรรมการไหลที่เกิดขึ้นบนผิวกังหันอย่างแท้จริงได้ อีกทั้งแบบจำลอง S-A เองนั้นให้ความแม่นยำของผลเฉลยในสองมิติได้ดีในระดับหนึ่งแต่สำหรับการจำลองในสามมิติแล้วพบว่ายังให้ผลเฉลยที่ไม่แม่นยำตรงนัก (Fluent.Inc, 2012)

2.4 วรรณกรรมด้านการทดลอง

งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการสังเกตพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์โดยอาศัยการทดลองนั้น ถึงแม้ว่าจะทำให้สิ้นเปลือง แต่งานทดลองที่มีความน่าเชื่อถือยังคงมีความสำคัญสำหรับการสอบเทียบความถูกต้องของแบบจำลองต่าง ๆ วิศวกรจึงยังคงต้องมียานทดลองโดยใช้เทคนิคต่าง ๆ กันไป อาทิเช่น Fujisawa และ Shibuya (2001) ได้ทำการสังเกตการไหลรอบใบกังหันขณะเกิด stall โดยการเฝ้าดูด้วยเทคนิคการปล่อยหมึก (Dye injection technique) และการวัดด้วยเทคนิค PIV (Particle image velocimetry) ทั้งในเฟรมอ้างอิง (Frame of reference) แบบหมุนและแบบหยุดนิ่ง ทั้งนี้ในการทดลองจะใช้กังหันลมคาเรียสขนาดเล็กในอุโมงค์น้ำ ซึ่งผลการทดลองแสดงให้เห็นว่าเมื่อใบกังหันเคลื่อนที่อยู่บริเวณด้านต้นลมจะเกิด stall vortices ขึ้นสองครั้ง โดยแต่ละครั้งจะปล่อยคลื่นวน (vortex shedding) ออกมาเป็นคู่ซึ่งหมุนในทิศสวนทางกัน และคลื่นวนที่ถูกปล่อยออกมาชุดแรกจะถูกปล่อยออกจากบริเวณหางของปีกกังหันและเคลื่อนที่ผ่านจุดศูนย์กลางของโรเตอร์ ในขณะที่ชุดที่สองจะถูกปล่อยจากบริเวณหัวของปีกกังหัน เคลื่อนที่เลียบไปตามแนววงในของรัศมีการหมุนและโค้งขึ้นเรื่อย ๆ โดยเคลื่อนที่ไปตามขอบการหมุนด้านในจนกระทั่งหลุดออกไป สังเกตได้ว่ากลไกการวนนี้มีสาเหตุมาจากเกิดการไหลแยกที่บริเวณผิวด้านในของหน้าตัดใบกังหัน ตามมาด้วยการม้วนตัวและขยายตัวของคลื่นวนจากผิวด้านนอกของหน้าตัด นอกจากนี้ยังพบอีกว่าถึงแม้ธรรมชาติของการเกิดการวนพลวัตจะไม่ใช่กับความเร็วอดทอน แต่ปรากฏว่ามุมปะทะของใบกังหันเกี่ยวข้องกับนี้มีส่วนเกี่ยวข้องกับความเร็วอดทอน นอกจากนี้ อัตราการเติบโตของ Stall vortices ยังมีส่วนเกี่ยวพันกับการแปรค่าของความเร็วอดทอน

Oler, Strickland และ Graham (1983) ลักษณะของกังหันที่ถูกจำลองเป็นกังหันลมแกนตั้งขนาดเล็กแบบแรงยก (lift type) ตามการทดลองของ Oler และคณะ (1983) ซึ่งประกอบด้วยใบกังหันใบเดียว มีเส้นผ่าศูนย์กลางของกังหัน 0.61 เมตร หน้าตัดใบกังหันที่ใช้คือ NACA0015 ความยาวคอร์ด 0.1524 เมตร กังหันดังกล่าวถูกทดลองในอ่างน้ำ ขนาดกว้าง ยาว ลึก เป็น 5, 10, 1.25 เมตร ตามลำดับ ความเร็วในการหมุนของกังหันถูกกำหนดให้คงที่ที่ 7.4918 เรเดียน / วินาที โดยความเร็วของน้ำที่ทางเข้าอ่างจะถูกแปรค่าเพื่อให้ได้ความเร็วอดทอน (ความเร็วเชิงเส้นของใบกังหันต่อความเร็วที่ทางเข้าอ่าง) ตามที่กำหนด คือ 2.5, 5.1 และ 7.6 ผลการทดลองทำให้เห็นรายละเอียดสัมประสิทธิ์แรงในแนวสัมผัส และในแนวตั้งฉากกับเส้นทางการเคลื่อนที่ของใบกังหันได้เป็นอย่างดี

Sheldahl และ Klimas (1981) ได้ทำการทดลองในอุโมงค์ลมเพื่อหาสัมประสิทธิ์แรงทางอากาศพลศาสตร์สำหรับแพนอากาศแบบสมมาตรที่นิยมใช้กับกังหันลมแกนตั้ง 7 ชนิดด้วยกัน เพื่อให้สามารถรองรับความต้องการในการวิเคราะห์หรือศึกษากังหันลมแกนตั้งได้อย่างลึกซึ้งมากขึ้น เนื่องจากผลการทดลองที่มีอยู่ในระหว่างนั้น มักจะเป็นผลการทดลองที่ทำขึ้นเพื่อสนับสนุนงานวิเคราะห์ทางด้านการบิน งานทดลองของ Sheldahl และ Klimas จึงได้ทดสอบแพนอากาศจากมุมปะทะ 0-180 องศา โดยใช้ค่าเลขเรย์โนลด์ในช่วงปานกลางซึ่งเป็นย่านทำงานของกังหันลมแกนตั้ง โดยเฉพาะ นอกจากนี้ยังได้เสนอวิธีการสังเคราะห์ข้อมูลเพื่อที่จะขยายขอบเขตของข้อมูลในกรณีที่ต้องการข้อมูลที่ไม่อยู่ในช่วงที่ได้ทำการทดลองไว้

2.5 วรรณกรรมด้านการพัฒนาศักยภาพการเริ่มต้นหมุนและประสิทธิภาพกังหัน

นอกจากงานวิจัยในด้านอากาศพลศาสตร์แล้วยังมีงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับกังหันแกนตั้งอีกมากมายที่พยายามจะเพิ่มประสิทธิภาพหรือหาสาเหตุของการไม่เริ่มต้นหมุนของกังหันลมแกนตั้ง ด้วยวิธีการต่าง ๆ กันไป

Newman และ Ngabo (1978) ได้ทดลองพัฒนากังหันแกนตั้งแบบใหม่โดยใช้ผ้าใบจึงแทนใบกังหันที่มีหน้าตัดเป็นairfoil กังหันดังกล่าวมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 15 ฟุต มีSolidity ก่อนข้างสูง แต่ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่วัดได้ค่อนข้างต่ำเมื่อเทียบกับกังหันที่ใช้หน้าตัดairfoil ช่วงการทำงานของกังหันนี้อยู่ที่ความเร็วยอดทอนจาก 0 ถึง 2.5 ซึ่งถือว่าต่ำ จึงไม่เหมาะจะใช้งานผลิตกระแสไฟฟ้าถึงแม้ว่าค่าใช้จ่ายและทักษะที่ใช้ในการสร้างจะน้อยกว่ากังหันลมทั่วไปมากก็ตาม

ปี ค.ศ.1979 Watson ได้วิเคราะห์เกี่ยวกับสมรรถนะการเริ่มต้นหมุนของกังหันแกนตั้ง โดยตั้งข้อสังเกตว่าการที่กังหันลมไม่สามารถเริ่มหมุนได้จะเกิดในช่วงสัดส่วนความเร็วปลายปีก (Tip speed ratio) เฉพาะที่บางช่วงภายใต้เงื่อนไขการทำงานที่พลังงานสะสมสุทธิของใบกังหันในแต่ละรอบการหมุนมีค่าเป็นลบ การจะทำให้กังหันสามารถเริ่มหมุนได้ จึงต้องทำให้กังหันมีค่าพลังงานสุทธิเป็นบวกตลอดทุกช่วง Tip speed ratio รวมถึงที่เงื่อนไขการทำงานของมันด้วย

ปี ค.ศ.1983 Baker ได้สรุปและรวบรวมสาเหตุที่ทำให้กังหันแกนตั้งไม่สามารถเริ่มหมุนได้โดยพิจารณาจากข้อมูลการทดลองที่Sharpe ได้รวบรวมไว้ ซึ่งBaker ได้สรุปว่าความไม่สามารถเริ่มหมุนได้นั้นเกิดจากมีบางช่วงค่าของมุมปะทะที่จะเกิดค่าthrust coefficient ที่เป็นลบและทำให้เกิดแรงบิดในทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนของกังหัน ทั้งนี้Baker ได้เสนอวิธีการปรับแก้รูปร่างของกังหันว่าการทำให้กังหันมีรูปร่างแบบกังหันของMusgrove นั่นคือการปรับเอนใบกังหันให้เอนเข้าหรือห่างออกจากแกนการหมุน และหรือการปรับเอนใบกังหันไปด้านหน้าและด้านหลัง ทำมุมกับแกนที่ยึดใบกังหันเข้ากับแกนการหมุน นอกจากนี้ยังเสนอว่าหน้าตัดใบกังหันที่เลือกใช้ควรจะทำให้เกิด turbulent separation bubble ได้ง่าย ทำให้stall เกิดช้าลง อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์ของ

Baker นั้นวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของตัวแปรต่าง ๆ ของใบกังหันเพียงใบเดียวเท่านั้น กังหันลมโดยทั่วไปมักจะมีใบกังหัน 23 ใบ ซึ่งอาจทำให้เกิดการหักล้างของแรงหรือแรงบิดที่เกิดขึ้นเป็นผลให้กังหันไม่สามารถเริ่มต้นหมุนได้

Mertens Kuik และ Bussel (2003) ได้ศึกษาพฤติกรรมของกังหันแกนตั้งแบบตัว H ในสภาวะลมที่มีความปั่นป่วนบนยอดตึก โดยได้ทำการจำลองการไหลของลมผ่านยอดตึกเพื่อดูพฤติกรรมเชิงอากาศพลศาสตร์ นอกจากนี้ยังได้สร้างแบบจำลองเพื่อทำนายประสิทธิภาพการไหลบนพื้นฐานของ Streamtube model และเปรียบเทียบกับผลการทดสอบกังหันขนาดเล็กในกระแสลมคหว (Skew flow) ในอุโมงค์ลม ซึ่งการทำนายผลโดยใช้แบบจำลองดังกล่าวสอดคล้องเป็นอย่างดีกับผลการทดลอง และการทดสอบแสดงให้เห็นว่ากังหันลมแกนตั้งแบบตัว H นั้นมีประสิทธิภาพดีขึ้นในสภาวะลมคหว ทำให้เหมาะสมในการติดตั้งบนยอดตึกในตัวเมืองต่าง ๆ

Cooper และ Kenedy (2004) ได้พยายามที่จะปรับปรุงกังหันแกนตั้งแบบใบกังหันตั้งตรงให้เริ่มหมุนได้ด้วยตนเอง โดยการใช้กลไกปรับให้ใบกังหันมีการปรับมุมหมุนรอบตัวเอง 180° ในการหมุนรอบแกน 1 รอบ ลักษณะใบกังหันมีหน้าตัดสมมาตรระหว่างระนาบคอร์ดกลาง ผลการทดสอบปรากฏว่ากังหันสามารถเริ่มต้นหมุนได้เองและให้ค่าแรงบิดสูง แต่ให้ค่าสัมประสิทธิ์กำลังประมาณ 2.5 เท่านั้น ซึ่งถือว่าต่ำเมื่อเทียบกับกังหันลมแกนตั้งชนิดอื่น ๆ กังหันที่ได้ไม่เหมาะจะใช้ในการผลิตกระแสไฟฟ้าแต่เหมาะจะใช้ในงานปั้มน้ำ แบบกังหันลมโบราณ สังเกตได้ว่ากังหันดังกล่าวถึงแม้จะเป็นกังหันแบบแรงยกแต่ประสิทธิภาพและค่าแรงบิดตลอดจนความเร็วรอบที่ได้ นั้นใกล้เคียงกับกังหันประเภทแรงลากเป็นอย่างมาก งานวิจัยนี้ไม่ได้วิเคราะห์มุมปะทะของกังหันที่ติดตั้งในแต่ละตำแหน่งที่กังหันหมุนไปรอบแกนก่อนที่จะทำการปรับรอบ แต่ทำการปรับรอบกังหันให้หมุนรอบตัวเองอย่างต่อเนื่องโดยใช้อุปกรณ์ทางกลซึ่งอาจจะทำให้มุมปะทะไม่เหมาะสม หรืออาจเกิดแรงต้านใบกังหัน อีกทั้งไม่ได้มีการวิเคราะห์ solidity ของใบกังหันที่เหมาะสมก่อนทำการสร้าง ดังนั้นจึงทำให้ประสิทธิภาพของกังหันตกลง

นอกจากนี้ ยังมีอีกหลายงานวิจัยที่อาศัยการปรับกลชิ้นการใช้ใบกังหันแบบปรับมุมได้ (Variable pitch blade) Kirke (2005) , Pawsey (2004) การผนวกกังหันแบบดาเรียส (Darrieus) เข้ากับกังหันซาโวเนียส (Savonius) Wakui และคณะ (2005) Gupta และคณะ (2006) อย่างไรก็ตามวิธีการที่ได้ผลดีและเป็นที่ยอมรับนั้นคือการออกแบบใบให้มีลักษณะบิดโค้ง โดยในปี ค.ศ. 1995 Gorlov วิศวกรชาวอเมริกา ได้ออกแบบกังหันน้ำแบบแกนขวางการไหล (Cross flow turbine) แบบใบคู่บิดเกลียวซึ่งพบว่ากังหันสามารถเริ่มต้นหมุนได้เอง และให้แรงบิดที่ราบเรียบ นอกจากนี้ในปี 2004 Bussel ประสบผลสำเร็จในการออกแบบกังหันลมขนาดเล็กแบบใบบิด มีชื่อในทางการค้าว่า Turby ซึ่งเป็นกังหันลมขนาดเล็กแบบ 3 ใบสำหรับติดตั้งบนยอดตึก มีลักษณะคล้ายคลึงกับกังหันน้ำของ Gorlov คือมีใบที่บิดเกลียว โดยอ้างว่ากังหันแบบใบบิดเกลียวนี้มีศักยภาพที่สามารถเริ่มต้นหมุนได้

เอง และมีแรงบิดที่ราบเรียบ นอกจากนี้ยังมีกังหันลมแกนตั้ง Quiet revolution ซึ่งเป็นกัณฑ์ทาง การค้าเช่นกัน มีลักษณะเป็นกัณฑ์ขนาดเล็ก สำหรับติดตามยอดตึกหรือเสาไฟ ซึ่งมีลักษณะใบบิด โโค้งและโปงออก ซึ่งผู้ผลิตอ้างว่าเป็นกัณฑ์ที่มีการสั่นน้อยและทำงานเงียบรวมถึงมีความสามารถ เริ่มต้นหมุนได้เองก่อนข้างดี

2.6 รายการอ้างอิง

- Almohammadi, K.M., Ingham, D.B., Ma, L., Pourkashanian, M. (2012) **CFD Sensitivity Analysis of a Straight-Blade Vertical axis Wind Turbine**. Wind Engineering. 36(5) 571-588.
- Baker, J.R. (1983). **Features to aid or enable self starting of fixed pitch low solidity vertical axis wind turbines**. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 15: 369-380.
- Bussel G.J.W.V., Mertens, S., Polinder, H., Sidler, H.F.A.(2004) **TURBY[®]: concept and realization of a small VAWT for the built environment**. Proc. The science of making torque from wind 19-12 April 2004, delft ,The Netherlands 509-516.
- Cooper,P. and Kennedy, O. (2004) [On-line]. Available :http://energy.murdoch.edu.au/Solar2004/Proceeding/wind/Cooper_paper_wind.pdf.
- Fluent user guide (2003) **Fluent** .Inc.
- Fujisawa, N. and Shibuya, S. (2001) **Observation of dynamic stall on Darrieus wind turbine blades**. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 89: 201-214.
- Gorlov, A. (1995) **The helical turbine : A new idea for low-head hydro**. Hydro review 14(5).
- Gupta,R., Das, R., et al. (2006) **Experimental study of a Savonius-Darrieus wind machine**
- Holme,O. (1976) **A contribution to the aerodynamic theory of the vertical-axis wind turbine**. Wind Energy Syst. BHRA, Cambridge, U.K.,Paper
- Howel, R., Qin, N., Edwards, J. and Durrani, N. (2010) **Wind tunnel and numerical study of a small vertical axis wind turbine**. Renewable Energy 35(2010): 412-422.
- Kirke, B.K. (1998) **Evaluation of Self-Starting Vertical Axis Wind Turbines for Stand-Alone Applications**. PhD. Thesis, Griffith University.
- Mertens, S., Kuik, G. and Bussel G. (2003) **Performance of an H-Darrieus in the skewed flow on a roof**. Journal of solar energy engineering 125: 433-440.

- Newman, B.G. (1983) **Actuator-disc theory for vertical-axis wind turbine**. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 15: 347-355.
- Newman, B.G. and Ngabo, T.M. (1978) **The design and testing of a vertical-axis wind turbine using sail**. Energy conversion 18:141-154.
- Oler, J. W., Strickland, J. H., Im, B. J., Graham, G. H., (1983). **Dynamic Stall Regulation of the Darrieus Turbine**. Sandia Technical Report, SAND83-7029.
- Pawsey, N.C.K. (2002), **Development and evaluation of passive variable-pitch vertical axis wind turbines**. PhD Thesis, Univ. New South Wales.
- Ponta, F.L. and Jacovkis, P.M. (2001) **A vortex model for Darrieus turbine using finite element techniques**. Renewable Energy 24: 1-8.
- Scheurich, F., Fletcher, T.M., Brown, R.E. (2010) **The influence of blade curvature and helical blade twist on the performance of a vertical-axis wind turbine**. Proc. The 48th AIAA aerospace sciences meeting. Flowrida USA, 4-7th January 2010.
- Sheldahl, R.E., Klimas P.C. (1981) **Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines**. Sandia Technical Report. New Mexico, Sandia National Laboratory.
- Shen, W.Z., Zhang, J.H., Sørensen (2009) **The actuator surface model: A new navier-stoke based model for rotor computations**. Journal of solar engineering 131: 011002-1-9.
- Strickland, J.H. (1975) **The Darrieus turbine: A performance prediction model using multiple streamtubes**. SAND 75-0431, Sandia National Laboratory., Albuquerque, New Mexico.
- Templin, R.J. (1974) **Aerodynamic performance theory for the NRC vertical-axis wind turbine**. National Aeronautical Establishment, Ottawa(Ontario).
- Wakui, T., Tanzawa, Y., et al. (2005) **Hybrid configuration of Darrieus and Savonius rotors for stand-alone wind turbine-generator systems**. Electrical Engineering in Japan 150(4).
- Watson, G.R. (1979) **The self starting capabilities of low solidity fixed pitch Darrieus rotors**. 1st British Wind Energy Association Workshop paper.
- Wilson, R.E. (1978) **Vortex sheet ansalysis of the Giromill**. Journal of Fluid Engineering 340-100.

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

Wilson, R.E. and Mckie, W.R. (1978) **A comparison of aerodynamic analyses for the Darrieus rotor**. Proc,Int. Wind Energy system, BHRA, Amsterdam.

Zadeh, S. N., Komeili, M., and Parashivoiu M. (2014) **Mesh convergence study for 2-D straight-blade vertical axis wind turbine simulations and estimation for 3-D simulations**. Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering. 38(4) 487-504.



บทที่ 3

ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

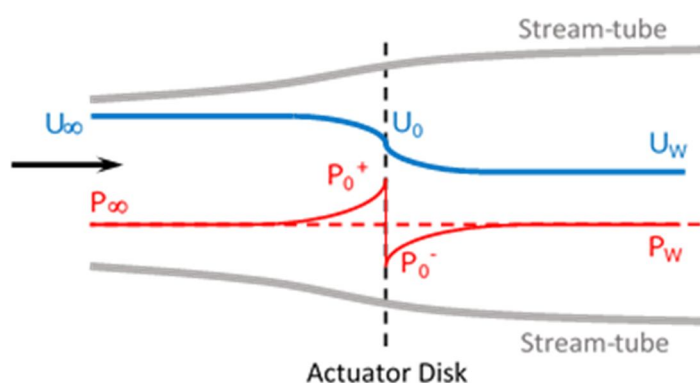
3.1 ทฤษฎีเชิงอุดมคติ

ในส่วนนี้ จะกล่าวถึงทฤษฎีเชิงอุดมคติที่นำมาประยุกต์ใช้ในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับแบบจำลองกลุ่มท่อการไหล ซึ่งประกอบไปด้วยแบบจำลองแผ่นจานสมมติ (Actuator disc model) ทฤษฎีเบลคดิลิเมนต์และทฤษฎีโมเมนตัม ซึ่งเรียกรวม ๆ ว่า BEM มาจากคำว่า Blade Element Momentum Theory รวมถึงทฤษฎีการรบกวนพลวัต แบบจำลองการรบกวนพลวัตและการประยุกต์ใช้เข้ากับกังหันลมแกนตั้งเพื่อพัฒนาโปรแกรมช่วยออกแบบกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรง โดยใช้ในการทำนายประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงที่ออกแบบ

ในภาพรวมของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของแบบจำลองกลุ่มท่อการไหล (Stream-tube model) นั้นใช้หลักการจำลองกังหันว่าประกอบไปด้วยแผ่นจานสมมติที่สามารถดูดซับพลังงานได้ และมีจำนวนเป็นอนันต์ จากนั้นใช้ทฤษฎีเบลคดิลิเมนต์และทฤษฎีโมเมนตัมหาภาระกรรมที่กระทำบนใบกังหันโดยมีลักษณะการคำนวณแบบซ้ำ รอบ ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องเป็นดังแสดงในส่วนต่อไปนี้

3.1.1 แบบจำลองแผ่นจานสมมติ (Actuator disc model)

กังหันลมคืออุปกรณ์ที่ใช้เป็นเครื่องสกัดพลังงานจลน์จากลมไปเป็นพลังงานกล โดยเมื่อลมไหลผ่านกังหันและทำให้เกิดการหมุนของโรเตอร์นั้น (พลังงานกล) ลมได้สูญเสียพลังงานจลน์ส่วนหนึ่งให้แก่กังหัน ทำให้ความเร็วลมต่ำลง และตามกฎของเบอร์นูลลีความดันจะเพิ่มขึ้น เมื่อลมไหลผ่านโรเตอร์ของกังหันไปแล้วก็จะลดลงและค่อยๆ เพิ่มขึ้นสู่สถานะความดันอากาศปกติ ดังนั้นเพื่อให้เกิดความง่ายในการวิเคราะห์เชิงอากาศพลศาสตร์ของกังหันลม โดยทั่วไปจึงนิยามแทนที่กังหันลมด้วยแผ่นจานสมมติซึ่งถูกเรียกว่า actuator disk โดยสมมติว่าแผ่นจานดังกล่าวสามารถดูดซับพลังงานจลน์จากการไหลได้คล้ายกังหันลม เมื่อกระแสลมเคลื่อนที่เข้าใกล้และผ่านแผ่นจานนั้น ความเร็วลมจะมีค่าต่ำลงเนื่องจากถูกแผ่นจานดังกล่าวดูดซับพลังงานไปหลังจากนั้นจะมีค่าคงที่ ส่วนความดันจะมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อกระแสลมเคลื่อนที่เข้าใกล้แผ่นจาน และเมื่อผ่านแผ่นจานจะมีการเปลี่ยนแปลงความดันอย่างกะทันหัน หลังจากนั้นจะค่อยๆ เพิ่มขึ้นจนกระทั่งความดันมีค่าเท่ากับความดันบรรยากาศ แนวคิดดังกล่าวเป็นที่รู้จักกันดีในนามของแบบจำลอง actuator disk ลักษณะการเปลี่ยนแปลงความเร็วและความดันของกระแสอากาศที่ไหลผ่านแผ่นจานเป็นดังรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 การเปลี่ยนแปลงของความเร็วและความดันของการไหลผ่านแผ่นจานสมมติ

หากกำหนดปริมาตรควบคุม (Control volume) ตามเส้นแนวการไหล (streamline) โดยพิจารณาเส้นแนวการไหลที่ครอบคลุมแผ่น actuator disk อยู่ ซึ่งปริมาตรควบคุมดังกล่าวนี้เรียกว่าท่อการไหล (stream-tube) หากพิจารณาตามกฎการอนุรักษ์มวลแล้ว พื้นที่หน้าตัดที่บริเวณแผ่นจานเล็กกว่าบริเวณปลายลมแต่ใหญ่กว่าบริเวณต้นลมเสมอ โดยอัตราการไหลจะต้องมีค่าคงที่ตลอดท่อการไหล ซึ่งเป็นไปตามสมการต่อไปนี้

$$\rho A_\infty U_\infty = \rho_D A_D U_D = \rho_w A_w U_w$$

การดูดซับพลังงานของ Actuator disk จะเหนี่ยวนำความเร็วของไหลให้มีการเปลี่ยนแปลงไป ความเร็วที่เปลี่ยนแปลงไปนั้นสามารถเขียนในรูปสัดส่วนของความเร็วที่ต้นลม aU_∞ เมื่อ a คือตัวประกอบเหนี่ยวนำการไหลเชิงแกน (Axial flow induction factor or inflow factor) ดังนั้น หากพิจารณาความเร็วบนแผ่น Actuator disk ความเร็วในแนวการไหลจะมีค่าเป็น

$$U_d = (1 - a)U_\infty$$

ณ ปัจจุบัน แบบจำลอง actuator disk ดังกล่าวถูกนำไปประยุกต์เพื่อใช้ในการวิเคราะห์ประสิทธิภาพของกังหันลมทั้งแกนตั้งและแกนนอนอย่างหลากหลาย สำหรับกังหันลมแกนตั้งนั้น การใช้ แบบจำลอง actuator disk มีการพัฒนาอย่างต่อเนื่อง โดยอาศัยทฤษฎีโมเมนตัม (Momentum theory) ร่วมกับการพิจารณาเวกเตอร์ของความเร็วที่วิ่งเข้าสู่ใบกังหัน รวมเรียกว่าทฤษฎีเบลคอดิเมนต์โมเมนตัม (Blade element momentum theory) ซึ่งแบบจำลองข้างต้นให้ความแม่นยำในการทำนายต่ำกว่าทฤษฎีวอร์เท็กซ์ (Vortex theory) แต่ความแม่นยำยังอยู่ในช่วงที่ยอมรับได้ในขณะที่ใช้เวลาในการคำนวณต่ำกว่ามาก ทฤษฎีเบลคอดิเมนต์โมเมนตัมขึ้นพื้นฐานนั้น ตั้งแต่การพิจารณา

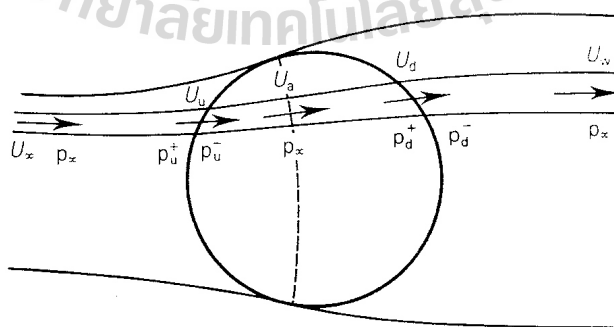
ท่อการไหลโดยไม่พิจารณาผลกระทบของการบานออกของท่อการไหลเพื่อความง่าย (แม้ว่าจะมีผลต่อการสูญเสียของการคำนวณก็ตาม) ดังนั้นส่วนต่อไปของเอกสารฉบับนี้ จะนำเสนอแบบจำลองดังกล่าวที่นำไปประยุกต์ใช้กับกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงซึ่งเป็นกังหันแกนตั้งพื้นฐาน โดยพิจารณาผลกระทบของความยาวใบที่จำกัด การบานออกของท่อการไหล ร่วมกับผลกระทบการวูบพลวัต

3.1.2 ทฤษฎีโมเมนตัมเชิงแกน (Axial momentum theory)

เนื่องจากในเบื้องต้นได้กำหนดให้กังหันมีลักษณะเป็นกังหันใบตั้งตรง ลักษณะของ Actuator Cylinder และท่อการไหล (stream tube) จึงเป็นดังรูปที่ 2 แต่ละท่อการไหลจะมีพื้นที่หน้าตัดที่ต้นการไหลเล็กกว่าบริเวณตรงกลางซึ่งเป็นรอยต่อของส่วนหน้าและส่วนหลัง และพื้นที่หน้าตัดที่ปลายการไหลมีลักษณะโตกว่าพื้นที่หน้าตัดที่รอยต่อเช่นกัน เนื่องจากการไหลจะต้องมีอัตราการไหลที่คงที่ ในขณะที่ความเร็วลดลง พื้นที่หน้าตัดของการไหลจึงจำเป็นต้องมีขนาดใหญ่ขึ้น นั่นคือต้องมีการบานออกของstreamline เพื่อคงค่าอัตราการไหลไว้เช่นเดิมตามกฎการอนุรักษ์มวล ซึ่งจะได้ว่า

$$\rho_{\infty} A_{\infty} U_{\infty} = \rho_u A_u U_u = \rho_a A_a U_a = \rho_d A_d U_d \quad (3.1)$$

สมมติฐานในการวิเคราะห์ก็คือ มีจุดใดจุดหนึ่งในบริเวณ Disk ที่มี Static Pressure ที่เพิ่มขึ้นจนกระทั่งเท่ากับค่าความดันของ free stream และจะให้จุดนี้เป็นจุดแบ่งของท่อการไหล ในที่นี้กำหนดให้ความเร็วที่บริเวณดังกล่าวมีค่าเป็น U_a ประกอบกับ Actuator Cylinder นี้มีการเหนี่ยวนำให้เกิดการแปรค่าของความเร็วซึ่งจะต้องถูกรวมเข้าไปกับความเร็ว free stream



รูปที่ 3.2 ภาพด้านบนบนของ actuator cylinder (Freris, 1990)

กำหนดให้ความเร็วเหนี่ยวนามีค่าเป็น aU_∞ เมื่อ a คือ axial flow induction factor หรือ inflow factor ดังนั้นที่ต้นการไหลของDisk จะได้ความเร็วเป็น

$$U_u = U_\infty(1 - a_u) \quad (3.2)$$

และจากสมการเบอร์นูลี ประยุกต์เข้ากับสมการโมเมนตัมจะหาความเร็ว U_a ได้เป็น

$$U_a = U_\infty(1 - 2a_u) \quad (3.3)$$

ดังนั้นอัตราการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมสำหรับท่อการไหลส่วนหน้าจะเป็น

$$F_u = \dot{m}\Delta U$$

อัตราการไหล $\dot{m} = \rho A_u U_u = \rho A_u U_\infty(1 - a_u)$

และผลต่างความเร็วลม $\Delta U = (U_\infty - U_a) = U_\infty - U_\infty(1 - 2a_u) = 2U_\infty a_u$ ดังนั้น

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

$$F_u = 2\rho A_u U_\infty^2(1 - a_u)a_u \quad (3.4)$$

ซึ่งความเร็ว U_a จะถูกนำมาใช้ในการคำนวณที่ท่อการไหลส่วนหลังส่วนหลังโดยใช้วิธีการเดียวกัน จะได้ความเร็วที่ส่วนหลังเป็นดังนี้

$$U_d = U_a(1 - a_d) \quad (3.5)$$

$$U_w = U_a(1 - 2a_d) \quad (3.6)$$

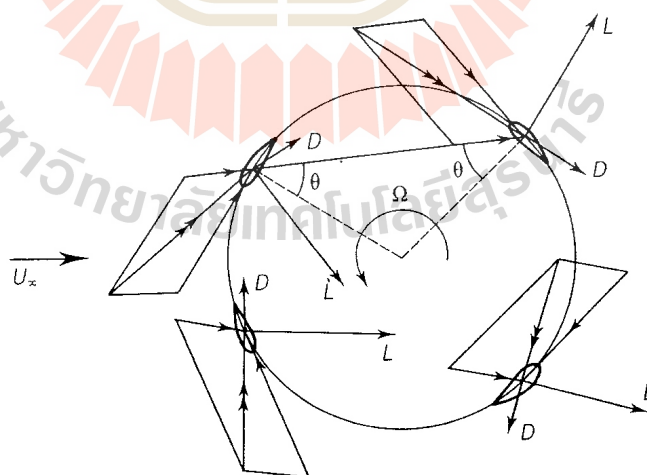
เมื่อนำกลับมาแทนในสมการโมเมนตัมจะได้

$$F_d = 2\rho A_d U_a^2 (1 - a_d) a_d \quad (3.7)$$

โดยที่ A_u และ A_d เป็นพื้นที่หน้าตัดตั้งฉากของท่อการไหล

3.1.3 ทฤษฎีเบลคิเมนต์ (Blade element theory)

ใบกังหันแกนตั้งแบบแรงยกโดยมากมักจะมีหน้าตัดเป็นแพนอากาศแบบสมมาตร (Symmetry airfoil) ซึ่งเมื่อใบกังหันแต่ละใบหมุนไป แพนอากาศก็จะได้รับลมซึ่งมุมปะทะแตกต่างกันไปทำให้เกิดแรงยกและแรงต้าน ซึ่งสามารถแตกแรงให้อยู่ในทิศเดียวกับรัศมีและแนวสัมผัสเส้นรอบวงของการหมุน ทั้งสองแรงดังกล่าวจะแปรผันตามมุม azimuth ที่กังหันหมุนไปดังในรูปที่ 3.3 โดยจะเห็นว่าแรงยก จะมีทิศส่งเสริมการหมุนของกังหันเสมอในขณะที่แรงต้านก็มีทิศทางการหมุนอยู่เสมอเช่นกัน กลไกที่ทำให้กังหันหมุนได้จึงเป็นแรงยก กังหันแกนตั้งประเภทนี้จึงถือว่าเป็นกังหันแรงยก (Lift type) การที่แรงมีค่าไม่คงที่ตลอดองศาการหมุนของโรเตอร์แรงบิดที่เกิดขึ้นจึงมีค่าไม่คงที่ตามไปด้วย โดยแรงบิดจะแปรค่าไปตามมุม azimuth ที่กังหันหมุนไปเช่นเดียวกัน ดังนั้นการติดตั้งใบกังหันจำนวนมากขึ้นจะสามารถช่วยให้ค่าแรงบิดที่ได้จากกังหันแกนตั้งให้มีความราบเรียบขึ้นแต่การเพิ่มขึ้นของจำนวนใบก็ทำให้ความต้านของกังหันเพิ่มขึ้นด้วยส่งผลให้กังหันทำงานในช่วงความเร็วอดตอน (Blade speed ratio) ต่ำลง ดังนั้นการพิจารณาเพิ่มจำนวนใบจึงต้องพิจารณาเรื่องนี้ประกอบกับความคุ้มทุนซึ่งเกี่ยวข้องกับค่าวัสดุและน้ำหนักรวมถึงความแข็งแรงของฐานรากด้วย



รูปที่ 3.3 แรงลัพธ์ที่กระทำบนหน้าตัดใบกังหัน (Freris, 1990)

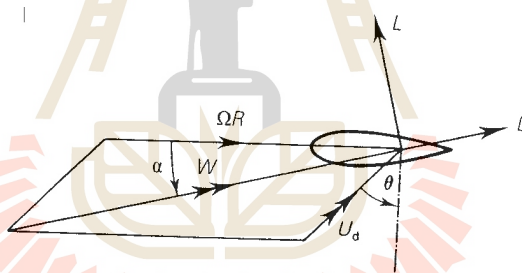
สมมติว่าเส้นคอร์ดของแพนอากาศสัมผัสกับเส้นรอบวงในการหมุนรูปที่ 3.4 ซึ่งแสดงแรงที่กระทำบนใบกังหันซึ่งหมุนไปในทิศตามเข็มนาฬิกาเป็นมุม Ω ส่วนมุม θ เป็นมุมที่ท่อการไหลกระทำกับ

ทิศทางของรัศมี (radius vector) ในเบื้องต้นเพื่อให้เกิดความง่ายเราจะสมมติว่าท่อการไหลเป็นเส้นตรง ดังนั้น θ ที่ท่อการไหลส่วนหน้าจะมีค่าเท่ากับที่ท่อการไหลส่วนหลัง ซึ่งจากภาพจะเห็นว่าเวกเตอร์ของแรงที่เกิดขึ้นในทั้ง 4 จตุรภูมิ (Quadrant) นั้นแรงยก (L) ที่ได้จะมีทิศทางเป็น + เสมอ ส่วนแรงต้าน (D) นั้นก็จะอยู่ในทิศ- เสมอเช่นเดียวกัน เมื่อพิจารณาแรงในจตุรภูมิที่ 1 (รูปที่ 3.4) แรงยก L และแรงต้าน D สามารถแตกแรงให้อยู่ในทิศตั้งฉาก (Normal; N) และสัมผัส (Tangent; T) กับเส้นรอบวงที่ใบกังหันกวาดผ่าน ได้ดังสมการ

$$N = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (3.8)$$

$$T = L \sin \alpha - D \cos \alpha \quad (3.9)$$

เมื่อ N และ T คือแรงต่อหนึ่งหน่วยความยาวคอร์ดที่เกิดขึ้นบน airfoil ในแนวตั้งฉากและแนวสัมผัสกับเส้นรอบวงของการกวาดตามลำดับ



รูปที่ 3.4 แรงกระทำบนหน้าตัดใบกังหัน (Freris, 1990)

เราสามารถเขียนที่ 2 แรงดังกล่าวในรูปสัมประสิทธิ์ เช่นเดียวกับ C_L และ C_D ในรูปฟังก์ชันของมุม α ได้เช่นกัน

$$C_N = \frac{N}{0.5 \rho W^2 c}$$

$$C_T = \frac{T}{0.5 \rho W^2 c}$$

แรงกระทำที่ท่อการไหล ณ ตำแหน่งที่ใบกังหันกวาดผ่านใด ๆ จะมีค่าเป็น

$$F = (L \cos \alpha + D \sin \alpha) \cos \theta - (L \sin \alpha - D \cos \alpha) \sin \theta$$

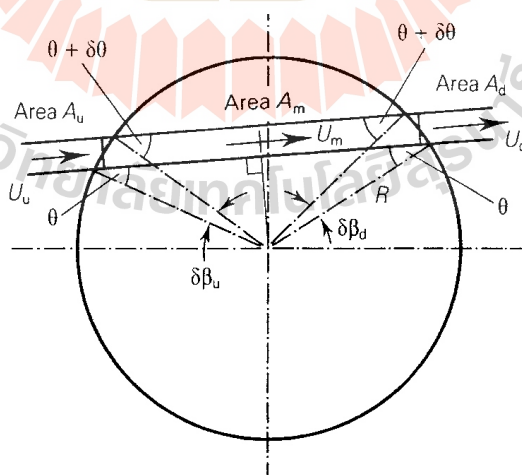
จากสมการข้างต้นเราสามารถเขียนแรง F ในรูปของ C_N และ C_T ได้ดังนี้

$$F = 0.5 \rho W^2 c (C_N \cos \theta - C_T \sin \theta) \quad (3.10)$$

โดย θ มีค่าเป็นบวกในจตุภูมิที่ 1 และ 2 และมีค่าเป็นลบในจตุภูมิที่ 3 และ 4 แรงที่ได้จากสมการ 13 เป็นแรงที่กระทำกับท่อการไหล ณ เวลาใด ๆ แต่สิ่งที่ต้องการคือค่าแรงเฉลี่ยในหนึ่งหน่วยเวลาดังนั้นเพื่อหาค่าแรงดังกล่าวเราจะใช้ค่าความยาวคอร์ดเฉลี่ย หรือความยาวคอร์ดสมมูลซึ่งนิยามดังนี้

$$\bar{c} = \frac{Nc\Omega\delta t}{2\pi}$$

เมื่อ $\frac{\Omega\delta t}{2\pi}$ คือค่าความเป็นไปได้ของจำนวนใบกังหันที่จะนับได้ที่ตำแหน่งใด ๆ ในช่วงเวลา δt และ $\Omega\delta t = \delta\beta$ คือมุมเล็ก ๆ ที่หมุนไปบน Actuator disk ถ้าสมมติให้การไหลที่ขยายหรือบานออกนั้นเกิดขึ้นเฉพาะในแนวระดับ (Horizontal) เท่านั้น และพิจารณาให้ใบกังหันมีความยาวเท่ากับหนึ่งหน่วย (ดังรูปที่ 3.5)



รูปที่ 3.5 Streamtube geometry

จะได้ว่าที่ต้นลมและที่ปลายลม

$$A_u = R\delta\beta_u \cos\theta$$

$$A_d = R\delta\beta_d \cos\theta$$

ซึ่งทำให้ได้แรงดังนี้

$$F_u = 0.5\rho W_u^2 \frac{NcA_u}{2\pi R \cos\theta} (C_{nu} \cos\theta - C_{tu} \sin\theta) \quad (3.11)$$

และ

$$F_d = 0.5\rho W_d^2 \frac{NcA_d}{2\pi R \cos\theta} (C_{nd} \cos\theta - C_{td} \sin\theta) \quad (3.12)$$

ทำการเปรียบเทียบสมการ 14 และ 15 กับสมการของแรงที่ได้จากทฤษฎีโมเมนต์คือสมการที่ 7 และ 10 จะได้

$$a_u(1-a_u) = \frac{Nc}{8\pi R} \cdot \frac{W_u^2}{U_\infty^2} \sec\theta (C_{nu} \cos\theta - C_{tu} \sin\theta) = F_u^* \quad (3.13)$$

$$a_d(1-a_d) = \frac{Nc}{8\pi R} \cdot \frac{W_d^2}{U_\infty^2} \sec\theta (C_{nd} \cos\theta - C_{td} \sin\theta) = F_d^* \quad (3.14)$$

ทั้งสองสมการดังกล่าวข้างต้นสามารถใช้สำหรับการทำการคำนวณซ้ำ เพื่อหา low induction factor ได้ โดยที่มุมปะทะซึ่งจำเป็นต้องใช้ในการหาค่า C_T และ C_n หาได้จากการพิจารณาเวกเตอร์ความเร็ว

$$\alpha_u = \arctan \left[\frac{U_\infty(1-a_u)\cos\theta}{\Omega R + U_\infty(1-a_u)\sin\theta} \right] \quad (3.15)$$

$$\alpha_d = \arctan \left[\frac{U_a(1-a_d)\cos\theta}{\Omega R + U_a(1-a_d)\sin\theta} \right] \quad (3.16)$$

และ ความเร็วสัมพัทธ์ที่เข้าปะทะปีกใบกังหันหาได้จาก

$$W_u^2 = (\Omega R + U_\infty(1-a_u)\sin\theta)^2 + (U_\infty(1-a_u)\cos\theta)^2 \quad (3.17)$$

$$W_d^2 = (\Omega R + U_a(1-a_d)\sin\theta)^2 + (U_a(1-a_d)\cos\theta)^2 \quad (3.18)$$

ส่วนการหาค่าแรงบิดจะหาได้จากการคิดโมเมนต์รอบแกนของการหมุนของแรงที่กระทำบนใบกังหันซึ่งจะทำให้ได้แรงบิดดังสมการ

$$Q = 0.5\rho W^2 c C_T R$$

แทนค่าความยาวคอร์ดสมมูลโดยให้ $c = Nc\delta\beta/2\pi = NcA\sec\theta/2\pi$ ดังนั้นจะได้

$$Q_u = 0.5\rho W_u^2 \frac{Nc}{2\pi R} \sec\theta A_u (C_{T_u} R)$$

$$Q_d = 0.5\rho W_d^2 \frac{Nc}{2\pi R} \sec\theta A_d (C_{T_d} R)$$

และสามารถหาค่ากำลังได้จากสมการ

$$Power = Q\Omega$$

นอกจากนี้ ค่า C_p , C_q และ C_T สามารถหาได้จากสมการเดียวกันกับกังหันแกนนอนนั่นคือ

$$\text{torque coefficient, } C_q = \frac{\text{Torque}(Q)}{0.5\rho U_\infty^2 A_p R} \quad (3.19)$$

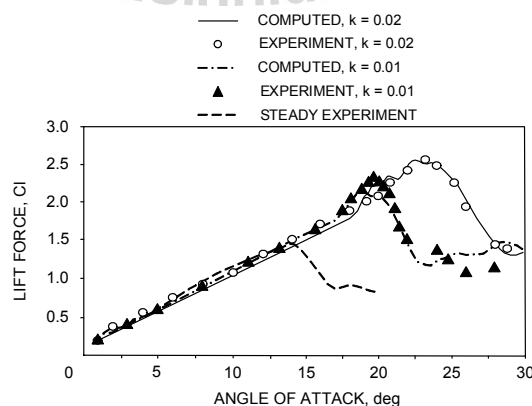
$$\text{power coefficient, } C_p = \frac{\text{power}(Q \times \Omega)}{0.5 \rho U_\infty^3 A_D} \quad (3.20)$$

$$\text{thrust coefficient, } C_t = \frac{\text{axial thrust}(F)}{0.5 \rho U_\infty^2 A_D} \quad (3.21)$$

หลักการในการคำนวณหาค่า induction factor จากทฤษฎี BEM จะคล้ายคลึงกับกังหันลม แกนนอน นั่นคือจะเดาค่า a ก่อนในขั้นแรก หลังจากนั้นนำค่าที่ได้ไปคำนวณค่า tip losses factor มุมปะทะ และความเร็วต่าง ๆ เมื่อได้ค่าเหล่านี้ก็นำกลับไปคำนวณหาค่า a ใหม่ แล้วทำวนซ้ำ จนกระทั่งค่า a ที่ได้มีความเปลี่ยนแปลงน้อยมากจนไม่มีนัยสำคัญ จึงนำค่าที่ได้ไปคำนวณค่าอื่น ๆ รวมถึงแรงบิดและประสิทธิภาพของกังหัน

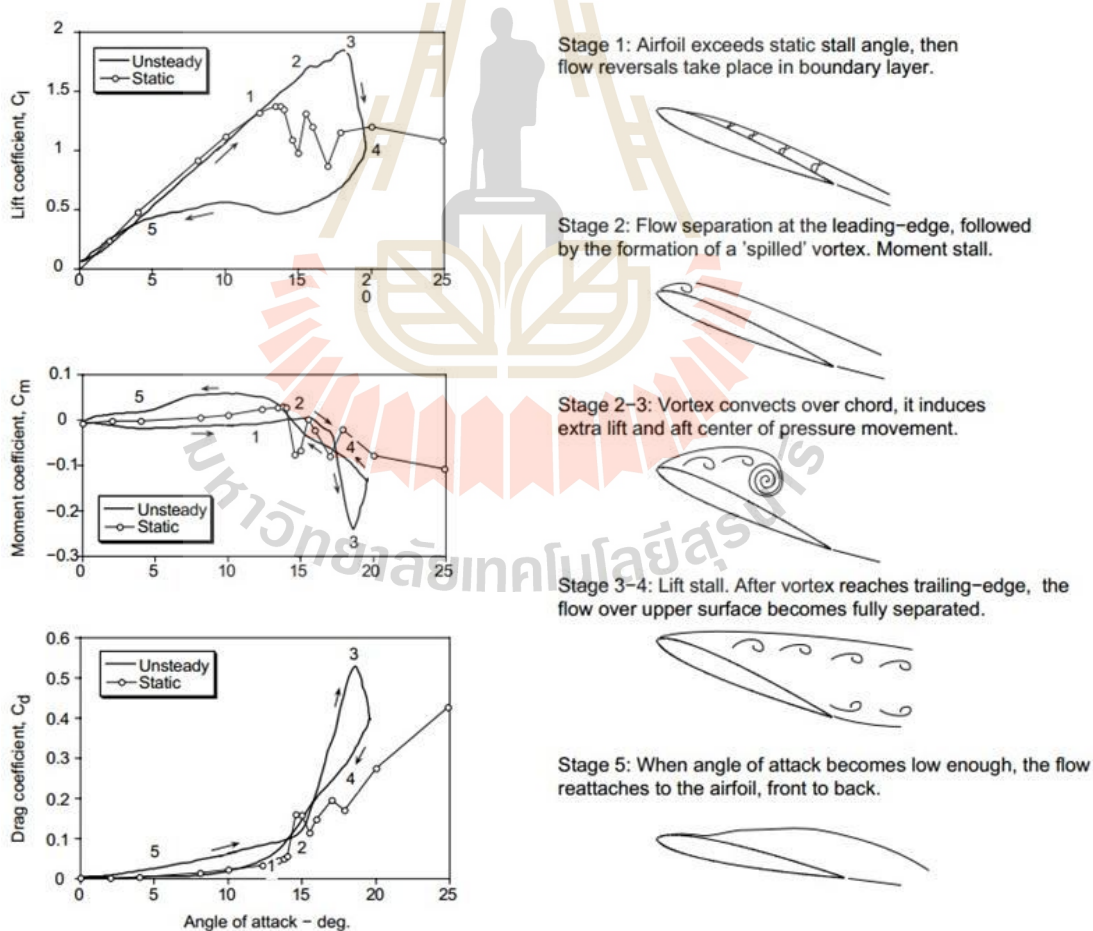
3.1.4 ปรากฏการณ์การรบกวนพลวัต (Dynamic stall phenomenon)

ใบกังหันแกนตั้งต่างจากใบกังหันแกนนอนตรงที่มุมปะทะที่เข้าสู่ใบกังหันมีการเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะดังกล่าวทำให้การไหลชั้นขีดยึด (Boundary layer) เกิดการไหลแยก (Separate) ออกจากผิวของหน้าตัดแพนอากาศ (airfoil) ในกรณีที่มีมุมปะทะขึ้นเรื่อย ๆ จะมีผลให้เกิดการรบกวน (stall) ถ้าช้าออกไป ในขณะที่หากมุมปะทะลดลงเรื่อย ๆ จะมีผลทำให้การไหลกลับขีดยึดกับผิวของแพนอากาศ (Reattachment) ถ้าช้าออกไปเช่นกัน การเกิดการรบกวนหรือการกลับมาขีดยึดของการไหลจะเลื่อนออกไปมากขึ้นอยู่กับอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะ (Rate change of angle of attack) อย่างไรก็ตาม การรบกวนที่ช้าลงดังกล่าวนี้มีผลทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดมีค่าเพิ่มขึ้น โดซอลล์ และ Ham (1982) ได้กล่าวไว้ว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกดังกล่าวอาจเพิ่มขึ้นได้มากถึง 3 เท่า ซึ่งสอดคล้องกับค่าที่ได้จากการทดลองและการคำนวณดังแสดงในรูปที่ 3.6 (Ekaterinaris, 1997)



รูปที่ 3.6 พฤติกรรมการรบกวนพลวัตของแพนอากาศ NACA 0015 (Ekaterinaris, 1997)

นอกจากนี้ Allet Halle และ Paraschivou (1988) ได้กล่าวไว้ว่าผลกระทบของการวูปลว้ตรีสามารถเห็นได้ชัดโดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ความเร็วยอดทอนต่ำกว่า 4 ซึ่งมุมปะทะในช่วงดังกล่าวสามารถมีค่าสูงเกินกว่าค่ามุมวูปสถิตได้กระบวนการเกิดการวูปลว้ตรีสามารถอธิบายเป็นลำดับได้ตามลักษณะการก่อตัวของวอร์เทกซ์บนผิวด้านบนของแพนอากาศซึ่งถูกปล่อยจากบริเวณ leading edge แล้วเคลื่อนตัวข้ามผิวบนของแพนอากาศไปยังปลายลม การเคลื่อนที่ผ่านไปของวอร์เทกซ์ดังกล่าวนี้จะมีผลให้เกิดการเคลื่อนที่ของจุดศูนย์กลางความดัน (Center of pressure) ไปทางด้านหลังและทำให้ค่า pitching moment มีค่าเป็นลบที่ตำแหน่งประมาณ 1/4 ของความยาวคอร์ด เมื่อกวอร์เทกซ์เคลื่อนที่ผ่าน trailing edge ไปแล้ว แรงยกจะลดลงอย่างรวดเร็วและการไหลแยกจะเกิดขึ้น โดยสมบูรณ์ (fully separate) และเมื่อมุมปะทะมีค่าลดลง การกลับมาชิดผิวของการไหลอาจถูกหน่วงให้ช้าลง โดยมุมปะทะที่ขึ้นชิดผิวกลับมาเกาะติดกับผิวบนของแพนอากาศอาจมีค่าต่ำกว่ามุมปะทะที่เกิดการไหลแยกดังแสดงในรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 การวูปลว้ตรี ซึ่งมีลักษณะเป็นHysteresis loop (Reproduced by Leishman, 2002)

ความพยายามที่จะเข้าใจพฤติกรรมอันซับซ้อน ทำให้ให้นักวิทยาศาสตร์สนใจศึกษาเรื่องการรบกวนพลวัตกันอย่างแพร่หลาย ในอดีตการศึกษาดังกล่าวมักใช้วิธีการทดลองโดยการวัดแรงและการกระจายความดันบนผิวของแพนอากาศที่มีการปรับมุมปะทะตลอดเวลา (pitching airfoil) ในอุโมงค์ลม อาทิเช่นงานวิจัยของนักวิจัยต่อไปนี้ Daley and Jumper(1984), Francis and Keesee (1985), Strickland and Graham (1986) Lober and Carta (1988) Niven and Galbraith (1997) เป็นต้น

งานวิจัยดังกล่าวข้างต้นชี้ให้เห็นอย่างชัดเจนว่าการเลื่อนออกไปของการรบกวนจนกระทั่งถึงกรรมสูงสุดบนแพนอากาศนั้นเป็นฟังก์ชันของอัตราการผลิตของมุมปะทะ (pitch rate) แม้ว่า จะยังมีความไม่สอดคล้องกันอยู่บ้างเกี่ยวกับธรรมชาติของความสัมพันธ์ที่แท้จริงของตัวแปรต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการรบกวนพลวัตกล่าวคือLorbor and Carta (1988) ได้สรุปจากงานวิจัยของตนว่า ที่อัตรา การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะต่ำ ๆ นั้น มุมปะทะที่เกิดการรบกวนของโมเมนต์ (moment stall) จะมีความสัมพันธ์กับอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะแบบเชิงเส้น

$$\alpha_{\text{moment stall}} = k\dot{\alpha} \quad \text{เมื่อ } k \text{ คือค่าคงที่ใด ๆ}$$

ในขณะที่ Gormont (1973) ได้เสนอความสัมพันธ์บนพื้นฐานของทฤษฎีTheodorsen กับข้อมูลการทดลองการส่ายของแพนอากาศ (Oscillating airfoil test) ในอุโมงค์ลมว่าการเลื่อนออกไปของมุมรบกวนหรือมุมรบกวนเลื่อน (stall delay angle) นั้นสัมพันธ์กับรากที่สองของอัตราการผลิตมุมปะทะไร้มิติดังสมการ

$$\Delta\alpha = \gamma \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U_\infty}}$$

เมื่อ $\Delta\alpha$ คือการเลื่อนออกไปของมุมรบกวนเลื่อน (stall delay angle) γ คือค่าคงตัว และ $\dot{\alpha}$ คืออัตราการผลิตมุมปะทะเทียบกับต่อเวลาและเทอมในเครื่องหมายรากคืออัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะไร้มิติ

ซึ่งผลการทดลองจากนักวิจัยท่านอื่นที่ได้ทดลองในภายหลัง อาทิDaley and Jumper (1984), Francis and Keesee (1985) และ Strickland and Graham (1986) ก็ให้ผลที่สอดคล้องกับความสัมพันธ์ของ Gormont เป็นอย่างดี อย่างไรก็ตามงานวิจัยในรุ่นต่อ ๆ มาจาก Glasgow University อาทิ Niven and Galbraith (1997) ได้เสนอว่าการการเลื่อนออกไปของมุมรบกวนนั้นมีความสัมพันธ์ผสมผสานกันทั้งสองแบบ กล่าวคือ หากอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะสูงพอ คุณสมบัติของการรบกวนพลวัตจะสามารถแยกให้เห็นได้ชัดเจนจากการเกิดstall vortex และมุมรบกวนพล

วัตรที่เลื่อนออกไปจะสัมพันธ์กับอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะอย่างเชิงเส้น ในขณะที่หากอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะต่ำ การเกิดควบลวัตรสามารถพิจารณาว่าเป็นปรากฏการณ์กึ่งสถิต (Quasi-steady) ซึ่งไม่ปรากฏออร์เท็กซ์ที่ซับซ้อน การเลื่อนออกไปของมุมวูปพบว่าสัมพันธ์กับรากที่สองของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะไว้มิติตามความสัมพันธ์ของGormont

3.1.5 แบบจำลองการวูปพลวัตรกึ่งสถิต (Semi-empirical dynamic stall model)

งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวูปพลวัตร (Dynamic stall) นั้นเริ่มต้นได้ถูกศึกษาค้นคว้าเพื่อนำไปประยุกต์ใช้กับการออกแบบและวิจัยใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ ต่อมาได้ถูกนำมาดัดแปลงใช้กับกังหันลม โดยแบบจำลองที่ถูกนำมาประยุกต์ใช้กับการวิเคราะห์กังหันลมแกนด์มีหลายแบบจำลองได้แก่

- Massachusetts Institute of Technology (MIT) method (Johnson, 1970)
- Gormont หรือเรียกอีกชื่อหนึ่งว่า Boeing-Vertol method (Gormont 1973)
- ONERA method (McAlister, Lambert, and Petot, D., 1984)
- Beddoes-Leishman method (Leishman and Beddoes, 1989)

MIT method ถูกนำมาดัดแปลงโดยNoll and Ham (1982) โดยนำแบบจำลองดังกล่าวมาประยุกต์เข้ากับแบบจำลอง Boeing-Vertol และใช้ในการทำนายประสิทธิภาพของกังหันแกนด์แบบปรับมุมพิทช์ได้ของPinson ซึ่งกังหันดังกล่าวถูกเรียกว่า Cycloturbine VAWT

Boeing-Vertol method หรือ Gormont model เป็นแบบจำลองกึ่งสถิตอย่างง่ายซึ่งถูกนำมาประยุกต์ใช้กับการทำนายประสิทธิภาพของกังหันแกนด์อย่างแพร่หลาย แบบจำลองดั้งเดิมของ Gormont ถูกนำมาดัดแปลงโดย Strickland, Webster and Nguyen (1979) เพื่อใช้ร่วมกับทฤษฎีวอร์เท็กซ์ และถูกนำมาใช้กับแบบจำลอง Double Multiple Streamtube โดย Paraschivoiu และ Delclaux (1983) ซึ่งในงานวิจัยดังกล่าวเขาได้เปรียบเทียบแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ทำนายโดยแบบจำลองกับค่าที่ได้จากการทดลองกังหันแกนด์ใบตรงขนาดเล็กในอุโมงค์ลมและพบว่าแบบจำลองการวูปพลวัตรของGormont นั้นทำให้ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อยแต่ให้ผลลัพธ์ที่มีความแตกต่างชัดเจนสำหรับภาระกรรมบนใบกังหัน แม้แบบจำลองการวูปพลวัตรของ Gormont จะให้ผลลัพธ์ที่แตกต่างจากกรจำลองที่ไม่ใช้แบบจำลองการวูปพลวัตร แต่ผลลัพธ์ยังคงมีความแตกต่างจากข้อมูลการทดลองค่อนข้างมาก ดังนั้นการวัดค่าแรงในการทดลองจึงยังคงมีความสำคัญอย่างยิ่งในการออกแบบและพัฒนากังหันต่อไป

3.1.6 แบบจำลองการวูปพลวัตรของกอร์มอนต์ (Gormont dynamic stall model)

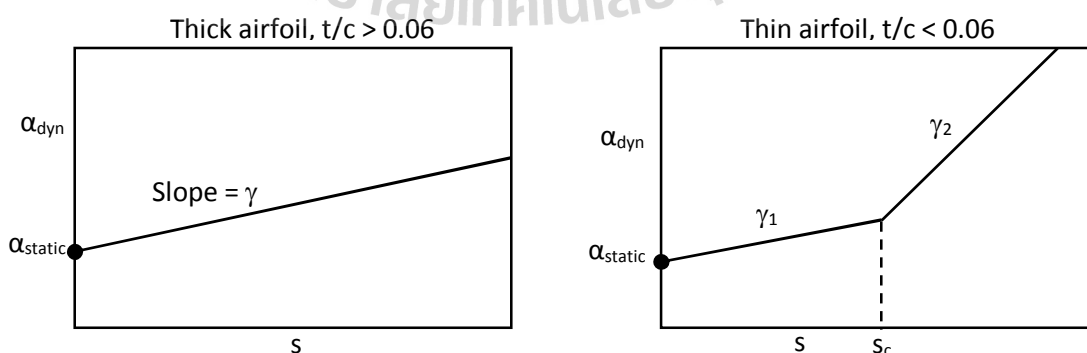
แบบจำลองการวูปพลวัตรของGormont นั้นถือว่าเป็นแบบจำลองกึ่งสถิตที่มีความแม่นยำพอควร มีการนำแบบจำลองดังกล่าวมาประยุกต์ใช้กับการทำนายค่าประสิทธิภาพของกังหันลมกันอย่างหลากหลายเนื่องจากเป็นแบบจำลองที่ไม่ซับซ้อน สามารถประยุกต์ใช้กับการคำนวณได้

โดยง่าย ในส่วนนี้จะกล่าวถึงแบบจำลองของ Gormont แบบดั้งเดิม ซึ่งตั้งได้กล่าวไว้ข้างต้น แบบจำลองนี้เป็นแบบจำลองกึ่งสูตร (Semi-empirical model) นั่นคืออาศัยค่าที่ได้จากการทดลองมาวิเคราะห์แล้วแปลงเป็นสูตรออกมา ในการทดลองดังกล่าว Gormont ใช้แพนอากาศ 4 ชนิด ซึ่งมีความหนาต่างกัน โดยความหนาที่มากที่สุดคือ 12 % ของความยาวคอร์ด มาทดลองปรับค่ามุมปะทะ ในอุโมงลมแล้ววัดค่าสัมประสิทธิ์แรงออกมา (Dynamic test) หลังจากนั้นนำไปหาความสัมพันธ์กับค่าที่ได้จากการทดลองแบบให้แพนอากาศหยุดนิ่ง (static test)

ผลการทดลองและการวิเคราะห์สรุปได้ว่าการเปลี่ยนแปลงสัมประสิทธิ์แรงของแพนอากาศที่ถูกทดสอบแบบพลวัต (Dynamic test) นั้นมีพฤติกรรมคล้ายกับว่าแพนอากาศไม่สามารถจะรับรู้มุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงและการเปลี่ยนแปลงความดันไปได้ทันเวลา ทำให้การรบกวนเคลื่อนออกไป หรืออีกนัยหนึ่งแพนอากาศเองมองเห็นมุมปะทะที่ต่ำกว่าปกติ เรียกมุมปะทะที่ต่ำกว่าปกติดังกล่าวว่ามุมปะทะอ้างอิง (Referent angle of attack; α_{ref}) ซึ่งจะใช้มุมนี้ในการหาค่าสัมประสิทธิ์แรงจากข้อมูลที่ได้จากการทดลองแบบหยุดนิ่ง (static airfoil data) โดยสามารถหาความสัมพันธ์ของมุมปะทะอ้างอิงกับมุมปะทะที่พิจารณาจากมุมของคอร์ดกับความเร็วที่ปะทะเข้ากับแพนอากาศโดยไม่พิจารณาความเร็วเหนี่ยวนำ (Blade element or geometric angle of attack ; α_{BE}) ดังสมการต่อไปนี้

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} - \left(\gamma \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U}} \right) \text{sign}(\alpha) \quad (3.22)$$

$\dot{\alpha}$ คืออัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะ c คือความยาวคอร์ด และ U คือความเร็วลมที่เข้าปะทะแพนอากาศ ข้อมูลการทดลองแสดงให้เห็นว่ามุมรบกวนพลวัต หรือ Dynamic stall angle นี้จะแปรผันตรงกับค่า s ซึ่ง $s = \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U}}$ ดังภาพ



รูปที่ 3.8 ความสัมพันธ์ระหว่าง γ กับ s

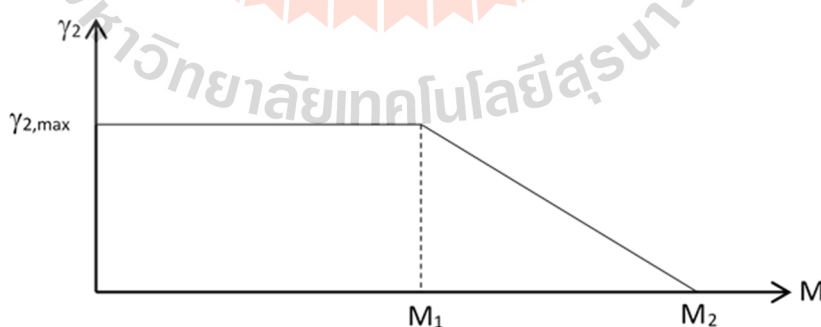
γ คือความชันของกราฟ จะเห็นว่าถ้าหากอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะมีค่าเป็น 0 คือไม่มีการขยับของแพนอากาศหรือแพนอากาศอยู่ในสถานะ static airfoil ค่า s_c ก็จะเป็น 0 ดังนั้นค่า α_{dyn} ก็จะเท่ากับ α_{static} สำหรับกรณีแพนอากาศบาง (ความหนาของแพนอากาศต่อความยาวคอร์ดมีค่าต่ำกว่า 6%) ความชันของกราฟจะมีสองค่าซึ่งจุดเชื่อมต่อของกราฟทั้งสองส่วนนี้เราเรียกว่าจุดเบรก โดยค่าที่จุดดังกล่าวจะเขียนแทนด้วย s_c

$$s_c = \left(\sqrt{\frac{c \dot{\alpha}}{2U}} \right)_{break} \quad (3.23)$$

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

$$s_c = 0.06 + 1.5(0.06 - t/c) \quad (3.24)$$

จากสมการข้างต้น ถ้า $t/c = 0.06$ จะได้ค่า s_c เท่ากับ 0.06 พอดี ถ้าหากว่าแพนอากาศหนาหรือบางกว่านี้จุดเบรกก็จะเลื่อนออกไป s_c ที่ได้นี้ไม่ขึ้นกับชนิดของแพนอากาศแต่จะขึ้นกับอัตราส่วนความหนาต่อความยาวคอร์ดเท่านั้น นอกจากนี้สำหรับแพนอากาศบาง ค่าความชัน γ_2 ยังจะขึ้นกับ Mach number; M อีกด้วย โดยพบว่าหากทำการปรับค่า M ก็จะได้ความสัมพันธ์ของ M กับ γ_2 ดังแสดงในภาพ



รูปที่ 3.9 การแปรผันของค่า $\gamma_{2,max}$ ตามค่าเลขมัคที่เปลี่ยนไป

โดย ค่า M_1 , M_2 และค่า $\gamma_{2,max}$ ของสัมประสิทธิ์ แรงยกและสัมประสิทธิ์ แรงต้าน นั้นมีค่าแตกต่างกัน ดังนี้

$$M_1 = \begin{cases} 0.4 + 5(0.06 - \frac{t}{c}), & \text{lift} \\ 0.2, & \text{drag} \end{cases} \quad (3.25)$$

$$M_2 = \begin{cases} 0.9 + 2.5(0.06 - \frac{t}{c}), & \text{lift} \\ 0.7 + 2.5(0.06 - \frac{t}{c}), & \text{drag} \end{cases} \quad (3.26)$$

$$\gamma_{2,max} = \begin{cases} 1.4 - 6(0.06 - \frac{t}{c}), & \text{lift} \\ 1 - 2.5(0.06 - \frac{t}{c}), & \text{drag} \end{cases} \quad (3.27)$$

หาก Mach no. อยู่ในช่วงระหว่าง M_1 กับ M_2 ก็จะสามารถหาค่า $\gamma_{2,max}$ ได้จากการทำ linear interpolation สำหรับกรณีแพนอากาศยาน ๆ เช่น NACA0015 สามารถหา dynamic stall angle ได้จากรูปความสัมพันธ์ระหว่าง γ กับ s โดยการหาความชันในรูปแรก ซึ่งจะได้ความสัมพันธ์ดังต่อไปนี้

$$\gamma_2 = \frac{\alpha_{dyn} - \alpha_{static}}{\sqrt{\left|\frac{c\dot{\alpha}}{2V}\right|}} \quad (3.28)$$

$$\alpha_{dyn} = \alpha_{blade} + \gamma_2 \left(\sqrt{\left|\frac{c\dot{\alpha}}{2V}\right|} \right) \cdot \text{sign}\dot{\alpha} \quad (3.28)$$

ซึ่ง α_{ref} สามารถเขียนได้ในรูปต่อไปนี้

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} + K_1 \Delta\alpha_{dyn} \quad (3.29)$$

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

$$\Delta\alpha_{dyn} = \alpha_{dyn} - \alpha_{static} \quad (3.30)$$

จากสมการ (25) จะได้ว่า

$$\alpha_{dyn} - \alpha_{static} = \gamma_2 \left(\sqrt{\left|\frac{c\dot{\alpha}}{2V}\right|} \right) \cdot \text{sign}\dot{\alpha} \quad (3.31)$$

แทนสมการ (35) ใน (34) จะได้ว่า

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} + K_1 \gamma_2 \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2V} \right|} \right) \cdot \text{sign}\dot{\alpha} \quad (3.32)$$

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

$$\alpha_{ref} = \alpha_{BE} + K_1 \gamma_2 \left(\sqrt{\left| \frac{c\dot{\alpha}}{2V} \right|} \right) ; K_1 = \begin{cases} 1, & \dot{\alpha} > 0 \\ -0.5, & \dot{\alpha} < 0 \end{cases} \quad (3.33)$$

α_{ref} คือค่ามุมปะทะอ้างอิงที่ใช้ในการเปิดหาค่า C_l และ C_d จากตารางการทดลอง โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงแบบพลวัตสามารถหาได้จากความสัมพันธ์ต่อไปนี้

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

$$C_{d,dyn} = C_{d,ref}$$

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

3.1.7 การประยุกต์แบบจำลองกอร์มอนต์กับกังหันลมแกนตั้ง

สำหรับที่ค่าความเร็วอดทอนต่ำ ๆ มุมปะทะของใบกังหันลมแกนตั้งนั้นจะมีการเปลี่ยนแปลงในช่วงกว้าง การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในช่วงกว้างนั้นทำให้การไหลผ่านผิวใบกังหันเกิดการแยกตัวและมีพฤติกรรมการรบกวนพลวัตคล้ายกับลักษณะการแยกตัวของการไหลบนผิวใบพัดเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นแบบจำลองของ Gormont จึงสามารถนำมาประยุกต์ใช้กับกังหันลมแกนตั้งได้โดยง่าย ทั้งนี้ Sharpe (1977) กล่าวว่า การประยุกต์ใช้ Gormont model นั้นสามารถที่จะประยุกต์เพียงสัมประสิทธิ์แรงยกก็ได้ นอกจากนี้ผลจากการทดลองแสดงให้เห็นว่าที่ด้านปลายลมนั้นได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตน้อย โดยมีผลกระทบจากคลื่นวนท้ายเป็นผลกระทบที่เด่นชัดที่สุด ดังนั้นการประยุกต์ใช้แบบจำลองของ Gormont เพียงในส่วนต้นลมจึงถือได้ว่าเพียงพอแล้ว ดังนั้นแบบจำลองของ Gormont ที่ประยุกต์ให้เข้ากับกังหันลมแกนตั้งจึงสามารถเขียนในห้วงยดังสมการต่อไปนี้

$$\text{Dynamic } C_L(\alpha) = \text{static } C_L(\alpha_m) \times \alpha / \alpha_m$$

เมื่อ modify incidence angle α_m นั้นหาได้จาก

$$\alpha_m = \left[\alpha - \gamma \left(\frac{c\dot{\alpha}}{2W} \right)^{0.5} \right], \dot{\alpha} \text{ positive}$$

และ

$$\alpha_m = \left[\alpha + 0.5\gamma \left(\frac{c\dot{\alpha}}{2W} \right)^{0.5} \right], \dot{\alpha} \text{ negative}$$

โดยที่ ค่า γ ในสูตรนั้นหาได้จาก

$$\gamma = 1.4 + 6t/c$$

เมื่อ t/c คือความหนาของแพนอากาศต่อความยาวคอर्ड

3.2 ทฤษฎีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

3.2.1 เทคนิคกริดเลื่อน (Sliding mesh technique)

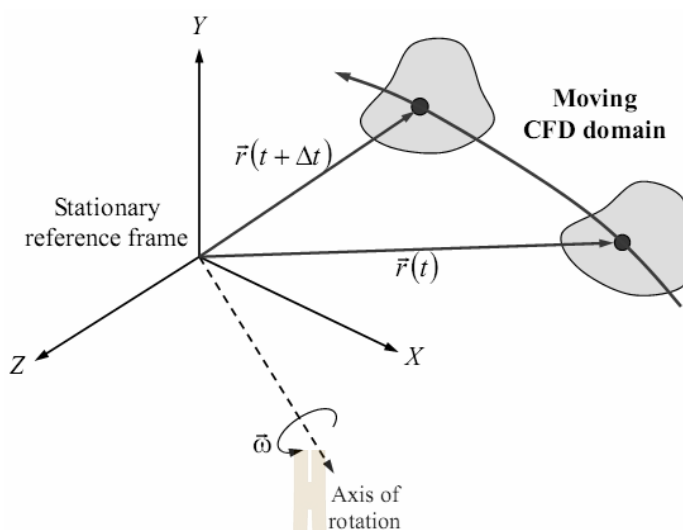
เทคนิคกริดเลื่อน (Sliding mesh technique) เป็นเทคนิคสำหรับการคำนวณการไหลแบบไม่คงตัวโดยแบ่งออกเป็นสองส่วนคือโดเมนส่วนหยุดนิ่งและโดเมนส่วนหมุน การเคลื่อนที่ของจุดใด ๆ ในโดเมนส่วนหมุนสามารถเขียนในรูปของอัตราการเปลี่ยนแปลงของเวกเตอร์แสดงตำแหน่ง (position vector) เทียบต่อเวลา $\dot{\vec{r}}$ หรือเรียกอีกอย่างว่าความเร็วกริด (grid speed) \vec{U} โดยวัตถุแข็งเกร็งที่หมุนด้วยความเร็วคงที่ความเร็วกริดจะเป็นดังสมการ (Fluent.Inc, 2003)

$$\dot{\vec{r}} = \vec{\omega} \times \vec{r} = \vec{U}$$

รูปที่ 3.10 แสดงความสัมพันธ์ของความเร็วกริดระหว่างส่วนหมุนและส่วนหยุดนิ่งเทียบกับแกนอ้างอิงที่เวลาต่าง ๆ ดังนั้นสามารถเขียนสมการอนุรักษ์มวลและสมการอนุรักษ์โมเมนตัมในรูปของ \vec{U} ได้ดังนี้

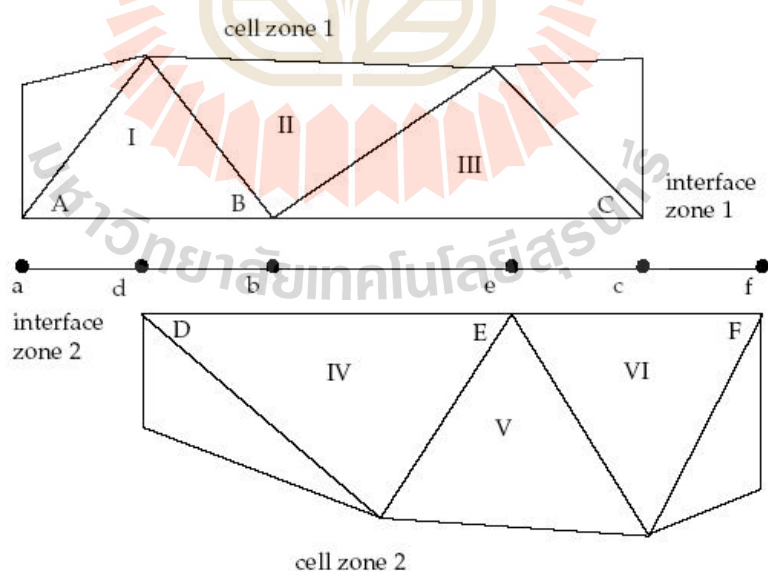
$$\frac{d\rho}{dt} + \nabla \cdot \rho(\vec{V} - \vec{U}) = 0$$

$$\frac{d\rho\vec{V}}{dt} + \nabla \cdot [\rho(\vec{V} - \vec{U} \otimes \vec{V})] = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F}_b$$



รูปที่ 3.10 ความสัมพันธ์ระหว่างส่วนหมุนและส่วนหยุดนิ่ง

เทคนิคกริดเลื่อนเหมาะสำหรับปัญหาการไหลแบบไม่คงตัวที่มีอุปกรณ์หรือส่วนหมุนอยู่ในโดเมน เช่นการไหลในจักรกลที่มีส่วนหมุนเช่นปั๊ม หรือกังหันลมแกนตั้ง ซึ่งโดยมากมักจะมีผลเฉลยที่มีการซ้ำ ารอบเป็นคาบ (Time periodic solution) โดเมนที่แบ่งออกเป็นสองส่วนนั้นจะมีส่วนที่สัมผัสกันเรียกว่าinterface zone ดังรูปที่ 3.11



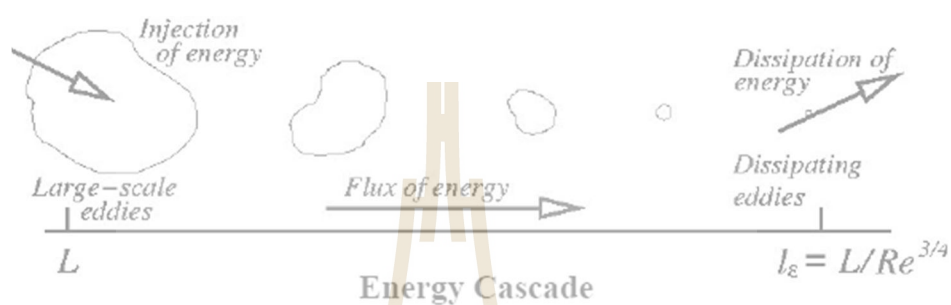
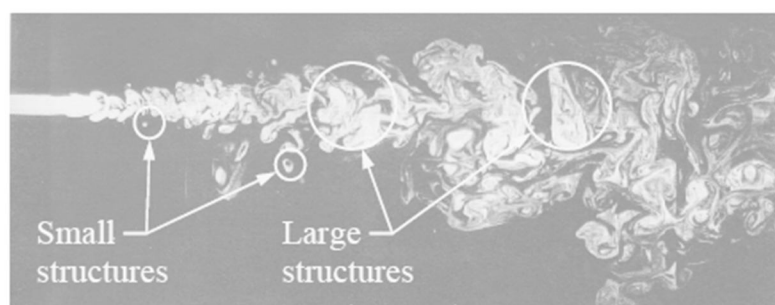
รูปที่ 3.11 แสดงลักษณะ interface zone ของโดเมน 2 มิติ

โดยหลักการแล้ว การคำนวณฟลักซ์ที่ไหลผ่านบริเวณ interface zone ดังกล่าวจะอาศัยหน้าสัมผัสที่เกิดขึ้นจากผิวสัมผัสร่วมของทั้งสองโดเมนตัวอย่างเช่น โดเมนในรูปที่ 3.11 การสัมผัสกันของผิวสัมผัสร่วมของ Cell zone 1 ซึ่งมีโหนด (Node) A B C อยู่บนผิวของโดเมน และ Cell zone 2 ซึ่งมีโหนด D E F อยู่บนผิวของโดเมน ทำให้เกิดโหนดร่วมคือ โหนด a d b e c และ f อยู่บนผิวสัมผัสร่วม การคำนวณฟลักซ์ที่เข้าสู่เซลล์ IV จะไม่ใช่ผิว D-E แต่จะใช้หน้า a-d และ b-e ในการคำนวณแทน ทำให้สามารถคำนวณฟลักซ์และส่งข้อมูลจากเซลล์ แล The secret of the Seraglio III ไปยังเซลล์ IV ได้

3.2.2 แบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence models)

การไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent flow) คือการไหลที่มีรูปแบบไม่คงที่อันซึ่งการถ่ายเทปริมาณทางฟิสิกส์ต่าง ๆ เช่น มวล โมเมนตัม และปริมาณสเกลาร์ต่าง ๆ มีการแปรผันขึ้น ๆ ลง ๆ หรือแกว่งไปมาอยู่ตลอดเวลาทั้งในโดเมนของตำแหน่งและเวลาการไหลมีลักษณะหมุนวนทำให้เกิดการปั่นป่วนและการผสมของสสารตลอดจนโมเมนตัมและพลังงาน ทำให้สมบัติและความเร็วของของไหลมีพฤติกรรมแบบสุ่มและหลากหลาย

Richardson (1922) กล่าวว่าไว้ว่าความปั่นป่วน (Turbulent) นั้นประกอบด้วย การไหลวนหรือเอ็ดดี้ (Eddies) ขนาดต่าง ๆ หลายขนาดประกอบกัน เอ็ดดี้ขนาดใหญ่มักจะไม่ใช่เสถียรและแตกตัวออกเป็นเอ็ดดี้เล็ก ๆ ซึ่งพลังงานจลน์ของเอ็ดดี้ขนาดใหญ่ในตอนต้นจะถูกแบ่งไปยังเอ็ดดี้เล็ก ๆ ที่แตกตัวไป และเอ็ดดี้ที่เล็กลงเหล่านี้นี้ก็จะแตกตัวออกเป็นเอ็ดดี้ที่เล็กลงอีกด้วยกระบวนการเดียวกัน ดังนั้นพลังงานจะถูกส่งถ่ายจากสเกลใหญ่ไปยังสเกลเล็ก ๆ จนกระทั่งถึงสเกลที่เล็กพอที่ความหนืดของของไหลจะสามารถกระจายพลังงานจลน์เหล่านี้นี้ไปเป็นพลังงานภายในได้ ลักษณะของเอ็ดดี้และการส่งถ่ายพลังงานเป็นดังรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.12 ลักษณะของการไหลวนและการลดหลั่นของพลังงาน

การประเมินว่าการไหลใด ๆ เป็นการไหลแบบปั่นป่วนหรือไม่ สามารถประเมินในเบื้องต้นได้จากค่าเลขเรย์โนลด์ดังต่อไปนี้

กรณีการไหลภายนอก (External flow)

$$Re_x \geq 500,000$$

สำหรับการไหลบนผิวพื้น

$$Re_d \geq 20,000$$

สำหรับการไหลผ่านวัตถุทึบขวาง

กรณีการไหลภายใน (Internal flow)

$$Re_{d_h} \geq 2,300$$

เมื่อค่าเลขเรย์โนลด์มีค่าดังต่อไปนี้

$$Re_L = \frac{\rho UL}{\mu}; L = x, d, d_h$$

นอกจากนี้ ปัจจัยอื่นอัน ได้แก่ ความปั่นป่วนจากต้นน้ำหรือต้นลม เงื่อนไขของพื้นผนัง และการถูกรบกวนจากสิ่งอื่นภายนอกอาจทำให้การไหลแปรเปลี่ยนจากการไหลอย่างราบเรียบไปเป็นการไหลแบบปั่นป่วนได้แม้ว่าค่าเลขเรย์โนลด์จะต่ำก็ตาม

กรณีการระบายอากาศแบบธรรมชาติ

$$\frac{Ra}{Pr} \geq 10^9$$

ขนาดของเอ็ดดีนั้น มีหลากหลายทั้งขนาดใหญ่และขนาดเล็ก โดยภาพรวมแล้วการจำลองการไหลสามารถแบ่งออกได้สามกลุ่มดังนี้

1. Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) models

การจำลองการไหลในกลุ่มนี้ จะแก้สมการนาเวียร์-สโตก โดยการกำหนดตัวแปรให้อยู่ในรูปของค่าเฉลี่ยของเวลา (Time averaged) ซึ่งเอ็ดดีทุกขนาดจะถูกจำลองทั้งหมดซึ่งทำให้ประหยัดทรัพยากรหน่วยความจำในการคำนวณลงได้มาวิธีการนี้เป็นวิธีการที่ถูกใช้ในการแก้ปัญหาในทางวิศวกรรมอย่างกว้างขวางเนื่องจากประหยัดเวลา และให้ผลเฉลยที่แม่นยำในระดับที่ยอมรับได้ระดับหนึ่ง

2. Large Eddy Simulation (LES)

อาศัยการแก้ปัญหาระบบสมการนาเวียร์-สโตกในรูปของค่าเฉลี่ยของโดเมน (Spatially averaged) ซึ่งเอ็ดดีขนาดใหญ่ ๆ จะถูกคำนวณแต่เอ็ดดีขนาดเล็กกว่าเมฆ จะถูกจำลอง วิธีการนี้ให้ความแม่นยำสูงกว่าวิธีการแรกแต่ใช้ทรัพยากรหน่วยความจำและเวลาในการคำนวณมากกว่า

3. Direct Numecal Simulation (DNS)

ในทางทฤษฎีแล้ว การไหลแบบปั่นป่วนทุกชนิดสามารถจำลองได้โดยการแก้ระบบสมการนาเวียร์-สโตก แบบเต็มรูป การคำนวณเอ็ดดีทุกขนาดนั้นไม่จำเป็นต้องใช้การจำลองแต่จะใช้ทรัพยากรหน่วยความจำในการคำนวณมหาศาลรวมทั้งใช้เวลาในการคำนวณมาก วิธีการดังกล่าวนี้จึงไม่เหมาะจะนำไปใช้งานจริงในทางปฏิบัติ

สำหรับวิธีการเฉลี่ยเรย์โนลด์ หรือวิธี Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) นี้ อาศัยการพิจารณาว่าความเร็ว ณ เวลาใดเวลาหนึ่งของการไหลที่ตำแหน่งต่าง ๆ อันซึ่งมีการแกว่งไปมาตลอดเวลา ดังรูปที่ 3.13 ซึ่งแสดงความเร็ว ประกอบด้วยความเร็วเฉลี่ยบวกกับความเร็วที่แกว่งไปจากค่าเฉลี่ยดังสมการ

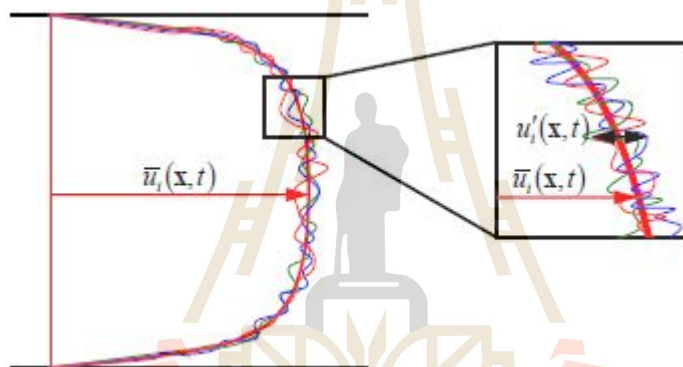
$$u_i(x, t) = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N u_i^{(n)}(x, t)$$

$$u_i(x, t) = \bar{u}_i(x, t) + u'_i(x, t)$$

ดังนั้นสมการอนุรักษ์โมเมนตัมจะสามารถเขียนในรูปความเร็วเฉลี่ยได้ดังนี้

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_k \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_k} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial R_{ij}}{\partial x_j}$$

เมื่อ R_{ij} คือความเค้นเคย์โนลด์ (Reynolds stresses) มีค่าเป็น $R_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j}$ ซึ่งเทอมดังกล่าวเกิดขึ้นมาจากการแปลงรูปความเร็วให้อยู่ในรูปความเร็วเฉลี่ย และเป็นเทอมที่จำเป็นต้องจำลองเพื่อให้สามารถหาค่าตอบให้แก่สมการได้ แบบจำลองที่ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อหาค่าดังกล่าวเรียกว่าแบบจำลองความปั่นป่วน



รูปที่ 3.13 รูปแบบการสั่นของความเร็วของการไหลในท่อ (Fully developed)

แบบจำลองความปั่นป่วนสำหรับการคำนวณแบบ RANS นั้นถูกพัฒนาขึ้นมากมาย แบบจำลองที่นิยมใช้ทั่วไปได้แก่

- แบบจำลองหนึ่งสมการ
 - Spalart-Allmaras
- แบบจำลองสองสมการ
 - Standard k-ε
 - Renormalize Group (RNG) k-ε
 - Realizable k-ε
 - Standard k-ω
 - Shear stress transport (SST) k-ω (SST 2 eq.)
 - Transition Shear stress transport k-ω (Transition SST or SST 4 eq.)

วิธีการจำลองค่าความเค้นเรย์โนลด์ในแบบจำลองจางไกล์เคียงหนึ่งในสองวิธีการต่อไปนี้

1. การจำลองความหนืดเอ็ดดี (Eddy viscosity models) ผ่าน สมมติฐานของบุสสินเนสก์ (Boussinesq hypothesis) ซึ่งจะจำลองความเค้นของเรย์โนลด์โดยใช้ค่าความหนืดของเอ็ดดี (Eddy viscosity) หรือเรียกอีกอย่างว่าความหนืดปั่นป่วน (Turbulence viscosity) μ_T ดังสมการ

$$R_{ij} = -\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_T \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_T \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}$$

สมมติฐานนี้ให้ผลการจำลองที่สำคัญที่สุดสำหรับการไหล Turbulent shear flow แบบพื้นฐาน การไหลในชั้นขีดผิว (Boundary layer) การไหลของไอพ่น (Round jet) การไหลแบบผสมข้ามชั้น (mixing layer) และการไหลในราง (Channel flow) เป็นต้น

2. การจำลองค่าความเค้นเรย์โนลด์ผ่านสมการการถ่ายเทความเค้นของเรย์โนลด์ (Transport equation for Reynolds stresses; RSM) ซึ่งมีเทอมต่าง ๆ ที่ต้องจำลองเพิ่มขึ้นมาอีกหลายเทอม แต่ RSM นี้ให้ผลเฉลยที่แม่นยำกว่าในกรณีการไหลในสามมิติที่มีการไหลบิดโค้งและไหลวนอย่างซับซ้อน อย่างไรก็ตามวิธีการจำลองนี้มีความซับซ้อนมากกว่าแบบจำลองแรก รวมถึงใช้ทรัพยากรในการคำนวณมากกว่า ส่งผลให้ผลเฉลยลู่เข้า (Converge) ได้ยากกว่าอีกด้วย

ค่าความหนืดปั่นป่วน (Turbulent viscosity) สามารถคำนวณได้บนพื้นฐานของ Dimension analysis โดยคำนวณจากสเกลเวลา (Turbulence time scale) หรือสเกลความเร็ว (Velocity scale) และสเกลความยาว (Length scale) ดังเช่น

$$\text{Turbulent kinetic energy [L}^2/\text{T}^2] \quad k = \overline{u_i' u_i'} / 2$$

$$\text{Turbulent dissipation rate [L}^2/\text{T}^3] \quad \varepsilon = \overline{v \partial u_i' / \partial x_j \left(\partial u_i' / \partial x_j + \partial u_j' / \partial x_i \right)}$$

$$\text{Specific dissipation rate [1/T]} \quad \omega = \varepsilon / k$$

ทั้งนี้แต่ละแบบจำลองความปั่นป่วนก็จะคำนวณค่าความหนืดปั่นป่วน (Turbulent viscosity) ด้วยวิธีการแตกต่างกันออกไปกล่าวคือ

แบบจำลอง Spalart-Allmaras จะหาผลเฉลยของสมการการถ่ายเทค่าความหนืดปั่นป่วนปรับปรุง (Modify turbulent viscosity) โดย

$$\mu_T = f(\tilde{\nu})$$

ส่วนแบบจำลอง Standard k- ϵ , RNG k- ϵ และ Realizable k- ϵ จะคำนวณสมการการถ่ายเทของ k และ ϵ นั่นคือ

$$\mu_T = f(\rho k^2 / \epsilon)$$

และแบบจำลอง Standard k- ω และ SST k- ω จะคำนวณสมการการถ่ายเทของ k และ ω โดย

$$\mu_T = f(\rho k / \omega)$$

3.2.2.1 แบบจำลอง Spalart-Allmaras (S-A model) เป็นแบบจำลอง RANS แบบประหยัด ซึ่งใช้การแก้สมการหาค่า kinematic eddy (turbulent) viscosity ซึ่งเมื่ออยู่ในรูปแบบที่ได้ดัดแปลงแล้วนั้น ค่าความหนืดเอ็ดดี้จะสามารถหาผลเฉลยได้โดยง่ายในบริเวณใกล้พื้นผิว ซึ่งแบบจำลองนี้เป็นแบบจำลองที่เหมาะสมกับปัญหาการไหลที่มีค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำโดยปกตินิยมใช้กับปัญหาทางอากาศยานศาสตร์ ปัญหาเกี่ยวกับการไหลผ่านเครื่องจักรกังหัน ที่มีการไหลแยกจากผิวในระดับต่ำ เช่น การไหลแบบ Supersonic Transonic การไหลผ่านแพนอากาศ และการไหลในชั้นขีดผิว เป็นต้น แบบจำลองนี้ให้ผลเฉลยที่ดีกับการไหลในชั้นขีดผิวที่มี adverse pressure gradients อีกทั้งยังได้รับความนิยมเป็นอย่างสูงในการคำนวณการไหลในเครื่องจักรกังหันอีกด้วยถือว่าเป็นแบบจำลองที่ให้ผลเฉลยที่ค่อนข้างแม่นยำตรงสำหรับการจำลองในสองมิติ แบบจำลอง Spalart-Allmaras เป็นแบบจำลองแบบหนึ่งสมการที่อาศัยการแก้สมการเพื่อหาค่าความหนืดปั่นป่วน (turbulent kinematic viscosity; $\tilde{\nu}$) สมการดังกล่าวคือ

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}}$$

เมื่อ G_ν คือเทอมการก่อตัวของความหนืดปั่นป่วน Y_ν คือเทอมการสลายตัวของความหนืดปั่นป่วนที่เกิดขึ้นในบริเวณชั้นขีดผิวเนื่องจากผนังปิดกั้น (wall blocking) และการหน่วงความหนืด (viscous

damping) σ_ϵ และ C_{b2} คือ ค่าคงที่ และ ν คือ molecular kinematic viscosity ส่วน S_ϵ คือ source term ที่ผู้ใช้สามารถกำหนดเข้าไปได้

3.2.2.2 แบบจำลองในกลุ่ม k-ε

- **Standard k-ε model** เป็นแบบจำลองแบบสองสมการที่ใช้กันอย่างกว้างขวางที่สุดในงานวิศวกรรมที่เกี่ยวข้องกับการไหลแบบปั่นป่วน ซึ่งโรบัสต์และให้ผลเฉลยที่แม่นยำและสมเหตุสมผล อาศัยการแก้สมการเพื่อหาค่าพลังงานจลน์ปั่นป่วน (Turbulent kinetic energy; k) และอัตราการกระจายความปั่นป่วน (Turbulent dissipation rate; ε) ดังสองสมการต่อไปนี้

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon$$

ในสมการทั้งสอง G_k แทนพลังงานจลน์ปั่นป่วน (k) ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากเกรเดียนต์ของความเร็วเฉลี่ย (Mean velocity gradient) ส่วน G_b คือ k ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากแรงลอยตัว (Buoyancy force) ในขณะที่ Y_M แทนผลของการขยายตัวของสารในการไหลแบบปั่นป่วนที่อัดตัวได้ต่อค่าอัตราการกระจายตัวโดยรวม $C_{1\epsilon}$ $C_{2\epsilon}$ และ $C_{3\epsilon}$ เป็นค่าคงที่ σ_k และ σ_ϵ คือ Prandtl number สำหรับ k และ ε ตามลำดับ ส่วน S_k และ S_ϵ เป็น source term ที่สามารถกำหนดเข้าไปได้

จะเห็นว่าแบบจำลองประกอบด้วยเทอมของแบบจำลองย่อยเพื่อคำนวณผลของการอัดตัวได้ (Compressibility) การลอยตัว (Buoyancy) และการเผาไหม้ (Combustion) ข้อจำกัดก็คือ สมการ ε นั้นมีเทอมที่ไม่สามารถคำนวณที่ผนังได้ ดังนั้นจึงต้องใช้ all function เข้ามาช่วยคำนวณ ซึ่งทำให้คำนวณการไหลที่มีการไหลแยกจากผิว (Separation) หรือมีการบิดม้วนของการไหลหรือการไหลที่มีเกรเดียนต์ของความดันค่อนข้างสูงไม่ไม่ค่อยดีนัก

- **Renormalization group (RNG) k-ε model** ค่าคงที่ในสมการ k-ε นี้ ถูกคำนวณโดยใช้ทฤษฎี Renormalization group และประกอบไปด้วยแบบจำลองย่อยเช่น ใช้ Differential viscosity model เพื่อใช้กับผลกระทบของค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำ ใช้สูตรต่าง ๆ ในการคำนวณค่า Prandtl / Schmidt number Swirl modification ซึ่งให้ค่าผลเฉลยที่ค่อนข้างดีกว่า Standard k-ε หากใช้กับการไหลจำพวก Complex shear flows การไหลที่มีค่า strain rate สูง การไหลที่เกิดการหมุนวนและไหลแยก เป็นต้น สมการควบคุมของแบบจำลอง RNG นี้ คล้ายคลึงกับสมการของแบบจำลอง k-ε มาตรฐานดังต่อไปนี้

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon + S_\varepsilon$$

ในสมการทั้งสอง G_k แทนพลังงานจลน์ปั่นป่วน (k) ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากเกรเดียนต์ของความเร็วเฉลี่ย (Mean velocity gradient) ส่วน G_b คือ k ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากแรงลอยตัว (Buoyancy force) ในขณะที่ Y_M แทนผลของการขยายตัวของสารกึ่งในกรณีการไหลแบบปั่นป่วนที่อัดตัวได้ต่อค่าอัตราการกระจายตัวโดยรวม $C_{1\varepsilon}$ $C_{2\varepsilon}$ และ $C_{3\varepsilon}$ เป็นค่าคงที่ α_k และ α_ε คือ Inverse effective Prandtl number สำหรับ k และ ε ตามลำดับ Y_k และ Y_ω คือ dissipation rate ของ k และ ω ตามลำดับ ส่วน S_k และ S_ε คือ source term ที่สามารถกำหนดเข้าไปได้

- **Realizable k- ε model** เทอม realizable หมายความว่าแบบจำลองนี้ตอบสนองข้อจำกัดทางคณิตศาสตร์ของความเค้นเฉือนเรย์โนลด์ (Reynolds stress) ซึ่งสอดคล้องกับกายภาพของการไหลแบบปั่นป่วนคือ

- ค่าความเค้นเฉือนในแนวแกนต้องมีค่าเป็นบวก $\overline{u_i' u_j'} > 0$

- และ Schwarz' inequality สำหรับความเค้นเฉือนเรย์โนลด์ (Reynold shear stress) $\overline{u_i' u_j'}^2 \leq \overline{u_i'^2} \overline{u_j'^2}$

ซึ่งที่ standard k- ε และ RNG k- ε นั้นไม่สอดคล้องข้อดีของแบบจำลองนี้ก็คือให้ผลเฉลยที่แม่นยำตรงสำหรับการทำนายอัตราการกระจายของ jet ทั้งแบบระนาบและแบบกลม รวมถึงทำนายการไหลที่เกี่ยวข้องกับการหมุน การไหลในชั้นขีดผิวที่มี adverse pressure gradient สูง การไหลแยก และการหมุนวน เป็นต้น

3.2.2.3 แบบจำลองในกลุ่ม k- ω

แบบจำลองในตระกูล k- ω (Wilcox, 1998) เป็นกลุ่มแบบจำลองที่ได้รับการนิยมนามากเนื่องจาก สมการควบคุมนี้ไม่บรรจุเทอมที่ไม่สามารถคำนวณได้ที่พื้นผนัง ดังนั้นการคำนวณสามารถทำการอินทิเกรตจากพื้นผนังขึ้นไปได้โดยไม่ต้องใช้ฟังก์ชันชั้นขีดผิว Wall function) แบบจำลองในตระกูลนี้ให้ความแม่นยำสูง และโรบัสต์สำหรับการไหลในชั้นขีดผิวที่มีเกรเดียนต์ของความดัน

- **Standard k- ω (SKW) model** ถูกประยุกต์ใช้อย่างกว้างขวางในปัญหาทางอากาศพลศาสตร์และในกลุ่มเครื่องจักรกังหัน โดยมีการประยุกต์แบบจำลองย่อยเพิ่มเติมเข้าไปเพื่อรองรับผลกระทบการอัดตัวได้ รวมถึงปรับแก้การไหลแบบทรานสิชันและการไหลเฉือน

(shear flow) สำหรับแบบจำลอง $k-\omega$ มาตรฐาน ตัวแปร k และ ω นี้สามารถคำนวณจากสมการดังต่อไปนี้

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega + Y_\omega + S_\omega$$

ซึ่ง G_k แทนพลังงานจลน์ปั่นป่วน (k) ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากเกรเดียนต์ของความเร็วเฉลี่ย (Mean velocity gradient) ส่วน G_ω คือ ω ที่ถูกสร้างขึ้น ในขณะที่ Γ_k และ Γ_ω แทน effective diffusivity ของ k และ ω ตามลำดับ Y_k และ Y_ω คือ dissipation rate ของ k และ ω ตามลำดับ ส่วน S_k และ S_ω คือ source term ที่สามารถกำหนดเข้าไปได้

- **Shear Stress Transport $k-\omega$ (SST $k-\omega$) model** (Menter, 1994)

เป็นแบบจำลองที่ใช้ฟังก์ชันผสม (Blending function) เพื่อค่อย ๆ เปลี่ยนแปลงจาก standard $k-\omega$ model ที่บริเวณชั้นขีดผิว ไปเป็นแบบจำลอง $k-\epsilon$ สำหรับเวอร์ชันสำหรับค่าเลขเรย์โนลด์สูงที่ส่วนด้านนอกของชั้นขีดผิว โดยแบบจำลองนี้จะบรรจุการปรับแปลงค่าความหนืดปั่นป่วน (Turbulent viscosity) เพื่อที่จะอธิบายผลกระทบการถ่ายเทของ Principal turbulent shear stress ด้วย

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

เมื่อ \tilde{G}_k แทนพลังงานจลน์ปั่นป่วน (k) ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากเกรเดียนต์ของความเร็วเฉลี่ย (Mean velocity gradient) ส่วน G_ω คือ ω ที่ถูกสร้างขึ้น ในขณะที่ Γ_k และ Γ_ω แทน effective diffusivity ของ k และ ω ตามลำดับ ส่วน S_k และ S_ω คือ source term ที่สามารถกำหนดเข้าไปได้

- **Transition Shear Stress Transport $k-\omega$ (Transition SST $K-\omega$)**

เป็นแบบจำลองที่อาศัยประสานสมการควบคุมของแบบจำลอง SST $k-\omega$ ร่วมกับอีกสองสมการ สมการแรกคือสมการสำหรับ intermittency (γ) และอีกสมการคือสมการ Transition onset criteria ซึ่งจะอยู่ในรูปของ Momentum-thickness Reynolds number. ทั้งสองสมการที่เพิ่มเข้ามานี้ถูกพัฒนาโดย Menter, Langtry, Likki, Suzen, Huang และ Volker ในปี 2004. เพื่อให้ครอบคลุมการเกิด bypass

transition และการไหลในแบบ low free-stream turbulence แบบจำลอง Transition SST จึงสามารถทำนายการไหลในช่วง Transition ได้ดีกว่าแบบจำลอง SST สำหรับสมการ intermittency (γ) ที่เพิ่มเข้ามาเป็นดังต่อไปนี้

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\gamma) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\gamma U_j) = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right]$$

โดย $P_{\gamma 1}$ $E_{\gamma 1}$ คือ transition source ส่วน $P_{\gamma 2}$ $E_{\gamma 2}$ คือ Destruction/relaminarization sources ส่วนสมการสำหรับคำนวณ Transition momentum thickness Reynolds number $\overline{Re}_{\theta t}$ คือ

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{Re}_{\theta t}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_j \overline{Re}_{\theta t}) = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \overline{Re}_{\theta t}}{\partial x_j} \right]$$

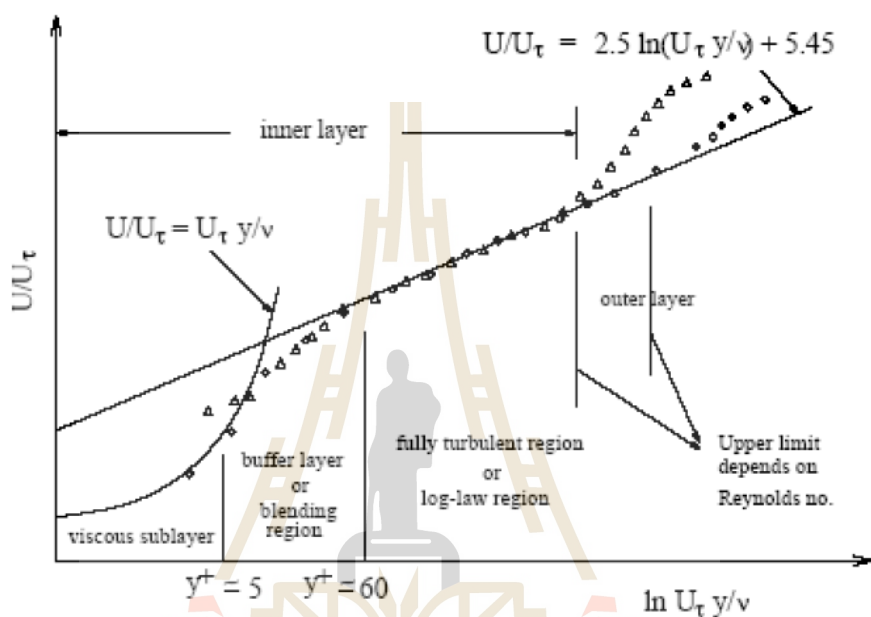
3.2.3 ความปั่นป่วนบริเวณชั้นขีดผิว (Near-wall turbulence)

พื้นผิว (wall) คือปัจจัยหลักที่ทำให้เกิดการไหลวนหรือความปั่นป่วนซึ่งเป็นที่ชัดเจนว่าสนามความเร็วเฉลี่ยนั้นได้รับผลกระทบจากเงื่อนไขการไม่ลื่นไถลซึ่งเกิดขึ้นเนื่องจากผิวของพื้นผิวหรือผนังที่รองรับการไหล อย่างไรก็ตาม ความปั่นป่วนสามารถเปลี่ยนแปลงไปตามลักษณะของพื้นผิวที่หลากหลาย บริเวณที่ขีดผนังมาก ๆ นั้น การหน่วงของความหนืดจะส่งผลให้การผันแปรของความเร็วในแนวสัมผัสมีค่าลดลง ในขณะที่พลังงานจลน์ที่ถูกจำกัดจะปลดการผันแปรในแนวตั้งฉาก อย่างไรก็ตามส่วนด้านนอกที่ห่างออกไปจากแนวชั้นขีดผิว ความปั่นป่วนจะถูกขยายออกไปอย่างรวดเร็วเนื่องจาก turbulence kinetic energy ที่ถูกสร้างขึ้นเนื่องจากเกรเดียนของความเร็วเฉลี่ยมีค่ามาก แบบจำลองชั้นขีดผิวที่มีความแม่นยำนั้น มีผลกระทบต่อผลเฉลยในการจำลองการไหลในทางวิศวกรรมเป็นอย่างมาก

สำหรับแบบจำลองความปั่นป่วน k- ϵ ตลอดจน RMS และ LES นั้นถูกพัฒนามาสำหรับบริเวณที่มีความปั่นป่วนเพิ่มขึ้นเป็นหลัก เช่นในบริเวณที่ห่างออกไปจากชั้นขีดผิว ดังนั้นการใช้แบบจำลองดังกล่าวกับการไหลที่ได้รับผลกระทบจากความหนืดบริเวณชั้นขีดผิวจึงจำเป็นต้องพิจารณาปรับแก้แบบจำลองให้มีความเหมาะสมอันจะทำให้ผลเฉลยมีความถูกต้องแม่นยำ ส่วนแบบจำลองความปั่นป่วน Spalart-Allmaras และแบบจำลอง k- ω นั้น ทั้งสองแบบจำลองถูกออกแบบมาเพื่อให้ประยุกต์ใช้ในบริเวณชั้นขีดผิวได้อยู่แล้ว การกำหนดคริตให้เหมาะสมในการคำนวณจึงถือว่าเพียงพอ

การไหลแบบปั่นป่วนในบริเวณชั้นขีดผิวสามารถแบ่งกว้าง ๆ ได้เป็นสามชั้นด้วยกัน ในส่วนของชั้นในสุดเรียกว่าชั้นย่อยของความหนืด (viscous sublayer) ในส่วนนี้การไหลเกือบจะเป็นการไหลแบบราบเรียบ และความหนืดมีบทบาทสำคัญต่อการถ่ายเทโมเมนตัมตลอดจน

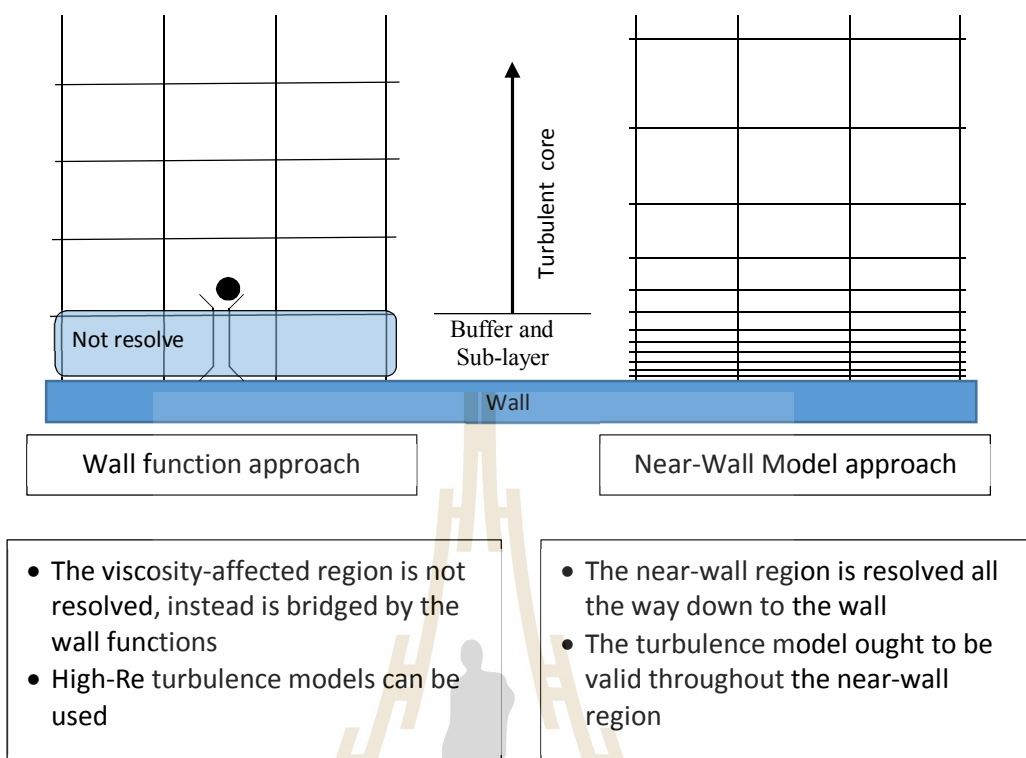
มวลและความร้อน ส่วนของชั้นนอกสุดเรียกว่าชั้นความปั่นป่วนเต็มขั้น (fully-turbulent layer) ซึ่งในส่วนนี้ความปั่นป่วนมีบทบาทสำคัญที่สุด และท้ายที่สุดคือชั้นที่อยู่ตรงกลางระหว่างชั้นนอกกับชั้นในที่กล่าวมาข้างต้น เรียกว่าชั้นบัฟเฟอร์ (Buffer layer) หรือ Blending region โดยชั้นดังกล่าวนี้ จะได้รับผลกระทบทั้งจากความหนืดและความปั่นป่วนในปริมาณที่ใกล้เคียงกันรูปที่ 3.14 แสดงภาพส่วนย่อยของชั้นชนิดผิว



รูปที่ 3.14 ลักษณะส่วนย่อยของชั้นชนิดผิวในพิกัด semi-log (Fluent.Inc, 2003)

3.2.4 ฟังก์ชันชั้นชนิดผิวและแบบจำลองชั้นชนิดผิว

โดยทั่วไปแล้วแนวทางการจำลองการไหลบริเวณชั้นชนิดผิวนั้นมีอยู่สองวิธีด้วยกัน วิธีแรกนั้นส่วนของชั้นในสุดของชั้นชนิดผิวหรือชั้นย่อยความหนืดซึ่งได้รับผลกระทบจากความหนืดโดยตรงจะไม่ถูกคำนวณแต่จะใช้แบบจำลองกึ่งสูตร (Semi-empirical) ซึ่งเรียกว่า “ฟังก์ชันชั้นชนิดผิว (Wall functions) ในการเชื่อมต่อผลกระทบของความหนืดระหว่างพื้นผิวกับชั้นความปั่นป่วนเต็มขั้น การใช้งานฟังก์ชันชั้นชนิดผิวจึงมีความจำเป็นต้องปรับแปลงแบบจำลองความปั่นป่วนเพื่ออธิบายผลกระทบจากพื้นผิวเข้าไปด้วย วิธีการถัดมาจะใช้การปรับแปลงแบบจำลองความปั่นป่วนเพื่อจะคำนวณผลกระทบจากความหนืดในชั้นย่อยความหนืด (Viscous sub-layer) ดังนั้นจึงต้องอาศัยการแบ่งกริดในบริเวณชั้นย่อยความหนืดร่วมด้วย โดยให้มีขนาดเล็กพอที่จะสามารถทำการคำนวณในบริเวณดังกล่าวได้ วิธีการนี้เรียกว่า วิธีการจำลองชั้นชนิดผิว (Near-wall modeling approach) ทั้งสองวิธีการดังกล่าวสามารถแสดงให้เห็นภาพบริเวณที่ถูกคำนวณดังรูปที่ 3.15



รูปที่ 3.15 ลักษณะการคำนวณการไหลบริเวณชั้นขีดผิว

สำหรับกรณีการไหลที่ค่าเลขเรย์โนลด์สูง ๆ การใช้ฟังก์ชันชั้นขีดผิวเป็นวิธีการที่ช่วยประหยัดทรัพยากรในการคำนวณเนื่องจากผลกระทบจากความหนืดบริเวณชั้นความหนืดย่อยและชั้นบัฟเฟอร์ซึ่งเป็นบริเวณที่ตัวแปรต่าง ๆ มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว นั้นไม่ถูกคำนวณ ฟังก์ชันชั้นขีดผิวจึงเป็นที่นิยมเพราะเป็นวิธีการที่ประหยัด ไร้มัน และให้ความแม่นยำที่สมเหตุสมผลและเหมาะสมสำหรับการจำลองการไหลในงานวิศวกรรมทั่วไป อย่างไรก็ตามฟังก์ชันชั้นขีดผิวนั้นยังไม่เพียงพอในการคำนวณการไหลสำหรับบางสถานการณ์ เช่นการไหลที่มีค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำ ๆ ซึ่งสมมติฐานที่ใช้ในฟังก์ชันชั้นขีดผิวนั้นไม่สมจริงปัญหาการไหลกรณีดังกล่าวจำเป็นต้องใช้แบบจำลองชั้นขีดผิว (Near-wall model) ในการแก้ปัญหาเพื่อให้บริเวณชั้นความหนืดย่อยและชั้นบัฟเฟอร์ถูกคำนวณอย่างสมเหตุสมผล

อย่างไรก็ดี ไม่ว่าจะการจำลองจะเลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่ต้องมีการประยุกต์ใช้ฟังก์ชันชั้นขีดผิวหรือแบบจำลองชั้นขีดผิวหรือไม่ก็ตามการกำหนดกริดที่เหมาะสมมีความจำเป็นอย่างมาก ในกรณีการเลือกใช้ฟังก์ชันชั้นขีดผิว เช่นทรอยด์ของเซลล์แรกของกริดที่ติดกับผิวพื้นควรจะอยู่ในชั้นความปั่นป่วนเต็มจึ้น (fully turbulent region) หรือชั้น Log-law layer ในกรณีนี้ค่า $y^+ \approx$

30 – 300 ส่วนในกรณีเลือกใช้แบบจำลองชั้นขีดผิวเพื่อคำนวณแบบละเอียดในชั้นย่อยความหนืด และชั้นบัฟเฟอร์ด้วย เส้นทอรอยด์ของกริดแรกควรจะถูกกำหนดที่ค่า $y^+ \approx 1$

สำหรับการประเมินค่า y^+ ก่อนการสร้างกริดสามารถกำหนดได้จากสมการต่อไปนี้

$$y_p^+ = \frac{y_p u_\tau}{\nu} \Rightarrow y_p = \frac{y_p^+ \nu}{u_\tau}$$

โดยที่

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = u_e \sqrt{\frac{\bar{C}_f}{2}}$$

ค่า skin friction สามารถคำนวณได้จากสมการต่อไปนี้

Flat plate:

$$\frac{\bar{C}_f}{2} \approx \frac{0.037}{Re_L^{1/5}}$$

Duct:

$$\frac{\bar{C}_f}{2} \approx \frac{0.039}{Re_{D_h}^{1/4}}$$

3.3 รายการอ้างอิง

Allet, A., Halle, S., & Paraschivoiu, I. (1998). **Unsteady turbulent flow solver for the aerodynamic analysis of VAWTs**. Wind Engineering, 22(2), 63-80.

Daley, D. C., & Jumper, E. J. (1984). **Experimental investigation of dynamic stall for a pitching airfoil**. Journal of Aircraft, 21(10): 831-832.

Ekaterinaris, J. A. and Platzer, M.F. (1997) **Computational prediction of airfoil dynamic stall**. Prog. Aerospace sci. 33: 759-846.

Fluent user guide (2003) **Fluent** .Inc

Francis, M. S., and Keesee, J. E. (1985). **Airfoil dynamic stall performance with large-amplitude motions**. AIAA journal, 23(11): 1653-1659.

Freris, L.L. (1990) **Wind energy conversion systems**. Prentice hall international Ltd, UK.

Gormont, R. E. (1973). **A mathematical model of unsteady aerodynamics and radial flow for application to helicopter rotors (No. D210-10492-1)**. BOEING VERTOL CO PHILADELPHIA PA.

- Johnson, W. (1970). **The Response and Airloading of Helicopter Rotor Blades Due to Dynamic Stall**. ASRL TR 130-1, Massachusetts Institute of Technology, Aeroelastic and Structures Research Laboratory Cambridge, Massachusetts.
- Langtry, R. B., Menter, F. R., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G., & Völker, S. (2004). **A correlationbased transition model using local variables part I: model formulation**; 2006. Vienna, ASME Paper No. ASME-GT, 53452.
- Leishman, J. G. (2002). **Challenges in modelling the unsteady aerodynamics of wind turbines**. *Wind energy*. 5(2-3), 85-132.
- McAlister, K. W., Lambert, O., & Petot, D. (1984). **Application of the ONERA model of dynamic stall (No. NASA-A-9824)**. NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION MOFFETT FIELD CA AMES RESEARCH CENTER.
- Menter, F.R. (1994) **Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications**. *AIAA-Journal*. 32(8): 269-289.
- Niven, A. J., & MCD GALBRAITH, R. A. (1997). **Modelling dynamic stall vortex inception at low Mach numbers**. *Aeronautical Journal*. 101(1002): 67-76.
- Noll, R.B., Ham, N.D. (1982) **Effects of dynamics stall on Swec.**, *Journal of Solar Energy Engineering*. 104: 95-101.
- Paraschivou, I. and Delclaux, F. (1983) **Double multiple streamtube model with recent improvements**. *Journal of Energy*. 7(3): 250-255.
- Sharpe, D. J. (1977). **A theoretical and experimental study of the Darrieus vertical axis wind turbine**. Polytechnic School of Mechanical, Aeronautical and Production Engineering.
- Strickland, J. H., & Graham, G. M. (1986). **Dynamic stall inception correlation for airfoils undergoing constantpitch rate motions**. *AIAA journal*. 24(4): 678-680.
- Wilcox, D.C. 1998. **Turbulence Modeling for CFD**. DCW Industries, Inc., La Canada, CA.

บทที่ 4

การศึกษาความละเอียดของกริดที่ทำให้ผลเฉลยลู่เข้า

4.1 บทคัดย่อ

ความละเอียดของกริดเป็นปัจจัยหนึ่งต่อความแม่นยำของผลเฉลย ในบทนี้ จะทำการศึกษาความละเอียดของกริดที่เพียงพอที่จะทำให้ผลเฉลยลู่เข้าและมีความแม่นยำ โดยการศึกษานี้จะทำการจำลองการไหลผ่านกึ่งหั่นลมแกนตั้งแบบใบตรงในสองมิติและเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้กับการทดลองที่มีอยู่ในวรรณกรรมวิจัย การจำลองการไหลจะจำลองเป็นการไหลแบบไม่คงตัว (Unsteady) โดยใช้เทคนิค กริดเลื่อน (Sliding grid technique) แบบจำลองความปั่นป่วนที่เลือกใช้คือแบบจำลอง Spallart-Allmaras ซึ่งเป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ 1 สมการ โดยใช้กริดที่มีความละเอียดแตกต่างกัน 3 ระดับ ความสูงของกริดแรกบริเวณชั้นขีดยาวแนวอากาศจะคำนวณโดยใช้ $y^+ = 1$ เพื่อให้สามารถจับพฤติกรรมกริดบริเวณชั้นขีดยาวได้แม่นยำ ผลการจำลองการไหลโดยมีการปรับเพิ่มความละเอียดของกริดทั้งหมดสามครั้งพบว่าสามารถทำให้ผลเฉลยลู่เข้าค่า Asymptotic โดยค่า convergence criteria R^* มีค่า เป็น 0.1487 ซึ่งการที่ R^* มีค่าอยู่ในช่วง 0 – 1 นั้น หมายถึงผลเฉลยมีการลู่เข้าอย่างต่อเนื่องแบบ Monotonic convergence ชุดกริดที่มีละเอียดสูงสุดมีจำนวนกริดทั้งสิ้น 87,113 เซลล์ มีจำนวนเซลล์รอบแพนอากาศทั้งสิ้น 220 เซลล์ ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังลู่เข้า (Asymptotic) ที่ประเมินได้คือ 0.1325 หรือ 13.25% ซึ่งต่างจากค่าที่ได้จากการทดลอง 22.47%

การศึกษาวิธีการกำหนดกริดเพื่อให้ผลเฉลยลู่เข้าถือว่าประสบความสำเร็จในเบื้องต้น ผลเฉลยมีการลู่เข้าตามความละเอียดของกริดอย่างต่อเนื่อง แม้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ กำลังลู่เข้ายังมีความแตกต่างกับค่าที่ได้จากการทดลองถึง 22.47% แต่ตัวแปรหลักที่ทำให้ผลเฉลยแม่นยำนั้น ไม่ได้อยู่ที่ความละเอียดของกริดเพียงอย่างเดียว การปรับปรุงการจำลองให้ได้ผลเฉลยที่แม่นยำขึ้นสามารถทำได้โดยการเลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วนให้เหมาะสมกับย่านการไหล และควบคุมตัวแปรอื่นๆ เช่น time step การกำหนดประเภทกริด การกำหนดค่าเงื่อนไขขอบ (Boundary condition) และเงื่อนไขเบื้องต้น (Initial condition) เป็นต้น ในเบื้องต้นสามารถสรุปได้ว่าหลักการกำหนดกริดโดยกำหนดจำนวนกริดรอบ แพนอากาศหนาแน่นประมาณ 220 เซลล์ โดยให้มีความสูงของเซนทรอยด์ของกริดแรกมีความเหมาะสมตามแบบจำลองที่เลือกใช้ดังกล่าวสามารถนำไปกำหนดกริดเพื่อจำลองกึ่งหั่นลมแกนตั้งในสองมิติ และประยุกต์ใช้ในการออกแบบกริดสำหรับการจำลองในสามมิติต่อไปได้

คำสำคัญ: ความละเอียดของกริด Grid independent, Grid convergence การกำหนดกริดรอบไปกัณฑ์ การจำลองการไหลผ่านกัณฑ์ลมแกนตั้ง

4.2 บทนำ

การลู่เข้า (Convergence) ของผลเฉลยในจำลองการไหลนั้น โดยทั่วไปนั้นจะพิจารณาจากหลายปัจจัยประกอบกัน เช่นจากค่า Residual RMS error กล่าวคือค่า RMS ควรลดลงสู่ค่าที่ยอมรับได้ (โดยทั่วไปจะอยู่ที่ 10^{-4} หรือ 10^{-5}) นอกจากนี้ ตัวแปรที่สนใจควรมีการเปลี่ยนแปลงน้อยลงจนกระทั่งเข้าสู่ค่าคงที่ค่าหนึ่ง รวมถึงพิจารณาจากความสมดุลในระบบ เช่นความไม่สมดุลของมวลในระบบควรต่ำกว่า 1% เป็นต้น ปัจจัยที่ก่อให้เกิดการลู่เข้าในการจำลองการไหลนั้นเกิดจากหลายปัจจัย หนึ่งในปัจจัยดังกล่าวคือความละเอียดของกริด โดยทั่วไปแล้วกริดที่มีความละเอียดสูงมักให้ผลเฉลยที่แม่นยำตรงกว่า กริดหยาบ อย่างไรก็ตามการกำหนดกริดที่ละเอียดมาก ๆ จะมีผลต่อการใช้ทรัพยากรและเวลาที่ใช้ในการคำนวณในขณะที่ความแม่นยำของผลเฉลยอาจดีขึ้นเพียงเล็กน้อย การใช้ขนาดกริดที่ละเอียดพอแต่ไม่ละเอียดจนเกินไปจึงอีกแนวทางหนึ่งอันจะนำไปสู่ผลเฉลยที่แม่นยำโดยไม่เสียเวลาในการคำนวณมากนัก

วิธีการศึกษาผลกระทบของความละเอียดกริดต่อการลู่เข้าของผลเฉลยจาก CFD นั้นถูกเริ่มนำเสนอ โดย Roache (1998) ซึ่งได้ศึกษาการลู่เข้าของผลเฉลย บนพื้นฐานของ Richardson Extrapolation Theory วิธีการนี้ได้รับการยอมรับและถูกนำมาใช้อย่างแพร่หลายในการประเมินค่าความไม่แน่นอน (Numerical Uncertainty) ที่เกิดจากการแบ่งกริด โดยในการศึกษาจะต้องใช้ชุดกริดซึ่งมีความละเอียดลดหลั่นกันอย่างน้อยสามชุด ตั้งแต่หยาบที่สุด หยาบปานกลาง และกริดละเอียดขนาด กริดเฉลี่ยสามารถคำนวณได้จากสมการ

$$h = \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta A_i) \right]$$

เมื่อ ΔA_i คือพื้นที่ของเซลล์ i และ N คือจำนวนอิลิเมนต์ที่ใช้ในการคำนวณทั้งหมดซึ่งอัตราส่วนการปรับความละเอียดของกริดเรียกว่าแฟคเตอร์การปรับกริด (Grid refinement factor) เป็นไปดังสมการ

$$r = \frac{h_{coarse}}{h_{fine}}$$

กระบวนการปรับกริดจะต้องทำอย่างเป็นระบบสมเหตุสมผล ทั้งนี้ในการศึกษาความละเอียดของกริดที่จะไม่กระทบต่อผลเฉลย จะต้องใช้ชุดกริดอย่างน้อยสามขนาดด้วยกันและอยู่บนเงื่อนไขที่ว่า

$h_1 < h_2 < h_3$ (คำนี 1 คือคำนีกริดที่ละเอียดที่สุด 2 และ 3 มีความละเอียดรองลงมาตามลำดับ) และ

$$r_{21} = \frac{h_2}{h_1}$$

$$r_{32} = \frac{h_3}{h_2}$$

เมื่อ r_{21} และ r_{32} คือแฟกเตอร์การปรับกริดของขั้นตอนการปรับกริดจากกริดชุดที่หนึ่งไปยังกริดชุดที่สอง และชุดที่สองไปยังชุดที่สามตามลำดับ ค่ากำลังปรากฏ (Apparent order หรือ order of accuracy) p ; เป็นไปดังสมการต่อไปนี้

$$p = \frac{1}{\ln(r_{21})} |\ln|\varepsilon_{32}/\varepsilon_{21}| + q(p)|$$

โดย

$$q(p) = \ln\left(\frac{r_{21}^p - s}{r_{32}^p - s}\right)$$

$$s = 1 \cdot \operatorname{sgn}\left(\frac{\varepsilon_{32}}{\varepsilon_{21}}\right)$$

เมื่อ $\varepsilon_{32} = \theta_3 - \theta_2$ และ $\varepsilon_{21} = \theta_2 - \theta_1$ และ θ_i คือตัวแปรที่เราสนใจในเซลล์ที่ i จะเห็นว่าถ้า r คงที่ $q(p)$ จะมีค่าเป็นศูนย์จะสามารถแทนสมการหาค่า p ได้โดยง่าย ทั้งนี้ตัวแปรที่สนใจดังกล่าวสามารถจะหาค่าจากการ extrapolate ได้ดังต่อไปนี้

$$\theta_{ext}^{21} = \frac{r_{21}^p \theta_1 - \theta_2}{r_{21}^p - 1}$$

สำหรับกัมมันตมแกนตั้งแบบไบตรง Almohammadi, Ingham and Pourkashan (2013) ได้ทำการศึกษาเกี่ยวกับการเข้าสู่ของผลเฉลยกับขนาดกริดโดยประยุกต์ใช้วิธีของ Roache (1994) ตัวแปรหลักที่นำมาใช้ในการประเมินค่ากริดคู่เข้าคือค่าสัมประสิทธิ์ กำลัง $C(p)$

โดยหากค่าแฟกเตอร์การปรับกริด r มีค่าไม่คงที่ การหาค่า appearance order; p จะต้องอาศัยการคำนวณซ้ำ รอบดังสมการต่อไปนี้

$$p_{new}^* = \frac{\ln \left\{ \left(r_{21}^{p_{old}^*} - 1 \right) \left(\frac{C_{p3} - C_{p2}}{C_{p2} - C_{p1}} \right) + r_{21}^{p_{old}^*} \right\}}{\ln(r_{21} r_{32})}$$

ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ลู่เข้า (Asymptotic) ที่คำนวณได้จาก CFD คำนวณตามหลัก Richardson extrapolation จะเป็นไปตามสมการ

$$C_{p_estimated} = \frac{r_{21}^p * C_{p1} - C_{p2}}{r_{21}^p - 1}$$

เกณฑ์การลู่เข้าของผลเฉลยเป็นดังสมการต่อไปนี้

$$R^* = \frac{C_{p2} - C_{p1}}{C_{p3} - C_{p2}}$$

หากค่า $R^* > 1$	หมายถึงผลเฉลยมีการบานออกแบบต่อเนื่อง (Monotonic divergence)
$0 < R^* < 1$	หมายถึงผลเฉลยมีการลู่เข้าอย่างต่อเนื่อง (Monotonic convergence)
$-1 < R^* < 0$	หมายถึงผลเฉลยมีการลู่เข้าแบบแกว่ง (Oscillatory convergence)
$R^* < -1$	หมายถึงผลเฉลยมีการบานออกแบบแกว่ง (Oscillatory divergence)

โดยทั่วไปแล้วความแม่นยำของผลเฉลยโดยรวมมักจะสูงขึ้นเมื่อทำการปรับกริดให้ละเอียดขึ้นสำหรับในกรณีกึ่งกันแกันต์ ลักษณะการไหลเป็นแบบไม่คงตัว มีการเปลี่ยนแปลงตามเวลา การจำลองการไหลต้องใช้เทคนิคกริดเลื่อน (Sliding mesh technique) อย่างไรก็ตามการไหลที่สำคัญอันทำให้เกิดปรากฏการณ์การรูปพลวัตนั้น ก็คือการไหลแยก (Separation) บริเวณรอบผิวแพนอากาศอันเป็นผลมาเนื่องจากความหนืด ดังนั้น การปรับความละเอียดของกริดบริเวณรอบผิวใบกังหันมีความสำคัญกว่าบริเวณนอก ในปี 2014 Zadeh , Komeili และ Paraschivoiu ได้ศึกษาความละเอียดของกริดที่จะไม่กระทบต่อความแม่นยำตรงของผลเฉลย โดยจำลองไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงในสองมิติ จากนั้นพัฒนากริดในสามมิติบนพื้นฐานลักษณะกริดที่ได้ศึกษาบนสองมิติ เพื่อสังเกตผลกระทบของการไหลในสามมิติ (3 Dimension effect) อย่างไรก็ตาม Zadeh ละคณะใช้กริดบริเวณที่ห่างจากแพนอากาศค่อนข้างละเอียดมาก ในขณะที่กริดแรกถัดจากผิวของแพนอากาศใช้ความหนาที่ $y^+ = 30$ และใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Spallart-Allmaras ซึ่งเท่ากับว่าไม่ได้ทำการคำนวณพฤติกรรมกริดในชั้นความหนืดเนื่องจากกริดไม่ละเอียดพอทั้งที่แบบจำลอง Spallart-Allmaras นั้นถูกออกแบบมาให้สามารถคำนวณโดยใช้กริดละเอียดถึง $y^+ = 1$ ได้ ในขณะที่

จำนวนกริดภายนอกชั้นซิดผิวมีความหนาแน่นมากจนอาจจะเกินความจำเป็น จากนั้นในปี 2015 Chowdhury, Akimoto and Hara ได้จำลองการไหลของลมเฉียงผ่านกังหันลมแกนตั้ง โดยได้ทำการศึกษาขนาดกริดที่ไม่กระทบต่อผลเฉลยด้วย ซึ่ง Chowdhury และคณะ (2015) พบว่าการปรับกริดให้ละเอียดบริเวณรอบใบกังหันนั้นสำคัญกว่าการปรับกริดบริเวณนอกที่ห่างออกไป กริดที่ละเอียดเพียงพอบริเวณรอบใบกังหันจะมีผลกระทบต่อความแม่นยำของผลเฉลยมากกว่า นอกจากนี้ยังพบว่าการศึกษาขนาดกริดในการจำลองแบบสามมิตินี้มีความยุ่งยากกว่าการศึกษาในสองมิติมาก Chowdhury และคณะ (2015) จึงใช้วิธีการศึกษาในสองมิติเพื่อใช้เป็นแนวทางในการพิจารณากำหนดกริดในสามมิติต่อไปเช่นเดียวกับ Zadeh และคณะ (2014) ซึ่งทำให้สามารถจัดการสร้างกริดในสามมิติและควบคุมความละเอียดได้ง่ายกว่า อย่างไรก็ตาม ไรก็ดี Chowdhury สรุปเพียงจำนวนกริดโดยรวมของทั้งโดเมนที่สามารถทำให้ผลเฉลยลู่เข้า ซึ่งในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง ขนาดโดเมน ความโตใบกังหัน จำนวนใบกังหัน รวมถึงสภาพแวดล้อมเช่น กังหันถูกทดสอบในอุโมงค์ลม จำนวนกริดโดยรวมในโดเมนอาจมีความแตกต่างกัน การกำหนดจำนวนของกริดรอบใบกังหันจะเป็นแนวทางในการสร้างกริดในการจำลองได้ง่ายกว่า

ในบทนี้จึงมีจุดประสงค์ในการศึกษาความละเอียดของกริดรอบแพนอากาศที่เพียงพอในสองมิติ โดยใช้วิธีการของ Chowdhury และคณะ (2015) กล่าวคือทำการปรับความละเอียดของกริดรอบใบกังหัน โดยกริดบริเวณรอบนอกจะถูกปรับให้เหมาะสมกับบริเวณดังกล่าว จากนั้นใช้จำนวนเซลล์ของกริดรอบใบกังหันดังกล่าวเป็นแนวทางในการกำหนดกริดเพื่อทำการจำลองการไหลในสามมิติต่อไป

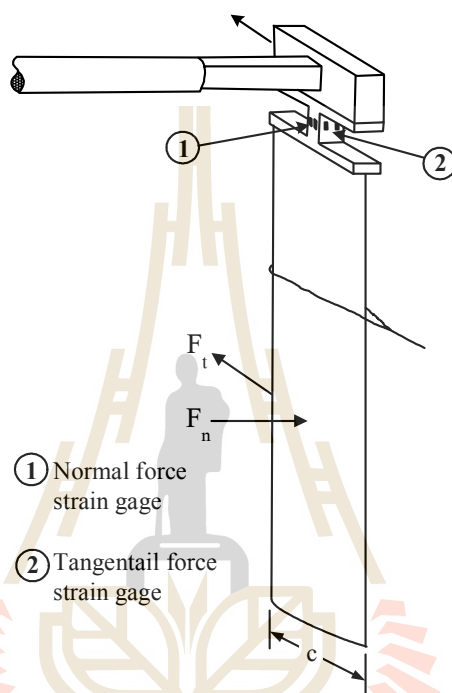
4.3 วิธีดำเนินการวิจัย

การศึกษารูปร่างของผลเฉลยเพื่อหาความละเอียดของกริดที่เหมาะสมในบทนี้ จะอาศัยการศึกษาโดยการจำลองการไหลในสองมิติเพื่อให้ง่ายต่อการควบคุมความละเอียดของกริด ลดความซับซ้อน โดยเริ่มต้นจำลองจากการใช้กริดที่มีความละเอียดต่ำและทำการปรับกริดให้ละเอียดขึ้น จนกระทั่งผลเฉลยมีค่าไม่แตกต่างจากเดิมมากนัก ทั้งนี้ หลักเกณฑ์ที่จะนำมาพิจารณาว่าความละเอียดของ กริดระดับดังกล่าวนี้เพียงพอที่จะทำให้ผลเฉลยลู่เข้าแล้วจะเป็นไปตามสมการ

$$R^* = \frac{C_{p2} - C_{p1}}{C_{p3} - C_{p2}}$$

ลักษณะของกังหันที่ถูกจำลองเป็นกังหันลมแกนตั้งขนาดเล็กแบบแรงยก(fit type) ตามการทดลองของ Oler, Strickland, Im, and Graham (1983). ซึ่งประกอบด้วยใบกังหัน ใบเดี่ยว มี

เส้นผ่าศูนย์กลางกลางของกังหัน 0.61 เมตรเพนอากาศที่ใช้ทำหน้าที่ตีบกังหันคือNACA0015 ความยาวคอร์ด 0.1524 เมตร กังหันดังกล่าวถูกทดลองในอ่างน้ำ ขนาดกว้าง ยาว ลึก เป็น 5 10, 1.25 เมตร ตามลำดับ ความเร็วในการหมุนของกังหันถูกกำหนดให้คงที่ที่ 0.74918 เรเดียน / วินาที โดยความเร็วของน้ำที่ทางเข้าอ่างจะถูกแปรค่าเพื่อให้ได้ความเร็วยอดทอน (BSR) 2.5 ลักษณะของกังหันที่ใช้ในการจำลองเป็นดังรูปที่4.1

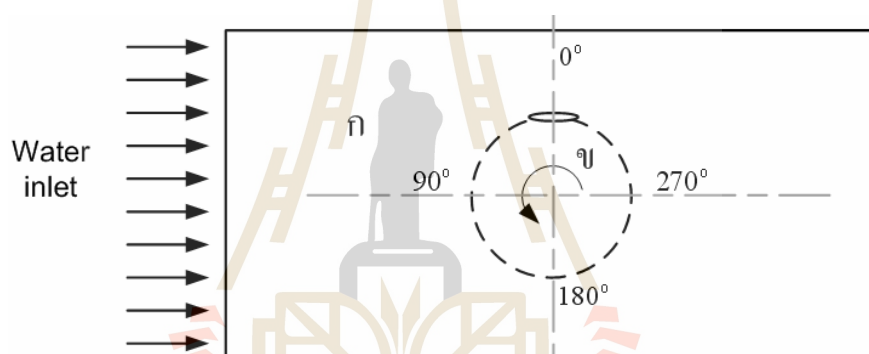


รูปที่ 4.1 กังหันแกนตั้งแบบใบตรงที่ใช้ในการทดลองในอุโมงค์น้ำ Oler และคณะ (1983))

สำหรับการทดลองของ Oler และคณะ (1983) นั้นได้หาค่าแรงในทิศสัมผัสและตั้งฉากกับแนวเส้นรอบวงการหมุนของกังหัน 2 วิธีการด้วยกัน วิธีแรกคือติดเซนเซอร์วัดความดัน 10 จุดรอบผิวใบกังหัน หลังจากนั้นหาแรงกระทำบนใบกังหันจากปริพันธ์ของความดันโดยรอบ อย่างไรก็ตาม Oler ให้ความเห็นว่าการหาแรงกระทำต่อใบกังหันด้วยวิธีนี้ให้ค่าความถูกต้องค่อนข้างต่ำเนื่องจากจำนวนเซนเซอร์วัดความดันมีจำนวนน้อย วิธีต่อมาคือติด strain gauge วัดค่าความเค้นที่ก้านยึดใบกังหันด้านบน ซึ่งผลที่ได้ น่าจะมีความถูกต้องกว่าแบบแรก ทั้งสองวิธีมีการปรับแก้ผลกระทบจากปลายใบ (Tip effect) ตามวิธีของ Graham (1982) เพื่อให้ผลการทดลองสอดคล้องกับลักษณะการไหลแบบสองมิติ การศึกษานี้ (ซึ่งเป็นการจำลองแบบ 2 มิติ) จะเปรียบเทียบผลลัพธ์จาก CFD กับค่าที่ได้จากการใช้ strain gauge

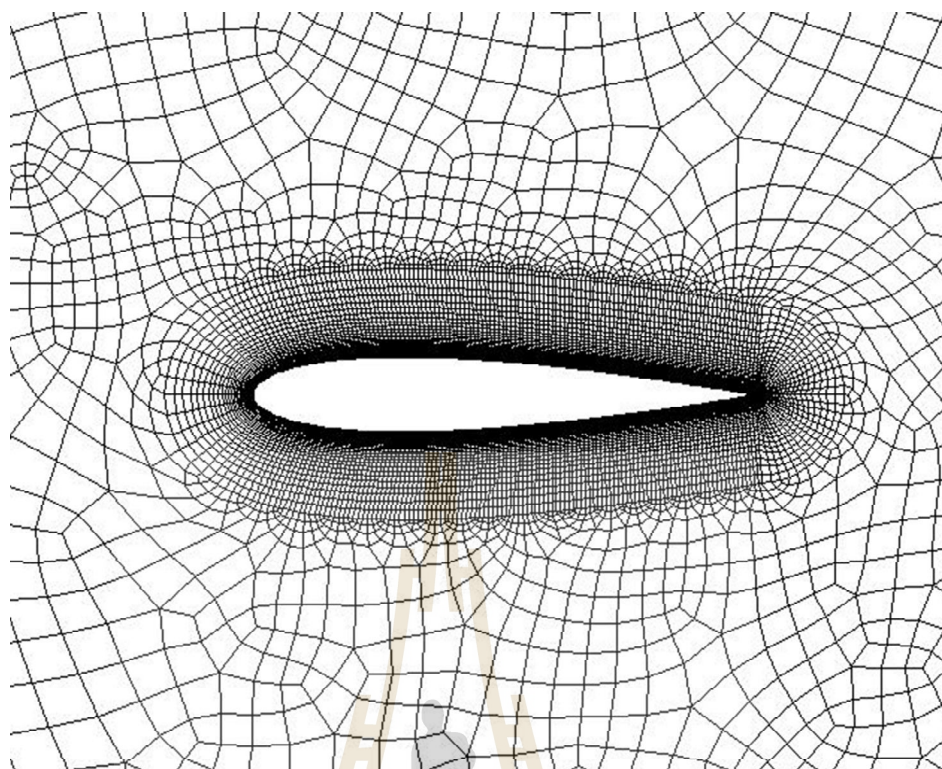
การศึกษากริดจะทำที่ความเร็วขดทอนเท่ากับ 2.5 เพื่อศึกษาความละเอียดของกริดที่สามารถจำลองพฤติกรรมเปิดการรูปพลวัตได้ด้วยโดยจะทำการจำลองการไหลที่กริดหยาบในสองมิติ จากนั้นจะทำการปรับกริดให้ละเอียดมากขึ้นเป็นลำดับ โดยเริ่มปรับที่บริเวณรอบแพนอากาศก่อนจากนั้นปรับกริดรอบ ๆ ให้มีความละเอียดที่สอดคล้องกัน ตามวิธีของChowdhury และคณะ (2015)

ในส่วนของการคำนวณโดยใช้เทคนิคกริดเลื่อนนี้กริดจะถูกแบ่งออกเป็นสองส่วนคือส่วนหยุดนิ่งและส่วนหมุน ระหว่างการคำนวณ กริดในส่วนหมุน (ส่วน ข ในรูปที่ 4.2) จะเคลื่อนหมุนไปในระหว่างการคำนวณไปพร้อมกับใบกังหัน ในขณะที่กริดส่วน ก จะถูกตรึงนิ่ง ระหว่างนี้โปรแกรมจะคำนวณฟลักซ์ระหว่างส่วนที่สัมผัสกันของกริดทั้งสองส่วนด้วยการเฉลี่ยค่า (interpolation)



รูปที่ 4.2 ลักษณะโดเมนที่ใช้ในการคำนวณ ก. ส่วนหยุดนิ่ง และ ข. ส่วนหมุน

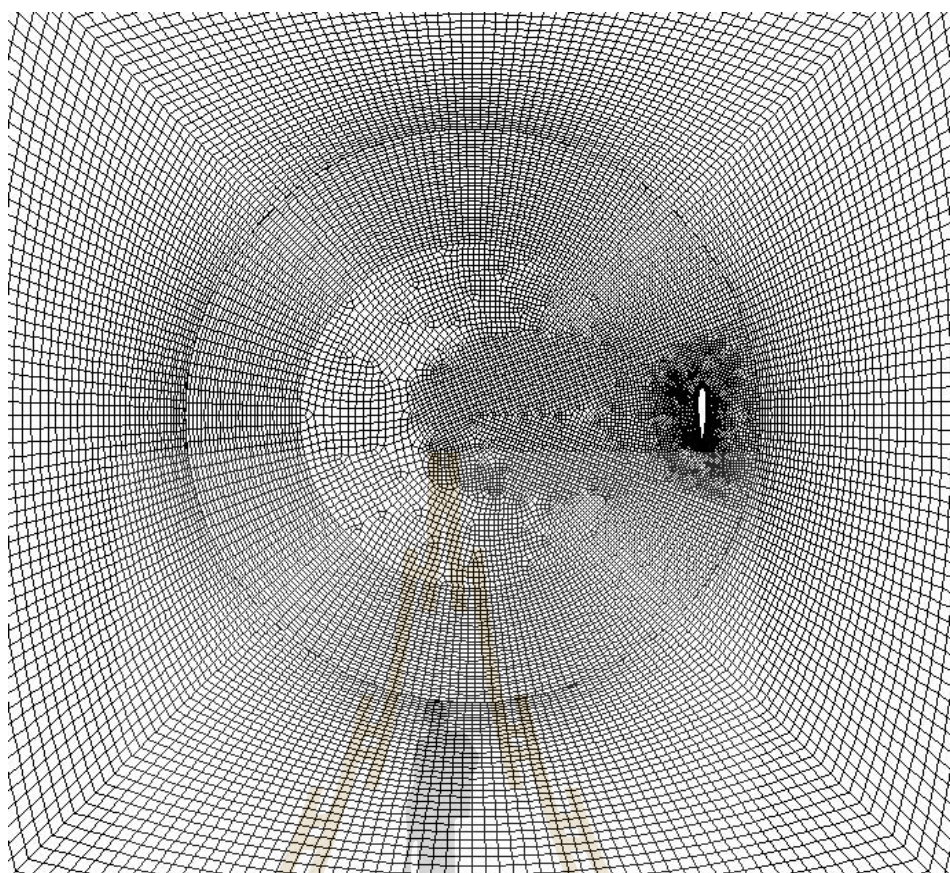
การกำหนดกริดบริเวณรอบ ๆ กังหันกำหนดเป็นกริดแบบ O-mesh และเป็นกริดสี่เหลี่ยม มีขนาดเล็กเป็นพิเศษเมื่อเทียบกับบริเวณอื่น ๆ ดังรูปที่ 4.3 ความสูงของเซนทรอยด์ของเซลล์แรกจะห่างจากผิวพื้น 0.014 มิลลิเมตร ($y^+ = 1$) หลังจากนั้นเติบโตขึ้นด้วยอัตราการโต 1.05 จำนวน 30 ชั้น เท่ากันทุกชุดกริด หลังจากนั้นขนาดกริดจะถูกปรับให้ต่อเข้ากับบริเวณรอบ ๆ ให้เหมาะสม



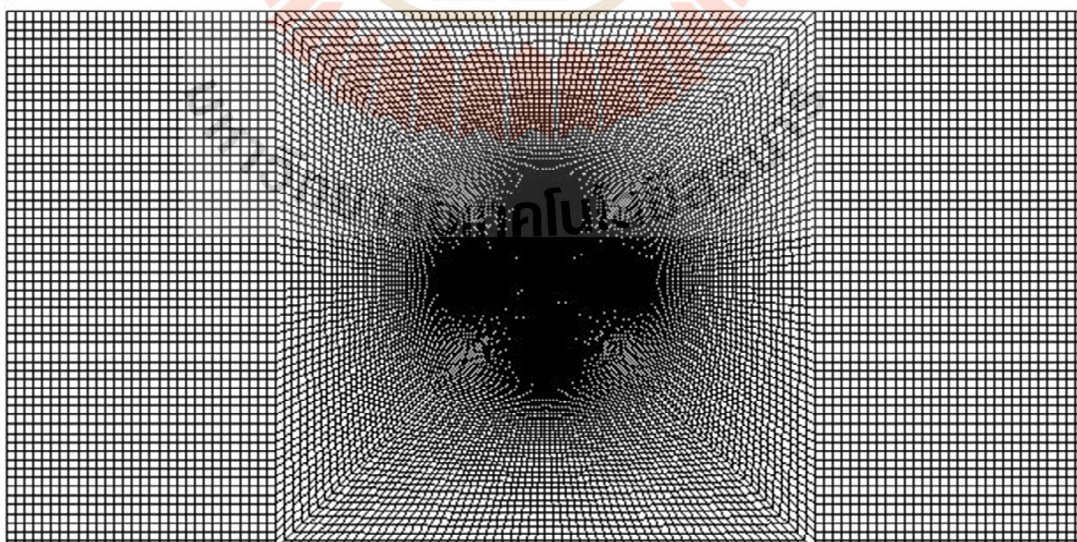
รูปที่ 4.3 ลักษณะกริดบริเวณรอบหน้าตัดใบกังหัน

กริดบริเวณรอบ ๆ หน้าตัดใบกังหันจะเชื่อมต่อกับกริดบริเวณรอบ ๆ ดังรูปที่ 4.4 และลักษณะกริดตลอดโดเมนเป็นดังรูปที่ 4.5 ผลเฉลยที่ได้จะถูกนำไปเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการทดลองเพื่อให้แน่ใจว่าผลเฉลยที่ได้มีความแม่นยำตรง มีแนวโน้มที่สอดคล้องกับค่าที่ได้จากการทดลองและมีความสมเหตุสมผล

แบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้ในการศึกษานี้คือแบบจำลอง Spalart-Allmaras เป็นแบบจำลอง RANS แบบหนึ่งสมการ ซึ่งทำให้สามารถคำนวณได้รวดเร็วกว่าแบบจำลองแบบสองสมการ นิยมใช้กับปัญหาทางอากาศพลศาสตร์ที่มีการไหลแยกจากผิวในระดับต่ำเช่นการไหลผ่านแพนอากาศ และการไหลในชั้นซิดผิวเป็นต้น แบบจำลองนี้ให้ผลเฉลยที่ดีกับการไหลในชั้นซิดผิวที่มี adverse pressure gradients ถือว่าเป็นแบบจำลองที่ให้ผลเฉลยที่แม่นยำในระดับหนึ่งสำหรับการจำลองในสองมิติ

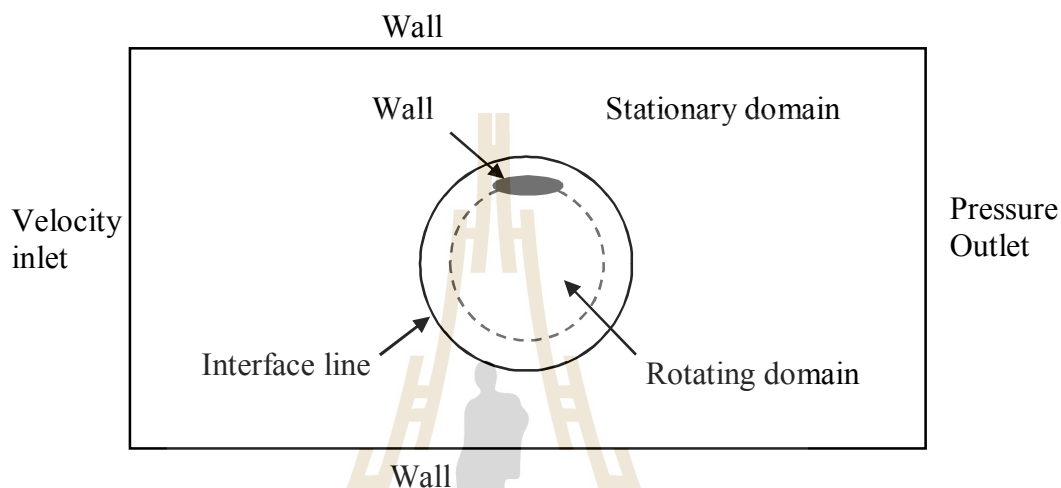


รูปที่ 4.4 การเชื่อมต่อกริดบริเวณรอบ ๆ โรเตอร์



รูปที่ 4.5 ตั๊กษณะกริดตลอดโดเมน

เงื่อนไขขอบที่ทางเข้าอ่างน้ำ กำหนดเป็นความเร็ว (Velocity inlet) โดยกำหนดค่า turbulent intensity มีค่าเป็น 5% และ turbulent length scale เป็น 0.07 เท่าของความยาวคอรัล ส่วนเงื่อนไขขอบที่ทางออกกำหนดเป็นความดัน (Pressure outlet) ขอบของโดเมนด้านที่เหลือกำหนดเป็น no slip wall รวมถึงที่ผิวแพนอากาศด้วย ดังแสดงในรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.6 การกำหนดค่าเงื่อนไขขอบในการจำลองการไหล

การกำหนดเงื่อนไขเริ่มต้น (initial condition) นั้นทำโดยกำหนดความเร็วทุกจุดในโดเมนเท่ากับความเร็วที่ทางเข้า การควบคุมการแก้สมการเพื่อหาผลเฉลยเป็นดังต่อไปนี้

Solver: Segregated, Pressure based

Solution method

-Pressure-Velocity coupling scheme : SIMPLE

-Spatial discretization

- Gradient: Green-Gauss (Cell based)
- Pressure: Second order
- Momentum: Second order ;Upwind
- Modified Turbulent viscosity Second order, Upwind

Convergence criteria for RMS 1×10^{-6}

การจำลองเริ่มต้นคำนวณโดยใช้ First-order upwind scheme เพื่อใช้เป็นค่าเริ่มต้น จากนั้นจึงปรับการคำนวณไปใช้ Second order upwind scheme ระหว่างคำนวณจะทำการเฝ้าดูค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดของกังหันซึ่งจะมีค่าแปรไปตามมุมหันที่กังหันหมุนไป เมื่อตัวแปรดังกล่าวมีการแกว่งไปมาซ้ำ ๆ วนอย่างคงที่จึงจะหยุดการคำนวณ

4.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล

จากการจำลองการไหลเพื่อเปรียบเทียบกับกรณีทดลอง ที่ BSR = 2.5 โดยใช้ความละเอียดกริดที่ลดหลั่นกันไปตามชุดกริดผลเฉลยที่ได้สามารถนำมาคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงบิด (Tangential force coefficients) ตามนิยามต่อไปนี้

$$C_t = \frac{F_t}{\frac{1}{2} \rho c U_\infty^2}$$

เมื่อ F_t คือ แรงที่กระทำต่อหน้าตัดกังหันในทิศสัมผัสเส้นรอบวงของกังหัน คือความหนาแน่นของน้ำ ρ คือความยาวคอर्ड และ U_∞ คือความเร็วของน้ำที่ทางเข้าอ่างน้ำแรงบิด กำลังของกังหันตลอดจนสัมประสิทธิ์ กำลังสามารถหาได้ตามสมการต่อไปนี้

แรงบิด (T) คือผลคูณของแรงในแนวตั้งฉาก (F_t) กับรัศมี (R)

$$T = F_t R$$

กำลังของกังหัน (Power: P) คือผลคูณของแรงบิดเฉลี่ยในหนึ่งรอบการหมุนกับความเร็วยรอบของกังหัน

$$P = \bar{T} \omega$$

และสัมประสิทธิ์ กำลัง (C_p) ของกังหันหาได้จาก

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho D U_\infty^3}$$

ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังสัมพันธ์กับความละเอียดของกริดดังตารางที่ 1

ตารางที่ 4.1 ผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ กำลังเมื่อใช้กริดความละเอียดต่าง ๆ

Grid index	Cell count	Ave.cell area (h)	Grid refinement factor (r)	Cp (CFD)	Cp (Exp.)
1	86113	0.00057397	r21 = 1.2982	0.1351	0.1082
2	67101	0.00074515	r32 = 1.3161	0.1532	
3	50983	0.00098072		0.2361	

จำนวนเซลล์รอบแพนอากาศของกริดชุดที่ 1 ถึง 3 เป็น 220 160 และ 100 เซลล์ ตามลำดับ เมื่อพิจารณาเกณฑ์การลู่เข้าพบว่า

$$R^* = \frac{C_{p2} - C_{p1}}{C_{p3} - C_{p2}} = 0.1487$$

จะเห็นว่า $0 < R^* < 1$ หมายถึงผลเฉลยมีการลู่เข้าอย่างต่อเนื่อง (Monotonic convergence) เมื่อหาค่า appearance order; p ตามสมการต่อไปนี้ โดยอาศัยการคำนวณแบบซ้ำ รอบ (iterative procedure)

$$p_{new}^* = \frac{\ln \left\{ \left(r_{21}^{p_{old}^*} - 1 \right) \left(\frac{C_{p3} - C_{p2}}{C_{p2} - C_{p1}} \right) + r_{21}^{p_{old}^*} \right\}}{\ln(r_{21} r_{32})}$$

ได้ค่า appearance order ; p = 6.8726

จากนั้นหาค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ลู่เข้า (asymptotic) ตามหลัก Richardson extrapolation ตามสมการ

$$C_{p_estimated} = \frac{r_{21}^p * C_{p1} - C_{p2}}{r_{21}^p - 1}$$

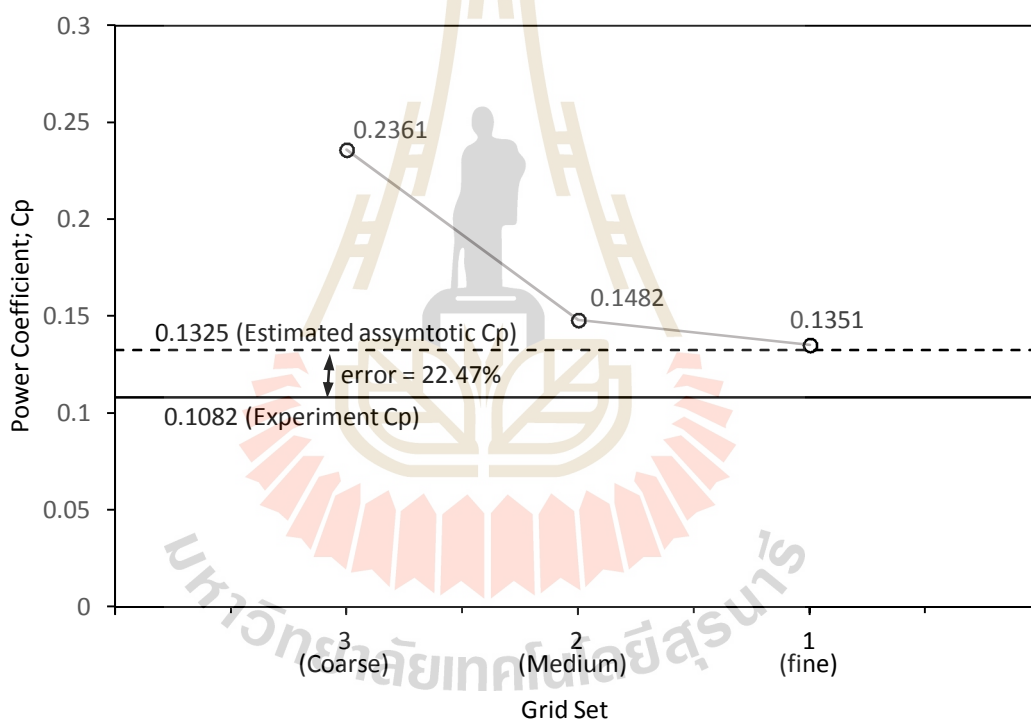
จะได้ $C_{p_estimated} = 0.1325$ หรือ 13.25%

ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ได้จากที่ได้จากการทดลองมีค่าเท่ากับ 0.1082 หรือ 10.82%

ดังนั้นความคลาดเคลื่อนของ Cp ของ CFD เทียบกับการทดลองมีค่าเป็น

$$\text{error} = \frac{|0.1082 - 0.1067|}{0.1082} \times 100\% = 22.47\%$$

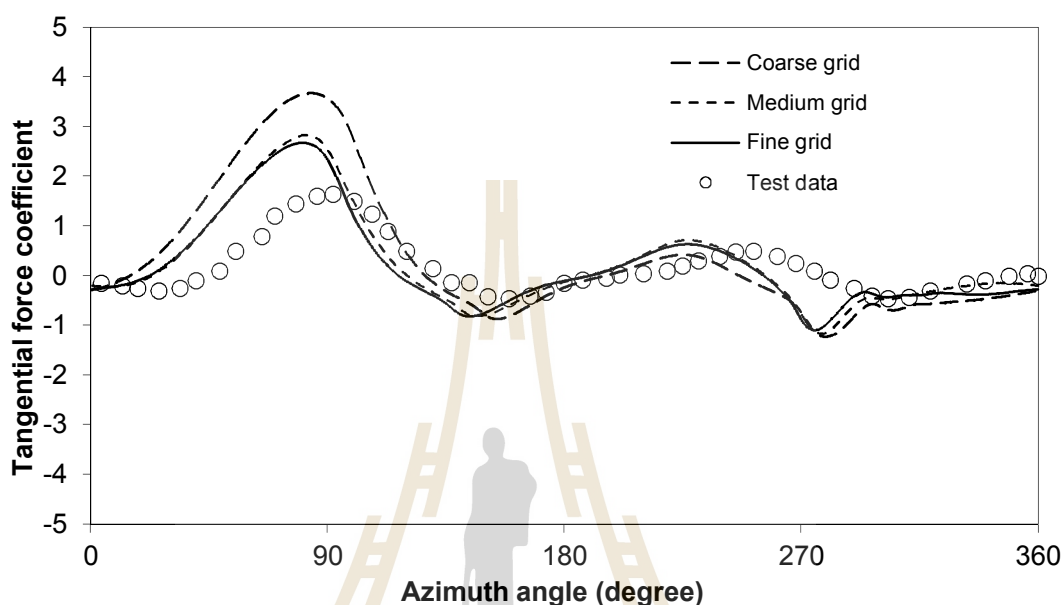
ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังคู่เข้าที่ประเมินได้มีค่าเท่ากับ 13.25% นั้นหมายความว่าหากทำการเพิ่มความละเอียดของ กริดไปเรื่อย ๆ จนกระทั่งผลเฉลยไม่มีการเปลี่ยนแปลงแล้วค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ได้จากการคำนวณด้วย CFD จะเท่ากับ 0.1325 ซึ่งต่างจากค่าที่ได้จากการทดลอง 22.47% ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่คำนวณได้จากกริดแต่ละชุดเป็นดังรูป 4.7 โดยค่าสัมประสิทธิ์ กำลังของกริดหยาบ กริดกลาง และกริดละเอียด มีค่าคลาดเคลื่อนไปจากค่าสัมประสิทธิ์ กำลังคู่เข้าที่ประเมินได้เป็น 78.1862 % 11.8357% และ 1.9686 % ตามลำดับ จะเห็นว่าค่าสัมประสิทธิ์ กำลังคู่เข้าที่ประเมินได้ จะมีความแตกต่างจากค่าที่ได้จากการทดลองค่อนข้างมากคือ 22.47% แต่เนื่องจากการจำลองการไหลใช้แบบจำลองความปั่นป่วน S-A เพียงแบบจำลองเดียว การเลือกแบบจำลองการไหลให้เหมาะสมสามารถเพิ่มความแม่นยำให้ผลเฉลยได้ ซึ่งจะพิสูจน์ให้เห็นในบทถัดไป



รูปที่ 4.7 ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันที่คู่เข้าตามความละเอียดของกริด

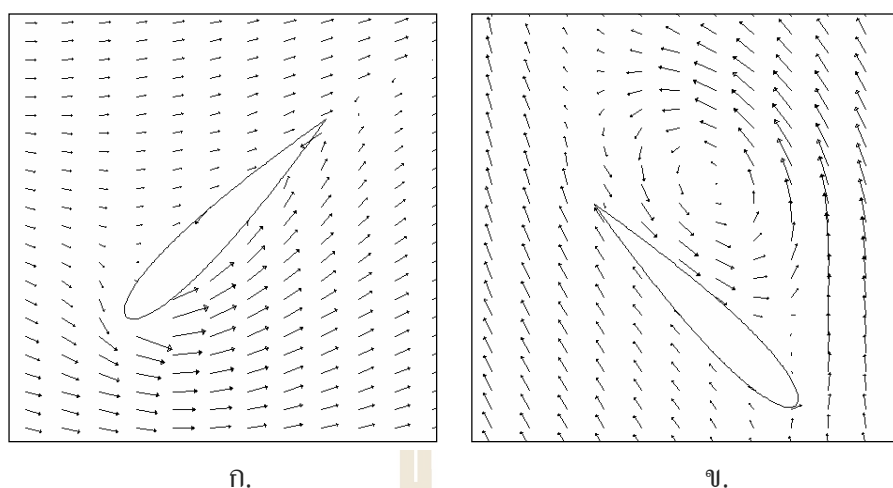
ลักษณะของสัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ได้จากการคำนวณด้วยความละเอียดกริดทั้งสามระดับเป็นดังแสดงในรูปที่ 4.8 จะเห็นว่าผลเฉลยที่ได้จากการคำนวณด้วยกริดหยาบนั้น ให้ผลการทำนายที่มีค่าสูงกว่าค่าที่ได้จากการทดลองอย่างชัดเจนในช่วง $0^\circ - 90^\circ$ ในขณะที่เมื่อปรับความละเอียดกริด ค่าสูงสุดของสัมประสิทธิ์ แรงบิดมีค่าลดลงอย่างต่อเนื่องและสมเหตุสมผลมากขึ้น แต่จุดสูงสุดของค่า C_t ยังใกล้เคียงจุดเดิม โดยค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดมีการตกลงในช่วงมุมหันประมาณ $80^\circ - 120^\circ$

หลังจากนั้นในส่วน 120° จนถึงช่วงปลายลม การคำนวณให้ค่าสอดคล้องกับการทดลองเป็นอย่างดี มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันยกเว้นในช่วง 250° - 290° พบว่าค่าที่ได้จากการคำนวณด้วย CFD มีค่าต่ำกว่าค่าที่ได้จากการทดลอง

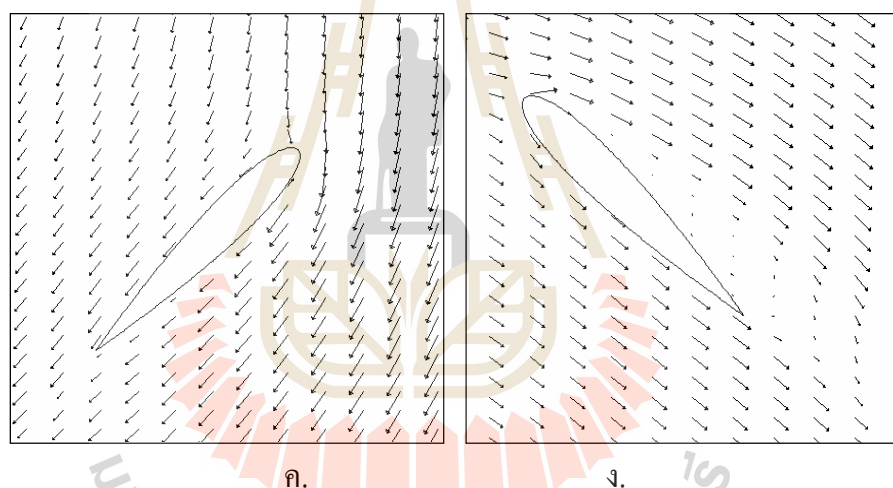


รูปที่ 4.8 สัมประสิทธิ์แรงบิดที่มุมหันต่าง ๆ ตลอด 360°

เมื่อพิจารณาความเร็วของการไหลผ่านกังหันที่มุมหันต่างๆ ที่ ความเร็วยอดทอน 2.5 ดังรูปที่ 4.9 และ 4.10 เห็นได้ชัดว่าการไหลมีการแยกจากผิวและการกลับมาแนบติดผิวสลับกันไปตามมุมปะทะที่เปลี่ยนไปตามมุมหัน ซึ่งสอดคล้องกับพฤติกรรมที่ Oler และคณะสังเกตได้ โดยช่วงมุมหันจาก 250° - 290° เป็นช่วงที่ใบกังหันเกิดการไหลแยกจากผิวและปล่อยความวุ่นออกมา

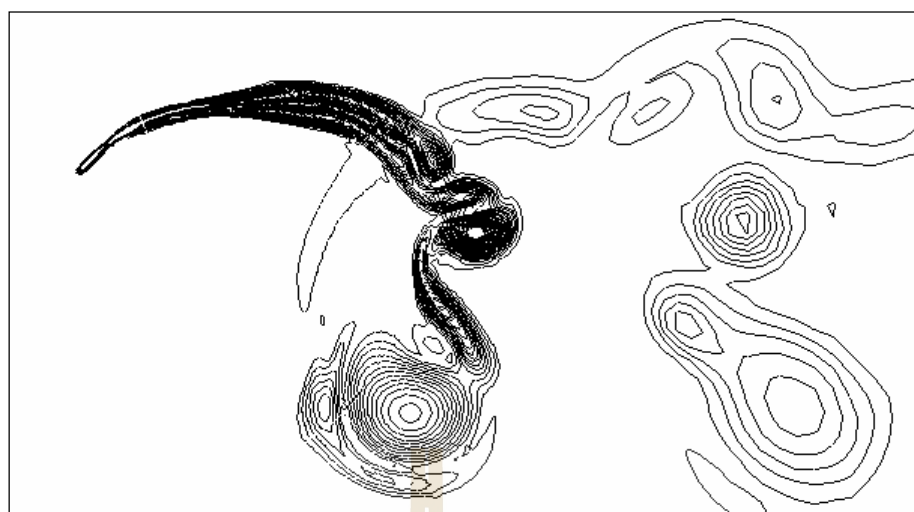


รูปที่ 4.9 سرعتความเร็วที่มุมหัน ก. 45° และ ข. 135°



รูปที่ 4.10 سرعتความเร็วที่มุมหัน ก. 225° ข. 315°

ลักษณะของ“คลื่นสะบัดท้าย” (wake) ที่เกิดขึ้นแสดงดังรูปที่ 4.11 และ 4.12 ซึ่งเป็นการพล็อตเส้นความวน (vorticity contour) จากรูปจะเห็นว่าเกิดการบานออกของการวน อันเนื่องมาจากการดูดซับพลังงานของกังหัน พฤติกรรมโดดเด่นที่ควรสังเกตคือเกิดการแยกตัวของชั้นซิดผิว (boundary layer separation) ออกจากผิวใบกังหัน ทำให้เกิดการหมุนวนในบริเวณดังกล่าว 2 ครั้ง คือที่ช่วงมุมหันประมาณ 80° - 120° และ 250° - 290° องศา ผลดังกล่าวสอดคล้องกับผลการสังเกตพฤติกรรมการป้อนของ Oler และคณะ (1983)



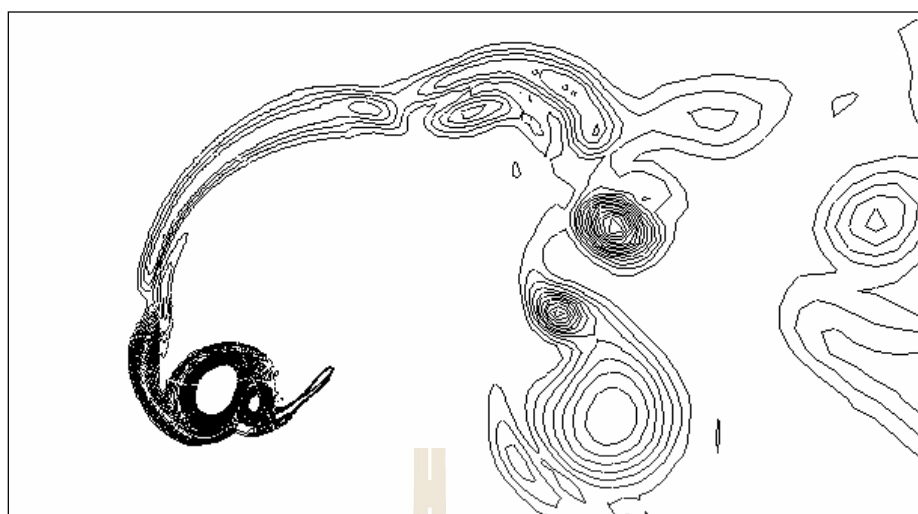
ก.



ข.

รูปที่ 4.11 ลักษณะของเวกเมือไบกัณฑ์อยู่ที่มุมหัน

ก. 45° และ ข. 135°



ก.



ง.

รูปที่ 4.12 ลักษณะของเวคเมื่อใบกังหันอยู่ที่มุมหัน

ก. 225° และ ง. 315°

ทั้งนี้แบบจำลอง Spallart-Allmaras ที่เลือกใช้เป็นแบบจำลองที่สามารถตรวจจับพฤติกรรมการไหลแยกที่ไม่รุนแรงมาก การไหลแยกที่ซับซ้อนในกรณีนี้จึงอาจสามารถจำลองได้โดยการเลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วนอื่น ๆ ที่เหมาะสมขึ้น

4.5 สรุป

จากการศึกษาความละเอียดของกริดที่ทำให้ผลเฉลยลู่เข้าตามวิธีของRoache (1998) ซึ่งได้ศึกษาการลู่เข้าของผลเฉลยบนพื้นฐานของ Richardson Extrapolation Theory ซึ่งถูกดัดแปลงสำหรับกึ่งหั่นลมแกนตั้งแบบใบตรงโดยAlmohammadi, Ingham and Pourkashan (2013) โดยใช้ชุด กริดที่มีความละเอียดต่างกันสามชุด แต่ละชุดมีแฟกเตอร์การปรับกริดประมาณ 1.2 ผลการจำลองการไหลโดยมีการปรับเพิ่มความละเอียดของกริดทั้งหมดสามครั้งพบว่าสามารถทำให้ผลเฉลยลู่เข้าค่า Asymptotic โดยค่า convergence criteria R^* มีค่า เป็น 0.1487 ซึ่งการที่ R^* มีค่าอยู่ในช่วง 0 – 1 นั้นหมายถึงผลเฉลยมีการลู่เข้าอย่างต่อเนื่องแบบ Monotonic convergence ชุดกริดที่มีละเอียดสูงสุดมีจำนวนกริดทั้งสิ้น 87,113 เซลล์ มีจำนวนเซลล์รอบแพนอากาศทั้งสิ้น 220 เซลล์ ค่าสัมประสิทธิ์กำลังลู่เข้า (Asymptotic) ที่ประเมินได้คือ 0.1325 หรือ 13.25% ซึ่งต่างจากค่าที่ได้จากการทดลอง 22.47%

การศึกษาวิธีการกำหนดกริดเพื่อให้ผลเฉลยลู่เข้าถือว่าประสบความสำเร็จในเบื้องต้นแม้ว่าค่าสัมประสิทธิ์กำลังลู่เข้ายังมีความแตกต่างกับค่าที่ได้จากการทดลอง 22.47% แต่ตัวแปรหลักที่ทำให้ผลเฉลยแม่นยำตรงนั้น ไม่ได้อยู่ที่ความละเอียดของกริดเพียงอย่างเดียว การปรับปรุงการจำลองให้ได้ผลเฉลยที่แม่นยำขึ้นสามารถทำได้โดยการเลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วนให้เหมาะสมกับย่านการไหล และควบคุมตัวแปรอื่น ๆ เช่น time step การกำหนดประเภทกริด การกำหนดค่าเงื่อนไขขอบ (Boundary condition) และเงื่อนไขเบื้องต้น (Initial condition) เป็นต้น ในเบื้องต้นสามารถสรุปได้ว่าหลักการกำหนดกริดโดยกำหนดจำนวนกริดรอบแพนอากาศหนาแน่นประมาณ 20 เซลล์ โดยให้มีความสูงของเซนทรอยด์ของกริดแรกมีความเหมาะสมตามแบบจำลองที่เลือกใช้ดังกล่าวสามารถนำไปเป็นหลักการในการกำหนดกริดเพื่อจำลองกึ่งหั่นลมแกนตั้งในสองมิติ และประยุกต์ใช้ในการออกแบบกริดสำหรับการจำลองในสามมิติต่อไปได้

4.6 รายการอ้างอิง

- Almohammadi, K.M., Ingham, D.B., Pourkashanian, L.Ma.M. (2013). **Computational fluid dynamics (CFD) mesh independency techniques for a straight blade vertical axis wind turbine**, Energy 58(3): 483-493.
- Almohammadi, K.M., Ingham, D.B., Pourkashanian, L.Ma.M. (2015). **Modeling Dynamic stall of a straight blade vertical axis wind turbine**, Journal of Fluids and Structures, 57(2015): 144-158.
- Almohammadi, K.M., Ingham, D.B., Ma, L., Pourkashanian, M. (2012) **CFD Sensitivity Analysis of a Straight-Blade Vertical axis Wind Turbine**. Wind Engineering. 36(5) 571-588

- Chowdhury, A.M., Akimoto, H. and Hara, Y. (2015). **Comparative CFD analysis of vertical axis wind turbine in upright and tilted configuration**, *Renewable Energy*, 85(2016): 327-337.
- Graham, G. M. (1982) **Measurement of Instantaneous Pressure Distributions and Blade Forces on an Airfoil Undergoing Cycloidal Motion**. Master Thesis, Texas Tech University. Texas, USA
- Oler, J. W., Strickland, J. H., Im, B. J., & Graham, G. H. (1983). **Dynamic stall regulation of the Darrieus turbine**. Albuquerque, NM: Sandia National Laboratories.
- Roache, P.J. (1994). Perspective; **A method for uniform reporting of grid refinement studies**. *Journal of Fluids, Engineering*, 116(3): 405-413.
- Roache, P.J. (1998). **Verification and Validation in Computational Science and Engineering**. Albuquerque, NM: Hermosa Publishers
- Zadeh, S.N., Komeili, M. and Paraschivoiu, M. (2014). **Mesh convergence study for 2-D straight-blade vertical axis wind turbine simulations and estimation for 3-D simulations**, *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, 38(4) 487-504

บทที่ 5

การศึกษาผลกระทบแบบจำลองความปั่นป่วน

5.1 บทคัดย่อ

การไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งเป็นรูปแบบหนึ่งของการไหลที่มีความซับซ้อนมากที่สุด อันเนื่องมาจากปัจจัยหลายประการด้วยกัน ได้แก่ความไม่คงตัวของการไหล (Unsteady flow) การไหลแยกจากผิว (Flow separation) การมีมุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงตลอดเวลาอันเป็นที่มาของการเปิดปรากฏการณ์การรบกวนพลวัต (Dynamic stall) การวังงัดคลื่นวนท้าย (Wake) ของตนเองที่ปลายลมของใบกังหัน การจะได้มาซึ่งผลเฉลยของวิธีการเชิงตัวเลข (CFD) ที่เชื่อถือได้ของการไหลผ่านใบกังหันลมแกนตั้งนั้น กรรมวิธีในการคำนวณควรจะต้องถูกทดสอบเทียบแล้วว่าเป็นกรรมวิธีที่เหมาะสม การแบบจำลองความปั่นป่วนที่เหมาะสมเป็นอีกหนึ่งปัจจัยอันจะทำให้ผลเฉลยที่ได้มีความแม่นยำ สำหรับใบกังหัน จุดประสงค์จึงมุ่งเน้นไปที่ศึกษาเชิงเปรียบเทียบเพื่อหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่ให้ผลเฉลยในการทำนายการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งที่แม่นยำที่สุด โดยการจำลองผลด้วย CFD ทั้งในสองมิติและสามมิติแบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้ในการจำลองสองมิติได้แก่แบบจำลอง Spallart-Allmaras (S-A) แบบจำลอง Shear Stress Transport $k-\omega$ (SST หรือ SST 2 eq.) และแบบจำลอง Transition Shear Stress Transport $k-\omega$ Model (Transition SST หรือ SST 4 eq.) ส่วนการคำนวณในสามมิติ จะไม่ใช่แบบจำลอง S-A เนื่องจากไม่เหมาะกับการจำลองในสามมิติ แต่จะใช้แบบจำลอง RNG เพิ่มขึ้นมาเพื่อเปรียบเทียบกับผลเฉลยในวรรณกรรมแบบจำลองที่ใช้ในการจำลอง 3 มิติจึงมี 3 แบบจำลองดังนี้ 1.) Renormalized Group $k-\epsilon$ model (RNG) 2.) Shear stress transport $k-\omega$ model (SST) และ 3.) Transition Shear Stress Transport $k-\omega$ Model (Transition SST.)

ผลการจำลองในสองมิติชี้ให้เห็นว่าแบบจำลองความปั่นป่วนมีผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดที่คำนวณได้อย่างมีนัยสำคัญ โดยทุกBSR ที่ทำการเปรียบเทียบกับผลการทดลอง แบบจำลอง Transition SST $k-\omega$ ให้ค่าผลเฉลยที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากที่สุด ในกรณีค่าความเร็วยอดทอน 2.5 ในส่วนที่ BSR ขึ้น คือ 5.1 และ 7.6 ซึ่งไม่เกิดการรบกวนพลวัต ทุกแบบจำลองให้ผลการทำนายที่ใกล้เคียงกันและสอดคล้องกับผลการทดลองเป็นอย่างดี

อย่างไรก็ตาม เมื่อทำการจำลองการไหลในสามมิติ พบว่ากรณีที่ความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio; BSR) มีค่าต่ำ ซึ่งเกิดพฤติกรรมป้อวังแบบจำลอง SST ให้ผลเฉลยที่มีความแม่นยำกว่า

Transition SST ซึ่งอาจเกิดเนื่องจากในย่าน BSR ดังกล่าวเป็นย่านที่มีความเร็วลมสูงเมื่อเทียบกับความเร็วเชิงเส้นของกังหัน ดังนั้นจึงเกิดการไหลแยกที่ค่อนข้างรุนแรง แบบจำลอง SST เป็นแบบจำลองที่ใช้การผสมแบบจำลอง $k-\omega$ และ $k-\epsilon$ เข้าด้วยกัน โดยในชั้นชดผิวจะใช้แบบจำลอง $k-\omega$ ซึ่งถูกออกแบบมาสำหรับการคำนวณ Turbulent Boundary layer โดยไม่ได้จำลองการเกิด Transition เข้าไป ส่วนแบบจำลอง Transition SST มีการจำลองสมการ Transition เพิ่มเข้าไปอีกสองสมการซึ่งอาจไม่เหมาะสมในการคำนวณการไหลในย่าน BSR ดังกล่าว แต่คำนวณได้ดีกว่าในช่วง BSR สูง ๆ ซึ่งเป็นช่วงที่ความเร็วลมต่ำ และมีโอกาสการเกิด Transition ได้มากกว่านั่นเอง สรุปได้ว่าไม่มีแบบจำลองความปั่นป่วนใดที่สามารถให้ความแม่นยำของผลเฉลยได้ครอบคลุมทุกย่านการทำงานของกังหัน หากแต่ผู้ใช้จะต้องเลือกใช้แบบจำลองที่เหมาะสมในย่านการทำงานนั้น เพื่อให้ได้มาซึ่งผลเฉลยที่มีความแม่นยำ

คำสำคัญ: แบบจำลองความปั่นป่วนการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง ประสิทธิภาพกังหันแกนตั้ง การไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง

5.2 บทนำ

การไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งนี้ได้รับผลกระทบหลักจากความหนืดบริเวณพื้นผิวของใบกังหันและการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะที่เกิดขึ้นตลอดเวลา ทำให้ในบางย่านการไหลนั้นมีการไหลแยก (Separation) และการเกิดความดันย้อนกลับ (Adverse pressure gradient) ที่ค่อนข้างสูงเกิดขึ้น การจำลองการไหลโดยการกำหนดสภาพของการไหลให้เป็นการไหลแบบไม่มีความหนืด (inviscid flow) หรือการไหลแบบราบเรียบ (Laminar flow) นั้นทำให้ได้ผลเฉลยที่ผิดไปถึง 200 – 300 % เนื่องจากสภาพในการไหลที่แท้จริงนั้นเป็นการไหลที่ไม่คงตัวและอาจอยู่ในย่านทรานสิชันหรือย่านการไหลแบบปั่นป่วน การจำลองแบบราบเรียบหรือไม่มีความหนืดจึงไม่สามารถจับพฤติกรรมของการไหลแยกบริเวณชั้นชดผิวได้ ดังนั้นเพื่อความแม่นยำตรงของผลเฉลย การจำลองการไหลจึงจำเป็นต้องมีการกำหนดแบบจำลองความปั่นป่วนให้แก่การไหลแบบจำลองความปั่นป่วนที่มีใช้ในปัจจุบันนี้ มีหลากหลายแต่ไม่มีแบบจำลองใดที่สามารถครอบคลุมการจำลองการไหลได้ทุกแบบอย่างแม่นยำ การเลือกใช้แบบจำลองจึงขึ้นอยู่กับสภาพของการไหล ระดับความแม่นยำที่ต้องการ ทรัพยากรหน่วยความจำที่มีอยู่ เวลาที่จำกัดในการจำลองการไหล และเพื่อที่จะเลือกแบบจำลองความปั่นป่วนให้เหมาะสมที่สุดผู้ใช้จำเป็นต้องเข้าใจความสามารถและข้อจำกัดของแบบจำลองความปั่นป่วนนั้น ๆ ด้วย

แบบจำลองความปั่นป่วน Spallart Allmaras เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบหนึ่งสมการที่ไม่ซับซ้อนมากนัก อาศัยการแก้สมการการถ่ายเทความหนืดเอ็ดดี้ (Eddy viscosity) ถูกออกแบบมาโดยตรงสำหรับการจำลองการไหลทางอากาศพลศาสตร์ โดยเฉพาะที่เกี่ยวข้องกับ Wall bounded

flow และการไหลที่มีความดันย้อนกลับ (Adverse pressure gradient) ได้รับความนิยมนในการจำลอง การไหลผ่านเครื่องจักรกังหัน แบบจำลองนี้เป็นแบบจำลองสำหรับการไหลในย่านค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำ ซึ่งจะตั้งคำนวณผลกระทบของความหนืดที่บริเวณชั้นซิดผิว การกำหนดคริตบริเวณชั้นซิดผิว ต้องมีความละเอียดเพียงพอ อย่างไรก็ตามหากผู้ใช้กำหนดคริตไม่ละเอียดเพียงพอในบริเวณดังกล่าว แบบจำลองจะทำการปรับใช้ฟังก์ชันชั้นซิดผิว (Wall function) แทน วิธีการดังกล่าวนี้เหมาะจะนำไปใช้ในการคำนวณเบื้องต้นเพื่อดูแนวโน้มของการไหลในกรณีที่ไม่ต้องการความแม่นยำของ ผลเฉลยในระดับสูง เนื่องจากเป็นแบบจำลองแบบ 1 สมการ ทำให้การคำนวณใช้เวลาน้อยกว่า แบบจำลองแบบ 2 สมการ ยิ่งไปกว่านั้น เกรเดียนของตัวแปรที่มีการถ่ายเทบริเวณชั้นซิดผิวมีค่าค่อนข้างต่ำเมื่อเทียบกับแบบจำลอง k- ϵ และแบบจำลอง k- ω ทำให้มีความไว (Sensitivity) ต่อความผิดพลาดเชิงตัวเลข (Numerical error) ในการคำนวณต่ำกว่าแบบจำลองทั้งสองแบบจำลอง Spalart - Allmaras นี้พบว่าให้ผลเฉลยที่แม่นยำดีในกรณีการจำลองการไหลเชิงอากาศพลศาสตร์ในสองมิติ แต่สำหรับในสามมิติพบว่ายังให้ผลเฉลยไม่แม่นยำนัก

สำหรับแบบจำลองความปั่นป่วน k- ϵ (Jones และ Launder ,1972) ซึ่งเป็นแบบจำลองที่ใช้ อย่างแพร่หลายในอุตสาหกรรมนี้ เป็นแบบจำลองกึ่งสูตรบนพื้นฐานของสมการการถ่ายเทพลังงาน จลน์ปั่นป่วน (Turbulence kinetic energy; k) และอัตราการกระจายความปั่นป่วน (Turbulence dissipation rate; ϵ) สมมุติฐานในการพัฒนาแบบจำลองนี้คือการไหลเป็นการไหลแบบปั่นป่วนเต็มขั้น (Fully turbulent) และไม่พิจารณาผลกระทบความหนืดระดับโมเลกุล (Molecular viscosity) ทำให้แบบจำลองนี้ใช้ได้กับการไหลแบบปั่นป่วนเต็มขั้นเท่านั้นในการใช้งานจริงพบว่าไม่สามารถทำนาย พฤติกรรมของชั้นซิดผิวปั่นป่วน (Turbulent boundary layer) และการไหลแยกได้อย่างมีประสิทธิภาพ (Wilcox ,1993) ซึ่งกรณีการไหลแบบนี้ มักเกิดขึ้นกับการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง

แบบจำลองความปั่นป่วน Renormalization Group (RNG) k- ϵ (Orszag, Yakhot, Flanner, Boysan, Choudhury Maruzewski และ Patel (1993) เป็นแบบจำลองที่พัฒนาต่อจากแบบจำลอง ความปั่นป่วน k- ϵ โดยมีการใช้เทคนิคทางสถิติซึ่งเรียกว่า Renormalization group theory ซึ่งมีความ คล้ายคลึงกับแบบจำลอง k- ϵ พื้นฐานแต่ได้เพิ่มเติมผลกระทบของการไหลวน (Swirl flow) ทำให้ทำนายการไหลที่มีการไหลวนได้แม่นยำขึ้น นอกจากนี้ ในขณะที่แบบจำลอง k- ϵ นั้นเป็น แบบจำลองสำหรับการไหลที่ค่าเลขเรย์โนลด์สูง แบบจำลอง RNG นั้นมีการพิจารณาผลกระทบของ ความหนืดที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำด้วย อย่างไรก็ตามการใช้งานจะต้องมีการกำหนดคริตบริเวณพื้นผิวอย่าง เหมาะสม การทำนายจึงจะให้ผลเฉลยที่มีความแม่นยำได้

แบบจำลองความปั่นป่วน The Johnson-King model (Johnson และ King ,1984) เป็น แบบจำลองแรกที่ทำให้ผลเฉลยที่ค่อนข้างแม่นยำสำหรับการทำนายการไหลที่มีการไหลแยก อย่างไร

ที่ดีแบบจำลองดังกล่าวสามารถประยุกต์ใช้กับการจำลองแบบสามมิติได้ค่อนข้างยากเนื่องจากความยากทางคณิตศาสตร์ของแบบจำลองเอง

แบบจำลอง $k-\omega$ (Wilcox, 1998) เป็นแบบจำลองแบบสองสมการซึ่งถูกปรับเปลี่ยนมาสำหรับทำนายการไหลในย่านค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำบนพื้นฐานของสมการการถ่ายเทพลังงานจลน์ปั่นป่วน (Turbulence kinetic energy; k) และอัตราการกระจายจำเพาะ (Specific dissipation rate; ω) แบบจำลองดังกล่าวเป็นแบบจำลองที่มีความแม่นยำกว่าแบบจำลอง $k-\epsilon$ สำหรับการทำนายในบริเวณชั้นขีดผิว และประสบความสำเร็จในการทำนายการไหลในย่านที่มีความดันย้อนกลับในช่วงปานกลางแต่ล้มเหลวในการทำนายการไหลแยกที่มีความดันเป็นตัวเหนี่ยวนำ (Pressure induce separation) (Menter, 1993) นอกจากนี้ สมการ ω นั้นมีความไวต่อค่าของ ω เองในการไหลบริเวณ free stream นอกชั้นขีดผิว (Menter, Kuntz และ Langtry, 2003) ซึ่งเป็นที่มาให้เกิดการพัฒนาแบบจำลอง SST (Shear stress transport model) ขึ้น โดยมีจุดประสงค์เพื่อพัฒนาแบบจำลองที่มีประสิทธิภาพในการทำนายการไหลที่มีการไหลแยกและความดันย้อนกลับที่ค่อนข้างสูง (Menter 1993, 1994)

แบบจำลองความปั่นป่วน Shear stress transport (SST) $k-\omega$ เป็นแบบจำลองที่อาศัยการประสานสองแบบจำลองคือแบบจำลอง $k-\omega$ และแบบจำลอง $k-\epsilon$ เข้าด้วยกัน โดยใช้ Blending function ซึ่ง Blending function จะมีค่าเป็น 1 ในบริเวณชั้นขีดผิว ทำให้แบบจำลอง $k-\omega$ ถูกเลือกใช้ และมีค่าเป็น 0 ในบริเวณที่ห่างออกไปจากผิว ซึ่งทำให้แบบจำลอง $k-\epsilon$ ถูกเลือกใช้แทน การประสานดังกล่าวทำให้แบบจำลอง SST ได้รับความนิยมในการทำนายการไหลเชิงอากาศพลศาสตร์มากกว่าแบบจำลอง $k-\omega$ พื้นฐานเนื่องจากสามารถทำนายได้อย่างแม่นยำมากขึ้นทั้งในบริเวณชั้นขีดผิวและบริเวณที่มีความปั่นป่วนเต็มขั้นด้านนอก

แบบจำลอง Transition SST เป็นแบบจำลองที่อาศัยประสานสมการควบคุมของแบบจำลอง SST ร่วมกับอีกสองสมการ สมการแรกคือสมการสำหรับ intermittency และอีกสมการคือสมการ Transition onset criteria ซึ่งจะอยู่ในรูปของ Momentum-thickness Reynolds number. ทั้งสองสมการที่เพิ่มเข้าไปนี้ถูกพัฒนาโดย Menter, Langtry, Likki, Suzen, Huang และ Volker ในปี 2004. เพื่อให้ครอบคลุมการเกิด bypass transition และการไหลในแบบ low free-stream turbulence แบบจำลอง Transition SST จึงสามารถทำนายการไหลในช่วง Transition ได้ดีกว่าแบบจำลอง SST

แม้ว่าจะมีแบบจำลองการไหลที่มีประสิทธิภาพในการทำนายการไหลที่ซับซ้อนพัฒนาออกมาอย่างต่อเนื่อง แต่การไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งในหนึ่งรอบการหมุนนั้นมีการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะตลอดเวลา อีกทั้งการหมุนของกังหันแกนตั้งในย่านความเร็วยอดทอนต่าง ๆ นั้นมีอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะตลอดจนความเร็วของกังหันที่แตกต่างกัน ทำให้การไหลอยู่ในย่านที่แตกต่างกัน การไหลในย่านความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio; BSR) ต่ำ ๆ มักมีการเปลี่ยนแปลงมุม

ปะทะสูง ตลอดจนมีการไหลแยกอย่างรุนแรง ในขณะที่ในย่านความเร็วยอดทอนสูง ๆ การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะมีค่าต่ำกว่า ทำให้เกิดการไหลแยกไม่รุนแรงเท่ากับในบริเวณความเร็วยอดทอนต่ำ แบบจำลองความปั่นป่วนที่แม่นยำในการทำนายในย่านความเร็วยอดทอนหนึ่งๆ อาจไม่แม่นยำในย่านความเร็วยอดทอนอื่นก็เป็นได้ ทั้งนี้ จากการสังเกตในวรรณกรรมวิจัยที่ผ่านมา มีงานวิจัยที่ทำการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งไม่มากนัก นอกจากนั้นจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งนั้นยังไม่มี ความชัดเจนว่าแบบจำลองการไหลใดให้ผลเฉลยที่แม่นยำที่สุด ประกอบกับการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งมักจะใช้เวลาในการจำลองมาก ซึ่งในผลมาจากกายภาพการไหลเป็นการไหลแบบไม่คงตัวและการใช้เทคนิคกริดหมุนตลอดจนจำนวนกริดที่ต้องหนาแน่นบริเวณรอบผิวแพนอากาศ การทดสอบเพื่อเปรียบเทียบความแม่นยำของแบบจำลองความปั่นป่วนกับการไหลผ่านกังหันแกนตั้ง จึงมักกระทำในสองมิติโดยเลือกจำลองการไหลที่ค่าความเร็วยอดทอนค่าหนึ่งมาเป็นจุดทดสอบ เช่น งานวิจัยของ Nobile, Vahdati, Barlow และ Mewburn-Crook (2014) ได้จำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งแบบ Augmented เปรียบเทียบกับกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงดั้งเดิม โดยจำลองที่ความเร็วยอดต่ำเพียงหนึ่งค่าในการศึกษาดังกล่าวมีการเปรียบเทียบผลเฉลยของแบบจำลองความปั่นป่วนสามแบบจำลองด้วยกันคือแบบจำลอง k- ϵ มาตรฐาน แบบจำลอง k- ω มาตรฐาน และแบบจำลอง SST ผลการจำลองพบว่า แบบจำลอง SST ให้ผลการจำลองที่สมเหตุสมผลกว่า กล่าวคือให้แนวโน้มที่สมเหตุสมผลแต่ค่าที่ได้มีความแตกต่างจากการทดลองสูงมาก ทั้งนี้ ในการจำลองการไหลของ Nobile และคณะนั้น ไม่ได้กล่าวถึงการกำหนดความสูงของกริดแรกบนผิวแพนอากาศ ซึ่งอาจเป็นสาเหตุสำคัญของผลเฉลยที่ผิดพลาดไปไกลก็เป็นได้ ปี 2015 Chowdary, Akimoto และ Hara ได้ศึกษาการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง โดยเปรียบเทียบแบบจำลองความปั่นป่วน 3 แบบจำลองคือแบบจำลอง S-A แบบจำลอง RNG k- ϵ และแบบจำลอง SST ที่ความเร็วยอดทอนค่าหนึ่ง พบว่าแบบจำลอง SST ทำนายค่าสัมประสิทธิ์ กำลังได้ใกล้เคียงกับค่าที่ได้จากการทดลองมากที่สุด นอกจากนี้ Almohammadi, Ingham และ Pourkashanian (2015) ได้ศึกษาเปรียบเทียบแบบจำลอง SST และแบบจำลอง Transition SST เพื่อคุณูปกรณ์การควบคุมการไหลที่ปั่นป่วนและสรุปไว้ว่าพฤติกรรมการไหลนั้นสามารถทำนายได้อย่างแม่นยำด้วยแบบจำลอง Transition SST

งานวิจัยในบทนี้จึงมีจุดประสงค์หลักในการจำลองการไหลผ่านกังหันแกนตั้งแบบใบตรงในสามมิติเพื่อศึกษาผลกระทบของแบบจำลองความปั่นป่วนให้ครอบคลุมย่านการทำงานของกังหัน ทั้งที่ความเร็วยอดทอนต่ำและสูง เพื่อหาแบบจำลองความปั่นป่วนที่ให้ผลเฉลยแม่นยำตรงในย่านต่าง ๆ

5.3 วิธีดำเนินการวิจัย

การศึกษาผลกระทบแบบจำลองความปั่นป่วนในบทนี้ ได้แบ่งเป็นสองส่วนด้วยกัน ส่วนแรกเป็นการจำลองในสองมิติ ซึ่งเป็นผลต่อเนื่องมาจากบทที่ 4 ซึ่งได้ศึกษาผลกระทบของความละเอียดกริดเพื่อหาความละเอียดของกริดที่เหมาะสม ในบทที่ 4 นี้ ใช้แบบจำลองความปั่นป่วนเพียงแบบจำลองเดียวคือแบบจำลอง Spallart - Allmaras (S-A) เหตุผลคือเพื่อความประหยัดเวลาในการจำลองเพราะแบบจำลองนี้เป็นแบบจำลองแบบ 1 สมการที่ได้รับการพิสูจน์แล้วว่าเหมาะสมกับปัญหาทางอากาศพลศาสตร์ในสองมิติ อย่างไรก็ตามก็คิดจะเห็นว่าการใช้กริดละเอียดกับแบบจำลอง S-A ดังกล่าวยังให้ผลเฉลยที่มีความแตกต่างกับค่าที่ได้จากการทดลองมากพอควรค่าสัมประสิทธิ์ กำลังคู่เข้าที่ประเมินได้ที่ความเร็วยอดทอน 2.5 มีค่าแตกต่างจากค่าที่ได้จากการทดลองถึง 22.47 % ดังนั้นเพื่อเป็นการตรวจสอบสมมุติฐานในเบื้องต้นว่าแบบจำลองความปั่นป่วนที่เหมาะสม จะสามารถให้ผลเฉลยที่มีความแม่นยำได้ จึงทำการจำลองโดยใช้โดเมนและชุดกริดเดิมมาจำลองด้วยแบบจำลองความปั่นป่วนที่แตกต่าง ทั้งนี้ ได้เลือกใช้กริดชุดที่มีความละเอียดปานกลางเนื่องจากพบว่าผลเฉลยมีความแตกต่างกันไม่มากนักกับกริดความละเอียดสูงแต่ใช้เวลาในการจำลองสั้นกว่าแบบจำลองที่นำมาเปรียบเทียบได้แก่ แบบจำลอง SST และแบบจำลอง Transition SST โดยจะจำลองการที่ความเร็วยอดทอน 3 ค่าคือ 2.5 5.1 และ 7.6 ตามข้อมูลที่มีให้เปรียบเทียบในการทดลอง

ส่วนการคำนวณในสามมิติใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่แตกต่างกัน 3 แบบจำลอง ดังนี้ 1.) RNG k- ϵ model 2.) Shear stress transport k- ω model (SST) 3.) Transition Shear Stress Transport k- ω Model (Transition SST) จำลองการไหลผ่านกังหันแกนตั้งแบบใบตรงในสามมิติ จะเปรียบเทียบผลลัพธ์กับผลการทดสอบในอุโมงค์ลมของ R. Howell et al. (2010) โดยรายละเอียดทางกายภาพของกังหันและอุโมงค์ลมเป็นดังต่อไปนี้

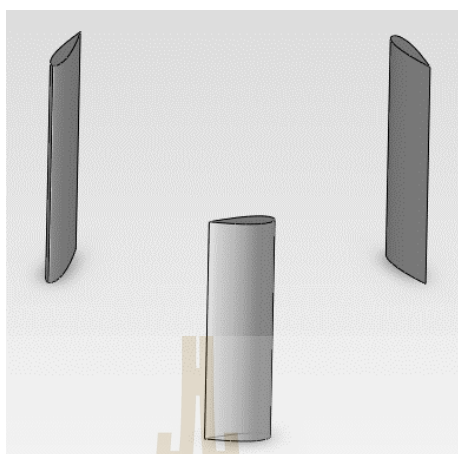
Rotor

Height	400	mm
Radius	300	mm
Chord length	100	mm
Blade no.	3	blades
Blade section	NACA0022	

Wind tunnel

Test section	1.2x1.2	m ²
Length	3.0	m

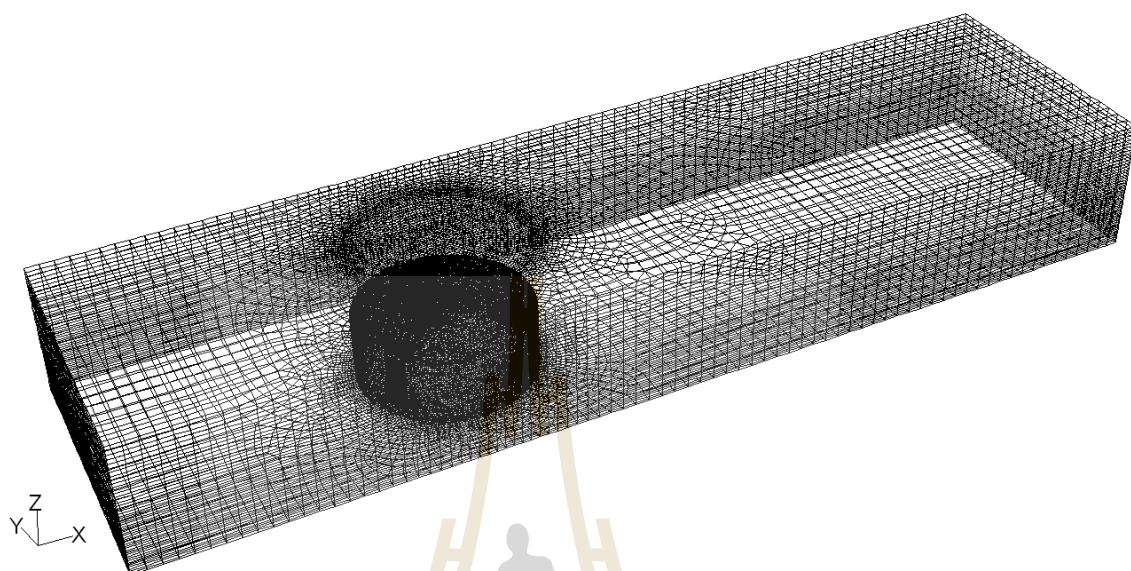
ลักษณะทางกายภาพของกังหันที่จำลองเป็นดังรูปที่.1



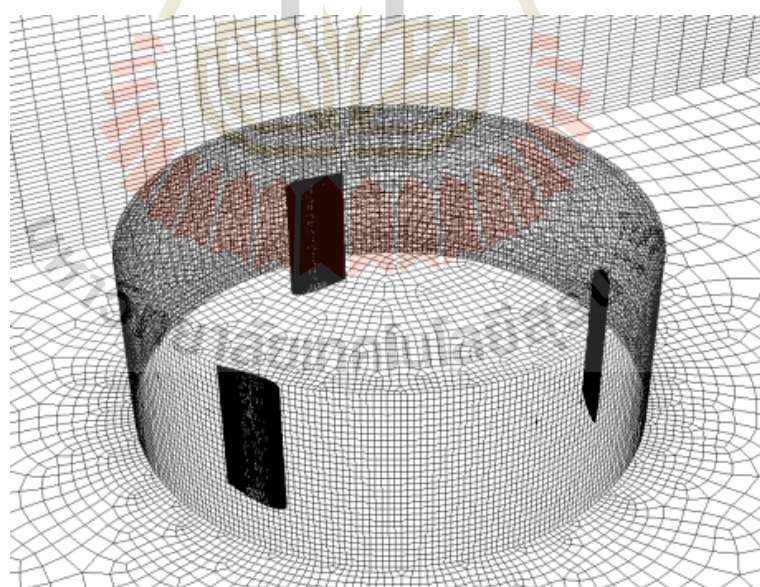
รูปที่ 5.1 กังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงที่ Howell และคณะ (2010) ทดสอบในอุโมงค์ลม

การจำลองนี้ใช้โปรแกรมช่วยวิเคราะห์การไหลแบบสามมิติ Fluent 12.1 ซึ่งใช้กรรมวิธีปริมาตรจำกัด (Finite volume method) ประกอบกับเทคนิคกริดเลื่อน (Sliding mesh Technique) การสร้างโดเมนและกริดใช้โปรแกรม Gambit 2.4 โดเมนของกังหันจะถูกสร้างเพียงครั้งเดียวคือครึ่งส่วนด้านบน โดยอาศัยสมมติฐานว่าการไหลมีความสมมาตรตามแนวความสูงและไม่พิจารณาผลกระทบจากแกนกังหัน ความสูงของกริดแรกจากผิวกังหันคำนวณจากการประมาณค่า y^+ ให้มีค่าประมาณ 1 เพื่อใช้กับแบบจำลองในกลุ่ม $k-\omega$ และ $y^+ = 6$ สำหรับใช้กับ wall function สำหรับแบบจำลอง RNG $k-\epsilon$ อย่างไรก็ตาม wall function นั้นเป็นแบบจำลองกึ่งสูตร (semi-empirical formulas) ซึ่งใช้สูตรที่ได้จากการทดลองมาคำนวณความเชื่อมโยงของผลกระทบของความหนืดในพื้นที่ระหว่างผนังกับบริเวณการไหลที่มีความปั่นป่วนเต็มรูปแบบ (fully-turbulent region) ในกรณีนี้ผลกระทบของความหนืดบริเวณด้านใน (viscous sublayer and buffer layer) จะไม่ถูกคำนวณจากสมการควบคุมแต่จะถูกคำนวณจากสูตรแทน ดังนั้นจึงไม่มีความจำเป็นต้องกำหนดกริดละเอียดในบริเวณชั้นขีดผิว กริดแรกจากพื้นผิวใบกังหันควรถูกกำหนดในบริเวณที่มี y^+ อยู่ระหว่าง 30 - 300 อย่างไรก็ตาม Howell ได้กำหนด y^+ เป็น 6 การจำลองในส่วนนี้จึงกำหนดค่าเป็น 6 ด้วย เพื่อตรวจสอบผลลัพธ์ตาม Howell เท่านั้น จำนวนกริดรอบแพนอากาศสำหรับการจำลองทุกกรณีมีจำนวนทั้งสิ้น 190 เซลล์ อาศัยการกำหนดกริดในสองมิติก่อน โดยเริ่มจากการกำหนดที่รอบแพนอากาศ และให้กริดมีลักษณะหนาแน่นรอบแพนอากาศมาก จากนั้นค่อย ๆ กระจายออกไปให้เติบโตขึ้นสอดคล้องกับพื้นที่บริเวณอื่นเมื่อได้กริดในสองมิติแล้วจึงทำการดึงให้เป็นกริด สามมิติเป็นชั้น ๆ

ไปตามความสูงของใบกังหัน จำนวนกริดรวมตลอดทั้งโดเมนมีค่าประมาณ 7.9×10^6 เซลล์ (Cell) ลักษณะของกริดและเงื่อนไขค่าขอบที่ใช้ภายในโดเมนเป็นดังรูปที่ 5.2 และรูปที่ 5.3 ตามลำดับ

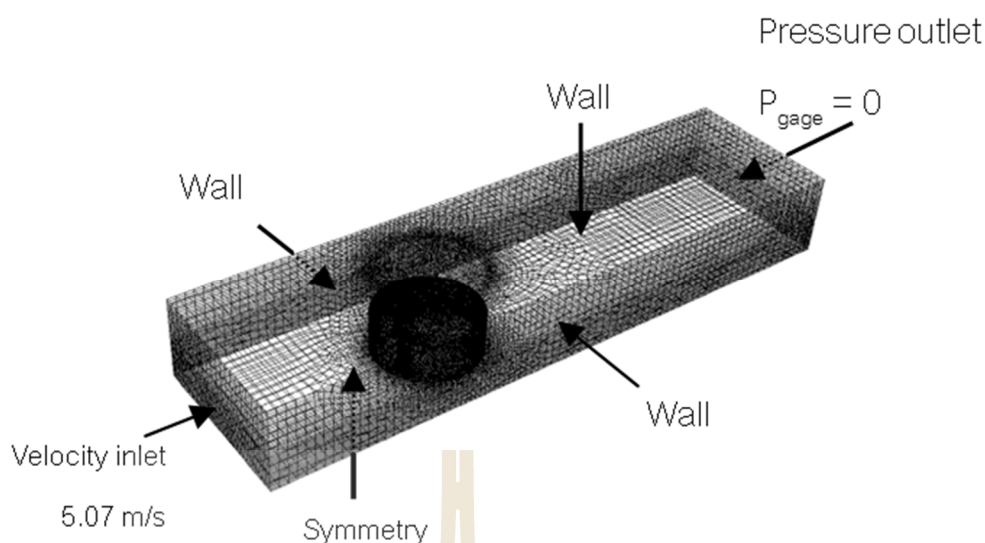


ก. กริดหุคดนิ่ง



ข. กริดหมุน

รูปที่ 5.2 โดเมนและกริดที่ใช้ในการคำนวณประสิทธิภาพกังหันของHowell (2010)



รูปที่ 5.3 เงื่อนไขค่าขอบเขตสำหรับกังหันของHowell (2010)

ความเร็วลมที่ทางเข้าของโดเมนกำหนดให้มีค่าคงที่ 5.07 m/s และกำหนดค่าความเข้มข้นของความปั่นป่วน (turbulence intensity) เป็น 0.01 % ค่าสเกลความยาว (length scale) เป็น 0.1 เท่าของความยาวคอร์ด (chord length) หลังจากนั้นทำการแปรค่าความเร็วรอบของกังหันเพื่อให้ได้ผลเฉลยที่ค่าความเร็วยอดทอนต่าง ๆ กันไปตามกรณีศึกษา

การดำเนินการจำลองการไหลทำโดยการจำลองที่สภาวะกังหันหยุดนิ่งโดยกำหนดกายภาพการไหลเป็นการไหลแบบคงตัว (steady flow) เพื่อใช้ค่าผลเฉลย ณ สภาวะดังกล่าวเป็นค่าเริ่มต้น จากนั้นเริ่มจำลองที่สภาวะกังหันหมุน โดยกำหนด time step ให้ได้ 600 step ต่อการหมุนของกังหัน 1 รอบ ในแง่ของการปฏิบัติจริง time step อย่างน้อยประมาณ 300 step ต่อหนึ่งรอบการหมุนของกังหัน ทำให้การจำลองมีความเสถียร หากกำหนดค่า time step ใหญ่เกินกว่านี้ อาจเกิดการ Diverge ระหว่างการจำลอง การเพิ่มความละเอียดของ time step มีผลต่อความแม่นยำของผลเฉลยไม่มากนักแต่มีผลต่อความเสถียรในการจำลอง (Chowdhury และคณะ, 2015 และ Nobile และคณะ, 2014) การใช้ความละเอียดของ time step ที่มากเกินไปทำให้ใช้เวลาในการจำลองนานขึ้น

ในระหว่างการจำลองการไหลจะทำการแสดงผลค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดบนใบกังหันเพื่อตรวจสอบความสมเหตุสมผล รวมถึงค่า Residual ของสมการการถ่ายเทของตัวแปรต่าง ๆ ซึ่งค่า Residual ของสมการการถ่ายเทเหล่านั้น ถูกกำหนดไว้ที่ 10^{-8} เมื่อสังเกตได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดของใบกังหันที่แสดงผลในขณะคำนวณเริ่มมีลักษณะซ้ำแบบรอบคงที่จึงจะหยุดการคำนวณ โดยปกติผลเฉลยจะเริ่มซ้ำรอบเมื่อคำนวณได้ประมาณ 3-4 รอบการหมุนของกังหัน

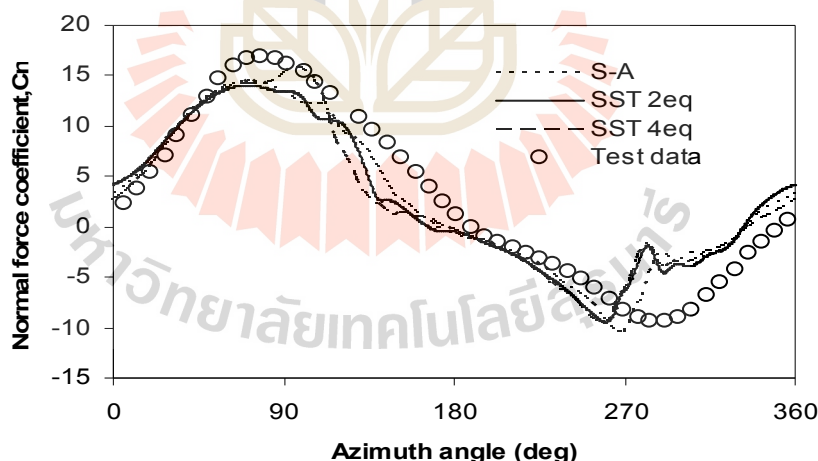
5.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล

ผลการจำลองในสองมิติจากการคำนวณด้วย CFD สามารถหาค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดและแรงตั้งฉาก (Tangential and normal force coefficients) ซึ่งมีนิยามตามสมการ (5) และสมการ (6) ตามลำดับ

$$C_t = \frac{F_t}{\frac{1}{2} \rho c U_\infty^2} \quad (5.1)$$

$$C_n = \frac{F_n}{\frac{1}{2} \rho c U_\infty^2} \quad (5.2)$$

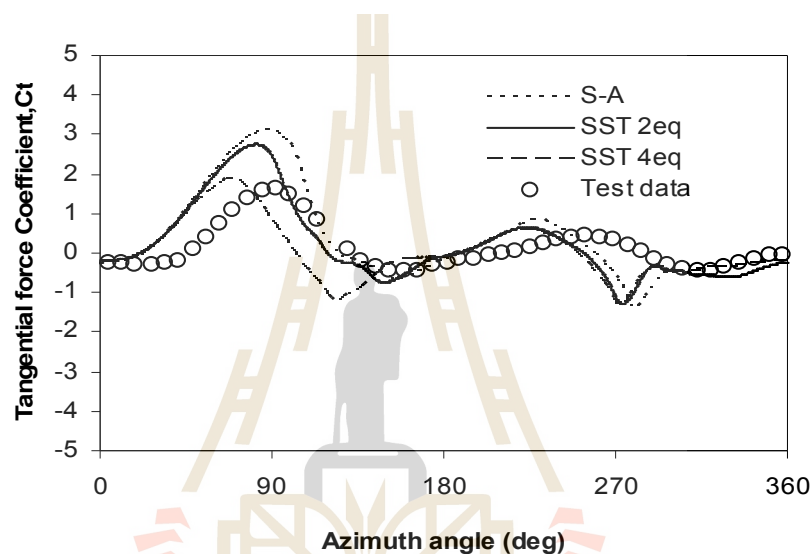
เมื่อเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์ ทั้งสองที่ได้จากการคำนวณด้วย CFD กับค่าที่ได้จากการทดลองที่ความเร็วยอดทอน 2.5 พบว่าทุกแบบจำลองสามารถทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากได้ใกล้เคียงกัน ดังรูปที่ 5.4 สัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากนี้มีลักษณะเป็นแรงชั่วรอบที่อาจก่อให้เกิดความล้า (lag) ซึ่งจะต้องคำนึงถึงในการออกแบบฐานรากและแกนของกังหันเพื่อความแข็งแรงและปลอดภัย



รูปที่ 5.4 สัมประสิทธิ์แรงตั้งฉากที่ความเร็วยอดทอน 2.5

สำหรับสัมประสิทธิ์แรงบิดจะมีผลกระทบต่อประสิทธิภาพโดยรวมของกังหัน ผลการทำนายค่าจาก CFD เทียบกับการทดลองเป็นดังรูปที่ 5.5 จะเห็นว่าโดยรวมแล้วแบบจำลอง Transition SST สามารถทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดสูงสุดได้ใกล้เคียงกับค่าที่ได้จากการทดลองมากกว่า S-A และ SST แต่ค่าสูงสุดของสัมประสิทธิ์แรงบิดที่ทำนายได้เกิดขึ้นล่วงหน้าค่าที่ได้จากการทดลอง

ประมาณ 20° แบบจำลอง SST ทำนายค่าสูงสุดที่ของสัมประสิทธิ์แรงบิดได้สูงกว่าแบบจำลอง Transition SST และมีระยะเยื้องของจุดสูงสุดล่วงหน้าค่าที่ได้จากการทดลอง 10° โดยประมาณ ในขณะที่แบบจำลอง S-A ทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดได้สูงที่สุด และมีค่าต่างจากค่าที่ได้จากการทดลองมากที่สุด แต่ตำแหน่งของจุดสูงสุดของค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดใกล้เคียงกับค่าที่ได้จากการทดลองมากที่สุด ทั้งนี้ ในช่วงมุมหัน (azimuth angle) ประมาณ $15^\circ - 100^\circ$ ค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดจาก CFD มีค่าสูงกว่าค่าที่ได้จากการทดลองเสมอ โดยสังเกตได้ว่าในช่วงนี้เป็นช่วงที่มุมปะทะเพิ่มมากขึ้นตามมุมหันของกังหัน ซึ่งเป็นช่วงที่การรบกวนถูกขี้ออกไป

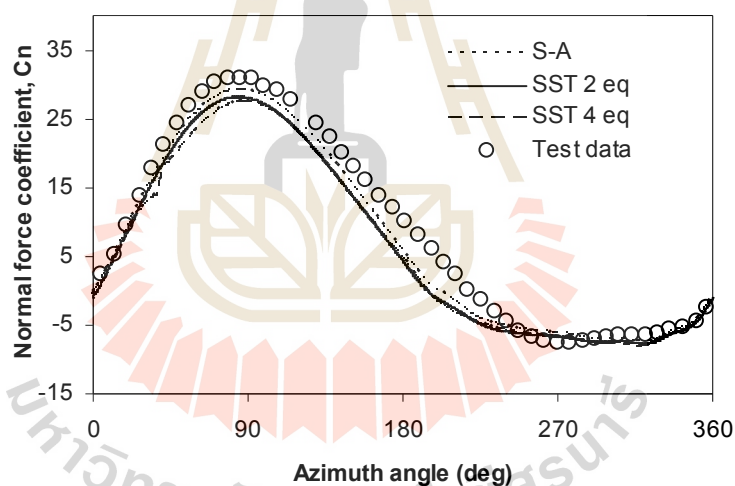


รูปที่ 5.5 สัมประสิทธิ์แรงบิดที่ความเร็วอดทอน 2.5

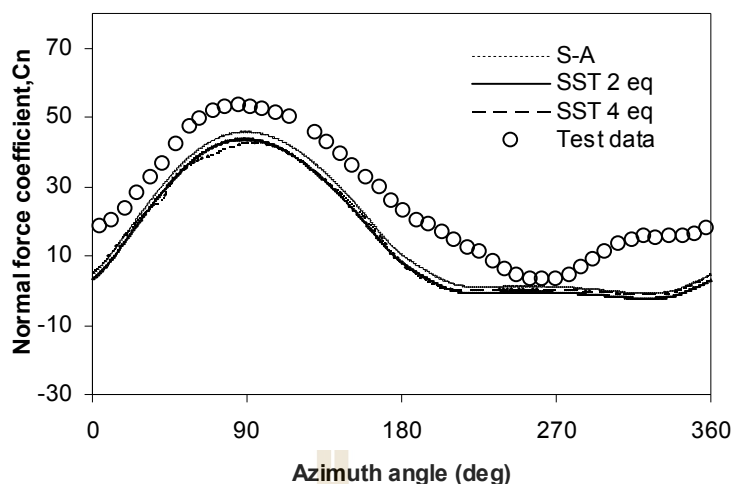
ถ้าสมมติว่าข้อมูลจากการทดลองที่นำมาเปรียบเทียบนี้ สามารถเชื่อถือได้ 100% แล้ว การที่แบบจำลองความปั่นป่วน S-A และ SST ไม่สามารถทำนายพฤติกรรมอันซับซ้อนนี้ได้อย่างแม่นยำ อาจเกิดจากการไหลในแบบจำลองความปั่นป่วนทั้งสองไม่มีสมการสำหรับจำลองพฤติกรรม Transition เข้าไปด้วย ส่วนแบบจำลอง Transition SST มีความถูกต้องมากกว่าแบบจำลองอื่นเล็กน้อย แต่ก็ยังไม่ถูกต้องมากนัก (ถึงแม้ว่าจะมีการเพิ่ม Intermittency transport equation และ Transport equation of transition momentum thickness Reynolds Number เข้าไปเพื่อจับพฤติกรรม Transition ด้วยแล้วก็ตาม) อาจอธิบายได้ว่าเป็นเพราะสมการทั้งสองที่เพิ่มเข้าไปนี้เป็นเพียงสมการในระดับมหัพภาค (macro scale) โดยที่ค่าคงที่อันหลากหลายในสมการก็ได้จากการปรับค่าตามข้อมูลการทดลองกับแพนอากาศ (airfoil) ในอุโมงค์ลมเท่านั้น สมการทั้งสองจึงไม่สามารถครอบคลุมการเกิด transition ได้ในกรณีการไหลอันยุ่งยากยิ่งนี้

นอกจากนี้อาจมีความเป็นไปได้ว่า การที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดที่ได้จากการทดลองมีค่าต่ำกว่าค่าที่ได้จาก CFD เกิดจากการทดลองในอ่างน้ำที่เปิดด้านบนขณะที่ใบกังหันเคลื่อนที่สวนทางกับกระแส น้ำจะทำให้เกิดคลื่นผิวหน้า (surface wave) ดังนั้นพลังงานที่ได้จะสูญเสียไปกับการเกิดคลื่นที่ผิวน้ำด้วย อีกทั้งการที่ผู้ทดลองติดตั้งใบกังหัน โดยมีตัวจับยึดที่ด้านบนเท่านั้น ปลายใบกังหันสามารถเกิดการสั่นเนื่องจากแรงกระทำที่มีลักษณะเปลี่ยนไปเป็นรอบตามมุมหันที่เปลี่ยนไป ซึ่งอาจทำให้ค่าที่วัดได้เกิดความคลาดเคลื่อนได้

ที่ผ่านมาเป็นการคำนวณที่ความเร็วยอดทอน 2.5 ซึ่งเกิดการไหลแยก (separated flow) เมื่อพิจารณาที่ความเร็วยอดทอน สูงขึ้นที่ 5.1 และ 7.6 (ซึ่งไม่เกิดการไหลแยก) พบว่าทุกแบบจำลองให้ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงดัดงอกที่ใกล้เคียงกันมากแล้ว แนวโน้มที่สอดคล้องกับผลการทดลอง อาจเป็นไปได้ว่าในช่วงความเร็วยอดทอนทั้งสองนี้เป็นย่านที่ไม่ทำให้เกิดการยืดออกไปของการบิดเนื่องจากมุมปะทะมีการเพิ่มขึ้นน้อยและมีค่าต่ำ รูปที่ 5.6 และ 5.7 แสดงสัมประสิทธิ์แรงดัดงอกที่เพิ่มมากขึ้นเมื่อความเร็วยอดทอนเป็น 5.1 และ 7.6 ตามลำดับ

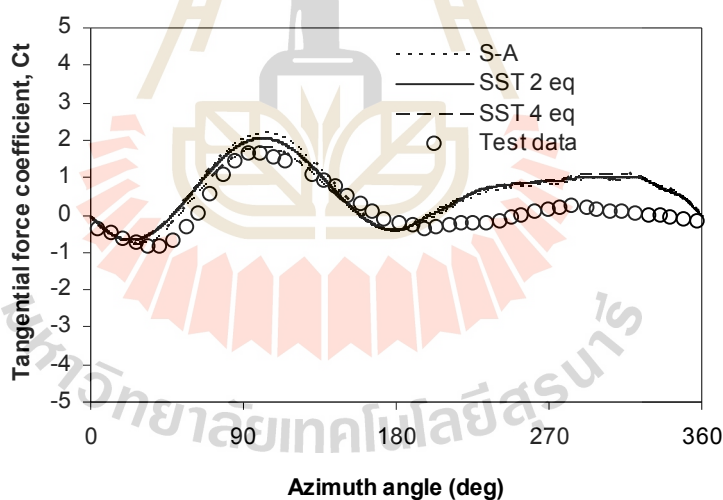


รูปที่ 5.6 สัมประสิทธิ์แรงดัดงอกที่ความเร็วยอดทอน 5.1



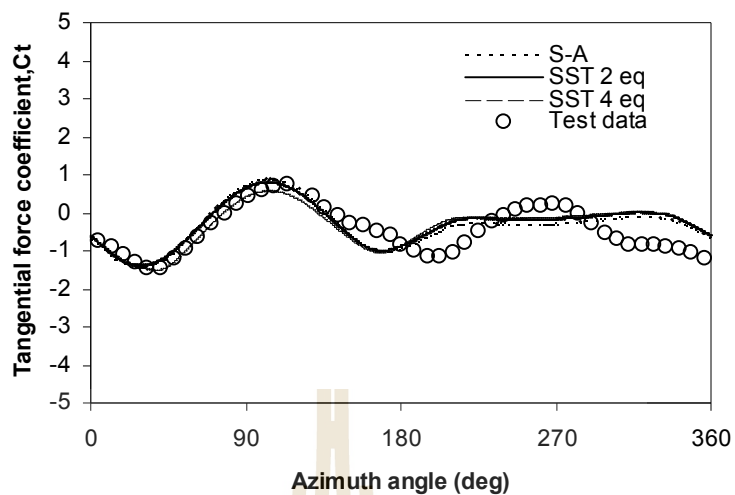
รูปที่ 5.7 สัมประสิทธิ์ แรงตั้งฉากที่ความเร็วยอดทอน 7.6

รูปที่ 5.8 และ 5.9 แสดงสัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ความเร็วยอดทอน 5.1 และ 7.6 ตามลำดับ ทุกแบบจำลองให้ค่าการทำนายที่ใกล้เคียงกันเช่นเดียวกับสัมประสิทธิ์ แรงตั้งฉาก



รูปที่ 5.8 สัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ความเร็วยอดทอน 5.1

โดยเฉพาะในช่วงมุมหัน 15° - 100° ผลจาก CFD ยังใกล้เคียงค่าจากการทดลองมากขึ้นอีกด้วย แต่ในช่วงมุมหัน 180° - 360° นั้นผลของ CFD กับผลการทดลองยังไม่สอดคล้องกันมากนัก ซึ่งอาจเกิดจากช่วงมุมหันดังกล่าวเป็นด้านปลายลมที่ใบกังหันจะต้องปะทะเข้ากับคลื่นวนท้าย (wake) ของตนเอง คลื่นสะบัดท้ายดังกล่าวมีความเข้มข้นของการปั่นป่วนสูง เกิดการหมุนวนและทิศทางการไหลไม่แน่นอน ทำให้มีความซับซ้อนของการไหลในบริเวณนี้มากขึ้น

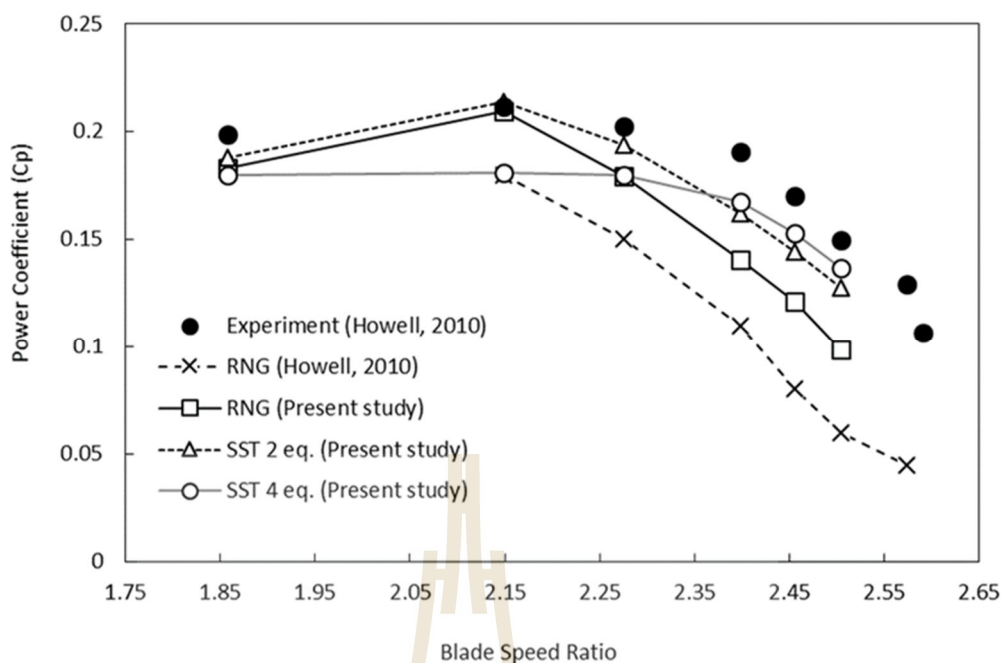


รูปที่ 5.9 สัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ความเร็วยอดทอน 7.6

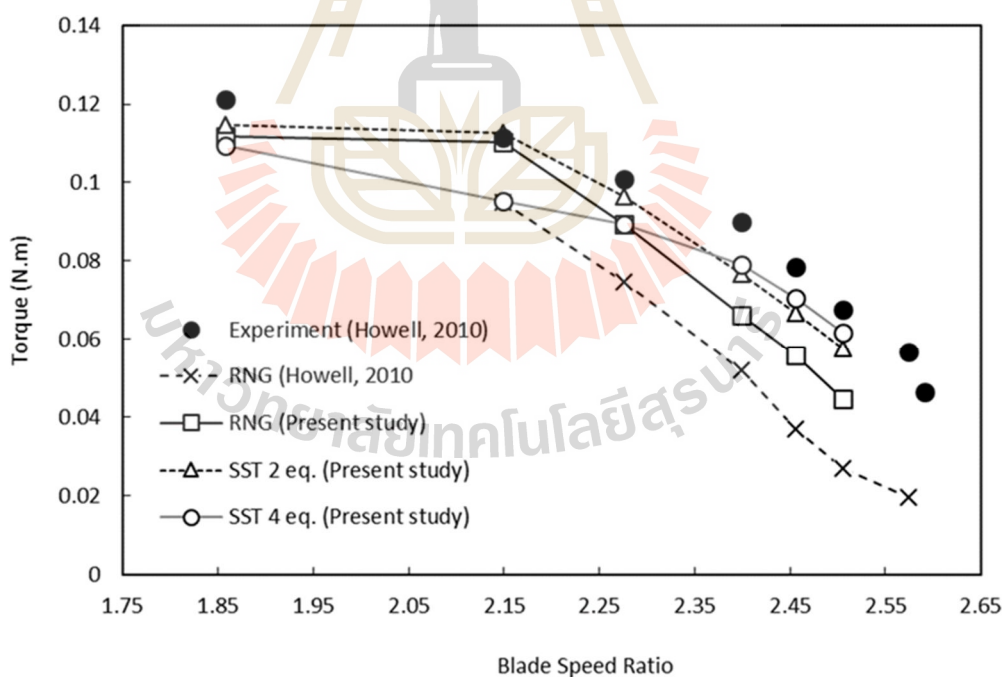
ผลการจำลองในสามมิติ

รูปที่ 5.10 และ 5.11 แสดงค่าสัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันของ Howell (2010) ที่สามารถคำนวณได้เป็นฟังก์ชันของความเร็วยอดทอน โดยสัมประสิทธิ์ กำลังหมายถึง กำลังที่กังหันสามารถสกัดได้จากกำลังงานที่มีอยู่ในลมบนพื้นที่รับลมขนาดเท่าพื้นที่กวาดของกังหันดังสมการ

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho A V_\infty^3}$$



รูปที่ 5.10 สัมประสิทธิ์กำลังของกังหันของHowell และคณะ (2010)

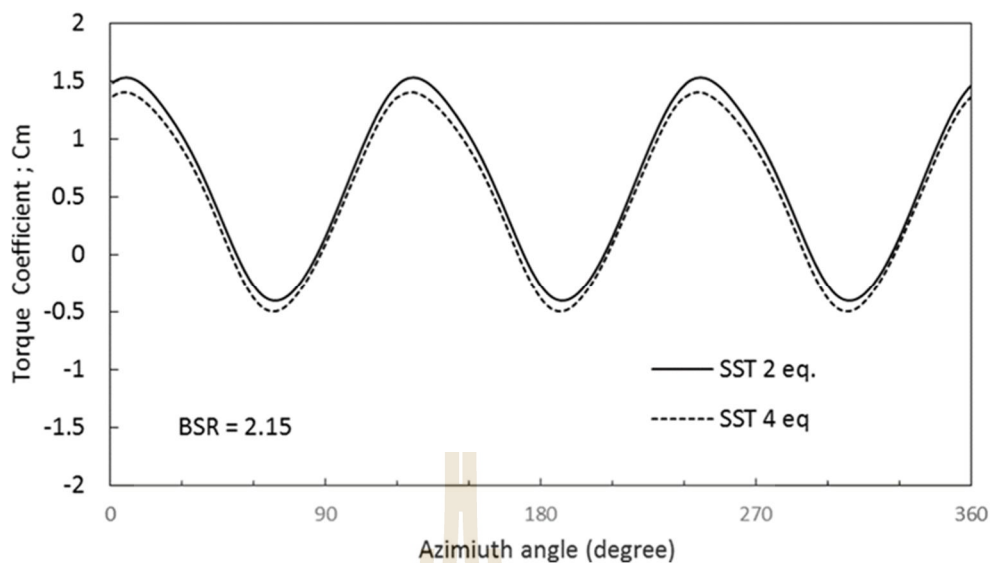


รูปที่ 5.11 แรงบิดรวมของกังหันHowell และคณะ (2010)

เห็นได้ว่าผลเฉลยของการคำนวณสอดคล้องกันเป็นอย่างดีกับค่าที่ได้จากการทดลองจริง ส่วนใหญ่ให้ผลแม่นยำกว่าผลการจำลองของHowell และคณะ (2010) แม้เปรียบเทียบที่แบบจำลอง

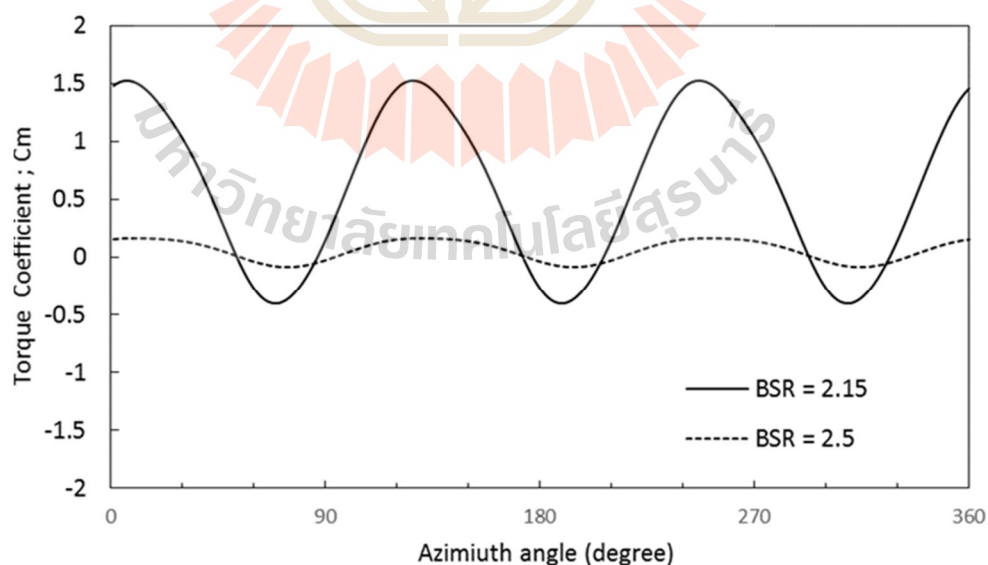
เดียวกัน โดยแบบจำลองความปั่นป่วนที่ให้ผลเฉลี่ยแม่นยำที่สุดในช่วงความเร็วยอดทอนสูงกว่า 2.4 ขึ้นไปคือแบบจำลอง Transition SST ทั้งนี้ในช่วงความเร็วยอดทอนสูงหมายถึงความเร็วต่ำ หรือ กังหันมีความเร็วรอบสูง ซึ่งเป็นช่วงที่อาจเกิดการไหลในย่าน Transition แบบจำลอง Transition SST. ซึ่งเป็นแบบจำลองที่เพิ่มสมการทรานสิชันเข้าไปจึงสามารถทำนายได้แม่นยำกว่าส่วนที่ความเร็ว ยอดทอนกว่า 2.4 แบบจำลองความปั่นป่วนที่ให้ผลแม่นยำที่สุดคือแบบจำลอง SST อย่างไรก็ตามจะ เห็นว่า แบบจำลอง SST ให้ผลเฉลี่ยที่สอดคล้องและใกล้เคียงกับค่าที่ได้จากการทดลองอย่างต่อเนื่อง ตลอดช่วงความเร็วยอดทอนประมาณ 1.75 ถึง 2.6 ในขณะที่แบบจำลอง Transition SST ให้ผลเฉลี่ย ที่ต่ำกว่าค่าที่ได้จากการทดลองไปมากในช่วง 2.15 และ 2.55 ซึ่งช่วงดังกล่าวเป็นช่วงที่มีการไหลแยก จากผิวอย่างรุนแรง ซึ่งแสดงให้เห็นว่าแบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้มีผลกระทบอย่างมีนัยสำคัญต่อ ความแม่นยำของผลเฉลี่ย โดยเฉพาะสำหรับกังหันแกนตั้งทั่วไป ซึ่งการไหลมีความยุ่งยากซับซ้อน อันเนื่องมาจากผลกระทบจากคลื่นสะบัดท้าย (Wake) ของกังหันเองและปรากฏการณ์การรบกวนพลวัต นอกจากนี้ในส่วนของแบบจำลอง RNG จะเห็นว่าผลเฉลี่ยที่ได้มีความแม่นยำในช่วง BSR ต่ำ คือที่ BSR=2.15 และ 1.8 แต่ผลเฉลี่ยในช่วง BSR สูงกว่า 2.15 เป็นต้นไป แบบจำลอง RNG ให้ความ แม่นยำต่ำที่สุด แต่ยังแม่นยำกว่าการจำลองของ Howell และคณะ ซึ่งอาจเกิดจากลักษณะของกริด เนื่องจาก Howell และคณะไม่ได้ศึกษาความละเอียดของกริดที่จะทำให้ผลลัพท์ลู่เข้า อย่างไรก็ตามว่า ผลลัพท์ในช่วงต้นที่ได้จะดูสมเหตุสมผลและมีความแม่นยำ แต่เป็นไปได้ว่าอาจเกิดจากความบังเอิญ เท่านั้น เนื่องจาก wall function model นั้นไม่ได้ถูกสร้างมาให้สามารถคำนวณการไหลในบริเวณชั้น ชิดผิวได้อย่างแม่นยำ แต่อาศัยค่าที่ได้จากการทดลองในเชิงสูตรมาประกอบการคำนวณ ซึ่งการไหล ในกรณีดังกล่าวจะต้องใช้แบบจำลองใกล้ผนังที่มีความแม่นยำสูงโดยการประยุกต์ใช้แบบจำลอง ปรับความหนืดร่วมกับสมการควบคุม ตัวอย่างเช่น enhanced wall model เป็นต้น

ลักษณะสัมประสิทธิ์ แรงบิดรวมของโรเตอร์เปรียบเทียบกัน ระหว่างแบบจำลอง SST และ Transition SST ที่ BSR 2.15 เป็นดังรูปที่ 5.12 แรงบิดมีลักษณะแกว่งขึ้นลงเป็นคลื่นตามแรงบิดที่ แปรค่าไปเนื่องจากมุมปะทะที่เปลี่ยนไป โดยแต่ละแบบจำลองให้ผลการทำนายค่าแรงบิดในรูปแบบ เดียวกัน ต่างกันที่ขนาดของแรงบิด ณ ตำแหน่งต่าง ๆ



รูปที่ 5.12 ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดโรเตอร์ ที่ BSR = 2.15

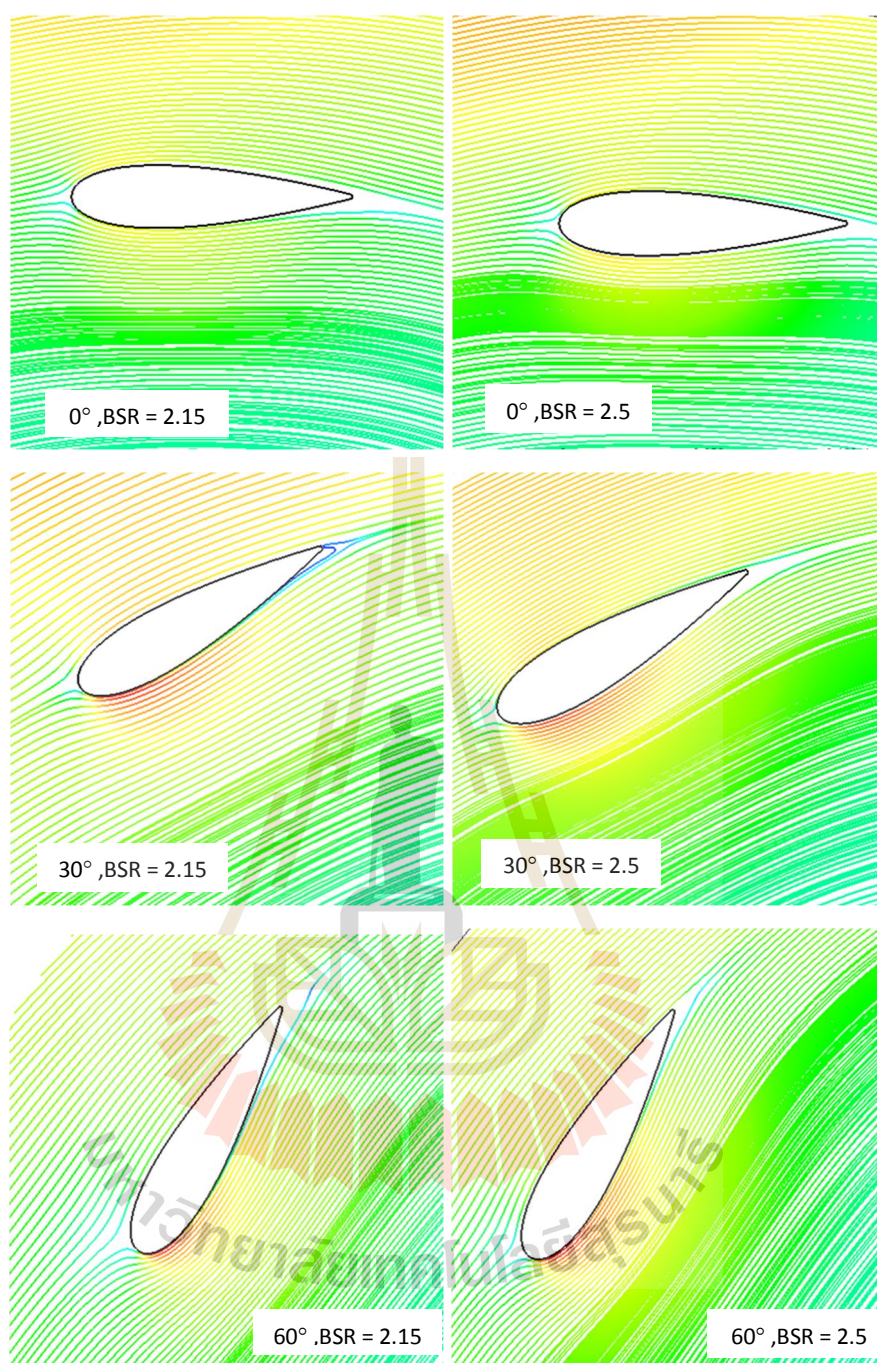
รูปที่ 5.13 แสดงผลเฉลยในรูปของสัมประสิทธิ์ แรงบิดของกังหันที่ BSR 2.15 และ 2.5 ซึ่งจะเห็นว่าค่าแรงบิดที่ได้ในขณะที่กังหันทำงานในช่วง BSR 2.15 นั้นมีค่าสูงกว่าที่ BSR 2.5 อย่างเห็นได้ชัดแต่ค่าต่ำสุดของแรงบิดที่ BSR=2.15 มีค่าต่ำกว่าที่ BSR = 2.5 เช่นกัน ทั้งนี้ พฤติกรรมดังกล่าวเป็นเพราะที่ BSR 2.5 นั้นมีการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะต่ำกว่าที่ BSR 2.15



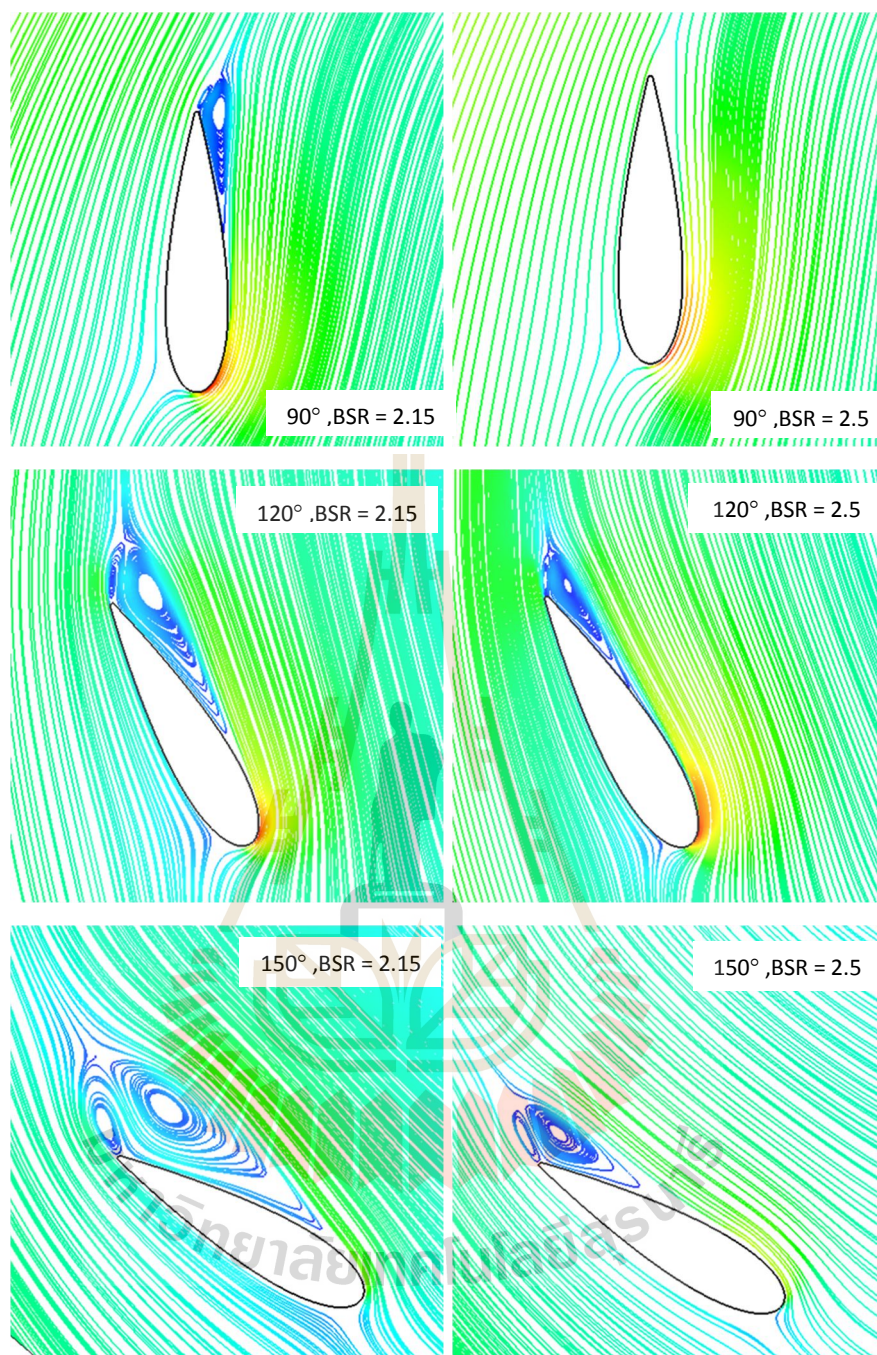
รูปที่ 5.13 ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดโรเตอร์ที่ BSR = 2.15 เทียบกับ BSR= 2.5

เมื่อพิจารณาเส้นแนวการไหล (streamline) รอบ ๆ ใบกังหันจากรูปที่ 5.14 ถึงรูปที่ 5.17 ที่ BSR 2.15 จะเห็นว่าในช่วงใบกังหันอยู่ในตำแหน่งมุมหัน (Azimuth angle) ประมาณ 0° ถึง 30° การไหลมีลักษณะชิดติดกับผิว ยังไม่เกิดการไหลแยก เมื่อใบกังหันเคลื่อนมาเกือบถึง 90° พบว่าเริ่มเกิด separation bubble ขึ้นที่ trailing edge ด้านในของแพนอากาศและก่อตัวเป็นเป็นวงกว้างขึ้นขยายมาด้านหน้าที่ leading edge จนกระทั่งเต็มความยาวคอร์ดที่ประมาณ 150° ลักษณะดังกล่าวเป็นลักษณะการรบกวนที่เรียกว่า trailing edge stall (George, McCullough and Gault, 1951) ซึ่งเมื่อ separation bubble ขยายตัวครอบคลุมมาถึง leading edge แรงยกจะลดลงอย่างต่อเนื่องแต่ไม่ลดลงแบบกระทันหันเหมือนการเกิด leading edge stall จากนั้นที่ประมาณ 210° vortex จะถูกปล่อยออกไป จากนั้นการไหลจะกลับมาชิดติดกับผิวเช่นเดิม ทั้งนี้สำหรับที่ BSR 2.5 เกิดลักษณะการไหลแยกที่คล้ายคลึงกันแต่มีความรุนแรงต่ำกว่า

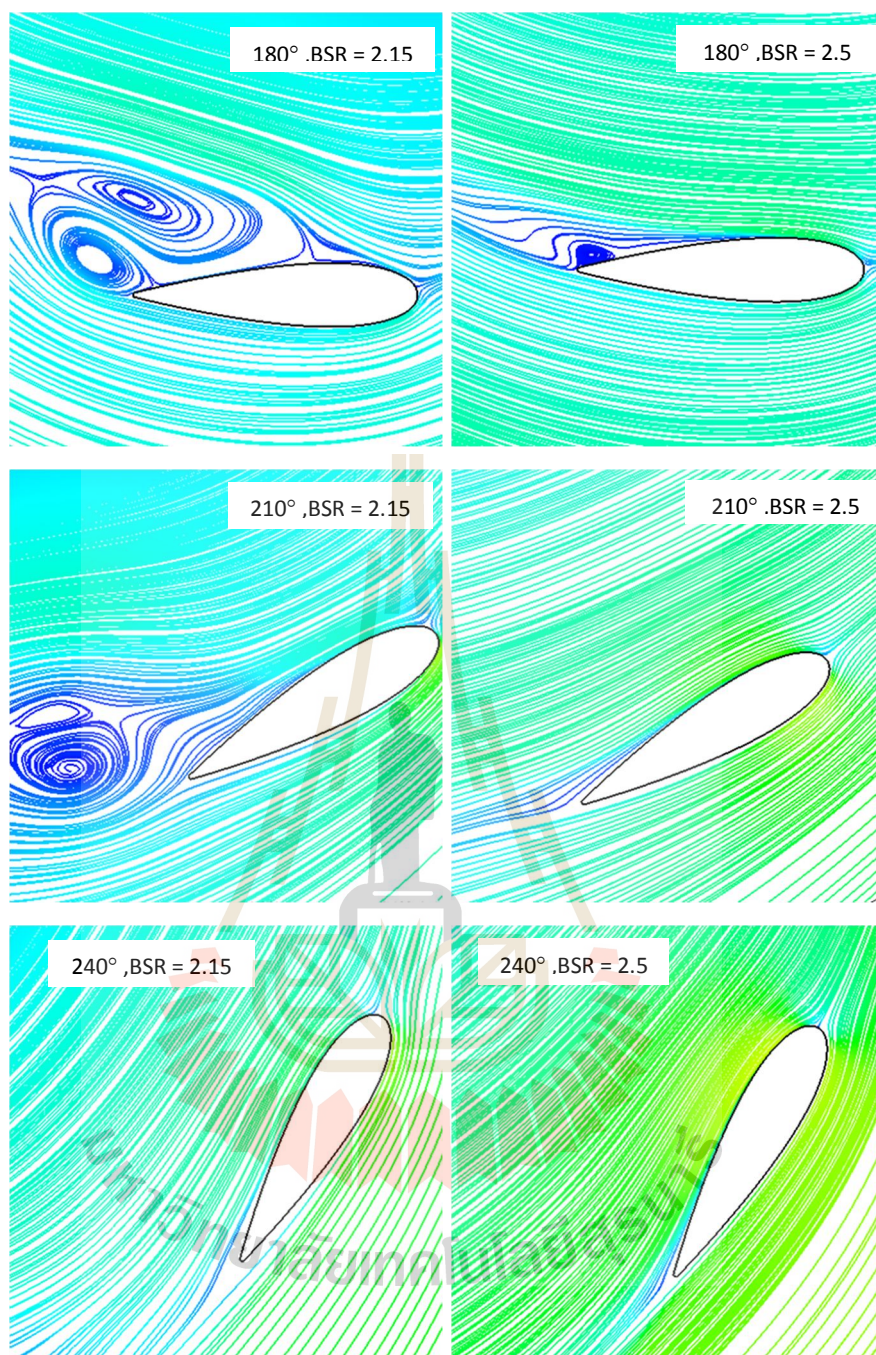




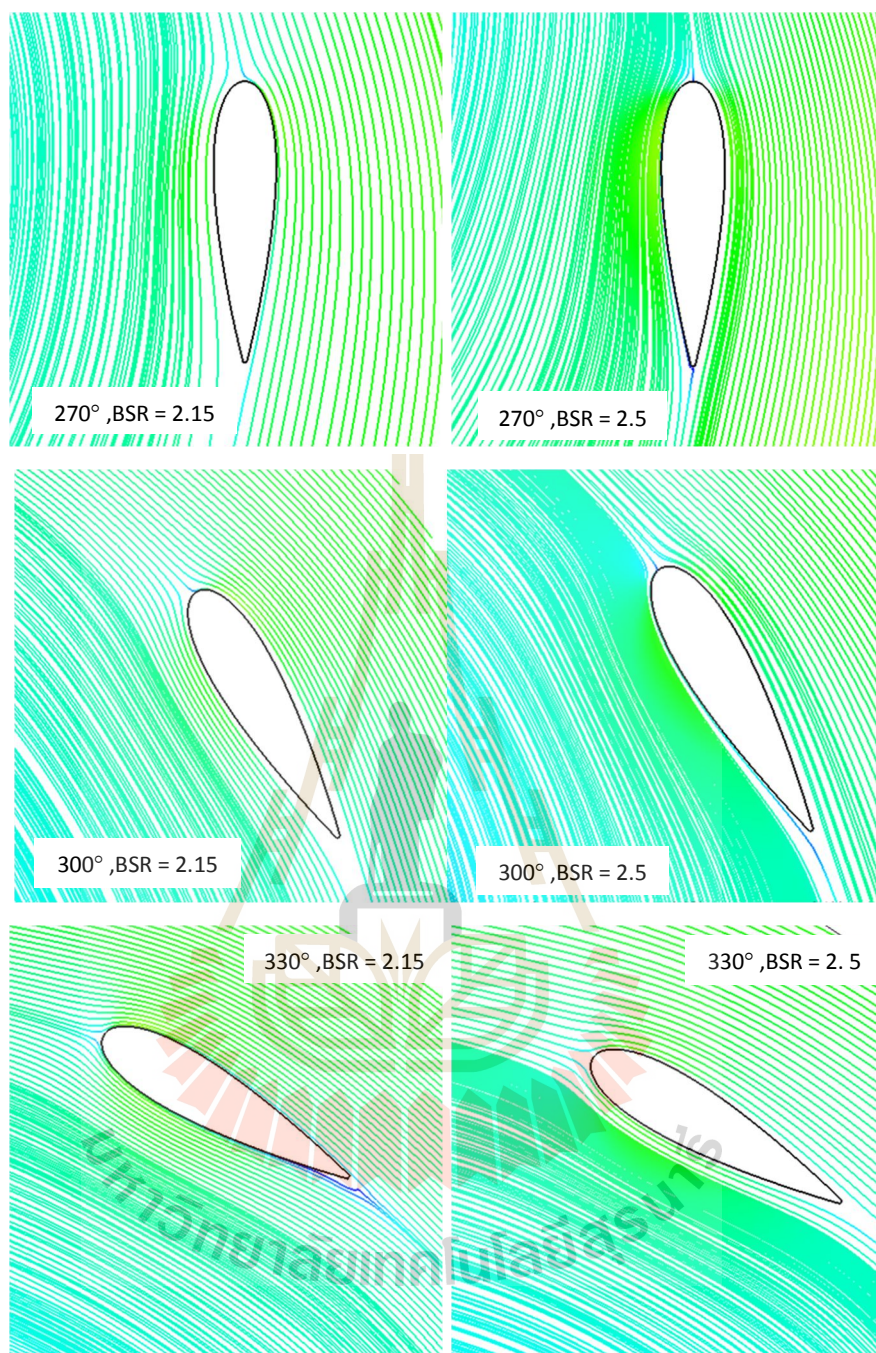
รูปที่ 5.14 เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 0° ถึง 60°



รูปที่ 5.15 เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 90° ถึง 150°

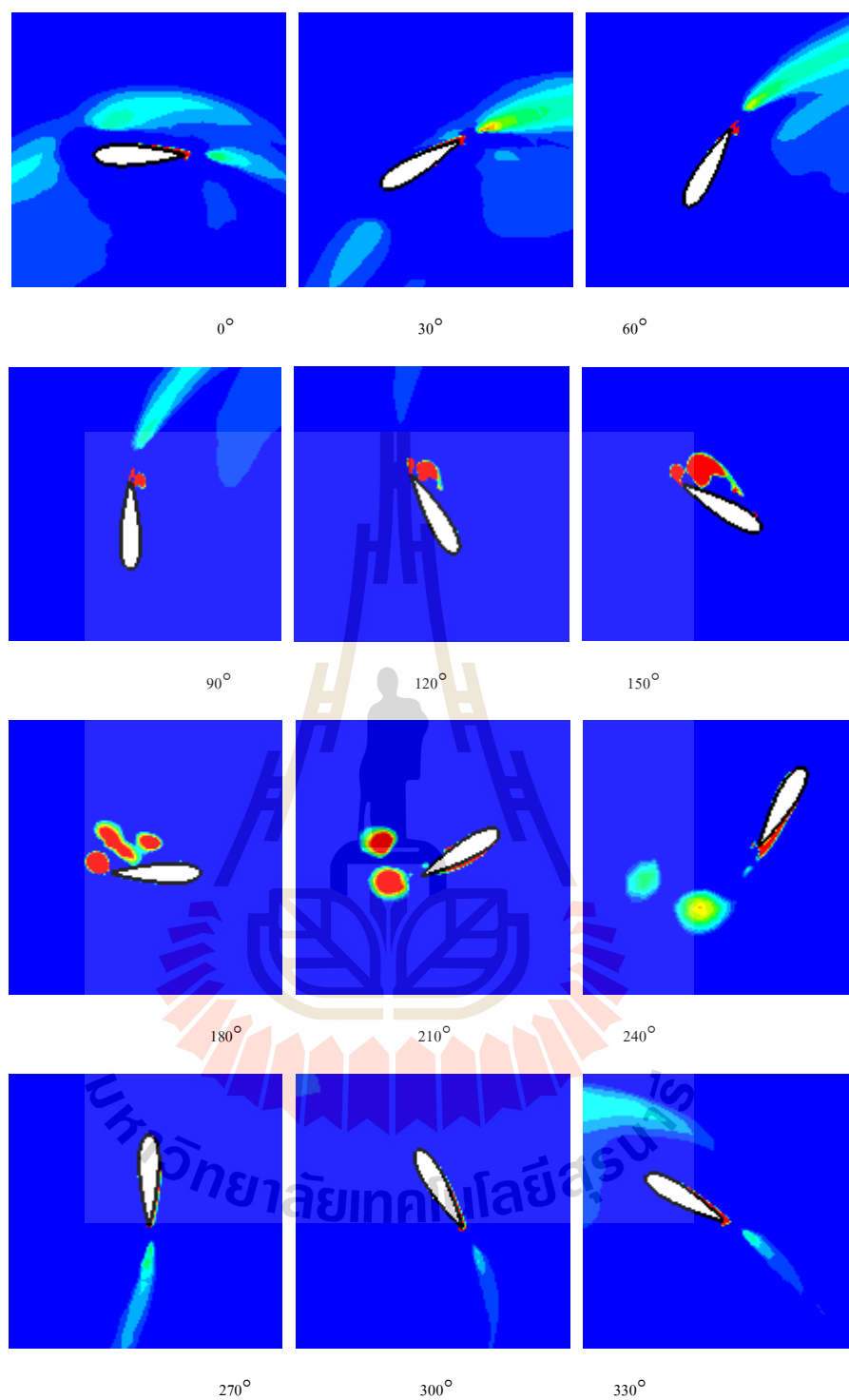


รูปที่ 5.16 เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่BSR 2.15 และ 2.5 ที่มุมหันจาก 180° ถึง 240°



รูปที่ 5.17 เส้นแนวการไหลบริเวณรอบผิวใบกังหัน ที่BSR 2.15 และ 2.5
ที่มุมหันจาก 270° ถึง 330°

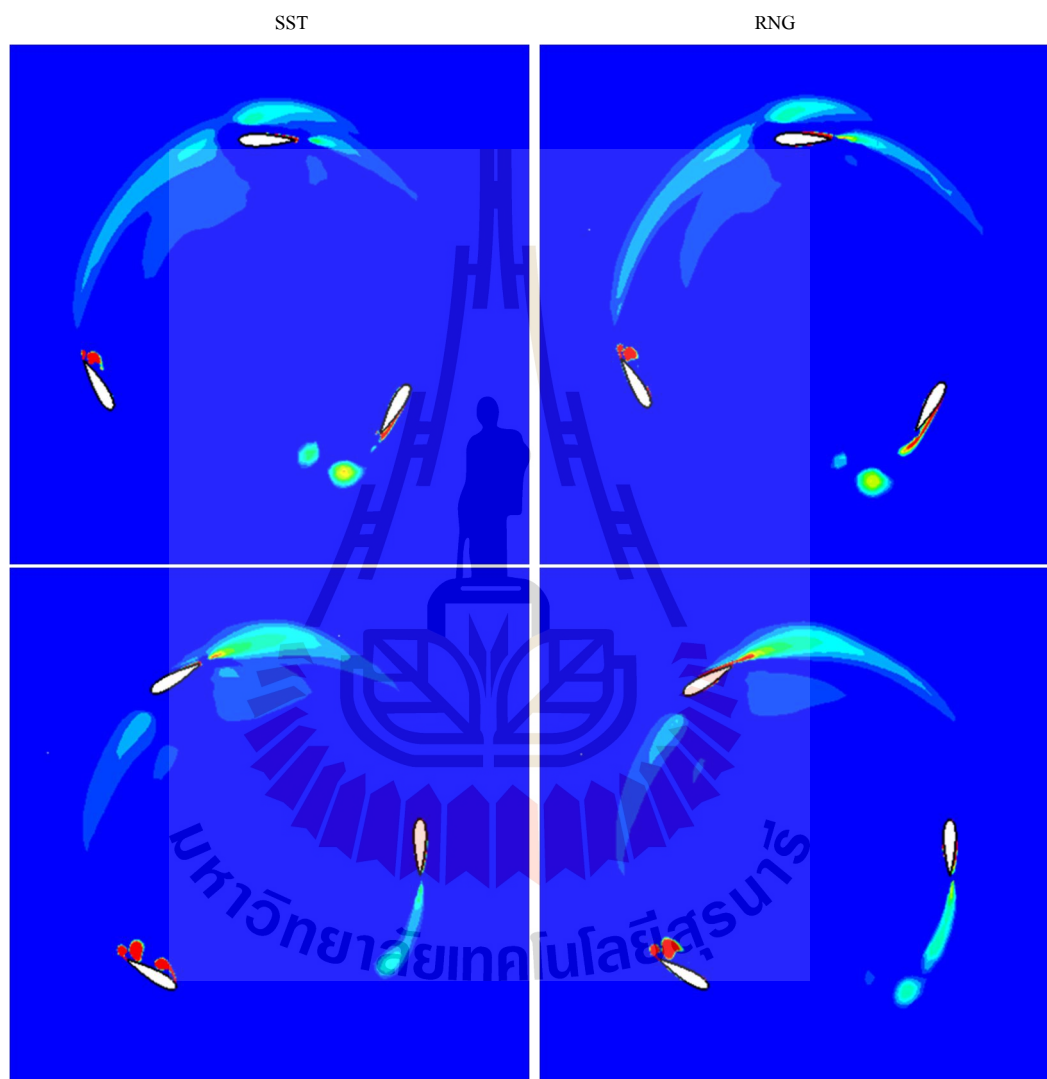
รูปที่ 5.18 แสดงการพลี้อควมวน (vorticity plot) ที่เกิดขึ้นบริเวณรอบ ๆ ใบกังหัน ซึ่งจะเห็นการ
ปล่อยควมวน (Vortex shedding) ได้ชัดเจนกว่าภาพเส้นแนวการไหล



รูปที่ 5.18 Vorticity plot รอบใบกังหัน ที่มุมหันจาก 0° ถึง 330°

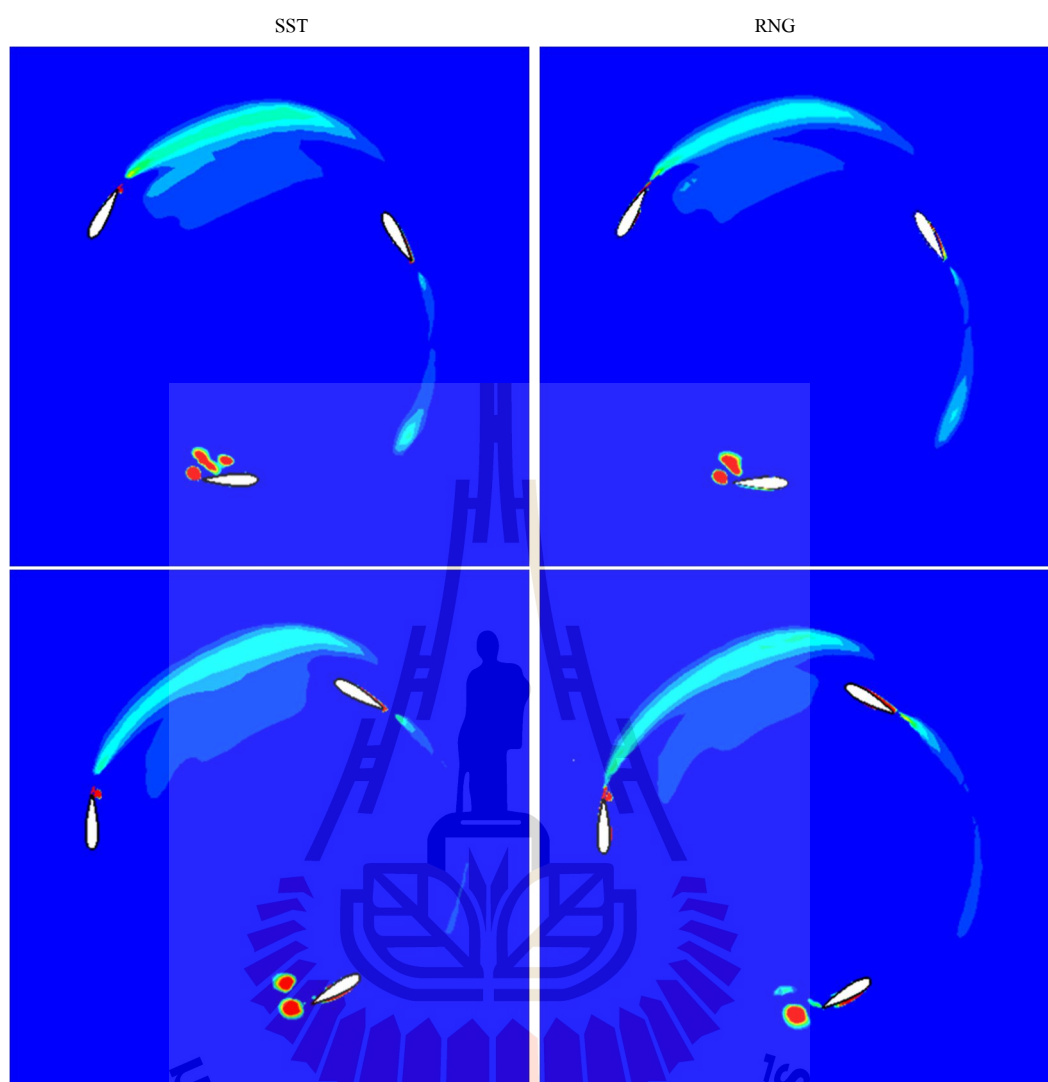
จะเห็นว่าความววนถูปลดปล่อยออกมาสองครั้งด้วยกันโดยครั้งแรกก่อตัวขึ้นที่ปลายด้านหลังของแพนอากาศจากด้านใน แล้วค่อยๆ เติบโตขึ้นและหลุดออกจากผิวของแพนอากาศเคลื่อนตัวผ่านมา

ด้านหลัง โดยการเกิดขึ้นตั้งแต่ต้นจนเสร็จสิ้นกระบวนการอยู่ในช่วงมุมหัน 30° ถึง 180° โดยประมาณ จากนั้นจะเกิดการไหลแยกที่ผิวด้านนอกของเพนอากาศและปล่อยความววนออกมาอีกครั้งในช่วง 210° ถึง 240° แต่เป็นขนาดเล็ก ๆ ซึ่งเห็นได้ไม่ชัดเจนมากเหมือนการปล่อยความววนในช่วงต้นลม



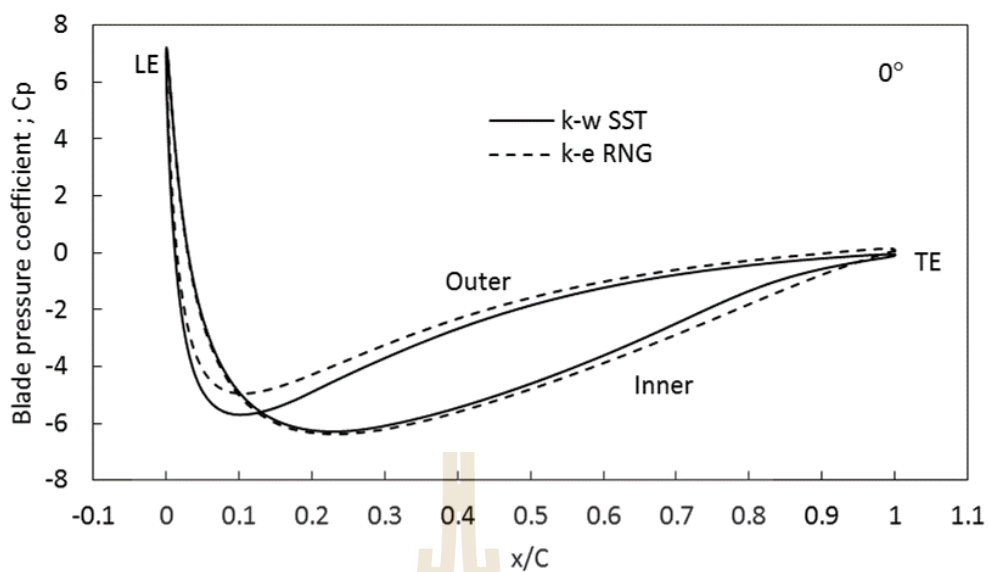
รูปที่ 5.19 Vorticity plot เปรียบเทียบ 2 แบบจำลองความปั่นป่วน ที่Azimuth angle 0° และ 30°

รูปที่ 5.19 และ 5.20 แสดง vorticity plot บริเวณรอบ ๆ โรเตอร์ เปรียบเทียบกัน 2 แบบจำลองความปั่นป่วนคือ RNG k- ϵ และ SST 2 eq. แบบจำลองทั้งสองให้ผลเฉลยในรูปของ vorticity plot ที่สอดคล้องกัน

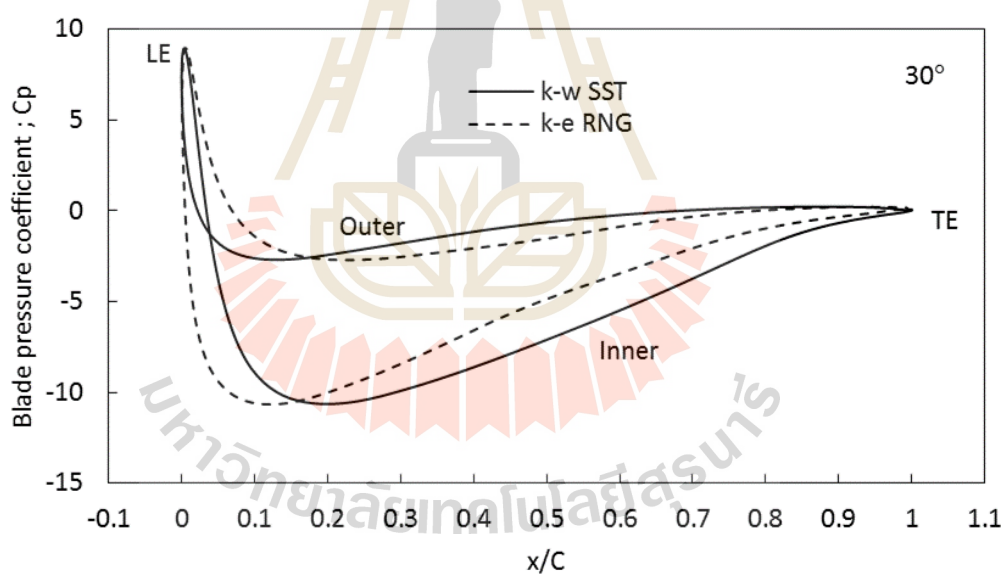


รูปที่ 5.20 Vorticity plot เปรียบเทียบ 2 แบบจำลองความปั่นป่วน ที่Azimuth angle 60° และ 90°

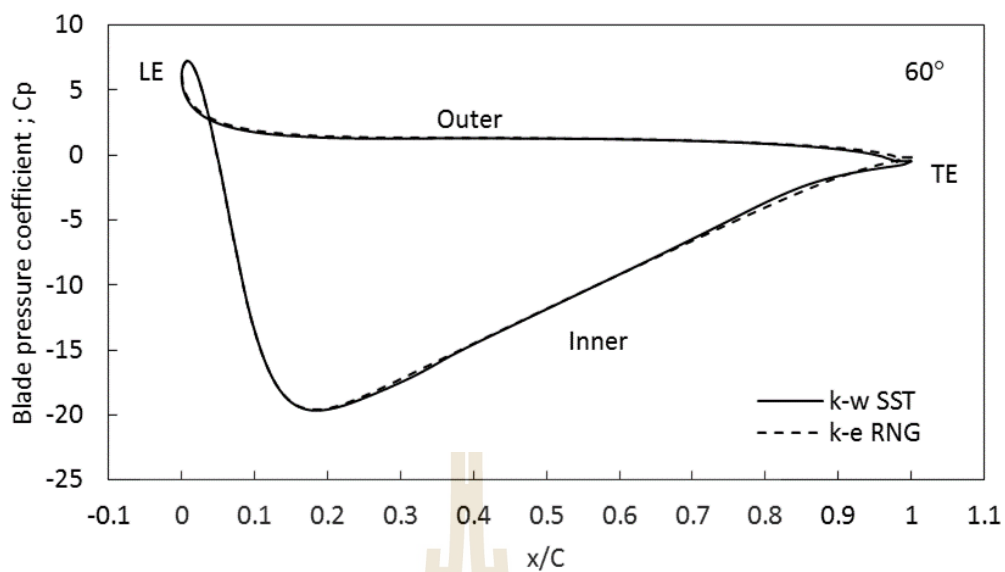
เมื่อพิจารณาสัมประสิทธิ์ การกระจายความดัน (pressure distribution) รอบใบกังหัน จะเห็นว่าทั้งสองแบบจำลองให้ค่าผลเฉลยสอดคล้องกันดี ยกเว้นในบางตำแหน่งของมุมหัน ที่มีการก่อตัวของ separation bubble บริเวณที่มีการปล่อยคลื่นวน (Vortex shedding) และการกลับมาเกาะติดผิวของการไหล เช่นที่มุมหันประมาณ 30° เป็นบริเวณที่เริ่มมีการก่อตัวของ separation bubble ถัดมาที่มุมหัน 150° - 180° ซึ่งเป็นบริเวณที่มีการปล่อยคลื่นวนและการกลับมาติดผิวของการไหลอีกครั้ง ซึ่งความแตกต่างที่เกิดขึ้นเป็นผลมาจากแบบจำลองทั้งสองมีพื้นฐานการคำนวณบริเวณชั้นจืดผิวที่แตกต่างกัน



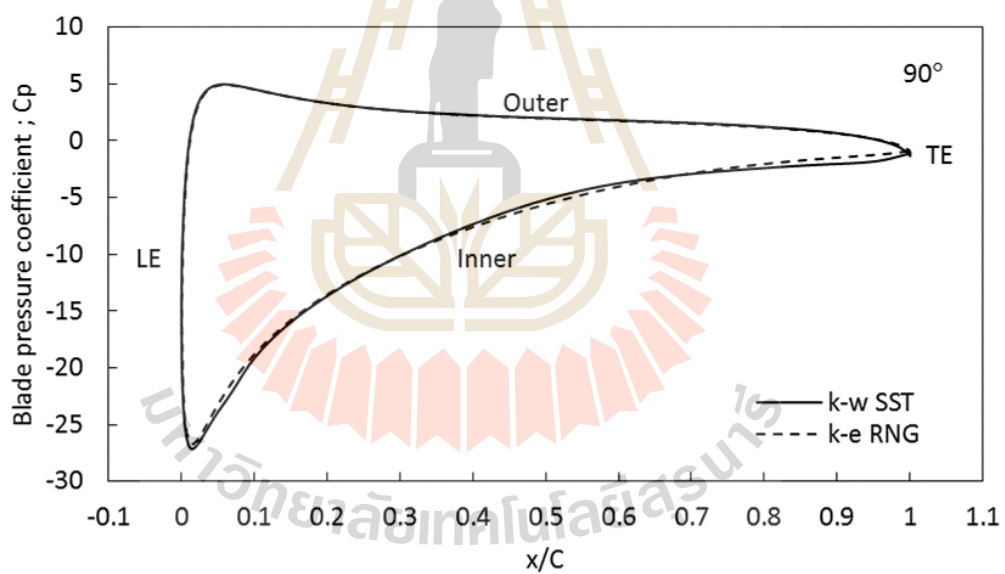
รูปที่ 5.21 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัว 0°



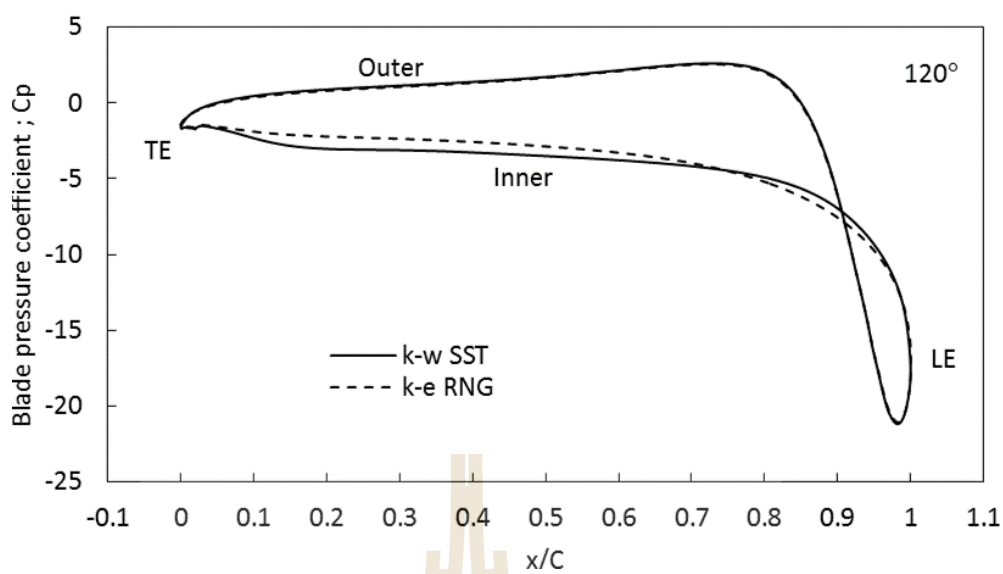
รูปที่ 5.22 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัว 30°



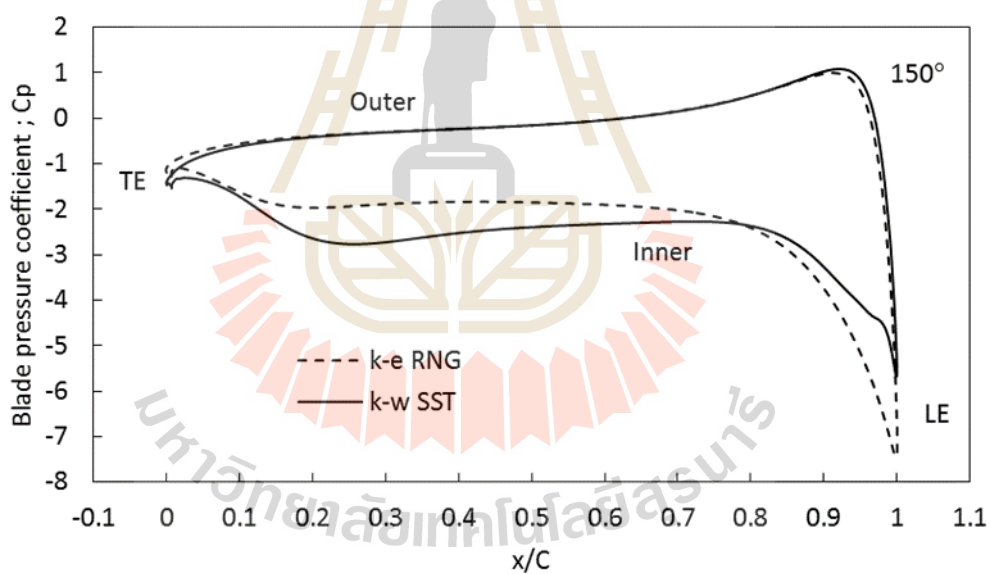
รูปที่ 5.23 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัว 60°



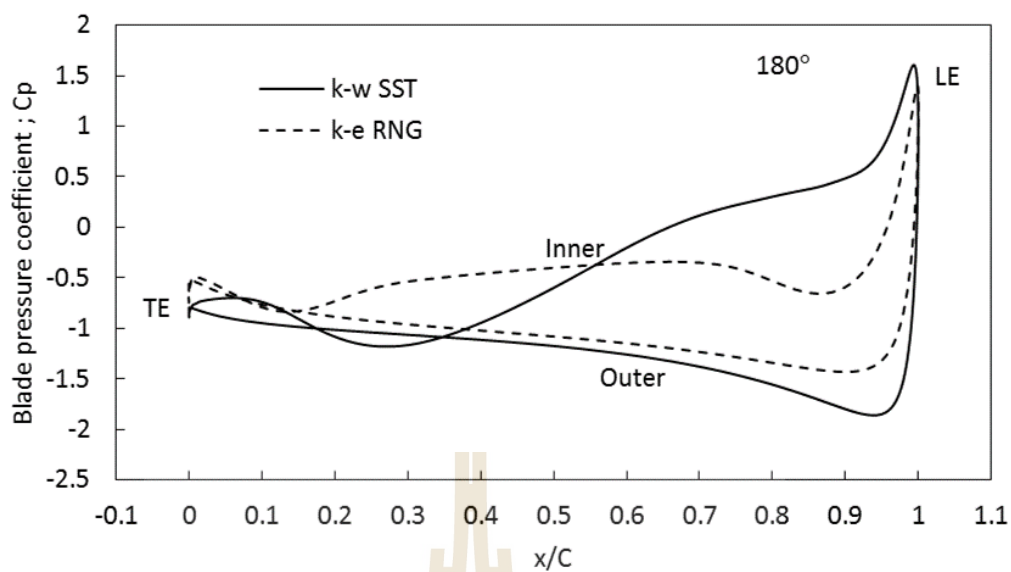
รูปที่ 5.24 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัว 90°



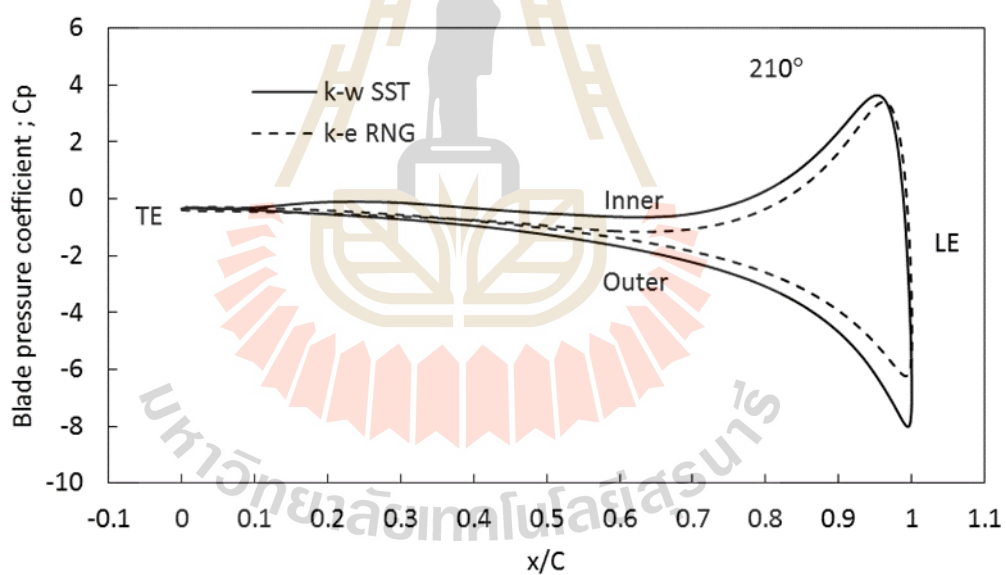
รูปที่ 5.25 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 20°



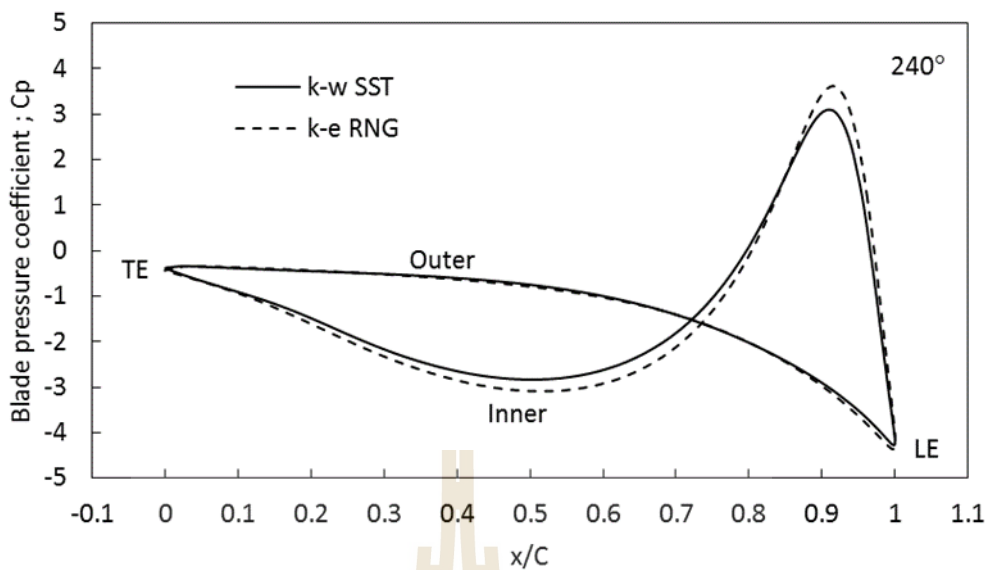
รูปที่ 5.26 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 50°



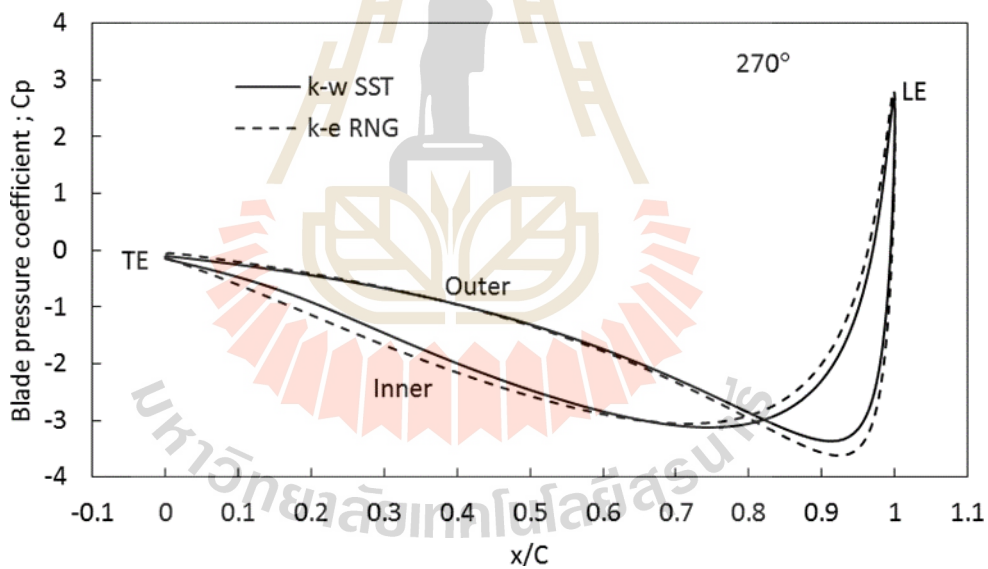
รูปที่ 5.27 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 80°



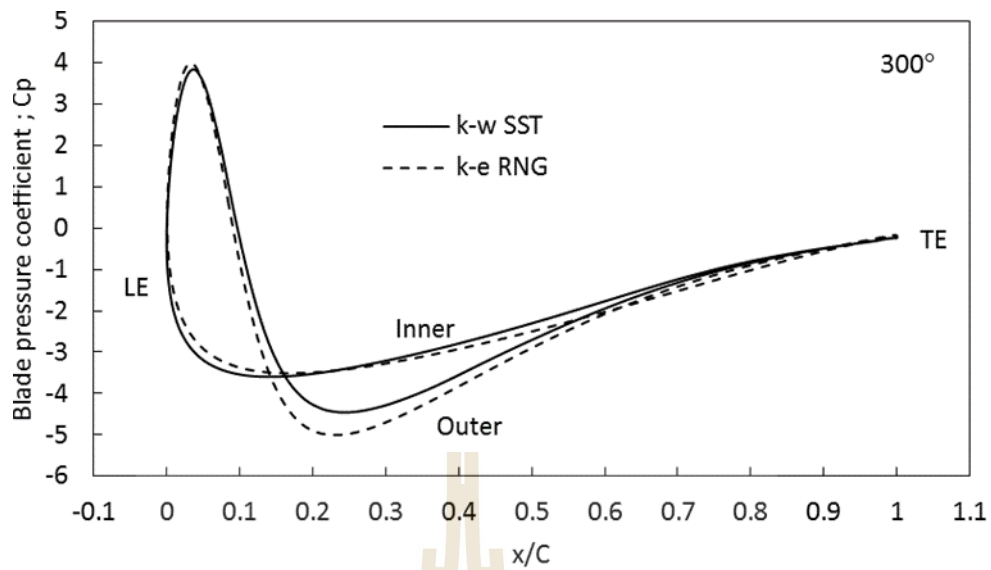
รูปที่ 5.28 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 110°



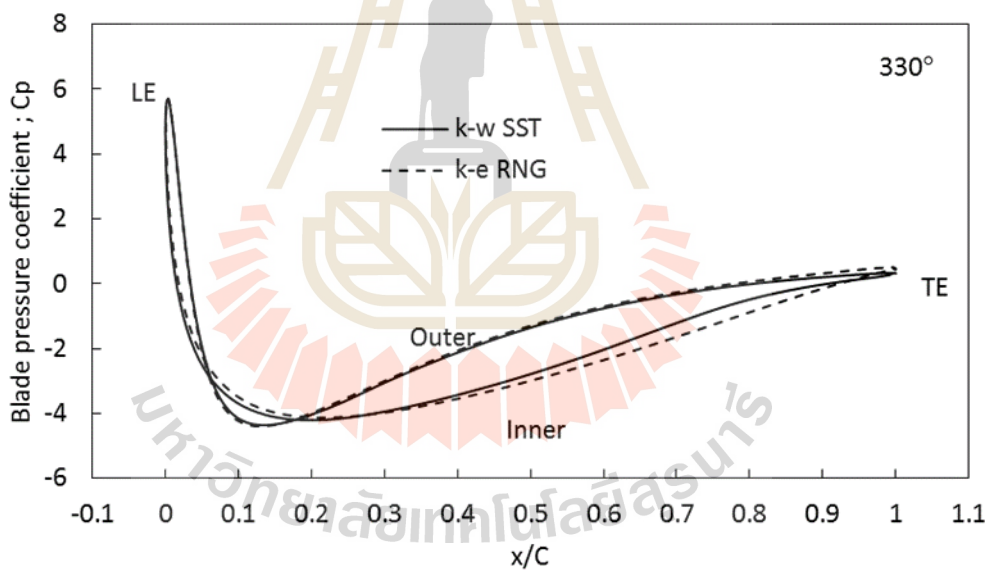
รูปที่ 5.29 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 240°



รูปที่ 5.30 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมหัน 270°



รูปที่ 5.31 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมเข้า 300°

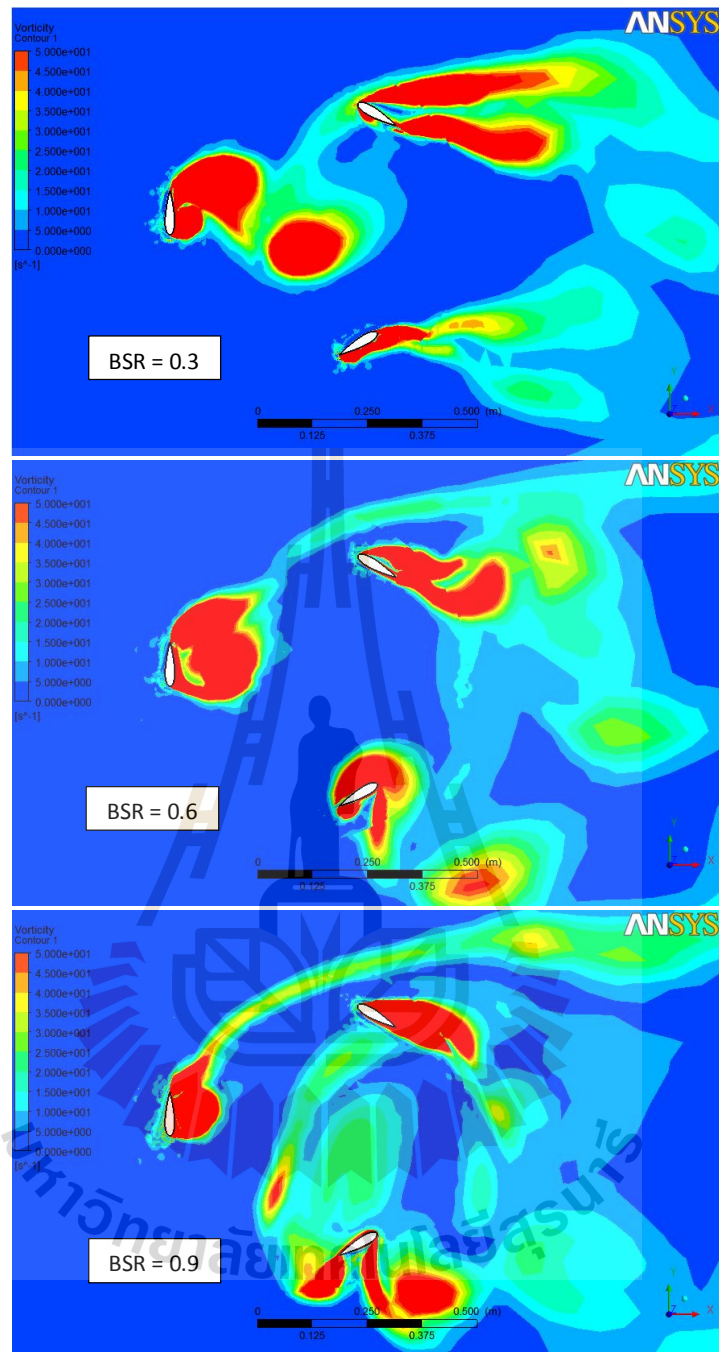


รูปที่ 5.32 สัมประสิทธิ์ การกระจายตัวของความดันรอบใบกังหัน ที่มุมเข้า 330°

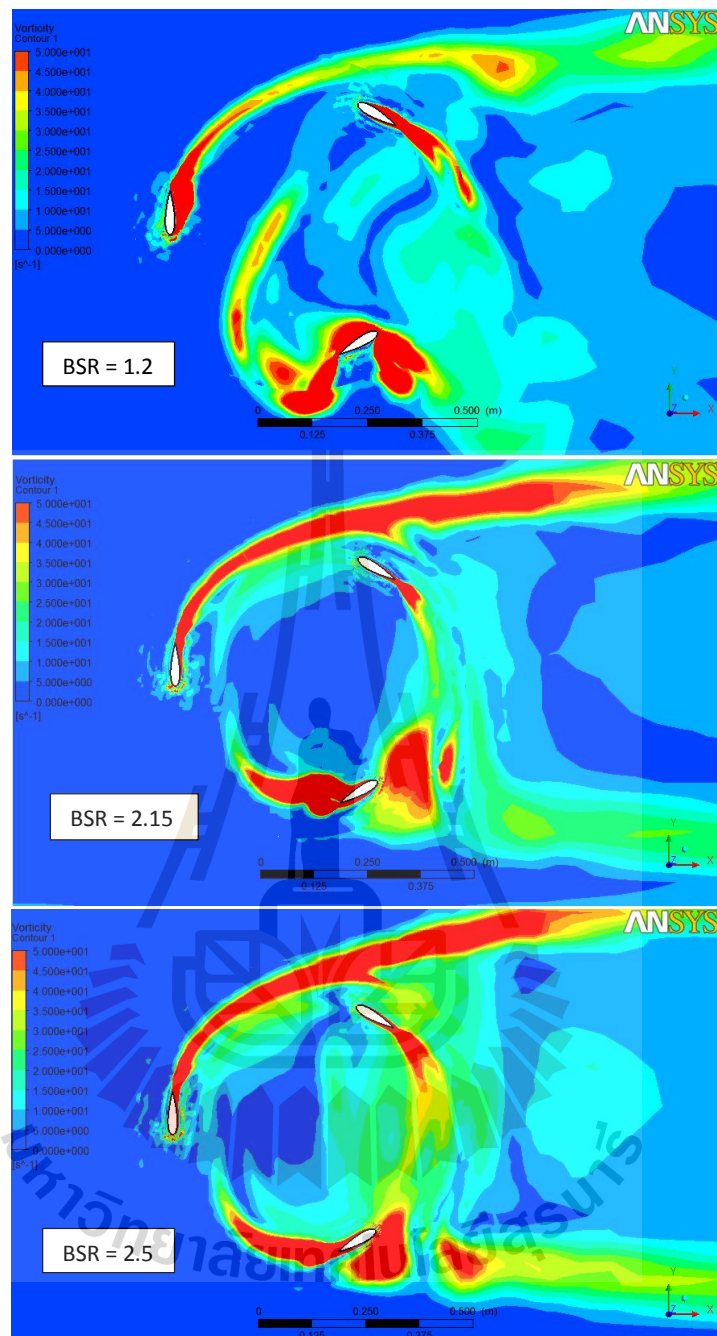
รูปที่ 5.33 และ 5.34 แสดงการพล็อตเส้นความวน (Vorticity contour) ซึ่งบ่งบอกถึงลักษณะการไหลของคลื่นวนท้าย (Wake) ที่ BSR ต่าง ๆ จากภาพแสดงให้เห็นว่า BSR มีผลต่อลักษณะความยาวของคลื่นวนท้ายอย่างเห็นได้ชัด สอดคล้องกับงานวิจัยของ Fujisawa และ Shibuya (2001) กล่าวคือที่ BSR ต่ำ ๆ คลื่นวนท้ายจะยาว และที่ BSR สูง ๆ คลื่นวนท้ายจะมีลักษณะเกาะกลุ่มสั้น ๆ จากนั้นจะถูกกระแสรไหลพาไปที่ด้านปลายลม โดยคลื่นวนท้ายมีลักษณะไม่สมมาตร นอกจากนี้พบว่าที่

BSR ต่ำ ๆ เช่น 0.3 0.6 และ 0.9 นั้นที่บริเวณมุมหันประมาณ $150^{\circ} - 210^{\circ}$ ลักษณะของความวนที่ถูกปล่อยออกมาจะไม่วิ่งตามท้ายใบกังหันแต่จะถูกกระแสการไหลพัดย้อนกลับไปทางด้าน leading edge ซึ่งแตกต่างจากที่ BSR 1.2 2.15 และ 2.5 ที่วอร์เท็กซ์หรือความวนที่ถูกปล่อยออกมานั้นจะหลุดออกมาจากทาง trailing edge และเคลื่อนตัวตามหลัง trailing edge ไปตามกระแสการไหล ลักษณะเช่นนี้เกิดขึ้นเพราะความเร็วของลมในย่าน BSR ต่ำ ๆ นั้นมีค่าสูงเมื่อเทียบกับความเร็วเชิงเส้นของใบกังหัน ทั้งนี้ สภาวะดังกล่าวเป็นต้นเหตุให้ใบกังหันสูญเสียแรงยกและส่งผลกระทบต่อแรงบิดทำให้มีค่าแรงบิดต่ำ สัมพันธ์กับค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดและสัมประสิทธิ์ กำลังที่คำนวณได้แสดงในภาพที่ 5.35 และ 5.36



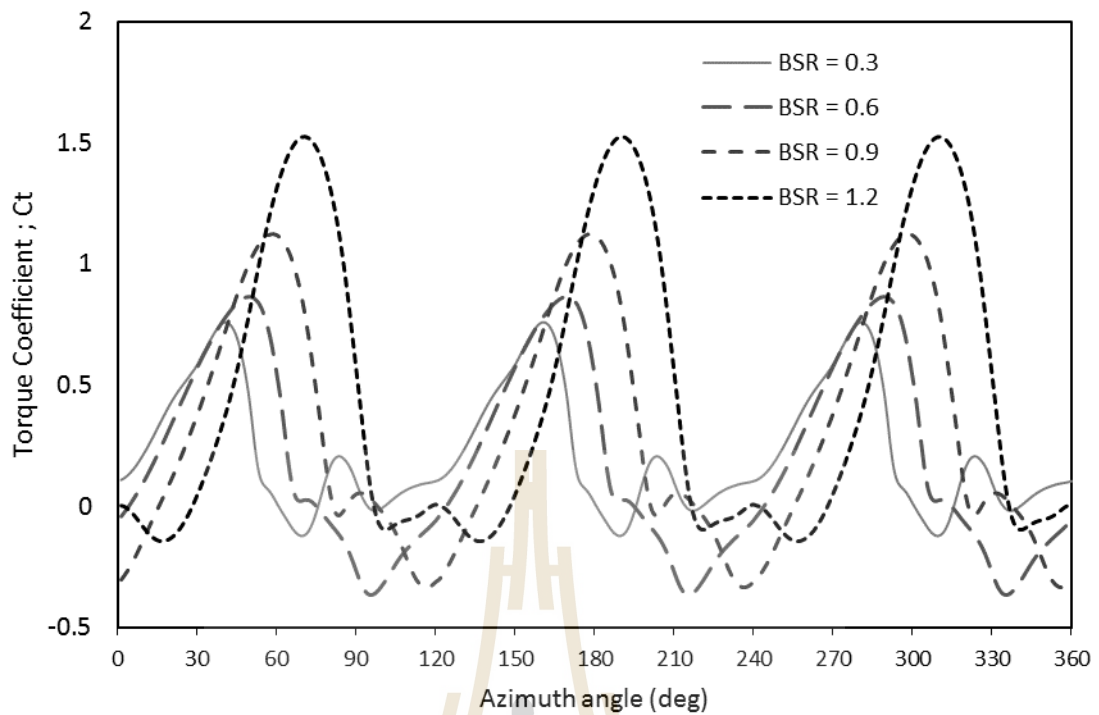


รูปที่ 5.33 Vorticity plot ที่ BSR 0.3 0.6 และ 0.9

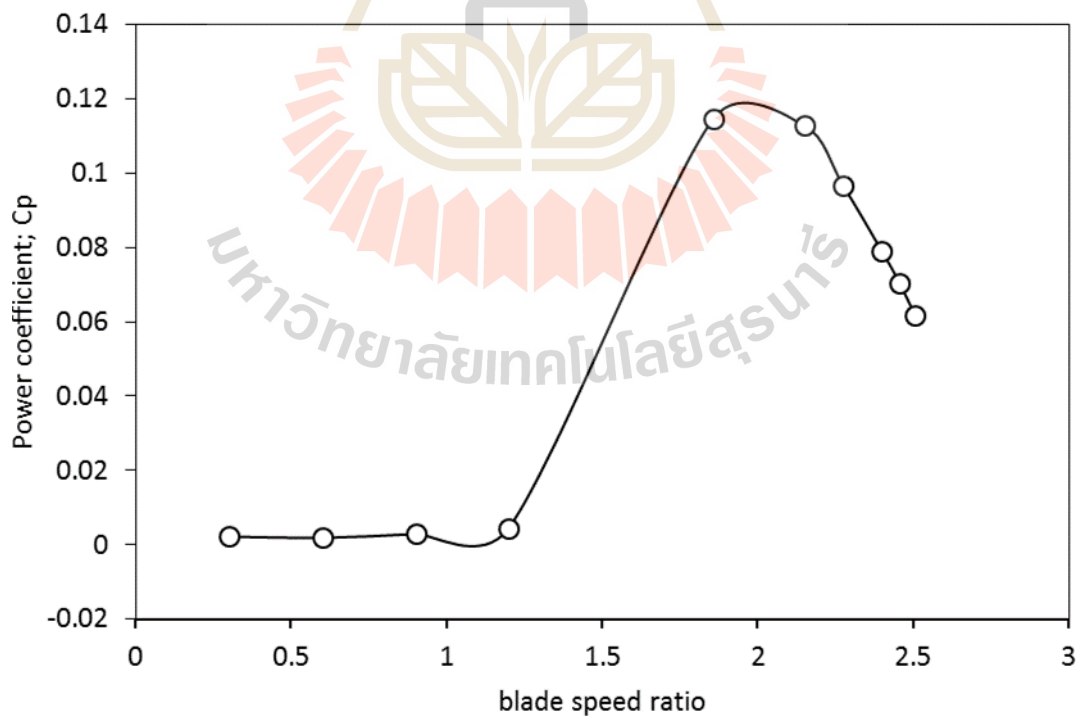


รูปที่ 5.34 Vorticity plot ที่ BSR 1.2 2.15 และ 2.5

เมื่อพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดที่ BSR ต่ำ ๆ คือที่ 0.3 0.6 0.9 และ 1.2 แสดงให้เห็นว่าจุดสูงสุดของแรงบิดมีการเลื่อนไปตาม BSR ที่สูงขึ้นตลอดจนมีความราบเรียบในช่วงที่องศาเพิ่มขึ้น นอกจากนี้ ค่าสูงสุดของสัมประสิทธิ์ แรงบิดก็ยิ่งสูงขึ้นด้วย แต่เมื่อพิจารณาจากสัมประสิทธิ์ กำลังแล้วพบว่ามีความต่ำ มาก ซึ่งแรงบิดและสัมประสิทธิ์ กำลังที่มีค่าต่ำดังกล่าวมีค่าเข้าใกล้ศูนย์และเป็นสาเหตุให้กังหันไม่สามารถเริ่มต้นหมุนได้



รูปที่ 5.35 ค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดที่BSR ต่ำๆ



รูปที่ 5.35 สัมประสิทธิ์ กำลังจากการคำนวณตลอดย่านการทำงานของกังหัน โดยใช้แบบจำลองที่แม่นยำที่สุด

5.5 สรุป

ผลการจำลองในสองมิติชี้ให้เห็นว่าแบบจำลองความปั่นป่วนมีผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดที่คำนวณได้อย่างมีนัยสำคัญ โดยทุกBSR ที่ทำการเปรียบเทียบกับผลการทดลอง แบบจำลอง Transition SST k- ω ให้ค่าผลเฉลี่ยที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากที่สุด ในกรณีค่าความเร็วยอดทอน 2.5 ในส่วนที่ BSR ขึ้นคือ 5.1 และ 7.6 ซึ่งไม่เกิดการรบกวนพลวัต ทุกแบบจำลองให้ผลการทำนายที่ใกล้เคียงกันและสอดคล้องกับผลการทดลองเป็นอย่างดี

อย่างไรก็ตาม เมื่อทำการจำลองการไหลในสามมิติ พบว่ากรณีที่ความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio; BSR) มีค่าต่ำซึ่งเกิดพฤติกรรมปัดว้าง แบบจำลองSST k- ω ให้ผลเฉลี่ยที่มีความแม่นยำกว่า Transition SST k- ω ซึ่งอาจเกิดเนื่องจากในย่าน BSR ดังกล่าวเป็นย่านที่มีความเร็วลมสูงเมื่อเทียบกับความเร็วเชิงเส้นของกังหัน ดังนั้นจึงเกิดการไหลแยกที่ค่อนข้างรุนแรง แบบจำลองSST k- ω เป็นแบบจำลองที่ใช้การผสมแบบจำลองk- ω และ k- ϵ เข้าด้วยกัน โดยในชั้นชดผิวจะใช้แบบจำลอง k- ω ซึ่งถูกออกแบบมาสำหรับการคำนวณ Turbulent Boundary layer โดยไม่ได้จำลองการเกิด Transition เข้าไป ส่วนแบบจำลองTransition SST มีการจำลองสมการ Transition เพิ่มเข้าไปอีกสองสมการซึ่งอาจไม่เหมาะสมในการคำนวณการไหลในย่านBSR ดังกล่าว แต่คำนวณได้ดีกว่าในช่วง BSR สูง ๆ ซึ่งเป็นช่วงที่ความเร็วลมต่ำและมีโอกาสการเกิด Transition ได้มากกว่านั่นเอง สรุปได้ว่าไม่มีแบบจำลองความปั่นป่วนใดที่สามารถให้ความแม่นยำของผลเฉลี่ยได้ครอบคลุมทุกย่านการทำงานของกังหัน หากแต่ผู้ใช้จะต้องเลือกใช้แบบจำลองที่เหมาะสมในย่านการทำงานนั้น เพื่อให้ได้มาซึ่งผลเฉลี่ยที่มีความแม่นยำ

5.6 รายการอ้างอิง

- Almohamadi, K.M., Ingham, D.B., Pourkashanian, L.Ma.M. (2015). **Modeling Dynamic stall of a straight blade vertical axis wind turbine**, Journal of Fluids and Structures, 57(2015): 144-158.
- Chowdhury, A.M., Akimoto, H. and Hara, Y. (2015). **Comparative CFD analysis of vertical axis wind turbine in upright and tilted configuration**, Renewable Energy, 85(2016): 327-337.
- Howel, R., Qin, N., Edwards, J. and Durrani, N. (2010) **Wind tunnel and numerical study of a small vertical axis wind turbine**. Renewable Energy 35(2010): 412-422.

- Johnson, D. A., & King, L. S. (1984, January). **A new turbulence closure model for boundary layer flows with strong adverse pressure gradients and separation.** AIAA, Aerospace Sciences Meeting (Vol. 1).
- Jones, W. P., & Launder, B. (1972). **The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence.** International journal of heat and mass transfer. 15(2): 301-314.
- Menter, F. R. (1993). **Zonal two equation k-turbulence models for aerodynamic flows.** AIAA paper. 2906, 1993.
- Menter, F. R. (1994). **Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications.** AIAA journal. 32(8): 1598-1605.
- Menter, F. R., Kuntz, M., & Langtry, R. (2003). **Ten years of industrial experience with the SST turbulence model.** Turbulence, heat and mass transfer. 4(1).
- Menter, F.R., Langtry, R.B., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., and Volker, S. (2004) **A Correlation Based Transition Model Using Local Variables Part 1- Model Formulation.** (ASME-GT2004-53452).
- Nobile, R., Vahdati, M., Barlow, J. F., & Mewburn-Crook, A. (2014). **Unsteady flow simulation of a vertical axis augmented wind turbine: a two-dimensional study.** Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 125: 168-179.
- Orszag, S. A., Yakhot, V., Flannery, W. S., Boysan, F., Choudhury, D., Maruzewski, J., & Patel, B. (1993). **Renormalization group modeling and turbulence simulations.** Near-wall turbulent flows. 1031-1046.
- Wilcox, C. D. (1993). **Turbulent modelling for CFD.** DCW Industries Inc., California.
- Wilcox, D. C. (1998). **Turbulence modeling for CFD** (Vol. 2, pp. 103-217). La Canada, CA: DCW industries.
- Wilcox, D.C. 1998. **Turbulence Modeling for CFD.** DCW Industries, Inc., La Canada, CA.

บทที่ 6

การศึกษาศักยภาพการเริ่มต้นหมุนและประสิทธิภาพ ของกังหันใบเดี่ยวบิดเกลียว 360°

6.1 บทคัดย่อ

วัตถุประสงค์ของงานวิจัยในบทนี้คือการออกแบบพัฒนาต้นแบบกังหันลมแกนตั้ง โดยใช้ใบพัดชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360° และทำการศึกษาศักยภาพการเริ่มต้นหมุนของกังหันดังกล่าว ซึ่งการออกแบบได้ออกแบบโดยอาศัยทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์อย่างง่าย ซึ่งเชื่อว่าจะสามารถสร้างนวัตกรรมได้หลายประการเช่น การเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตัวเอง ความนุ่มนวล และประสิทธิภาพที่สูง ทั้งนี้ได้ทำการทดลองกังหันขนาดเล็กจำนวน 4 ชุด และทำการจำลองการไหลผ่านกังหันลมด้วยคอมพิวเตอร์โดยใช้โปรแกรมช่วยวิเคราะห์การไหลสามมิติ Fluent12 โดยใช้กริดแบบไร้โครงสร้างร่วมกับเทคนิคกริดเลื่อน ผลการทดลองและการคำนวณแสดงให้เห็นว่ากังหันสามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเองแต่ไม่สามารถเร่งตัวเองไปสู่ย่านทำงานได้ นอกจากนี้ยังพบว่าประสิทธิภาพของกังหันต่ำมาก ซึ่งบ่งชี้ว่าใบกังหันดังกล่าวไม่น่าเหมาะสมต่อการพัฒนาเชิงพาณิชย์

คำสำคัญ: การเริ่มต้นหมุนของกังหันแกนตั้ง กังหันใบบิดเกลียว Helix VAWT

6.2 บทนำ

ปัจจุบันนี้ กังหันลมแกนตั้ง ยังมีปริมาณการใช้น้อยกว่ากังหันลมแกนนอน แต่มีแนวโน้มว่าจะมีการใช้มากขึ้นในอนาคต โดยเฉพาะในกังหันลมขนาดใหญ่ กังหันลมแกนตั้งมีข้อดีกว่ากังหันลมแกนนอนในบางประเด็นเช่น 1) การรับลมได้ทุกทิศโดยไม่ต้องมีการหัน ทำให้ไม่ต้องมีแพนหางเพื่อหันกังหันเข้าหาลม 2) ความง่ายของใบกังหันที่ไม่ต้องมีการบิดใบ และ 3) ความเสถียรของโครงสร้าง ส่วนข้อดีน้อยกว่ากังหันลมแกนนอนคือ ประสิทธิภาพที่ต่ำกว่าเล็กน้อย ความไม่สามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเอง และความไม่คงที่ของแรงบิดในวงรอบของการหมุน หากสามารถลดข้อดีเหล่านี้ลงไปได้ กังหันลมแกนตั้งอาจเป็นกังหันตัวเลือกที่สำคัญต่อไปก็เป็นได้ โดยเฉพาะในกังหันลมขนาดใหญ่

กังหันลมแกนตั้งมีปัญหาหลัก 2 ประการ คือค่าแรงบิดที่ได้ไม่สม่ำเสมอในขณะที่หมุนรอบแกน อีกประการหนึ่งคือธรรมชาติของกังหันแกนตั้งที่ไม่สามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตัวเองได้

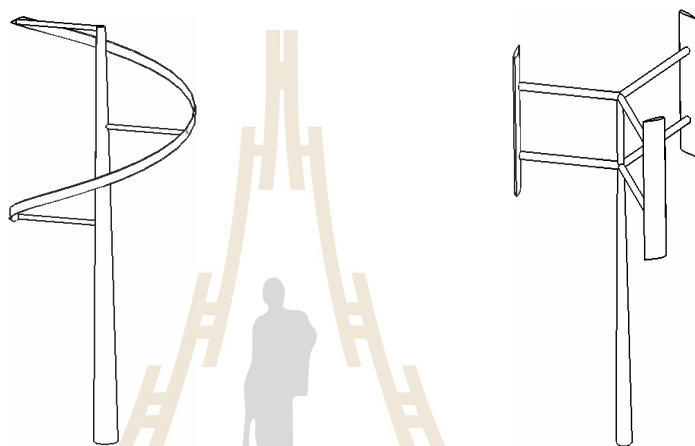
“การเริ่มต้นหมุนด้วยตนเอง” (Self-starting)” หมายถึงการเริ่มต้นหมุนของกังหันจากหยุดนิ่งจนสามารถสกัดพลังงานจากลมได้ (Ebert และ Wood, 1997 และ Kirke, 2005) นอกจากนี้ Lunt (2005) กำหนดว่าหมายถึงการที่กังหันสามารถเร่งตัวเองจากสภาพหยุดนิ่งจนกระทั่งค่าความเร็วยอดทอนของกังหัน (Blade Speed Ratio; BSR) มีค่าเท่ากับ 1

ความสามารถในการเริ่มต้นหมุนด้วยตนเองของกังหันแกนตั้งแบบใบตรงนี้ มีความชัดเจนว่าค่อนข้างต่ำ โดยเฉพาะกังหันลมที่มีค่าความตัน (Solidity) ต่ำ (Kentfield, 1978). โดยความตัน หมายถึงอัตราส่วนพื้นที่ของใบกังหัน (plan-form area) ต่อพื้นที่การกวาดของกังหัน (swept area or frontal area) ซึ่งวิธีแก้ไข โดยการเพิ่มค่าความตันของกังหันอาจช่วยให้กังหันแกนตั้งมีความสามารถในการเริ่มหมุนด้วยตัวเองดีขึ้น (Mays and Musgrove, 1979). แต่วิธีนี้ เป็นการเพิ่มน้ำหนักและต้นทุนของกังหันขึ้นตามไปด้วย สำหรับกรณีที่กังหันแกนตั้งถูกต่อเชื่อมต่อกับกริด (Grid) หรือมีแหล่งให้พลังงานช่วยเช่นเครื่องยนต์อาจแก้ไขปัญหาดังกล่าวด้วยการใช้พลังงานจากกริดหรือเครื่องยนต์ดีเซลนั้น ๆ ร่วมกับการใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบเหนี่ยวนำ (Induction generator) ซึ่งสามารถเปลี่ยนเป็นมอเตอร์เพื่อช่วยขับเคลื่อนให้เริ่มหมุนในตอนต้นได้

ปัญหาการไม่เริ่มหมุนของกังหันแกนตั้งมีความสำคัญในกรณีที่เป็นกังหันแกนตั้งขนาดเล็กที่ถูกติดตั้งใช้งานในชนบทที่ห่างไกล ทั้งนี้เนื่องจากการใช้ไฟฟ้าหรือพลังงานอย่างอื่นมาช่วยหมุนกังหันในช่วงเริ่มต้นทำได้ลำบาก นักวิจัยจำนวนมากจึงพยายามแก้ปัญหาดังกล่าวด้วยวิธีที่แตกต่างกันออกไป เช่น การใช้ใบกังหันแบบปรับมุมได้ (Variable pitch blade) (Kirke, 2005, Baker 1983, Cooper, 2004) แต่วิธีนี้ไม่เป็นที่นิยมเนื่องจากกลไกที่ยุงยากซับซ้อนทำให้เพิ่มต้นทุนในการผลิตมากขึ้น อีกวิธีหนึ่งคือการผนวกกังหันแบบ Darrieus กับ Savonius เข้าด้วยกัน (Wakui, 2005 และ Gupta, 2006) วิธีนี้ทำให้กังหันเริ่มหมุนได้ แต่ประสิทธิภาพลดลงเป็นอย่างมาก รวมถึงจุดทำงานของกังหันต่ำมาก ไม่เหมาะกับการนำไปใช้ในการผลิตกระแสไฟฟ้า อย่างไรก็ตาม ในปี ค.ศ. 1995 Gorlov วิศวกรชาวอเมริกา ได้ออกแบบกังหันน้ำแบบใบพัดเกลียวในแนวอนซึ่งพบว่ากังหันสามารถเริ่มหมุนได้เอง และให้แรงบิดที่ราบเรียบ จากนั้นในปี ค.ศ. 2004 Van Bussel และคณะ ได้ออกแบบกังหันลมขนาดเล็กแบบ 3 ใบที่มีลักษณะคล้ายคลึงกันคือมีใบที่บิดเกลียว กังหันดังกล่าวสามารถเริ่มหมุนได้ อย่างไรก็ตามสาเหตุที่กังหันสามารถเริ่มหมุนได้ด้วยตนเองของกังหันใบบิดเกลียวยังไม่มีการศึกษาที่แน่ชัด

ใบกังหันลมแกนตั้งอาจมีได้หลากหลายรูปแบบเช่น แบบเครื่องดีไซ์ ซึ่งมีใบโค้งสองใบ บิบบเข้ามบรรจบกันที่แกนเพลลา หรือ แบบใบตรงซึ่งต้องการแกนใบเพื่อยึดใบเข้ากับแกนเพลลา ปัญหาการไม่สามารถเริ่มหมุนได้ด้วยตนเองเป็นปัญหาที่สืบเนื่องมาจากการเกิดมุมอับที่ทำให้แรงบิดหมุนมีค่าเท่ากับแรงบิดต้าน จนไม่ก่อเกิดแรงบิดสุทธิในขณะหยุดนิ่งหรือที่ความเร็วรอบต่ำ ดังนั้นจึงต้องการกลไกหรือวิธีการพิเศษในการเริ่มหมุน ทำให้ราคาแพงขึ้น ส่วนประสิทธิภาพที่

ต่ำกว่ากัณฑ์แกนนอนนั้นเป็นเพราะใบกัณฑ์ด้านท้ายลมได้รับคลื่นท้าย (wake) ของใบกัณฑ์ด้านหน้า ซึ่งทำให้ลมด้านท้ายมีความแปรปรวน สำหรับแรงบิดที่ไม่คงที่ตลอดรอบการหมุนนั้นเกิดจากความไม่สมมาตรของใบกัณฑ์ต่อลมที่เข้ามาเมื่อมุมกัณฑ์เปลี่ยนไปในโครงการนี้จะพัฒนาใบกัณฑ์ลมแกนตั้งแบบใหม่เพื่อลดข้อด้อยทั้งสามประการ โดยการออกแบบใบกัณฑ์ให้เป็นใบที่โค้งไปตามผิวทรงกระบอกจนครบรอบของการหมุนโดยจะมีเพียงใบเดียวเท่านั้น ดังรูป 6.1



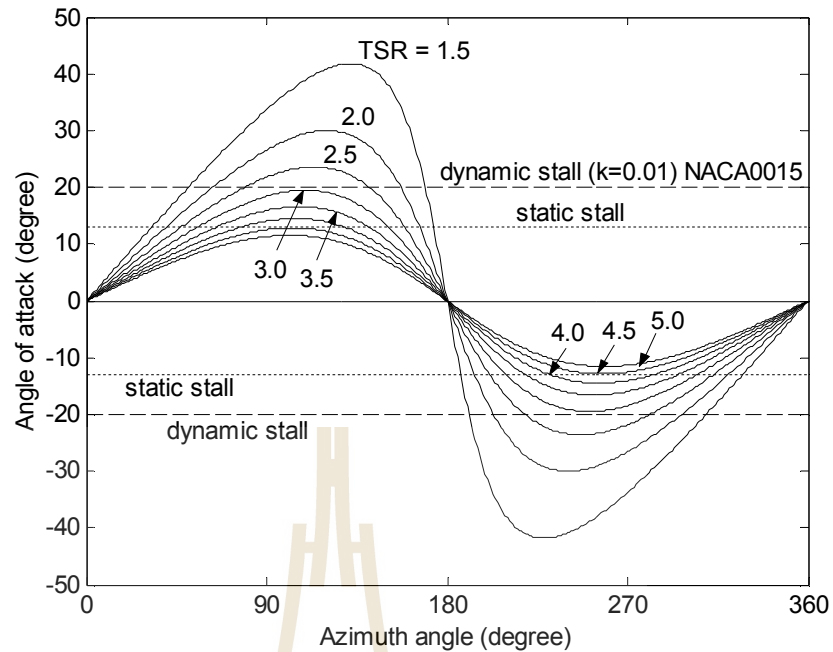
รูป ก. กัณฑ์แกนตั้งที่ออกแบบใหม่ ข. กัณฑ์แกนตั้งแบบดั้งเดิม

รูปที่ 6.1 ลักษณะกัณฑ์แกนตั้งที่ออกแบบใหม่เปรียบเทียบกับกัณฑ์แกนตั้งแบบดั้งเดิม

การออกแบบเช่นนี้ จะทำให้ใบกัณฑ์กินลมแบบต่อเนื่องในทุกองศาที่หมุนไป ดังนั้นจะไม่เกิดมุมอับลมที่มุมใดมุมหนึ่ง จึงเชื่อว่าจะสามารถทำให้เริ่มต้นหมุนด้วยตนเองได้ และเนื่องจากความสมมาตรของใบกัณฑ์ในทุกองศาการหมุนเมื่อมองจากทิศทางลมที่เข้า ดังนั้นแรงบิดที่ได้จึงคงที่ในทุกองศาการหมุนอีก ทั้งยังน่าเชื่อได้ว่าประสิทธิภาพจะดีขึ้นกว่าปกติเพราะใบพัดด้านหลังจะไม่ได้รับสัญญาณรบกวนจากใบพัดด้านหน้ามากเท่าใบพัดแบบปกติเนื่องจากใบพัดมิได้อยู่ที่ระนาบเดียวกัน

สมมติฐาน / ทฤษฎี ที่ใช้ในการวิจัย (Hypothesis and / or Theory)

ทฤษฎีที่ใช้ในการวิจัยเป็นทฤษฎีเกี่ยวกับการปฏิบัติการของกัณฑ์ลมแกนตั้งเพื่อให้ได้ประสิทธิภาพสูง ซึ่งมีความยุ่งยากกว่าการออกแบบกัณฑ์ลมแกนนอน ทั้งนี้เป็นเพราะมุมปะทะของใบกัณฑ์ที่กระทำกับแนวลมเปลี่ยนไปตามมุมการหมุน ดังรูปข้างล่าง



รูปที่ 6.2 ความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะกับมุมการหมุนที่ความเร็วยอดทอนต่าง ๆ

เห็นได้ว่าความเร็วยอดทอน (Blade Speed Ratio ; BSR) ก็มีผลต่อค่ามุมปะทะที่เกิดขึ้นด้วย มุมปะทะที่เปลี่ยนไปตลอดเวลา มีผลหน่วงการหมุน (stall) ทำให้การหมุนเกิดช้ากว่าปกติ และส่งผลต่อเนื่องถึงประสิทธิภาพของกังหันด้วย

ในงานวิจัยนี้ จะทำการออกแบบกังหันลมแกนตั้งแบบใบปิดเกลียว 360° ใช้ทฤษฎีด้านการคำนวณเชิงตัวเลข (CFD) มายืนยันการออกแบบ โดยจะใช้โปรแกรม FLUENT ร่วมกับแบบจำลองความปั่นป่วนที่มีความแม่นยำ

6.3 วิธีดำเนินการวิจัย

ในส่วนนี้ จะกล่าวถึงขั้นตอนในการออกแบบและวิธีในการดำเนินการวิจัยที่ได้แก่ การการประเมินขนาดกังหัน การเลือกใช้แพนอากาศ การประเมินความยาวคอर्डที่เหมาะสม และการคำนวณด้วย CFD เพื่อทดสอบประสิทธิภาพกังหันและการเริ่มต้นหมุน

6.3.1 การประเมินขนาดกังหันและการเลือกใช้แพนอากาศ

การประเมินขนาดกังหัน ในงานวิจัยนี้ ประเมินขนาดกังหัน 3 kW ที่จะออกแบบจากการใช้จุดออกแบบที่ความเร็วลม 6 m/s โดยประเมินประสิทธิภาพใบกังหันเบื้องต้นที่ 35 % และกำหนดให้เส้นผ่านศูนย์กลางกังหันและความสูงของใบกังหันมีขนาดเท่ากัน ดังนั้นพลังงานที่กังหันสามารถสกัดจากลมสามารถเขียนได้ดังนี้

$$P = 0.35 \left(\frac{1}{2}\right) \rho D^2 V^3$$

โดย P คือพลังงานที่กังหันสามารถสกัดได้จากลม ในที่นี้กำหนดให้เป็น kW

ρ คือความหนาแน่นของอากาศ ในที่นี้ใช้ความหนาแน่นของอากาศที่ 25 °C ซึ่งเท่ากับ 1.184 kg/m³

D คือเส้นผ่าศูนย์กลางของกังหัน ซึ่งเท่ากับ ความสูงของกังหัน ซึ่งเป็นสิ่งที่ต้องการทราบ

V คือความเร็วลมออกแบบ ในที่นี้ใช้ 6 m/s

ซึ่งทำให้สามารถประเมินขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางและความสูงของกังหันได้เป็น 8.19 m ขนาดของกังหันที่ออกแบบในโครงการนี้จึงใช้เส้นผ่าศูนย์กลางและความสูงของกังหันเป็น **8.2 m**

การเลือกใช้แพนอากาศ จากการทบทวนเอกสารพบว่าแพนอากาศของหน้าตัดกังหันลมแกนตั้ง กังหันส่วนใหญ่ของ Sandia National Laboratory มีความหนา 12 % ของความยาวคอร์ดเป็นอย่างดี แต่ที่ความหนาดังกล่าวใบกังหันจะบางมากซึ่งอาจเป็นอุปสรรคต่อการผลิตใบกังหัน การเลือกแพนอากาศที่หนาขึ้นอาจลดปัญหาในการผลิตได้ และเพื่อเป็นการยืนยันว่าแพนอากาศที่หนากว่าจะไม่ทำให้ประสิทธิภาพกังหันลดลง จึงได้ทดสอบโดยการสร้างกังหันขนาดเล็ก โดยใบกังหันทำจากโฟม มีความหนาโดยประมาณ 2 ขนาดด้วยกันคือ 12% และ 18 % เพื่อให้เห็นความแตกต่างของขนาดอย่างชัดเจน ลักษณะของกังหันที่ได้สร้างขึ้นเป็นดังรูปที่.3

เส้นผ่าศูนย์กลางของกังหันมีขนาด 60 เซนติเมตร ความสูงของใบกังหัน 60 เซนติเมตร หน้าตัดใบกังหัน ความยาวคอร์ดในแนวนอน 10 เซนติเมตร

การทดสอบเป็นการทดสอบอย่างง่ายตามเครื่องมือและอุปกรณ์ที่มีอยู่ในห้องปฏิบัติการ โดยใช้พัดลมเป่าขนาด 1.5 กิโลวัตต์ เส้นผ่านศูนย์กลางทางลมออก 60 เซนติเมตร (ดังรูปที่ 6.4) และปล่อยให้กังหันเริ่มต้นหมุนเองตามธรรมชาติในความเร็วลมที่กำหนด การกำหนดความเร็วลมกระทำโดยการกำหนดระยะห่างระหว่างกังหันกับพัดลม โดยใช้เครื่องมือวัดความเร็วลมแบบ hot wire anemometer เป็นเครื่องมือช่วยตรวจวัดตำแหน่งที่มีความเร็วลมที่ต้องการ



รูปที่ 6.3 กังหันจำลองขนาดเล็กที่ใช้ในการทดสอบความหนาของแพนอากาศ



รูปที่ 6.4 พัดลมที่ใช้ในการทดสอบความหนาของแพนอากาศ

จากการประเมินขนาดของกังหันโดยคำนวณจากความเร็วลมออกแบบ 6 เมตรต่อวินาที และขนาดกำลังงานที่ต้องการคือ kW และกำหนดให้เส้นผ่าศูนย์กลางกังหันมีค่าเท่ากับความสูงนั้น ได้ผลการคำนวณเส้นผ่าศูนย์กลางกังหันและความสูงเป็น 8.2 เมตร

สำหรับการเลือกใช้แพนอากาศ เมื่อพิจารณาจากการทบทวนเอกสารและการทดสอบกังหันจำลองขนาดเล็กโดยใช้ความหนาของใบกังหันสองขนาดด้วยกันคือ ความหนา 12 % ของความยาวคอร์ดและ 18 % ของความยาวคอร์ด พบว่ากังหันสามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเองที่ความเร็วต่ำ โดยกังหันที่มีความหนาของใบ 12 % ของความยาวคอร์ด สามารถเริ่มต้นหมุนด้วยตนเองที่ความเร็วประมาณ 3 เมตรต่อวินาที ส่วนกังหันที่มีความหนา 18 % ของความยาวคอร์ด สามารถเริ่มต้นหมุนด้วยตนเองที่ความเร็วประมาณ 2 เมตรต่อวินาที เมื่อปล่อยให้กังหันหมุนโดยไม่มีภาระกรรม กังหันหมุนด้วยความเร็วรอบดังตารางที่ 6.1

ตารางที่ 6.1 ผลการทดสอบกังหันจำลองแบบใบเดี่ยวบิดโค้ง 360 องศาขนาดเล็กโดยใช้พัดลม

ความเร็วลม m/s	ความเร็วรอบ (rpm)	
	หนา 12 % ของความยาวคอร์ด	หนา 18% ของความยาวคอร์ด
3	14	21
4	24	31
6	44	78

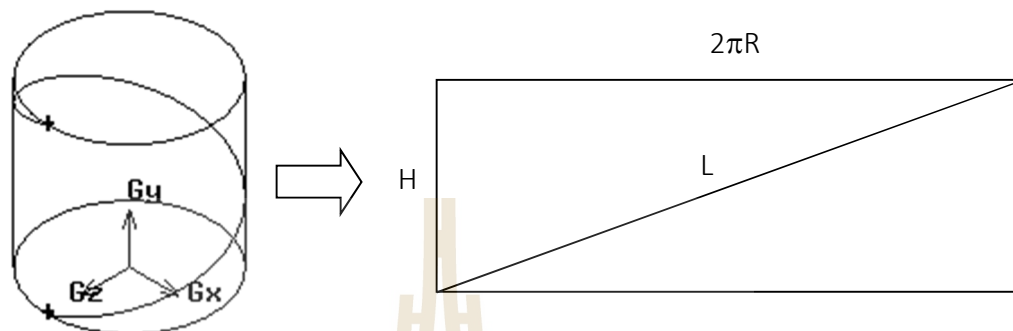
เมื่อทดสอบโดยการนำขึ้นติดตั้งบนหลังการถระบะ แล้วพิจารณาการเริ่มต้นหมุนรวมถึงความเร็วรอบที่กังหันหมุนได้ในกรณีไม่มีภาระกรรม ผลการทดสอบเป็นไปในลักษณะเดียวกันคือ ใบกังหันที่มีความหนากว่าสามารถเริ่มต้นหมุนได้ดีกว่ารวมทั้งหมุนได้เร็วกว่าเมื่อปล่อยให้หมุนแบบไม่มีภาระกรรมอีกด้วย อีกทั้งเมื่อพิจารณาปัจจัยอื่นๆ เช่นความแข็งแรง สัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศที่มีสัมพันธ์กับมุมปะทะจาก 0 – 360 องศา เปรียบเทียบกันระหว่างแพนอากาศ NACA0012 NACA0015 และ NACA0018 แล้ว จึงเลือก NACA0018 เป็นแพนอากาศที่จะใช้ในงานวิจัยนี้

6.3.2 การประเมินความยาวคอร์ดที่เหมาะสม

คำจำกัดความของความตัน (Solidity) สำหรับกังหันลมแกนตั้ง สามารถเขียนได้หลากหลายรูปแบบ สำหรับในโครงการวิจัยนี้ อ้างอิงคำจำกัดความที่ใช้ในงานวิจัยของ Sandia National Laboratory ซึ่งเป็นหน่วยงานวิจัยที่ดำเนินงานวิจัยเกี่ยวกับกังหันลมแกนตั้งที่ได้รับการยอมรับอย่างแพร่หลาย โดยได้กำหนดคำจำกัดความของความตัน (Rotor Solidity) ไว้ว่าหมายถึงอัตราส่วนพื้นที่รวมของใบกังหันต่อพื้นที่รับลมของกังหัน สามารถเขียนในรูปของสมการได้ดังนี้

$$\sigma = \frac{A_{blade}}{A_s} \times 100 \%$$

หากทราบความตันและขนาดของกังหันก็จะสามารถประเมินความยาวคอร์ดของกังหันได้ พื้นที่รวม A_{blade} ของใบกังหันแบบใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา สามารถหาได้จากความยาวรวมของใบกังหันคูณกับความกว้างของคอร์ดในแนวตั้ง จากกับใบกังหันดังรูป 5



รูปที่ 6.5 ภาพลัทธิของทรงกระบอกที่ใช้ในการคำนวณความยาวใบกังหัน

จากการทดสอบกังหันดาร์ริอุส (Darrieus) ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลาง 2 เมตร ในอุโมงค์ลม ซึ่งทดสอบโดย Bennie F. และคณะ ณ Sandia National Laboratory ในปี ค.ศ. 1977 โดยใช้กังหันที่มีความตัน 13-30% พบว่าความตันที่เหมาะสมสำหรับกังหันประเภทดังกล่าวคือ 20% อย่างไรก็ตาม ค่าความตันดังกล่าวอาจไม่ใช่ค่าที่เหมาะสมสำหรับกังหันใบเดี่ยวบิดโค้ง 360 องศา ในโครงการนี้ก็เป็นได้ จากการทดสอบกังหันขนาดเล็กเบื้องต้นพบว่ากังหันสามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเองแต่กังหันหมุนค่อนข้างช้า วิเคราะห์ว่าอาจเป็นเพราะมีความตันมากเกินไปหรือมีแรงต้านมากเกินไปเนื่องจากเส้นลวดที่ใช้ทำโครงสร้าง ซึ่งเป็นโครงสร้างเดิมที่มีอยู่แล้ว

ดังนั้นแนวทางในการแก้ปัญหาเพื่อเพิ่มความเร็วของกังหัน สามารถทำได้โดยการลดความตันและแรงเสียดทานจากโครงสร้าง ดังนั้นจึงทดสอบโดยสร้างกังหันขนาดเล็กที่ไม่มีเส้นลวดด้านทางจากโครงสร้าง และใช้หน้าตัดเพนอากาศตามที่ได้ประเมินไว้แล้วคือ NACA 0018 ให้มีความตันแตกต่างกัน 2 ตัว โดยตัวแรกมีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลาง 0.7 เมตร ความสูง 0.7 เมตร ความตัน 20% ลักษณะของกังหันเป็นดังรูปที่ 6.6 กังหันตัวที่ 2 มีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลาง 1 เมตร ซึ่งมีความตันประมาณ 6.5% ลักษณะกังหันเป็นดังรูปที่ 6.7

เนื่องจากกังหันมีขนาดใหญ่เกินกว่าจะทดสอบด้วยพัดลมในห้องปิดได้ จึงได้ทดสอบโดยนำกังหันติดตั้งบนท้ายรถกระบะ และขับเคลื่อนด้วยความเร็วคงที่บนถนนที่มีลักษณะตรงและมีระยะทางยาวพอสมควร โดยทดสอบในเวลาที่มีลมรบกวนจากภายนอกน้อยและสังเกตความแตกต่าง



รูปที่ 6.6 กังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา ความตัน 20%



รูปที่ 6.7 กังหันชนิดใบเดี่ยวบิดโค้ง 360 องศา ความตัน 6.5%

จากการทดสอบกัณฑ์ตัวที่ 1 (ความดัน 20 %) บนหลังการกระเบาะ เนื่องจากในช่วงเดือนดังกล่าวมีลมรบกวนค่อนข้างมากทำให้ควบคุมความเร็วลมให้นิ่งได้ยาก ผลการทดสอบจึงได้ค่าเฉพาะที่ความเร็วลมประมาณ 8 m/s อย่างไรก็ตามขณะออกรถกัณฑ์สามารถเริ่มต้นหมุนได้เองแม้มีความเร็วลมต่ำ ๆ แต่เมื่อทดสอบที่ความเร็วรถคงที่คือ 30 km/h (ประมาณ 8 m/s) พบว่ากัณฑ์สามารถหมุนได้ กัณฑ์สามารถหมุนตามธรรมชาติแบบไม่มีภาระกรรมที่ความเร็วรอบประมาณ 1 รอบต่อวินาที หรือประมาณที่ความเร็วยอดทอน 0.26 ซึ่งนับว่าเป็นรอบการหมุนที่ต่ำมาก (กัณฑ์ลมส่วนใหญ่จะมีช่วงทำงานที่ 3-5)

ผลการทดสอบกัณฑ์ตัวที่ 2 (ความดัน 6.5 %) พบว่าไม่สามารถหมุนได้เองเมื่อเริ่มต้นออกรถ และถึงแม้ว่าจะกำหนดให้รถวิ่งด้วยความเร็วคงที่ที่ความเร็ว 10 และ 20 km/h (2.7 และ 5.5 m/s) กัณฑ์ก็ไม่สามารถเริ่มต้นหมุนได้ เมื่อทดสอบที่ความเร็วรถประมาณ 30 km/h กัณฑ์สามารถเริ่มต้นหมุนได้เองในบางครั้ง เมื่อทดสอบให้รถวิ่งที่ความเร็วคงที่ 30 40 และ 50 km/h นั้น (8, 11 และ 14 m/s โดยประมาณ) และปล่อยให้กัณฑ์หมุนตามธรรมชาติ ผลปรากฏว่ากัณฑ์หมุนด้วยความเร็วรอบต่ำ กล่าวคือค่าความเร็วยอดทอนต่ำกว่า 0.5 ผลการทดสอบของกัณฑ์ทั้งสองเป็นดังตารางที่ 6.2

ตารางที่ 6.2 ผลการทดสอบกัณฑ์จำลองขนาดเล็ก ความดัน 20 % และ 6.5 %

	ความเร็วลม (m/s)	ความเร็วรอบ (rad/s)	tsr
ความดัน 20 %	8	6.28	0.26
รัศมีกัณฑ์ 0.35 m			
ความดัน 6.5 %	8	1.57	0.09
รัศมีกัณฑ์ 0.5 m	11	2.93	0.13
	14	3.56	0.13

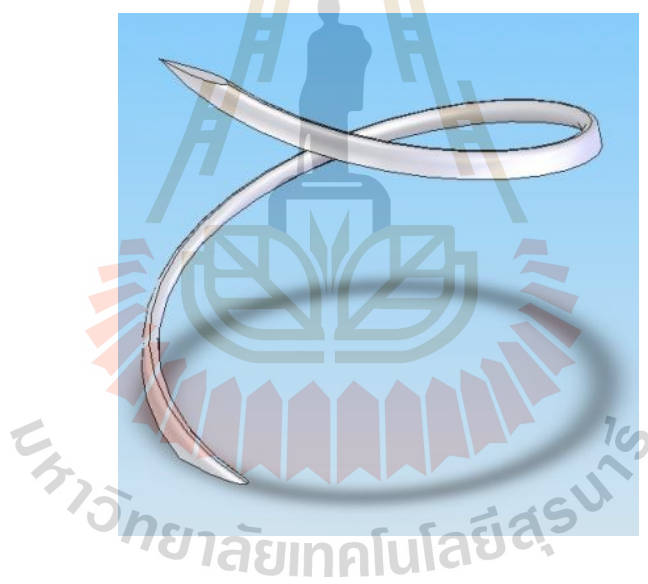
จะเห็นว่ากัณฑ์ที่มีความดัน 20 % สามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเองที่ความเร็วต่ำ ในขณะที่กัณฑ์ที่มีความดันต่ำ 6.5 % มีแรงบิดไม่พอที่จะเริ่มต้นหมุนเองได้ รวมถึงกัณฑ์ความดัน 20 % มีงานการทำงานเมื่อไม่มีภาระงานที่อัตราเร็วปลายปีกสูงกว่าคือที่ 0.26 แม้ว่าค่าดังกล่าวจะเป็นค่าที่ถือว่าต่ำมาก แต่เนื่องจากการทดลองดังกล่าวเป็นการทดสอบโดยใช้รถยนต์ ลมที่วิ่งเข้าปะทะกัณฑ์จึงเป็นลมธรรมชาติซึ่งมีความปั่นป่วนอยู่ในปริมาณหนึ่ง ซึ่งอาจเป็นอุปสรรคต่อการหมุนของกัณฑ์และทำให้ค่าความเร็วยอดทอนที่คำนวณได้มีค่าต่ำกว่าปกติ อย่างไรก็ตามผลการทดลองยังแสดงให้เห็นผลกระทบของความแตกต่างของค่าความดันระหว่างกัณฑ์ทั้งสองตัวได้อย่างชัดเจนในระดับหนึ่ง ดังนั้นในการ

ออกแบบจึงเลือกใช้กังหันที่มีค่าความดัน 20 % ซึ่งเป็นค่าที่ Sandia Laboratory ได้ทดสอบแล้วว่าเป็นค่าที่ทำให้กังหันดาเรียสเกิดประสิทธิภาพสูงสุด โดยกังหันที่ได้ออกแบบจะถูกนำไปจำลองการไหลด้วยกระบวนการเชิงตัวเลขเพื่อวิเคราะห์ประสิทธิภาพและความสามารถในการเริ่มต้นหมุนเป็นอันดับต่อไป

6.3.3 การจำลองการไหลด้วย CFD

การจำลองการไหลจะอาศัยวิธีการกำหนดกริดและเลือกแบบจำลองจากการศึกษาในบทที่ 4 และบทที่ 5

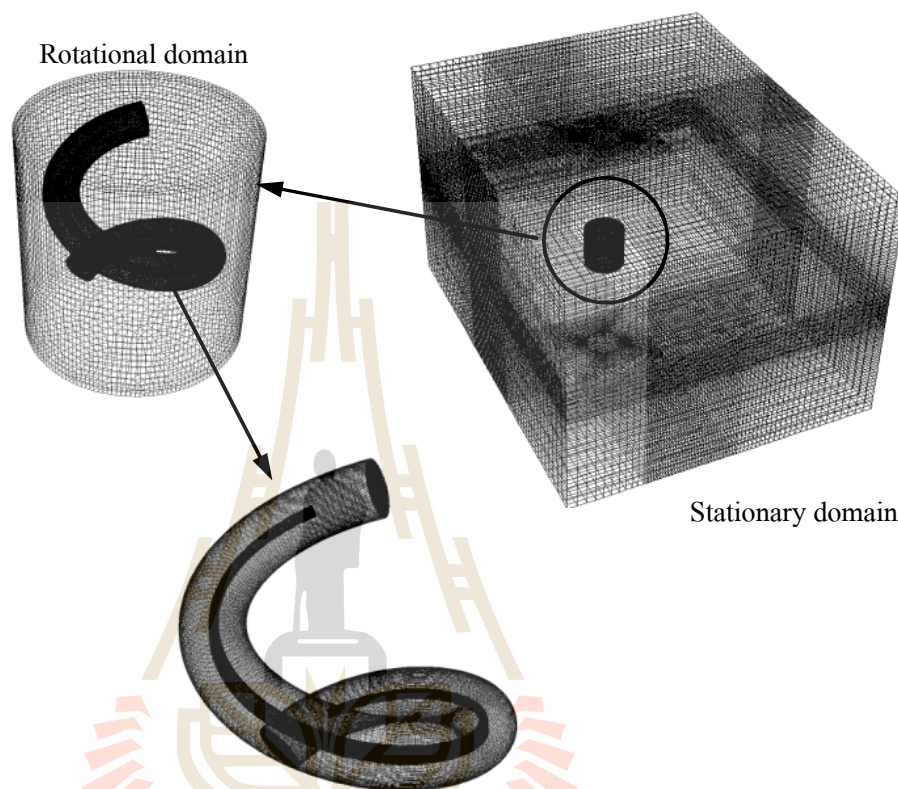
กังหันแกนตั้งแบบใบเดี่ยวตัดโค้งที่ได้ออกแบบไว้ตามขั้นตอนต่าง ๆ ในขั้นต้นแสดงในรูปที่ 6.8 ซึ่งมีเส้นผ่าศูนย์กลางและความสูงเป็น 8.2 m แพนอากาศของใบกังหันในแนวระนาบคือ NACA0018 และมีความยาวคอร์ดในแนวระนาบเป็น 164 cm ซึ่งได้มาจากการเลือกใช้ค่าความดัน 20 %



รูปที่ 6.8 กังหันใบตัดโค้งที่ได้รับการออกแบบแล้ว

การจำลองนี้ใช้กรรมวิธีเดียวกันกับที่ใช้กับการจำลองการไหลผ่านกังหันแกนตั้งชนิดใบตั้งตรงของ Howell ซึ่งให้ผลลัพธ์เป็นที่น่าเชื่อถือได้ ตั้งแต่วิธีแบ่งโดเมนย่อยภายในเพื่อกำหนดกริด การกำหนดค่า $y+$ ค่าขอบเขต และค่าเริ่มต้นของปัญหา, scheme ที่ใช้, ค่า under relaxation factor รวมถึงเทคนิควิธีการต่าง ๆ อันจะทำให้ได้มาซึ่งผลเฉลยที่มีความถูกต้องแม่นยำ รูปที่ 6.9 แสดงโดเมนที่ใช้ในการคำนวณซึ่งแบ่งออกเป็นสองส่วนคือส่วนหมุนและส่วนหยุดนิ่ง โดยในรูปแสดงภาพขยายของโดเมนส่วนหมุนซึ่งรูปดังกล่าวแสดงให้เห็นว่าบริเวณรอบใบกังหันมีการกำหนด กริดรอบใบที่มีความละเอียดเป็นพิเศษ โดเมนที่ใช้ในการคำนวณถูกสร้างขึ้นตามขนาด

จริง โดยใช้โปรแกรม Gambit 2.4 จำนวนกริดรวมตลอดทั้งโดเมน โดยประมาณเป็น 4.1 ล้านเซลล์แบบจำลองความปั่นป่วนที่เลือกใช้คือ SST ซึ่งใช้เวลาในการคำนวณน้อยในขณะที่ยังให้ผลเฉลยที่มีความแม่นยำเป็นที่ยอมรับได้

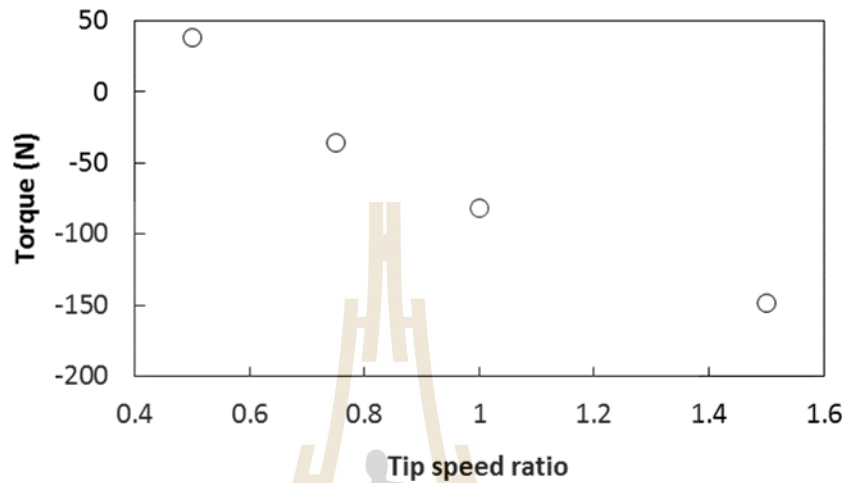


รูปที่ 6.9 โดเมนและกริดละเอียดสำหรับกังหันใบตัดโค้ง

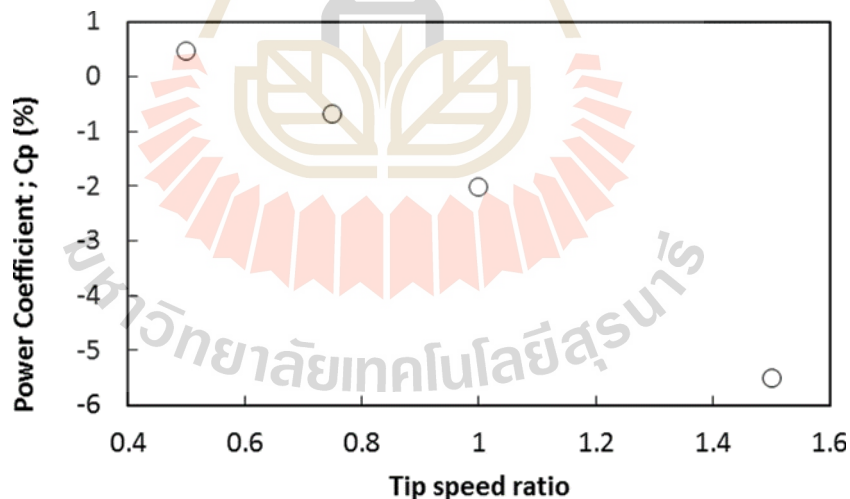
6.4 ผลลัพธ์และการวิจารณ์ผล

ผลเฉลยของค่าแรงบิดจากการจำลองการไหลผ่านกังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา โดยใช้ CFD เป็นดังรูปที่ 5.8 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าแรงบิดลดลงอย่างรวดเร็วไปสู่ค่าที่แรงบิดเป็นลบในขณะที่ความเร็วยอดทอนเพิ่มขึ้น ซึ่งบ่งชี้ให้เห็นว่ากังหันที่ได้ออกแบบนี้มีศักยภาพที่จะสามารถเริ่มต้นหมุนได้ด้วยตนเองแต่อาจหยุดหมุนหรือหมุนต่อด้วยความเร็วต่ำ นอกจากนี้จากรูปที่ 9 จะเห็นว่าประสิทธิภาพของกังหันยังต่ำมาก โดยกังหันให้ประสิทธิภาพสูงสุด (ประมาณ 0.5%) ที่อัตราเร็วปลายปีก 0.5 ซึ่งทั้งสองค่าเป็นค่าที่ต่ำมากเกินไป ผลการจำลองดังกล่าวสอดคล้องกับผลการจำลองที่ใช้กริดหยาบที่ได้กระทำมาก่อนหน้านี้ ซึ่งพบว่ากังหันมีแนวโน้มให้ประสิทธิภาพต่ำเช่นเดียวกัน นอกจากนี้ยังสอดคล้องกับผลการทดลองกังหันขนาดเล็กบนรถกระบะ ซึ่งผลการ

ทดลองดังกล่าวแสดงให้เห็นว่าเมื่อปล่อยให้กังหันหมุน โดยอิสระพบว่ากังหันจะสามารถเริ่มต้นหมุนเองได้ แต่จะหมุนที่อัตราเร็วปลายปีกไม่เกิน 0.5 ค่าสัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันมีค่าสูงสุดเพียง 0.5 % โดยประมาณ ซึ่งถือว่าต่ำมากและไม่สามารถสร้างความคุ้มค่าทางธุรกิจได้



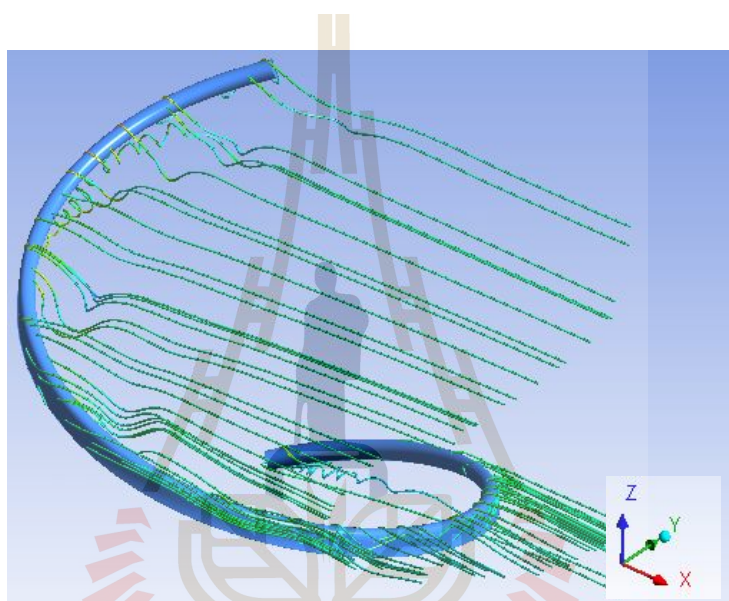
รูปที่ 6.10 แรงบิดเฉลี่ยของกังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา



รูปที่ 6.11 สัมประสิทธิ์ กำลังของกังหันชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา

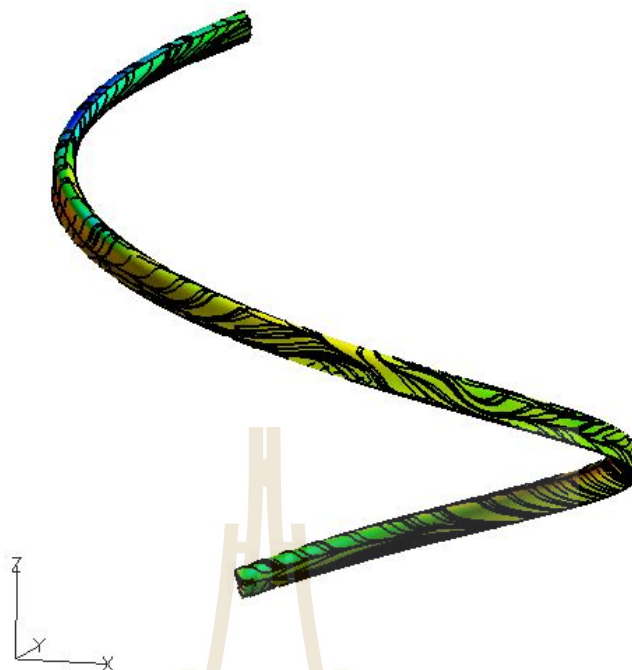
เมื่อศึกษาให้ลึกซึ้งขึ้นไปเพื่อหาสาเหตุที่อยู่เบื้องหลังประสิทธิภาพที่ต่ำมากของกังหันดังกล่าว โดยพิจารณาเส้นแนวการไหล (streamline) ใน 3 มิติ ดังรูปที่ 6.12 พบว่าเส้นแนวการไหลของอากาศบริเวณใบกังหันด้านต้นลม มีการปล่อย vortex อยู่สองตำแหน่ง คือที่ประมาณ 90° และ 120° โดยมีลักษณะการไหลย้อนขึ้นไปรบกวนการไหลในบริเวณใบกังหันที่มุมหันต่ำกว่าและส่งผล

ต่อแรงทางอากาศพลศาสตร์ของใบกังหัน เมื่อพิจารณาเส้นแนวการไหลบนใบกังหัน (limiting stream line) ดังรูปที่ 6.13 พบว่ากระแสการไหลของอากาศที่เกิดขึ้นบนใบกังหันมีลักษณะไหลวนเป็นเกลียว และเกิดการไหลแยก (separated flow) อย่างไม่มีรูปแบบ บนใบกังหันหลายตำแหน่ง ซึ่งแสดงให้เห็นว่าการไหลบนใบกังหันเป็นการไหลแบบสามมิติอย่างเต็มรูปแบบ จนไม่อาจใช้การประเมินศักยภาพของกังหัน โดยใช้ทฤษฎี blade element theory ซึ่งอยู่บนพื้นฐานของการคำนวณแบบสองมิติได้



รูปที่ 6.12 เส้นแนวการไหลของอากาศผ่านกังหันใบเดี่ยวตัดโค้ง 360° ที่ BSR 1.5

จากการคำนวณความเอนของใบกังหันอย่างง่าย จะพบว่ากังหันทำมุมประมาณ 72.3° กับแนวปะทะลม พฤติการณ์ดังกล่าวมีลักษณะคล้ายคลึงกับสิ่งที่เกิดขึ้นกับปีกเครื่องบินซึ่งดูไปด้วยด้านหลัง ซึ่งที่ความเร็วลมต่ำๆ จะเกิดการสูญเสียในแนวความยาวปีก รวมถึงเกิด Vortex shedding ไปตามแนวความยาวปีกด้วยการที่กังหันต้องเผชิญกับปรากฏการณ์ดังกล่าวพร้อมๆ กับเผชิญการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะอย่างต่อเนื่องและความเร็วลมที่เปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา ทำให้ใบกังหันสูญเสียพลังงานในการเคลื่อนที่ ส่งผลให้ประสิทธิภาพของกังหันต่ำลงในที่สุด ประสิทธิภาพของกังหันที่ต่ำมากดังกล่าวนี้ ไม่คุ้มต่อการลงทุน



รูปที่ 6.13 เส้นแนวการไหลของอากาศบนใบกังหัน (limiting streamline) ที่ $BSR=1.5$

6.5 สรุป

หลังจากที่ได้ออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ของใบกังหันลมแกนตั้งชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา เพื่อความรอบคอบก่อนทำการสร้างเครื่องต้นแบบคณะผู้วิจัยได้ดำเนินการทดสอบกังหันจำลองขนาดเล็ก 4 ตัว และใช้คอมพิวเตอร์จำลองการไหลผ่านกังหัน โดยใช้ความเร็วในการหมุนของกังหันหลายกรณี รวมถึงได้วิเคราะห์ข้อมูลที่ได้อย่างละเอียด สรุปได้ว่า กังหันแกนตั้งชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา มีแรงบิดเริ่มต้นที่จะเริ่มต้นหมุนจากจุดหยุดนิ่งได้ แต่ไม่สามารถเร่งตัวเองให้มีความเร็วสูงจนเข้าสู่จุดทำงานได้ และพบว่าแม้สามารถเข้าสู่จุดทำงานได้ด้วยวิธีการอื่นใด ประสิทธิภาพของกังหันลมก็จะต่ำมาก (ประมาณเพียง 0.5 %) ซึ่งไม่คุ้มกับการลงทุน

จากการวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้จากการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์พบว่า สาเหตุอาจมาจากการสูญเสียตามแนวความยาวใบกังหันอันเนื่องมาจากการปล่อยการไหลวน (Vortex shedding) ซึ่งก่อให้เกิดการรบกวนการไหลบนใบกังหันตลอดแนว

6.6 รายการอ้างอิง

Kentfield, J.A.C. (1978). **A Hybrid Cyclogiro-Darrieus Rotor Wind Turbine**. Proc. 1st Brazilian Energy Congress, Rio De Janiero, Dec, Vol.B, pp.448-463.

- Mays, I., and Musgrove, P.J.(1979). **Performance of the variable geometry vertical axis wind turbine at high and low solidities.** Proc. 1st BWEA Workshop, April, pp.48-56.
- Newman, B.G. and Ngabo, T.M. (1978) **The design and testing of a vertical-axis wind turbine using sail.** Energy conversion 18-141-154.
- Watson, G.R. (1979). **The Self-starting Capabilities of Low-solidity Fixed Pitch Darrieus Rotor.** BWEA Workshop, April 19-20, Cranfield, UK. pp.32-39.
- Okamoto and Ushiyama (1993). **Experimental Studies for the Hybrid Wind Turbine.** Energy '93- the 5th International Energy Conference, Seoul, Korea, 18-22 Oct., vol.III, pp.465-471.
- Kirke, B.K. (1998). **Evaluation of Self-starting Vertical Axis Wind Turbines for Stand-alone Applications.** Ph.D thesis. Griffith University Gold coast Campus. Australia.
- Jesch, L.F. and Walton, D. (1980). **Reynolds Number Effects on the Aerodynamic Performance of a Vertical Axis Wind Turbine.** Proc. 3rd Int. Symposium on Wind Energy Systems, Lyngby, Denmark, Aug. 26-29, pp.323-332.
- Simhan, K. (1994). **A review of calculation methods for the determination of performance characteristics of vertical axis wind energy converters with special reference to the influence of solidity on starting characteristics.** Proc. European Wind Energy Conf. Hamburg, FRG, Oct., pp.324-331.
- Kirke, B.K. and Lazauskas, L. (1991). **Enhancing the Performance of a Vertical Axis Wind Turbine Using a Simple Variable Pitch System.** Wind Engineering Vol.15, pp.187-195.
- Baker, J.R. (1983). **Features to aid or enable self-starting of fixed pitch low solidity vertical axis wind turbine.** J. wind Eng & Indust Aerodynamics Vol.15, 369-380.
- Cooper, P. and Kennedy, O. (2004) [On-line]. Available : http://energy.murdoch.edu.au/Solar2004/Proceeding/wind/Cooper_paper_wind.pdf. 2006 (09/04).
- HELIXWIND e² energy® evolution™ [On-line]. Available : <http://www.helixwind.com/en/>.2009 (01/16).
- Turby, The wind turbine of the built-up environment [On-line]. Available : <http://www.turby.nl/99-downloads/Turby-EN-Application-V3.0.pdf>.2009 (01/14).
- Elegant wind power has arrived with the new quiet revolution wind turbine [On-line]. Available : <http://www.quietrevolution.co.uk/> 2009(01/14).

Gual Industrie [On-line]. Available : <http://www.gual-industrie.com/>. 2009 (01/16)



บทที่ 7

โปรแกรม BEM เพื่อประเมินประสิทธิภาพกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรง

7.1 บทคัดย่อ

ทฤษฎีเชิงอุดมคติที่ใช้ในการประเมินกังหันลมแกนตั้งนั้น เป็นประโยชน์ในแง่ของการศึกษาแนวโน้มของประสิทธิภาพของกังหัน แม้การใช้ทฤษฎีเชิงอุดมคติไม่สามารถคำนวณลักษณะการไหลโดยละเอียด แต่สามารถประเมินภาระกรรมบนใบกังหันตลอดจนประสิทธิภาพของกังหันได้อย่างรวดเร็ว นอกจากนี้การศึกษาทฤษฎีเชิงอุดมคติ ยังจะส่งผลให้เข้าใจผลกระทบของตัวแปรที่มีผลต่อประสิทธิภาพได้ดียิ่งขึ้น งานวิจัยส่วนนี้มีจุดประสงค์ในการพัฒนาโปรแกรมจากทฤษฎีอุดมคติของกังหันแกนตั้งเพื่อนำไปใช้ในการประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้ง โดยอยู่บนพื้นฐานทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์โมเมนต์ซึ่งได้รวมผลกระทบของการรบกวนปลิวเข้าไปในโปรแกรมด้วย โปรแกรมที่ถูกพัฒนาขึ้นสามารถใช้ในการประเมินประสิทธิภาพกังหันลมแกนตั้งได้เป็นอย่างดี ผลเฉลยที่ได้มีความสมเหตุสมผลและสอดคล้องกับผลเฉลยจากรรณกรรมวิจัย จากการศึกษาและพัฒนาโปรแกรมนี้ ทำให้เข้าใจพฤติกรรมของกังหันลมแกนตั้งมากขึ้น มองเห็นแนวโน้มที่ควรจะเป็นในการออกแบบกังหัน ตลอดจนทราบสาเหตุของปัญหา รวมถึงขอบเขตในการใช้ BEM ในการประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้ง นอกจากนี้ยังถือว่าเป็นจุดเริ่มต้นในการพัฒนาเทคโนโลยีช่วยออกแบบกังหันลมแกนตั้งขึ้นใช้เองเพื่อให้สามารถพึ่งพาตนเองในด้านเทคโนโลยีอย่างยั่งยืนได้

คำสำคัญ ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์โมเมนต์แบบจำลองท่อการไหลกลุ่มช้อน BEM

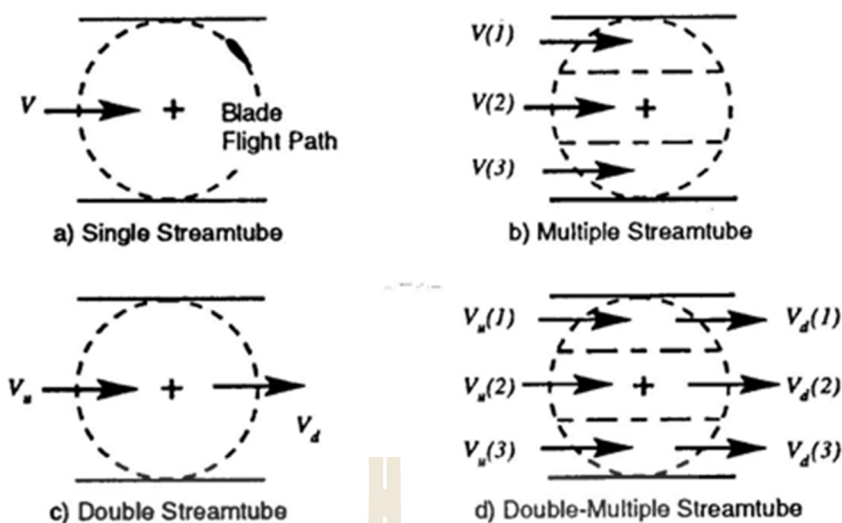
7.2 บทนำ

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์นั้นที่ใช้ในการทำนายประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งที่ซับซ้อนคือสามารถคำนวณได้รวดเร็ว ประหยัดทั้งเวลาและทรัพยากรหน่วยความจำ อีกทั้งยังมีความแม่นยำในช่วงที่ยอมรับได้ สามารถให้แนวโน้มของผลเฉลยที่สมเหตุสมผลเหมาะสมจะนำไปใช้ในการประเมินประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งที่ออกแบบในเบื้องต้นได้ โดยสามารถแบ่งออกเป็นกลุ่มย่อยโดยแยกตามลักษณะการจำลองได้ดังนี้

1. กลุ่มแบบจำลองท่อการไหล (Stream-tube models)
2. กลุ่มแบบจำลองวอร์เท็กซ์ (Vortex models)

แม้ว่ากังหันแกนตั้งและแกนนอนจะมีความแตกต่างทางด้านอากาศพลศาสตร์หลายประการแต่การวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งยังคงสามารถใช้หลักพื้นฐานเกี่ยวกับ actuator disk ได้เช่นเดียวกับกังหันลมแกนนอน งานวิจัยนี้จะเลือกใช้ทฤษฎีในกลุ่ม Blade element momentum ที่ใช้ในการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของกังหันลมแกนตั้ง ซึ่งเป็นที่รู้จักกันโดยทั่วไปในอีกชื่อว่า Stream-tube theory เนื่องจากประหยัดเวลาและหน่วยความจำในการคำนวณว่าแบบจำลองในกลุ่มเทอร์เท็กซ์และยังสามารถประยุกต์ใช้งานเข้ากับแบบจำลองการรบกวนพลวัตได้ง่ายแบบจำลองในกลุ่มท่อการไหลนั้นอาศัยทฤษฎีโมเมนต์โดยพิจารณาให้การไหลเป็นแบบกึ่งคงตัว (Quasi-steady flow) โดยหาแรงที่กระทำในทิศของการไหลจากการเปรียบเทียบกับแรงจากการคำนวณพื้นฐานของทฤษฎีเบลคดิลิเมนต์ แบบจำลองในกลุ่มท่อการไหลนี้มีเริ่มต้นพัฒนาจากแบบจำลองท่อการไหลเดี่ยว และถูกพัฒนาให้มีความซับซ้อนและแม่นยำขึ้น ซึ่งสามารถจำแนกได้เป็นประเภทย่อยด้วยกันดังนี้

- 1) แบบจำลองท่อการไหลเดี่ยว (Single stream-tube model) ซึ่งพิจารณาว่ากังหันนั้นถูกรอบคลุมด้วยท่อการไหลเพียงท่อเดียวและกังหันสกัดพลังงานเพียงครั้งเดียวคือที่ระนาบตรงกลางระหว่างต้นลมและปลายลม
- 2) แบบจำลองท่อการไหลกลุ่ม (Multiple stream-tube model) เป็นการขยายการพิจารณาจากแบบจำลองแรกให้มีความละเอียดมากขึ้น โดยพิจารณาว่ากังหันนั้นประกอบด้วยกลุ่มท่อการไหลหลายๆ ท่อครอบคลุมตัวกังหันอยู่
- 3) แบบจำลองท่อการไหลซ้อน (Double stream-tube model) เป็นแนวคิดที่มีความซับซ้อนเพิ่มขึ้น โดยพิจารณาว่าการกวาดใบของกังหันลมแกนตั้งนั้นจะกวาดผ่านกระแสการไหลสองครั้ง ดังนั้นในปริมาตรการกวาด (swept volume) นั้นแบ่งการพิจารณาออกเป็นสองส่วนคือส่วนต้นลม (Upwind) และส่วนปลายลม (Downwind) การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของทั้งสองส่วนจะวิเคราะห์แบบอิสระ ไม่ขึ้นต่อกัน
- 4) แบบจำลองท่อการไหลกลุ่มซ้อน (Double multiple stream-tube model) เป็นการนำแบบจำลองในข้อ 2 และ 3 มารวมกันกล่าวคือพิจารณาท่อการไหลให้มีจำนวนมาก โดยแต่ละท่อการไหลนั้นจะแยกพิจารณาในส่วนของต้นลมและปลายลม ทำให้มีความซับซ้อนและแม่นยำขึ้นไปอีก



รูปที่ 7.1 ภาพตัดขวางมองจากด้านบนของแบบจำลอง streamtube

- a) Single streamtube, b) Double streamtube, c) Double streamtube,
d) Double-multiple streamtube [Touryan et al. 1987]

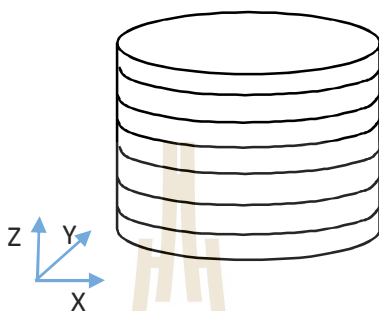
ความแตกต่างของแบบจำลองท่อการไหลทั้งสามแบบนี้ขึ้นอยู่กับที่การวิเคราะห์ความเร็วเหนี่ยวนำ (Induce velocity) โดยสองแบบจำลองแรก เช่นที่นำเสนอโดย Templin (1794) Wilson และ Lissaman (1974) Shankar (1976) และ Strickland (1975) นั้นจะพิจารณาว่าความเร็วเหนี่ยวนำมีค่าคงที่เท่ากันตลอดทั้งโรเตอร์ (rotor) ซึ่งถูกแทนที่ด้วย actuator disk สมมูล (Equivalent actuator disk) ส่วนแบบจำลอง 2 กลุ่มหลัง เช่นที่เสนอโดย Lapin (1975) และ Paraschivoiu (1981) นั้นจะประเมินว่าความเร็วเหนี่ยวนำทั้งในส่วนต้นลมและปลายลมนี้มีค่าแตกต่างกัน

โดยในงานวิจัยนี้จะเลือกใช้แบบจำลอง Double-multiple stream (Touryan และคณะ 1987) เนื่องจากมีการจำลองแผ่นจานสมมติทั้งในส่วนต้นลมและปลายลม ทำให้การคำนวณมีความแม่นยำกว่า ส่วนแบบจำลองการรบกวนพลวัตจะใช้แบบจำลองของกอร์มอนต์ (Gormont model) ผลเฉลยที่ได้จากการคำนวณจะถูกนำไปสอบเทียบกับผลเฉลยจากโปรแกรมที่เชื่อถือได้ ท้ายที่สุด โปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้นนี้จะถูกนำไปใช้ในการศึกษาผลกระทบของตัวแปรต่าง ๆ ที่มีผลต่อประสิทธิภาพและการเริ่มต้นหมุนของกังหันแกนตั้ง

7.3 วิธีดำเนินการวิจัย

จากการทบทวนวรรณกรรมวิจัยและการทบทวนทฤษฎีต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้อง ทำให้ผู้ศึกษาสามารถสรุปทฤษฎีบทต่าง ๆ และนำมาประยุกต์เพื่อพัฒนาโปรแกรมเพื่อวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงขึ้นมาได้โดยใช้แบบจำลอง actuator disk ร่วมกับการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวน

วัตรของ Gormont ทั้งนี้ กังหันลมแกนตั้งจะถูกสมมติว่าเป็นแผ่น actuator disk ที่วางซ้อนกันอยู่หลาย ๆ ชั้น โดยไม่มีการไหลข้ามชั้นกัน หรือกล่าวได้อีกนัยหนึ่งว่าไม่มีการไหลในทิศแกน z นั้นเอง ลักษณะของ actuator disk ที่ถูกสมมติขึ้นมาแทนกังหันลมแกนตั้งแบบใบตรงมีลักษณะดังรูป 7.2



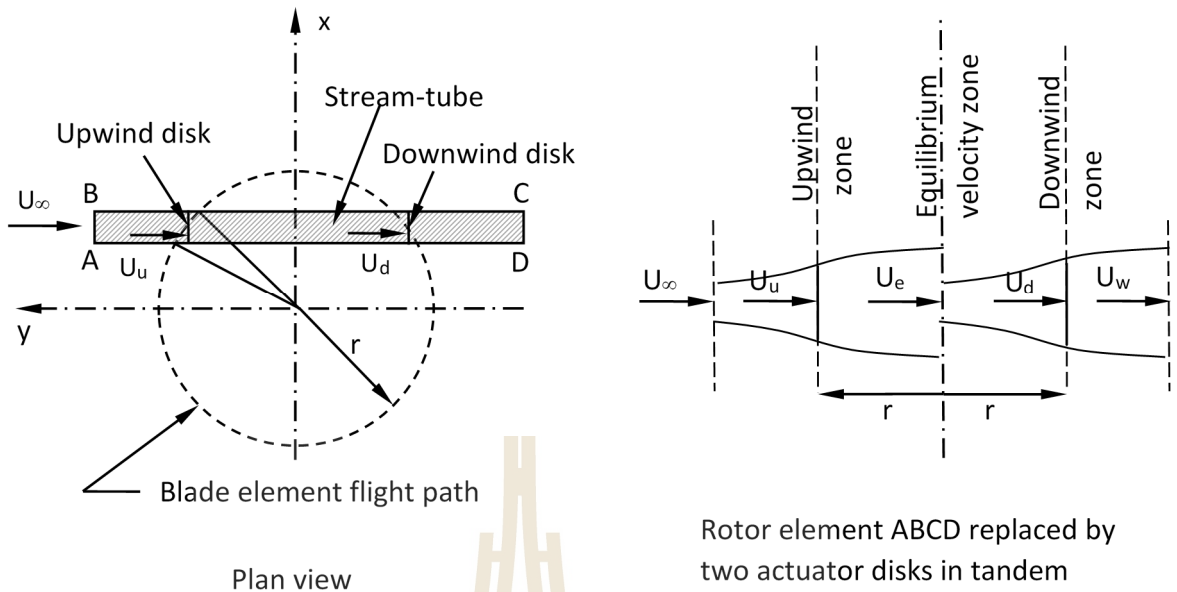
รูปที่ 7.2 ลักษณะแผ่นจานสมมติที่ซ้อนกัน เพื่อใช้อธิบายการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้ง

สมมติฐานในการคำนวณคือการไหลผ่านจานสมมติแต่ละชั้นไม่มีการบานตัวออกเข้าไปเกี่ยวข้องกัน มีการบานออกของการไหลในแนวระนาบเท่านั้น แผ่นจานสมมติแต่ละแผ่นจะถูกแบ่งเป็นท่อการไหลเล็ก ๆ และแบ่งเป็นส่วนหน้าและส่วนหลัง

7.3.1 ขั้นตอนการคำนวณ

การวิเคราะห์ประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งสามารถทำได้โดยการคำนวณซ้ำ ๆ รอบ (Iterative method) โดยมีวิธีการและขั้นตอนการคำนวณดังต่อไปนี้

1. จากนั้นในแต่ละชั้นของ actuator disk จะถูกแบ่งเป็นท่อการไหล (stream-tube) ลักษณะดังรูป



รูปที่ 7.3 ลักษณะของท่อการไหล (Stream tube)

2. คำนวณตำแหน่งของมุมหัน (azimuth angle) ในแต่ละท่อการไหลที่ตำแหน่งที่ใบกังหันกวาดผ่าน
3. เริ่มต้นคำนวณที่ต้นลมก่อน โดยในขั้นต้นกำหนดค่า upwind axial flow induction factor; a_u ให้เท่ากับศูนย์ และกำหนดค่าขนาดของกังหัน รวมถึงความเร็วรอบในการหมุน Ω ตลอดจนความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio)
4. คำนวณค่าเลขเรย์โนลด์ และหามุมปะทะ จากสมการ

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

ค่าความเร็วสัมผัสที่เข้า actuator disk ที่ตำแหน่งนั้น ๆ ได้จากสมการ

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

5. นำค่ามุมปะทะจากข้อ 4 และทราบค่าเลขเรย์โนลด์ไปเปิดตารางหาค่า C_L และ C_D

6. คำนวณอัตราการผลิตเปลี่ยนแปลงมุมปะทะระหว่างท่อการไหลที่ติดกัน จากนั้นประยุกต์ Gormont model เข้าไปเพื่อเพิ่มผลกระทบท่อการไหลพลวัตให้แก่ค่า C_L และ C_D ให้ถูกต้องยิ่งขึ้น

7. คำนวณค่า C_N และ C_T จาก

$$C_N = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha$$

$$C_T = C_L \sin \alpha + C_D \cos \alpha$$

8. คำนวณค่า F_u จากสมการ

$$F_u = 0.5 \rho W_u^2 \frac{NcA_u}{2\pi R \cos \theta} (C_{nu} \cos \theta - C_{tu} \sin \theta)$$

9. จากนั้นหาค่า a_u จาก

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

10. เมื่อได้ค่า a_u แล้ว จะสามารถนำไปหาค่า U_u ได้จาก

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

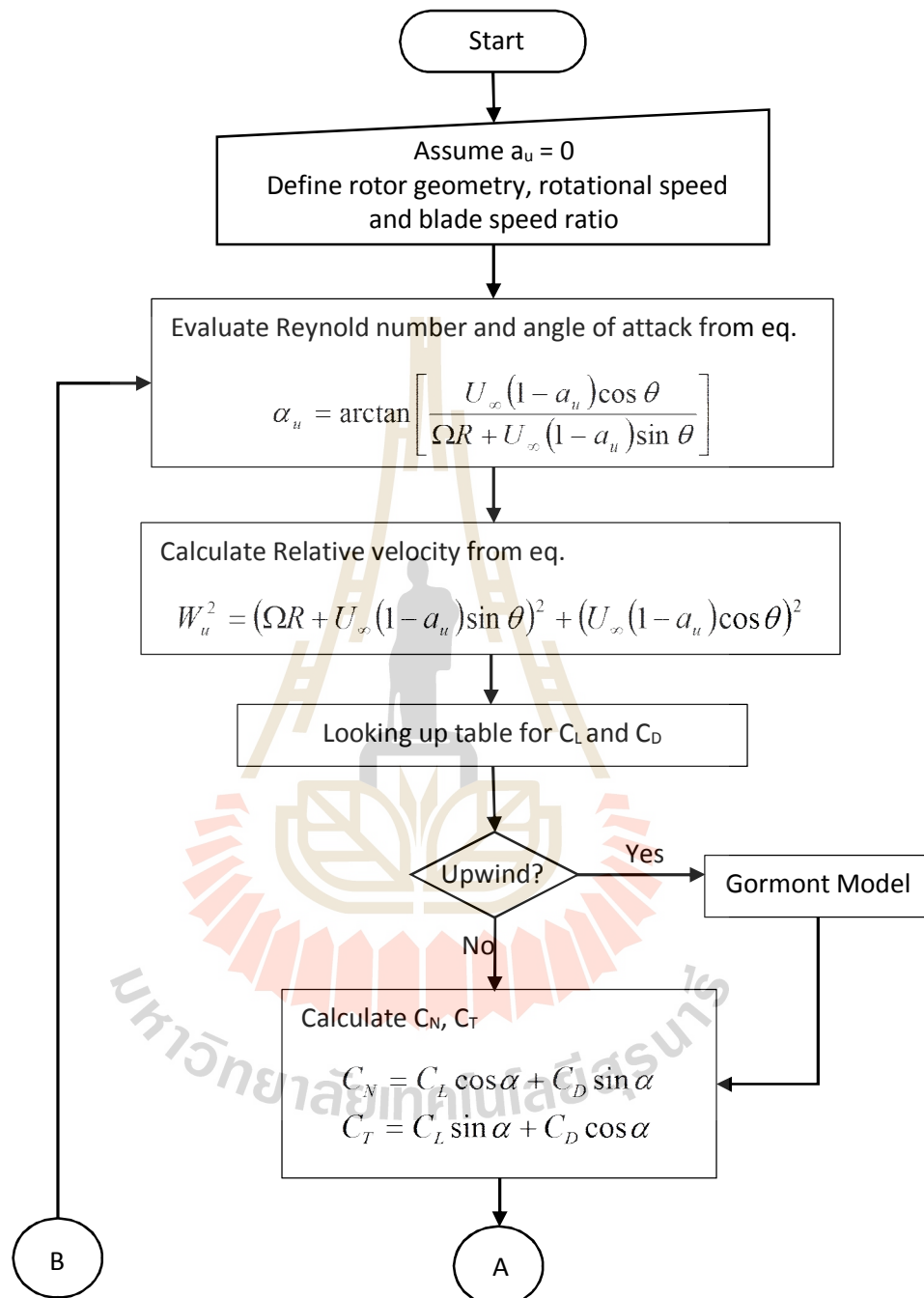
11. ตรวจสอบค่าความเร็วที่คำนวณได้ในรอบปัจจุบัน U_u^n กับรอบก่อน U_u^{n-1} ว่ามีความแตกต่างกันมากกว่าค่า error (err) ที่กำหนดไว้หรือไม่ $|U_u^{n+1} - U_u^n| > err$ หากไม่ กลับไปคำนวณซ้ำ จากข้อที่ เป็นต้นไปจนกว่าค่าความแตกต่างของความเร็วจะน้อยกว่าค่าที่กำหนดจึงจะหยุดการคำนวณ

12. เมื่อได้ค่าความเร็วต้นลมก็จะสามารถคำนวณหาค่าแรงบิดและประสิทธิภาพในแต่ละท่อการไหลได้

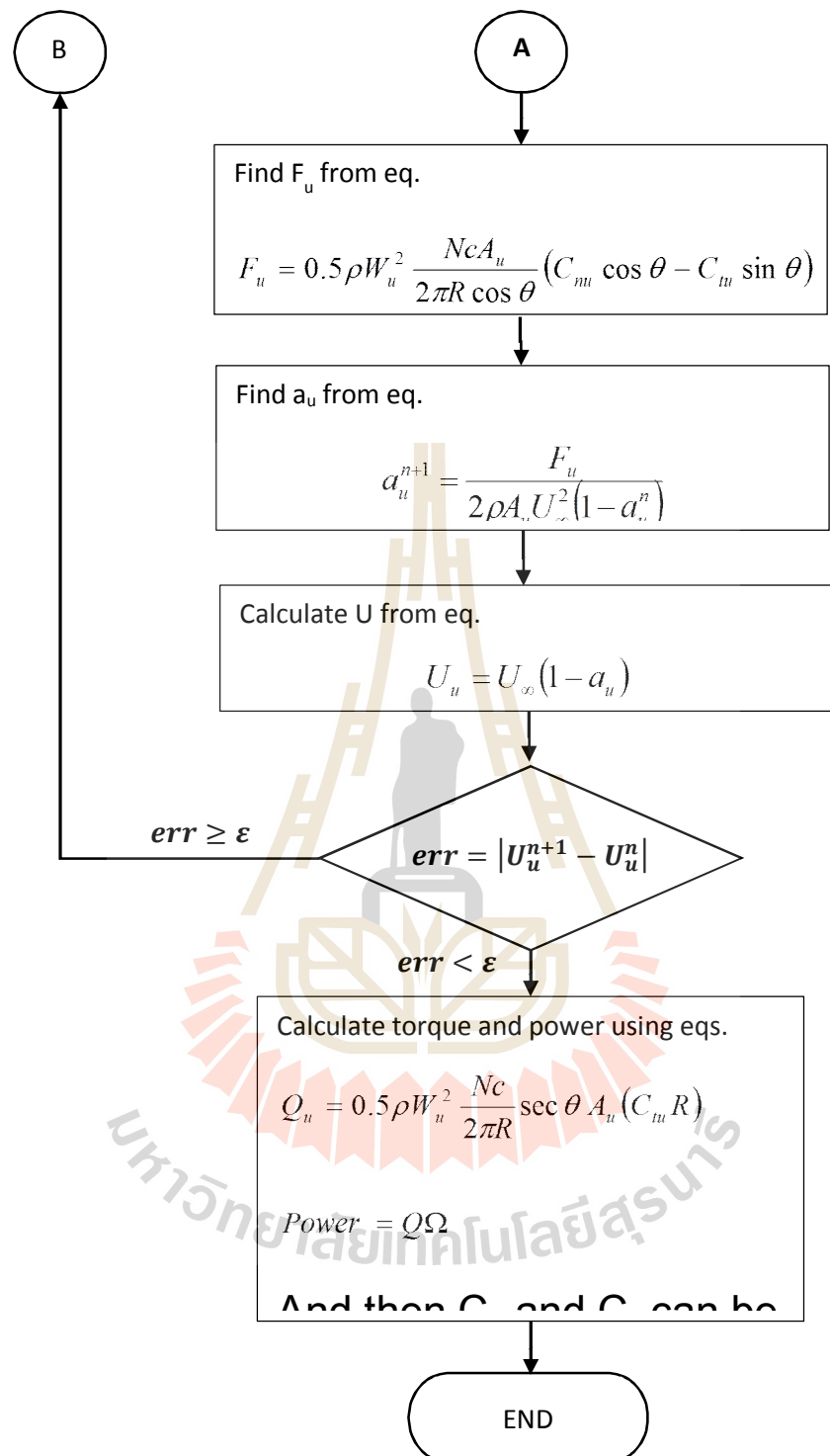
13. ทำการคำนวณที่ปลายลมโดยใช้ขั้นตอนการคำนวณเช่นเดียวกับที่ต้นลม step 5 ถึง 12) โดยข้ามขั้นตอนการเพิ่มผลกระทบท่อการไหลพลวัต (step7)

14. หลังจากเสร็จสิ้นการคำนวณที่ต้นลมและปลายลมแล้วสามารถอินทิเกรตหาแรงบิดและกำลังในแต่ละชั้นการไหลได้ รวมถึงสามารถอินทิเกรตตลอดความสูงเพื่อหาแรงบิดรวมและประสิทธิภาพทั้งหมดได้ต่อไป

Flow chart ในการคำนวณสามารถอธิบายเป็นแผนภาพดังภาพ



รูปที่ 7.4 Flow chart แสดงการคำนวณ



รูปที่ 7.5 Flow chart แสดงการคำนวณ (ต่อ)

7.3.2 การสอบเทียบโปรแกรม

เพื่อให้เกิดความมั่นใจได้ว่าโปรแกรมที่ถูกเขียนขึ้นมา มีความถูกต้อง สามารถนำไปใช้ในการศึกษาและวิเคราะห์รวมถึงออกแบบกังหันลมแกนตั้งในเบื้องต้นได้นั้น จำเป็นเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องมีการสอบเทียบโปรแกรม โดยการนำผลเฉลยกับโปรแกรมไปทดสอบกับผลการทดลองที่เชื่อถือได้ อย่างไรก็ตาม ข้อมูลการทดสอบที่น่าเชื่อถือในวรรณกรรมวิจัยที่มีอยู่ในปัจจุบันนั้น ส่วนใหญ่เป็นการทดสอบกังหันแกนตั้งแบบคาร์ริอุส แม้แต่การสอบเทียบโปรแกรมของหน่วยงานที่วิจัยและออกแบบกังหันแกนตั้งอย่าง Sandia national laboratory ก็ใช้การสอบเทียบกับข้อมูลการทดลองของกังหันคาร์ริอุสเช่นกัน ดังนั้นเนื่องจากไม่มีข้อมูลทดลองของกังหันแกนตั้งแบบใบตรงที่น่าเชื่อถือ การสอบเทียบโปรแกรมในการศึกษานี้ จะทำโดยการนำผลเฉลยที่ได้ไปเปรียบเทียบกับผลเฉลยที่ได้จาก CARDAAV code ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ใช้ในการประเมินประสิทธิภาพกังหันลมแกนตั้งของ Sandia national laboratory พัฒนาโดย Ion Paraschivoiu ในปี ค.ศ.1984 โดย CARDAAV code นี้เป็นโปรแกรมวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งบนพื้นฐานของแบบจำลอง actuator disk ที่ถูกพัฒนาต่อเนื่องให้ใช้ได้กับกังหันที่หลากหลายรวมถึงกังหันแกนตั้งแบบใบตรงด้วย code ดังกล่าวได้รับการสอบเทียบแล้วและได้รับการยอมรับว่ามีความน่าเชื่อถือเทียบเคียงได้กับแบบจำลอง vortex model ทั้งนี้ CARDAAV code เป็นโปรแกรมที่ถูกพัฒนาต่อเนื่องมาหลายรุ่น มีการปรับแก้ค่าสัมประสิทธิ์ต่าง ๆ เช่นค่า C_N C_T เพื่อให้สมเหตุสมผล รวมถึงมีการเพิ่มการพิจารณาผลกระทบต่าง ๆ เข้าไปด้วยเพื่อให้การทำนายค่ามีความแม่นยำยิ่งขึ้นเช่น ผลกระทบจากการสูญเสียที่ปลายใบ (Tip loss factor) ผลกระทบจากการขยายตัวของกระแสไหล (Flow expansion effect) ทั้งในแนวแกนกังหันและในแนวระนาบ ผลกระทบของการบิดโค้งของกระแสไหล (Flow curvature effect) เป็นต้น ผลกระทบดังกล่าวมานี้ ไม่ได้ถูกประยุกต์เข้าไปในโปรแกรมของผู้เขียนเนื่องจากมีขอบเขตที่กว้างเกินไป แต่จะพิจารณาเพิ่มเติมต่อไปเพื่อให้ผลเฉลยมีความแม่นยำตรงมากขึ้นในอนาคต ลักษณะทางกายภาพของกังหันที่ใช้ในการสอบเทียบเป็นดังตารางที่

ตารางที่ 7.1 ขนาดทางกายภาพของกังหันที่ใช้ในการสอบเทียบ โปรแกรม

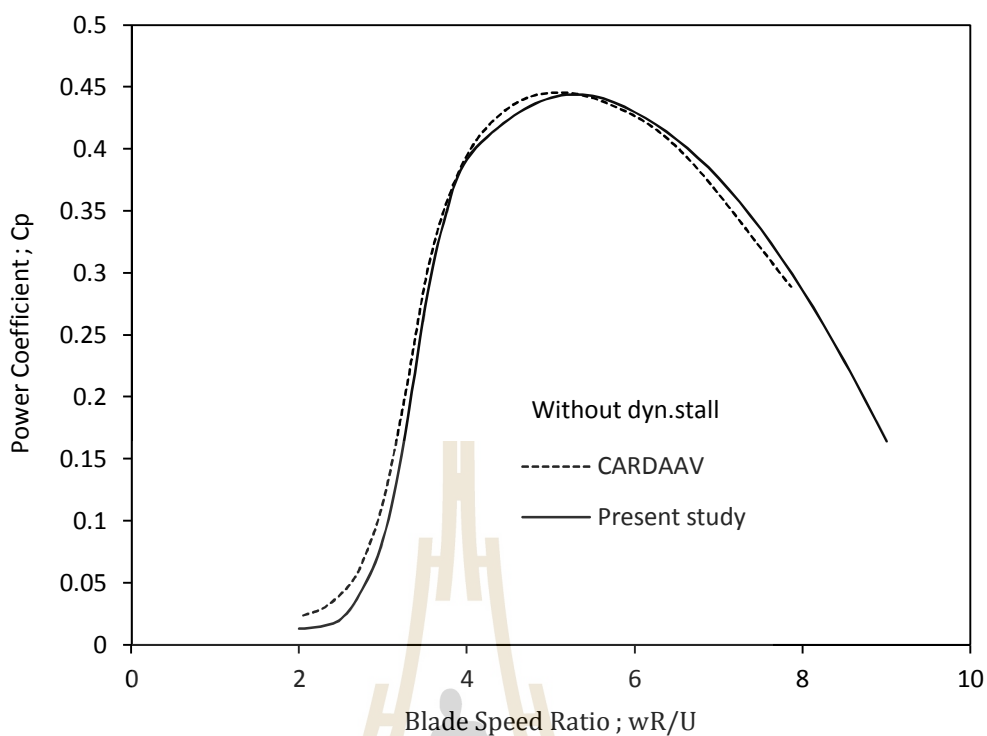
Parameter	Value
Rotor diameter	6 m
Blade height	6 m
Blade chord (constant)	0.2 m
Blade section	NACA0015
Number of blades	2
Rotor ground clearance	3 m
Rotor speed	125 rpm

7.4 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล

จากการศึกษารวบรวมกรณีวิจัยที่เกี่ยวข้องผู้ศึกษาได้นำมาประมวลผล สรุปและนำความรู้ที่ได้มาประยุกต์เขียนโปรแกรมเพื่อใช้ในการวิเคราะห์กังหันลมแกนตั้งแบบใบตรง โดยผลเฉลยจากการใช้โปรแกรมที่ผู้ศึกษาได้ทำขึ้น มีแนวโน้มเดียวกันและสอดคล้องกับผลเฉลยจาก CARDAAV code เป็นอย่างดีอีกทั้งยังก่อให้เกิดความเข้าใจในพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของกังหันลมแกนตั้งมากขึ้น รวมถึงข้อบกพร่องหรือจุดบอดในการทำนายค่าของโปรแกรมที่ยังอาจพัฒนาต่อไปได้ในอนาคต ส่วนต่อไปนี้จะขอกล่าวถึงการเปรียบเทียบผลเฉลยที่ได้จากโปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้น รวมถึงการวิเคราะห์และวิจารณ์ผลเฉลยที่ได้ อันจะนำไปสู่การพัฒนาโปรแกรมให้มีความแม่นยำขึ้นในอนาคต

7.4.1 ผลเฉลยเปรียบเทียบกับ CARDAAV code

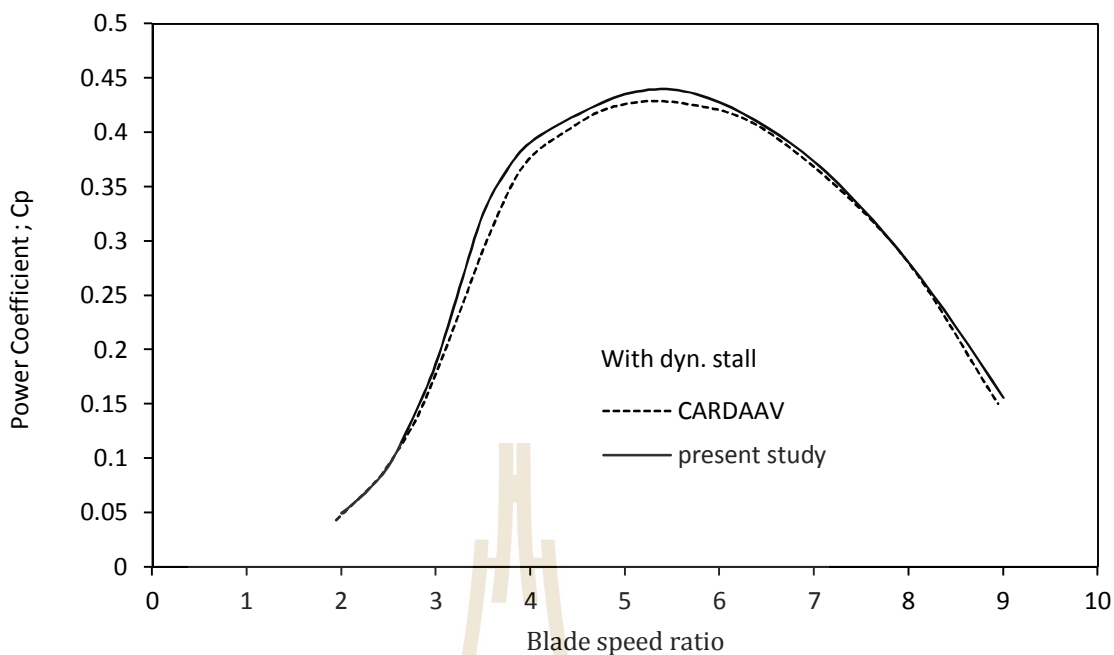
สำหรับกรณีที่ไม่ประยุกต์ผลกระทบจากการรบกวนพลวัต (Gormont model) ผลเฉลยสัมประสิทธิ์กำลังที่ Blade speed ratio ต่าง ๆ เทียบกับผลเฉลยที่ได้จาก CARDAAV code มีแนวโน้มและให้ค่าใกล้เคียงกันเป็นอย่างดีดังรูปที่ 7.6 จะเห็นว่าในย่าน blade speed ratio ต่ำ ๆ ประมาณ 2-3 ผลเฉลยที่ได้จากการศึกษานี้ มีค่าต่ำกว่าผลเฉลยของ CARDAAV code เล็กน้อย อาจเป็นผลเนื่องมาจากการที่ย่านดังกล่าวเป็นย่านที่แรงยกที่ได้ปีกกังหันมีค่าค่อนข้างสูงกว่าย่านอื่นจึงสามารถเกิดการสูญเสียที่ปลายใบได้มาก แต่การศึกษานี้ ยังไม่ได้มีการพิจารณาผลกระทบจากการสูญเสียปลายใบเข้าไปด้วย ในขณะที่ CARDAAV code มีการพิจารณาผลกระทบดังกล่าวเข้าไปแล้ว จึงทำให้เห็นความแตกต่างระหว่างผลเฉลยของทั้งสองโปรแกรมได้ชัดเจนกว่าย่านอื่น



รูปที่ 7.6 ผลเฉลยค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ Blade speed ratio ต่าง ๆ

เปรียบเทียบกับ CARDAVV code ในขณะที่ยังไม่พิจารณาผลกระทบการ
วูบพลวัต

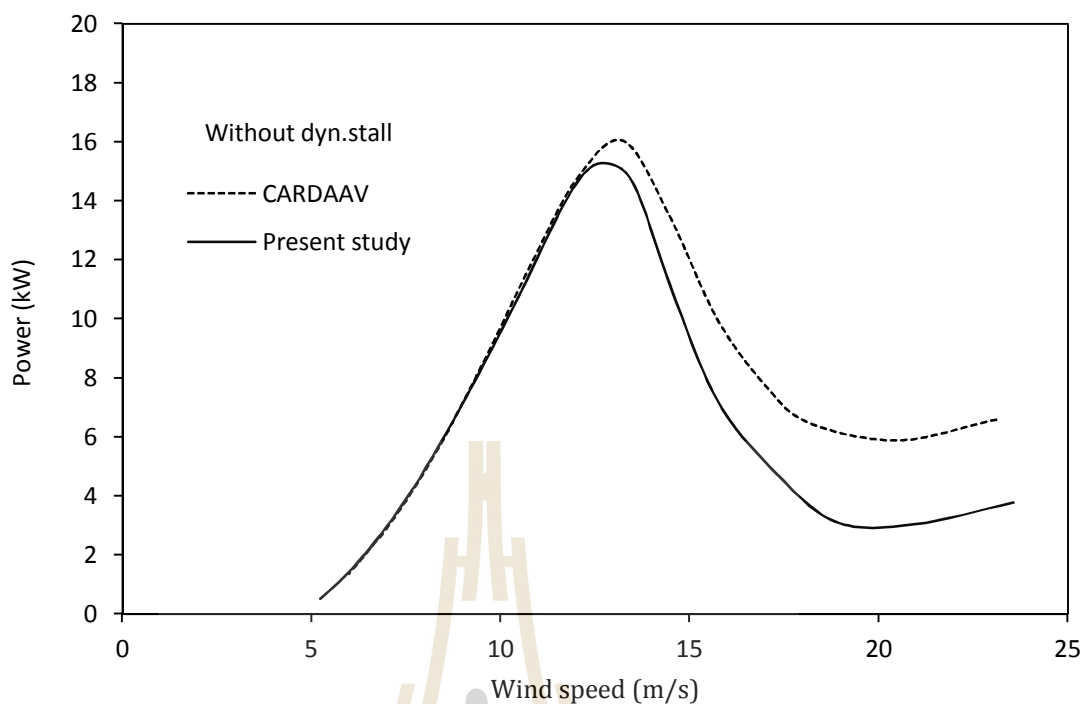
เมื่อมีการประยุกต์แบบจำลองการวูบพลวัต โดยใช้ basic Gormont model ประยุกต์เข้าเฉพาะด้านต้น
ลมตามวิธีของ Sharpe [Freris (1990) หน้า 105] โดยไม่มีการคิดผลกระทบของการสูญเสียปลายใบ
(Tip loss effect) เปรียบเทียบกับผลเฉลยจาก CARDAVV code ที่ใช้แบบจำลองการวูบพลวัตของ
Paraschivou) และพิจารณาการสูญเสียปลายใบร่วมด้วย ตามรูปที่ 7.7 ซึ่งจะเห็นว่า แม้ไม่ได้คิด
ผลกระทบของการสูญเสียปลายใบแต่ผลเฉลยที่ได้ก็มีแนวโน้มรวมถึงมีค่าใกล้เคียงกันกับผลเฉลย
จาก CARDAVV code อันซึ่งได้รวมผลกระทบของการสูญเสียปลายใบด้วยแล้วเป็นอย่างดี



รูปที่ 7.7 ผลเฉลยค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ Blade speed ratio ต่าง ๆ

เปรียบเทียบกับ CARDAVV code เมื่อมีการพิจารณาผลกระทบการรบกวน
 วัตรร่วมด้วย

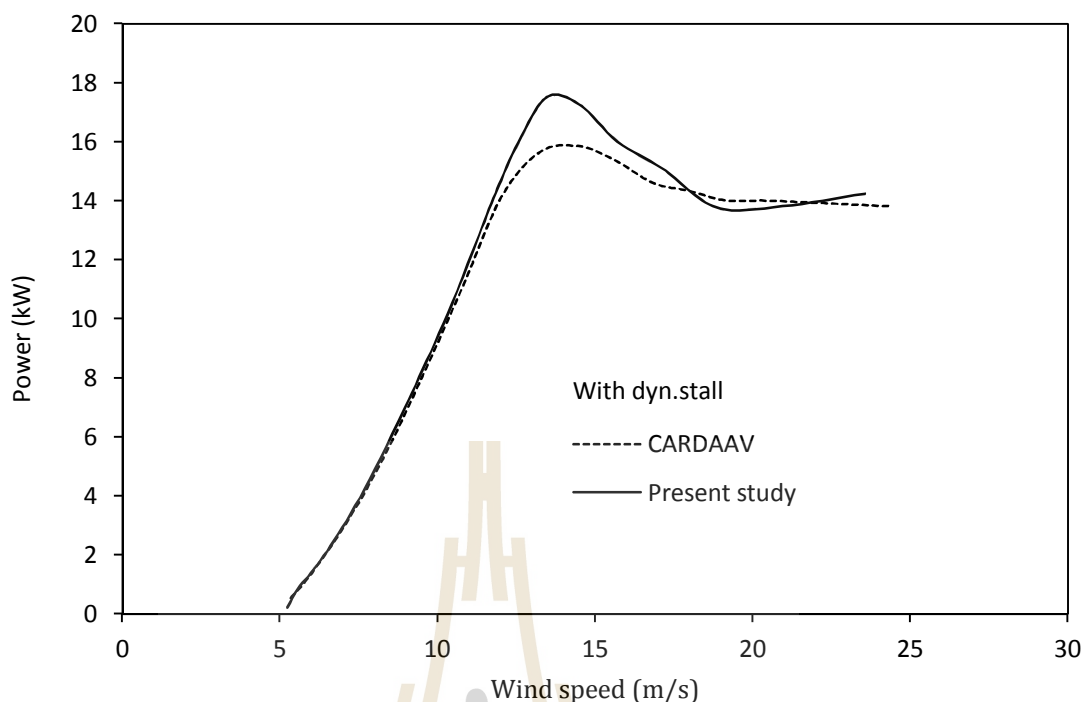
เมื่อพิจารณาผลเฉลยในรูปของกำลังของกังหันที่สกัดได้จากลมตามรูปที่ 7.8 เมื่อไม่ประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนวัตร กำลังที่ได้มีค่าเพิ่มขึ้นตามความเร็วลมในตอนต้น โดยมีแนวโน้มเป็นเชิงเส้น ค่ากำลังมีค่าเพิ่มขึ้นตั้งแต่ความเร็วต่ำ ๆ จนถึงความเร็วประมาณ 5 m/s จากนั้นกำลังที่ได้จะลดลงเรื่อย ๆ ดังภาพ ผลเฉลยที่ได้จากการศึกษานี้กับ CARDAAV code ให้แนวโน้มเดียวกัน โดยจะเห็นได้ชัดเจนว่าที่ความเร็วต่ำกว่า 12 องศา ผลเฉลยที่ได้มีค่าค่อนข้างใกล้เคียงกันมาก ทั้งนี้ผลเฉลยบริเวณดังกล่าวเป็นบริเวณที่ค่าความเร็วยอดทอนสูงและอยู่ในย่านที่ยังรับผลกระทบจากการรบกวนวัตรมากนัก ค่าแรงยกและแรงต้านที่กระทำบนใบกังหันยังสามารถอ่านค่าจากสัมประสิทธิ์ แรงแบบสถิต



รูปที่ 7.8 เปรียบเทียบกำลังตามความเร็วลมต่าง ๆ กับCARDAAV code

กรณีไม่ประยุกต์ใช้แบบจำลองการวบพลวัต

เมื่อมีการประยุกต์ผลกระทบจากการวบพลวัตเข้าไปในโปรแกรม พบว่าค่ากำลังที่ได้ในช่วงความเร็วสูงคือประมาณ 12 m/s ขึ้นไปนั้น มีค่าสูงขึ้นดังรูปที่.9 โดยหลังจากประยุกต์แบบจำลองดังกล่าวเข้าไปแล้วพบว่าผลเฉลยที่ได้มีความใกล้เคียงกับCARDAAV code มากขึ้น แม้ว่าจะไม่ได้มีการประยุกต์ใช้แบบจำลองการสูญเสียที่ปลายใบกังหันด้วยก็ตาม



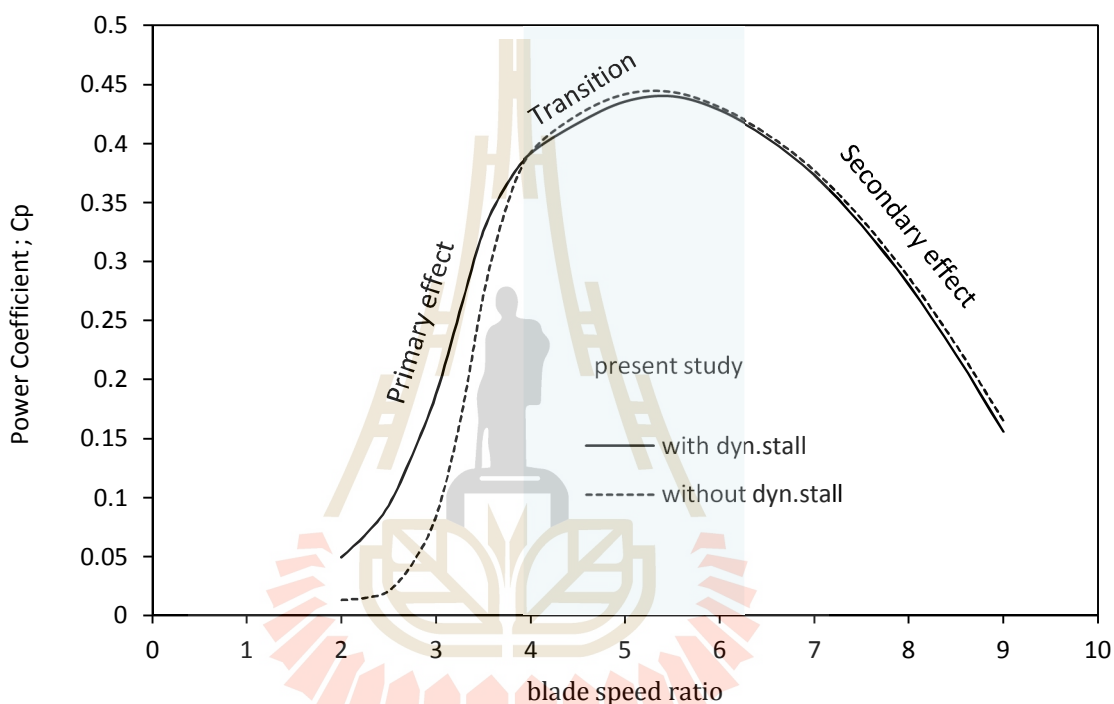
รูปที่ 7.9 เปรียบเทียบกำลังตามความเร็วลมต่าง ๆ กับCARDAAV code
กรณีประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัตพร้อมด้วย

จากการเปรียบเทียบผลเฉลยเทียบกับ CARDAAV code โดยรวมแล้วสามารถกล่าวได้ว่าโปรแกรมที่ถูกพัฒนาขึ้นในการศึกษานี้ สามารถให้ความแม่นยำได้ดีเทียบเคียงกับ CARDAAV code สามารถนำไปประยุกต์ใช้เพื่อช่วยในการวิเคราะห์ห่ออกแบบ และพัฒนากังหันลมแกนตั้งได้ ทั้งนี้ในอนาคตยังสามารถเพิ่มผลกระทบจากการสูญเสียปลายใบ ผลกระทบจากการบิดโค้งของการไหล เพื่อให้เกิดความแม่นยำสูงขึ้นได้

7.4.2 ผลกระทบของปรากฏการณ์การรบกวนพลวัต

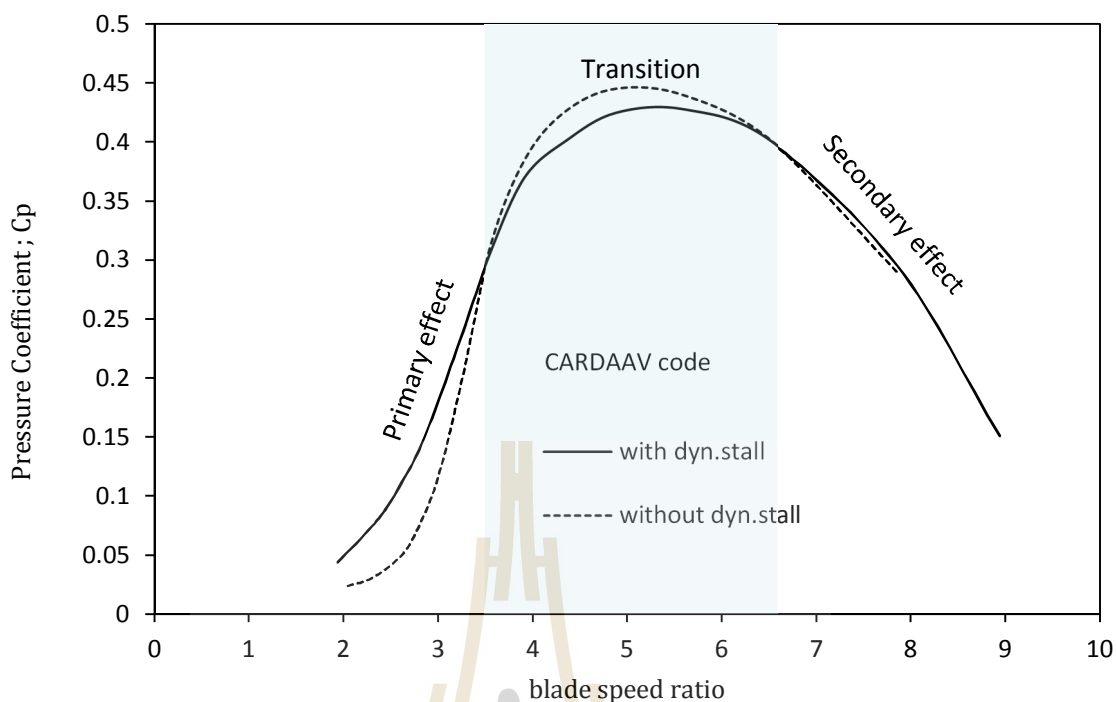
จากการศึกษาผลกระทบของการรบกวนพลวัต ผลการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ กำลังเป็นดังรูปที่ 7.10 ซึ่งสามารถเห็นผลกระทบการรบกวนพลวัตได้ชัดเจนเมื่อความเร็วยอดทอนมีค่าต่ำ ๆ โดยภาพรวมแล้วเราสามารถแบ่งกราฟออกได้เป็นสามช่วงด้วยกันคือ ช่วงต้นเป็นช่วงที่เห็นผลกระทบของการรบกวนพลวัตจะชัดเจน โดยความเร็วยอดทอนมีค่าต่ำกว่า 4 ลงไป ย่านดังกล่าวเป็นย่านที่มีการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในช่วงกว้าง ผลจากการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะอย่างรวดเร็วทำให้ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตมาก หากในการคำนวณไม่ประยุกต์แบบจำลองดังกล่าวเข้าไปด้วย ค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านที่อ่านได้จากการทดลองนั้น จะมีค่าต่ำกว่าความเป็นจริง ซึ่งจากกราฟในรูปที่ 7.10 นี้ จะเห็นว่าเมื่อมีการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัตร่วมด้วยนั้น ผลเฉลยของกำลังที่ได้มีค่าสูงขึ้น ช่วงที่สองความเร็วยอดทอนอยู่ในช่วงประมาณ 4-6

มุมปะทะของใบกังหันมีการเปลี่ยนแปลงในช่วงแคบกว่าคั้งนี้ ผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตจึงน้อยลงไปด้วย และช่วงปลายคือช่วงที่ความเร็วออกตอนมีค่าสูงกว่า 6 ขึ้นไป มุมปะทะในย่านดังกล่าวมีความเปลี่ยนแปลงค่อนข้างน้อย ผลกระทบจากปรากฏการณ์การรบกวนพลวัตต่ำ เป็นผลให้ผลเฉลยก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัตมีความแตกต่างกันน้อยมาก ทั้งนี้ ผลเฉลยที่ได้มีความสอดคล้องกับผลเฉลยที่ได้จาก CARDAAV code ดังแสดงในรูปที่ 7.11 เป็นอย่างดี



รูปที่ 7.10 ผลการทำนายค่า Pressure Coefficient

ก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรบกวนพลวัต

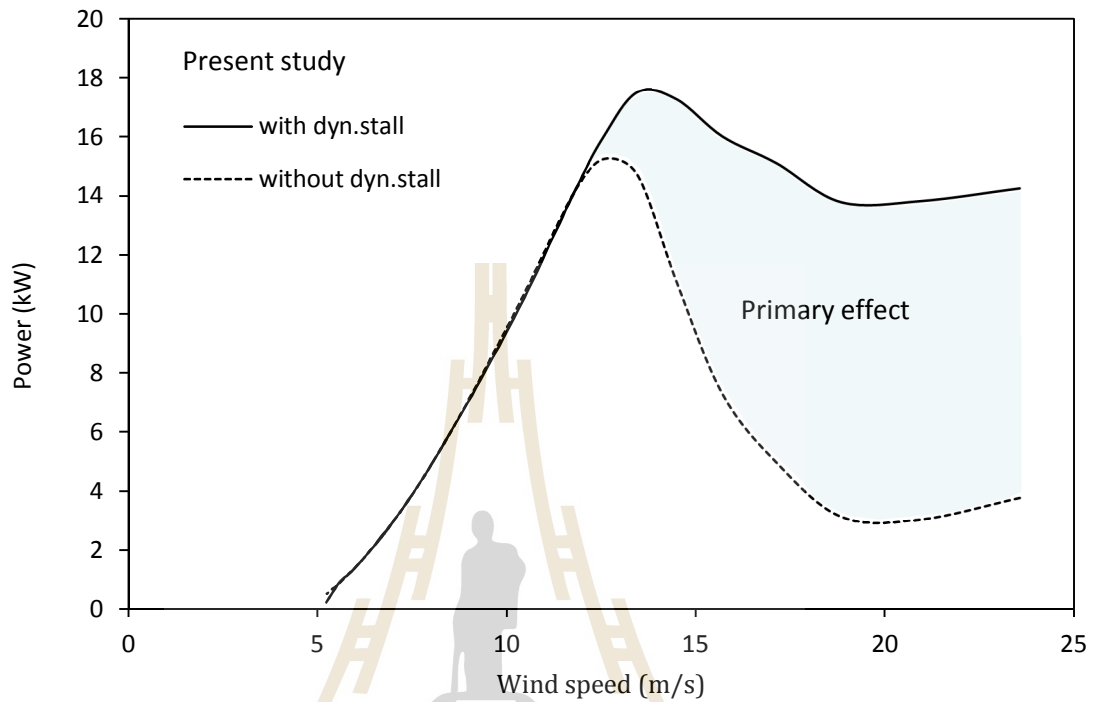


รูปที่ 7.11 ผลการทำนายค่า Pressure Coefficient ก่อนและหลังการประยุกต์ใช้
แบบจำลองการรบกวนพลวัต (CARDAAV code)

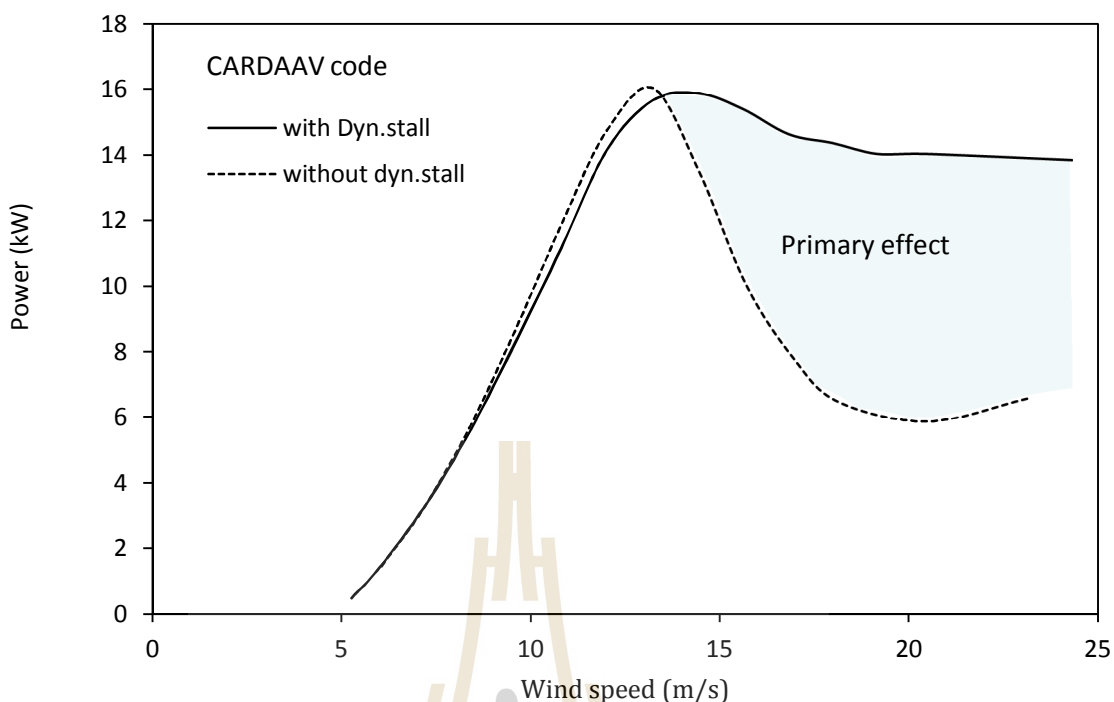
โดย Paraschivou ได้อธิบายไว้ว่าช่วงแรกนั้นเป็นช่วง Primary effect การไหลจะได้รับผลกระทบอย่างชัดเจนจากการรบกวนพลวัตและความดันของกังหัน ซึ่งความดันนี้ มีผลกระทบอย่างมากต่อความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านโรเตอร์ ส่วนช่วงปลายเป็นช่วง Secondary effect คือการไหลได้รับผลกระทบจากอย่างอื่นได้แก่ ลักษณะโครงสร้างของกังหันเช่น ใบบิดโค้งหรือใบตรง ประเภทหน้าตัดของแพนอากาศ การหมุนของแกนกังหัน ตลอดจนผลกระทบจากแกนกังหันและหรือสไปลเลอร์ ในช่วงดังกล่าวนี้ การรบกวนพลวัตมีผลกระทบน้อยมาก และท้ายสุดในส่วนกลางเรียกว่าช่วงทรานสิชัน (Transition) ในช่วงนี้ การไหลจะได้รับผลกระทบจากทุกอย่างรวมกัน แต่ไม่เด่นชัดเท่าในช่วงต้นและช่วงท้าย ในส่วนของ CARDAAV code นั้น ได้มีการประยุกต์ผลกระทบจาก secondary effect เข้าไปแล้ว แม้กระนั้นก็ตาม ผลเฉลยที่ได้ไม่มีความแตกต่างจากผลเฉลยในการศึกษานี้มากนัก แสดงให้เห็นว่า secondary effect นี้ มีผลกระทบค่อนข้างต่ำ (ดังแสดงในรูปที่ 7.7 ข้างต้น)

รูปที่ 7.12 และรูปที่ 7.13 เป็นการแสดงผลเฉลยในรูปของกำลัง ซึ่งจะเห็นได้ชัดเจนว่าแบบจำลองมีผลกระทบต่อความแม่นยำของผลเฉลยอย่างชัดเจน หากไม่มีกาประยุกต์แบบจำลองการรบกวนพลวัตเข้าไปด้วยในการคำนวณ ผลเฉลยที่ได้จะไม่แม่นยำในย่านความเร็วสูง ๆ ดังนั้น

แบบจำลองการรวมพลวัตจึงจำเป็นอย่างยิ่งในการทำนายคุณลักษณะของกังหันด้วยทฤษฎีเบลดอีลิเมนต์โมเมนต์ (BEM)



รูปที่ 7.12 ผลเฉลยในรูปของกำลังของกังหันที่ความเร็วต่าง ๆ ก่อนและหลังการประยุกต์ใช้แบบจำลองการรวมพลวัต

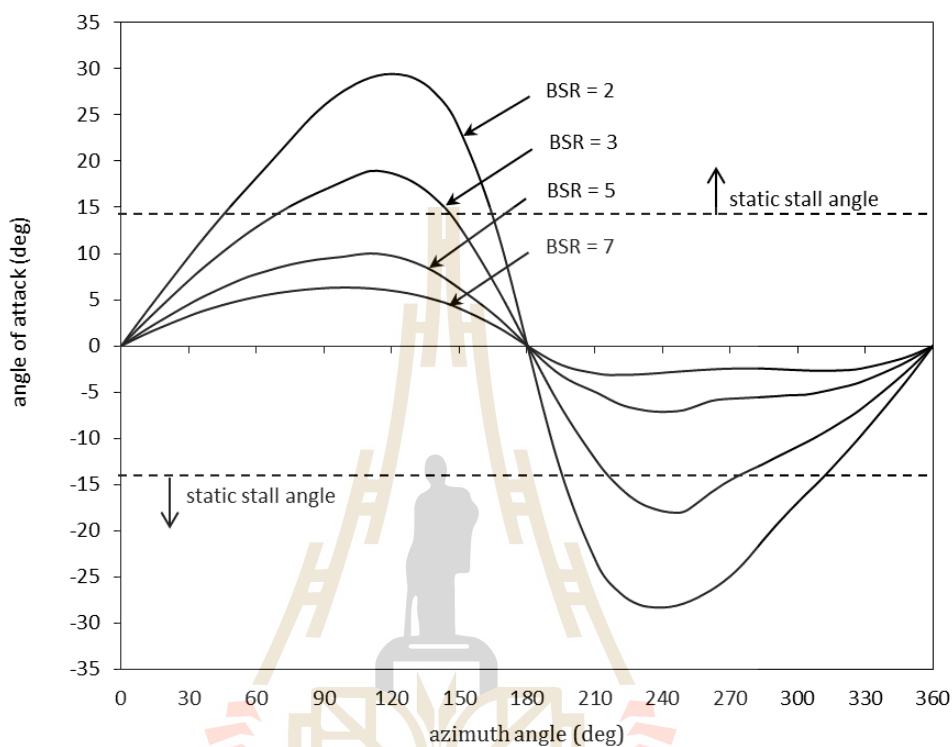


รูปที่ 7.13 ผลเฉลยในรูปของกำลังที่ความเร็วต่าง ๆ ก่อนและหลัง
การประยุกต์ใช้แบบจำลองการวูบพลวัต (CARDAAV code)

7.4.3 ผลกระทบของความเร็วยอดทอนต่อพฤติกรรมของมุมปะทะ

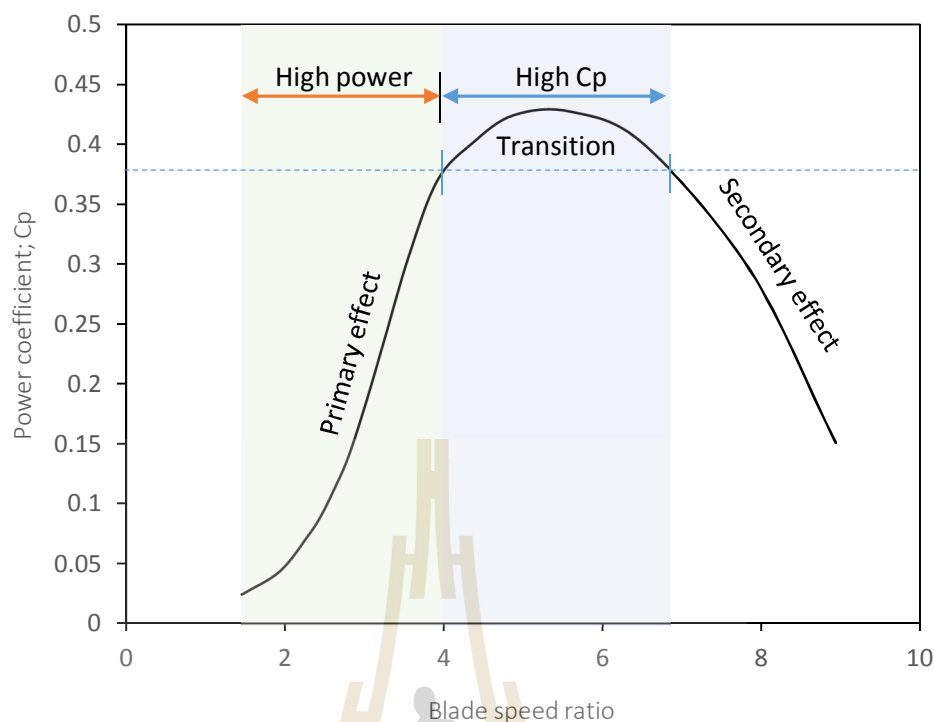
จากโปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้น นำมาใช้ในการตรวจสอบพฤติกรรมของการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะเทียบต่อมุมหัน (Azimuth angle) ได้ผลเฉลยดังรูปที่ 7.14 ซึ่งแสดงให้เห็นว่ามุมปะทะนั้นมีการเปลี่ยนแปลงไปตลอดเวลาตามมุมหัน โดยมีการแปรผันตามความเร็วยอดทอนด้วย กล่าวคือ เมื่อความเร็วยอดทอนมีค่า ๆ เช่น 1 – 3 จะเห็นว่ามุมปะทะมีการเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นและลดลงในช่วงกว้างทั้งในด้านต้นลมและปลายลม ความเปลี่ยนแปลงดังกล่าวจะมีปริมาณน้อยลงเมื่อความเร็วยอดทอนเพิ่มขึ้น จากภาพชี้ให้เห็นว่าความเร็วยอดทอนประมาณ 4 ขึ้นไปนั้น ถึงแม้ว่ามุมปะทะจะมีการเปลี่ยนแปลงไปตามมุมหัน แต่ขนาดของมุมปะทะนั้นจะยังมีค่าต่ำกว่ามุมวูบสถิต (Static stall angle) เสมอ นั่นคือใบกังหันไม่เกิดการวูบ ในขณะที่ความเร็วยอดทอนต่ำกว่า 4 มีการเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นและลดลงของมุมปะทะในช่วงกว้าง ส่งผลให้มุมปะทะมีค่าเกินมุมวูบสถิตในบางช่วง ลักษณะของมุมปะทะที่แปรไปตามมุมหันมีลักษณะคล้ายคลึงกันระหว่างส่วนต้นลมและปลายลม โดยในด้านปลายลมนั้นค่าสูงสุดของมุมปะทะจะมีค่าต่ำกว่าที่ต้นลมเนื่องจากลมที่เคลื่อนผ่านจากต้นลมมายังปลายลมนั้นถูกดูดซับพลังงานไปบางส่วนจากใบกังหันที่อยู่ต้นลมไปแล้ว ความเร็วของลมจึงมีค่าลดลงไปบ้าง ดังนั้นพลังงานที่กังหันสกัดได้จากบริเวณปลายลมจึงมีค่าต่ำกว่าพลังงานที่สกัดได้จากบริเวณต้นลม ซึ่งสอดคล้องกับผลทดลองตลอดทั้งผลเฉลยจาก CFD ทั่วไป

กล่าวคือกังหันมักจะให้พลังงานสูงที่เฉพาะด้านต้นลมเท่านั้น ทั้งนี้ นอกจากความเร็วลมจะลดลงแล้ว ใบกังหันที่เคลื่อนที่ผ่านด้านปลายลมยังจะต้องประสบกับคลื่นสะบัดท้ายที่เคลื่อนมาจากด้านต้นลมอีกด้วย พลังงานที่สกัดได้จากด้านปลายลมจึงต่ำลงอีก



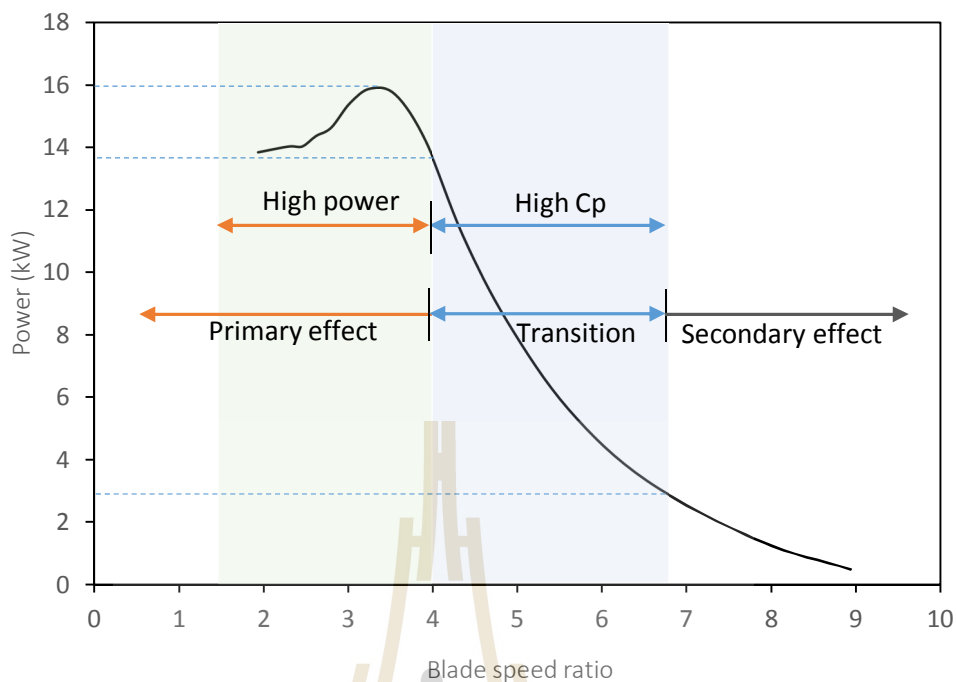
รูปที่ 7.14 การเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะเทียบกับมุมหัน (BEM ; present study)

กราฟสัมประสิทธิ์ กำลังตามรูปที่.15 แสดงค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ความเร็วยอดทอนต่าง ๆ พบว่าค่าสัมประสิทธิ์ กำลังที่ความเร็วยอดทอนเท่ากัน นั้นมีค่าเท่ากับ0.38 โดยประสิทธิภาพจะมีค่าสูงสุดที่ความเร็วยอดทอน 5.5 และยังมีค่าสูงอย่างต่อเนื่องเกิน0.38 จนกระทั่งถึงค่าความเร็วยอดทอน 6.8 จากนั้นค่าประสิทธิภาพจะตกลงอย่างต่อเนื่องและค่อนข้างเร็ว ในขณะที่ค่าความเร็วยอดทอนต่ำกว่า4 ประสิทธิภาพของกังหันมีค่าลดลง ค่าความเร็วยอดทอนในช่วง 4-6.8 นี้เป็นช่วงที่ให้ประสิทธิภาพสูง ใ่อย่างไรก็ดีหากพิจารณาในแง่ของค่ากำลังที่กังหันสกัดได้จากลมในช่วงความเร็วยอดทอน 4-6.5 ซึ่งให้ประสิทธิภาพสูงดังกล่าว กลับพบว่ากำลังที่กังหันสกัดได้นั้น มีค่าต่ำ



รูปที่ 7.15 ค่าสัมประสิทธิ์กำลัง คำนวณโดยใช้BEM

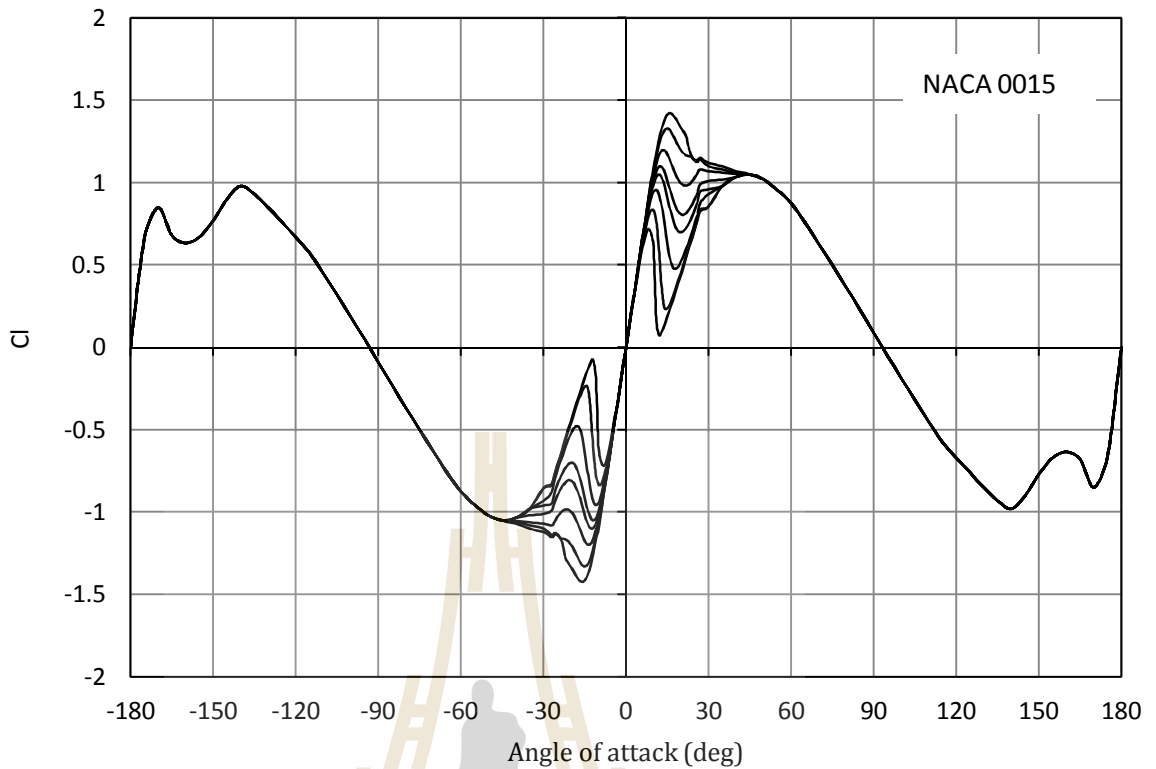
จากรูปที่ 7.16 จะเห็นชัดเจนว่าช่วงความเร็วยอดทอนที่ต่ำกว่า 4 ลงมากลับเป็นช่วงที่ให้กำลังสูงกว่ามาก การออกแบบกังหันจึงต้องคำนึงถึงทั้งสองส่วนร่วมกับประกอบกับองค์ประกอบอื่นๆ เช่นความเร็วลมในพื้นที่นั้น ๆ เป็นต้น หากเราพิจารณาจากค่าความเร็วยอดทอน $BSR = \frac{\omega R}{U}$ จะเห็นว่าตัวแปรที่ควบคุมไม่ได้ในการออกแบบคือความเร็วลม ส่วนตัวแปรที่ควบคุมได้ในการออกแบบคือรัศมีของกังหัน และความเร็วรอบซึ่งอาจควบคุมได้จากการเลือกลักษณะหน้าตัดของแพนอากาศ รวมไปถึงความโตของใบ หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งก็คือความดันของกังหันนั่นเอง หากความดันมีค่ามาก กังหันจะหมุนช้าและหากความดันมีค่าต่ำ กังหันจะหมุนได้เร็วขึ้น ดังนั้นเราอาจกล่าวได้ว่าในช่วงค่าความเร็วยอดทอนต่ำ ๆ หรือเป็นช่วงที่การบ็อพลวัตส่งผลกระทบต่อเด่นชัดที่สุดนั้น ประสิทธิภาพของกังหันจะขึ้นอยู่กับความดัน ลักษณะหน้าตัดแพนอากาศและขนาดของกังหันที่เราได้ออกแบบนั่นเอง



รูปที่ 7.16 ค่ากำลังที่กักเก็บได้จากลม คำนวณ โดยใช้EM

7.4.4 ผลกระทบจากค่าเลขเรย์โนลด์กับแนวทางการออกแบบขนาดกังหัน

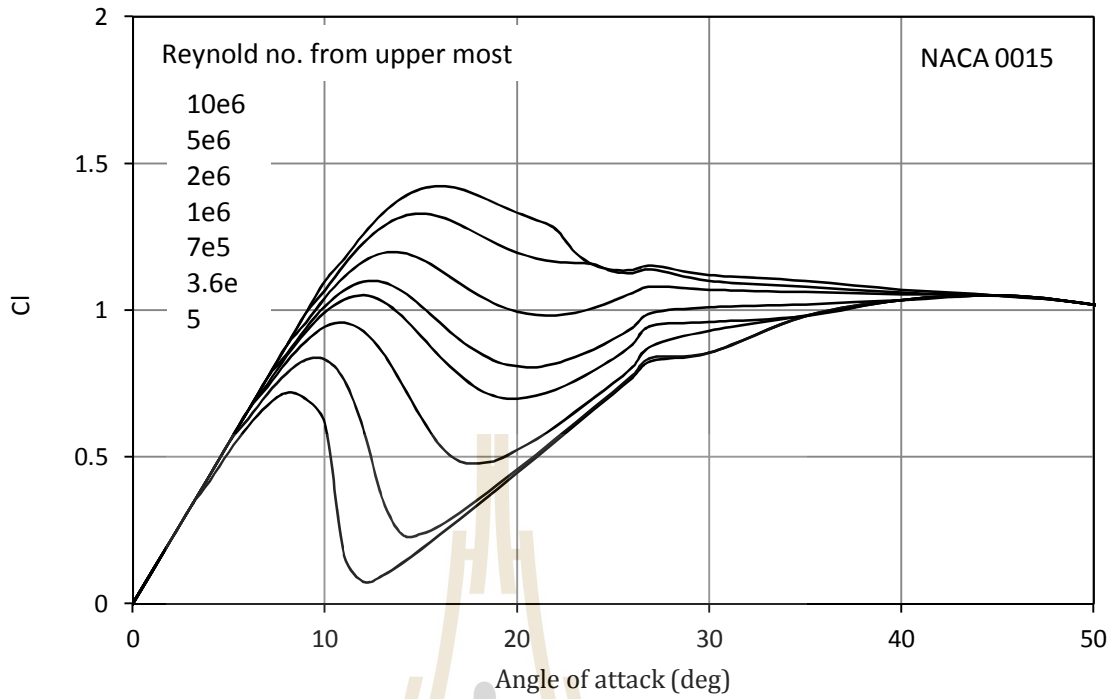
เป็นที่ทราบกันดีว่าค่าเลขเรย์โนลด์นี้มีผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของกังหัน สำหรับแผนอากาศแบบสมมาตรแล้ว ค่าเลขเรย์โนลด์ส่งผลกระทบอย่างชัดเจนเมื่อมุมปะทะมีค่าต่ำ เช่น สำหรับแผนอากาศNACA0015 ลักษณะค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่างๆ จาก -180 ถึง 180 ที่ทดสอบโดย Sandia National Laboratory ค่าที่ได้จากการทดลอง เป็นดังรูปที่ 7.17 ผลกระทบของค่าเลขเรย์โนลด์นี้จะชัดเจนในช่วงประมาณ 0 - 50 องศา เมื่อมุมปะทะมีค่าเกินกว่า 50 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะไม่ขึ้นกับค่าเลขเรย์โนลด์อีกต่อไป



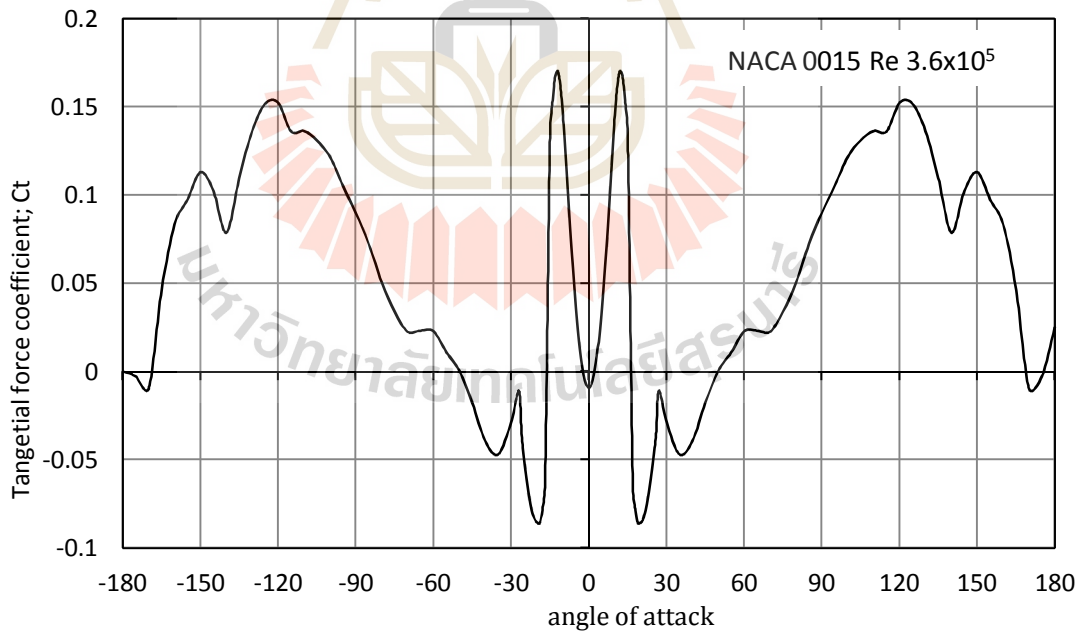
รูปที่ 7.17 สัมประสิทธิ์ แรงยกของแพนอากาศ NACA0015 ที่มุมปะทะต่าง ๆ

จากการศึกษาผลกระทบความเร็วขดทอนต่อการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในส่วนที่แล้ว จะเห็นว่ากึ่งหันแกนตั้ง นั้นมีการแปรค่ามุมปะทะในช่วงกว้างเมื่อความเร็วขดทอนมีค่าต่ำมาก หรืออีกนัยหนึ่งกึ่งหันในช่วงเริ่มต้นหมุนด้วยตัวเอง จะมีการแปรค่ามุมปะทะสูงมาก แต่เมื่อกึ่งหันเร่งตัวเองให้อยู่ในย่านความเร็วทำงาน (Operating speed) ได้แล้ว มุมปะทะจะแปรค่าอยู่ในช่วงจำกัด เช่นสำหรับแพนอากาศ NACA0015 ที่ความเร็วขดทอนเท่ากับ 2 มุมปะทะจะแปรค่าอยู่ในช่วง 0-30 องศา หรือความเร็วขดทอนเท่ากับ 3 มุมปะทะจะแปรค่าอยู่ในช่วง 0-18 องศา เป็นต้น ซึ่งช่วงดังกล่าวเป็นช่วงที่ค่าเลขเรย์โนลด์มีผลต่อสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านอย่างเด่นชัด ดังนั้นการออกแบบกึ่งหันลมแกนตั้ง การออกแบบจึงต้องคำนึงถึงค่าเลขเรย์โนลด์ด้วยเสมอ

รูปที่ 7.18 แสดงผลกระทบจากค่าเลขเรย์โนลด์ต่อสัมประสิทธิ์ แรงยกของแพนอากาศ NACA0015 ซึ่งจะเกิดขึ้นในช่วงมุมปะทะ 0-50 องศา หากนำค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและสัมประสิทธิ์ แรงต้าน ไปคำนวณ หาค่าสัมประสิทธิ์ แรงในแนวสัมผัสที่มุมปะทะต่างๆ ตามสมการ $C_T = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha$ จะได้ผลดังแสดงในภาพที่ 7.19 ค่าสัมประสิทธิ์ แรงในแนวเส้นสัมผัส เป็นค่าบ่งชี้ถึงแรงบิดในทิศบวกอันจะผลักดันให้กึ่งหันหมุนได้

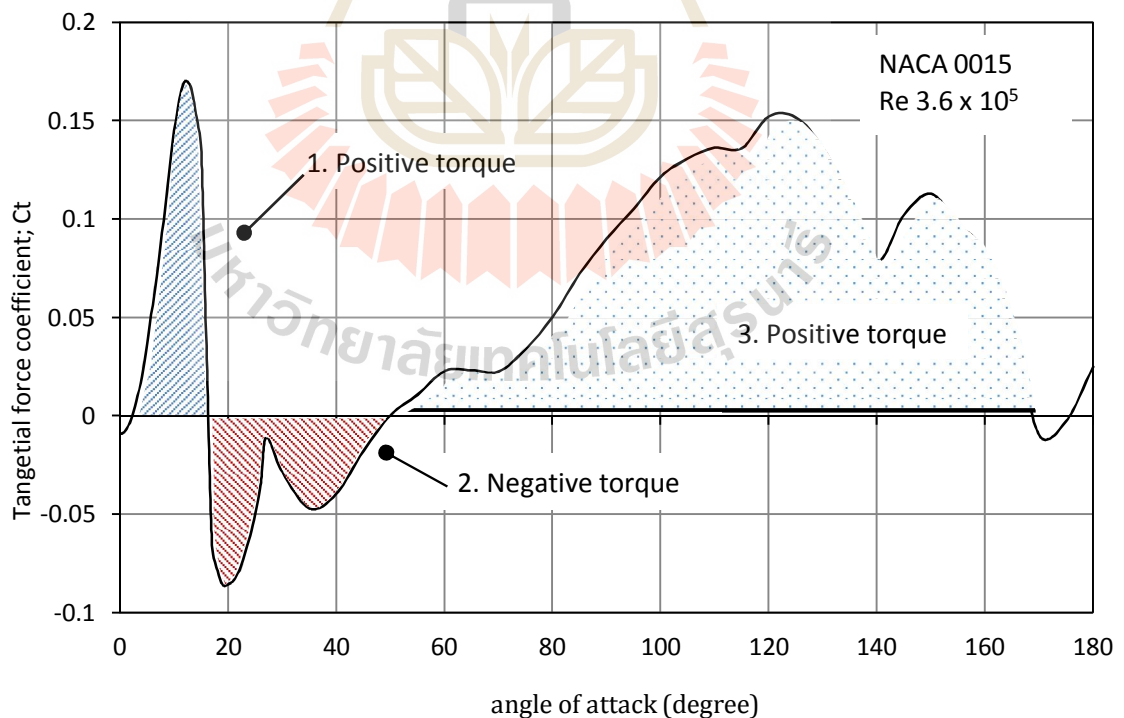


รูปที่ 7.18 ช่วงมุมปะทะที่ค่าเลขเรย์โนลด์มีผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยก



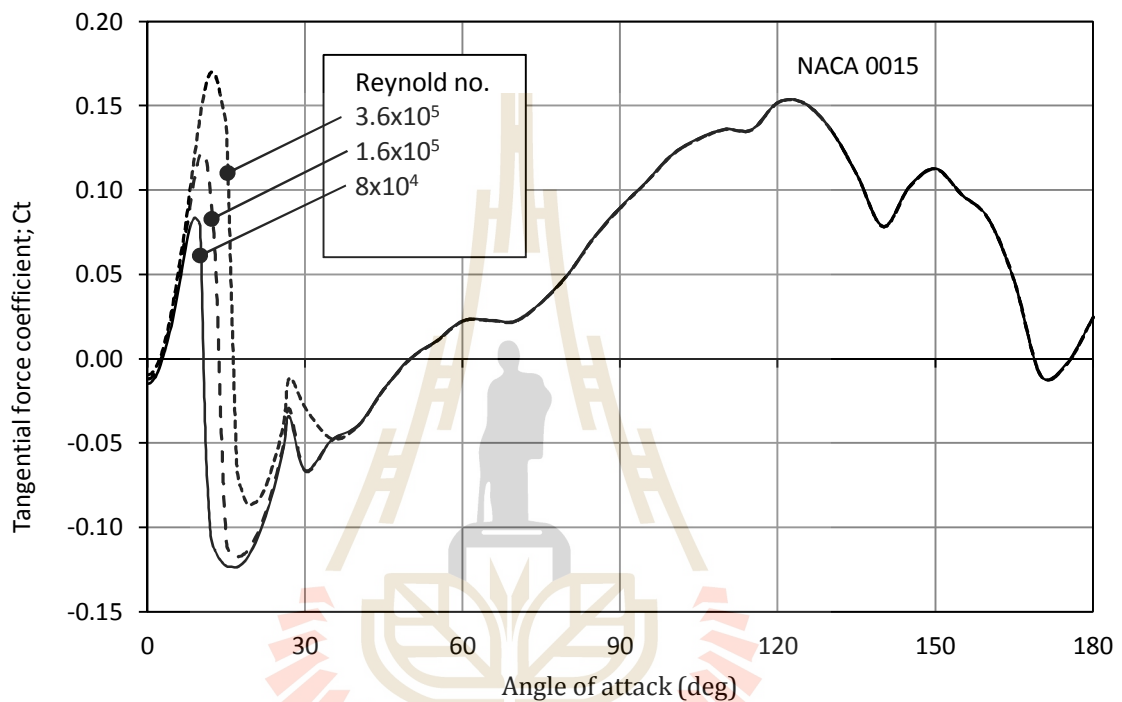
รูปที่ 7.19 สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสที่แปรผันไปตามค่ามุมปะทะตลอดรอบแพนอากาศ

พิจารณาการเปลี่ยนแปลงค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 3.6×10^5 จากมุมปะทะ 0 ถึง 180 องศาตามรูปที่ 7.20 จะเห็นว่ากราฟจะแบ่งออกเป็น 3 ช่วงใหญ่ ๆ คือ 1.) ช่วงที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสเป็นบวก กังหันจะถูกผลักให้เกิดการหมุนสถานะนี้เกิดขึ้นที่มุมปะทะประมาณ 0 – 17 องศา การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะในช่วงกว้างประมาณนี้จะเกิดขึ้นที่ความเร็วยอดทอนประมาณ 2 ขึ้นไป ซึ่งเป็นช่วงความเร็วทำงาน (Operating speed) ของกังหัน 2.) ช่วงที่สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสเป็นลบ กล่าวคือเกิดแรงบิดในทิศตรงข้ามการหมุน หรือจะทำให้เกิดแรงต้านการหมุนกังหันเนื่องจากเกิด stall การแปรค่าของมุมปะทะจะกว้างไปถึง 45 องศา มักเกิดขึ้นที่ความเร็วยอดทอนต่ำ ๆ ไม่เกิน 2 และ 3.) ช่วงที่แรงบิดเป็นบวกแต่แรงต้านมีค่าสูงมาก ซึ่งความเร็วยอดทอนจะต้องต่ำมาก (อยู่ในช่วง 0-1) มุมปะทะจึงจะมีการแปรค่าในช่วงกว้างเช่นนั้นได้ ซึ่งกังหันแกนตั้งจะต้องเริ่มต้นหมุนแล้วเร่งความเร็วตัวเองให้ผ่านช่วงนี้และช่วงที่ 3 นี้ไปจึงจะเข้าสู่ย่านการทำงานปกติได้ หมายความว่าในช่วงเริ่มต้นหมุนกังหันจะมีแรงบิดเป็นบวกก่อนจากนั้นเมื่อเร่งความเร็วของตัวเองได้เพียงเล็กน้อยกังหันจะเข้าสู่ย่านที่มีแรงบิดเป็นลบ ทำให้ใบพัดเกิดการส่ายกลับในทิศทางเดิม อันเป็นอุปสรรคให้กังหันไม่สามารถเพิ่มความเร็วของตัวเองเพื่อเข้าสู่ย่านทำงานได้



รูปที่ 7.20 สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015
ในช่วงมุมปะทะจาก 0 ถึง 180 องศา ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 3.6×10^5

นอกจากนี้ เมื่อพิจารณาในย่านทำงานของกังหันส่วนที่ให้แรงบิดเป็นบวกของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ กัน ตามรูปที่ 7.21 จะเห็นได้ชัดเจนว่าค่าแรงบิดในช่วงที่ 1 และช่วงที่ 2 มีการเปลี่ยนแปลงตามค่าเลขเรย์โนลด์กล่าวคือ เมื่อค่าเลขเรย์โนลด์สูงขึ้นจะทำให้กังหันได้แรงบิดมากขึ้น ช่วงของมุมปะทะก็กว้างขึ้นค่าแรงบิดที่เป็นลบในช่วงที่ 2 ก็น้อยและค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดก็เป็นลบน้อยกว่าอย่างชัดเจน



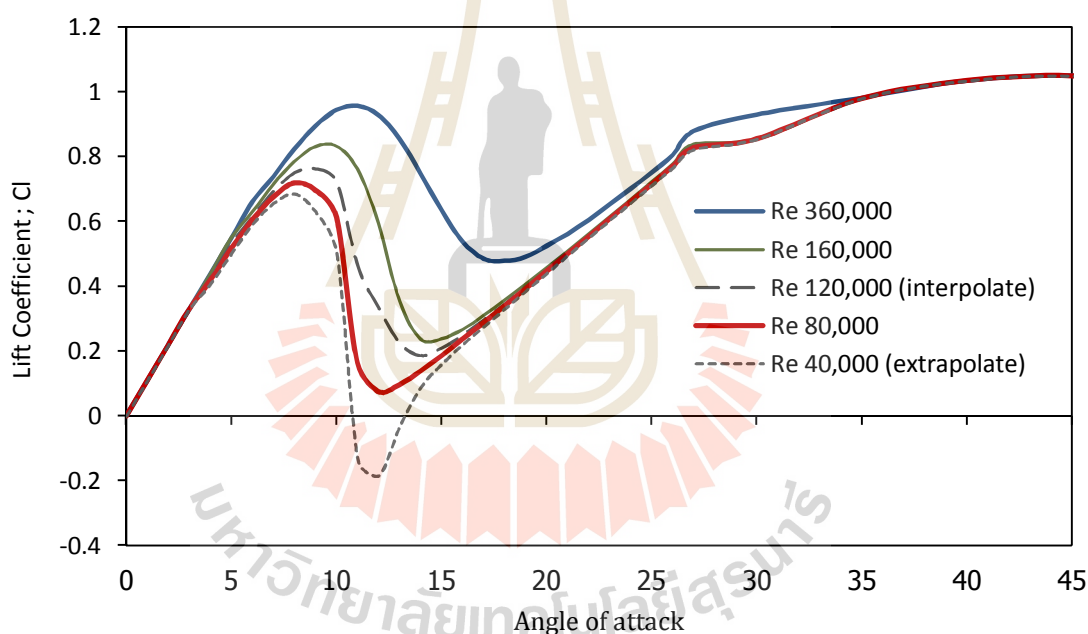
รูปที่ 7.21 สัมประสิทธิ์แรงในแนวเส้นสัมผัสของแพนอากาศ NACA0015 ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ

ในส่วนนี้ จึงสามารถสรุปได้ว่าหากจะออกแบบกังหันแกนตั้งแล้ว ควรออกแบบให้ค่าเลขเรย์โนลด์มีค่าสูง เนื่องจากกังหันจะได้แรงบิดในทิศที่เป็นบวกมาก การจะควบคุมค่าเลขเรย์โนลด์ได้นั้น สามารถควบคุมได้จากขนาดของกังหันคือขนาดคอร์ด (Chord) และขนาดรัศมีหรือเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ (Radius or Diameter) ซึ่งข้อสรุปนี้ สนับสนุนเหตุผลที่ว่าเหตุใดกังหันแกนตั้งขนาดเล็กจึงให้ประสิทธิภาพไม่ดีนักและงานวิจัยของ Sandia National Laboratory จึงทดสอบและพัฒนาเฉพาะกังหันตัวใหญ่ ๆ เท่านั้น

7.4.5 ปัญหาที่พบในการใช้ BEM ประเมินประสิทธิภาพของกังหัน

ในการใช้ BEM ในการประเมินประสิทธิภาพของกังหันแกนตั้งนั้น ข้อมูลสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านแบบสถิตเป็นสิ่งจำเป็น และข้อมูลการทดลองแพนอากาศที่มีใช้แพร่หลายในปัจจุบันและได้รับการยอมรับคือข้อมูลที่ทำการทดสอบโดย Sandia National

Laboratory ซึ่งได้ทดสอบเพื่อสำหรับใช้ในการทำนายประสิทธิภาพกึ่งกันแค้นตั้งที่ ข้อมูลดังกล่าว จะเป็นการทดสอบในช่วงค่าเลขเรย์โนลด์ จาก 8×10^4 ถึง 10×10^6 โดยแบ่งการทดลองเป็นทั้งหมด 8 ค่าเลขเรย์โนลด์ ดังนี้ 10×10^6 5×10^6 2×10^6 1×10^6 7×10^5 3.6×10^5 1.6×10^5 และ 8×10^4 ซึ่งในการคำนวณประสิทธิภาพของกึ่งกัน โดยใช้ BEM เมื่อค่าเลขเรย์โนลด์ที่ต้องการใช้ไม่ตรงกับที่มีข้อมูลอยู่ หากใช้วิธีการ linear interpolation เพื่อหาสัมประสิทธิ์ แรงยกหรือแรงต้านข้อมูลที่ได้จะไม่สมจริง โดยเฉพาะในช่วงค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำ ๆ รูปที่ 7.22 แสดงผลการทำ linear extrapolation ของสัมประสิทธิ์ แรงยกที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่าง ๆ เส้นทึบแสดงค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกที่ได้จากการทดลองของ Sandia National Laboratory ส่วนเส้นประเป็นเส้นที่ได้จากการทำ interpolation หรือ extrapolation จะเห็นว่าค่าที่ได้จากการคำนวณดังกล่าวมีการบิดเบี้ยวไม่เป็นไปตามแนวโน้มของค่าที่ได้จากการทดลอง



รูปที่ 7.22 แสดงค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกที่ได้จากการทำ interpolation และ extrapolation

นอกจากนี้ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำมาก ๆ (ต่ำกว่า 80,000) การไหลจะอยู่ในย่านทรานสิชัน (Transition) ซึ่งทำให้พฤติกรรมของการไหลแตกต่างออกไป ค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านจึงอาจมีความแตกต่างออกไปอีก ซึ่งข้อมูลการทดลองที่เชื่อถือได้ในส่วนนี้ ก็ยังขาดแคลน ซึ่งเป็นข้อจำกัดทำให้ไม่สามารถใช้ BEM ในการทำนายประสิทธิภาพของกึ่งกันขนาดเล็กลงได้ อย่างไรก็ตามในปัจจุบันเทคโนโลยีด้านคอมพิวเตอร์มีการพัฒนา ตลอดจนความรู้ในเรื่องการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) ก็มีการพัฒนาแบบจำลองต่างๆ สำหรับการไหลในช่วงทรานสิชัน การใช้ CFD มาเป็นตัว

ช่วยในการหาค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านเพื่อมาใช้กับBEM ทดแทนการทำการทดลองซึ่งสิ้นเปลืองทั้งค่าใช้จ่ายและเวลาจึงอาจสามารถช่วยแก้ปัญหานี้ได้ในระดับหนึ่ง

ในตอนต้นของการพัฒนาโปรแกรมนี้ ผู้ศึกษาได้พยายามสอบเทียบโปรแกรมโดยใช้วิธีการเปรียบเทียบผลเฉลยกับการทดลองกึ่งหั่นลมแกนตั้งขนาดเล็ก ซึ่งผลที่ได้จากการคำนวณด้วย BEM นั้นไม่สมเหตุสมผล ได้หาสาเหตุอยู่เนืองนิจ จนกระทั่งเปลี่ยนไปทดสอบกึ่งหั่นที่มีขนาดใหญ่ขึ้น และเทียบผลเฉลยกับCARDAAV code แทน จึงสามารถพัฒนาโปรแกรมได้สำเร็จ และพบว่ากับดักที่ทำให้การพัฒนาโปรแกรมล่าช้าอยู่ที่ข้อมูลการทดลองที่นำมาปรับใช้กับBEM นั้นขาดแคลน เนื่องจากเป็นย่านที่ค่าเรย์โนลด์ที่ต่ำมาก ต้องอาศัยวิธีการextrapolate ทำให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านที่ไม่สมเหตุสมผลและเป็นเหตุให้ผลเฉลยมีความผิดพลาดสูงนั่นเอง

7.5 สรุป

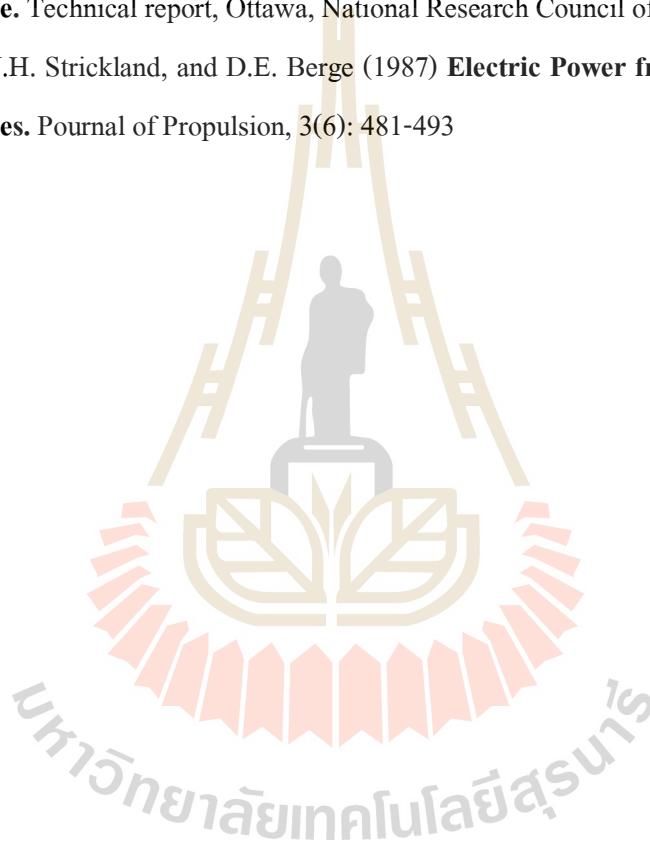
สำหรับการศึกษาหัวข้อพิเศษในรายวิชานี้ ผู้ศึกษาได้ศึกษาทฤษฎีเบลคคิโมเมนต์โมเมนตัม (Blade Element Momentum Theory; BEM) สำหรับกึ่งหั่นแกนตั้ง ตลอดจนทฤษฎีการรบกวนพลวัต แบบจำลองการรบกวนพลวัตต่าง ๆ และได้นำความรู้ที่ได้ศึกษามาพัฒนาโปรแกรมเพื่อใช้ในการวิเคราะห์และออกแบบกึ่งหั่นลมแกนตั้งแบบใบตรงในเบื้องต้น ทั้งนี้ผลเฉลยที่ได้จากโปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้นนี้ มีความสอดคล้องกับผลเฉลยจากCARDAAV code ที่ถูกพัฒนาโดยใช้ทฤษฎีเดียวกัน โดย Sandia National Laboratory เป็นอย่างดี นอกจากนี้ยังได้ใช้โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นดังกล่าวในศึกษาประสิทธิภาพของกึ่งหั่น ผลกระทบจากการรบกวนพลวัต และพฤติกรรมของมุมปะทะที่เป็นผลมาจากความเร็วยอดทอน ทำให้เข้าใจลักษณะพฤติกรรมของกึ่งหั่นลมแกนตั้งได้ชัดเจนขึ้น เป็นข้อมูลที่เป็นประโยชน์ในการออกแบบกึ่งหั่นลมแกนตั้ง ยิ่งไปกว่านั้นยังทำให้เข้าใจและทราบขอบเขตและแนวทางการออกแบบกึ่งหั่นลมแกนตั้ง โดยการออกแบบกึ่งหั่นลมแกนตั้งสำหรับใช้ในภูมิภาคที่มีความเร็วลมต่ำ เช่นประเทศไทยนั้น ควรออกแบบให้มีขนาดใหญ่เพื่อให้ค่าเลขเรย์โนลด์มีค่ามาก อันจะส่งผลต่อประสิทธิภาพและกำลังที่ได้ กึ่งหั่นที่ออกแบบสำหรับพื้นที่ความเร็วลมต่ำนั้นต้องมีขนาดใหญ่กว่ากึ่งหั่นที่ใช้ในพื้นที่ลมแรงเพื่อให้ได้กำลังเท่ากัน ท้ายที่สุดแล้วการใช้งานBEM ในการประเมินประสิทธิภาพกึ่งหั่นยังคงมีขอบเขตที่จำกัดนั้นคือ อยู่ในข่ายที่ข้อมูลการทดลองแบบสถิตของแพนอากาศนั้น อำนวย ซึ่งข้อมูลที่มีการทดลองที่เชื่อถือได้ในปัจจุบันนี้มีอยู่อย่างจำกัด ถึงแม้ว่าเราอาจใช้CFD มาทำนายประสิทธิภาพของกึ่งหั่นได้โดยสามารถทำนายถึงรายละเอียดการไหลตลอดจนประสิทธิภาพที่มีความแม่นยำพอสมควร แต่ในการจำลองการไหลผ่านกึ่งหั่นลมแกนตั้งนั้นมีความซับซ้อน ใช้ทรัพยากรสูง ใช้เวลานาน ดังนั้นการใช้CFD มาช่วยในการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศและนำข้อมูลดังกล่าวไปใช้กับBEM จะสามารถ

ประหยัดเวลาได้มากกว่าโดยความแม่นยำของผลเฉลยที่ต่ำกว่าแต่ก็ยังถือว่าสามารถใช้เป็นเครื่องมือในการออกแบบเบื้องต้นได้

7.6 รายการอ้างอิง

- Freris, L.L. (1990) **Wind energy conversion systems**. Prentice hall, UK.
- Gormont, R.E. (1973), **A Mathematical Model of Unsteady Aerodynamics and Radial Flow for Application to Helicopter Rotors**, USAAMRDL TR 72-67.
- Johnson, W. (1970) **The Response and Airloading of Helicopter Rotor Blades Due to Dynamic Stall**. ASRL TR 130-1, Massachusetts Institute of Technology, Aeroelastic and Structures Research Laboratory Cambridge, Massachusetts.
- Lapin, E.E. (1975). **Theoretical Performance of Vertical Axis Wind Turbines**. ASME Pap. No.75-WA/Ener-1.
- Leishman, J.G., Beddoes, T.S. (1986) **A Generalized Model for airfoil Unsteady Aerodynamic Behavior and Dynamic Stall Using the Indicial Method**. Westland Helicopters American Helicopter Society, 42nd annual Forum.
- Noll, R.B., Ham, N.D.(1982) **Effects of dynamics stall on Swecs**. **Journal of Solar Energy Engineering**. 104: 95-101.
- Paraschivou, (2009) **Wind Turbine Design with Emphasis on Darrieus Concept**. Presses Internationales Polytechnique.
- Paraschivou, I. (1981). **Double-Multiple Streamtube Model for Darrieus Wind Turbine**. Wind Turbine Dynamics Worksop. Ohio, NASA Lewis Research Center.
- Paraschivou, I. (1984) **Streamtube expansion effects on the Darrieus wind turbine**. J.Propulsion 1-2 .
- Pitot, D. (1989) **Differential Equation Modeling of Dynamic Stall**, No.1989-5 La Recherche Aerospatiale.
- R.E.Wilson and P.B.S.Lissaman, (1974). **Applied Aerodynamics of Wind Power Machines**. Springfield, Virginia.
- Shankar, P.N. (1975) **On the Aerodynamic Performance of a Class of Vertical Axis Windmills**. Technical report, India, National Aeronautical Laboratory.

- Sheldahl, R.E.,Klimas P.C. (1981) **Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines. Sandia Technical Report.** New Mexico, Sandia National Laboratory.
- Strickland, J.H. (1975) **The Darrieus turbine: A performance prediction model using multiple streamtubes.** SAND 75-0431, Sandia lab., Albuquerque, New Mexico.
- Templin, R.S. (1974) **Aerodynamic Performance Theory for the NRC Vertical-Axis Wind Turbine.** Technical report, Ottawa, National Research Council of Canada.
- Touryan, K.J., J.H. Strickland, and D.E. Berge (1987) **Electric Power from Vertical-Axis Wind Turbines.** Pournal of Propulsion, 3(6): 481-493



บทที่ 8

บทสรุปของงานวิจัย

งานวิจัยนี้ ถือว่าบรรลุจุดประสงค์ในการศึกษาการใช้ CFD และ BEM เพื่อความเข้าใจพฤติกรรมการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งและเป็นเครื่องมือช่วยในการออกแบบกังหันแกนตั้ง โดยงานวิจัยแบ่งออกเป็นทั้งสิ้น 4 ส่วนด้วยกันดังนี้ 1.) ศึกษาความหนาแน่นและความละเอียดของกริดที่ทำให้ผลเฉลยไม่ขึ้นกับความละเอียดของกริดอีกต่อไป 2.) ศึกษาแบบจำลองความปั่นป่วนที่แม่นยำในทุกย่านการทำงานของกังหัน 3.) ศึกษาทฤษฎีเชิงอนุกรมคติเบลคดอิลิเมนต์โมเมนต์เพื่อพัฒนาโปรแกรมวิเคราะห์กังหันแกนตั้งแบบโดยตรงไว้ใช้เองในกลุ่มวิจัย และ 4.) ศึกษาศักยภาพการเริ่มต้นหมุนของกังหันแกนตั้งแบบใบเดี่ยวบิดเกลียว 360° เพื่อวิเคราะห์ความเป็นไปได้ในการผลิตใช้งานจริง ผลการศึกษาในแต่ละส่วนสามารถสรุปได้ดังต่อไปนี้

1.) การศึกษาวิธีการกำหนดกริดเพื่อให้ผลเฉลยลู่เข้า ในเบื้องต้นสามารถสรุปได้ว่าหลักการกำหนดกริดโดยกำหนดจำนวนกริดรอบเพนอากาศหนาแน่นประมาณ 220 เซลล์ โดยให้ความสูงของเซนทรอยด์ของกริดแรกมีความเหมาะสมตามแบบจำลองที่เลือกใช้ดังกล่าวสามารถนำไปเป็นหลักการในการกำหนดกริดเพื่อจำลองกังหันลมแกนตั้งในสองมิติ และประยุกต์ใช้ในการออกแบบกริดสำหรับการจำลองในสามมิติต่อไปได้

2.) จากการศึกษาผลกระทบแบบจำลองความปั่นป่วนพบว่าแบบจำลองความปั่นป่วนมีผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์ แรงบิดที่คำนวณได้อย่างมีนัยสำคัญ โดยกรณีที่มีความเร็วยอดทอน (Blade speed ratio; BSR) มีค่าต่ำซึ่งเกิดพฤติกรรมป้อว้าง แบบจำลอง SST k- ω ให้ผลเฉลยที่มีความแม่นยำต่ำกว่า Transition SST k- ω ซึ่งอาจเกิดเนื่องจากในย่าน BSR ดังกล่าวเป็นย่านที่มีความเร็วลมสูงเมื่อเทียบกับความเร็วเชิงเส้นของกังหัน ดังนั้นจึงเกิดการไหลแยกที่ค่อนข้างรุนแรง แบบจำลอง SST k- ω เป็นแบบจำลองที่ใช้การผสมแบบจำลอง k- ω และ k- ϵ เข้าด้วยกัน โดยในชั้นซิดผิวจะใช้แบบจำลอง k- ω ซึ่งถูกออกแบบมาสำหรับการคำนวณ Turbulent Boundary layer โดยไม่ได้จำลองการเกิด Transition เข้าไป ส่วนแบบจำลอง Transition SST มีการจำลองสมการ Transition เพิ่มเข้าไปอีกสองสมการซึ่งอาจไม่เหมาะสมในการคำนวณการไหลในย่าน BSR ดังกล่าว แต่คำนวณได้ดีกว่าในช่วง BSR สูง ๆ ซึ่งเป็นช่วงที่ความเร็วลมต่ำ และมีโอกาสการเกิด Transition ได้มากกว่านั่นเอง สรุปได้ว่า ไม่มีแบบจำลองความปั่นป่วนใดที่สามารถให้ความแม่นยำของผลเฉลยได้ครอบคลุมทุกย่านการทำงานของกังหัน หากแต่ผู้ใช้จะต้องเลือกใช้แบบจำลองที่เหมาะสมในย่านการทำงานนั้นๆ เพื่อให้ได้มาซึ่งผลเฉลยที่มีความแม่นยำ

3.) หลังจากที่ได้ออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ของใบกังหันลมแกนตั้งชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา เพื่อความรอบคอบก่อนทำการสร้างเครื่องต้นแบบคณะผู้วิจัยได้ดำเนินการทดสอบกังหันจำลองขนาดเล็ก 4 ตัว และใช้คอมพิวเตอร์จำลองการไหลผ่านกังหันโดยใช้ความเร็วในการหมุนของกังหันหลายกรณี รวมถึงได้วิเคราะห์ข้อมูลที่ได้อย่างละเอียด สรุปได้ว่า กังหันแกนตั้งชนิดใบเดี่ยวตัดโค้ง 360 องศา มีแรงบิดเริ่มต้นที่จะเริ่มต้นหมุนจากจุดหยุดนิ่งได้ แต่ไม่สามารถเร่งตัวเองให้มีความเร็วสูงจนเข้าสู่จุดทำงานได้ และพบว่าแม้สามารถเข้าสู่จุดทำงานได้ด้วยวิธีการอื่นใด ประสิทธิภาพของกังหันลมก็จะต่ำมาก (ประมาณเพียง 0.5 %) ซึ่งไม่คุ้มกับการลงทุน โดยจากการวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้จากการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์พบว่า สาเหตุอาจมาจากการสูญเสียตามแนวความยาวใบกังหันอันเนื่องมาจากการปล่อยการไหลวน (Vortex shedding) ซึ่งก่อให้เกิดการรบกวนการไหลบนใบกังหันตลอดแนว

4.) ในส่วนของการพัฒนาโปรแกรม สามารถพัฒนาโปรแกรมเพื่อวิเคราะห์ประสิทธิภาพของกังหันลมแกนตั้งได้สำเร็จ ผลผลิตที่ได้จากโปรแกรมที่ได้พัฒนาขึ้นนั้น มีความสอดคล้องกับผลผลิตจาก CARDAAV code ที่ถูกพัฒนาโดยใช้ทฤษฎีเดียวกัน โดย Sandia National Laboratory เป็นอย่างดี นอกจากนี้ยังได้ใช้โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นดังกล่าวในศึกษาประสิทธิภาพของกังหัน ผลกระทบจากการรบกวนพลวัต และพฤติกรรมของมุมปะทะที่เป็นผลมาจากความเร็วยอดทอน ทำให้เข้าใจลักษณะพฤติกรรมของกังหันลมแกนตั้งได้ชัดเจนขึ้น เป็นข้อมูลที่เป็นประโยชน์ในการออกแบบกังหันลมแกนตั้ง ยิ่งไปกว่านั้นยังทำให้เข้าใจและทราบขอบเขตและแนวทางการออกแบบกังหันลมแกนตั้ง อย่างไรก็ตามการใช้งาน BEM ในการประเมินประสิทธิภาพกังหันยังคงมีขอบเขตที่จำกัด นั่นคือ อยู่ในข่ายที่ข้อมูลการทดลองแบบสถิตของแพนอากาศนั้น อำนวย ซึ่งข้อมูลที่มีการทดลองที่เชื่อถือได้ในปัจจุบันนี้มีอยู่อย่างจำกัด ถึงแม้ว่าเราอาจใช้ FD มาทำนายประสิทธิภาพของกังหันได้ โดยสามารถทำนายถึงรายละเอียดการไหลตลอดจนประสิทธิภาพที่มีความแม่นยำตรงพอสมควร แต่ในการจำลองการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งนั้น มีความซับซ้อน ใช้ทรัพยากรสูง ใช้เวลานาน ดังนั้นการใช้ CFD มาช่วยในการทำนายค่าสัมประสิทธิ์ แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ และนำข้อมูลดังกล่าวไปใช้กับ BEM จะสามารถประหยัดเวลาได้มากกว่าโดยความแม่นยำของผลผลิตก็ต่ำกว่าแต่ก็ยังถือว่าสามารถใช้เป็นเครื่องมือในการออกแบบเบื้องต้นได้

บทที่ 9

ข้อเสนอแนะและแนวทางในการทำวิจัยในอนาคต

ในการทำวิจัยเกี่ยวกับกังหันลมแกนตั้งนั้น นอกจากความยากของการไหลอันเป็นธรรมชาติของกังหันแกนตั้งแล้ว อุปสรรคที่พบอย่างหนึ่งคือความขาดแคลนข้อมูลที่เชื่อถือได้ เช่น ข้อมูลจากการทดลองเพื่อนำมาใช้ในการเปรียบเทียบความแม่นยำในการทำนายโดยใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (CFD) หรือระเบียบวิธีวิเคราะห์ นอกจากนี้ยังมีอีกหลายปัจจัยที่ผู้วิจัยได้ค้นพบระหว่างทำวิจัยจึงรวบรวมเป็นข้อเสนอแนะเพื่อแนวทางสำหรับนักวิจัยรุ่นหลังที่สนใจศึกษากังหันลมแกนตั้งดังต่อไปนี้

1. การศึกษาเชิงตัวเลขสำหรับกังหันลมแกนตั้ง (CFD) นั้นไม่สามารถกระทำโดยการใช้กริดหยابในตอนเริ่มต้น หรือใช้แบบจำลองใด ๆ แบบคร่าว ๆ ได้ เพราะปัญหาการไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งได้รับอิทธิพลของการไหลบริเวณชั้นขีดผิวเป็นสำคัญ ดังนั้น กริดในบริเวณชั้นขีดผิวจึงมีความจำเป็นต้องถูกควบคุมให้ถูกต้องตั้งแต่แรก กริดที่มีขนาดใหญ่เกินไปในบริเวณชั้นขีดผิวจะไม่สามารถตรวจจับพฤติกรรมการวูบพลวัตได้
2. การไหลผ่านกังหันลมแกนตั้งไม่อาจทำนายได้ด้วยกริดแบบการไหลแบบไม่มีความหนืดด้วยเหตุผลเดียวกับข้อแรกคือปัญหาถูกขับเคลื่อนด้วยความหนืดบริเวณชั้นขีดผิวการไม่คิดความหนืดในการคำนวณจึงทำให้เกิดความผิดพลาดมหาศาล
3. ผู้วิจัยควรประเมินความพร้อมของอุปกรณ์ในการคำนวณ แม้ว่าจะใช้แบบจำลอง RANS ในการคำนวณ ซึ่งถือเป็นแบบจำลองที่ประหยัดแล้ว แต่สภาพของการไหลเป็นการไหลแบบไม่คงตัว (Unsteady flow) ที่ต้องใช้เทคนิคกริดเลื่อน ต้องมีการคำนวณตำแหน่งของกริดที่หมุนไปทุกครั้ง รวมถึงคำนวณฟลักซ์ที่เกิดขึ้นที่ interface zone นอกจากนี้ การไหลปั่นแบบปั่นป่วนแบบจำลองความปั่นป่วนแบบ 1 สมการนี้ไม่สามารถให้ความแม่นยำเพียงพอต่อการคำนวณแบบ 3 มิติได้ การใช้แบบจำลองความปั่นป่วนสองสมการเป็นอีกปัจจัยหนึ่งที่ทำให้ใช้เวลาในการคำนวณมากขึ้น นอกจากนี้บางย่านการไหลเช่นย่านที่เป็นทรานสิชัน (Transition) จึงต้องใช้แบบจำลองความปั่นป่วนที่มีมากกว่า 2 สมการ การใช้คอมพิวเตอร์สมรรถนะสูงจึงทำให้การคำนวณรวดเร็วขึ้น
4. สำหรับการศึกษโดยใช้ระเบียบวิธีวิเคราะห์เชิงทฤษฎีอุปสรรคที่พบคือข้อมูลแพนอากาศที่มีในวรรณกรรมวิจัยนั้นมีเฉพาะในย่านค่าเลขเรย์โนลด์ค่อนข้างสูงในย่านการไหลที่เป็น

การไหลแบบปั่นป่วน ข้อมูลดังกล่าวจึงไม่เหมาะจะใช้ในการเปรียบเทียบการออกแบบกั้นลมแกนตั้งขนาดเล็กในพื้นที่ความเร็วลมต่ำเช่นประเทศไทย ทั้งนี้ถ้า extrapolate สามารถทำได้แต่อาจให้ข้อมูลที่ไม่วางผลเนื่องจากในย่านที่ค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำพฤติกรรมของการไหลในช่วงดังกล่าวเป็นการไหลแบบทรานสิชัน แม้ว่าจะสามารถเปรียบเทียบโปรแกรมช่วยออกแบบ BEM code จากย่านค่าเลขเรย์โนลด์สูงและพบว่าโปรแกรมมีความถูกต้อง แต่ก็ไม่สามารถนำมาใช้ในการทำนายประสิทธิภาพของกั้นลมในช่วงค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำได้เนื่องจากข้อมูลอันจำกัดนั่นเอง

5. แม้ว่าจะมีเพียงข้อมูลแผนอากาศที่ค่าเลขเรย์โนลด์สูง แต่สามารถประเมินได้โดยใช้ BEM code ว่ากั้นลมแบบใบตรงนั้นไม่เหมาะกับการทำงานในย่านค่าเลขเรย์โนลด์ต่ำ เนื่องจากมีแนวโน้มว่าจะเริ่มต้นหมุนได้ยากขึ้น รวมถึงค่าสัมประสิทธิ์แรงบิดและประสิทธิภาพกั้นลมก็ต่ำไปด้วย กั้นลมแบบตั้งจึงเหมาะสมนำไปใช้จริงในสถานที่จำเพาะที่มีความเร็วลมสูงหรือถูกออกแบบให้เป็นกั้นลมขนาดใหญ่เพื่อให้สามารถทำงานในย่านค่าเลขเรย์โนลด์สูงจึงจะสามารถคุ้มทุนได้

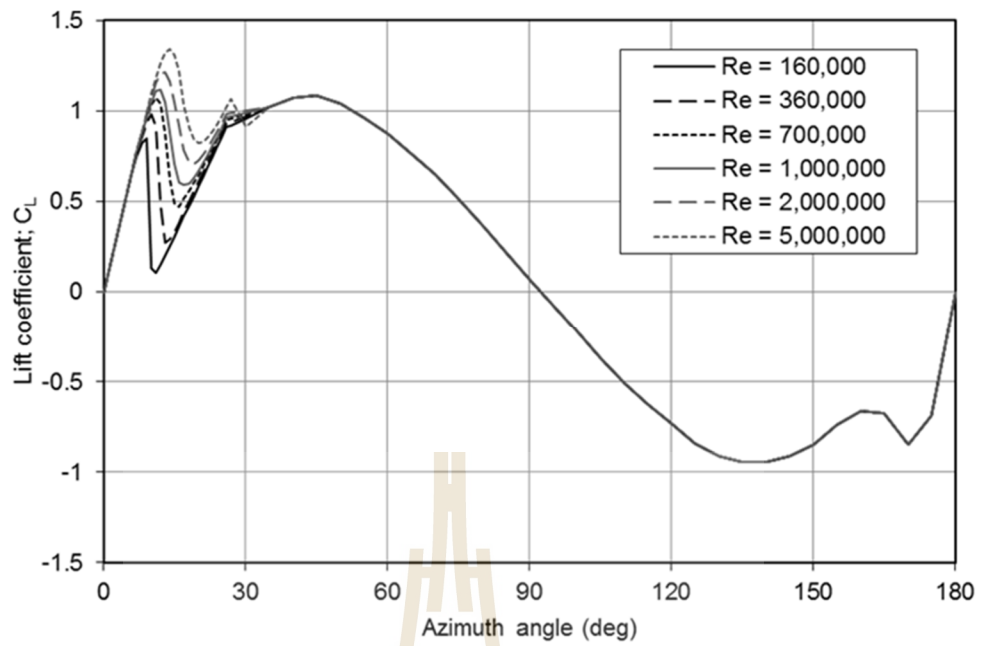




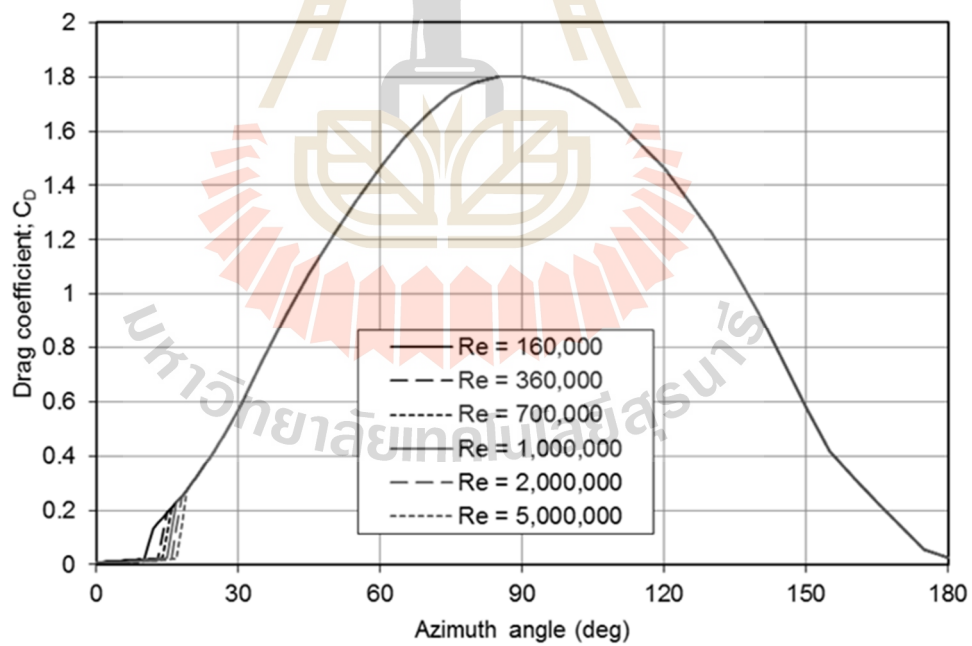
ภาคผนวก ก

ข้อมูลการทดสอบภาระกรรมบนเพนอากาศแบบสมมาตร
สำหรับกังหันลมแกนตั้ง (Sheldahl and Klimas, 1981)

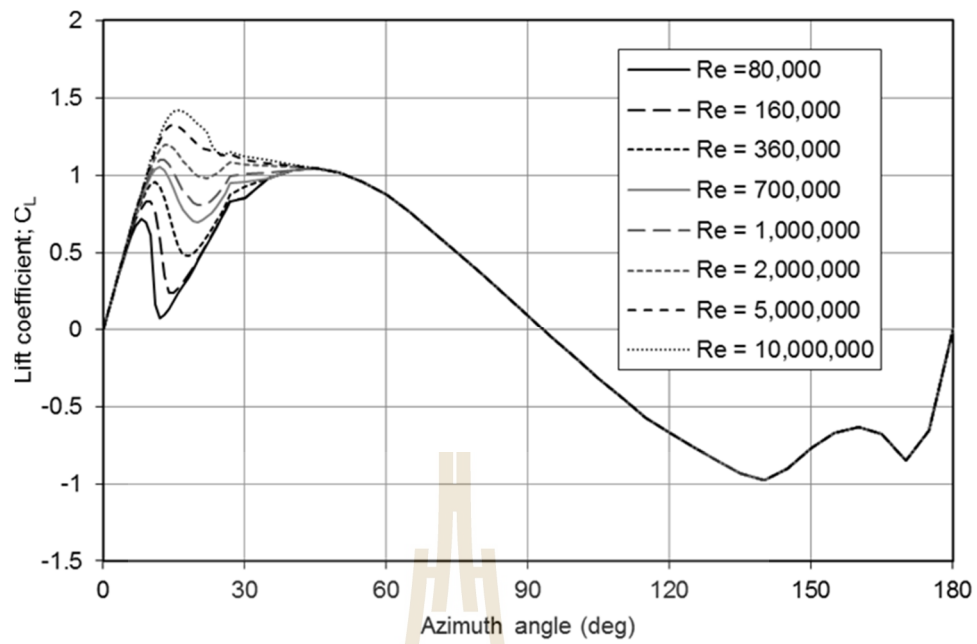
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



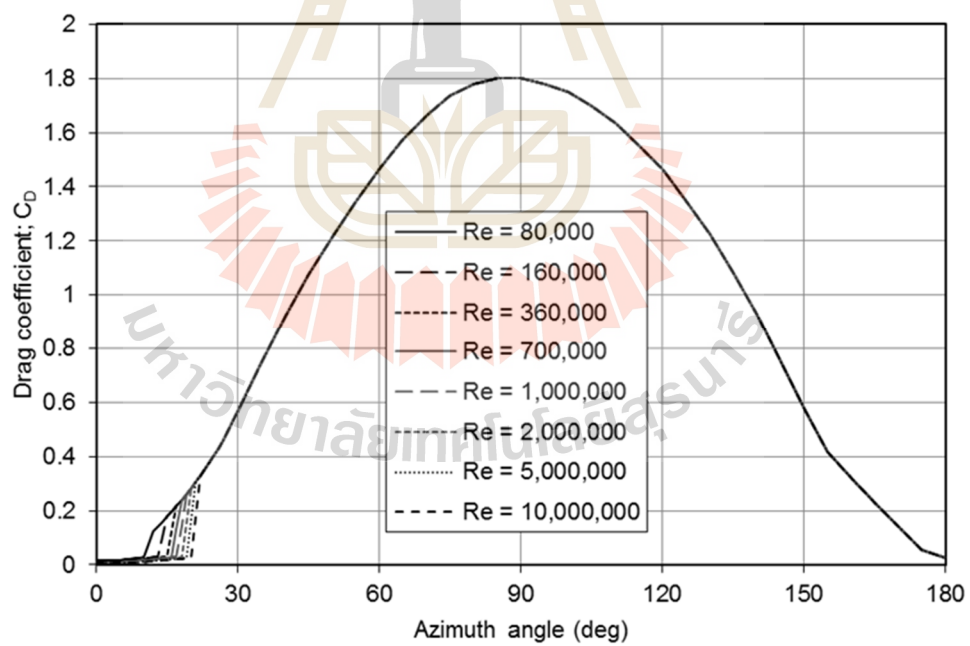
รูปที่ ก.1 สัมประสิทธิ์ แรงยกของแพนอากาศNACA0012



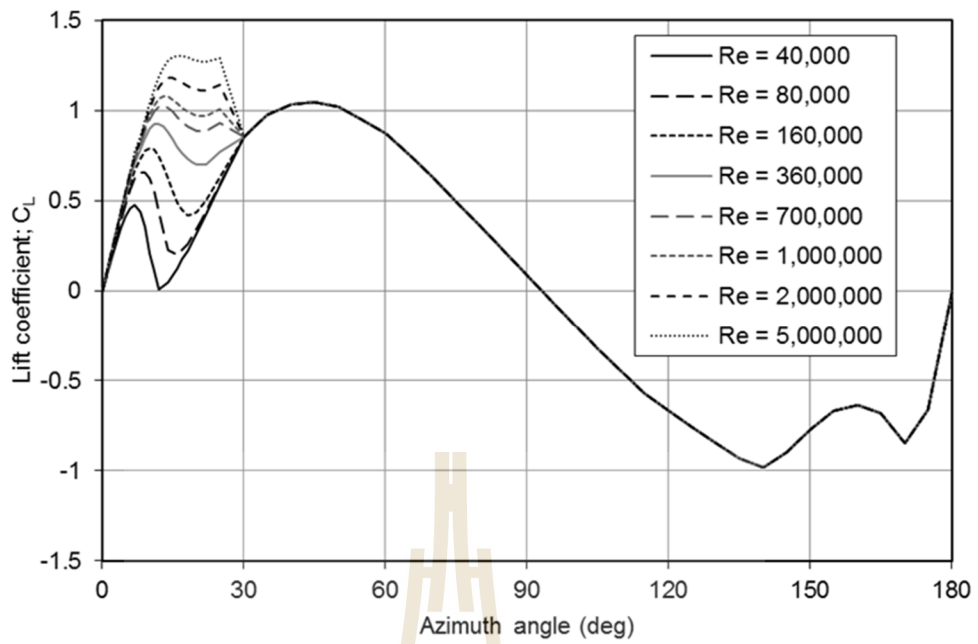
รูปที่ ก.2 สัมประสิทธิ์ แรงต้านของแพนอากาศNACA0012



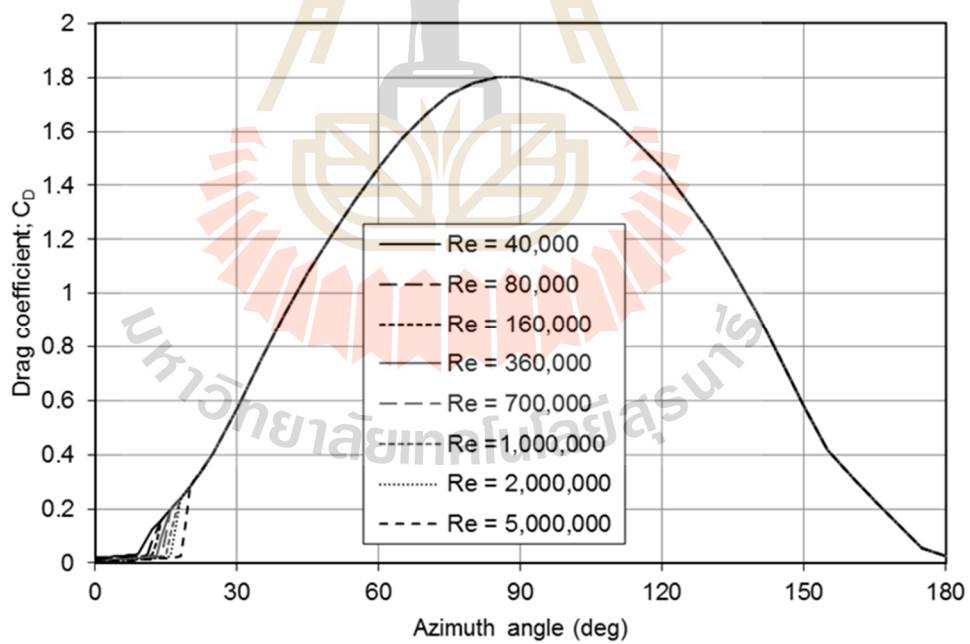
รูปที่ ก.3 สัมประสิทธิ์ แรงยกของแพนอากาศNACA0015



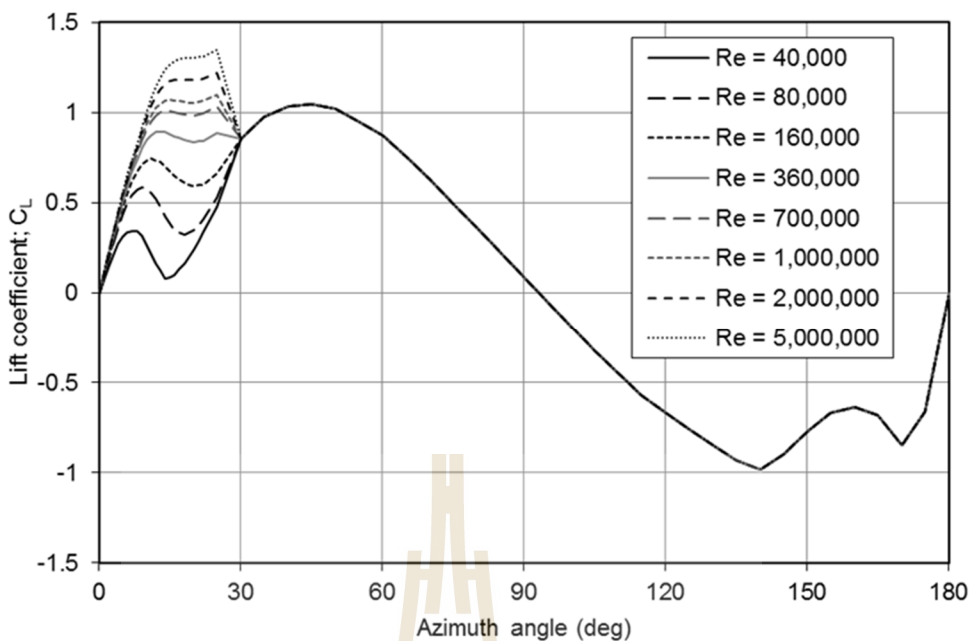
รูปที่ ก.4 สัมประสิทธิ์ แรงต้านของแพนอากาศNACA0015



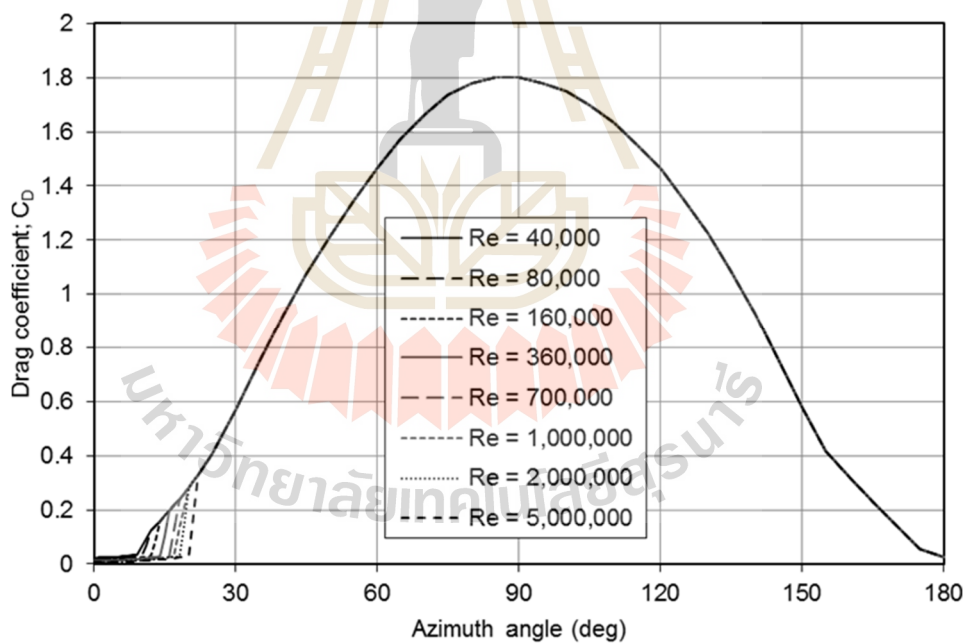
รูปที่ ก.5 สัมประสิทธิ์ แรงยกของแพนอากาศNACA0018



รูปที่ ก.6 สัมประสิทธิ์ แรงต้านของแพนอากาศNACA0018



รูปที่ ก.7 สัมประสิทธิ์ แรงยกของแพนอากาศNACA0021



รูปที่ ก.8 สัมประสิทธิ์ แรงต้านของแพนอากาศNACA0021

```

clc
clear all
%Fluid properties
ro = 1.225;          % air density
mu = 0.000018;     % air viscosity
%turbine config.
N = 2;              % blade number
c = 0.2;            % chord length
t = (15/100)*c;     % thickness
R = 3;              % Rotor radius
H = 6;              % Rotor height
%Operating condition
omg = 15.708;       % rotor speed 125rpm (rad/s)
U = 25               % far feild wind speed
tsr = omg*R/U       % tip speed ratio
% NACA0015 airfoil section // data loading
load alfa0015.dat;
load Cn0015_re3d6e5.dat;
load Ct0015_re3d6e5.dat;
talfa = alfa0015;
tcn = Cn0015_re3d6e5;
tct = Ct0015_re3d6e5;
% Calculating parameter
nt = 20;            % tube number

clc
clear all
%Fluid properties
ro = 1.225;          % air density
mu = 0.000018;     % air viscosity

```



```

%turbine config.
N = 2;           % blade number
c = 0.2;        % chord length
t = (15/100)*c; % thickness
R = 3;          % Rotor radius
H = 6;          % Rotor height

%Operating condition
omg = 15.708;   % rotor speed 125rpm (rad/s)
U = 25          % far feild wind speed
tsr = omg*R/U   % tip speed ratio
% NACA0015 airfoil section // data loading
load alfa0015.dat;
load Cn0015_re3d6e5.dat;
load Ct0015_re3d6e5.dat;
talfa = alfa0015;
tcn = Cn0015_re3d6e5;
tct = Ct0015_re3d6e5;

% Calculating parameter
nt = 20;        % tube number
dr = R/(nt/2);  % tube height
nh = 20;        % number of tube stack layer
dh = H/nh;      % tube stack height

% calculate angle of azimuth angle (beta)
for it=1:nt/2
    b(it)=180/pi*acos((R-it*dr)/R);
end
for it=1:nt/2
    if it==1
        g(it)=b(it)/2;
    else

```

```

    g(it)=(b(it-1)+b(it))/2;
    end
end
beta2 = g+90;
beta3 = 270-fliplr(g);
beta4 = beta2+180;
beta1 = beta3-180;
sbetau = [beta2 beta3];
sbetad = [beta4 beta1+360];
sbeta = [sbetau sbetad];
for ih=1:nh/2
    betau(ih,:)=sbetau;
    betad(ih,:)=sbetad;
    beta(ih,:)=sbeta;
end
% Calculate the angle between tube and radius (zeta)
zeta2 = 90-g;
zeta3 = -fliplr(zeta2);
zeta4 = -zeta2;
zeta1 = fliplr(zeta2);
szetau = [zeta2 zeta3];
szetad = [zeta4 zeta1];
szeta = [szetau szetad];
for ih=1:nh/2
    zetau(ih,:)=szetau;
    zetad(ih,:)=szetad;
    zeta(ih,:)=szeta;
end
% Upwind inducition factor(au) calculation
au=zeros(size(betau));

```

```

ad=zeros(size(betad));
for ih=1:nh/2
    for it=1:nt
        for ieu=1:500
            dum1(ih,it) = U*(1-au(ih,it))*cosd(zetau(ih,it));
            dum2(ih,it) = omg*R+U*(1-au(ih,it))*sind(zetau(ih,it));
            alfau(ih,it) = 180/pi*atan(dum1(ih,it)/dum2(ih,it));
            sWu(ih,it) = dum1(ih,it)^2+dum2(ih,it)^2;
            Wu(ih,it) = sqrt(sWu(ih,it));
            Cnu(ih,it) = interp1(talfa,tcn,alfau(ih,it));
            Ctu(ih,it) = interp1(talfa,tct,alfau(ih,it));
            su(ih,it) = N*c/(8*pi*R)*(sWu(ih,it)/U^2)*secd(zetau(ih,it));
% Calculate the angle between tube and radius (zeta)
zeta2 = 90-g;
zeta3 = -fliplr(zeta2);
zeta4 = -zeta2;
zeta1 = fliplr(zeta2);
szetau = [zeta2 zeta3];
szetad = [zeta4 zeta1];
szeta = [szetau szetad];
for ih=1:nh/2
    zetau(ih,:)=szetau;
    zetad(ih,:)=szetad;
    zeta(ih,:)=szeta;
end
% Upwind inducition factor(au) calculation
au=zeros(size(betau));
ad=zeros(size(betad));
for ih=1:nh/2
    for it=1:nt

```

```

for ieu=1:500
    dum1(ih,it) = U*(1-au(ih,it))*cosd(zetau(ih,it));
    dum2(ih,it) = omg*R+U*(1-au(ih,it))*sind(zetau(ih,it));
    alfau(ih,it) = 180/pi*atan(dum1(ih,it)/dum2(ih,it));
    sWu(ih,it) = dum1(ih,it)^2+dum2(ih,it)^2;
    Wu(ih,it) = sqrt(sWu(ih,it));
    Cnu(ih,it) = interp1(talfa,tcn,alfau(ih,it));
    Ctu(ih,it) = interp1(talfa,tct,alfau(ih,it));
    su(ih,it) = N*c/(8*pi*R)*(sWu(ih,it)/U^2)*secd(zetau(ih,it));
fxu(ih,it) = su(ih,it)*(Cnu(ih,it)*cosd(zeta(ih,it))-Ctu(ih,it)*sind(zetau(ih,it)));
    nau(ih,it) = au(ih,it)^2+fxu(ih,it);
    err(ih,it) = abs(nau(ih,it)-au(ih,it));
    au(ih,it) = nau(ih,it);
    dumQu(ih,it) = (0.5*ro*sWu(ih,it))*N*c/(2*pi*R)*dr*secd(zetau(ih,it));
    Qu(ih,it) = dumQu(ih,it)*(Ctu(ih,it)*R+Cnu(ih,it)*c/4);
    if err(ih,it)<0.0001
        break
    end
end
end
end
% Calculate ua
Uu(ih,:)=U*(1-au(ih,:));
Uau(ih,:)=U*(1-2*au(ih,:));
Uad(ih,:)=fliplr(Uau(ih,:));
Qu(ih,:)=dh*Qu(ih,:);
end
% Downwind induction factor(ad) calculation
for ih=1:nh/2
    for it=1:nt
        for ied=1:500

```

```

dum3(ih,it) = Uad(ih,it)*(1-ad(ih,it))*cosd(zetad(ih,it));
dum4(ih,it) = omg*R+Uad(ih,it)*(1-ad(ih,it))*sind(zetad(ih,it));
alfad(ih,it) = 180/pi*atan(dum3(ih,it)/dum4(ih,it));
sWd(ih,it) = dum3(ih,it)^2+dum4(ih,it)^2;
Wd(ih,it) = sqrt(sWd(ih,it));
Cnd(ih,it) = interp1(talfa,tcn,alfad(ih,it));
Ctd(ih,it) = interp1(talfa,tct,alfad(ih,it));
sd(ih,it) = N*c/(8*pi*R)*(sWd(ih,it)/Uad(ih,it)^2)*secd(zetad(ih,it));
fxd(ih,it) = sd(ih,it)*(Cnd(ih,it)*cosd(zetad(ih,it))-Ctd(ih,it)*sind(zetad(ih,it)));
nad(ih,it) = ad(ih,it)^2+fxd(ih,it);
err(ih,it) = abs(nad(ih,it)-ad(ih,it));
ad(ih,it) = nad(ih,it);
dumQd(ih,it) = (0.5*ro*sWd(ih,it))*N*c/(2*pi*R)*dr*secd(zetad(ih,it));
Qd(ih,it) = dumQd(ih,it)*(Ctd(ih,it)*R-Cnd(ih,it)*c/4);
if err(ih,it)<0.00001
    break
end
end
end
end
Qd(ih,:) = Qd(ih,:)*dh;
Ud(ih,:) = Uad(ih,:)*(1-ad(ih,:));
Uw(ih,:) = Uad(ih,:).*(1-2*ad(ih,:));
alfa(ih,:) = [alfau(ih,:) -alfad(ih,:)];
Cn(ih,:) = [Cnu(ih,:) -Cnd(ih,:)];
Ct(ih,:) = [Ctu(ih,:) Ctd(ih,:)];
Qtube(ih,:) = [Qu(ih,:) Qd(ih,:)];
Q(ih) = sum(Qtube(ih,:));
P(ih) = omg*Q(ih);
end
a=[au ad];

```

```
Cn=[Cnu -Cnd];
```

```
Ct=[Ctu Ctd];
```

```
alfa=[alfau -alfad];
```

```
Qrotor = 2*sum(Q);
```

```
Protor = 2*sum(P)/1000      % kW
```

```
Cp=Protor/(0.5*ro*2*R*H*U^3);
```



ประวัติผู้เขียน

นางสาวจรรุวรรณ ตั้งต้นสกุลวงศ์ เกิดเมื่อวันที่ 26 กุมภาพันธ์ พุทธศักราช 2519 อำเภอ
ประโคนชัย จังหวัดบุรีรัมย์ สำเร็จการศึกษาในระดับประถมที่โรงเรียนอนุบาลอำนาจกิจ ชั้นมัธยมศึกษา
จากโรงเรียนประโคนชัยพิทยาคม เข้าศึกษาระดับปริญญาตรี สาขาวิศวกรรมเครื่องกล ณ มหาวิทยาลัย
เทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมาเมื่อปีพุทธศักราช 2538 และสำเร็จการศึกษาในปีพุทธศักราช
2542 ภายหลังจากสำเร็จการศึกษาได้เข้าทำงานในตำแหน่งผู้ช่วยสอนและช่วยวิจัย สังกัดสาขาวิชา
วิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีจากนั้นในปีพุทธศักราช
2554 – 2555 ทำงานในตำแหน่งอาจารย์ประจำโพธิวิชชาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ จาก
ประสบการณ์การทำงานที่เกี่ยวข้องกับการศึกษาในหลาย ๆ ด้าน ทำให้เกิดแรงจูงใจที่จะศึกษาต่อใน
ระดับบัณฑิตศึกษาเพื่อเป็นการพัฒนาความรู้ความสามารถให้กับตนเอง จึงได้เข้าศึกษาต่อในสาขาวิชา
วิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีในปีพุทธศักราช 2552



มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี