



การศึกษาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศเพื่อใช้กับกังหันลมผลิตไฟฟ้าโดยใช้โปรแกรม
จำลองพลศาสตร์ของไหล

นายปริญญา ม่วงบ้านยาง

การค้นคว้าอิสระนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตร
ครุศาสตร์อุตสาหกรรมมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลศึกษา

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

ปีการศึกษา 2567

ลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

การศึกษาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศเพื่อใช้กับกังหันลมผลิตไฟฟ้าโดยใช้
โปรแกรมจำลองพลศาสตร์ของไหล

นายปริญญา ม่วงบ้านยาง

การค้นคว้าอิสระนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาหลักสูตร
ครุศาสตร์อุตสาหกรรมมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลศึกษา

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
ปีการศึกษา 2567

ลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ



ใบรับรองการค้นคว้าอิสระ

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

เรื่อง การศึกษาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศเพื่อใช้กับกังหันลมผลิตไฟฟ้าโดยใช้
โปรแกรมจำลองพลศาสตร์ของไหล

โดย นายปริญญา ม่วงบ้านยาง

ได้รับอนุมัติให้นับเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรครุศาสตร์อุตสาหกรรมมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลศึกษา

..... คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย / หัวหน้าภาควิชา

(รองศาสตราจารย์ ดร.กิตติวุฒิ ศุทธิวิโรจน์)

คณะกรรมการสอบการค้นคว้าอิสระ

ประธานกรรมการ

.....
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ณัฐวุฒิ เรืองตระกูล)

อาจารย์ที่ปรึกษา

.....
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ต้องชนะ ทองทิพย์)

กรรมการ

.....
(รองศาสตราจารย์ ดร.กิตติวุฒิ ศุทธิวิโรจน์)

ชื่อ : นายปริญญา ม่วงบ้านยาง
 ชื่อการค้นคว้าอิสระ : การศึกษาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศ
 เพื่อใช้กับกังหันลมผลิตไฟฟ้าโดยใช้โปรแกรมจำลอง
 พลศาสตร์ของไหล
 สาขาวิชา : วิศวกรรมเครื่องกลศึกษา
 มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
 อาจารย์ที่ปรึกษาการค้นคว้าอิสระหลัก : ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ต้องชนะ ทองทิพย์
 ปีการศึกษา : 2567

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ได้นำเสนอการเปรียบเทียบประสิทธิภาพของแพนอากาศ NACA 2412, NACA 4412, และ NACA 6412 สำหรับการออกแบบปีกกังหันลมในการผลิตกำลังไฟฟ้า โดยการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ผ่านการใช้แบบจำลอง CFD (Computational Fluid Dynamics) โดยทดสอบในขอบเขตและเมชเดียวกัน ซึ่งมีมุมปะทะที่ 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , และ 10° ที่ความเร็วลม 3, 5 และ 8 m/s โดยใช้สมการ Realizable k- ϵ ในโปรแกรม Ansys Fluent Version 2020R1 การทดสอบนี้ได้วิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L), สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D), และอัตราส่วนระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน (C_L/C_D) รวมทั้งคำนวณค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้จากค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ความเร็วลม และพื้นที่กวาดของกังหันลม

ผลการทดสอบพบว่าแพนอากาศ NACA 4412 มีประสิทธิภาพสูงที่สุดในการเพิ่มสัมประสิทธิ์แรงยกและลดแรงต้านในมุมปะทะหลายๆ มุม โดยมีอัตราส่วน C_L/C_D ที่ดีกว่า NACA 2412 และ NACA 6412 และเมื่อคำนวณกำลังไฟฟ้าที่ผลิตได้จากค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในความเร็วลม 3 m/s พบว่า NACA 4412 สามารถผลิตกำลังไฟฟ้าได้ถึง 6.5 เมกะวัตต์ จากการเปรียบเทียบทั้งสามรูปทรงของแพนอากาศ พบว่า NACA 4412 เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบใบพัดกังหันลมที่ความเร็วลมต่ำ เนื่องจากสามารถสร้างแรงยกและลดแรงต้านได้ดีกว่าแพนอากาศรูปทรงอื่นๆ ที่ความเร็วลมต่ำ

(มีจำนวนทั้งสิ้น 95 หน้า)

คำสำคัญ : แพนอากาศ, การจำลองทางอากาศพลศาสตร์, กังหันลม

อาจารย์ที่ปรึกษาการค้นคว้าอิสระหลัก

Name : Mr. Parinya Muangbanyang

Independent Study Title : Investigation of lift and drag coefficient of air-foil application in wind turbine electricity generation by computational fluid dynamics

Major Field : Mechanical Engineering Education
King Mongkut's University of Technology North
Bangkok

Independent Study Advisor : Assistant Professor Dr. Tongchana Thongtip

Academic Year : 2024

ABSTRACT

This research presents a comparison of the aerodynamic performance of the NACA 2412, NACA 4412, and NACA 6412 airfoils for wind turbine blade design in electricity generation. The analysis was conducted using Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations, with all three airfoils tested under the same boundary conditions and mesh setup. The test angles of attack were 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, and 10° at wind speeds of 3, 5, and 8 m/s, using the Realizable k- ϵ turbulence model in Ansys Fluent Version 2020R1. The analysis evaluated the Lift Coefficient (C_L), Drag Coefficient (C_D), and Lift-to-Drag Ratio (C_L/C_D), as well as the electrical power generated, which was calculated based on the lift coefficient, wind speed, and the swept area of the wind turbine.

The results showed that the NACA 4412 airfoil exhibited the best performance in terms of maximizing lift and minimizing drag at multiple angles of attack. It demonstrated a superior C_L/C_D ratio compared to the NACA 2412 and NACA 6412 airfoils. Furthermore, when calculating the electrical power generated using the lift coefficient at a wind speed of 3 m/s, the NACA 4412 was able to produce up to 6.5 MW of power. A comparison of the three airfoils revealed that the NACA 4412 is the most suitable for designing wind turbine blades for low wind speeds due to its ability to generate better lift and reduce drag more effectively than the other airfoils at low wind speeds.

(Total 95 Pages)

Keywords: Airfoils, Computational fluid dynamics, Wind Turbine

Advisor

กิตติกรรมประกาศ

สารนิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยความช่วยเหลืออย่างดียิ่งของ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ดร.ต้องชนะ ทองทิพย์ และรองศาสตราจารย์ ดร.กิตติวุฒิสุทธิวิโรจน์ อาจารย์ที่ปรึกษาสารนิพนธ์ที่ได้ให้คำแนะนำและข้อคิดเห็นต่างๆ ของการวิจัยตลอดจนวิธีการดำเนินการศึกษาอันเป็นประโยชน์อย่างยิ่งในการทำสารนิพนธ์ให้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี ขอขอบพระคุณคณาจารย์และเจ้าหน้าที่ภาควิชาครุศาสตร์เครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือทุกท่าน ซึ่งเป็นบุคคลที่คอยช่วยเหลือและสนับสนุนจนทำให้งานวิจัยสำเร็จลุล่วง

สุดท้ายนี้ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณคุณพ่อและคุณแม่ ตลอดจนญาติพี่น้องทุกท่าน และเพื่อนๆ รวมทั้งเพื่อนร่วมงานทุกท่านที่มีส่วนเกี่ยวข้องกับการทำวิจัยในครั้งนี้ ที่คอยให้กำลังใจและช่วยเหลือเพื่อให้งานวิจัยนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดีมาตลอด

ปริญญา ม่วงบ้านยาง



สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	ข
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	ค
กิตติกรรมประกาศ	ง
สารบัญ	จ
สารบัญตาราง	ช
สารบัญภาพ	ซ
บทที่ 1 บทนำ	
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย	2
1.3 ขอบเขตของการวิจัย	3
1.4 นิยามศัพท์	3
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	3
บทที่ 2 เอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	
2.1 ทฤษฎีพื้นฐานกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้า	5
2.2 การเกิดและประเภทของลม	5
2.3 ประเภทของกังหันลม	7
2.4 ส่วนประกอบของกังหันลม	8
2.5 การแบ่งขนาดของกังหันลม	10
2.6 การคำนวณพลังงานและกำลังลม	11
2.7 พลศาสตร์พื้นฐานของแพนอากาศ	13
2.8 การไหลแบบภายนอก (External flow)	16
2.9 แรงบนวัตถุที่จมอยู่ในของไหล	19
2.10 การคำนวณอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ	25
2.11 วรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง	29
บทที่ 3 วิธีดำเนินการวิจัย	
3.1 ขั้นตอนการวางแผนงานและการดำเนินงาน	31
3.2 ขั้นตอนการสร้างรูปทรงแพนอากาศ	33
3.3 ขั้นตอนสร้างขอบเขตและเมชของแพนอากาศ (Mesh Generation of Airfoil)	35
3.4 ขั้นตอนทดสอบความเป็นอิสระของเมช (Mesh Independent)	37
3.5 ขั้นตอนทดสอบโมเดลความปั่นป่วน (Turbulence Model)	37
3.6 เงื่อนไขขอบเขตการทดสอบแพนอากาศโดยวิธีรูปแบบจำลองทาง CFD	38

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 4 ผลการวิจัย	
4.1 ผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA2412	40
4.2 ผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA4412	47
4.3 ผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA6412	55
4.4 เปรียบเทียบผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA2412, NACA4412 และ NACA6412	62
บทที่ 5 สรุปผล อภิปรายผล และข้อเสนอแนะ	
5.1 สรุปผล และข้อเสนอแนะ	67
บรรณานุกรม	69
ภาคผนวก	
ก. ตารางทดสอบแผนอากาศ NACA2412	72
ข. ภาพวีรืสี่สั่มประสิทธิริความเร็วแผนอากาศ NACA2412	74
ค. ภาพวีรืสี่สั่มประสิทธิริความดันแผนอากาศ NACA2412	77
ง. ตารางทดสอบแผนอากาศ NACA4412	80
จ. ภาพวีรืสี่สั่มประสิทธิริความเร็วแผนอากาศ NACA4412	82
ฉ. ภาพวีรืสี่สั่มประสิทธิริความดันแผนอากาศ NACA4412	85
ช. ตารางทดสอบแผนอากาศ NACA6412	88
ซ. ภาพวีรืสี่สั่มประสิทธิริความเร็วแผนอากาศ NACA6412	90
ณ. ภาพวีรืสี่สั่มประสิทธิริความดันแผนอากาศ NACA6412	93
ประวัติผู้วิจัย	95

สารบัญตาราง

	หน้า
2-1 ขนาดของกังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้า	10
3-1 ตารางทดสอบความเป็นอิสระของเมช (Mesh Independent)	37
3-2 เงื่อนไขขอบเขตการทดสอบแพนอากาศโดยใช้รูปแบบจำลองทาง CFD	38
ก-1 ผลทดสอบสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและสัมประสิทธิ์แรงยก ต่อแรงต้านของแพนอากาศ NACA2412	72
ง-1 ผลทดสอบสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและสัมประสิทธิ์แรงยก ต่อแรงต้านของแพนอากาศ NACA4412	80
ช-1 ผลทดสอบสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและสัมประสิทธิ์แรงยก ต่อแรงต้านของแพนอากาศ NACA6412	88



สารบัญรูปภาพ

ภาพที่	หน้า
2-1 ลมบก และลมทะเล	6
2-2 ลมหุบเขา และภูเขา	6
2-3 ลักษณะกังหันลม	7
2-4 ตัวอย่างของส่วนประกอบของกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้า	9
2-5 แสดงรูปทรงของแพนอากาศ	13
2-6 แสดงลักษณะมุมปะทะของแพนอากาศ	13
2-7 แสดงลักษณะของแพนอากาศแบบสมมาตร	14
2-8 แสดงลักษณะของแพนอากาศแบบสมมาตร (Camber airfoil)	14
2-9 แสดงตัวอย่างแพนอากาศ NACA 4415	14
2-10 แสดงตัวอย่างแพนอากาศ NACA 23012	15
2-11 แสดงตัวอย่างแพนอากาศ NACA 65(4)-421	15
2-12 แสดงลักษณะการไหลภายนอกผ่านผิวเรียบ	16
2-13 แสดงการไหลในชั้นขอบเขตผ่านแผ่นราบ	16
2-14 แสดงความหนาของการขจัด (displacement thickness)	18
2-15 แสดงลักษณะการเกิดแรงหน่วงและแรงยกของแพนอากาศ	19
2-16 แสดงรูปร่างขอความเร็วแบบปั่นป่วนและแบบราบเรียบ	21
2-17 แสดงการไหลที่ตึงฉากกับแผ่นราบ	21
2-18 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงของแผ่นราบที่แปรตามมุมปะทะ	22
2-19 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงกับตัวเลขเรย์โนลด์ของการไหลผ่านวัตถุรูปทรงกระบอก	22
2-20 แสดงลักษณะการเกิดการแยกตัวของกระแสการไหลผ่านวัตถุรูปทรงกระบอก ทรงกระบอก	22
2-21 แสดงลักษณะการเกิด Von Karman vortex street หลังวัตถุรูปทรงกระบอก	23
2-22 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA 0012 และ NACA 2412	24
3-1 Flow Chart แสดงขั้นตอนการดำเนินงาน	32
3-2 รูปทรงแพนอากาศ NACA 2412	33
3-3 รูปทรงแพนอากาศ NACA 4412	33
3-4 รูปทรงแพนอากาศ NACA 6412	33
3-5 รูปทรงแพนอากาศ NACA 2412 สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม Space Claim	34
3-6 รูปทรงแพนอากาศ NACA 4412 สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม Space Claim	34
3-7 รูปทรงแพนอากาศ NACA 6412 สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม Space Claim	34
3-8 C-mesh flow domain and boundaries	35
3-9 C-type mesh flow domain and boundaries	36
3-10 Mesh Generation of NACA4412	36

สารบัญภาพ (ต่อ)

[illegible]

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
4-55 การเกิดรีวิสสัมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่ความเร็ว 5 m/s	60
4-56 การเกิดรีวิสสัมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่ความเร็ว 8 m/s	60
4-57 แสดงผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA6412	61
4-58 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA4412, NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s	62
4-59 เปรียบเทียบการเกิดรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s ที่มุมปะทะ 6°	62
4-60 เปรียบเทียบการเกิดรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s ที่มุมปะทะ 6°	63
4-61 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s	64
4-62 เปรียบเทียบอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s	65
4-63 แสดงผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s มุมปะทะที่ 6°	66
ข-1 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s	74
ข-2 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s	74
ข-3 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s	74
ข-4 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s	75
ข-5 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s	75
ข-6 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s	75
ค-1 แสดงรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s	77
ค-2 แสดงรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s	77
ค-3 แสดงรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s	77
ค-4 แสดงรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s	78
ค-5 แสดงรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s	78
ค-6 แสดงรีวิสความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s	78
จ-1 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s	82
จ-2 แสดงรีวิสความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s	82

บทที่ 1 บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหา

พลังงานเป็นสิ่งสำคัญ ในปัจจุบันเมื่อโลกพัฒนามากขึ้น แหล่งพลังงานเริ่มเปลี่ยนจากแหล่งพลังงานธรรมชาติที่เกิดขึ้นไปเป็นแหล่งพลังงานที่ใช้เทคโนโลยีมาช่วยในการผลิต เริ่มจากน้ำมันปิโตรเลียมไปเป็นพลังงานนิวเคลียร์เป็นต้น ประเทศไทยมีแหล่งพลังงานหลากหลายประเภท แต่มีในปริมาณที่น้อย เมื่อเทียบกับต่างประเทศที่มีแหล่งพลังงานจากธรรมชาติและสร้างขึ้นมา เมื่อเกิดเหตุการณ์วิกฤตการณ์พลังงานของโลก อาจจะส่งผลทำให้ประเทศไทยได้รับผลกระทบอย่างหลีกเลี่ยงไม่ได้ เพราะประเทศไทยมีความต้องการนำเข้าพลังงานเป็นอย่างมาก โดยในการนำเข้ามีมูลค่าสูงถึง 1.88 ล้านล้านบาท ที่มีการนำเข้ามากที่สุดคือน้ำมันดิบ รองลงมาคือก๊าซธรรมชาติเหลว ถ่านหินและซื้อไฟฟ้าตามลำดับ

ปัจจุบันการใช้พลังงานในประเทศเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่องและยังคงต้องเผชิญกับปัญหาต่าง ๆ เช่น การขาดแคลนพลังงาน มลภาวะต่อสิ่งแวดล้อมและการปล่อยก๊าซเรือนกระจก เพราะพลังงานส่วนใหญ่เป็นเชื้อเพลิงฟอสซิล อาทิ ถ่านหิน น้ำมันดิบ ปิโตรเลียม และก๊าซธรรมชาติ ซึ่งเชื้อเพลิงฟอสซิลมีคาร์บอนเป็นองค์ประกอบหลัก การผลิตพลังงานจากเชื้อเพลิงฟอสซิลจึงส่งผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อมโดยตรง ส่วนพลังงานหมุนเวียนหรือพลังงานใช้แล้วไม่หมดไปเป็นพลังงานที่เมื่อใช้ไปแล้วสามารถหาทดแทนหรือผลิตขึ้นใหม่ได้ ส่วนใหญ่เป็นพลังงานที่มีอยู่ตามธรรมชาติ อาทิ พลังงานความร้อนใต้พิภพ พลังงานน้ำ พลังงานแสงอาทิตย์ และพลังงานลม (wind energy) เป็นพลังงานหมุนเวียนที่ประเทศไทยมีเป้าหมายการใช้พลังงานทดแทนให้เพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง

พลังงานลม เป็นพลังงานจากธรรมชาติและเป็นพลังงานที่สะอาดที่ไม่ส่งผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อมหรือก่อให้เกิดมลภาวะอย่างน้อยที่สุดในทุกขั้นตอนนับตั้งแต่การผลิตและเป็นแหล่งพลังงานทางเลือกที่สามารถนำไปใช้งานได้ง่ายที่สุดมีหลายประเทศนิยมใช้เป็นพลังงานทดแทน อาทิ สหรัฐอเมริกา และจีน ทั้งสองประเทศมหาอำนาจมีการใช้พลังงานลมผลิตกระแสไฟฟ้าได้มากกว่าประเทศอื่นในโลก ประเทศไทยได้วางเป้าหมายว่าในปี พ.ศ.2579 จะใช้พลังงานลมเป็นสัดส่วนร้อยละ 15.25 ของพลังงานทดแทนทั้งหมด การผลิตไฟฟ้าจากกังหันลมมีกำลังเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว ปัจจุบันมีกำลังการผลิตติดตั้งรวมเกิน 487 จิกะวัตต์ ซึ่งพลังงานทดแทนประเภทพลังงานลมนี้สามารถสร้างความมั่นคงในด้านพลังงานให้กับประเทศไทย สอดคล้องกับแผนพัฒนาพลังงานทดแทนและพลังงานทางเลือก การใช้พลังงานจากลมสามารถเปลี่ยนเป็นพลังงานไฟฟ้าได้โดยใช้กังหันลม กังหันลมมี 2 ชนิด หลัก ๆ คือ กังหันลมแนวแกนนอน (HAWT) และกังหันลมแนวแกนตั้ง (VAWT) กังหันลมแนวแกนนอนเหมาะสำหรับการสร้างพลังงานขนาดใหญ่ (Large scale) บนภูมิประเทศเช่นพื้นที่ราบและภูเขา ส่วนกังหันลมแนวแกนตั้งเหมาะสำหรับการผลิตพลังงานขนาดเล็ก (Small scale) ในเขตเมือง ในการใช้กังหันลมผลิตไฟฟ้าจำเป็นต้องออกแบบกังหันลมให้เหมาะสมกับสภาพแวดล้อมและความเร็วของลมในแต่ละพื้นที่ รูปทรงของกังหันลมมีผลต่อการผลิตไฟฟ้าเป็นอย่างมาก ในประเทศไทยนิยมใช้แผนอากาศเป็นรูปทรงของกังหันลม

แพนอากาศ (Air Foil) เป็นวัตถุที่มีรูปลักษณะที่พิเศษ ซึ่งออกแบบเพื่อให้สามารถเกิดแรงยกขึ้น เมื่อมีอากาศเคลื่อนที่ผ่านรูปลักษณะที่พิเศษของแพนอากาศจะเกิดขึ้นที่มุมปะทะ (Angle of Attack) ส่งผลให้ของไหลจะแยกตัวเคลื่อนที่ผ่านผิวด้านบน และผิวด้านล่างทำให้เกิดปรากฏการณ์การแยกตัวขึ้นของของไหล และของไหลที่เคลื่อนที่บนผิวด้านบน จะมีความเร็วสูงกว่าผิวด้านล่าง ส่งผลให้ความดันที่ผิวด้านบน มีค่าน้อยกว่าความดันที่ผิวด้านล่างทำให้ความดันทั้งสองแตกต่างกันเมื่อมีอากาศเคลื่อนที่ผ่านรูปลักษณะที่พิเศษของแพนอากาศ ส่งผลให้เกิดแรงยก และแรงที่กระทำต่อรูปลักษณะที่พิเศษของแพนอากาศแรงดังกล่าวจะมีทิศทางตรงกันข้ามกับการไหลของอากาศจะเรียกแรงที่เกิดขึ้นว่าแรงหน่วง การไหลของอากาศในรูปแบบต่างๆ ส่งผลกับแรงที่เกิดขึ้นทั้งแรงยก แรงต้าน และพฤติกรรมของการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ

ในการวิเคราะห์ความดันของของไหลที่กระทำกับวัตถุจะมีการวิจัยแบบการสร้างแบบจำลองเสมือนเพื่อใช้ทดแทนของจริง และการใช้เทคโนโลยีมาช่วยในการคำนวณทางวิศวกรรม Computational Fluid Dynamics เป็นชุดของเทคนิคที่ช่วยให้คอมพิวเตอร์สามารถจำลองการไหลของของไหลเชิงตัวเลขได้ โดยอาศัยหลักการพื้นฐานสามประการที่สามารถกำหนดลักษณะทางกายภาพของของไหลใดๆได้คือ การอนุรักษ์พลังงานกฎข้อที่สองของนิวตันและการอนุรักษ์มวล ปัญหาการไหลเหล่านี้สามารถอธิบายได้ในแง่ของกฎพื้นฐานเหล่านี้ สามารถแสดงให้เห็นพฤติกรรมของของไหลในโดเมนการไหล ทำให้กระบวนการออกแบบมีประสิทธิภาพเพิ่มมากขึ้นเมื่อเปรียบเทียบกับกระบวนการแบบเดิม ๆ ที่ทำการทดลอง จึงมีการเริ่มใช้กันโดยแพร่หลายมากขึ้นและเริ่มเข้ามามีบทบาทต่อการเรียนการศึกษาในปัจจุบัน ในบางครั้งการทดลองในห้องปฏิบัติการก็ไม่สามารถที่จะแก้ไขปัญหาได้ เนื่องจากจะต้องมีการจัดเตรียมเครื่องมือและอุปกรณ์เป็นอย่างมากจึงนับได้ว่า Computational Fluid Dynamics เหมาะที่จะศึกษาอย่างจริงจังในประเทศไทย และจะนำไปสู่การออกแบบที่ถูกต้องและประหยัดค่าใช้จ่ายในที่สุด

จากการศึกษาข้อมูลงานวิจัยนี้จะเป็นการศึกษาผลกระทบที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ NACA 2412 NACA 4412 NACA 6412 และวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีไหลผ่านแพนอากาศโดยใช้แบบจำลองทางพลศาสตร์ของไหล เพื่อหาค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Induced drag coefficient) อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag Coefficient) ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (lift coefficient) และลักษณะการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ โดยวิธีการศึกษาลักษณะเฉพาะของอากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรม Ansys Fluent

1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

1.2.1. เพื่อศึกษาการใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณที่ไหลผ่านแพนอากาศโดยใช้แบบจำลองทางพลศาสตร์ของไหล

1.2.2 เพื่อศึกษาพฤติกรรมของการไหลและคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ และวิเคราะห์ค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ไหลผ่านแพนอากาศโดยใช้แบบจำลองทางพลศาสตร์ของไหล

1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

1.3.1 โปรแกรมจำลองทางพลศาสตร์ของไหล คือ Ansys Fluent Version 2024R1

1.3.2 รูปทรงแบบจำลองแพนอากาศ NACA 2412 , NACA 2412 และ NACA 6412

1.3.3 อัตราการไหลของอากาศ 3, 5, 8, และ 10 m/s

1.3.3 ขอบเขตการจำลองที่มุมปะทะ 0 , 2 , 4 , 6 , 8 , และ 10 โดยการไหลไม่อัดตัว (Incompressible Flow)

1.3.4 วิเคราะห์ค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ไหลผ่านแพนอากาศ คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient) ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Drag coefficient :) อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag coefficient :) สัมประสิทธิ์ความดัน (Pressure coefficient)

1.3.5 ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้

1.4 นิยามศัพท์

1.4.1 พลศาสตร์ของไหล คือ สภาวะที่ของไหลมีการเคลื่อนที่ โดยสมมติให้ของไหลเป็นของไหลในอุดมคติ มีแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่สร้างโดยกลไกทางกายภาพเป็นหลักในการวิเคราะห์

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.5.1 ได้องค์ความรู้กับการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ของไหลในกรณีผ่านปีกโดยใช้แบบจำลองทางพลศาสตร์ของไหล โดยโปรแกรม Ansys Fluent Version 2024R1

บทที่ 2

ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในการศึกษาอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics) ต้องอาศัยความรู้ด้านกลศาสตร์ของไหล และความรู้เกี่ยวกับด้านโปรแกรมวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ เพื่อนำมาสร้างองค์ความรู้ในการจัดทำ โดยผู้วิจัยได้รวบรวมทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องในหัวข้อดังต่อไปนี้

2.1 ทฤษฎีพื้นฐานกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้า

2.2 การเกิดและประเภทของลม

2.2.1 ลมบกและลมทางทะเล

2.2.2 ลมภูเขาและลมหุบเขา

2.3 ประเภทของกังหันลม

2.3.1 กังหันลมที่มีแกนเพลายู่ในแนวนอน

2.3.2 กังหันลมที่มีแกนเพลายู่ในแนวตั้ง

2.4 ส่วนประกอบของกังหันลม

2.5 การแบ่งขนาดของกังหันลม

2.6 การคำนวณพลังงานและกำลังลม

2.7 พลศาสตร์พื้นฐานของแพนอากาศ

2.7.1 รูปทรงของแพนอากาศ

2.7.2 คุณสมบัติทางพลศาสตร์อากาศของแพนอากาศ

2.8 การไหลแบบภายนอก (External flow)

2.8.1 แนวคิดของชั้นขอบเขต

2.8.2 คุณสมบัติของชั้นขอบเขต

2.9 แรงบนวัตถุที่จมอยู่ในของไหล

2.9.1 แรงหน่วง (Drag force)

2.9.2 แรงยก (Lift force)

2.10 การคำนวณอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics : CFD)

2.10.1 ขั้นตอนของระเบียบวิธีการคำนวณด้วยโปรแกรมทางด้าน CFD

2.10.2 ปัญหาที่เกิดจากกระบวนการวิธีหาผลเฉลี่ยด้วยโปรแกรม

2.11 วรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

2.1 ทฤษฎีพื้นฐานกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้า

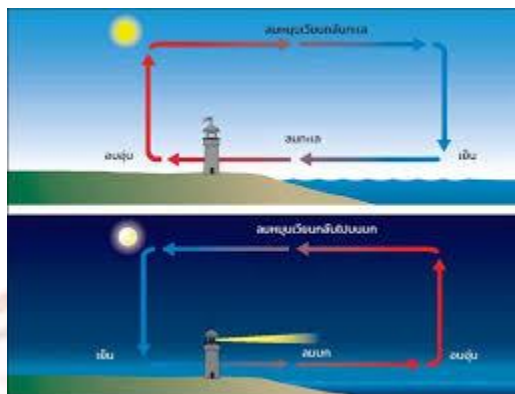
ลมเป็นแหล่งพลังงานธรรมชาติที่สามารถใช้ประโยชน์ได้อย่างไม่สิ้นสุดซึ่งในอดีตมนุษย์ได้ใช้ลมในการดำรงชีวิตมาอย่างยาวนานและในปัจจุบันพลังงานลมถูกนำมาใช้ในการผลิตไฟฟ้าเชิงพาณิชย์ โดยเฉพาะในประเทศแถบยุโรปที่มีการพัฒนาเทคโนโลยีกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้าอย่างแพร่หลายและมีการขยายตัวอย่างต่อเนื่อง กังหันลมขนาดใหญ่ในต่างประเทศสามารถผลิตไฟฟ้าได้ถึง 4-5 เมกะวัตต์ต่อเครื่องและยังมีการพัฒนาเพิ่มขนาดและประสิทธิภาพอย่างต่อเนื่องสำหรับประเทศไทย การวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีด้านพลังงานลมยังค่อนข้างจำกัดอาจเนื่องจากศักยภาพลมในประเทศที่ไม่สูงเทียบกับบางประเทศอย่างไรก็ตามหากมีการส่งเสริมการพัฒนาและเสริมสร้างพื้นฐานความรู้เกี่ยวกับกังหันลมก็จะสามารถนำมาใช้ร่วมกับพลังงานทางเลือกอื่น ๆ ได้ เช่น การใช้กังหันลมหัวโพรซึ่งมีการใช้กังหันผลิตไฟฟ้าการศึกษาค้นคว้า วิจัย และยังสามารถพัฒนาเทคโนโลยีพลังงานลมจึงเป็นทางเลือกที่ดีในการลดการพึ่งพาพลังงานจากฟอสซิลลดมลภาวะและช่วยลดการนำเข้าพลังงานจากต่างประเทศ

2.2 การเกิดและประเภทของลม

ลม (Wind) เกิดจากปัจจัยหลักที่มาจากดวงอาทิตย์เมื่อดวงอาทิตย์แผ่รังสีความร้อนมายังโลก แต่ละพื้นที่บนพื้นโลกได้รับความร้อนไม่เท่ากัน ทำให้เกิดความแตกต่างของอุณหภูมิและความกดอากาศในแต่ละตำแหน่งบริเวณที่มีอุณหภูมิสูงหรือความกดอากาศต่ำ อากาศในบริเวณนั้นจะลอยตัวขึ้นสูงขณะที่อากาศจากพื้นที่ที่เย็นกว่าหรือมีความกดอากาศสูงกว่าจะเคลื่อนที่เข้ามาแทนที่การเคลื่อนที่ของมวลอากาศนี้ก็คือการเกิดลมนั่นเองและจากการเคลื่อนที่ของมวลอากาศนี้ยังสามารถสร้างพลังงานจลน์ที่สามารถนำมาใช้ประโยชน์ได้ ลมสามารถแบ่งออกเป็นหลายชนิดตามลักษณะของความแตกต่างของอุณหภูมิที่เกิดขึ้นในแต่ละพื้นที่

2.2.1 ลมบกและลมทางทะเล

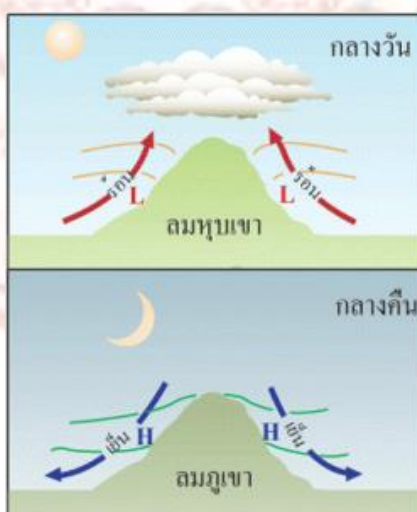
ลมบก (Land Breeze) ลมที่เกิดจากการที่พื้นดินเย็นตัวลงเร็วกว่าทะเลในเวลา กลางคืน เมื่อพื้นดินเย็นลงอย่างรวดเร็วและอากาศเหนือพื้นดินเย็นลงทำให้ความดันอากาศที่พื้นดินสูงขึ้น ส่วนที่ทะเลยังคงอุ่นกว่าและมีความดันอากาศต่ำกว่าลมจึงพัดจากพื้นดินไปสู่ทะเล ลมทางทะเล (Sea Breeze) ลมที่เกิดจากการที่พื้นดินร้อนขึ้นเร็วกว่าทะเลในตอนกลางวัน เมื่อพื้นดินได้รับความร้อนจากแสงอาทิตย์ทำให้ความดันอากาศที่พื้นดินลดลงขณะที่ทะเลยังคงเย็นกว่าความดันอากาศที่ทะเลจึงสูงขึ้นลมจะพัดจากทะเลไปสู่พื้นดินเพื่อชดเชยความแตกต่างของความดันอากาศดังภาพที่ 2.1



ภาพที่ 2.1 ลมบก และลมทะเล (กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน, 2551)

2.2.2 ลมภูเขาและลมหุบเขา

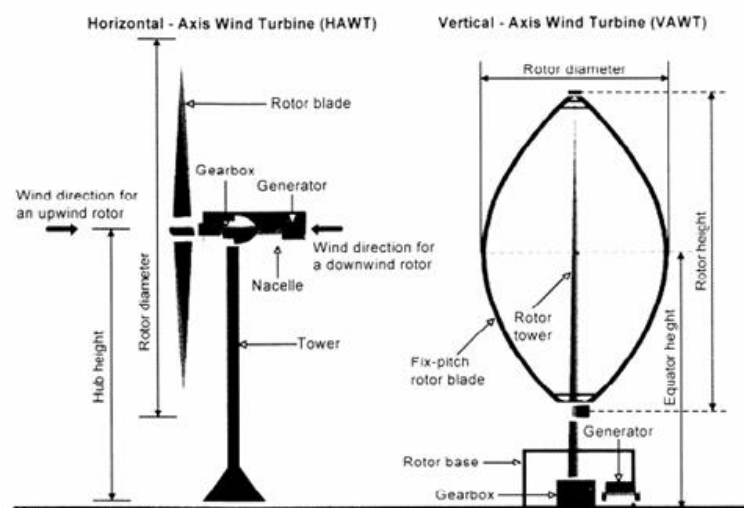
ลมภูเขา (Mountain Breeze) ลักษณะการเกิดลมภูเขาคือจะเกิดในช่วงเวลากลางคืน เมื่ออุณหภูมิของภูเขาหรือยอดเขาเย็นลงเร็วกว่าเพราะแสงแดดหายไปโดยทั่วไปแล้วภูเขาจะเย็นเร็วกว่าพื้นที่รอบๆ เช่น หุบเขาหรือพื้นที่ราบด้านล่างการเคลื่อนที่ของลมเมื่อภูเขาเย็น ตัวลงความดันอากาศที่ยอดเขาจะสูงขึ้นและลมจะพัดจากยอดเขาลงสู่หุบเขาหรือที่ราบ ผลกระทบลมนี้มักจะเกิดในเวลา กลางคืนและจะพัดจากภูเขาสูงไปสู่อุณหภูมิที่ต่ำ ลมหุบเขา (Valley Breeze) ลักษณะการเกิดลมหุบเขาจะเกิดในช่วงเวลากลางวันเมื่อแสงแดด ทำให้พื้นดินในหุบเขาหรือที่ราบด้านล่างได้รับความร้อนอย่างรวดเร็ว ในขณะที่ภูเขายังคงเย็นกว่าการเคลื่อนที่ของลมเมื่ออากาศที่หุบเขาร้อนขึ้นความดันอากาศที่พื้นหุบเขาจะลดลง ทำให้ลมพัดจากหุบเขาขึ้นไปสู่ภูเขาที่เย็นกว่าลมนี้มักจะเกิดในช่วง กลางวันและจะพัดจากหุบเขาขึ้นไปสู่ยอดภูเขา(กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน, 2551) ลมภูเขาและลมหุบเขา แสดงดังภาพที่ 2.2



ภาพที่ 2.2 ลมหุบเขา และภูเขา (กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน, 2551)

2.3 ประเภทของกังหันลม

กังหันลมโดยทั่วไปจะมีรูปแบบพื้นฐานหลักๆคล้ายๆกันแต่อาจแตกต่างกันบ้างในส่วนจากรายละเอียด ดังนั้นการแบ่งประเภทของกังหันลมมักจะยึดเอาลักษณะการวางตัวของแกนเพลลาของกังหันลมเป็นหลักซึ่งกังหันลมสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ประเภทคือ กังหันลมที่มีแกนเพลลาอยู่ในแนวนอนและกังหันลมที่มีแกนเพลลาอยู่ในแนวตั้งดังแสดงในภาพที่ 2.3



ภาพที่ 2.3 ลักษณะกังหันลม (นิพนธ์ เกตุจ้อย และ อชิตพล ศศิธรานุวัฒน์, 2547)

2.3.1 กังหันลมที่มีแกนเพลลาอยู่ในแนวนอน

กังหันลมที่มีแกนเพลลาอยู่ในแนวนอน (horizontal-axis type wind turbine HAWT) เป็นกังหันลมที่มีแกนหมุนวางตัวอยู่ในทิศทางกับทิศทางของลมโดยมีใบเป็นตัวตั้งฉากรับแรงลม กังหันลมประเภทนี้ได้รับการพัฒนาอย่างต่อเนื่องและมีการนำมาใช้งานมากในปัจจุบันเนื่องจากมีประสิทธิภาพในการเปลี่ยนพลังงานสูงแต่ต้องติดตั้งบนเสาที่มีความสูงมากและมีชุดควบคุมให้กังหันลมหันหน้าเข้ารับแรงลมได้ทุกทิศทางในแนวนอนตลอดเวลาอย่างไรก็ตามในรายละเอียดของรูปแบบ องค์ประกอบและลักษณะการทำงานของกังหันลมแบบนี้ที่นิยมใช้กันสามารถแบ่งออกเป็น 3 แบบ (นิพนธ์ เกตุจ้อย และ อชิตพล ศศิธรานุวัฒน์, 2547)

2.3.1.1 กังหันลมแบบความเร็วคงที่ (fixed speed turbine) กังหันลมแบบความเร็วคงที่ (Fixed Speed Wind Turbine) คือกังหันลมที่หมุนด้วยความเร็วคงที่ตลอดเวลา ไม่ว่าจะเป็นความเร็วลมเปลี่ยนแปลงไปมาเล็กน้อยแค่ไหน กังหันลมประเภทนี้จะยังคงหมุนด้วยความเร็วที่กำหนดไว้ในขณะที่ลมมีความเร็วที่เหมาะสมสำหรับการผลิตพลังงานไฟฟ้า

2.3.1.2 กังหันลมแบบความเร็วไม่คงที่ (variable speed turbine) กังหันลมแบบความเร็วไม่คงที่ (Variable Speed Wind Turbine) เป็นเทคโนโลยีกังหันลมที่สามารถปรับความเร็วการหมุนของกังหันลมตามความเร็วของลมที่เปลี่ยนแปลงไปในแต่ละขณะ ซึ่งแตกต่างจากกังหันลม

แบบความเร็วคงที่ (Fixed Speed Wind Turbine) ที่จะหมุนด้วยความเร็วที่คงที่ไม่สนใจความเร็วลมการทำงานของกังหันลมแบบความเร็วไม่คงที่ใช้ระบบควบคุมที่ซับซ้อน เช่น เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (generator) ที่มีความสามารถในการปรับความเร็วหมุน และมักใช้เครื่องแปลงสัญญาณ (converter) เพื่อแปลงกระแสไฟฟ้าที่ผลิตให้เหมาะสมกับการใช้งาน

2.3.1.3 กังหันลมแบบความเร็วไม่คงที่ชนิดต่อตรง (variable speed with direct drive) เป็นประเภทของกังหันลมที่ไม่ใช้เกียร์ (gearbox) ในการเชื่อมต่อระหว่างใบพัดและเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (generator) โดยตรง นั่นคือการหมุนของใบพัดจะส่งพลังงานไปยังเครื่องกำเนิดไฟฟ้าโดยตรง ซึ่งทำให้ระบบมีความสามารถในการปรับความเร็วการหมุนได้ตามความเร็วลมที่เปลี่ยนแปลงไปการทำงานของกังหันลมแบบความเร็วไม่คงที่ชนิดต่อตรงใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งมีการใช้แม่เหล็กถาวรในการสร้างสนามแม่เหล็กแทนการใช้ระบบขดลวดแม่เหล็กแบบเก่าทำให้การสร้างกระแสไฟฟ้ามีความเสถียรและมีประสิทธิภาพสูงกว่าในระบบที่ใช้เกียร์

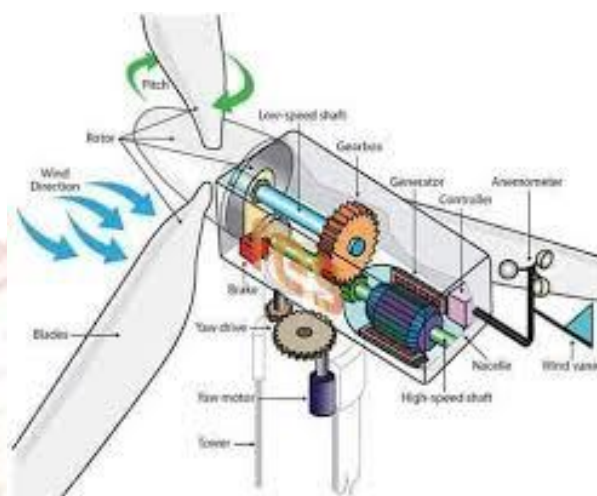
2.3.2 กังหันลมที่มีแกนเพลายืนในแนวตั้ง

กังหันลมที่มีแกนเพลายืนในแนวตั้ง (Vertical Axis Wind Turbine - VAWT) คือ กังหันลมที่มีการหมุนแกนเพลาดังอยู่ในแนวตั้ง (ตั้งฉากกับพื้น) ซึ่งต่างจากกังหันลมที่มีแกนเพลายืนในแนวนอน (Horizontal Axis Wind Turbine - HAWT) ที่มักพบเห็นทั่วไปคุณสมบัติของกังหันลมที่มีแกนเพลายืนในแนวตั้ง (VAWT) การหมุนของแกนเพลานี้แกนเพลาดังตั้งตรงหรือในแนวตั้งกับพื้นดินทำให้ใบพัดหมุนรอบแกนที่ตั้งอยู่ในแนวตั้งกังหันลมที่มีแกนเพลายืนในแนวตั้งสามารถรับลมจากทุกทิศทางได้ โดยไม่จำเป็นต้องปรับทิศทางของใบพัดตามทิศทางลมเหมือนกังหันลมที่มีแกนเพลานอนข้อเสียคือประสิทธิภาพต่ำเมื่อเทียบกับกังหันลมที่มีแกนเพลานอน ดังนั้นในปัจจุบันจึงมีการใช้งานอยู่น้อย

2.4 ส่วนประกอบของกังหันลม

กังหันลมโดยทั่วไปจะประกอบด้วยส่วนประกอบหลักๆ คือ ใบพัดระบบถ่ายทอดกำลังจากใบพัดชุดควบคุมการบังคับทิศทางของใบพัดและเสาหรือหอคอยอย่างไรก็ตามในส่วนรายละเอียดส่วนประกอบของกังหันลมจะขึ้นอยู่กับวัตถุประสงค์การใช้งานของกังหันลมนั้นเช่นถ้าเป็นกังหันลมที่มีวัตถุประสงค์เพื่อการผลิตไฟฟ้าก็จะมีส่วนประกอบรายละเอียดและเทคโนโลยีที่ซับซ้อนกว่ากังหันลมที่ใช้สำหรับการสูบน้ำในที่นี้ขอกล่าวแค่เพียงกังหันลมแบบผลิตกระแสไฟฟ้าเท่านั้น

2.4.1 ส่วนประกอบของกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้าจากการได้รับประโยชน์อย่างชัดเจนในการใช้กังหันลมเพื่อการผลิตไฟฟ้าทำให้เทคโนโลยีของกังหันลมประเภทนี้ได้รับการพัฒนาให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นจึงทำให้ส่วนประกอบต่างๆของกังหันลมประเภทนี้มีค่อนข้างมากและมีความซับซ้อนซึ่งส่วนประกอบแต่ละส่วนมีหน้าที่สรุปได้ดังต่อไปนี้



ภาพที่ 2.4 ตัวอย่างของส่วนประกอบของกังหันลมเพื่อผลิตไฟฟ้า

2.4.1.1 ใบพัด (Blade) เป็นตัวรับพลังงานลมและเปลี่ยนให้เป็นพลังงานกลในการขับเคลื่อนเพลากลมหุน (rotor) ของใบพัด

2.4.1.2 ระบบเบรก (Brake) เป็นส่วนที่ใช้ควบคุมการหยุดหมุนของใบพัดและเพลากลมหุนของกังหันลม

2.4.1.3 คันบังคับเพลากลมหุน (low speed shaft และ high speed shaft) เป็นส่วนที่คอยควบคุมความเร็วของเพลากลมหุนให้หมุนช้าหรือเร็วของใบพัดและส่งผ่านระบบส่งกำลัง

2.4.1.4 ท้องส่งกำลัง (gear box) เป็นระบบที่ทำหน้าที่ปรับเปลี่ยนและควบคุมความสัมพันธ์ของความเร็วในการหมุนระหว่างเพลากลมหุนกับเพลากลมหุนของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

2.4.1.5 เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator) ทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานกลที่ถูกส่งมาจากเพลากลมหุนของใบพัดเป็นพลังงานไฟฟ้า

2.4.1.6 ตัวควบคุม (Controller) ทำหน้าที่ควบคุมการทำงานของเครื่องวัดความเร็วลม

2.4.1.7 ห้องเครื่อง (nacelle) เป็นห้องควบคุมขนาดใหญ่อยู่ส่วนหลังของใบพัดใช้บรรจุระบบต่างๆ เช่น ระบบเกียร์เครื่องกำเนิดไฟฟ้า ระบบเบรก และระบบควบคุม

2.4.1.8 แกนคอหมุนรับทิศทางลม (yaw drive) เป็นตัวควบคุมการหมุนของห้องเครื่องเพื่อให้ใบพัดปรับรับทิศทางลมโดยมีมอเตอร์ (yaw motor) เป็นตัวช่วยในการปรับทิศทาง

2.4.1.9 เสาหรือหอคอย (tower) เสาทำหน้าที่รับน้ำหนักของกังหัน และยกกังหันลมสูงขึ้นจากพื้นให้อยู่ในบริเวณที่ลมมีความเร็วสูงและสม่ำเสมอ (uniform) ลดอิทธิพลชั้นขีดผิวใกล้พื้น และพ้นจากโซนเวค จากการไหลผ่านของวัตถุที่อยู่พื้น อาทิ ต้นไม้ สิ่งปลูกสร้าง เนินเขา (สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ, 2549)

2.5 การแบ่งขนาดของกังหันลม

กังหันลมผลิตไฟฟ้านับตั้งแต่ Prof. lacour วิศวกรชาวเดนมาร์กได้ออกแบบและผลิตกังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้าขึ้นเป็นครั้งแรกและการพัฒนากังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้าก็มีการต่อเนื่องและแพร่หลายเพื่อนำเทคโนโลยีชนิดนี้มาใช้ให้เกิดประโยชน์สูงสุดในการนำกังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้าไปใช้งานให้เหมาะสมและเกิดประสิทธิภาพสูงสุดขนาดของกังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้าขึ้นอยู่กับกำลังการผลิตกระแสไฟฟ้า (capacity) เส้นผ่าศูนย์กลางของใบพัด (rotor diameter) พื้นที่กวาดของใบพัด (swept area) ซึ่งมีทั้งหมด 5 ขนาด และการเลือกมาใช้งานก็สามารถเลือกได้ตามความเหมาะสมกับการะที่ต้องการใช้งาน (ไกรวัณ คุรุฑกุล, 2551) ดังตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 ขนาดของกังหันลมผลิตกระแสไฟฟ้า

ที่	ขนาดของกังหัน	ขนาดกำลังการผลิต (kW)	เส้นผ่านศูนย์กลาง (m)	พื้นที่กวาด (m ²)
1	ขนาดเล็ก (Micro Wind Turbine)	< 1.5	< 3	< 7
2	ขนาดเล็ก (Small Wind Turbine)	1.5 - 20	3 - 10	7 - 80
3	ขนาดกลาง (Medium Wind Turbine)	20 - 200	10 - 25	80 - 500
4	ขนาดใหญ่ (Large Wind Turbine)	200 - 1,500	25 - 70	500-3,850
5	ขนาดใหญ่มาก (Very Large Wind Turbine)	> 1,500	> 70	> 3,850

2.6 การคำนวณพลังงานและกำลังลม

การคำนวณพลังงานและกำลังลมที่ได้ สามารถใช้สมการคณิตศาสตร์ต่อไปนี้ในการคำนวณและวิเคราะห์ศักยภาพกำลังลมทั้งหมด พลังงานที่สะสมอยู่ในลมสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (2.1)

$$F = C_L \frac{1}{2} \rho v^2 A_s \quad (2.1)$$

C_L คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient)

ρ คือ ความหนาแน่นอากาศ (kg/m^3)

v^2 คือ ความเร็วของลม (m/s)

A คือ พื้นที่ของใบพัด (m^2)

การเคลื่อนที่แบบหมุนเป็นการเคลื่อนที่รอบจุดหมุนของตัวเอง และอาจเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วย จากกฎการเคลื่อนที่ของนิวตันได้อธิบายเกี่ยวกับการเคลื่อนที่รูปแบบต่างๆของวัตถุไว้ดังนี้

1. ถ้าแรงลัพธ์ที่มากกระทำต่อวัตถุผ่านศูนย์กลางของมวลวัตถุ จะทำให้วัตถุนั้นๆ เคลื่อนที่เป็นเส้นตรง

2. ถ้าแรงลัพธ์ที่มากกระทำต่อวัตถุ ไม่ผ่านศูนย์กลางมวลของวัตถุ จะทำให้วัตถุเกิดการหมุน หรือบางครั้งอาจเกิดการหมุน และเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วย ซึ่งเรียกว่าการเคลื่อนที่แบบหมุน การเคลื่อนที่แบบหมุน จะเกิดวัตถุที่แข็งเกร็ง (วัตถุที่มีรูปทรงคงที่) โดยที่แรงที่มากกระทำไม่ผ่านจุดศูนย์กลางมวลจึงจะทำให้เกิดโมเมนต์ของแรงหรือทอร์ก (Torque) ซึ่งบางครั้งเรียกแรงนี้ว่าแรงบิด สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (2.2)

$$\tau = FxR \quad (2.2)$$

τ คือ แรงบิดของการหมุน (N.m)

F คือ แรงที่เกิดจากปีกกังหันลม (N)

R คือ รัศมีของปีก (m)

$$P = \tau \omega = \tau \frac{2\pi}{60} (N) \quad (2.3)$$

P คือ กำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ (MW)

τ คือ แรงบิดของการหมุน (Nm)

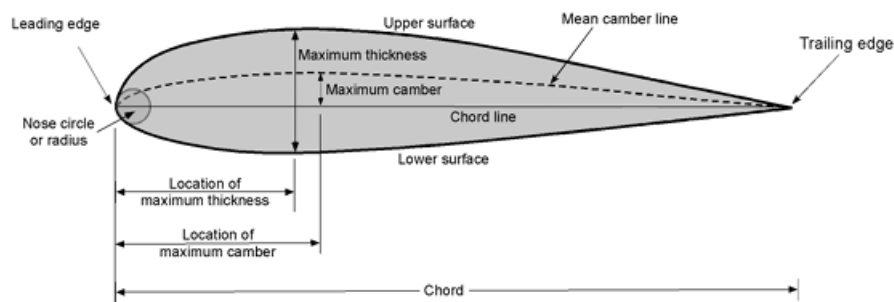
N คือ ความเร็วรอบการหมุนของกังหันลม (RPM)

2.7 พลศาสตร์พื้นฐานของแพนอากาศ (Basic Aerodynamics of Aifoils)

แพนอากาศ (Airfoils) คือ รูปทรงหน้าตัดของปีกเครื่องบิน มีลักษณะเป็นผิวโค้งเพียวตามกระแสของอากาศซึ่งออกแบบเพื่อทำให้เกิดแรงยก (ทศพล สุนทรเภสัช, 2557)

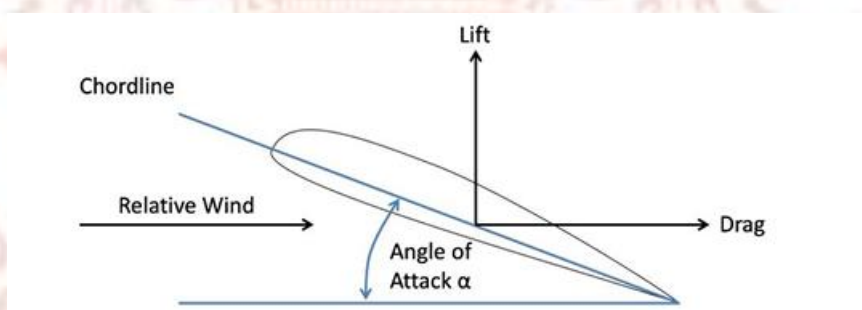
2.7.1 รูปทรงของแพนอากาศ

- 1) ขอบหน้า (Leading-edge) คือ บริเวณส่วนขอบหน้าสุดของแพนอากาศ
- 2) ขอบหลัง (Trailing-edge) คือ บริเวณส่วนขอบหลังสุดของแพนอากาศ
- 3) เส้นคอร์ด (Chord line) คือ เส้นตรงที่เชื่อมระหว่างขอบหน้าสุดและขอบหลังสุดของแพนอากาศ
- 4) ความหนาของแพนอากาศ (Thickness) คือ ระยะห่างระหว่างผิวบนและผิวล่างของแพนอากาศ ซึ่งค่าความหนาจะเปลี่ยนแปลงไปตามระยะทางตามแนวเส้นคอร์ด
- 5) เส้นแคมเบอร์กลาง (Mean-camber line) คือ เส้นที่ลากเชื่อมต่อระหว่างจุดกึ่งกลางระหว่างผิวบนและผิวล่างของแพนอากาศจากขอบหน้าสุดจนถึงขอบหลังสุด
- 6) แคมเบอร์ (Camber) คือ ระยะห่างมากที่สุดระหว่างเส้นแคมเบอร์กับเส้นคอร์ด
- 7) มุมปะทะ (Angle of attack) คือ มุมที่เกิดขึ้นระหว่างทิศของการไหลสัมพัทธ์ของของไหลกับเส้นคอร์ด



ภาพที่ 2.5 แสดงรูปทรงของแพนอากาศ

2.7.2 คุณสมบัติทางพลศาสตร์อากาศของแพนอากาศ แพนอากาศทุกแบบนั้นจะมีคุณสมบัติเดียวกัน โดยเมื่อพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของแพนอากาศ จะพบว่าที่มุมปะทะค่าหนึ่งจะทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเป็นศูนย์มุมดังกล่าวเรียกว่ามุมปะทะที่แรงยกเท่ากับศูนย์ (Zero-lift angle of attack) โดยมุมดังกล่าวไม่จำเป็นต้องมีค่าเท่าศูนย์เสมอไปจากมุมปะทะที่แรงยกเท่ากับศูนย์เมื่อเพิ่มมุมปะทะมากขึ้นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะค่อยๆ เพิ่มขึ้นตามในลักษณะเชิงเส้นมีค่าความชันเท่ากับ 27 จนถึงมุมปะทะค่าหนึ่งซึ่งทำให้เกิดค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดจากค่ามุมดังกล่าวเมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะลดลงซึ่งปรากฏการณ์ดังกล่าวเรียกว่า การร่วมหุ่น (stall) ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะ



ภาพที่ 2.6 แสดงลักษณะมุมปะทะของแพนอากาศ

แพนอากาศทุกแบบนั้นจะมีค่ามุมปะทะค่าหนึ่งที่ทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเท่ากับศูนย์หรือเรียกว่ามุมปะทะที่แรงยกเท่ากับศูนย์ ค่ามุมดังกล่าวสามารถนำมาแบ่งประเภทของแพนอากาศได้เป็น 2 ประเภท คือ

1) แพนอากาศแบบสมมาตร (Symmetric airfoil) เป็นแพนอากาศที่มีแคมเบอร์และเส้นคอร์ดเป็นเส้นเดียวกันและมีการกระจายตัวของผิวบนและด้านล่างสมมาตรกัน แพนอากาศแบบสมมาตรนี้มุมปะทะที่แรงยกเท่ากับศูนย์จะมีค่าเท่ากับ 0° พอดี



ภาพที่ 2.7 แสดงลักษณะของแพนอากาศแบบสมมาตร (Symmetric airfoil)

2) **แพนอากาศแบบแคมเบอร์ (Camber airfoil)** เป็นแพนอากาศที่มีการกระจายตัวของพิกัดด้านบนและด้านล่างไม่สมมาตรกัน ทำให้เส้นแคมเบอร์โค้งตัวห่างจากเส้นคอร์ด แพนอากาศแบบแคมเบอร์นี้ค่ามุมปะทะที่แรงยกเท่ากับศูนย์จะไม่เท่ากับ 0° พอดีแต่จะแตกต่างกันเล็กน้อย โดยส่วนใหญ่จะมีค่าติดลบ



ภาพที่ 2.8 แสดงลักษณะของแพนอากาศแบบสมมาตร (Camber airfoil)

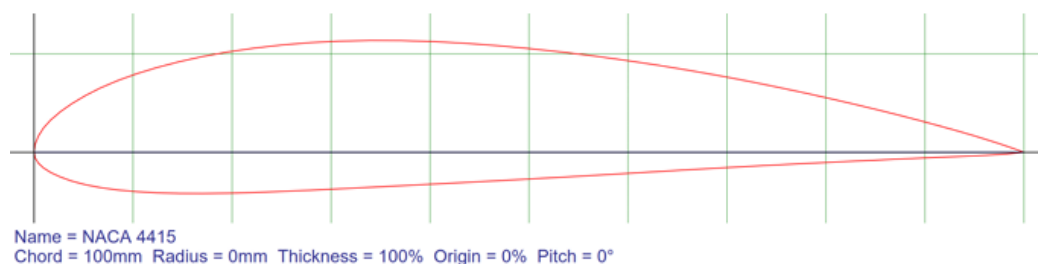
องค์กรที่ได้ทำการทดสอบและให้ข้อมูลของแพนอากาศ ได้แก่ The National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) แพนอากาศที่กำหนดโดย NACA นั้นสามารถแบ่งเป็นแบบหลักๆ ได้ 3 แบบ คือ แบบเลขสี่หลัก แบบเลขห้าหลัก และแบบเลขหกหลัก ความหมายของตัวเลขที่กำกับชื่อของแพนอากาศทั้งสามแบบมีดังนี้

- แพนอากาศ NACA แบบเลขสี่หลัก ตัวอย่างเช่น NACA 4415

4 หมายถึง ค่าระยะแคมเบอร์ที่มีค่าสูงสุดนั้นจะมีค่าเท่ากับ 4% ของความยาวเส้นคอร์ด (0.04)

4 หมายถึง ตำแหน่งของระยะแคมเบอร์ที่มีค่าสูงสุดจะอยู่ที่ตำแหน่ง 40% ของเส้นคอร์ดซึ่งวัดจากขอบด้านหน้า (0.4c)

15 หมายถึง ค่าความหนาสูงสุดของตัวแพนอากาศ จะมีค่าเท่ากับ 15% ของเส้นคอร์ด (0.15c)



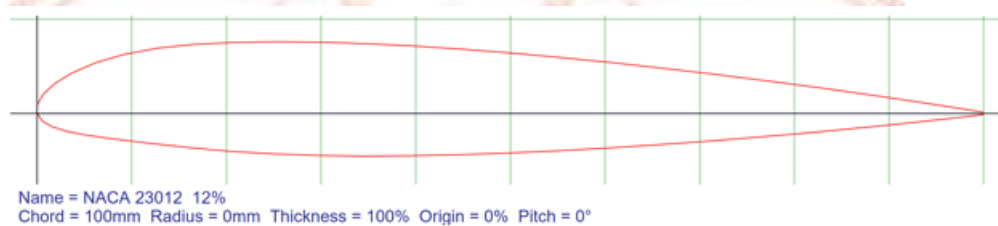
ภาพที่ 2.9 แสดงตัวอย่างแพนอากาศ NACA 4415

- แพนอากาศ NACA แบบเลขห้าหลัก ตัวอย่างเช่น NACA 23012

2 หมายถึง ค่าระยะแคมเบอร์ที่มีค่าสูงสุดจะมีค่าเท่ากับ 2% ของความยาวเส้นคอร์ด ($0.02c$) และค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบจะมีค่าเป็น 15% ของตัวเลขแรกของแพนอากาศ ($0.15 \times 2 = 0.3$)

30 หมายถึง ตำแหน่งของระยะแคมเบอร์ที่มีค่าสูงสุดจะอยู่ที่ครึ่งหนึ่งของตัวเลข 30% ของเส้นคอร์ด ($0.3c/2 = 0.15c$)

12 หมายถึง ค่าความหนาสูงสุดของตัวแพนอากาศมีค่าเป็น 12% ของเส้นคอร์ด ($0.12c$)



ภาพที่ 2.10 แสดงตัวอย่างแพนอากาศ NACA 23012

- แพนอากาศ NACA แบบเลขหกหลัก ตัวอย่างเช่น NACA 65(4)-421

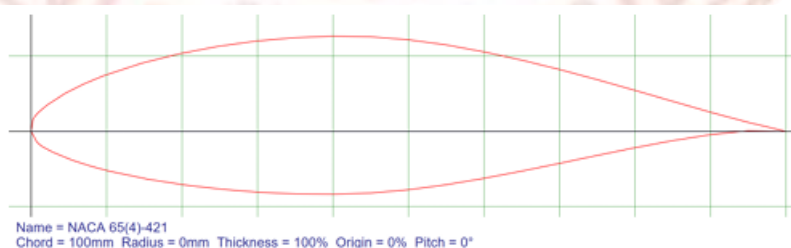
6 หมายถึง ตัวเลขที่กำหนดแบบ

5 หมายถึง ตำแหน่งของความดันที่มีค่าน้อยที่สุดจะอยู่ที่ 50% ของเส้นคอร์ด ($0.5c$)

4 หมายถึง ค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงมีค่าใกล้เคียงต่ำสุดในช่วงของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0.4 และมากกว่า

4 หมายถึง ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบมีค่าเท่ากับ 0.4

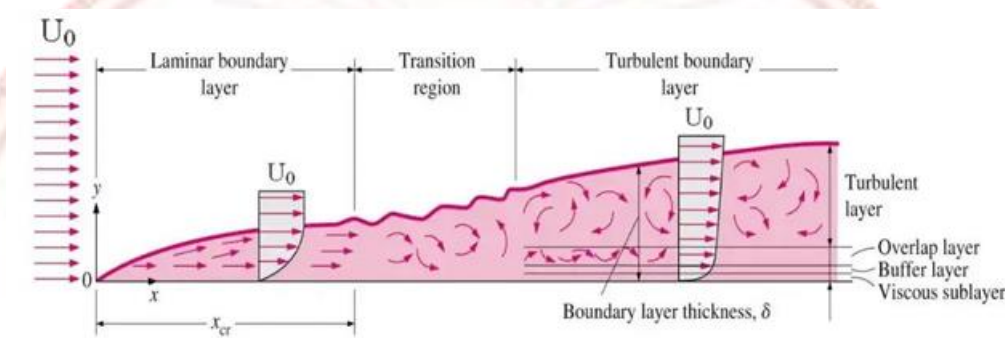
21 หมายถึง ค่าความหนาสูงสุดของตัวแพนอากาศมีค่าเท่ากับ 21% ของเส้นคอร์ด ($0.21c$)



ภาพที่ 2.11 แสดงตัวอย่างแพนอากาศ NACA 65(4)-421

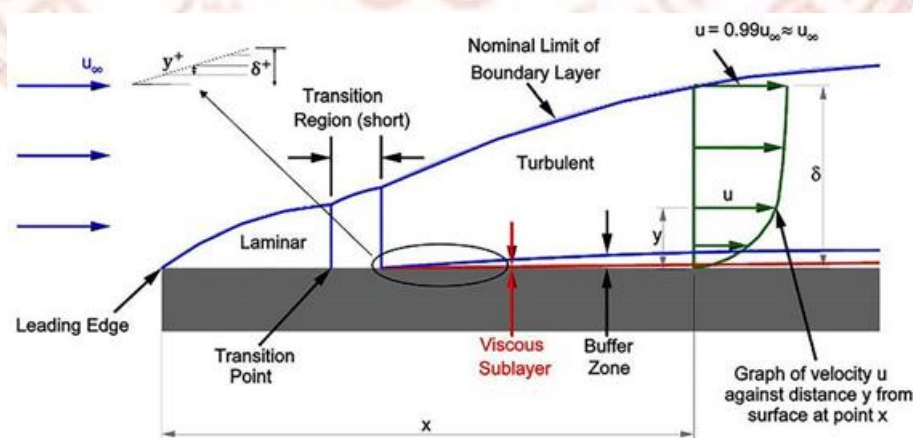
2.8 การไหลแบบภายนอก (External flow)

การไหลรอบวัตถุที่จมอยู่ในของไหล เช่น การไหลของอากาศรอบเครื่องบิน จรวด หรือยานยนต์ และการไหลของน้ำรอบเรือดำน้ำจะเกิดแรงที่เกี่ยวข้องกับการไหลแบบภายนอกซึ่งสามารถแบ่งออกเป็นสองประเภทหลัก ได้แก่ แรงที่ติดจากกับการไหล (แรงยก) และแรงที่ต้านกับการไหล (แรงหน่วง) โดยแรงเหล่านี้เกิดจากความแตกต่างของความดันรอบวัตถุที่จมอยู่ในของไหล สำหรับแรงหน่วงจะมีผลจากความหนืดในชั้นขอบเขต (boundary layer) และความแตกต่างของความดันในทิศทางตามการไหล



ภาพที่ 2.12 แสดงลักษณะการไหลภายนอกผ่านผิวเรียบ

2.8.1 แนวคิดของชั้นขอบเขต แบ่งออกเป็น 2 ส่วน โดยส่วนแรกคือส่วนของของไหลที่อยู่ติดกับผิวของวัตถุที่จมอยู่ในของไหลซึ่งกำหนดให้มีลักษณะเป็นชั้นบางๆ ผลของแรงเสียดทานจากความหนืดในชั้นนี้มีผลต่อพฤติกรรมของการไหลจะมีค่าเด่นชัด การไหลในชั้นดังกล่าวจะเป็นการไหลแบบหมุนวนอยู่ด้วยในขณะที่ส่วนที่สองคือส่วนของของการไหลที่อยู่ด้านนอกของชั้นบางๆของของไหลในส่วนแรก พฤติกรรมของของไหลในส่วนที่สองนี้จะได้รับผลกระทบจากแรงเสียดทานเนื่องจากความหนืดน้อยมากจนสามารถละทิ้งผลของแรงเสียดทานได้



ภาพที่ 2.13 แสดงการไหลในชั้นขอบเขตผ่านแผ่นราบ

ในชั้นขอบเขตนั้นแรงเนื่องจากความหนืดและแรงเฉื่อยจะมีความสำคัญเป็นอย่างมากซึ่งจะทำให้ตัวเลขเรย์โนลด์ (ค่าอัตราส่วนระหว่างแรงเฉื่อยและแรงจากความหนืด) มีผลต่อคุณลักษณะของการไหลในชั้นขอบเขตสำหรับการไหลภายนอกจะเป็นกรณีที่วัตถุจมอยู่ในของไหลนั้นแผ่นราบโดยความเร็วของไหลก่อนที่จะมาถึงแผ่นราบจะมีลักษณะสม่ำเสมอและมีขนาดเท่ากับ u และเมื่อเคลื่อนที่มาสัมผัสกับผิวด้านบนของแผ่นราบซึ่งมีความเร็วของผิวแผ่นราบเป็นศูนย์ จะทำให้อนุภาคของไหลในส่วนที่สัมผัสกับผิวแผ่นราบต้องลดความเร็วจาก u ลงมาเป็นศูนย์ตามความเร็วของผิวแผ่นราบทำให้เกิดเป็นรูปร่างความเร็วขึ้น โดยชั้นขอบเขตในช่วงแรกของแผ่นจะมีสภาพการไหลเป็นการไหลแบบราบเรียบ และจะเกิดเป็นช่วงต่อ (Transition) จากนั้นการไหลในชั้นจะพัฒนาเป็นการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent) ในชั้นขอบเขตที่มีการไหลแบบปั่นป่วนนี้จะมีชั้นบางๆ เกิดขึ้นติดกับขอบของแผ่นราบเรียกว่าชั้นย่อยหนืด (Viscous sublayer)

พารามิเตอร์กำหนดสภาพการไหลในชั้นขอบเขตคือตัวเลขเรย์โนลด์

$$Re_x = \frac{\rho U x}{\mu} \quad (2.4)$$

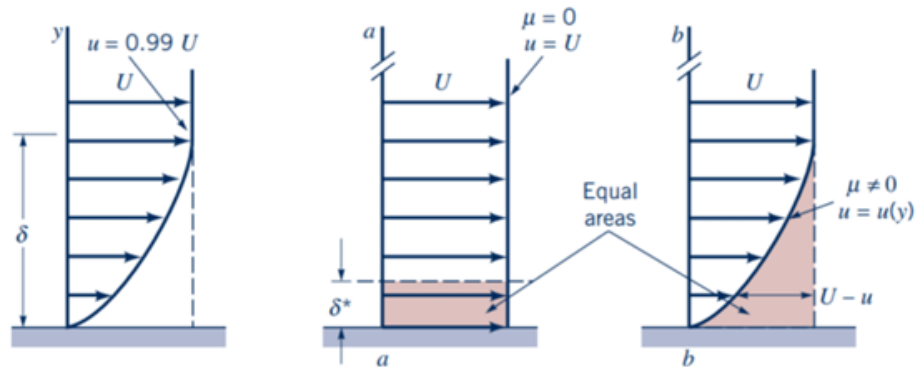
โดยที่ x คือ ค่าระยะตามการไหลที่วัดจากขอบด้านหน้าขอบแผ่นราบ

สำหรับการไหลผ่านแผ่นราบ สภาพการไหลในชั้นขอบเขตจะมีเงื่อนไขดังต่อไปนี้

- ก) ชั้นขอบเขตจะมีสภาพการไหลเป็นแบบราบเรียบเมื่อ $Re < 3 \times 10^5$
- ข) ชั้นขอบเขตจะมีสภาพการไหลที่อาจเป็นแบบราบเรียบหรือแบบปั่นป่วน
ชั้นขอบเขตอยู่ในสภาพการไหลแบบช่วงต่อเมื่อ $3 \times 10^5 < Re < 3 \times 10^6$
- ค) ชั้นขอบเขตจะมีสภาพการไหลแบบปั่นป่วนเมื่อ $Re > 3 \times 10^6$

2.8.2 คุณสมบัติของชั้นขอบเขต เป็นระยะที่วัดจากผิวในแนวที่ตั้งฉากกับผิวถึงจะจุดที่ความเร็วในการไหลมีค่าใกล้เคียงกับความเร็วของกระแสการไหลอิสระอยู่ในขอบเขตหนึ่งเปอร์เซ็นต์ ($u=0.99U$)

ผลของความหนืดที่มีค่าสูงในชั้นขอบเขตนี้จะทำให้การไหลช้าลง (ความหนืดทำให้ความเร็วของของไหลที่สัมผัสกับผิวมีความเร็วเท่ากับความเร็วผิว และทำให้ความเร็วของของไหลในส่วนถัดขึ้นมานั้นไหลช้าลงกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระทำให้เกิดรูปร่างความเร็ว) ดังนั้นจะเห็นว่า อัตราการไหลของมวลในชั้นขอบเขตที่อยู่ติดกับผิว ย่อมน้อยกว่าอัตราการไหลของมวลที่ไหลผ่านผิวในกรณีที่ไม่มีชั้นขอบเขต



ภาพที่ 2.14 แสดงความหนาของการขจัด (displacement thickness) (Garhart et al, 2019 :)

การลดลงของอัตราการไหลของมวลที่เทียบกับมวลของการไหลที่ไหลเข้ามาหาแผ่นราบที่รูปร่างความเร็วสม่ำเสมอจะเขียนสมการได้

$$\text{อัตราการไหลของมวลที่ลดลง} = \int_0^\infty \rho(U-u) w dy \quad (2.5)$$

โดยที่ w คือ ความกว้างของพื้นผิวในทิศทางที่ตั้งฉากกับการไหลความหนาของการขจัด (Displacement thickness, δ) ความสัมพันธ์ของอัตราการไหลของมวลที่ลดลงทั้งสองกรณีจะสามารถเขียนได้เป็น

$$\rho U w \delta = \int_0^\infty \rho(U-u) w dy \quad (2.6)$$

และในกรณีของไหลเป็นของไหลแบบอัดตัวไม่ได้ $\rho = \text{ค่าคงที่}$ จะได้

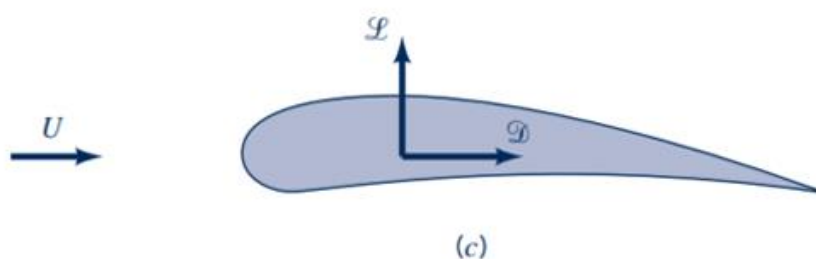
$$\delta = \int_0^\infty \left[1 - \frac{u}{U}\right] dy \quad (2.7)$$

เนื่องจาก $u \approx U (0.99) U$ เมื่อ $y = \delta$ ดังนั้น เทอมในเครื่องหมายอินทิเกรตจะมีค่าที่ถือว่าเป็นศูนย์ได้เมื่อ $y \geq \delta$

2.8.3 สมการพื้นฐานการไหลแบบปั่นป่วน ประกอบด้วยสมการกฎทรงมวล และสมการโมเมนตัม แต่เนื่องจากลักษณะการไหลแบบราบเรียบและแบบปั่นป่วนที่แตกต่างกัน ทำให้สมการการเคลื่อนที่ของการไหลแบบปั่นป่วนต่างจากสมการการเคลื่อนที่ของการไหลแบบราบเรียบ โดยสมการการเคลื่อนที่ของการไหลแบบปั่นป่วนมีความซับซ้อนมากกว่าเนื่องจากความปั่นป่วนที่เกิดขึ้นในของไหล

2.9 แรงบนวัตถุที่จมอยู่ในของไหล

เมื่อมีการไหลผ่านวัตถุของไหลหนึ่งผ่านวัตถุจะเกิดแรงขึ้นบนวัตถุดังกล่าว แรงที่เกิดบนวัตถุ นั้นมักจะสามารแบ่งไปเป็นองค์ประกอบที่ขนานกับทิศของการไหลและตั้งฉากกับทิศของการไหล แรงที่มีทิศทางขนานกับทิศทางการไหลจะถูกเรียกว่า แรงหน่วง (Drag force) และแรงที่มีตั้งฉากกับ ทิศทางของการไหลจะถูกเรียกว่าแรงยก (Lift force)



ภาพที่ 2.15 แสดงลักษณะการเกิดแรงหน่วงและแรงยกของแพนอากาศ (Garhart et al, 2019 :)

2.9.1 แรงหน่วง (Drag force) ที่เกิดขึ้นบนวัตถุจะสามารถแบ่งเป็นแรงหน่วงที่เกิดจากความเค้นเฉือนและแรงหน่วงที่เกิดจากความดัน แรงที่เกิดจากความเค้นเฉือนซึ่งบางครั้งเรียกว่าแรงเสียดทานผิว (skin friction force) จะมีค่าเท่ากับผลคูณของความเค้นเฉือนที่ผนังกับพื้นที่ที่ถูกกระทำ

$$d\vec{F}_{\text{shear}} = \vec{\tau}_w dA \quad (2.8)$$

สำหรับแรงหน่วงที่เกิดจากความดันจะมีค่าเท่ากับผลคูณของความดันที่กระทำต่อวัตถุกับพื้นที่ ที่ถูกกระทำ

$$d\vec{F}_{\text{pressure}} = -p d\vec{A} \quad (2.9)$$

2.9.1.1 แรงหน่วงจากความเค้นเฉือนบนแผ่นราบที่เรียบ จะเป็นการไหลที่ไม่มีค่าความดันแตกต่างเกิดขึ้น ดังนั้นแรงหน่วงที่เกิดขึ้นบนผิวของแผ่นราบจะเป็นแรงหน่วงที่เกิดจากความเค้นเฉือนทั้งหมด จะเขียนได้เป็น

$$F_D = \int_A \tau_w dA \quad (2.10)$$

โดยที่ A คือ พื้นที่ผิวของไหลสัมผัสทั้งหมด

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} = \frac{\int_A \tau_A}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.11)$$

เมื่อ C_D คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วง

ในกรณีที่เป็นกรไหลแบบปั่นป่วนผ่านแผ่นราบ สมการค่าสัมประสิทธิ์ความเค้นเฉือน เมื่อตัวเลขเรย์โนลด์อยู่ในช่วง $5 \times 10^5 < Re_x < 10^7$

$$C_f = \frac{0.0577}{Re_x^{1/5}} \quad (2.12)$$

ค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงของการไหลผ่านแผ่นราบที่เรียบซึ่งมีความกว้างเท่ากับ w และความยาวเท่ากับ L โดยมีความเร็วกระแสการไหลอิสระเป็น V จะได้สมการเป็น

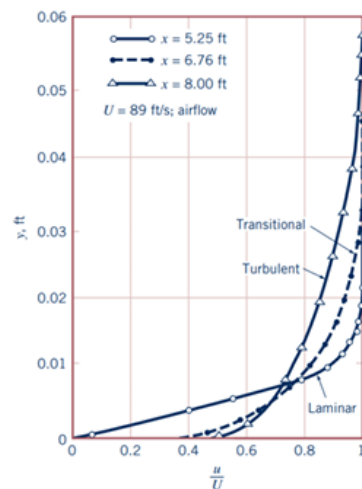
$$C_D = \frac{1}{4} \int_A \frac{0.0577}{Re_x^{1/5}} dA \quad (2.13)$$

$$= \frac{1}{wL} \int_0^L 0.0577 \left[\frac{v}{V} \right]^{0.2} x^{-0.2} w dx$$

$$= 0.072 \left[\frac{v}{VL} \right]^{0.2}$$

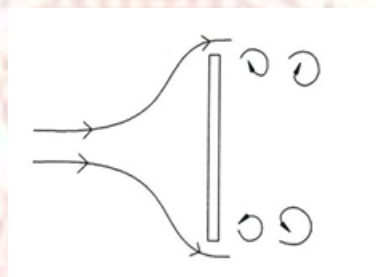
$$C_D = \frac{0.072}{Re_L^{1/5}} \quad (2.14)$$

ในความเป็นจริงเมื่อการไหลเคลื่อนที่เข้าหาแผ่นราบจะเกิดชั้นขอบเขตราบเรียบขึ้นก่อนหลังจากของไหลเคลื่อนที่ลึกเข้ามาในแผ่น ชั้นขอบเขตแบบราบเรียบจึงเปลี่ยนเป็นชั้นขอบเขตแบบขุ่นต่อแล้วจึงจะกลายเป็นชั้นขอบเขตแบบปั่นป่วน แรงหน่วงที่เกิดจากความเค้นเฉือนในชั้นขอบเขตแบบราบเรียบจะมีค่าน้อยกว่าแรงหน่วงที่เกิดจากค่าความเค้นเฉือนในชั้นขอบเขตแบบปั่นป่วน เนื่องจากความชันขอบรูปร่างความเร็วของของไหลที่พื้นผิวมีค่าต่างกัน



ภาพที่ 2.16 แสดงรูปร่างขอความเร็วแบบปั่นป่วนและแบบราบเรียบ (Garhart et al, 2019 : 505)

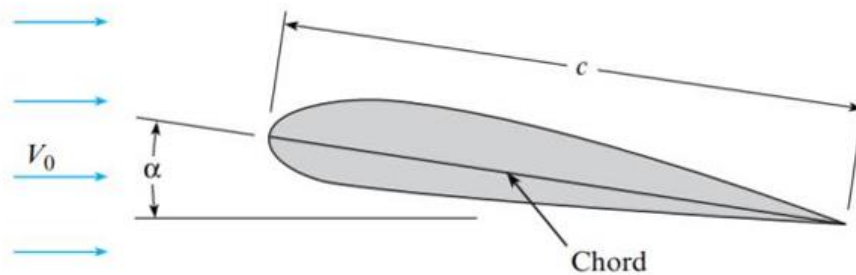
2.9.1.2 แรงหน่วงจากความดัน จะเกิดความเค้นตึงฉากเพียงอย่างเดียวเนื่องจากการไหลดังกล่าวจะเกิดการแยก (Separation) ที่ขอบที่สันคมที่ปลายทั้งสองด้านของแผ่นราบและเกิดการไหลย้อนกลับไปบริเวณด้านหลังแผ่นราบแรงหน่วงดังกล่าวเรียกว่าแรงหน่วงจากความดัน (Pressure drag)



ภาพที่ 2.17 แสดงการไหลที่ตึงฉากกับแผ่นราบ

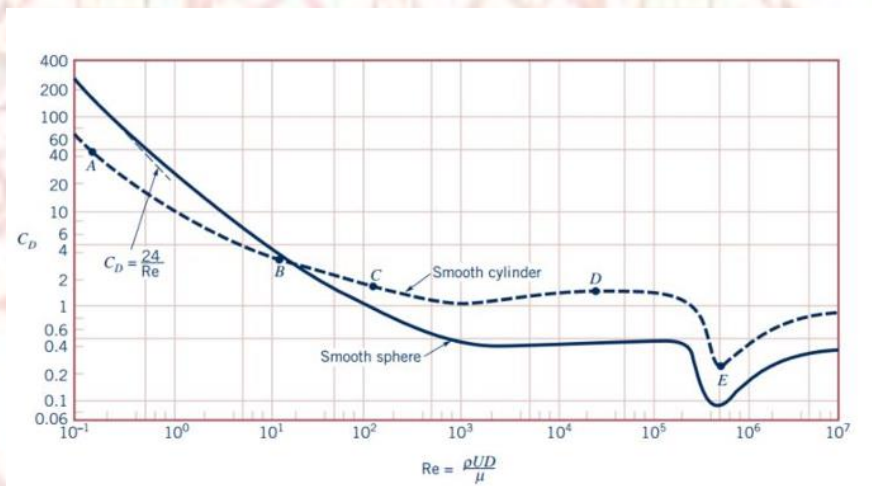
2.9.1.3 แรงหน่วงที่เกิดจากความเค้นเฉือนและความดันกล่าวถึงการไหลจำเพาะสองแบบคือการไหลผ่านแผ่นราบที่มีมุมปะทะเท่ากับศูนย์ซึ่งแรงหน่วงจะเกิดจากความเค้นเฉือนเพียงอย่างเดียว และการไหลผ่านแผ่นราบที่มีมุมปะทะเท่ากับ 90° ซึ่งแรงหน่วงจะเกิดจากความดันหรือความเค้นตึงฉากเพียงอย่างเดียวค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงที่เกิดจากความเค้นเฉือนจะแปรตามตัวเลขเรย์โนลด์ ในขณะที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงที่เกิดจากความดันเมื่อการไหลมีค่าตัวเลขเรย์โนลด์มากกว่า 1000 จะมีค่าไม่แปรตามตัวเลขของเรย์โนลด์

หากการไหลผ่านแผ่นราบที่มีมุมปะทะอื่นๆ ที่ไม่ใช่ค่าเท่ากับ 0° หรือ 90° แรงหน่วงที่เกิดขึ้นจะมีแรงที่เกิดจากความเค้นเฉือนและความดันประกอบกัน

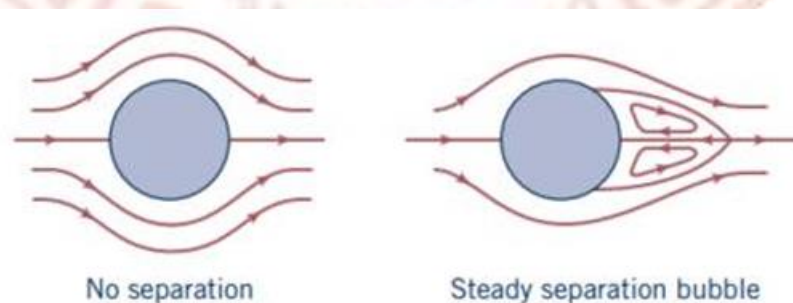


ภาพที่ 2.18 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงของแผ่นราบที่แปรตามมุมปะทะ (Elger, F., 2016 : 374)

ดังนั้นวัตถุรูปร่างอื่นที่ไม่ใช่แผ่นราบที่จมอยู่ในของไหลจึงมีแรงหน่วงที่มีผลมาจากความเค้นเฉือนที่ผนังและความหน่วงจากความดันโดยขึ้นกับเงื่อนไขของการไหลเนื่องจากแรงหน่วงที่เกิดจากความดันนั้นหากต้องการหาค่าด้วยทฤษฎีวิเคราะห์จะซับซ้อนและลำบากยิ่งยวดซึ่งในบางครั้งไม่สามารถหาค่าได้หากเกิดปรากฏการณ์แยกชั้นของผิววัตถุ



ภาพที่ 2.19 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงกับตัวเลขเรย์โนลด์ของการไหลผ่านวัตถุทรงกระบอก (Garhart et al, 2019 : 524)



ภาพที่ 2.20 แสดงลักษณะการเกิดการแยกตัวของไหลผ่านวัตถุทรงกระบอก ทรงกระบอก (Garhart et al, 2019 : 524)

การไหลผ่านรูปทรงกระบอกจะค่อนข้างช้าเมื่อค่าตัวเลขเรย์โนลด์ต่ำกว่า 10 ซึ่งเรียกว่า การไหลแบบคืบคาน (Creeping flow) ในการไหลลักษณะนี้จะไม่ปรากฏการแยก (No separation) และแรงหน่วงที่เกิดขึ้นจะเป็นผลของความเค้นเฉือนเป็นหลักค่าสัมประสิทธิ์ที่เกิดขึ้นจะมีทั้งแรงหน่วงที่เกิดจากความเค้นเฉือนที่ผนังกับแรงหน่วงที่เกิดจากความดันโดยค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงจะมีค่าสูง

เมื่อค่าตัวเลขเรย์โนลด์สูงขึ้นค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงจะลดลงเนื่องจากปรากฏการณ์การแยก (Steady separation) แรงหน่วงจะเป็นผลรวมระหว่างแรงหน่วงจากความเค้นเฉือนที่ผนังกับแรงหน่วงจากความดัน ซึ่งสัดส่วนทั้งสองจะแปรเปลี่ยนไปตามค่าตัวเลขเรย์โนลด์ที่สูงขึ้น และเมื่อค่าตัวเลขเรย์โนลด์เพิ่มขึ้นถึง 5×10^3 จุดที่เกิดการแยก (Separation point) จะเคลื่อนตัวขึ้นไปที่ยอดด้านบนและด้านล่างของรูปทรงกระบอกซึ่งเป็นจุดที่ความเร็วของของไหลที่อยู่นอกชั้นขอบเขตสูง ทำให้ความดันด้านหลัง (Wake) มีค่าต่ำ ส่งผลให้ค่าความแตกต่างของความดันบนวัตถุมีค่าสูงขึ้น ทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงหน่วงมีค่าสูงขึ้น



ภาพที่ 2.21 แสดงลักษณะการเกิด Von Karman vortex street หลังวัตถุรูปทรงกระบอก (Garhart et al, 2019 : 524)

เมื่อมีการไหลผ่านวัตถุรูปทรงกระบอกจะเกิดปรากฏการณ์การแยกตัวของกระแสการไหลและการไหลย้อนกลับของของไหลที่หลุดออกจากผิววัตถุซึ่งมีวนตัวอยู่ในกระแส Wake ด้านหลังของวัตถุโดยกระแสนี้เรียกว่า Vortex ความสัมพันธ์ระหว่างรูปร่างของการเคลื่อนที่และการหลุดตัวของ Vortex จะมีผลต่อการไหลของของไหล

$$\frac{h}{l} = 0.281 \quad (2.15)$$

โดยที่ h และ l เป็นระยะห่างระหว่าง vortex แต่ละตัว

2.9.1.4 การทำให้วัตถุมีรูปร่างเพรียวตามกระแสการไหล การไหลผ่านวัตถุที่เป็นแผ่นราบซึ่งวางขนานกับการไหลและวางตั้งฉากกับการไหลและการไหลผ่านวัตถุรูปทรงกระบอกจะทำให้เข้าใจถึงผลของการเกิดปรากฏการณ์การแยกซึ่งทำให้กระแสการไหลด้านหลังวัตถุเป็นบริเวณที่มีความดันน้อย (Wake) ก่อให้เกิดค่าแรงหน่วงจากความดัน และหากระแส Wake มีขนาดใหญ่ขึ้นเท่าที่จะเกิดค่าความแตกต่างมากขึ้นซึ่งก็จะส่งผลให้แรงหน่วงมีค่ามากขึ้นดังนั้นจึงพยายามที่จะลดขนาดของ wake ให้มีขนาดเล็กลง หรือในบางครั้งก็ถึงกับกำจัดไม่ให้เกิดปรากฏการณ์การแยกดังกล่าวโดย

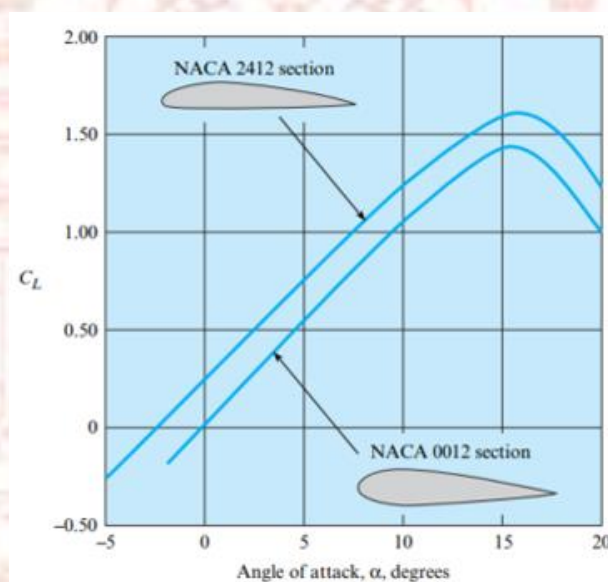
การทำให้วัตถุที่จมอยู่ในการไหลนั้นมีรูปร่างที่เพรียวตามกระแสการไหล (streamlining) เพื่อลดค่าความดันแตกต่างตรงข้าม (adverse pressure gradient) ที่เกิดขึ้นหลังจุดบนผิววัตถุที่มีค่าความหนามากที่สุด

2.9.2 แรงยก (Lift force) คือ แรงที่เกิดขึ้นบนวัตถุที่จมอยู่ในของไหลโดยมีทิศทางตั้งฉากกับการไหล และแรงยกนิยามกล่าวถึงในรูปของสัมประสิทธิ์แรงยก C_L มีความสัมพันธ์สมการดังนี้

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (2.16)$$

โดย F_L คือ ค่าแรงยก

A คือ พื้นที่ระนาบของแพนอากาศ



ภาพที่ 2.22 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ NACA 0012 และ NACA 2412 ที่แปรตาม

มุมปะทะ (Angle of attack) (Elger, F., 2016 : 375)

จากภาพในช่วงแรกค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะเพิ่มขึ้นตามค่ามุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะมีค่าสูงสุดที่ค่ามุมปะทะค่าหนึ่งและจะเริ่มลดลง สาเหตุของการลดลงเกิดจากปรากฏการณ์แยกขึ้น ซึ่งส่งผลให้มีการไหลย้อนกลับบนผิวของแพนอากาศทำให้ค่าแรงยกลดลง

2.10 การคำนวณอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics : CFD)

จารุวัตร เจริญสุข.(2561) ใช้ศึกษาวิเคราะห์ปัญหา และออกแบบงานวิศวกรรมสมัยใหม่ Computational Fluid Dynamics คือการหาคำตอบด้วยวิเคราะห์เชิงตัวเลข ที่นำมาประยุกต์กับการวิเคราะห์ระบบที่เกี่ยวข้องกับการไหลของของไหล ทั้งที่มีและไม่มีความร้อน หรืออื่นๆเข้ามาเกี่ยวข้อง โดยเป็นการสร้างชุดรูปแบบการจำลองผ่านชุดคำสั่งโปรแกรมคอมพิวเตอร์

จุดมุ่งหมายของการพัฒนาแบบจำลองทางด้าน CFD เป็นการพัฒนาความสามารถการจำลองปรากฏการณ์ธรรมชาติของการไหลให้ใกล้เคียงสภาพที่เกิดขึ้นจริง ยกตัวอย่างเช่น (Computer Aided Engineering : CAE) หรือที่เรียกว่าวิธีระเบียบไฟไนต์อีลิเมนต์ (Finite Element Method : FEM) จะใช้อธิบายปรากฏการณ์ในของแข็ง และยังเป็นการศึกษาวิจัยที่ไม่สิ้นสุด เนื่องจากความซับซ้อนของพฤติกรรมของการไหล ซึ่งไม่สามารถอธิบายการไหลของของไหลในระดับมหภาคได้ครอบคลุมครบถ้วนและถูกต้อง

โดยทั่วไปโปรแกรมวิเคราะห์มีราคาค่อนข้างสูง แต่เมื่อเทียบกับการทดลองที่ต้องการคุณภาพและความเชื่อมั่นของผลทดสอบที่สูงแต่อาจเทียบการทดลองได้ไม่ทั้งหมดการใช้ CFD ทดสอบมีข้อได้เปรียบในบางประเด็นเมื่อเทียบกับการทดลอง ดังนี้

- ลดเวลาและต้นทุนของการออกแบบใหม่
- สามารถศึกษาคุณลักษณะบางประการของระบบที่ควบคุมการทดลองได้ยากหรือเป็นไปได้เช่น ระบบการทดลองใหญ่
- สามารถศึกษาระบบที่มีภาวะเสี่ยงอันตรายหรือที่มีสมรรถนะนอกเหนือข้อจำกัดปกติที่ระบบนั้นๆ ทำงานอยู่ เช่น ความปลอดภัยและอุบัติเหตุ
- ไม่จำกัดรายละเอียดของผลลัพธ์ เช่น ค่าพารามิเตอร์บางตัวที่ไม่สามารถตรวจวัดได้จากการทดลอง แต่สามารถแสดงให้เห็นได้ด้วยผลของการจำลองด้วยเทคนิคด้าน CFD

2.10.1 ขั้นตอนของระเบียบวิธีการคำนวณด้วยโปรแกรมทางด้าน CFD เป็นเครื่องมือที่ถูกสร้างขึ้นด้วยลำดับขั้นตอนการคำนวณเชิงตัวเลขที่สามารถแก้ไขปัญหาการไหล โดยจะแบ่งขั้นตอนออกเป็น 3 ส่วนหลัก

2.10.1.1 ขั้นตอนการเตรียมการก่อนการคำนวณ (Pre-processor) ประกอบด้วย ส่วนป้อนข้อมูลของปัญหาการไหล และเปลี่ยนข้อมูลให้เป็นรูปแบบที่เหมาะสมตามวิธีของ Solver โดยผู้ใช้งานต้องปฏิบัติขั้นตอนดังต่อไปนี้

- นิยามของรูปร่างของเขตที่สนใจ ซึ่งเป็นการกำหนดอาณาบริเวณของปัญหาที่ต้องการคำนวณ (Computational Domain)

- การสร้างกริด (Grd) ได้แก่ การแบ่งขอบเขตของปัญหาเป็นส่วนเล็กๆหลายจำนวนและไม่เกิดการซ้อนทับกันของส่วนเล็กซึ่งได้แก่กริดหรือร่างตาข่าย (Mesh) ของเซลล์หรือปริมาณควบคุม (Control Volume) หรือเอลิเมนต์ (Element)

- เลือกปรากฏการณ์ทางธรรมชาติ ทางฟิสิกส์และเคมี หรืออื่นๆ ตามเงื่อนไขการจำลอง

- นิยามคุณสมบัติของของไหล

การหาคำตอบของปัญหาการไหล (ความเร็ว ความดัน อุณหภูมิ ฯลฯ) ได้กำหนดไว้ภายในแต่ละเซลล์ ความแม่นยำของคำตอบที่เกิดขึ้นจากวิธี CFD ขึ้นอยู่กับจำนวนของเซลล์ โดยทั่วไปพบว่าจำนวนเซลล์ยิ่งมากคำตอบยิ่งแม่นยำ แต่มีข้อเสียหากจำนวนของเซลล์มากเกินไป ประกอบกับระดับความละเอียดของข้อมูลที่เก็บไว้ในหน่วยความจำไม่มากพอทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนสะสมซึ่งกรณีดังกล่าวความคลาดเคลื่อนจะมีมากขึ้นตามจำนวนเซลล์ที่มีอยู่ในระบบการคำนวณ โดยทั่วไปกริดหรือตาข่ายที่มีลักษณะที่ดีจะมีการแบ่งขนาดที่สม่ำเสมอ มีความเปลี่ยนแปลงขนาดไม่รุนแรงมีความละเอียดในบริเวณที่เกิดการเปลี่ยนแปลงของคำตอบสูงและหยาบมากขึ้นในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงของผลเฉลยเพียงเล็กน้อย ทั้งนี้เพื่อประหยัดทรัพยากรและเวลาในการคำนวณ

การใช้คอมพิวเตอร์เพื่อช่วยในงานวิศวกรรม (Computational Aided Engineering, CAE) คือการนำโปรแกรมสำเร็จรูปมาประยุกต์ใช้ โดยมีการกำหนดกรอบของปัญหาที่ศึกษา การสร้างรูปร่างของช่องการไหลและการสร้างกริดเป็นส่วนใหญ่

2.10.1.2 ขั้นตอนการคำนวณเพื่อหาผลเฉลย (Solver) คือ เทคนิคการหาคำตอบเชิงตัวเลขสามารถแบ่งได้ 4 แบบ ได้แก่ วิธีผลต่างสืบเนื่อง (Finite Difference Method : FDM) วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method : FEM) วิธีสเปกตรัม (Spectral Method : FM) และวิธีไฟไนต์วอลุ่ม (Finite Volume Method : FVM) โดยหลักพื้นฐานของการ Solver เป็นไปตามขั้นตอนดังนี้

- การประมาณค่าพารามิเตอร์ของการไหลที่ต้องการหาคำตอบด้วยฟังก์ชันอย่างง่าย
- การแทนค่าตัวแปรที่ประมาณไว้ในสมการควบคุมการไหล
- การจัดรูปสมการคณิตศาสตร์โดยการจัดรูปให้เป็นฟังก์ชันของโหนด (Discretization)
- การหาคำตอบของสมการพีชคณิต (Algebraic equations)

ทั้งนี้ความแตกต่างระหว่าง 3 วิธี คืออยู่ที่การประมาณค่าตัวแปรและขั้นตอนการแปลงรูปให้เป็นฟังก์ชันของค่าตัวแปรที่จุดอ้างอิงของปริมาตรควบคุมเล็ก (Discretization : transformation into a function of mode values) สามารถแบ่งได้ดังนี้

ทั้งนี้ความแตกต่างระหว่าง 3 วิธี คืออยู่ที่การประมาณค่าตัวแปรและขั้นตอนการแปลงรูปให้เป็นฟังก์ชันของค่าตัวแปรที่จุดอ้างอิงของปริมาตรควบคุมเล็ก (Discretization : transformation into a function of mode values) สามารถแบ่งได้ดังนี้

วิธีผลต่างสปีบเนื่อง (Finite Difference Method : FDM) คือการแปลงรูปสมการอนุพันธ์ของตัวแปรที่ไม่รู้ค่าโดยพิจารณาให้คุณสมบัติใดๆของของไหลอยู่ที่จุดตัดของแนวเส้นกริด (Grd) โดยทั่วไปอนุกรมกำลังแบบ Taylor ทำหน้าที่ตัดพจน์อันดับสูงออกไปเพื่อนำมาใช้ประมาณผลต่างสปีบเนื่องซึ่งทำให้สมการพีชคณิต (Algebraic equations) ของคุณสมบัติใดๆของของไหลที่ไม่รู้ค่าในแต่ละจุดตัดหรือกริด (Grd) ออกมาวิธีผลต่างสปีบเนื่องเป็นวิธีอย่างง่ายที่ให้ผลเฉลยเชิงตัวเลขที่น่าพอใจสำหรับงานทางด้านความร้อนและการไหลที่ไม่ซับซ้อน

วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method : FEM) คือการสมมุติฟังก์ชันอย่างง่ายในแต่ละชิ้นส่วนย่อยๆ ที่ประกอบขึ้นมาเป็นโดเมนของปัญหา ซึ่งจะอธิบายการแปรเปลี่ยนของตัวแปรที่ไม่ทราบค่านั้น โดยที่สมการควบคุม (Governing equation) จะสร้างขึ้นเพื่อหาคำตอบของตัวแปรที่สนใจ ถ้าฟังก์ชันที่สมมุติขึ้นเพื่อค่าประมาณของตัวแปรจะถูกแทนไปทุกสมการซึ่งจะทำให้ได้คำตอบที่แท้จริง (Non-exact solution) ดังนั้นค่าเศษตกค้าง (residual) จะนิยามขึ้นเพื่อเป็นตัวชี้วัดค่าผิดพลาด (Error) ที่เกิดขึ้น และค่าเศษตกค้างหรือค่าผิดพลาดจะถูกทำให้ลดลง โดยคูณเข้าด้วยกับกลุ่มของฟังก์ชันถ่วงน้ำหนัก (Weight functions) แล้วนำไปจัดรูปเป็นอนุพันธ์ย่อยได้เป็นสมการที่จำเป็นต่อการสร้างเป็นเงื่อนไขสำหรับการลดค่าผิดพลาดดังกล่าวทั้งนี้ทฤษฎีของไฟไนต์เอลิเมนต์ถูกพัฒนาขึ้นมาเพื่อวิเคราะห์โครงสร้างซึ่งเป็นปัญหาเกี่ยวกับความเค้นและการเสียรูปร่างของของแข็ง ต่อมาได้มีการประยุกต์ใช้กับปัญหาของของไหลสำหรับประเทศไทยได้มีการพัฒนาวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์สำหรับปัญหาของแข็งของไหล และเป็นที่รู้จักกันอย่างแพร่หลาย ซึ่งศึกษาเพิ่มเติมได้จากพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์และไฟไนต์วอลุ่ม เดชะอำไพ (2010)

วิธี (Spectral Method : SM) เป็นการประมาณการตัวแปรที่ ต้องการหาคำตอบโดยวิธีกำหนดผลเฉลยในรูปแบบของอนุกรม เช่น อนุกรม Fourier หรืออนุกรมยกกำลังโพลิโนเมียลของ Chebyhev กล่าวคือฟังก์ชันการประมาณค่าจะถูกอธิบายทั้งภายในขอบเขตของปัญหาไม่ใช่เพียงตำแหน่งใดตำแหน่งหนึ่งของโดเมนโดยวิธีนี้เป็นที่นิยมในงานที่มีความเฉพาะ เช่น งานทางด้านการวิเคราะห์การสั่นในงานของแข็ง

วิธีปริมาตรจำกัด (Finite Volume Method : FVM) กล่าวคือมีการตัดพจน์อันดับสูงสุดของอนุกรมออก ในที่นี้จะสนใจเพียงสูตรและเทคนิควิธีที่สร้างขึ้นเป็นที่ยอมรับโดยทั่วไป ซึ่งขั้นตอนการคำนวณเชิงตัวเลขของวิธีการนี้ประกอบด้วยขั้นตอนดังต่อไปนี้

- การอินทิเกรตสมการควบคุมของไหลทั้งปริมาตรควบคุมเล็กๆทุกปริมาตร ภายใต้ขอบเขตของปัญหา

- การแปลงรูปสมการ ซึ่งประกอบไปด้วย การแทนค่าเทอมต่างๆ (การพา การแพร่ และการสูญเสีย) ของสมการควบคุมที่อินทิเกรต ด้วยการประมาณค่าที่อยู่ในรูปแบบที่เหมือนกับผลต่างสืบเนื่อง คือเป็นเทอมที่อยู่ในรูปแบบของผลเฉลี่ยที่ไหลดการประมาณค่า

- การหาคำตอบของสมการพีชคณิตโดยวิธีการกระทำซ้ำ (terative)

2.10.1.3 ขั้นตอนการแสดงผล (Post-processor) คือ การแสดงผลผลลัพธ์ที่เกิดขึ้น โดยปัจจุบันโปรแกรมเชิงพาณิชย์ CFD ได้รับความนิยมมากขึ้นเนื่องจากความสามารถในการทำกราฟฟิกที่ รวมทั้งสะดวกต่อการใช้งาน และสามารถสร้างเครื่องมือแสดงภาพในการมอง

- รูปร่างของขอบเขตของปัญหา และแสดงกริด
- เวกเตอร์
- ภาพ Contour และเส้นสายธาร (Streamline)
- เส้นแสดงการวิ่งของอนุภาค (Particle Tracking)
- จัดภาพการมองให้เหมาะสม เช่น การหมุน การเที การย่อ การขยาย เป็นต้น
- การสร้างไฟล์ Image เช่น jpeg, bitmap เป็นต้น

ในปัจจุบันมีการพัฒนาเพิ่มขึ้น โดยสามารถทำภาพเคลื่อนไหวเหมือนจริง (Animation) สำหรับการแสดงผลเชิงพลศาสตร์ และนอกจากนี้ยังแสดงค่าผลลัพธ์ที่แสดงอักษร รวมทั้งการทำข้อมูลส่งออก (Export) ไปยังโปรแกรมอื่นได้

2.10.2 ปัญหาที่เกิดจากกระบวนการวิธีหาผลเฉลยด้วยโปรแกรม กล่าวคือมีการกำหนดกรอบการศึกษาได้สมมติฐานที่เหมาะสมกับปัญหา และมีการป้อนข้อมูลเพื่อการคำนวณได้ถูกต้อง จะให้ผลเฉลยออกมาเทียบเคียงได้กับผลจากการสังเกตปรากฏการณ์ทางฟิสิกส์ แต่หากผู้ใช้ไม่สามารถกำหนดเงื่อนไขหรือข้อมูลได้อย่างเหมาะสม จะทำให้แบบจำลองที่กำลังศึกษานั้นจะมีความซับซ้อนมากขึ้น ผลคำนวณก็จะไม่สามารถสะท้อนปรากฏการณ์ที่แท้จริงได้

นอกจากที่กล่าวมาข้างต้น ผู้ใช้ต้องมีความเข้าใจข้อกำหนดต่างๆ ของกระบวนการวิธีในการหาคำตอบ เช่น กระบวนการวิธีเชิงตัวเลขที่ใช้ ผลของการปรับค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ต่อสมรรถนะในการลู่เข้าสู่คำตอบ เงื่อนไขที่เป็นจุดอ่อนต่างๆ โดยมีหลักสำคัญในการประเมินสมรรถนะของกระบวนการวิธีเชิงตัวเลขดังนี้

- การลู่เข้าหาคำตอบ (Convergence) เป็นลักษณะที่บ่งชี้ ถึงการที่ผลเฉลยของวิธีการเชิงตัวเลขนั้นๆ จะมีค่าใกล้เคียงคำตอบแน่นอนตรงมากขึ้น เมื่อจำนวนครั้งของการทำซ้ำ (Iteration) มากขึ้น

- ความคงเส้นคงวา (Consistency) เป็นลักษณะที่บ่งชี้ถึงการที่ผลเฉลยของวิธีการเชิงตัวเลขนั้นๆ เข้าสู่หาคำตอบที่เป็นคำตอบแน่นอนตรงเพียงค่าเดียวไม่ลู่เข้าสู่ค่าอื่น

- ความเสถียร (Stability) เป็นการรองรับความผิดพลาดของค่าที่เกิดจากกระบวนการทำซ้ำของตัวแปรอื่น เนื่องจากปัญหาทางวิศวกรรมโดยทั่วไปจะประกอบไปด้วยกระบวนการทำซ้ำซ้ำๆ ของระบบสมการขนาดใหญ่เพื่อหาผลเฉลยของคุณสมบัติของของไหลหลายตัว ที่ส่งผลกระทบซึ่งกันและกัน หากเทคนิคนั้นไม่มีความเสถียรก็จะเกิดปรากฏการณ์การกระจายของผลเฉลย (Disgog)

ทักษะในการสร้างกริดที่มีขนาดและรูปร่างที่เหมาะสมตามลักษณะของปัญหาที่ศึกษาก็เป็นปัจจัยหนึ่งที่ทำให้การคำนวณประสบผลสำเร็จ เนื่องจากเซลล์ในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงนั้น จำเป็นต้องให้มีความละเอียดสูง เพื่อให้ความผิดพลาดจากการคำนวณน้อย สิ่งเหล่านี้จะขึ้นอยู่กับประสบการณ์ของผู้ใช้และความเข้าใจทางกลศาสตร์ จึงต้องมีการตรวจสอบผลการคำนวณกับการทดลองอยู่เสมอ

กล่าวได้ว่า การจำลองเชิงคณิตศาสตร์นั้นเป็นเครื่องมือที่ช่วยให้เราพิสูจน์สิ่งที่เราตั้งสมมติฐานเกี่ยวกับการไหล ทำให้เรามีความเข้าใจปรากฏการณ์ได้มากกว่าการเก็บผลเพียงเล็กน้อย และสามารถคาดเดาในสิ่งที่เราไม่สามารถวัดได้ หากแต่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ก็ไม่ใช่สูตรสำเร็จซึ่งต้องเรียนรู้และต้องทำความเข้าใจธรรมชาติอันซับซ้อนของการไหล และยังไม่ถูกค้นพบหรืออธิบายได้อย่างครอบคลุมทั้งหมด

2.11 วรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

M. Haseeb Khalid. (2022) การออกแบบใบพัดที่มีประสิทธิภาพมีความสำคัญมากขึ้นตามการพัฒนาเทคโนโลยีทางการบิน โดยปีกถูกนำไปใช้อย่างกว้างขวางในหลากหลายอุตสาหกรรม เช่น อากาศยาน, โดรน, กังหันลม และอื่นๆ การศึกษาครั้งนี้ใช้โปรแกรม Ansys เวอร์ชัน 2021 เพื่อทำการวิเคราะห์ CFD บน NACA 0012 เพื่อศึกษาผลกระทบจากการเพิ่มมุมการโจมตีที่มีต่อสัมประสิทธิ์การยก การวิเคราะห์ได้ดำเนินการด้วย Ansys Fluent โดยใช้โมเดลการพัฒนา k-w และออกแบบเรขาคณิตใน SOLIDWORKS โดยทำการทดลองที่ความเร็ว 32 m/s และประเมินมุมการโจมตีหลายค่าตั้งแต่ 0° ถึง 20° เพื่อตรวจสอบสัมประสิทธิ์การยกและแรงต้าน ผลลัพธ์จากการศึกษาถูกนำไป

เปรียบเทียบกับข้อมูลจากแหล่งอ้างอิงเพื่อการยืนยันความถูกต้อง พบว่า การเพิ่มมุมปะทะแพนอากาศในระยะแรกจะทำให้สัมประสิทธิ์การยกเพิ่มขึ้น แต่เมื่อมุมปะทะแพนอากาศถึงค่าหนึ่ง การแยกตัวของกระแสจะเกิดขึ้นและสัมประสิทธิ์การยกจะเริ่มลดลงเมื่อมุมการโจมตีเพิ่มขึ้นต่อไป

M. Nazmul Haque. et al.(2015) ปีกของเครื่องบินเป็นพื้นผิวที่ยาว ซึ่งมีการเลือกใช้แพนอากาศที่เหมาะสม โดยประสิทธิภาพและการทำงานของเครื่องบินส่วนใหญ่จะขึ้นอยู่กับคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ เช่น แรงยก, แรงต้าน, และอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของปีก นอกจากนี้รูปร่างของปีกก็มีความสำคัญต่อประสิทธิภาพโดยรวมของเครื่องบิน งานวิจัยนี้ได้นำเสนอการศึกษาทดลองเพื่อสำรวจการปรับปรุงประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ โดยการเพิ่มความโค้งที่ขอบปีกด้านหน้า การศึกษาได้สร้างแบบจำลองไม้สองแบบ ได้แก่ แบบหนึ่งที่มีขอบปีกด้านหน้าตรงและขอบปีกด้านหลังตรง และอีกแบบที่มีขอบปีกด้านหน้ามีความโค้งและขอบปีกด้านหลังตรง โดยใช้แพนอากาศ NACA 4412 ซึ่งมีความยาวช่วงปีกและพื้นที่ผิวเท่ากัน ทั้งสองแบบจำลองได้รับการทดสอบในอุโมงค์ลมวงปิดที่ความเร็ว 85.35 กม./ชม. และหมายเลขเรย์โนลด์ 1.82×10^5 การวัดความดันสถิตที่มุมการโจมตีต่างๆ เช่น -4° , 0° , 4° , 8° , 12° , 16° , 20° และ 24° ถูกทำการวัดจากผิวทั้งด้านบนและด้านล่างของแบบจำลองปีก โดยใช้เครื่องมือวัดความดัน จากการวิเคราะห์ความดันสถิต พบว่าสัมประสิทธิ์แรงยก, สัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของทั้งสองแบบจำลองได้รับการวิเคราะห์ หลังจากการวิเคราะห์ข้อมูล พบว่า แบบจำลองปีกที่มีขอบปีกด้านหน้ามีความโค้งมีสัมประสิทธิ์การยกสูงกว่าและสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำกว่าปีกแบบสี่เหลี่ยม ดังนั้น แบบจำลองปีกที่มีขอบปีกด้านหน้ามีความโค้งจึงมีอัตราส่วนการยกต่อแรงต้านที่สูงกว่าปีกแบบสี่เหลี่ยม

Y. Mustafa, H . Koten. et al.(2018) พลังงานลมได้รับการยอมรับว่าเป็นแหล่งพลังงานทดแทนที่มีความเหมาะสมมากที่สุด โดยมีต้นทุนที่ต่ำกว่าพลังงานจากแหล่งอื่น ๆ ซึ่งทำให้พลังงานลมมีข้อได้เปรียบเหนือโรงไฟฟ้าที่ใช้เชื้อเพลิงฟอสซิล ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศมีบทบาทสำคัญในการกำหนดประสิทธิภาพของกังหันลมวัตถุประสงค์หลักของการศึกษานี้คือการวิเคราะห์แพนอากาศ NACA0012 และ NACA4412 ที่มุมการปะทะต่าง ๆ โดยคงหมายเลขเรย์โนลด์ให้คงที่ และศึกษาผลกระทบจากโปรไฟล์ที่สมมาตรและสมมาตรของแพนอากาศ การวิเคราะห์ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของทั้งสองแพนอากาศดำเนินการโดยใช้โปรแกรม ANSYS Fluent โดยคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ผลการคำนวณพบมุมปะทะที่เหมาะสมที่สุดสำหรับแต่ละโปรไฟล์ และในที่สุดได้มีการอภิปรายและรายงานผลการทำงานของแพนอากาศ NACA0012 และ NACA4412 จากมุมมองของประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์

บทที่ 3

วิธีการดำเนินโครงการ

ในการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีไหลผ่านแพนอากาศโดยใช้แบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ (CFD) นั้นมีขั้นตอนการสร้างและการดำเนินงานวิจัย ดังรายละเอียดต่อไปนี้

- 3.1 ขั้นตอนการวางแผนงานและการดำเนินงาน
- 3.2 ขั้นตอนการสร้างรูปทรงแพนอากาศ
- 3.3 ขั้นตอนสร้างขอบเขตและเมชของแพนอากาศ (Mesh Generation of Airfoil)
- 3.4 ขั้นตอนทดสอบความเป็นอิสระของเมช (Mesh Independent)
- 3.5 ขั้นตอนทดสอบโมเดลความปั่นป่วน (Turbulence Model)
- 3.6 เงื่อนไขขอบเขตการทดสอบแพนอากาศโดยรู้รูปแบบจำลองทาง CFD

3.1 ขั้นตอนการวางแผนงานและการดำเนินงาน

การวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีไหลผ่านแพนอากาศโดยใช้แบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ (CFD) มีวิธีการในการศึกษาดังนี้

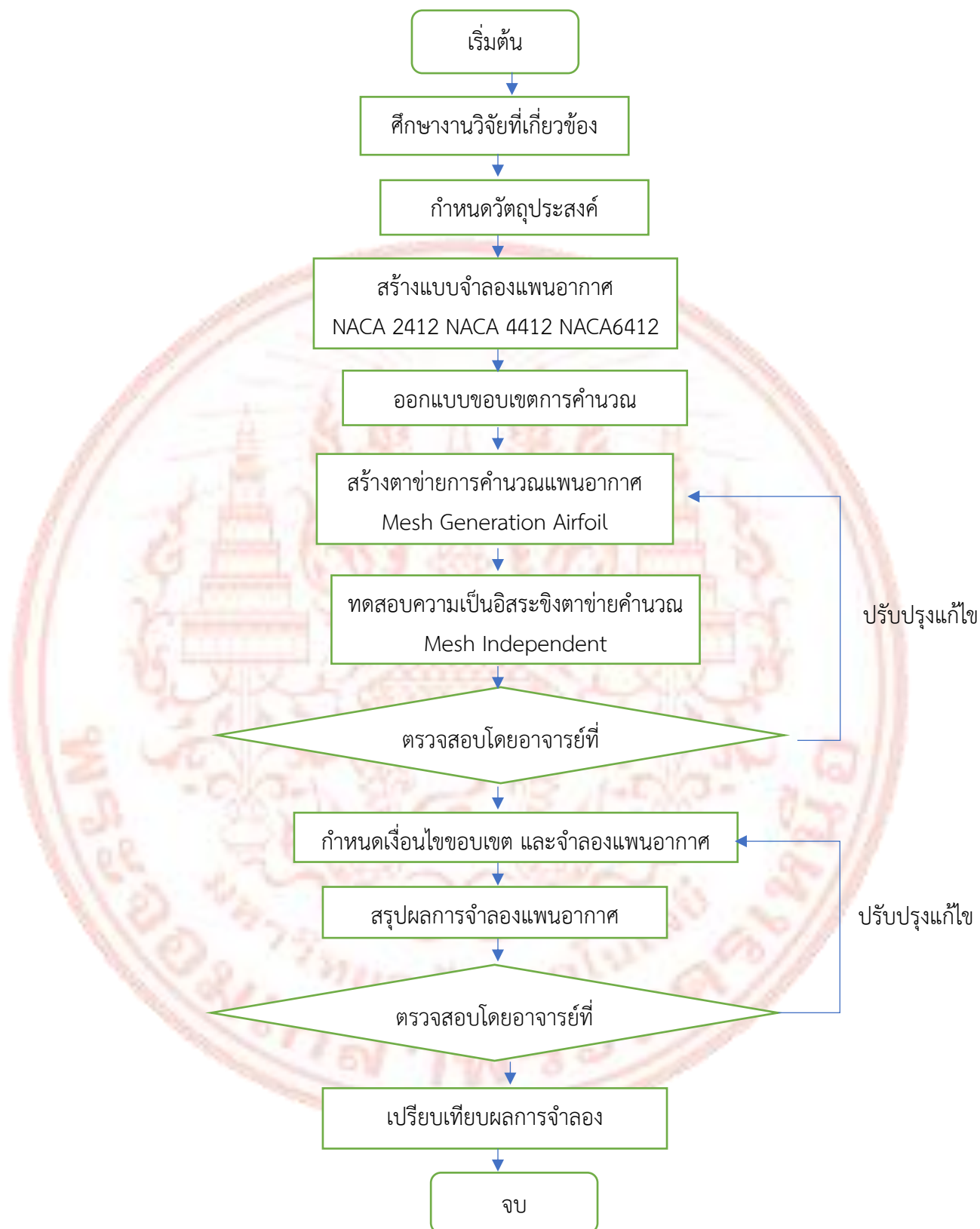
3.1.1 กำหนดวัตถุประสงค์ กำหนดขอบเขตการศึกษาและระยะเวลาในการดำเนินงานเพื่อเป็นแนวทางในการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์

3.1.2 ศึกษาค้นคว้าและวิเคราะห์ข้อมูลเกี่ยวกับ แพนอากาศ (Airfoil) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient : C_D) สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient : C_L) และสัมประสิทธิ์ความดัน (Pressure coefficient: C_p)

3.1.3 ศึกษาค้นคว้าและวิเคราะห์ข้อมูลกับงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์

3.1.4 สร้างรูปทรงแพนอากาศตามขอบเขตกำหนด พร้อมสร้างขอบเขตการคำนวณ

3.1.5 สร้างและทดสอบความเป็นอิสระของตาข่ายคำนวณแพนอากาศ



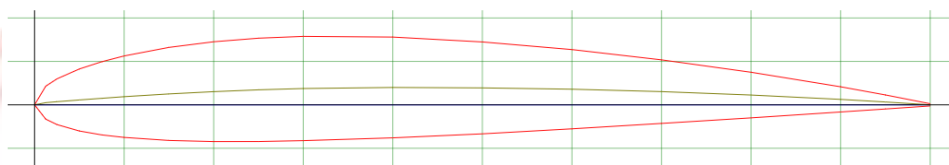
ภาพที่ 3-1 Flow Chart แสดงขั้นตอนการดำเนินงาน

3.2 ขั้นตอนสร้างรูปทรงของแพนอากาศ

รูปทรงแพนอากาศกำหนดมาตรฐานโดยองค์การบริหารการบินและอวกาศแห่งชาติ (National Aeronautics and Space Administration) หรือ องค์การนาซา (NASA) ซึ่งสามารถอ้างอิงข้อมูลของแพนอากาศได้จากแหล่งข้อมูล คือ (<http://airfoiltools.com>)

NACA 2412 (naca2412-il)

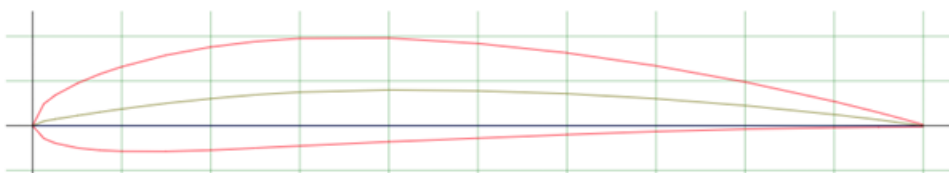
NACA 2412 - NACA 2412 airfoil



ภาพที่ 3.2 รูปทรงแพนอากาศ NACA 2412

NACA 4412 (naca4412-il)

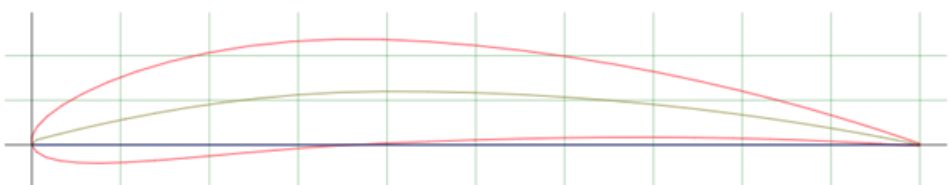
NACA 4412 - NACA 4412 airfoil



ภาพที่ 3.3 รูปทรงแพนอากาศ NACA 4412

NACA 6412 (naca6412-il)

NACA 6412 - NACA 6412 airfoil

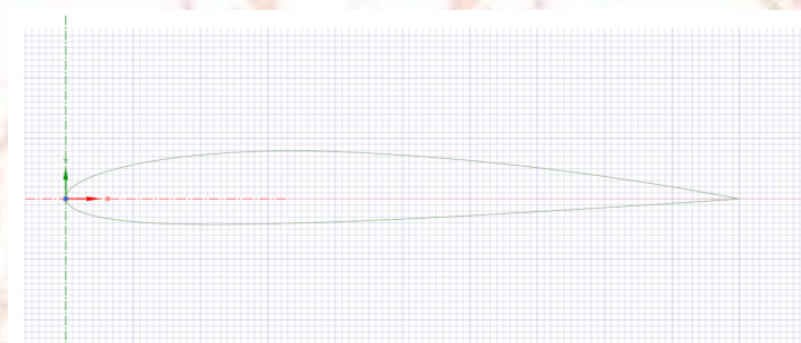


ภาพที่ 3.4 รูปทรงแพนอากาศ NACA 6412

จากภาพที่ 3.2-3.4 รูปทรงแพนอากาศมีส่วนโค้งที่เกิดขึ้นที่แตกต่างกัน โดยภาพ 3.2 แสดงถึงรูปทรงของแพนอากาศ NACA 2412 ที่มีความยาวเส้นคอร์ดเท่ากับ 1m มีระยะแคมเบอร์ 0.02m มีตำแหน่งระยะแคมเบอร์ที่สูงที่สุดที่ระยะ 0.4m นับจากหัวของแพนอากาศ และแพนอากาศมี

ความหนาสูงสุดเป็น 0.12m และภาพ 3.3 แสดงถึงรูปทรงของแพนอากาศ NACA 4412 ที่มีความยาวเส้นคอร์ดเท่ากับ 1m มีระยะแคมเบอร์ 0.04m มีตำแหน่งระยะแคมเบอร์ที่สูงที่สุดที่ระยะ 0.4m นับจากหัวของแพนอากาศ และแพนอากาศมีความหนาสูงสุดเป็น 0.12m ซึ่งภาพ 3.4 แสดงถึงรูปทรงแพนอากาศ NACA 6412 มีความยาวเส้นคอร์ดเท่ากับ 1m มีระยะแคมเบอร์ 0.06m มีตำแหน่งระยะแคมเบอร์ที่สูงที่สุดที่ระยะ 0.4m นับจากหัวของแพนอากาศ และแพนอากาศมีความหนาสูงสุดเป็น 0.12mm

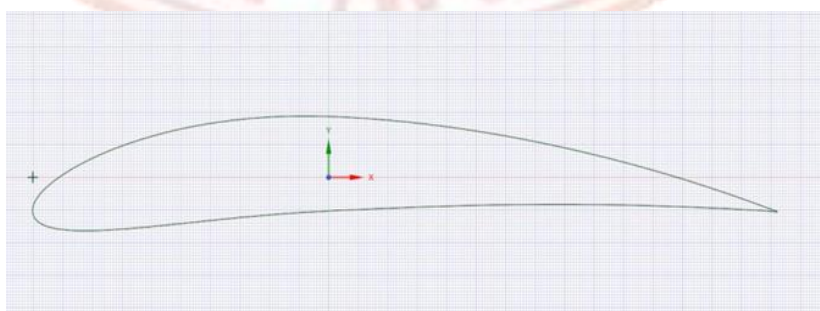
จากข้อมูลข้างต้นพบว่าความแตกต่างระหว่างแพนอากาศทั้ง 3 ชนิด คือ ระยะของแคมเบอร์ที่สูงที่สุดมีความแตกต่างกัน 0.02m



ภาพที่ 3.5 รูปทรงแพนอากาศ NACA 2412 สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม SpaceClaim



ภาพที่ 3.6 รูปทรงแพนอากาศ NACA 4412 สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม SpaceClaim

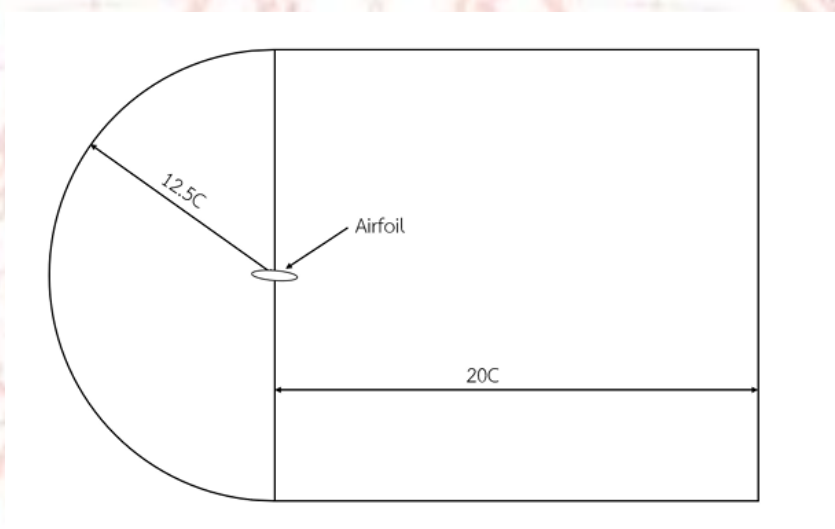


ภาพที่ 3.7 รูปทรงแพนอากาศ NACA 6412 สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม SpaceClaim

โดยสร้างแผนอากาศใช้โปรแกรม Space claim 2024R1 ซึ่งนำค่ารูปทรงแผนอากาศจากแหล่งข้อมูลที่ <http://airfoiltools.com/> ซึ่งข้อมูลที่ได้รับจะเป็นไฟล์ Excel และใช้วิธีการแปลงไฟล์เป็นสกุล .txt และนำเข้าโปรแกรม Space claim 2024R1 โดยใช้คำสั่ง File ดังภาพที่ 3.5 แสดงถึงแผนอากาศNACA2412 ภาพที่ 3.6 แสดงถึง NACA4412 และภาพที่ 3.7 แสดงถึง NACA6412

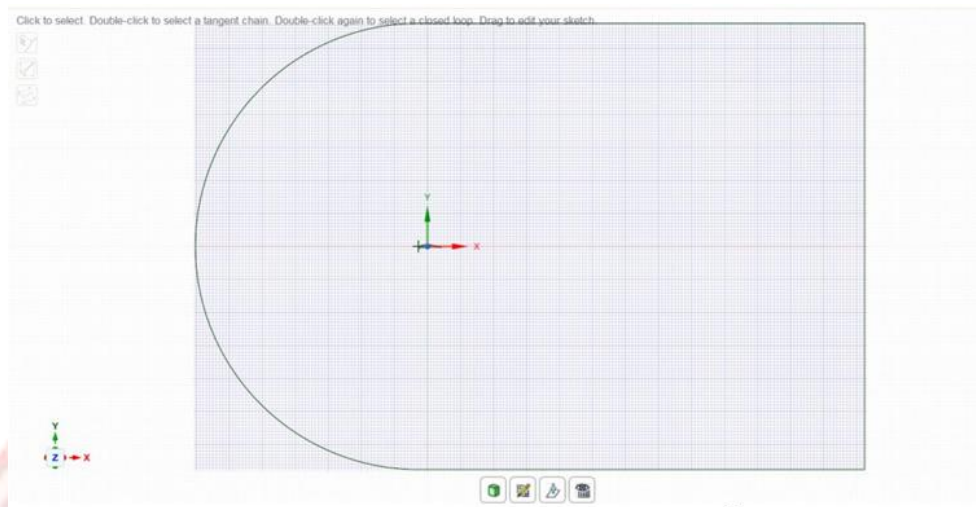
3.3 ขั้นตอนสร้างขอบเขตและเมชของแผนอากาศ (Mesh Generation of Airfoil)

การกำหนดรูปร่างพื้นที่คำนวณการไหลพลศาสตร์ที่เหมาะสมมีส่วนสำคัญที่ได้ผลเฉลยที่แม่นยำขึ้นและรวดเร็วขึ้น ซึ่งการสร้างเมชที่มีขนาดเล็กเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของการคำนวณแต่ส่งผลการใช้ทรัพยากรในการประมวลผล



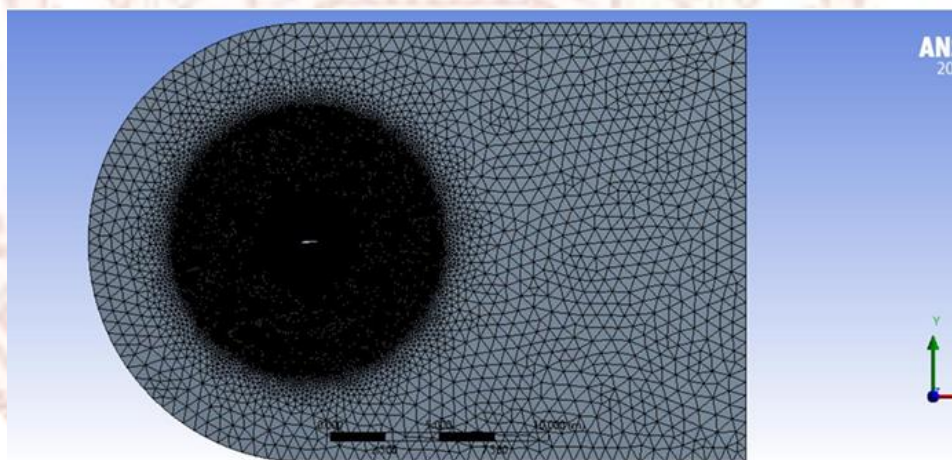
ภาพที่ 3.8 C-mesh flow domain and boundaries

ในการวิเคราะห์การไหลของอากาศผ่านแผนอากาศจะใช้รูปทรงคำนวณแบบ C-type mesh ที่มีลักษณะด้านหน้าเป็นรูปครึ่งวงกลมขนาด $12.5C$ และขอบเขตตั้งแต่ครึ่งวงกลมถึงท้ายเป็นรูปสี่เหลี่ยมความยาว $20C$ โดยค่า C คือค่าของเส้นคอร์ดของแผนอากาศ ซึ่งถูกวาดขึ้นโดยใช้โปรแกรม Space Claim 2024R1 ดังตัวอย่างภาพ 3.8



ภาพที่ 3.9 C-type mesh flow domain and boundaries สร้างขึ้นโดยใช้โปรแกรม SpaceClaim

การสร้างขอบเขตการคำนวณ (Boundary conditions) จะคำนวณจากเส้นคอร์ดของแพนอากาศที่ระยะ 1 m จะได้ว่าด้านหน้ารูปหนึ่งวงกลมมีรัศมีเท่ากับ 12.5 m และขอบเขตตั้งแต่จุดศูนย์กลางครึ่งวงกลมถึงท้ายมีความยาว 20 m โดยใช้เครื่องมือของโปรแกรม Space Claim 2024R1 คำสั่งชื่อ Sweep Arc และ Rectangle ในการสร้าง ดังตัวอย่างภาพ 3.9



ภาพที่ 3.10 Mesh Generation of NACA4412

เป็นการแบ่งชิ้นงานออกเป็นชิ้นส่วนย่อยตามรูปทรงเรขาคณิตที่กำหนด เพื่อเข้าสู่วิธีการทางไฟไนต์อีลิเมนต์ ดังนั้นการสร้างเมชที่ดีจะช่วยส่งผลโดยตรงต่อค่าพารามิเตอร์ที่ต้องการวิเคราะห์โดยการกำหนดรูปแบบเมชจะเป็นรูปแบบ Triangles มีรูปแบบ Body sizing ล้อมรอบของแพนอากาศและมีรูปแบบ Inflation ที่สร้างเส้น layer รอบๆแพนอากาศดังภาพที่ 3.10 ซึ่งการหาเมชที่ดีนั้นจะต้องมีการทดสอบ Mesh independent เพื่อหาเมชที่เหมาะสมกับชิ้นนั้นๆ

3.4 ขั้นตอนทดสอบความเป็นอิสระของเมช (Mesh Independent)

การกำหนดขนาดของเมชแต่ละรูปแบบและหาผลเฉลี่ยของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน เพื่อนำมาวิเคราะห์หาเมชที่เหมาะสมกับการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีไหลผ่านแพนอากาศ

ตารางที่ 3.1 ตารางทดสอบความเป็นอิสระของเมช (Mesh Independent)

MESH INDEPENDENT	Cl	Cd	Cl/Cd
40604	0.78	0.0296006	26.23
67456	0.7114	0.270272	26.32
141832	0.84419	0.0184853	45.67
176623	0.8503737	0.0178807	47.56
205547	0.8413463	0.018785	44.78

จากตารางที่ 3.1 ผลทดสอบความเป็นอิสระของเมช พบว่ามีเมชจำนวน 3 ค่าที่มีความใกล้เคียง คือ 141823, 176623 และ 205547 เมื่อวิเคราะห์จากค่าสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านมีค่าความเป็นอิสระของผลเฉลยทั้งหมดพบว่า เมชที่ 176623 เป็นช่วงระหว่างกลางข้อมูลที่เกิดขึ้น ทางผู้วิจัยจึงเล็งเห็นนัยสำคัญของเมช ดังกล่าว ซึ่งเมื่อนำผลทดสอบความเป็นอิสระของเมชเทียบกับงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

จากงานวิจัย Mustafa Yilmaz et al. (2018) ได้ศึกษาเปรียบเทียบและวิเคราะห์แพนอากาศ NACA0012 และ NACA 4412 และเลือกเขตการทดสอบมาเปรียบเทียบผลความเป็นอิสระ คือ ความเร็วที่ 8.757 m/s มุมปะทะที่ 4° อุณหภูมิที่ 277 K ความหนาแน่นของอากาศ 1.1767 kg/m³ และค่าความหนืดที่ 1.009×10⁻⁵ kg/ms

3.5 ขั้นตอนทดสอบโมเดลความปั่นป่วน (Turbulence Model)

ศึกษาเปรียบเทียบและวิเคราะห์โมเดลความปั่นป่วนของสมการ k - ϵ Standard และ k- ϵ Realizable จากเงื่อนไขทดสอบแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 4 ความเร็วของอากาศ 8.757 m/s ความหนาแน่นของอากาศ 1.1767 kg/m³ ความหนืด 1.009×10⁻⁵ kg / ms ตามลำดับ โดยวิเคราะห์จากสัมประสิทธิ์แรงต้าน สัมประสิทธิ์แรงยก และอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน เพื่อหาค่าความเป็นอิสระของเมชที่เหมาะสมกับการทดสอบ

3.6 เงื่อนไขขอบเขตการทดสอบแพนอากาศโดยใช้รูปแบบจำลองทาง CFD

การกำหนดเงื่อนไขขอบเขตมุ่งเน้นศึกษาผลเฉลยของค่าสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน สัมประสิทธิ์ความดัน ภาพริ้วสีความดัน และภาพริ้วสีความเร็ว ซึ่งศึกษาตั้งแต่ย่านความเร็วต่ำที่นิยมใช้กันกับใบพัดกังหันลม และตั้งขอบเขตปรับเปลี่ยนมุมปะทะของแพนอากาศให้สอดคล้องกับการใช้งานซึ่งพบว่ามีมุมที่ 0° - 10°

ตารางที่ 3.2 เงื่อนไขขอบเขตการทดสอบแพนอากาศโดยใช้รูปแบบจำลองทาง CFD

Input	Value
Fluid Type	Air
Velocity of Flow	3,5,8 m/s
Operating Pressure	101325 Pa
Density of Fluid	1.225 kg / m ³
Chord Length	1 m
Operating Temperature	303.15
Angle of Attack	$0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$
Model	Realizable k- ϵ
Viscosity	1.7894×10^{-5} kg/ms

ในงานวิจัยนี้มุ่งเน้นการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีไหลผ่านแพนอากาศ โดยใช้แบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ (CFD) ที่ความเร็วของอากาศ 3, 5 และ 8 m/s มุมปะทะตั้งแต่ 0° , 2° , 4° , 6° , 8° และ 10°

บทที่ 4

ผลการวิจัย

ผลการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ โดยวิธีการศึกษาลักษณะเฉพาะของอากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรม Ansys Fluent ของแพนอากาศ NACA2412 , NACA4412 และ NACA6412

4.1 ผลวิเคราะห์ของแพนอากาศ NACA2412

- 4.1.1 ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก
- 4.1.2 ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน
- 4.1.3 ผลวิเคราะห์อัตราส่วนระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน
- 4.1.4 ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้

4.2 ผลวิเคราะห์ของแพนอากาศ NACA4412

- 4.2.1 ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก
- 4.2.2 ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน
- 4.2.3 ผลวิเคราะห์อัตราส่วนระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน
- 4.2.4 ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้

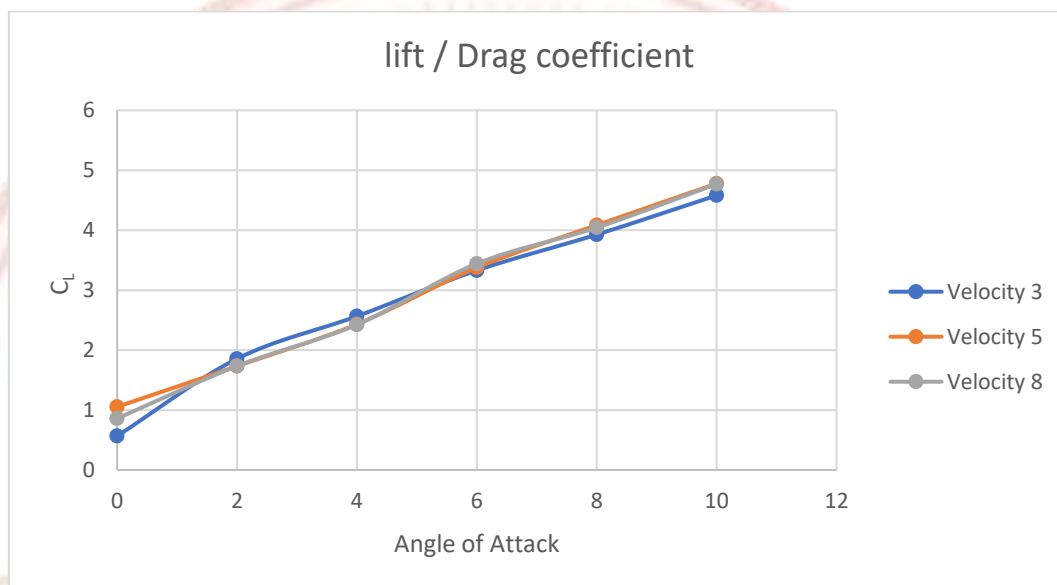
4.3 ผลวิเคราะห์ของแพนอากาศ NACA6412

- 4.3.1 ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก
- 4.3.2 ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน
- 4.3.3 ผลวิเคราะห์อัตราส่วนระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน
- 4.3.4 ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้

4.4 เปรียบเทียบผลวิเคราะห์ของแพนอากาศ NACA2412 , NACA4412 และ NACA6412

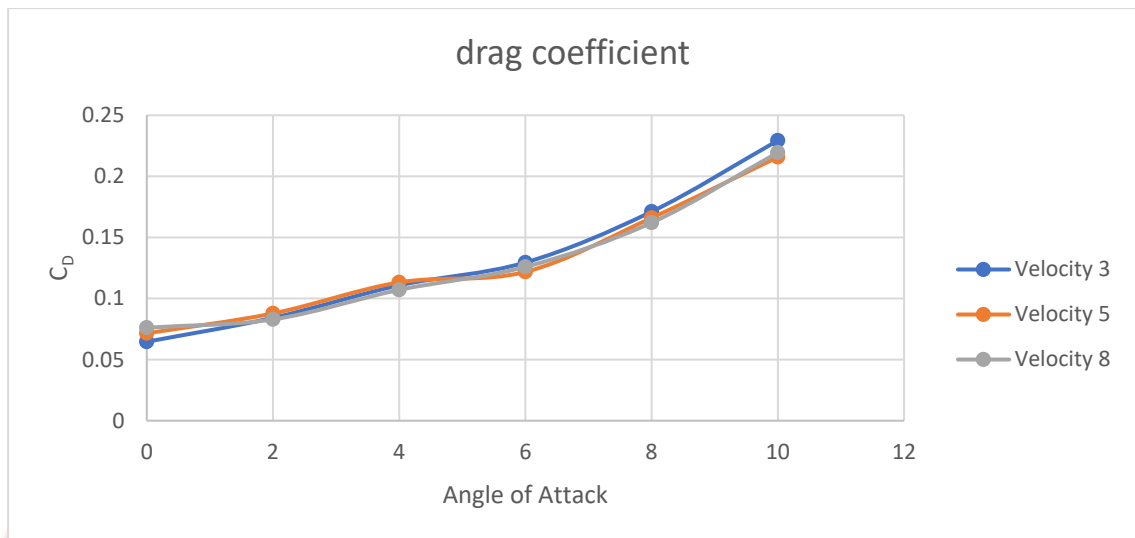
4.1 ผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA2412

ศึกษาผลวิเคราะห์ที่เกิดขึ้นกับแผนอากาศเนื่องจากมีอากาศไหลผ่าน คือ ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient analysis) ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient analysis) ผลวิเคราะห์อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag coefficient analysis)



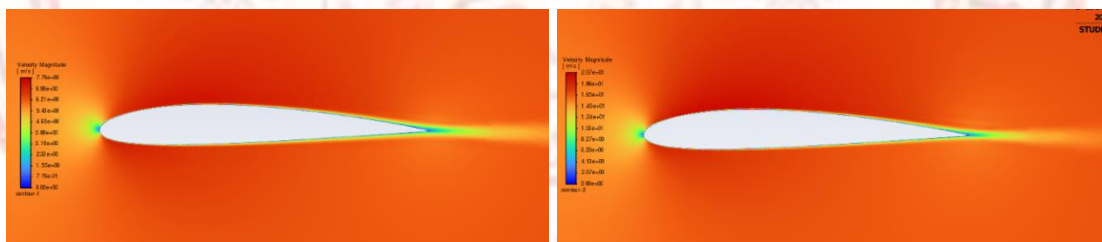
ภาพที่ 4.1 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะแผนอากาศ NACA2412

ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient analysis) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° – 10° ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่บ่งบอกแรงยกที่จะเกิดขึ้นกับแผนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.1 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 4° – 8° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงยกมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ แต่ในช่วงที่มุม 0° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงยกเกิดลักษณะการแกว่งตัวของผลเฉลย ซึ่งเกิดมาจากบริเวณหลังปีกมีความดันที่เปลี่ยนแปลงทำให้ผลการคำนวณจาก CFD มีการไซด์เวย์ และจากข้อมูลพบว่ามุมปะทะ 10° เป็นมุมปะทะที่เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกมากที่สุด

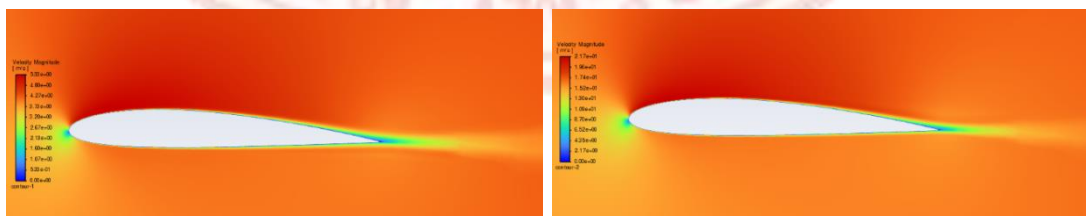


ภาพที่ 4.2 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะแพนอากาศ NACA2412

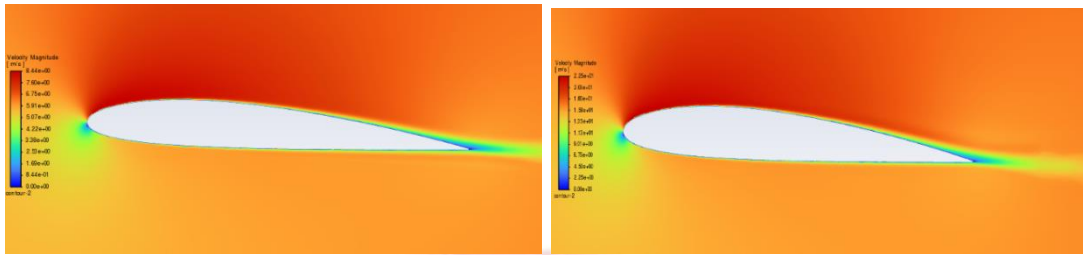
ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient analysis) กับมุมปะทะตั้งแต่ $0^\circ - 10^\circ$ ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่บ่งบอกแรงต้านที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.2 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ $0^\circ - 4^\circ$ เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงต้านมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ แต่ในช่วงที่มุม 6° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงต้านมีความชันเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง โดยเกิดจากมุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นส่งผลต่อพื้นที่ของแพนอากาศที่ปะทะกับอากาศมีมากขึ้น



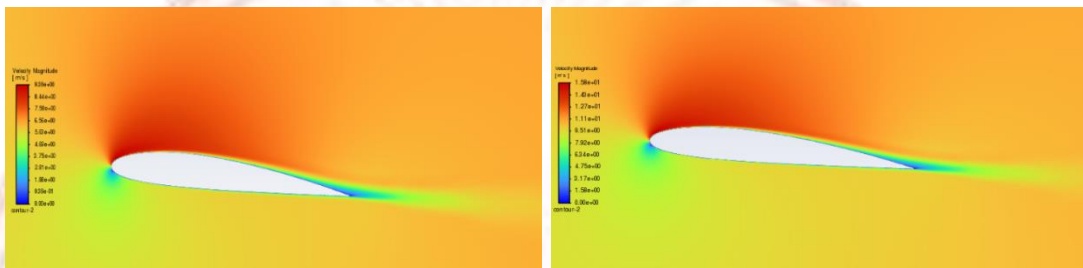
ภาพที่ 4.3 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 0°



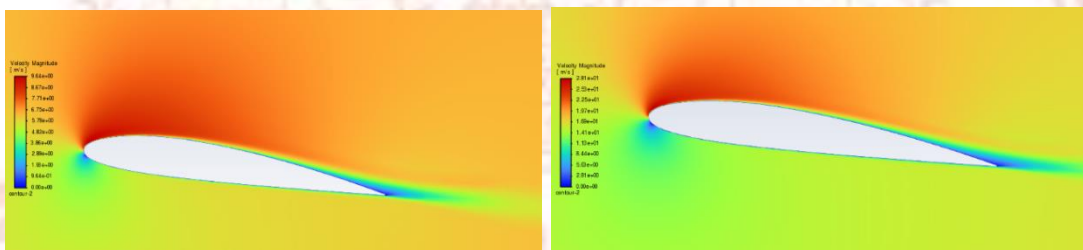
ภาพที่ 4.4 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 2°



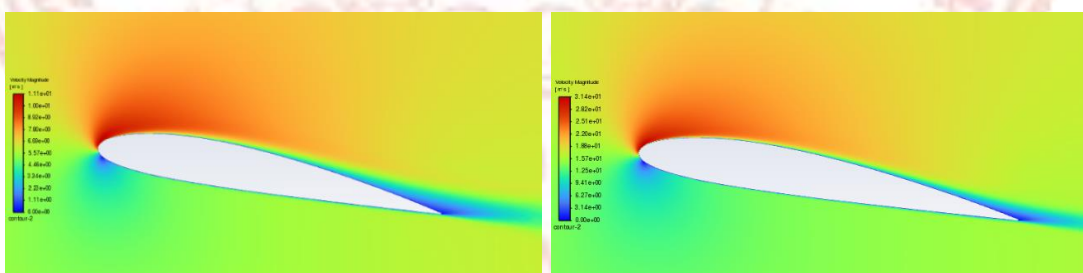
ภาพที่ 4.5 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 4°



ภาพที่ 4.6 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 6°



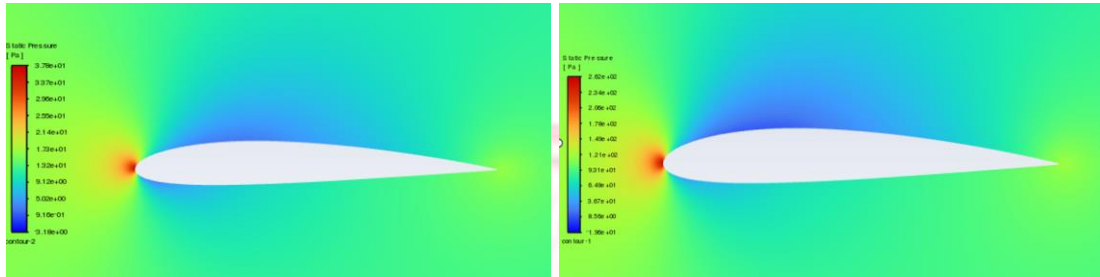
ภาพที่ 4.7 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 8°



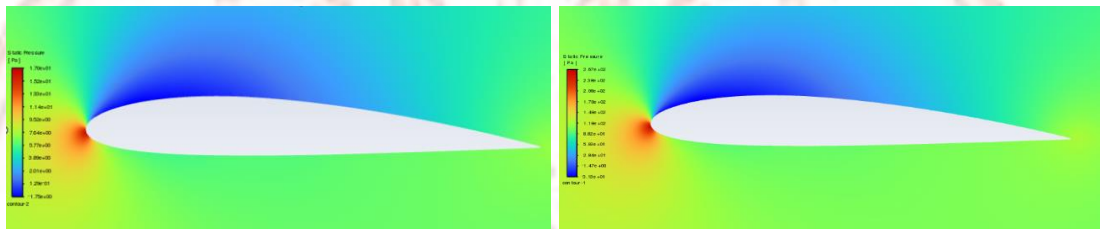
ภาพที่ 4.8การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 10°

จากภาพของรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะที่ 0°-10° พบความสัมพันธ์ที่เกิดขึ้น คือ เมื่อบริเวณจุดที่มีค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศสูงอยู่บริเวณจุดด้านบนของแพนอากาศเมื่อมุมปะทะที่ 10° ความเร็วที่ปลายปีกจะมีความเร็วต่ำ และสังเกตจากภาพแสดงรบกวนสัสมจะพบว่ามุมปะทะสูงขึ้นความเร็วด้านล่างของแพนอากาศมีสัมประสิทธิ์ความเร็วต่ำ โดยเมื่อเปรียบเทียบภาพสัมประสิทธิ์ความเร็วของภาพที่ 4.3-4.8 จะมีจุดสังเกตให้เห็นของรบกวนสัสมที่มีการเปลี่ยน

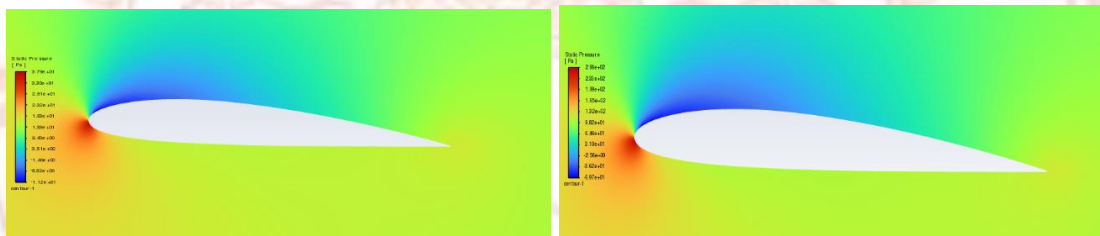
เมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเปลี่ยน เนื่องจากความสัมพันธ์ดังกล่าวสามารถสรุปได้ว่า ความเร็วของอากาศเปลี่ยนแปลงต่อเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเพิ่มขึ้น



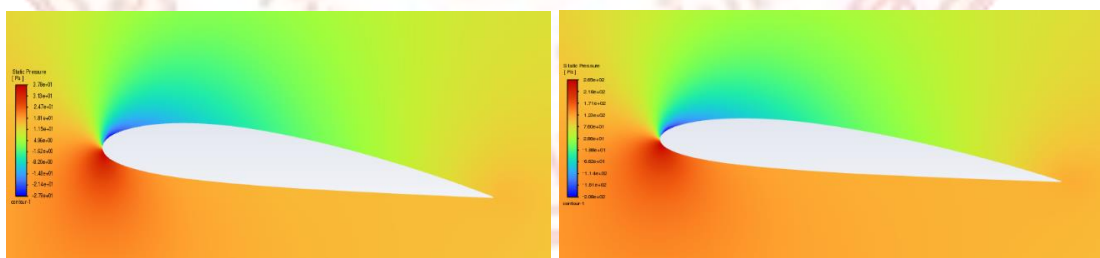
ภาพที่ 4.9 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 0°



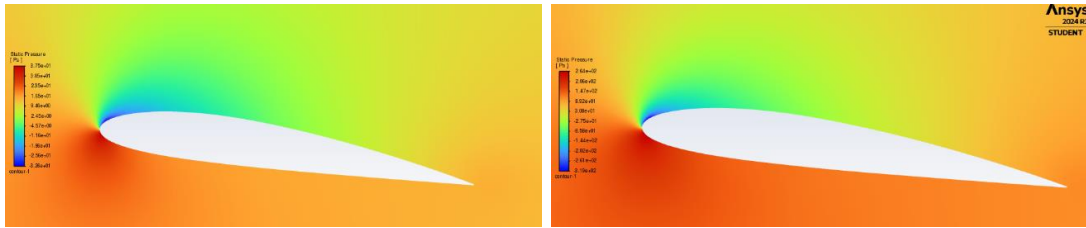
ภาพที่ 4.10 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 2°



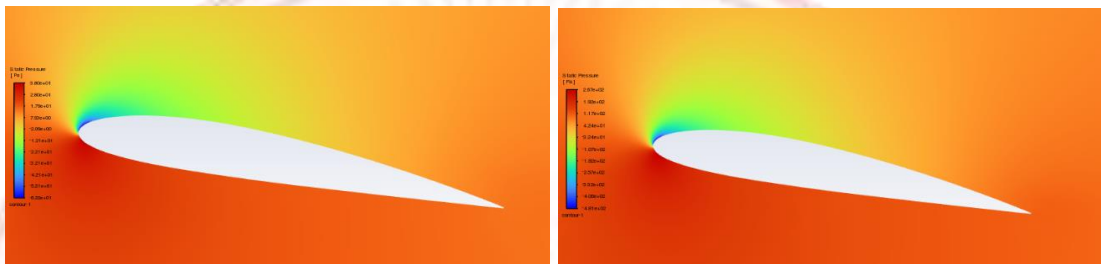
ภาพที่ 4.11 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 4°



ภาพที่ 4.12 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 6°

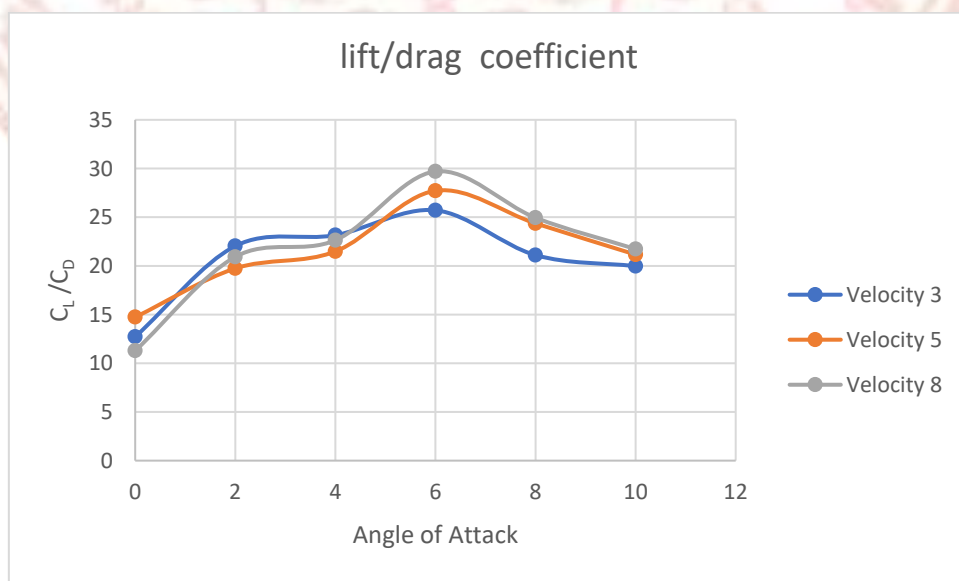


ภาพที่ 4.13 การเกิดรีเวิร์สสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศ NACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 8°



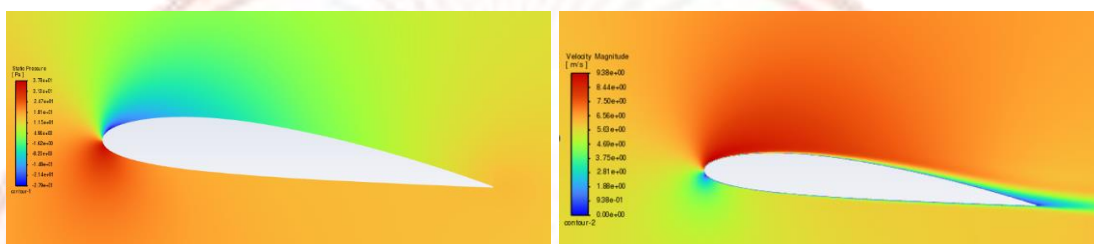
ภาพที่ 4.14 การเกิดรีเวิร์สสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศ NACA2412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 10°

จากภาพของรีเวิร์สสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 0° - 10° พบความสัมพันธ์ที่เกิดขึ้น คือ เมื่อบริเวณจุดที่มีค่าสัมประสิทธิ์ความดันในบริเวณจุดด้านบนของแพนอากาศมีสัมประสิทธิ์ความดันต่ำที่มุมปะทะ 0° และสังเกตจากจุดที่มีสัมประสิทธิ์ความดันสูงจะพบว่าอยู่บริเวณด้านล่างของแพนอากาศเมื่อมุมปะทะ 10° โดยเปรียบเทียบภาพสัมประสิทธิ์ความดันของภาพที่ 4.9-4.14 จะมีจุดสังเกตให้เห็นของรีเวิร์สที่มีการเปลี่ยนเมื่อความดันของอากาศเปลี่ยน เนื่องจากความสัมพันธ์ดังกล่าวสามารถสรุปได้ว่า ความดันของอากาศเปลี่ยนแปลงต่อเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเพิ่มขึ้น

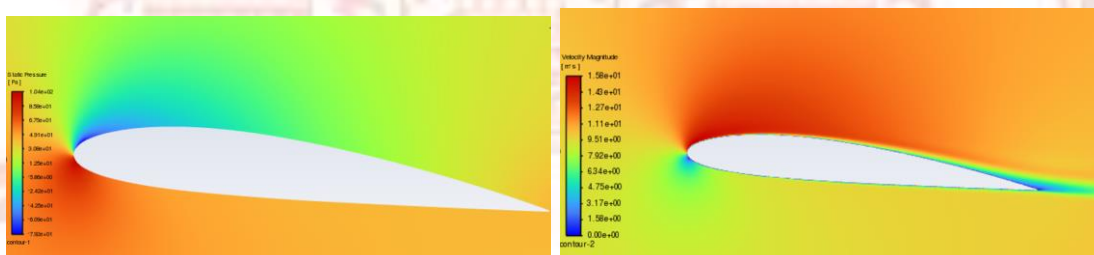


ภาพที่ 4.15 แสดงค่าอัตราสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะของแพนอากาศ NACA2412

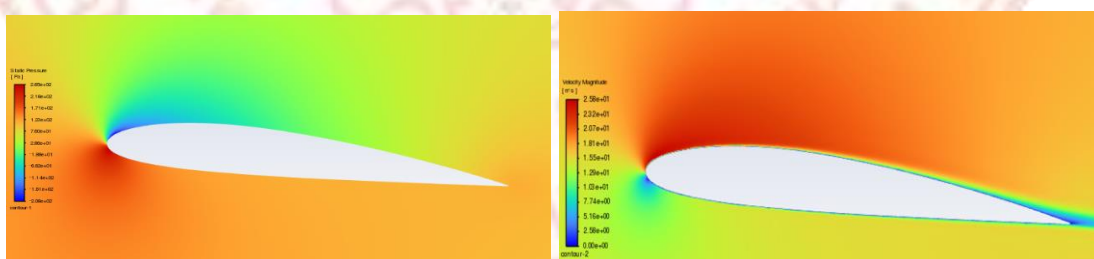
อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน คือ อัตราส่วนความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน จะแสดงถึงผลได้เปรียบเสียเปรียบของสัมประสิทธิ์ที่เกิดขึ้นในมุมปะทะ 0° และความเร็วที่เปลี่ยนแปลง จากภาพที่ 4.15 ผลเฉลยของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะ ตั้งแต่ 0° - 10° ช่วงความเร็ว 3-8 m/s ซึ่งพบว่ากราฟมีแนวโน้มในทิศทางเดียวกันมีช่วงมุมปะทะ 0° - 2° กราฟมีแนวโน้มไปทิศทางเดียวกันที่ระดับแตกต่างกัน โดยเมื่อสังเกตมุมปะทะ 6° จะมีอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ได้เปรียบมากที่สุด



ภาพที่ 4.16 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่ความเร็ว 3 m/s

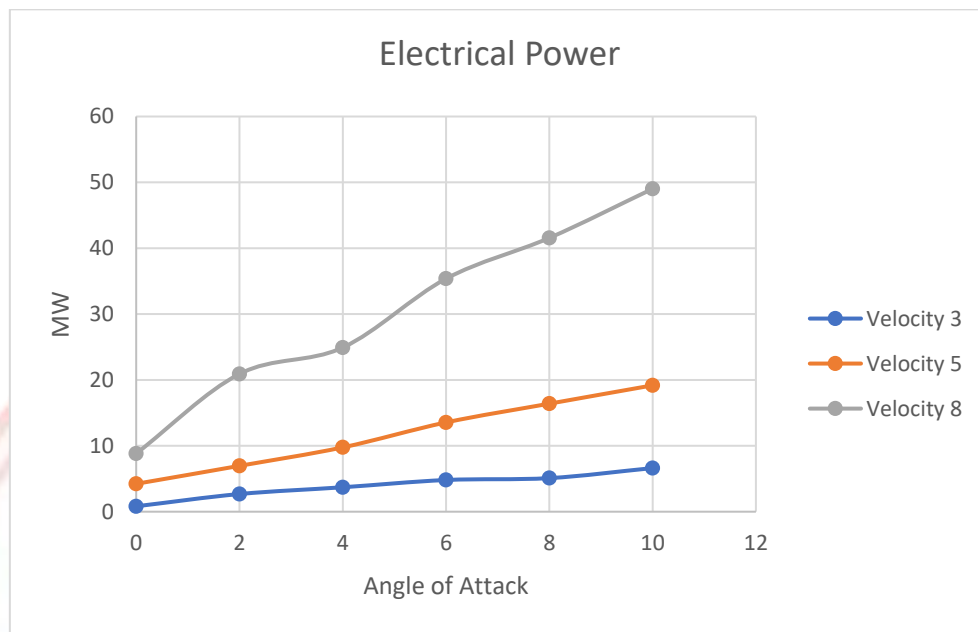


ภาพที่ 4.17 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่ความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ 4.18 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่ความเร็ว 8 m/s

จากภาพที่ 4.16-4.18 แสดงรบกวนสัมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 6° ที่ความเร็ว 3,5,8 m/s นั้นเป็นมุมปะทะที่มีค่าอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ดีที่สุดในมุมปะทะที่ทดสอบทั้งหมด ซึ่งในลักษณะของรบกวนความดันที่เกิดในมุมปะทะ 6° นั้นจะมีความแตกต่างน้อยกว่ามุมปะทะที่ 10° โดยสังเกตได้จากสีที่เกิดขึ้นบริเวณรอบๆแพนอากาศ

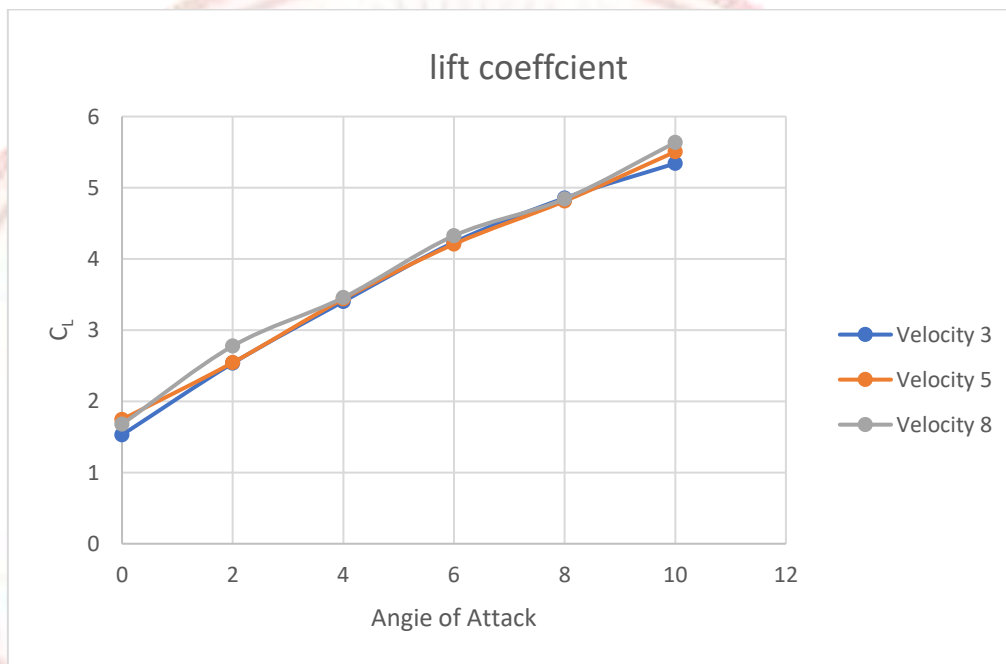


ภาพที่ 4.19 แสดงผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA2412 ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ (Electrical Power) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ ที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.19 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 10° เส้นแนวโน้มของค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ ซึ่งจะค่าต่ำสุดในช่วง 0° และเกิดลักษณะการแกว่งตัวของผลเฉลย ซึ่งเกิดมาจากบริเวณหลังปีกมีแรงยกที่เปลี่ยนแปลงทำให้ผลการคำนวณจากการใช้ซอฟต์แวร์ และจากข้อมูลพบว่ามุมปะทะ 10° เป็นมุมปะทะที่เกิดค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้มากที่สุด

จึงสรุปได้ว่าผลของสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านในแพนอากาศ NACA2412 พบว่ามุมปะทะ 10° จะเกิดสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงที่สุดแต่มุมปะทะที่ 6° ทำให้เกิดความได้เปรียบของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน ด้วยข้อมูลดังกล่าวมุมปะทะ 6° จึงเหมาะที่จะนำไปวิเคราะห์เปรียบเทียบกับแพนอากาศ

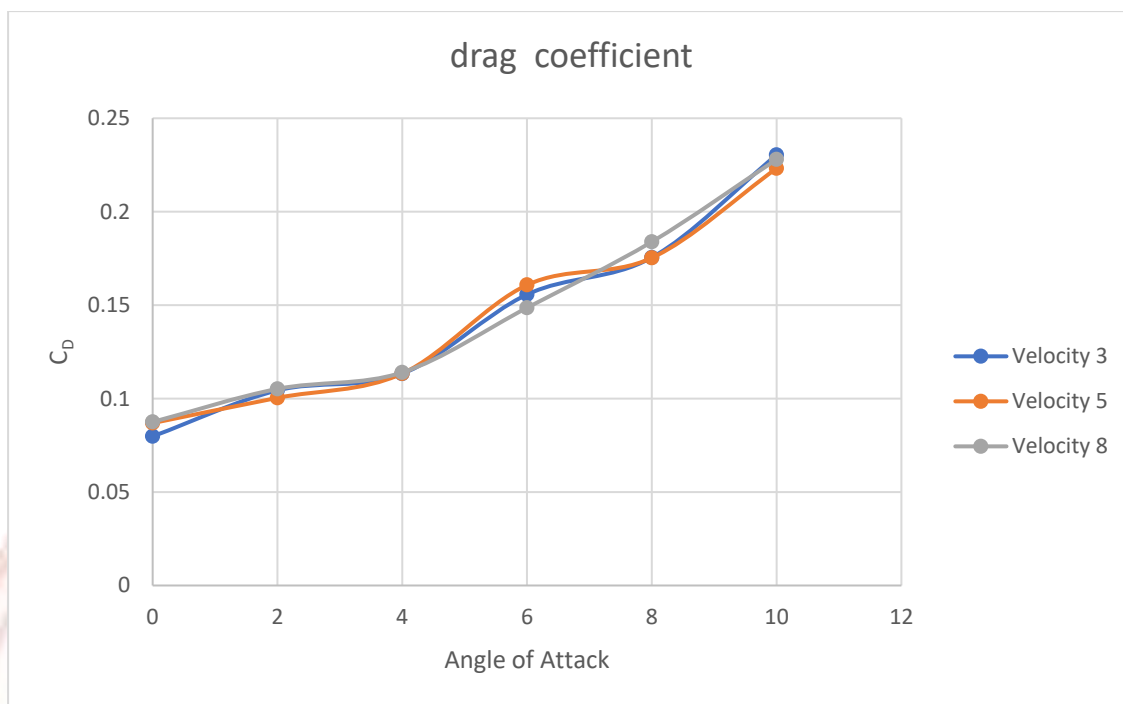
4.2 ผลวิเคราะห์ของแพนอากาศ NACA4412

ศึกษาผลวิเคราะห์ที่เกิดขึ้นกับแพนอากาศเนื่องจากมีอากาศไหลผ่าน คือ ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient analysis) ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient analysis) ผลวิเคราะห์อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag coefficient analysis)



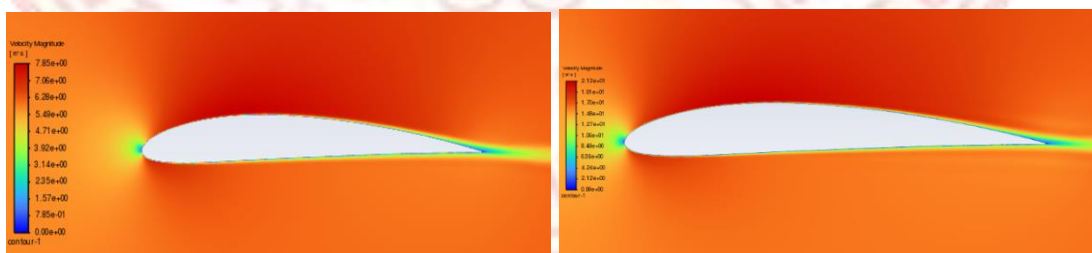
ภาพที่ 4.20 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะแพนอากาศ NACA4412

ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient analysis) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่บ่งบอกแรงยกที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.20 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 10° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงยกมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ ซึ่งจะค่าต่ำสุดในช่วง 0° และเกิดลักษณะการแกว่งตัวของผลเฉลย ซึ่งเกิดมาจากบริเวณหลังปีกมีความดันที่เปลี่ยนแปลงทำให้ผลการคำนวณจาก CFD มีการไซด์เวย์ และจากข้อมูลพบว่ามุมปะทะ 10° เป็นมุมปะทะที่เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกที่มากที่สุด

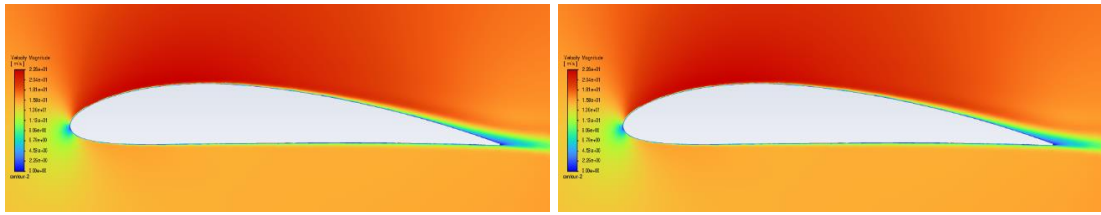


ภาพที่ 4.21 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะแพนอากาศ NACA4412

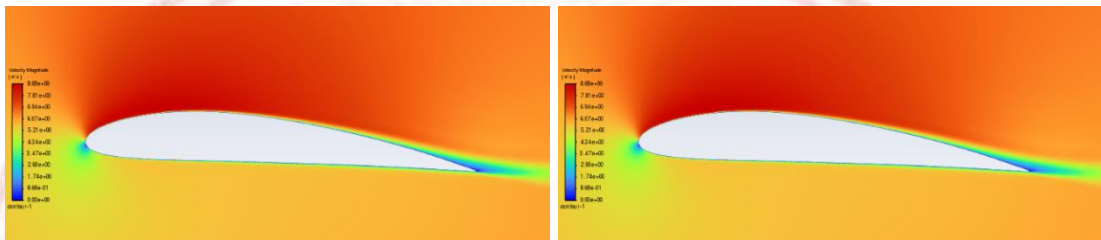
ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Drag coefficient analysis) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่บ่งบอกแรงต้านที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.21 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 6° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงต้านมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ แต่ช่วงหลังจากมุมปะทะ 8° เส้นแนวโน้มสัมประสิทธิ์แรงต้านมีความชันเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง โดยเกิดจากมุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงเพิ่มมากขึ้นส่งผลต่อพื้นที่ของแพนอากาศที่ปะทะกับอากาศมีมากขึ้น



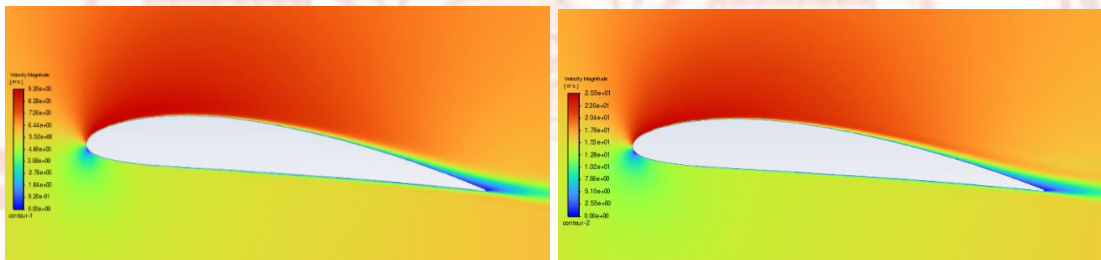
ภาพที่ 4.22 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 0°



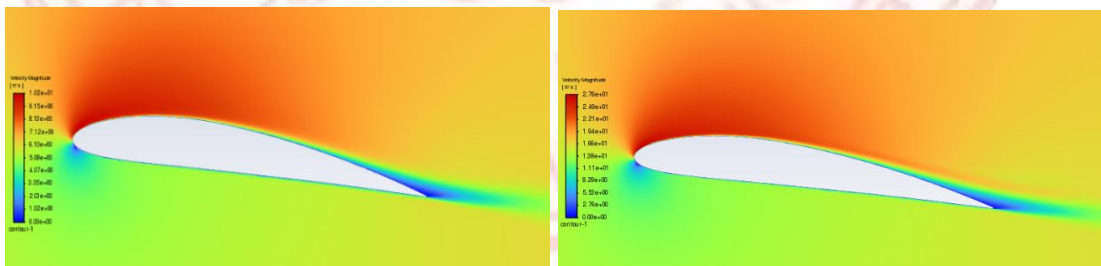
ภาพที่ 4.23 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิภาพความเร็วของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s
มุมที่ 2°



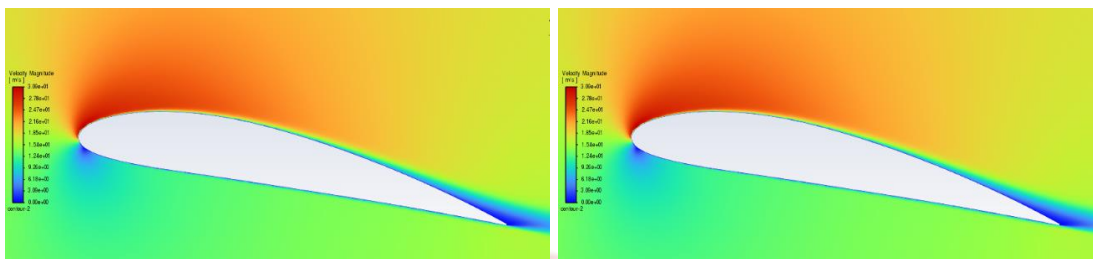
ภาพที่ 4.24 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิภาพความเร็วของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s
มุมที่ 4°



ภาพที่ 4.25 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิภาพความเร็วของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s
มุมที่ 6°

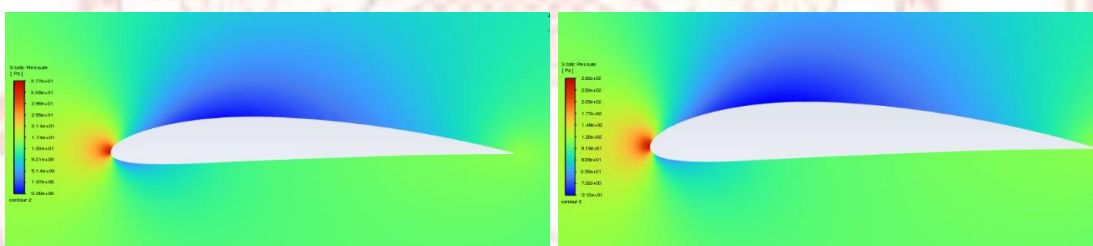


ภาพที่ 4.26 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิภาพความเร็วของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s
มุมที่ 8°

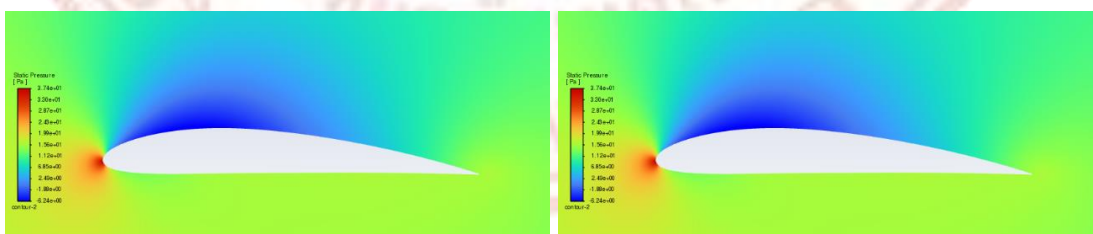


ภาพที่ 4.27 การเกิดร็วี่สัสมประสิทธิความเร็วของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 10°

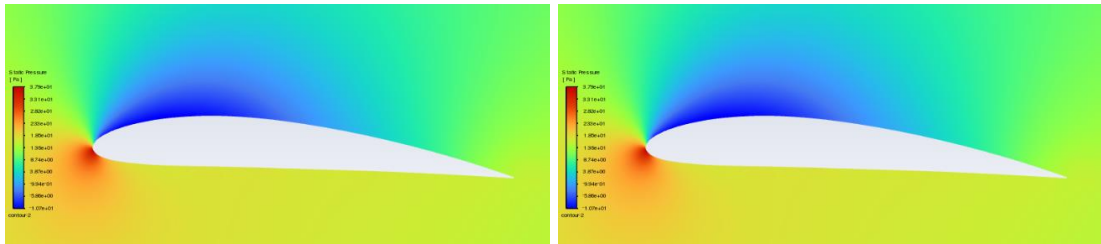
จากภาพของร็วี่สัสมประสิทธิความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะที่ 0° - 10° พบความสัมพันธ์ที่เกิดขึ้น คือ เมื่อบริเวณจุดที่มีค่าสัมประสิทธิความเร็วของแพนอากาศสูงอยู่บริเวณจุดด้านบนของแพนอากาศเมื่อมุมปะทะที่ 10° ความเร็วที่ปลายปีกจะมีความเร็วต่ำ และสังเกตจากภาพแสดงร็วี่สัสมจะพบว่ามุมปะทะสูงขึ้นความเร็วด้านล่างของแพนอากาศมีสัมประสิทธิความเร็วต่ำ โดยเมื่อเปรียบเทียบภาพสัมประสิทธิความเร็วของภาพที่ 4.22-4.27 จะมีจุดสังเกตให้เห็นของร็วี่สัสมที่มีการเปลี่ยนเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเปลี่ยน เนื่องจากความสัมพันธ์ดังกล่าวสามารถสรุปได้ว่าความเร็วของอากาศเปลี่ยนแปลงต่อเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเพิ่มขึ้น



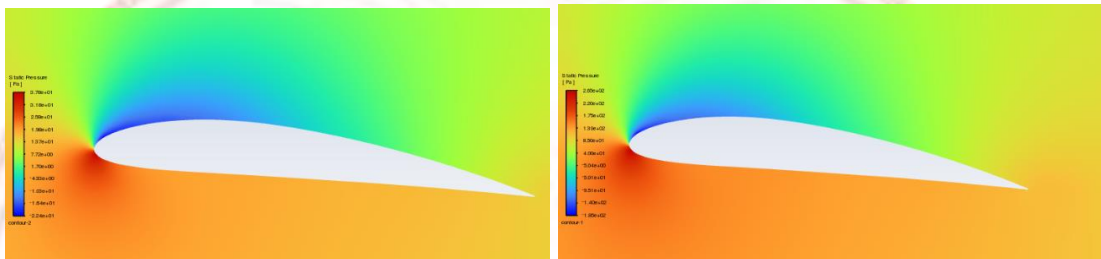
ภาพที่ 4.28 การเกิดร็วี่สัสมประสิทธิความดันของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 0°



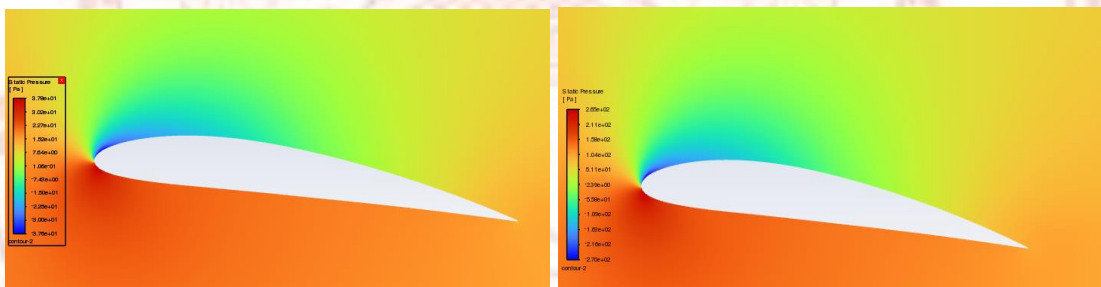
ภาพที่ 4.29 การเกิดร็วี่สัสมประสิทธิความดันของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 2°



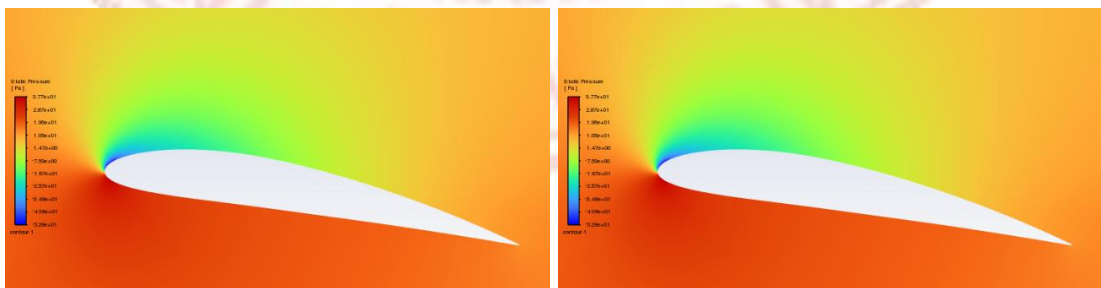
ภาพที่ 4.30 การเกิดรีลีส์สัมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 4°



ภาพที่ 4.31 การเกิดรีลีส์สัมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 6°

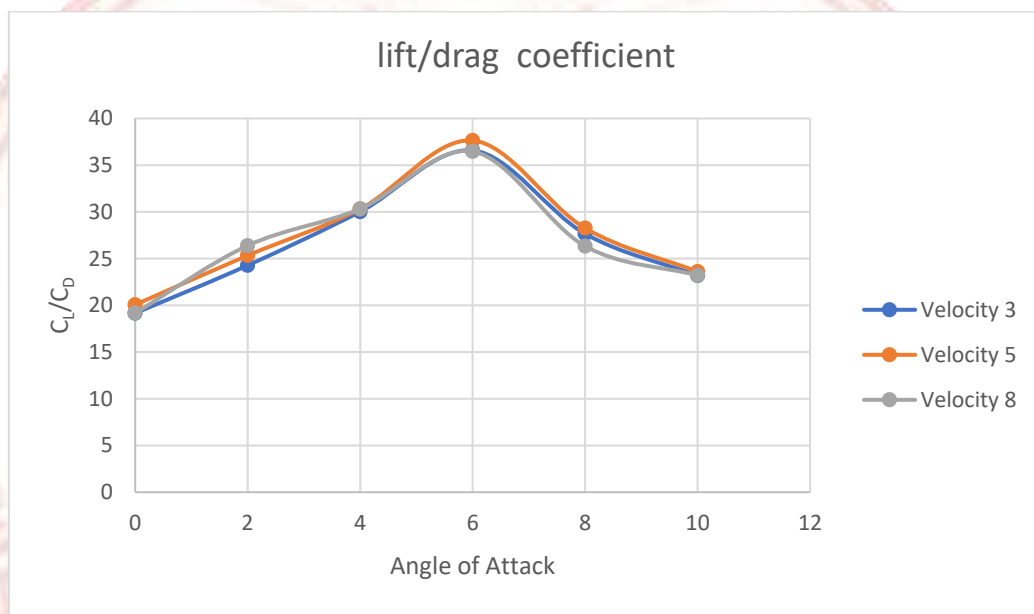


ภาพที่ 4.32 การเกิดรีลีส์สัมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 8°



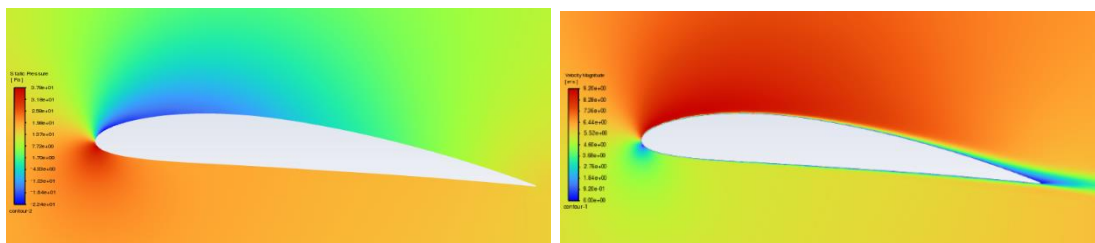
ภาพที่ 4.33 การเกิดรีลีส์สัมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA4412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 10°

จากภาพของรีวิวลสัมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 0° - 10° พบความสัมพันธ์ที่เกิดขึ้น คือ เมื่อบริเวณจุดที่มีค่าสัมประสิทธิ์ความดันในบริเวณจุดด้านบนของแพนอากาศมีสัมประสิทธิ์ความดันต่ำที่มุมปะทะ 0° และสังเกตจากจุดที่มีสัมประสิทธิ์ความดันสูงจะพบว่า อยู่บริเวณด้านล่างของแพนอากาศเมื่อมุมปะทะ 10° โดยเปรียบเทียบภาพสัมประสิทธิ์ความดันของภาพที่ 4.28-4.33 จะมีจุดสังเกตให้เห็นของรีวิวลที่มีการเปลี่ยนเมื่อความดันของอากาศเปลี่ยนเนื่องจากความสัมพันธ์ดังกล่าวสามารถสรุปได้ว่า ความดันของอากาศเปลี่ยนแปลงต่อเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเพิ่มขึ้น

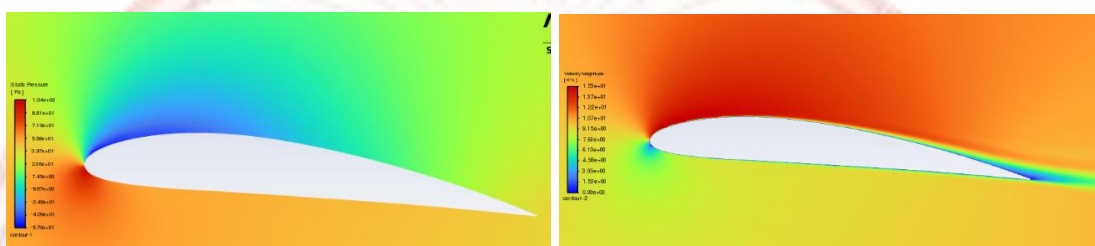


ภาพที่ 4.34 แสดงค่าอัตราสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะของแพนอากาศ NACA4412

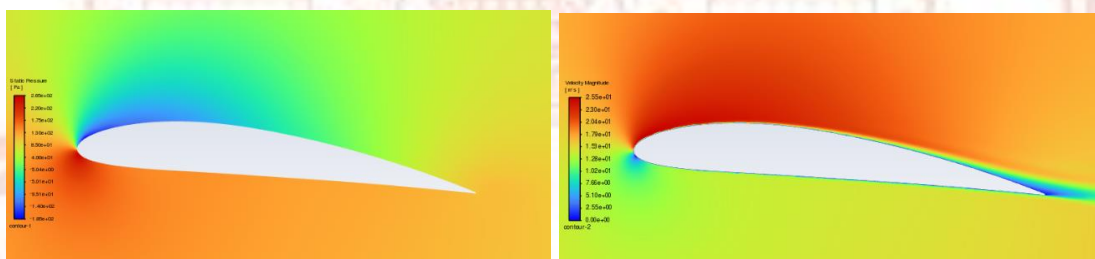
อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน คือ อัตราส่วนความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน จะแสดงถึงผลได้เปรียบเสียเปรียบของสัมประสิทธิ์ที่เกิดขึ้นในมุมปะทะ 0° และความเร็วที่เปลี่ยนแปลง จากภาพที่ 4.34 ผลเฉลยของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ช่วงความเร็ว 3-8 m/s ซึ่งพบว่ากราฟมีแนวโน้มในทิศทางเดียวกันมีช่วงมุมปะทะ 0° - 2° กราฟมีแนวโน้มไปทิศทางเดียวกันที่ระดับแตกต่างกัน โดยเมื่อสังเกตมุมปะทะ 6° จะมีอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ได้เปรียบมากที่สุด



ภาพที่ 4.35 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่ความเร็ว 3 m/s

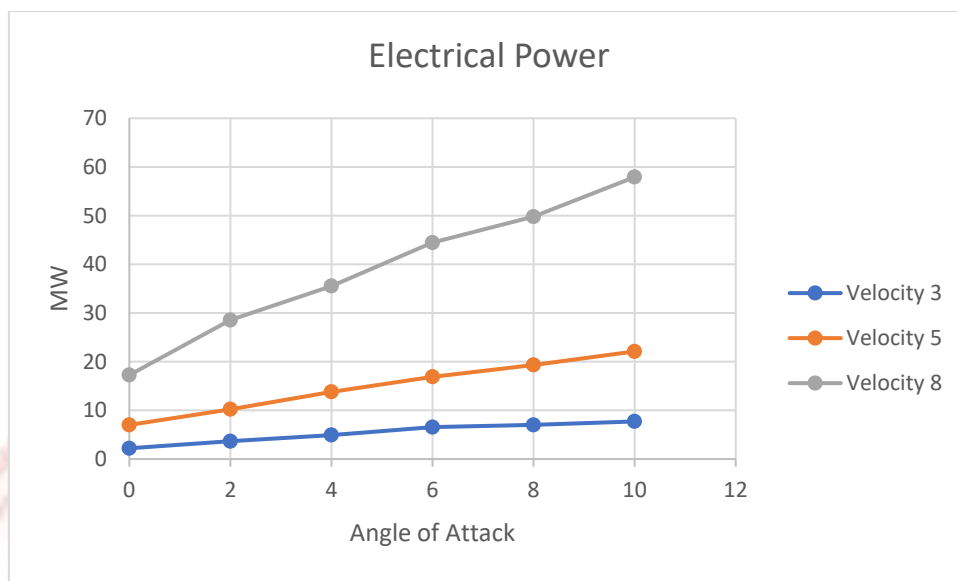


ภาพที่ 4.36 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่ความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ 4.37 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่ความเร็ว 8 m/s

จากภาพที่ 4.35-4.37 แสดงรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 6° ที่ความเร็ว 3, 5, 8 m/s นั้นเป็นมุมปะทะที่มีค่าอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ดีที่สุด ในมุมปะทะที่ทดสอบทั้งหมด ซึ่งในลักษณะของรบกวนความดันที่เกิดขึ้นในมุมปะทะ 6° นั้นจะมีความแตกต่างน้อยกว่ามุมปะทะที่ 10° โดยสังเกตได้จากสีที่เกิดขึ้นบริเวณรอบๆแพนอากาศ



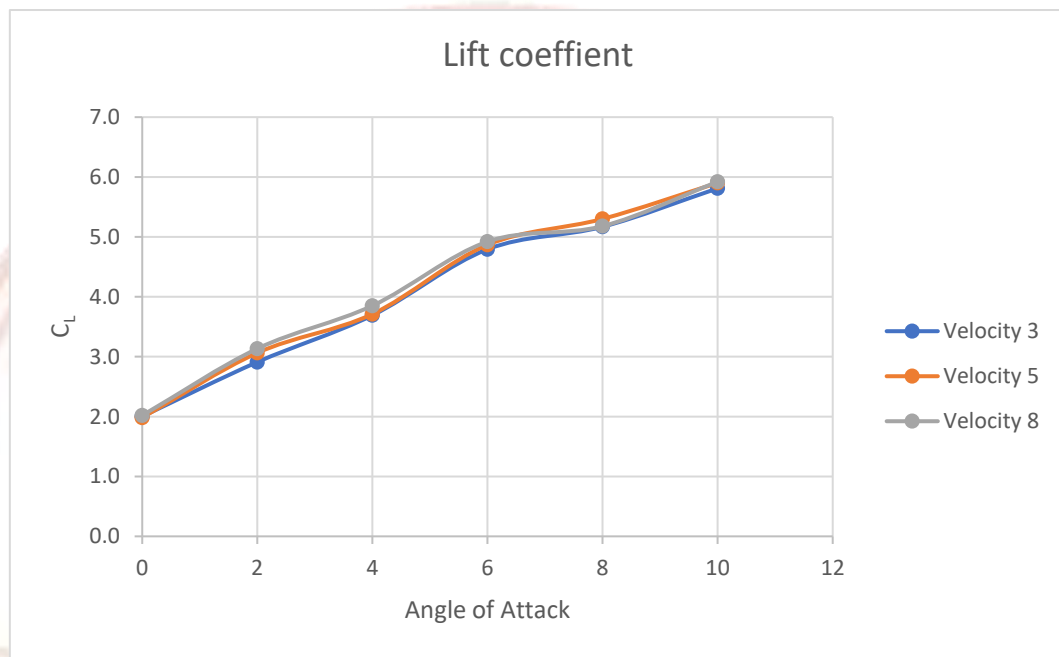
ภาพที่ 4.38 แสดงผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA4412

ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ (Electrical Power) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ ที่เกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.38 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 10° เส้นแนวโน้มของค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ ซึ่งจะค่าต่ำสุดในช่วง 0° และเกิดลักษณะการแกว่งตัวของผลเฉลย ซึ่งเกิดมาจากบริเวณหลังปีกมีแรงยกที่เปลี่ยนแปลงทำให้ผลการคำนวณจากการใช้ซอฟต์แวร์ และจากข้อมูลพบว่ามุมปะทะ 10° เป็นมุมปะทะที่เกิดค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้มากที่สุด

จึงสรุปได้ว่าผลของสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านในแพนอากาศ NACA4412 พบว่ามุมปะทะ 10° จะเกิดสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงที่สุดแต่มุมปะทะที่ 6° ทำให้เกิดความได้เปรียบของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน ด้วยข้อมูลดังกล่าวมุมปะทะ 6° จึงเหมาะที่จะนำไปวิเคราะห์เปรียบเทียบกับแพนอากาศ

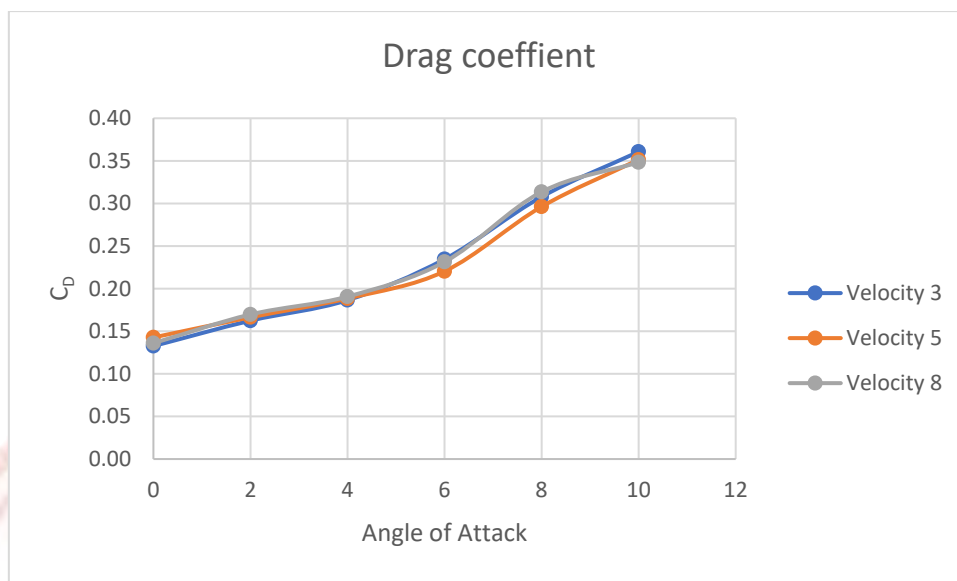
4.3 ผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA6412

ศึกษาผลวิเคราะห์ที่เกิดขึ้นกับแผนอากาศเนื่องจากมีอากาศไหลผ่าน คือ ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient analysis) ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient analysis) ผลวิเคราะห์อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag coefficient analysis)



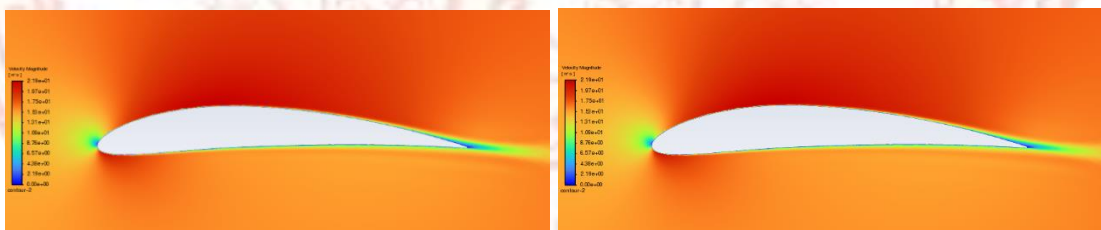
ภาพที่ 4.39 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะแผนอากาศ NACA6412

ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient analysis) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่บ่งบอกแรงยกที่จะเกิดขึ้นกับแผนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.39 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 10° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงยกมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ ซึ่งจะค่าต่ำสุดในช่วง 0° และเกิดลักษณะการแกว่งตัวของผลเฉลย ซึ่งเกิดมาจากบริเวณหลังปีกมีความดันที่เปลี่ยนแปลงทำให้ผลการคำนวณจาก CFD มีการไซด์เวย์ และจากข้อมูลพบว่ามุมปะทะ 10° เป็นมุมปะทะที่เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกที่มากที่สุด

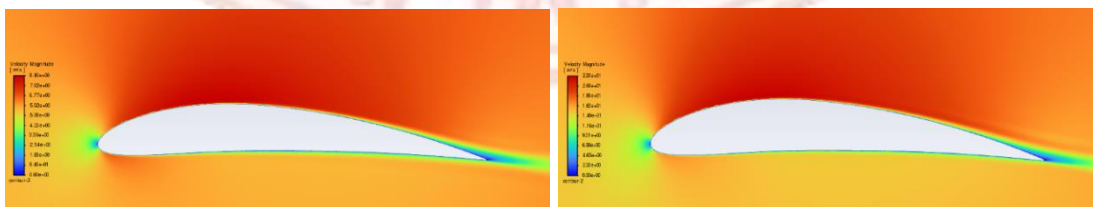


ภาพที่ 4.40 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะแพนอากาศ NACA6412

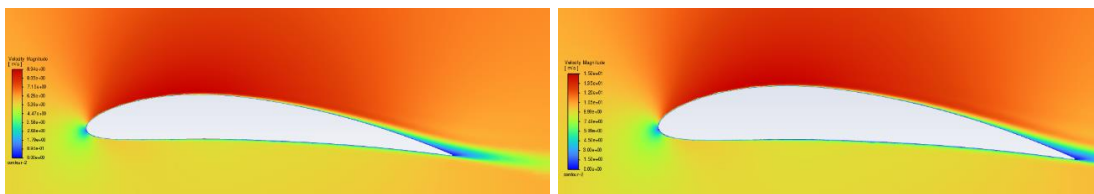
ผลวิเคราะห์สัมประสิทธิ์แรงยก (Drag coefficient analysis) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่บ่งบอกแรงต้านที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.40 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 4° เส้นแนวโน้มของสัมประสิทธิ์แรงต้านมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ แต่ช่วงหลังจากมุมปะทะ 6° เส้นแนวโน้มสัมประสิทธิ์แรงต้านมีความชันเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง โดยเกิดจากมุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงเพิ่มมากขึ้นส่งผลต่อพื้นที่ของแพนอากาศที่ปะทะกับอากาศมีมากขึ้น



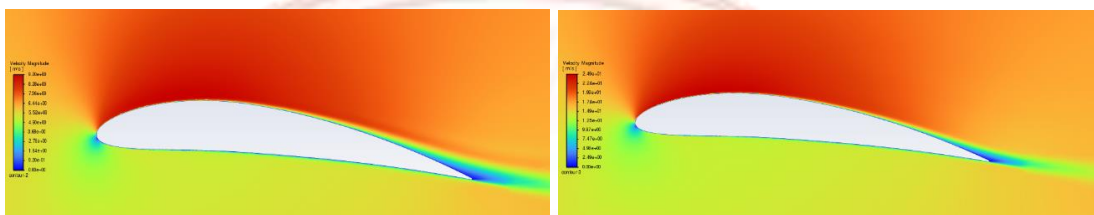
ภาพที่ 4.41 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 0°



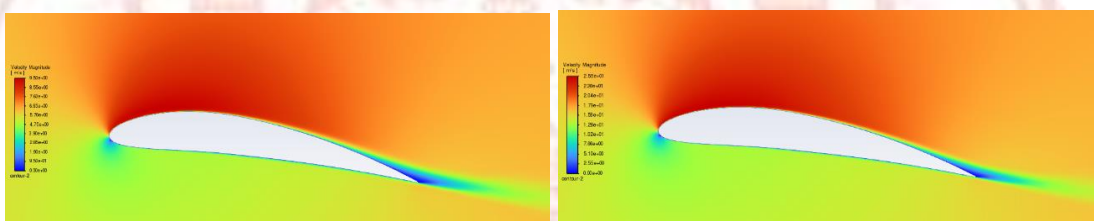
ภาพที่ 4.42 การเกิดรบกวนสัมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 2°



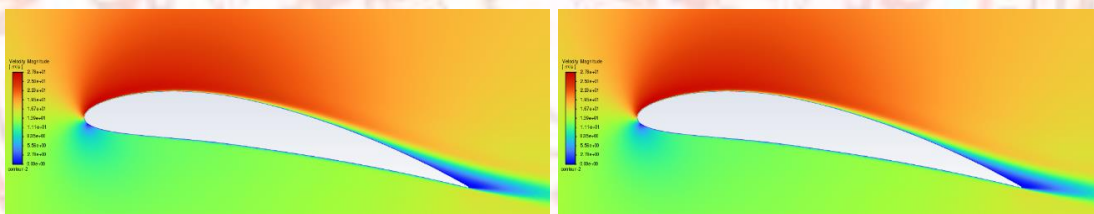
ภาพที่ 4.43 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 4°



ภาพที่ 4.44 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 6°

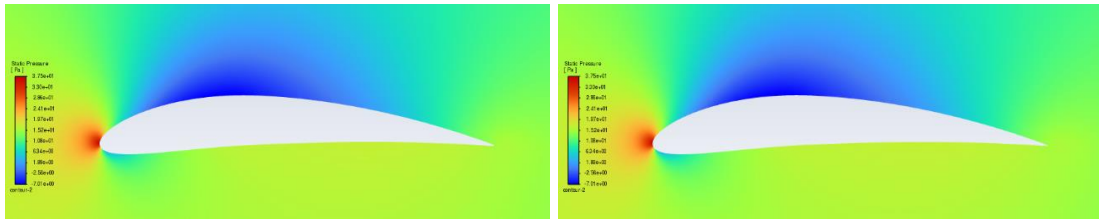


ภาพที่ 4.45 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 8°

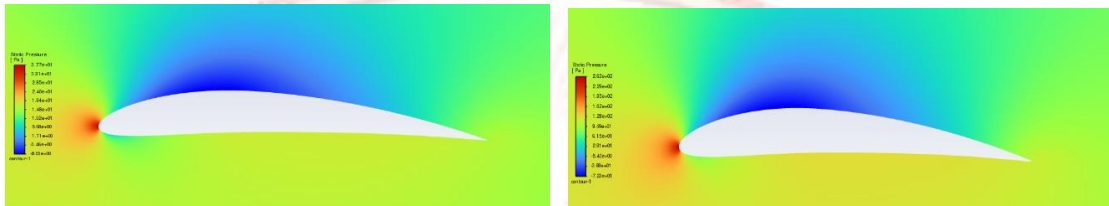


ภาพที่ 4.46 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/s มุมที่ 10°

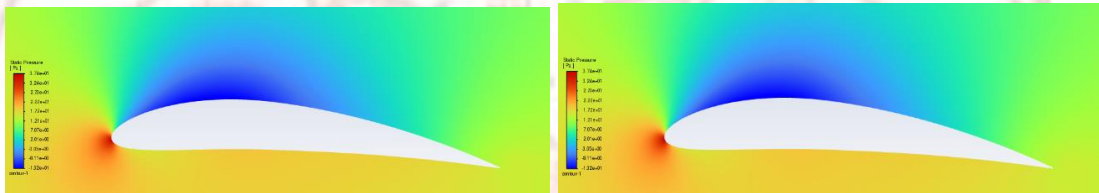
จากภาพของรบกวนสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะที่ 0° - 10° พบความสัสมพันธ์ที่เกิดขึ้น คือ เมื่อบริเวณจุดที่มีค่าสัสมประสิทธิ์ความเร็วของแพนอากาศสูงอยู่บริเวณจุดด้านบนของแพนอากาศเมื่อมุมปะทะที่ 10° ความเร็วที่ปลายปีกจะมีความเร็วต่ำ และสังเกตจากภาพแสดงรบกวนสัสมจะพบว่ามุมปะทะสูงขึ้นความเร็วด้านล่างของแพนอากาศมีสัสมประสิทธิ์ความเร็วต่ำ โดยเมื่อเปรียบเทียบภาพสัสมประสิทธิ์ความเร็วของภาพที่ 4.41-4.46 จะมีจุดสังเกตให้เห็นของรบกวนสัสมที่มีการเปลี่ยนเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเปลี่ยน เนื่องจากความสัสมพันธ์ดังกล่าวสามารถสรุปได้ว่าความเร็วของอากาศเปลี่ยนแปลงต่อเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเพิ่มขึ้น



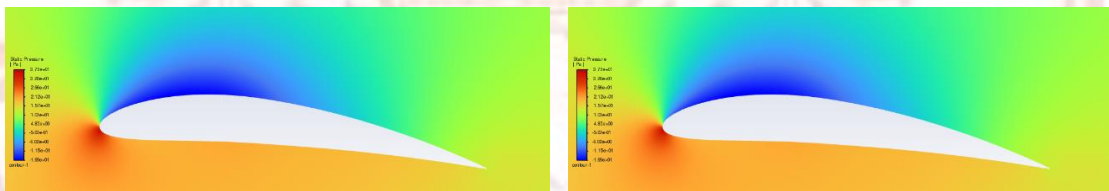
ภาพที่ 4.47 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 0°



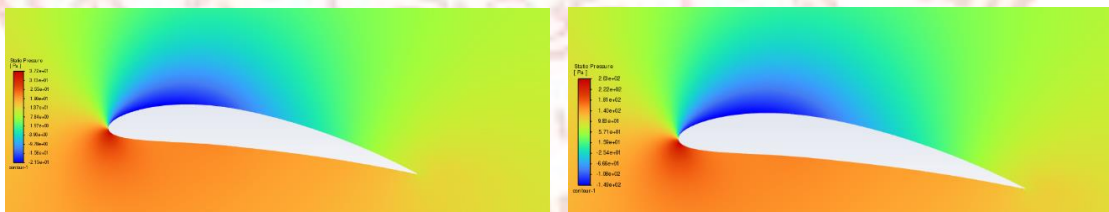
ภาพที่ 4.48 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 2°



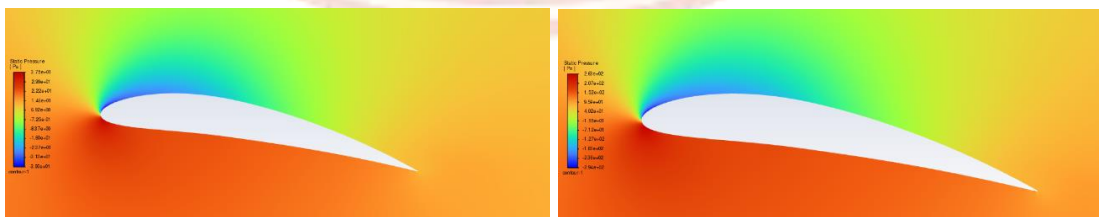
ภาพที่ 4.49 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 4°



ภาพที่ 4.50 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 6°

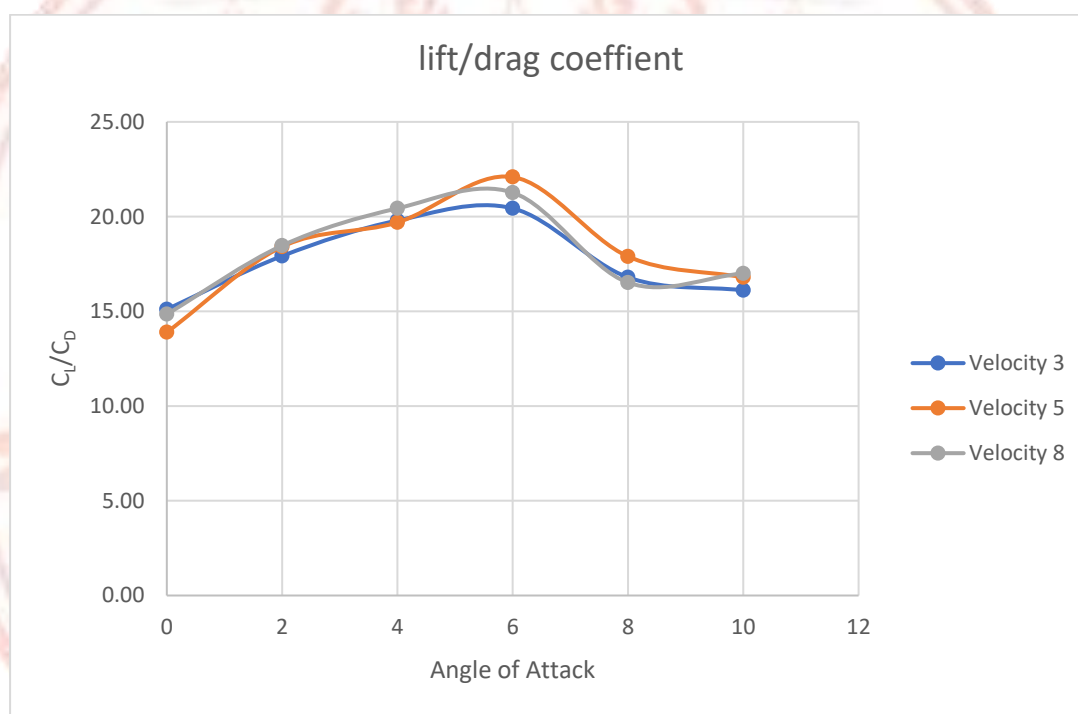


ภาพที่ 4.51 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/sมุมที่ 8°



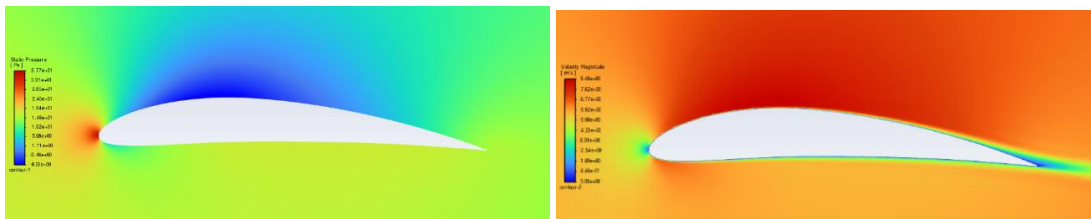
ภาพที่ 4.52 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศNACA6412 ความเร็ว 3,8 m/s
มุมที่ 10°

จากภาพของรวิีสัมประสิทธิ์ความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 0° - 10° พบความสัมพันธ์ที่เกิดขึ้น คือ เมื่อบริเวณจุดที่มีค่าสัมประสิทธิ์ความดันในบริเวณจุดด้านบนของแพนอากาศมีสัมประสิทธิ์ความดันต่ำที่มุมปะทะ 0° และสังเกตจากจุดที่มีสัมประสิทธิ์ความดันสูงจะพบว่า อยู่บริเวณด้านล่างของแพนอากาศเมื่อมุมปะทะ 10° โดยเปรียบเทียบภาพสัมประสิทธิ์ความดันของภาพที่ 4.47-4.52 จะมีจุดสังเกตให้เห็นของรวิีสที่มีการเปลี่ยนเมื่อความดันของอากาศเปลี่ยนเนื่องจากความสัมพันธ์ดังกล่าวสามารถสรุปได้ว่า ความดันของอากาศเปลี่ยนแปลงต่อเมื่อมุมปะทะของแพนอากาศเพิ่มขึ้น

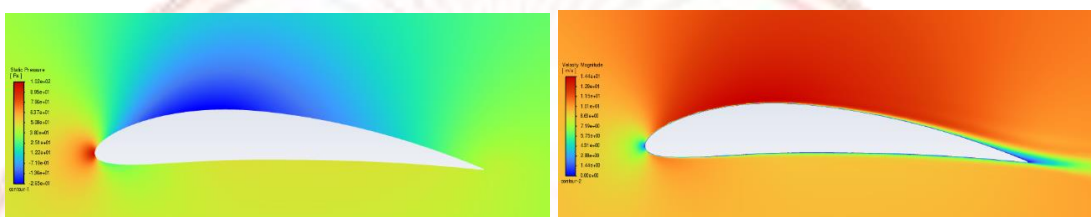


ภาพที่ 4.53 แสดงค่าอัตราสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะของแพนอากาศ NACA6412

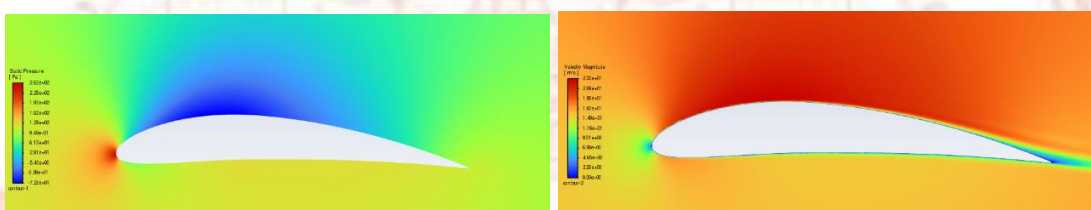
อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน คือ อัตราส่วนความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน จะแสดงถึงผลได้เปรียบเสียเปรียบของสัมประสิทธิ์ที่เกิดขึ้นในมุมปะทะ 0° และความเร็วที่เปลี่ยนแปลง จากภาพที่ 4.53 ผลเฉลยของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ช่วงความเร็ว 3-8 m/s ซึ่งพบว่ากราฟมีแนวโน้มในทิศทางเดียวกันมีช่วงมุมปะทะ 4° - 8° กราฟมีแนวโน้มไปทิศทางเดียวกันที่ระดับแตกต่างกัน โดยเมื่อสังเกตมุมปะทะ 2° จะมีอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ได้เปรียบมากที่สุด



ภาพที่ 4.54 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s

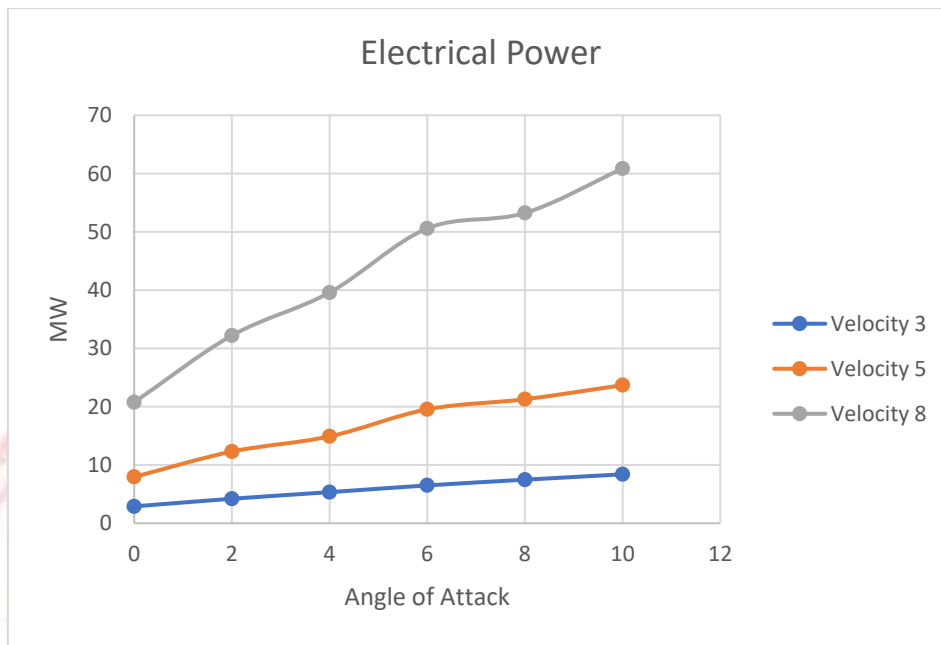


ภาพที่ 4.55 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่ความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ 4.56 การเกิดรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่ความเร็ว 8 m/s

จากภาพที่ 4.54-4.56 แสดงรบกวนสัสมประสิทธิ์ความดันและความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 2° ที่ความเร็ว 3, 5, 8 m/s นั้นเป็นมุมปะทะที่มีค่าอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ดีที่สุดในมุมปะทะที่ทดสอบทั้งหมด ซึ่งในลักษณะของรบกวนสัสมความดันที่เกิดในมุมปะทะ 2° นั้นจะมีความแตกต่างน้อยกว่ามุมปะทะที่ 10° โดยสังเกตได้จากสีที่เกิดขึ้นบริเวณรอบๆแพนอากาศ



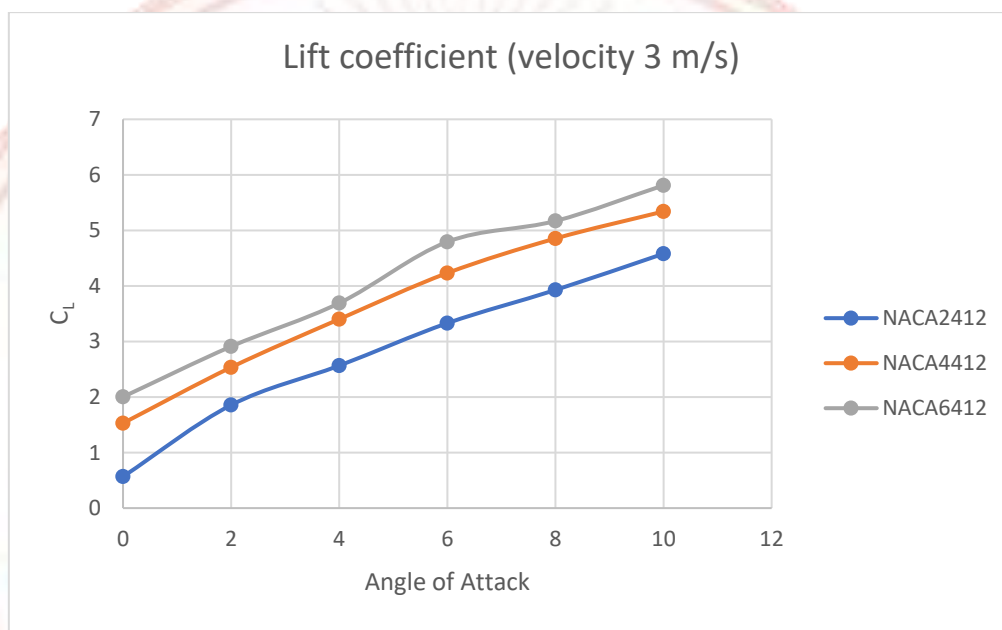
ภาพที่ 4.57 แสดงผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA6412

ผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ (Electrical Power) กับมุมปะทะตั้งแต่ 0° - 10° ซึ่งเป็นค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ ที่จะเกิดขึ้นกับแพนอากาศ จากข้อมูลภาพที่ 4.57 พบว่าช่วงมุมปะทะที่ 0° - 10° เส้นแนวโน้มของค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตมีทิศทางที่เพิ่มขึ้นและใกล้เคียงกันในทุกช่วงความเร็วที่ใช้ทดสอบ ซึ่งจะค่าต่ำสุดในช่วง 0° และเกิดลักษณะการแกว่งตัวของผลเฉลย ซึ่งเกิดมาจากบริเวณหลังปีกมีแรงยกที่เปลี่ยนแปลงทำให้ผลการคำนวณจากการใช้ซอฟต์แวร์ และจากข้อมูลพบว่ามุมปะทะ 10° เป็นมุมปะทะที่เกิดค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้มากที่สุด

จึงสรุปได้ว่าผลของสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านในแพนอากาศ NACA2412 พบว่ามุมปะทะ 10° จะเกิดสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงที่สุดแต่มุมปะทะที่ 6° ทำให้เกิดความได้เปรียบของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน ด้วยข้อมูลดังกล่าวมุมปะทะ 6° จึงเหมาะที่จะนำไปวิเคราะห์เปรียบเทียบกับแพนอากาศ

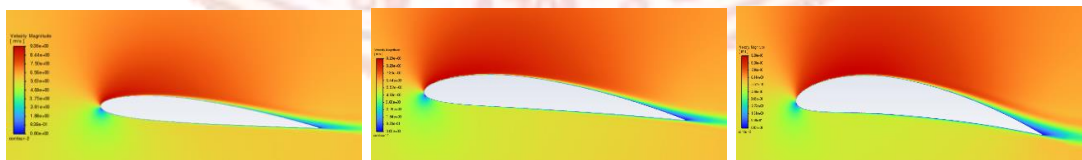
4.3 เปรียบเทียบผลวิเคราะห์ของแผนอากาศ NACA2412, NACA4412 และ NACA6412

เปรียบเทียบผลวิเคราะห์ที่เกิดขึ้นกับแผนอากาศเนื่องจากมีอากาศไหลผ่าน วิเคราะห์ถึงความแตกต่างข้อได้เปรียบเสียเปรียบที่เกิดขึ้นกับสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่เกิดขึ้นกับแผนอากาศทั้งสาม แต่เนื่องด้วยความเร็วที่เปลี่ยนแปลงจะไม่ส่งผลสัมประสิทธิ์ความดันที่เกิดขึ้นจึงนำเสนอการวิเคราะห์ที่ความเร็ว 3 m/s ที่มุมปะทะ 6° ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ให้อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ดีที่สุดของทั้งสามแผนอากาศ



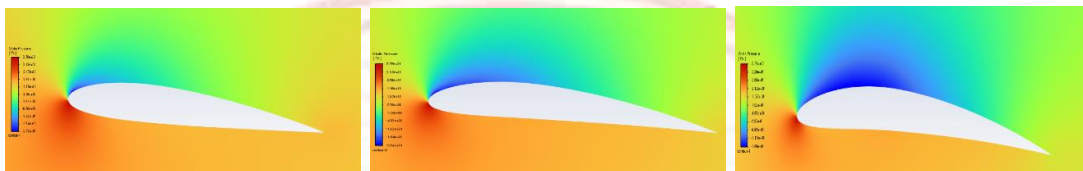
ภาพที่ 4.58 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกของแผนอากาศ NACA4412, NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s

จากภาพที่ 4.58 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะกับสัมประสิทธิ์แรงยก พบว่าเส้นแนวโน้มสัมประสิทธิ์แรงยกโดยรวมของแผนอากาศ NACA 6412 สูงกว่า NACA4412 และ NACA2412 พบว่าแผนอากาศทั้งสามมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่เกิดขึ้นใกล้เคียงกัน



ภาพที่ 4.59 เปรียบเทียบการเกิดรบกวนความเร็วของแผนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s ที่มุมปะทะ 6°

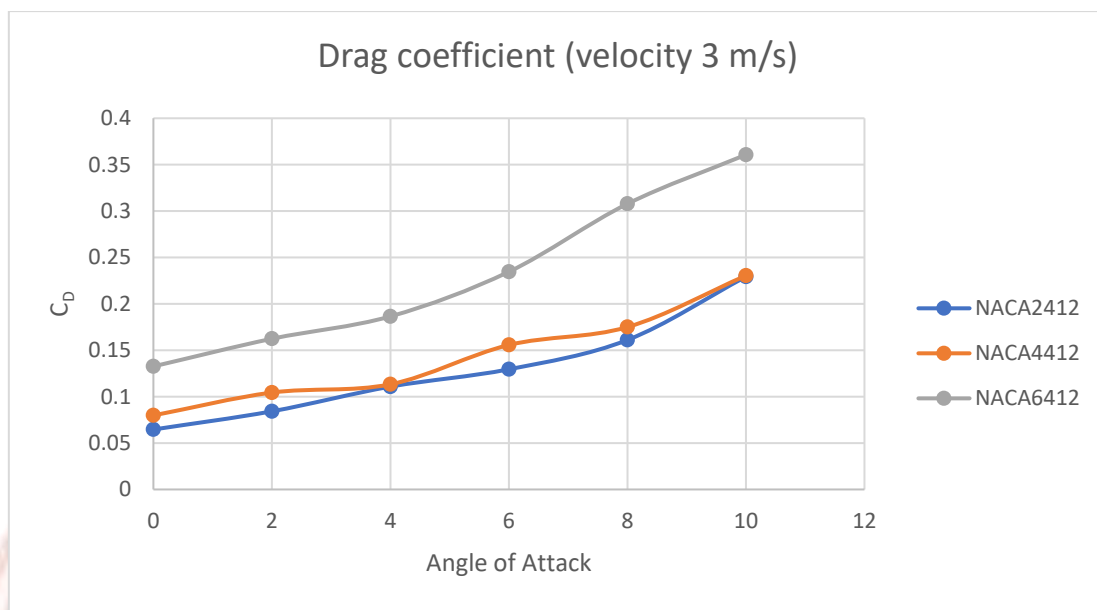
จากภาพแสดงการเปรียบเทียบการเกิดรบกวนของรวมเร็วในแผนอากาศทั้งสองพบว่าแผนอากาศทั้งสองมีตำแหน่งการเกิดรบกวนของความดันต่ำที่ได้แผนอากาศที่ใกล้เคียง แต่เมื่อวิเคราะห์จากความเข้มรบกวนเหนือแผนอากาศ NACA6412 จะสังเกตได้ถึงกลุ่มรบกวนเร็วความต่ำที่เกิดขึ้นเหนือแผนอากาศที่มากกว่าแผนอากาศ NACA4412 และ NACA24412 ซึ่งส่วนท้ายของแผนอากาศจะมีลักษณะรบกวนที่แสดงถึงความเร็วของอากาศที่คล้ายคลึงกัน



ภาพที่ 4.60 เปรียบเทียบการเกิดรบกวนความเร็วของแผนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s ที่มุมปะทะ 6°

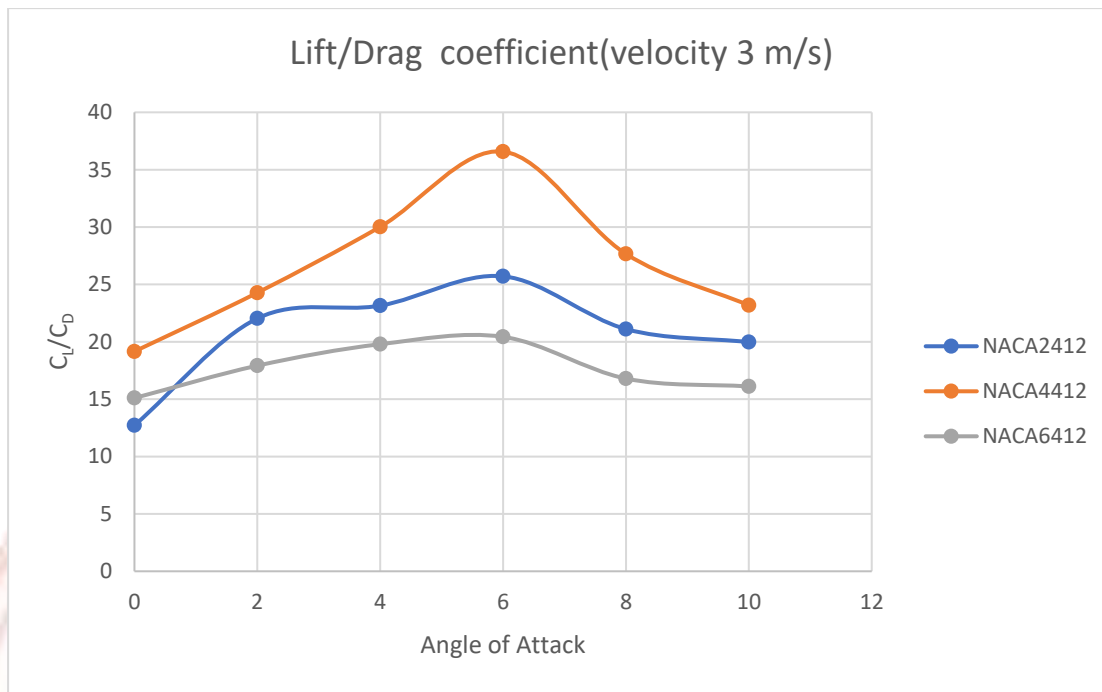
เมื่อเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่เกิดขึ้นรอบแผนอากาศจะทราบถึงรบกวนที่บริเวณเหนือแผนอากาศในส่วนหัว ซึ่งในแผนอากาศ NACA6412 จะสังเกตได้ถึงกลุ่มรบกวนสัมประสิทธิ์ความดันต่ำที่เกิดขึ้นบริเวณเหนือแผนอากาศ NACA4412 และ NACA24412 แต่เมื่อวิเคราะห์ในบริเวณส่วนอื่นๆ ของแผนอากาศพบว่ารบกวนที่เกิดขึ้นของแผนอากาศทั้งสองจะใกล้เคียงกัน

พิจารณาผลเปรียบเทียบแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์ความดันกับตำแหน่งของแผนอากาศ พบว่าส่วนหัวของแผนอากาศ NACA6412 นั้นมีความกว้างของค่าสัมประสิทธิ์ความดันที่มากกว่าแผนอากาศ NACA4412 และ NACA24412 ซึ่งสอดคล้องกับภาพแสดงรบกวนเร็วและความดันและสัมประสิทธิ์ความดันที่เกิดขึ้นของแผนอากาศทั้งสอง ซึ่งการวิเคราะห์รบกวนเร็ว รบกวนความดันและอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านมีความสอดคล้องกับทฤษฎีแรงยก จึงสามารถสรุปได้ว่าแผนอากาศ NACA6412 มีประสิทธิภาพที่มากกว่าเพราะรูปทรงแผนอากาศที่หนาเพิ่มขึ้น ส่งผลให้เกิดความแตกต่างของความดันระหว่างบริเวณเหนือและใต้ของแผนอากาศมากกว่าแผนอากาศ NACA4412 และ NACA24412



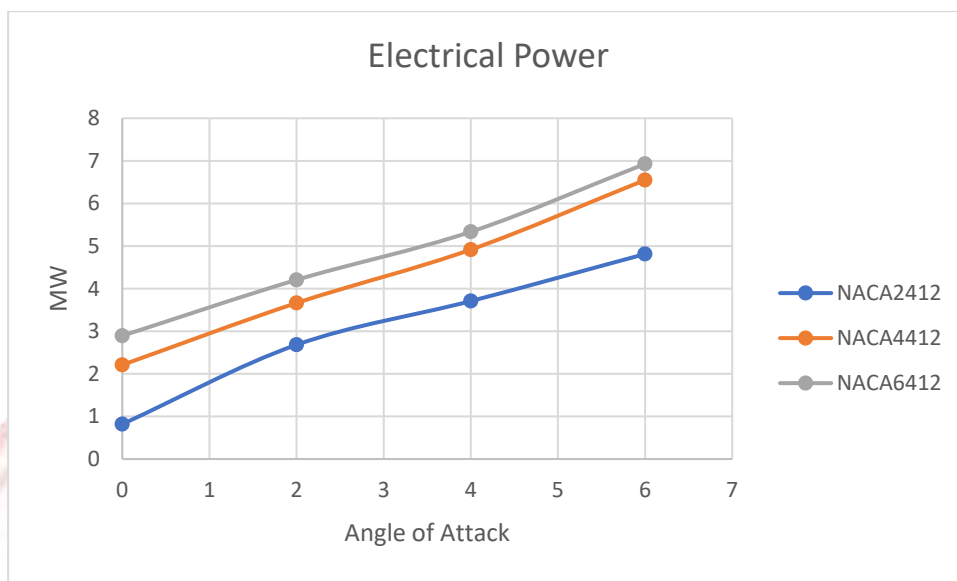
ภาพที่ 4.61 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านของแผนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s

จากกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านและมุมปะทะ พบว่าสัมประสิทธิ์แรงต้านนั้นมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน โดยมุมปะทะช่วง 0 -10 นั้นแผนอากาศ NACA2412 และ NACA4412 มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เคียงกัน แต่แผนอากาศ NACA6412 มีสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงกว่าแผนอากาศทั้งสอง โดยพบว่าหลังมุมปะทะที่ 6° จะเห็นแนวโน้มของกราฟของแผนอากาศ NACA6412 มีระดับความชันที่เพิ่มมากยิ่งขึ้น



ภาพที่ 4.62 เปรียบเทียบอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s

กราฟแสดงการเปรียบเทียบอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศทั้งสอง ซึ่งมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันตลอดทั้งกราฟ โดยแพนอากาศ NACA4412 นั้นให้ค่าของอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ได้เปรียบกว่าแพนอากาศ NACA2412 และ NACA6412 โดยสังเกตกราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่เกิดขึ้นในแพนอากาศ NACA4412 มากกว่า และสอดคล้องกับกราฟ สัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะ 6° มีค่าใกล้เคียงกัน จึงส่งผลให้แพนอากาศ NACA4412 นั้นมีประสิทธิภาพของแรงยกดีกว่าเมื่อเทียบกับผลเสียที่ได้จากแรงต้านที่เกิดขึ้น



ภาพที่ 4.57 แสดงผลวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 ที่ความเร็ว 3 m/s มุมปะทะที่ 6°

จากภาพที่ 4.57 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะที่ 6° กับความเร็ว 3 m/s พบว่าเส้นแนวโน้มค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ของแพนอากาศ NACA 6412 สูงกว่า NACA4412 และ NACA2412 สาเหตุจากการคิดหาค่าพลังงานไฟฟ้านั้นได้นำค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ มาใช้ในการคำนวณโดยที่พื้นที่ของกวาดของใบพัดกังหันลมเท่ากันมีค่าเท่ากับ 4657 ตารางเมตร มีเส้นผ่านศูนย์กลาง 77 เมตร ใช้ความเร็วรอบ 11-18 รอบต่อนาที ทั้งสามแพนอากาศ นั้นค่าพลังงานไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้กับมุมปะทะแพนอากาศ NACA 6412 จึงสูงกว่า NACA4412 และ NACA2412

จากข้อมูลดังกล่าวจึงจะสามารถสรุปได้ว่าแพนอากาศทั้งสามนั้นจะมีมุมปะทะที่ดีโดยเปรียบเทียบจากสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ 6° ซึ่งในมุมปะทะ 6° นั้น แพนอากาศ NACA4412 จะให้ความได้เปรียบของอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่ดีกว่าเหตุผลที่เลือก NACA 4412 แทน NACA 6412 แพนอากาศ NACA 4412 จะมีแรงต้านต่ำกว่า NACA 6412 ในการหมุนในสภาพลมทั่วไป ซึ่งสำคัญในการผลิตพลังงานจากกังหันลมที่ต้องการประสิทธิภาพสูงสุดในสภาวะลมที่แปรปรวน การทำงานในความเร็วลมต่ำถึงปานกลาง แพนอากาศ NACA 4412 เหมาะสมกับการใช้งานในความเร็วลมที่แตกต่างกัน และไม่เกิดการสั่นไหวง่าย ทำให้มันเหมาะสำหรับการใช้งานในกังหันลมที่ต้องการความเสถียรในการทำงาน แพนอากาศ NACA 4412 มีเสถียรภาพสูงและสามารถใช้งานได้ดีในสภาวะที่ลมมีความผันผวนหรือไม่คงที่ ซึ่งเป็นสิ่งสำคัญสำหรับกังหันลมที่ต้องการการผลิตพลังงานที่มีประสิทธิภาพในระยะยาว

บทที่ 5

สรุป และข้อเสนอแนะ

5.1 สรุป (Conclusion)

งานวิจัยนี้นำเสนอการเปรียบเทียบประสิทธิภาพของแพนอากาศ NACA 2412 NACA 4412 และ NACA 6412 เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบสร้างปีกกังหันลมเพื่อใช้ผลิตกำลังไฟฟ้า ด้วยการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ในกรณีไหลผ่านแพนอากาศโดยใช้แบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ (CFD) โดยทั้งสามจะถูกทดสอบในขอบเขตการคำนวณ (Boundary conditions) และเมช (Mesh) เดียวกัน ซึ่งจะสามารถเปรียบเทียบประสิทธิภาพได้อย่างชัดเจน โดยมีเงื่อนไขการทดสอบที่มุมปะทะ 0° , 2° , 4° , 6° , 8° และ 10° ด้วยความเร็ว 3, 5, และ 8 m/s ด้วยสมการความปั่นป่วน Realizable k- ϵ โดยโปรแกรม Ansys Fluent Version 2020R1 เพื่อวิเคราะห์ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient : C_L) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient : C_D) สัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag coefficient : C_L/C_D) และวิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ (Electrical Power) โดยมีการคำนวณจากค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient : C_L) ความเร็วของลม 3, 5, และ 8 m/s และพื้นที่กวาดของกังหันลมที่ 4,657 ตารางเมตร มีเส้นผ่านศูนย์กลางของปีกกังหันลม 77 เมตร มีความเร็วรอบ 11 – 18 รอบต่อนาที

จากการทดสอบพบว่า แพนอากาศทั้งสามมีเส้นแนวโน้มการเพิ่มขึ้นและลดของสัมประสิทธิ์แรงยกไปทิศทางเดียวกัน โดยรูปทรงแพนอากาศ NACA4412 จะมีผลทดสอบที่มีประสิทธิภาพดีกว่าแพนอากาศ NACA2412 และ NACA6412 ในมุมปะทะ 0° , 2° , 4° , 6° , 8° และ 10° โดยใช้ความเร็ว 3, 5 และ 8 m/s แต่ในมุมปะทะ 6° ความเร็วลมที่ 3 m/s มีการเกิดสัมประสิทธิ์แรงยกที่ใกล้เคียงกัน อย่างไรก็ตามเมื่อเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน และรู้สึความเร็วกับรู้สึความดันที่เหนือและใต้แพนอากาศ จะเห็นว่าแพนอากาศ NACA4412 มีระดับความดันแตกต่างที่มากกว่า จึงทำให้แพนอากาศ NACA4412 นั้นมีสัมประสิทธิ์แรงยกที่ดีกว่าแพนอากาศ NACA6412 และ NACA2412 เมื่อกล่าวถึงแรงปะทะที่เกิดขึ้นระหว่างอากาศกับแพนอากาศจะวิเคราะห์ได้จากสัมประสิทธิ์แรงต้าน พบว่าแพนอากาศทั้งสามมีแนวโน้มของผลทดสอบที่เพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง โดยรูปทรงแพนอากาศ NACA6412 จะมีแรงต้านของอากาศที่สูงกว่าแพนอากาศ NACA4412 และ NACA2412 เมื่อองศาของมุมปะทะเพิ่มขึ้นในช่วงมุมปะทะ 0° , 2° และ 4° พบว่าแพนอากาศทั้งสามมีประสิทธิภาพใกล้เคียงกันและเมื่อนำมุมปะทะที่ 6° ความเร็ว 3 m/s ทั้งสามแพนอากาศมาเปรียบเทียบอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศ NACA2412 NACA4412 และ NACA6412 พบว่าแพนอากาศ NACA4412 มีอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านดีกว่า NACA2412 และ NACA6412 ที่มีอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่น้อย และเมื่อทดสอบโดยการเพิ่มความเร็วของอากาศ จะส่งผลให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ ทั้งสองนั้นมีผลทดสอบที่

ใกล้เคียงกันมาก แต่ผลทดสอบของอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านจะมีผลทดสอบที่เพิ่มแปรผันตามความเร็วของอากาศและการทดลองได้นำผลการคำนวณอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านที่สูงพบว่าแพนอากาศ NACA4412 มุมปะทะที่ 6° และความเร็ว 3 m/s มาคำนวณหาค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ โดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ความเร็วของลม 3 m/s และพื้นที่กวาดของกังหันลมที่ 4,657 ตารางเมตร มีเส้นผ่านศูนย์กลางของปีกกันหันลม 77 เมตร มีความเร็วรอบ 11 – 18 รอบต่อนาที ได้กำลังไฟฟ้า 6.5 เมกะวัตต์

จากการเปรียบเทียบของแพนอากาศทั้งสามจะพบว่ารูปทรงของแพนอากาศ NACA4412 รูปทรงของแพนอากาศทั้งสามมีความคล้ายคลึงกันมาก จะมีความแตกต่างที่ระยะแคมเบอร์ของแพนอากาศจากการออกแบบนี้จึงส่งผลให้ประสิทธิภาพการสร้างแรงยกและลดแรงต้านที่เกิดขึ้นกับแรงปะทะกับอากาศได้ดีกว่า เมื่อความเร็วลมของอากาศต่ำและจากข้อมูลเปรียบเทียบนี้จึงสามารถสรุปได้ว่ารูปทรงแพนอากาศ NACA4412 เหมาะสมที่จะนำไปเลือกใช้ในการศึกษาและออกแบบใบพัดกังหันลมที่ความเร็วลมต่ำ

บรรณานุกรม

- Arifujjaman, M., Iqbal, M. T., & Quaicoe, J. E. (2009). **Analysis of conversion losses in grid connected small wind turbine systems.** *The Open Renewable Energy Journal*, 2(1), 59-69.
- Yilmaz, M., Köten, H., Çetinkaya, E., & Coşar, Z. (2018). **A comparative CFD analysis of NACA0012 and NACA4412 airfoils.** *Journal of Energy Systems*, 2(4), 145-159.
- Elger, D. F., LeBret, B. A., Crowe, C. T., & Roberson, J. A. (2020). **Engineering fluid mechanics.** John Wiley & Sons.
- Qu, Q., Jia, X., Wang, W., Liu, P., & Agarwal, R. K. (2014). **Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in dynamic ground effect.** *Aerospace Science and Technology*, 38, 56-63.
- Khalid, M. H. (2022). **CFD Analysis of NACA 0012 Aerofoil to Investigate the Effect of Increasing Angle of Attack on Coefficient of Lift and Coefficient of Drag.** *Journal of Studies in Science and Engineering*, 2(1), 74-86.
- Haque, M. N., Ali, M., & Ara, I. (2015). **Experimental investigation on the performance of NACA 4412 aerofoil with curved leading edge planform.** *Procedia Engineering*, 105, 232-240.
- เดชะอำไพ, ป., **พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์และไฟไนวอลลุ่ม.** 2ed. 2010 ศูนย์หนังสือจุฬา
- พินิจ สังข์ ทอง. **การวิเคราะห์ประสิทธิภาพในกังหันลมผลิตไฟฟ้าขนาด 1.5 เมกะวัตต์ ด้วยโปรแกรมพลศาสตร์ของไหล (Doctoral dissertation), มหาวิทยาลัย เทคโนโลยี ราช มงคล ธัญบุรี. คณะ วิศวกรรมศาสตร์. สาขา วิชา วิศวกรรม เครื่องกล).**

ทศพร สุนทรเภสัช. (2557). พลศาสตร์พื้นฐานของแพนอากาศ. พัฒนาเทคนิคศึกษา, 27(92), 17-22.

ธัญบุรณ์ ถาวรธรรม. (2560), การศึกษาแบบจำลองพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่าน
ทรงกระบอกตันแบบ 2 มิติ ด้วยเทคนิคพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ. วารสารวิจัยราช
ภัฏพระนคร สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี, 12(1), 38-50

จารุวัตร เจริญสุข. (2561). พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและการประยุกต์ในงานวิศวกรรม
Computational Fluid Dynamics and its Applications in Engineering
Problems. (พิมพ์ครั้งที่ 1)





ภาคผนวก ก

ตารางทดสอบแพนอากาศ NACA2412

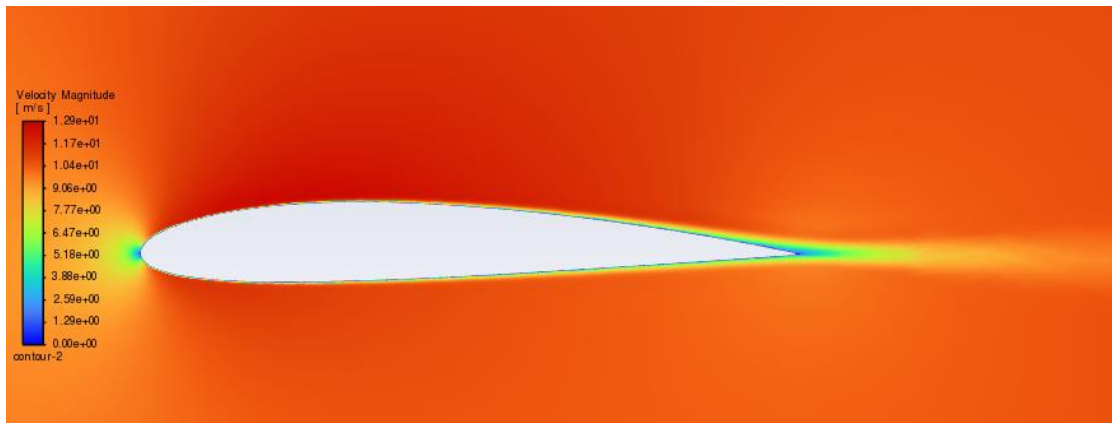
ตาราง ก.1 ผลทดสอบสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและสัมประสิทธิ์ร้งยกต่อแรงต้านผล
วิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ของแพนอากาศ NACA2412

AOA	Velocity	RE	k-epsilon RAE L		Cl/Cd	Electric Power (MW)
			lift coeff	drag coeff		
0	3	30000	0.5672	0.0446	12.71749	0.819808
	5	50000	1.0534	0.0715	14.73287	4.229285
	8	80000	0.8585	0.0761	11.28121	8.823765
2	3	30000	1.8554	0.0842	22.03563	2.681722
	5	50000	1.73331	0.0878	19.7416	6.959058
	8	80000	2.0347	0.0629	32.34817	20.91289
4	3	30000	2.5654	0.1108	23.15343	3.707928
	5	50000	2.4320	0.1132	21.48410	9.764213
	8	80000	2.4244	0.1071	22.63679	24.91827
6	3	30000	3.3295	0.1295	25.71042	4.812328
	5	50000	3.3759	0.1218	27.71675	13.55387
	8	80000	3.4421	0.1159	29.69888	35.37831
8	3	30000	3.5271	0.2271	15.53104	5.097931
	5	50000	4.0844	0.1660	24.60482	16.39842
	8	80000	4.0440	0.1621	24.94756	41.56471
10	3	30000	4.5801	0.2393	19.13957	6.61985
	5	50000	4.7777	0.2058	23.21526	19.18194
	8	80000	4.7697	0.2195	21.72984	49.02354

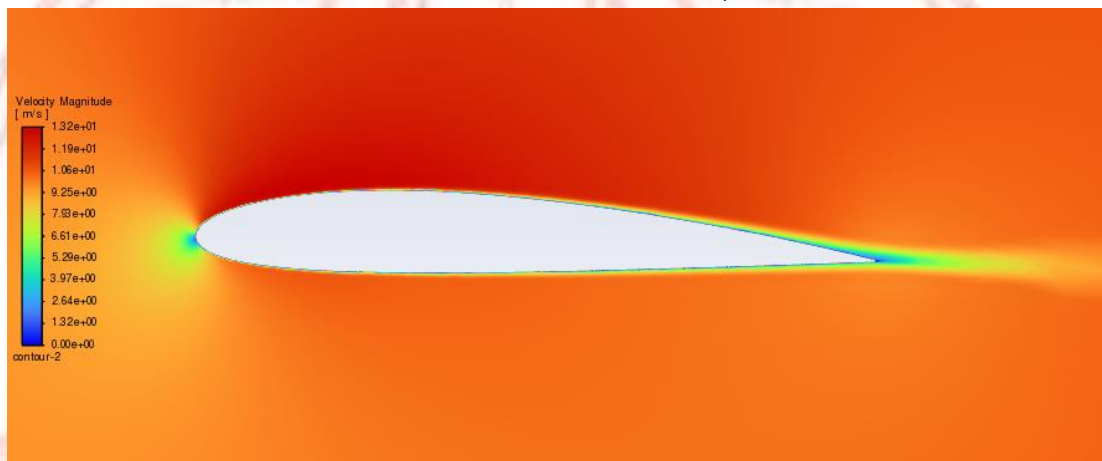


ภาคผนวก ข

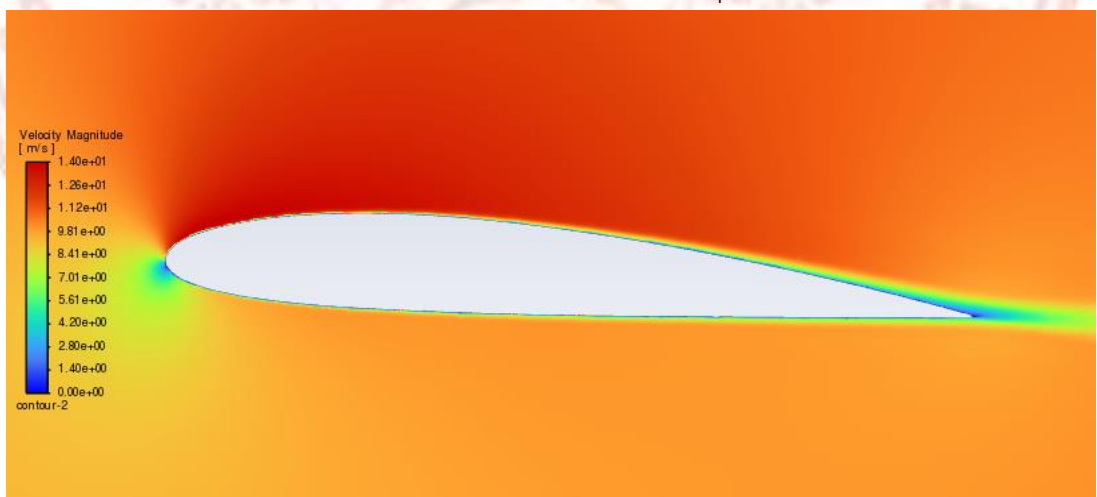
ภาพวีรสีสัมพันธ์ความเร็วแพนอากาศ NACA2412



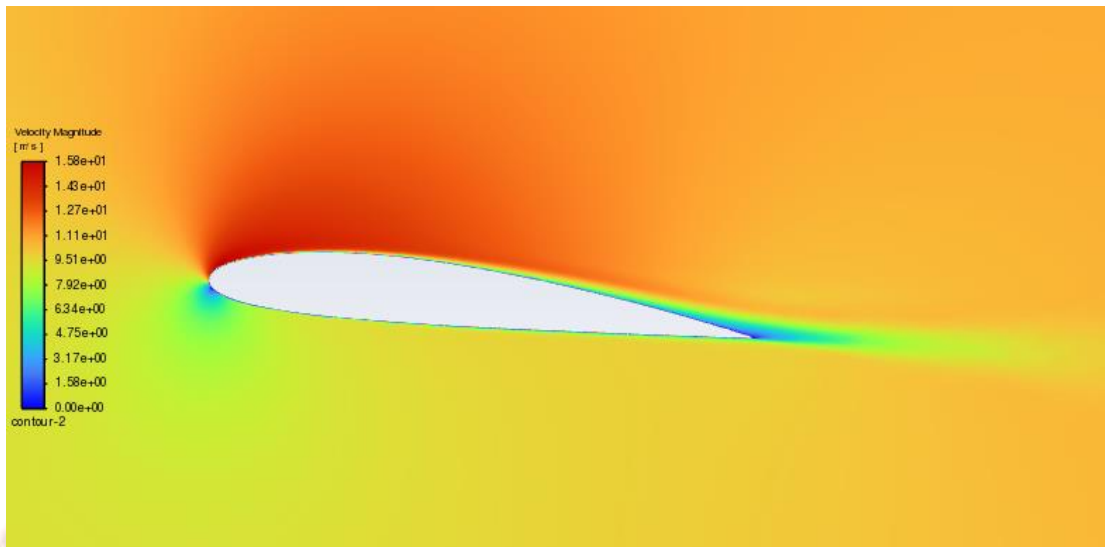
ภาพที่ ข.1 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s



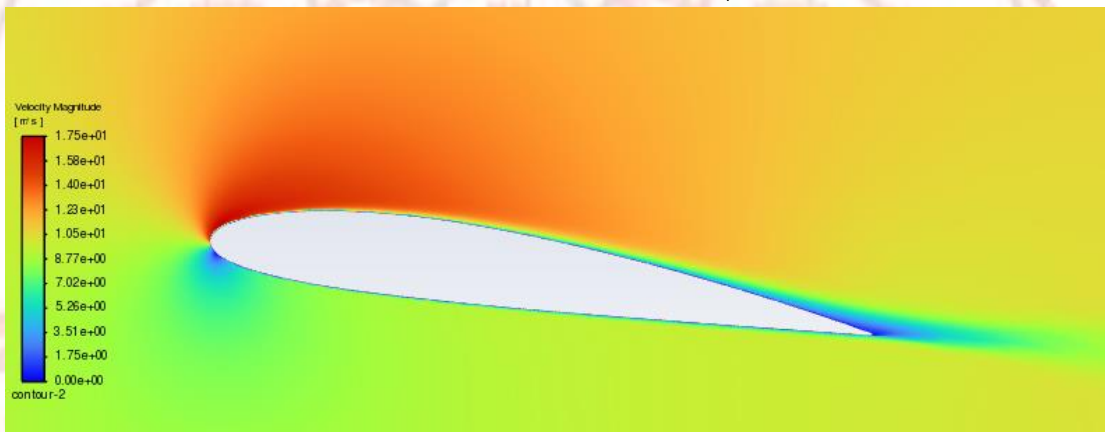
ภาพที่ ข.2 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s



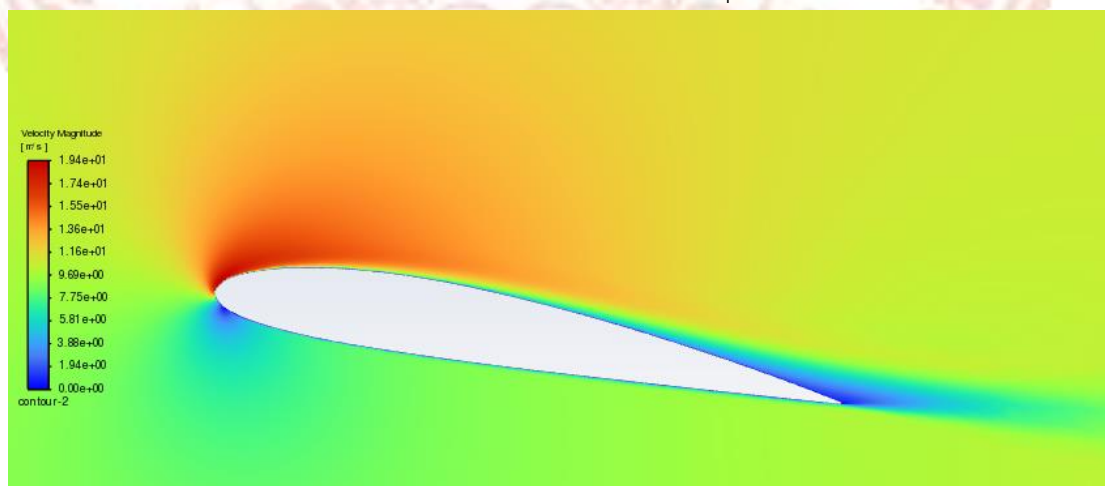
ภาพที่ ข.3 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ข.4 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s

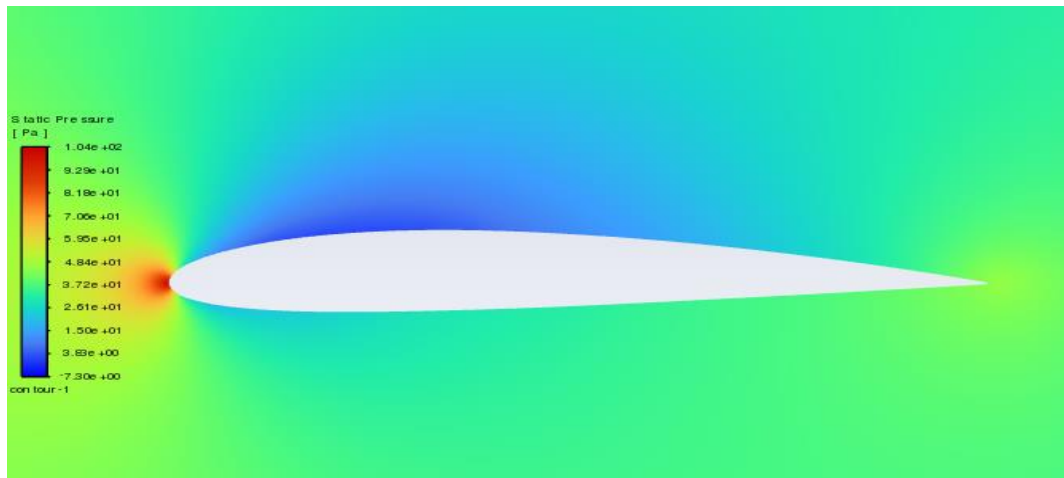


ภาพที่ ข.5 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s

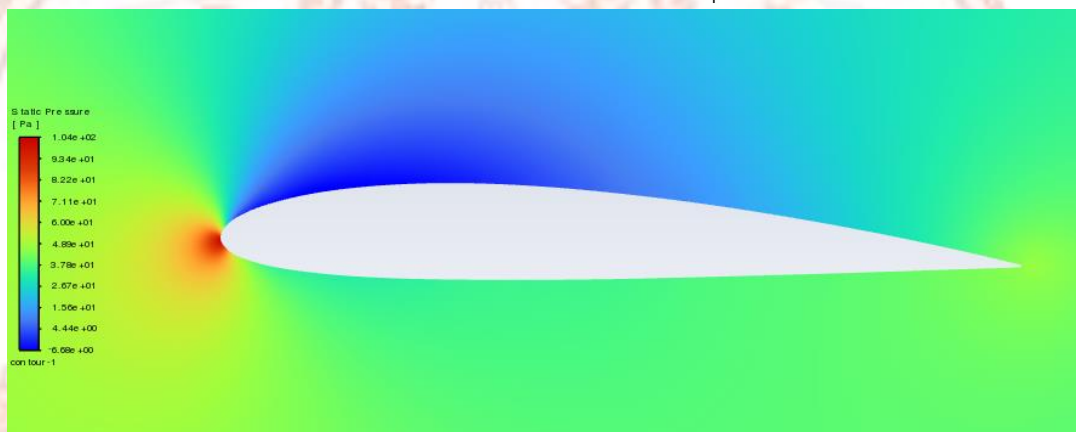


ภาพที่ ข.6 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s

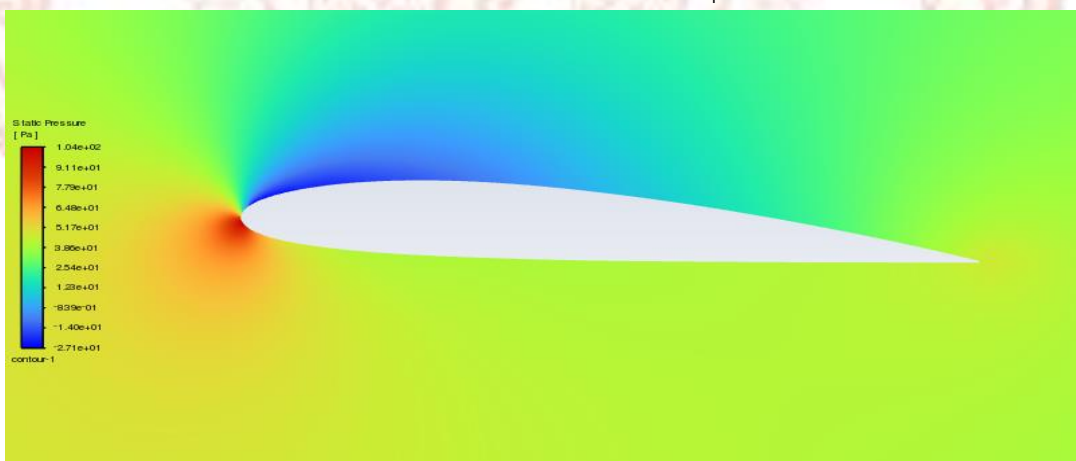




ภาพที่ ค.1 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ค.2 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s



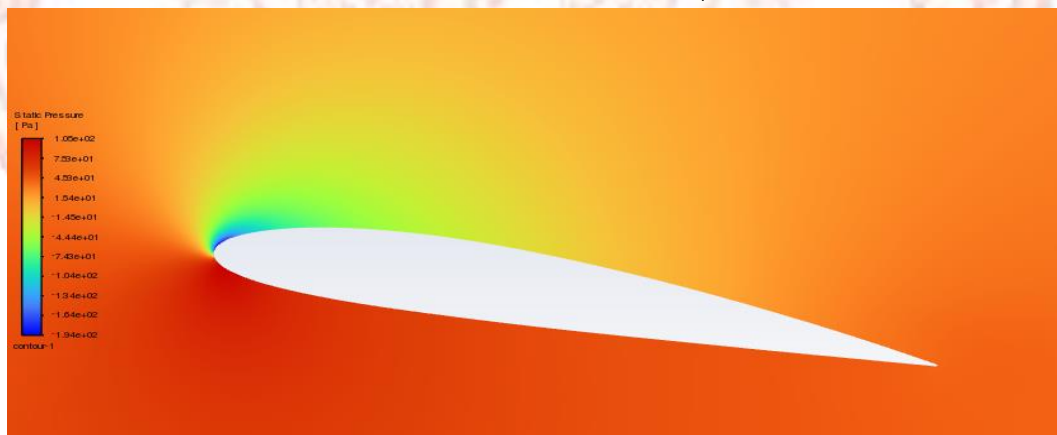
ภาพที่ ค.3 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ค.4 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ค.5 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ค.6 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA2412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s



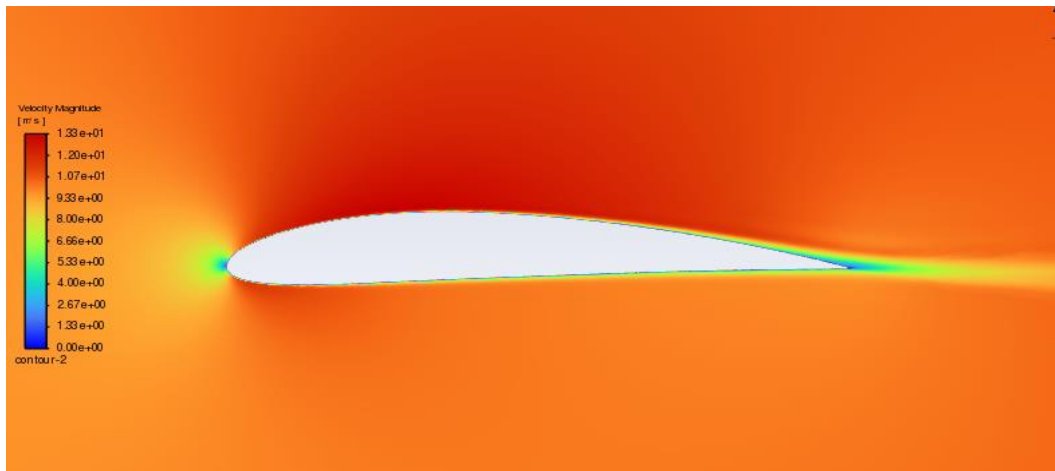
ตาราง ง.1 ผลทดสอบสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านผล
วิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ของแพนอากาศ NACA4412

AOA	Velocity	RE	k-epsilon RAE L		Cl/Cd	Electric Power (MW)
			lift coeff	drag coeff		
0	3	30000	1.5289	0.0798	19.15914	2.209812
	5	50000	1.7453	0.0869	20.0840	7.007188
	8	80000	1.6783	0.0875	19.1805	17.24977
2	3	30000	2.5347	0.1044	24.27873	3.663555
	5	50000	2.5437	0.1004	25.335657	10.21268
	8	80000	2.7765	0.1052	26.392585	28.5372
4	3	30000	3.4016	0.1133	30.0229	4.916538
	5	50000	3.4376	0.1134	30.3139	13.80159
	8	80000	3.4572	0.114	30.326315	35.53351
6	3	30000	4.5324	0.1157	39.17372	6.550952
	5	50000	4.2080	0.1118	37.638640	16.89466
	8	80000	4.326	0.1186	36.475548	44.46314
8	3	30000	4.8541	0.1755	27.65868	7.015924
	5	50000	4.8128	0.1703	28.260716	19.32286
	8	80000	4.8431	0.1839	26.335508	49.77796
10	3	30000	5.3412	0.2304	23.182291	7.719959
	5	50000	5.5050	0.2332	23.606300	22.10197
	8	80000	5.6351	0.2428	23.208814	57.91823

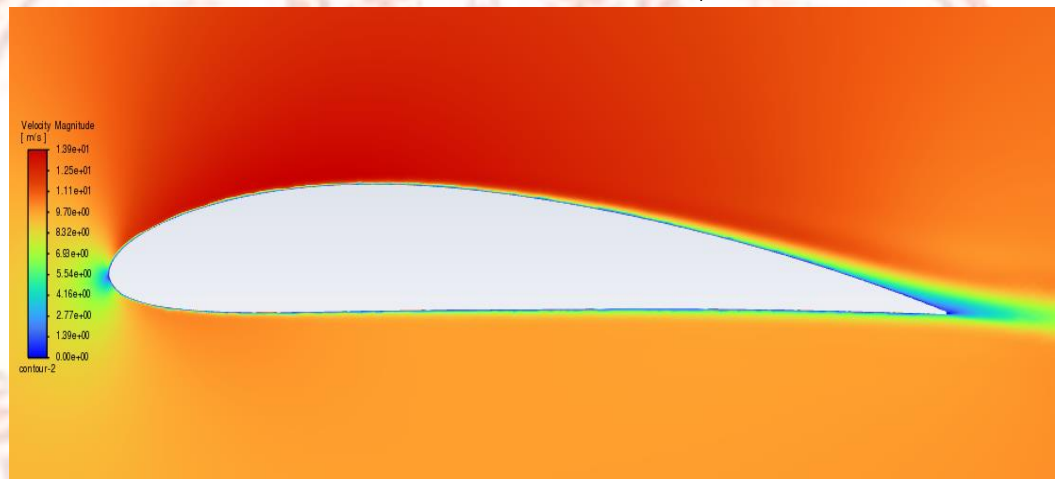


ภาคผนวก จ

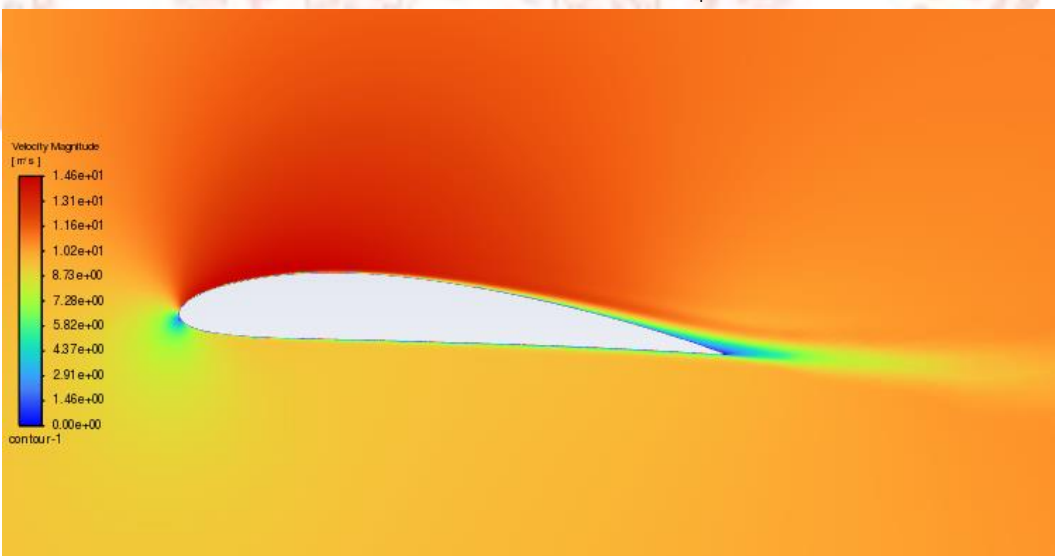
ภาพวิธีสัมประสิทธิ์ความเร็วแพนอากาศ NACA4412



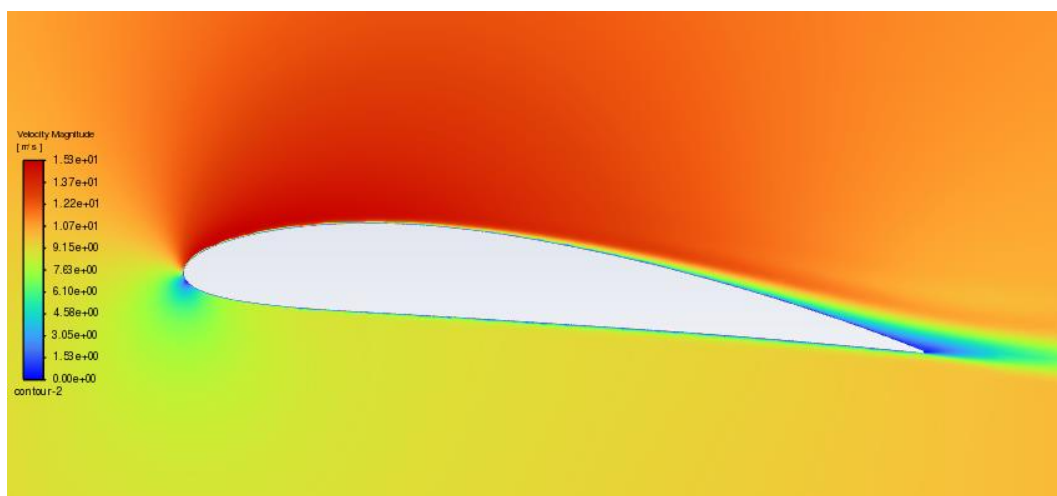
ภาพที่ จ.1 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s



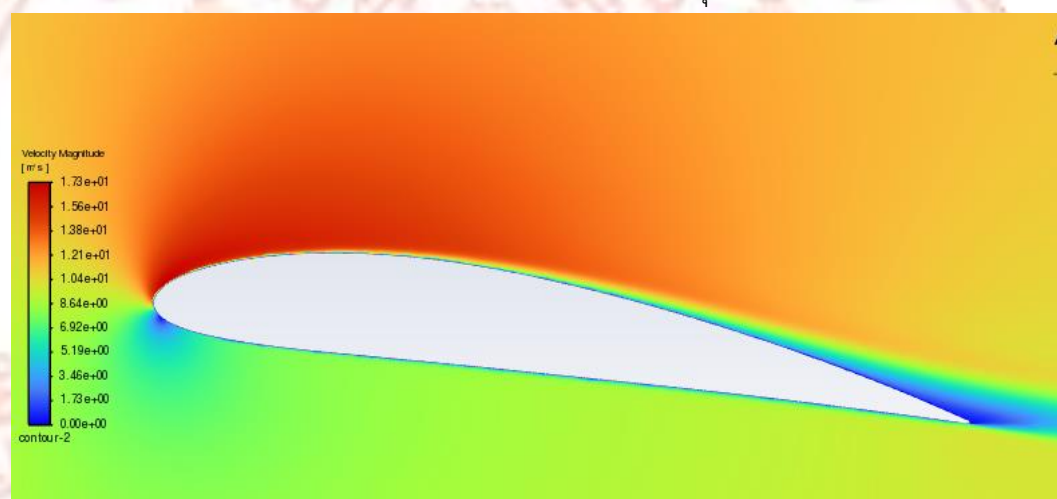
ภาพที่ จ.2 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s



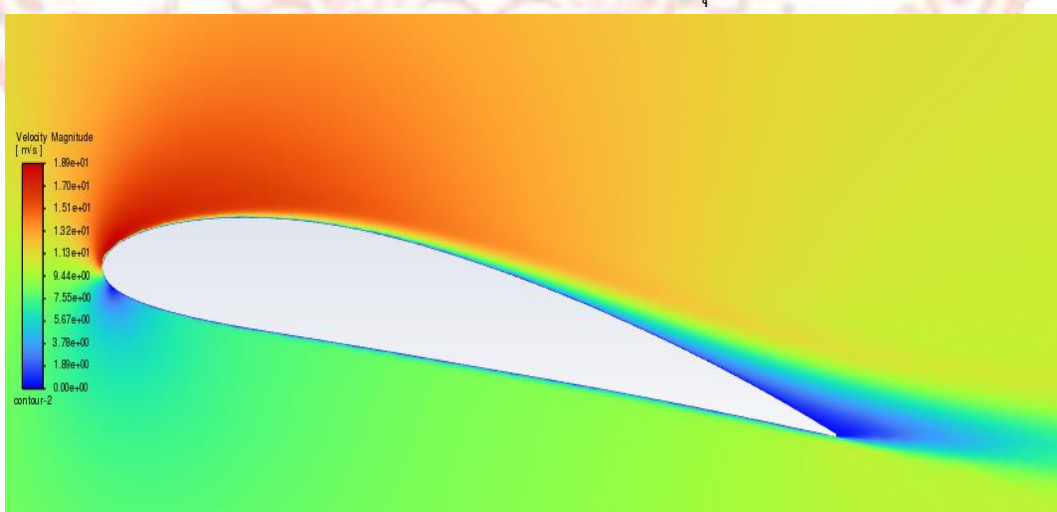
ภาพที่ จ.3 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ จ.4 แสดงรูปร่างและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ จ.5 แสดงรูปร่างและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s

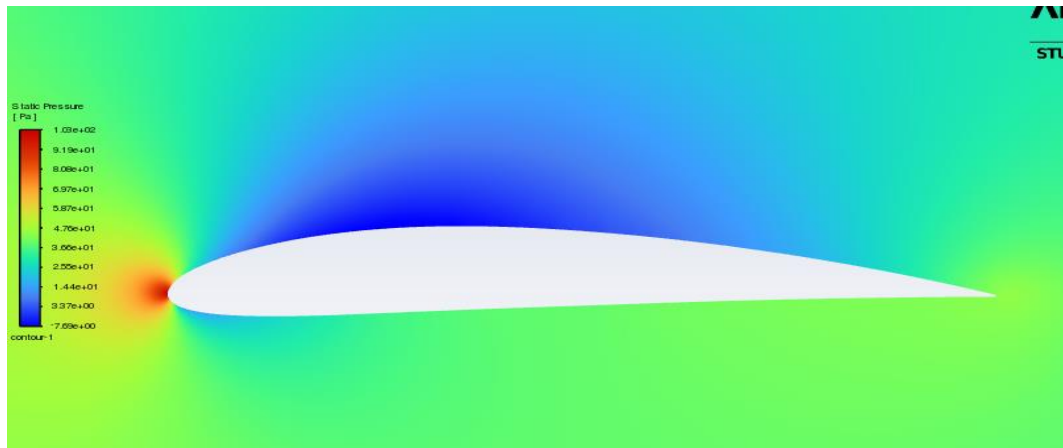


ภาพที่ จ.6 แสดงรูปร่างและความเร็วของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s

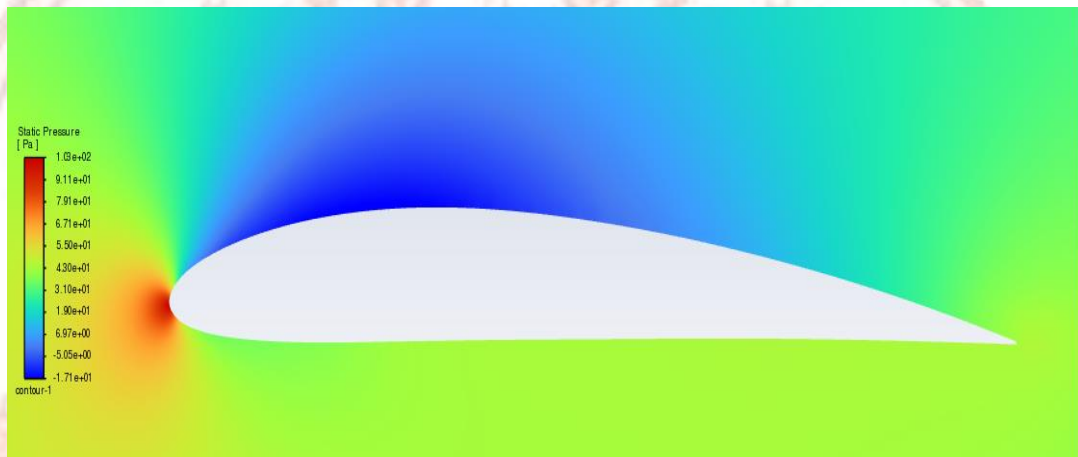


ภาคผนวก ฉ

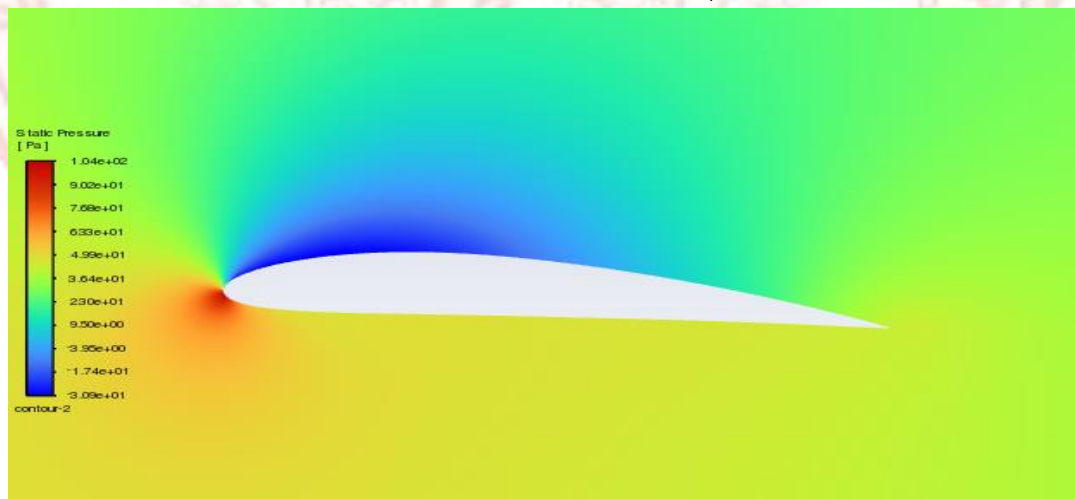
ภาพวีซีดีสัมประสิทธิ์ความดันแพนอากาศ NACA4412



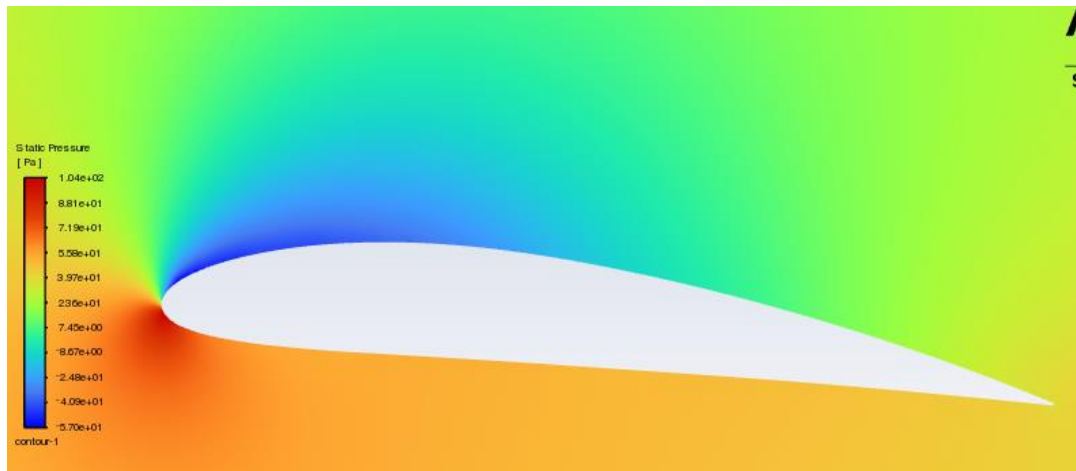
ภาพที่ ฉ.1 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฉ.2 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s



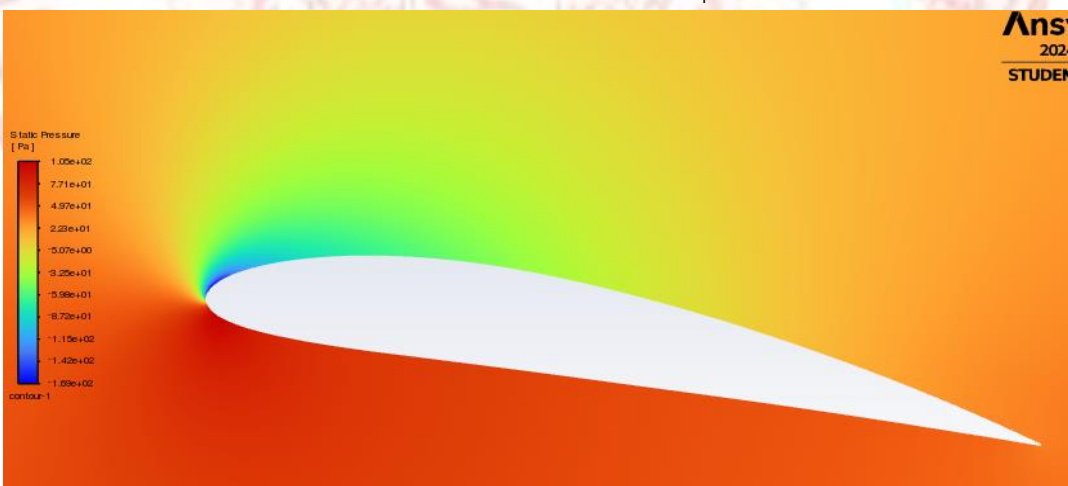
ภาพที่ ฉ.3 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฉ.4 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฉ.5 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฉ.6 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA4412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s



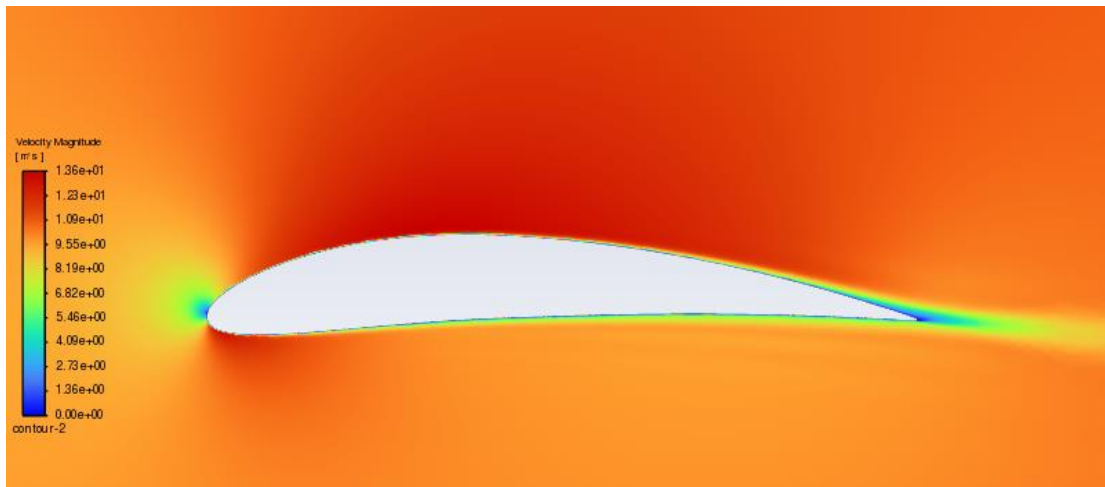
ตาราง ข.1 ผลทดสอบสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านและสัมประสิทธิ์ร้งยกต่อแรงต้านผล
วิเคราะห์ค่ากำลังไฟฟ้าที่สามารถผลิตได้ของแพนอากาศ NACA6412

AOA	Velocity	RE	k-epsilon RAEL		Cl/Cd	Electric Power (MW)
			lift coeff	drag coeff		
0	3	30000	2.0024	0.13260	15.1011	2.89419
	5	50000	1.9828	0.1427	13.8949	7.96072
	8	80000	2.0194	0.1360	14.8485	20.7556
2	3	30000	2.9102	0.1624	17.9200	4.20629
	5	50000	3.0636	0.1664	18.4111	12.3000
	8	80000	3.1343	0.1697	18.4697	32.2147
4	3	30000	3.6912	0.1865	19.7920	5.33511
	5	50000	3.7119	0.1885	19.6918	14.9029
	8	80000	3.8511	0.1907	20.1945	39.5821
6	3	30000	4.4937	0.2346	19.1547	6.49502
	5	50000	4.8682	0.2204	22.0880	19.5453
	8	80000	4.9212	0.2314	21.2671	50.5807
8	3	30000	5.1694	0.3078	16.7947	7.47165
	5	50000	5.3004	0.2962	17.8947	21.2805
	8	80000	5.1795	0.3136	16.5163	53.2355
10	3	30000	5.8105	0.3607	16.1090	8.39827
	5	50000	5.9013	0.3514	16.7937	23.6931
	8	80000	5.9208	0.3483	16.9991	60.8547

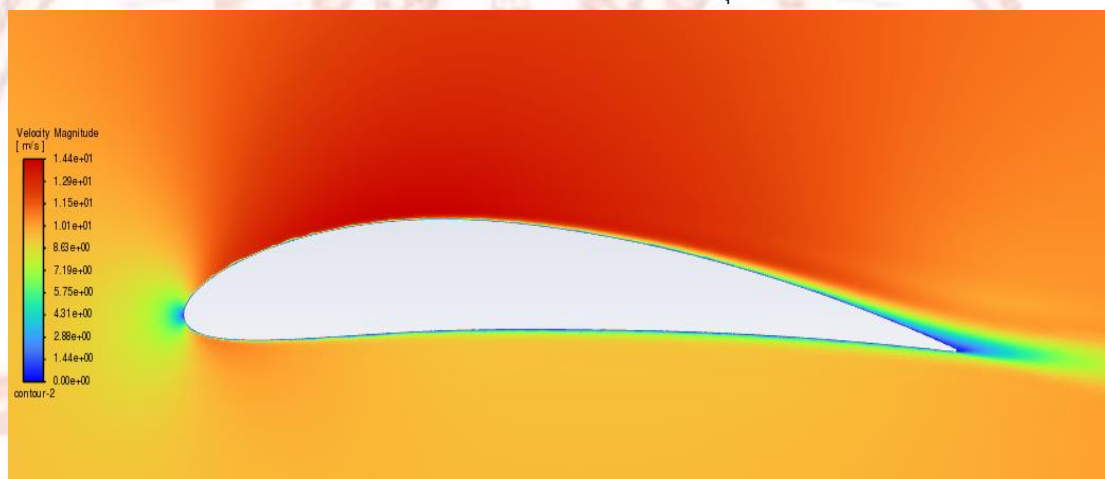


ภาคผนวก ซ

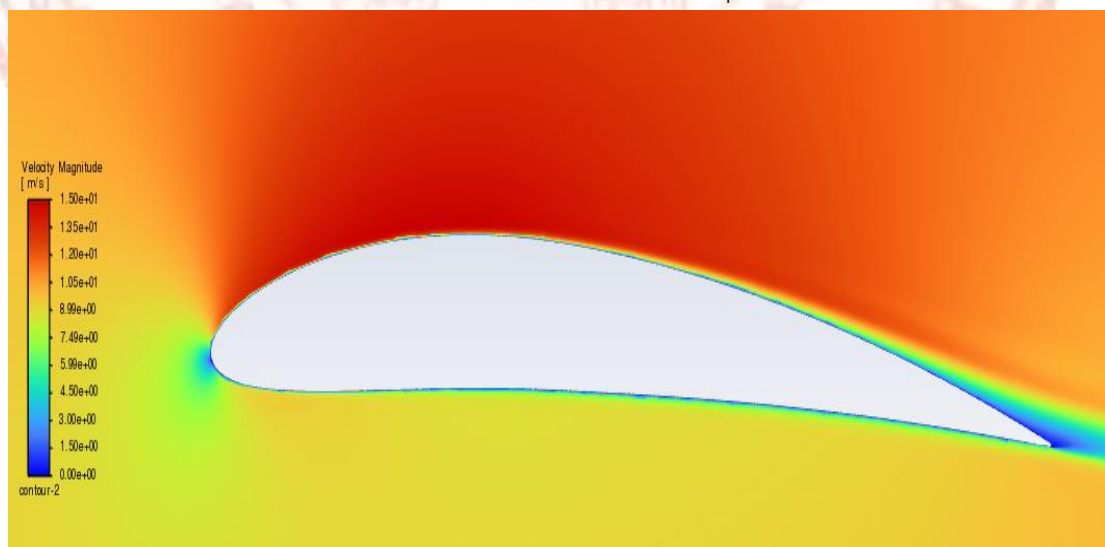
ภาพรื้อสีสัมประสิทธิ์ความเร็วแพนอากาศ NACA6412



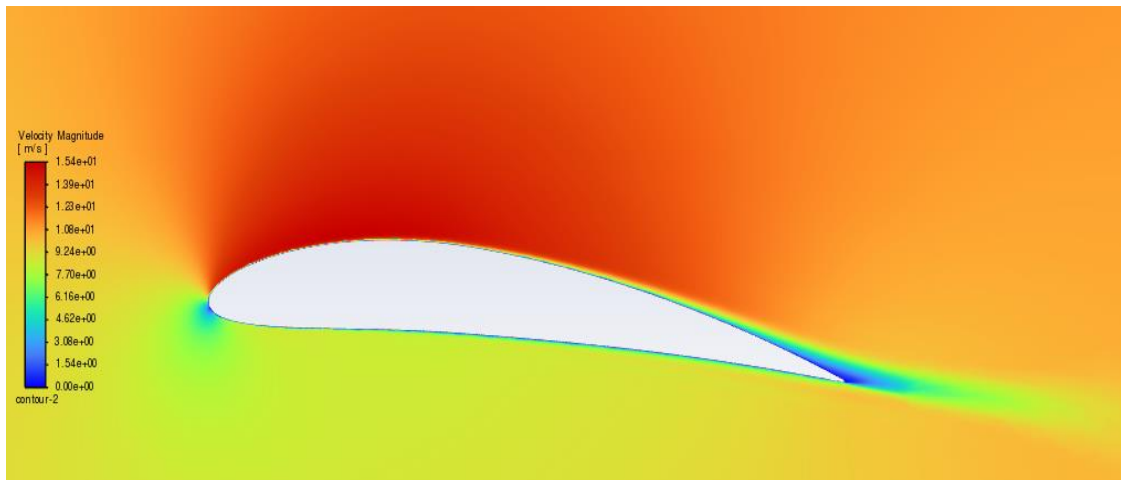
ภาพที่ ข.1 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s



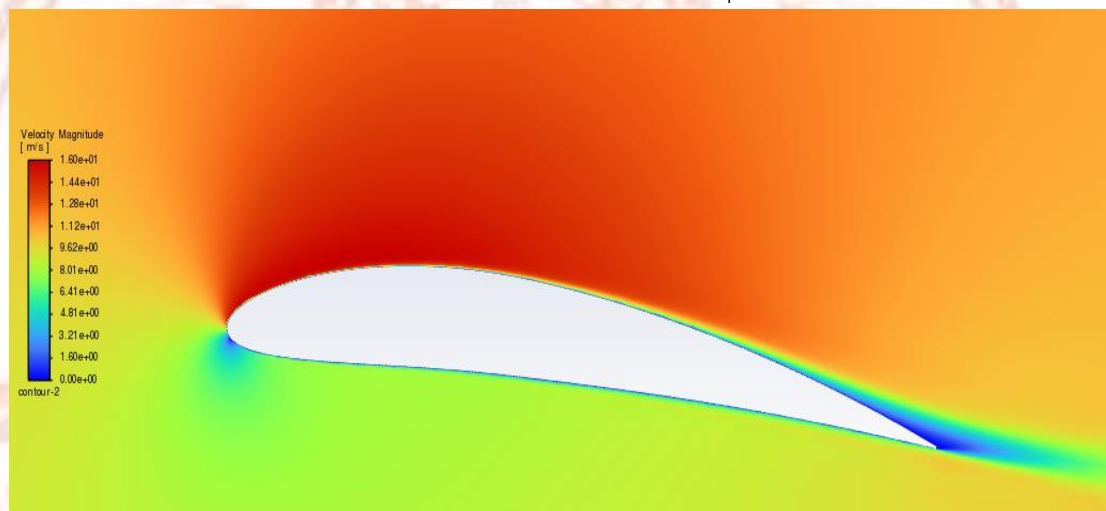
ภาพที่ ข.2 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s



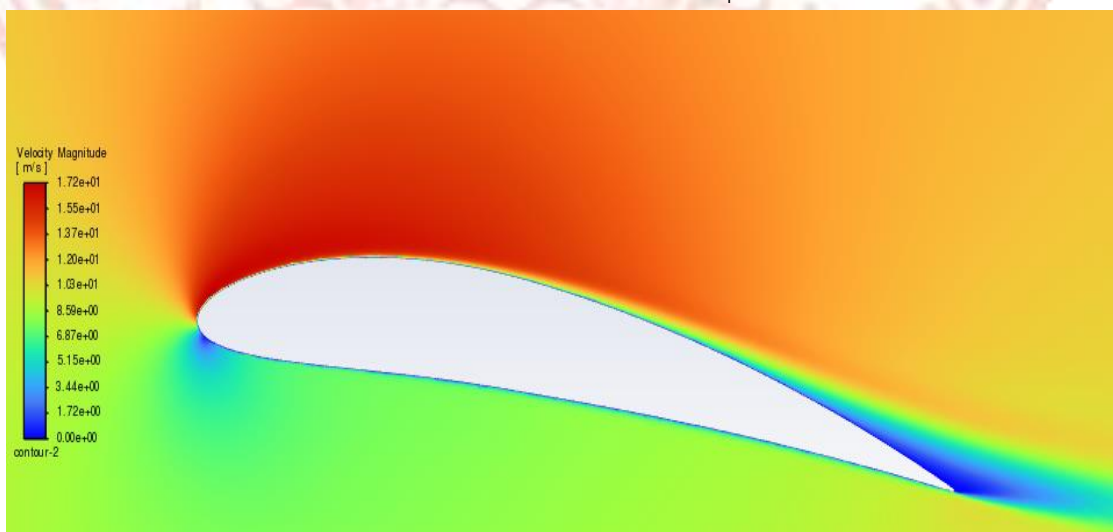
ภาพที่ ข.3 แสดงวิธีความเร็วของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ข.4 แสดงรูปร่างและความเร็วของแผนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ข.5 แสดงรูปร่างและความเร็วของแผนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 8° ด้วยความเร็ว 5 m/s

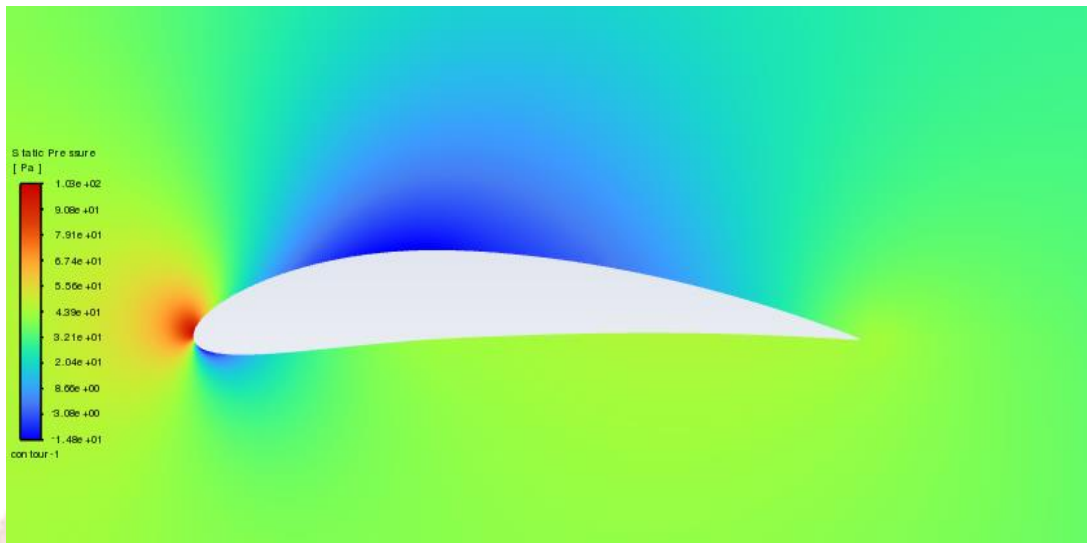


ภาพที่ ข.6 แสดงรูปร่างและความเร็วของแผนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 10° ด้วยความเร็ว 5 m/s

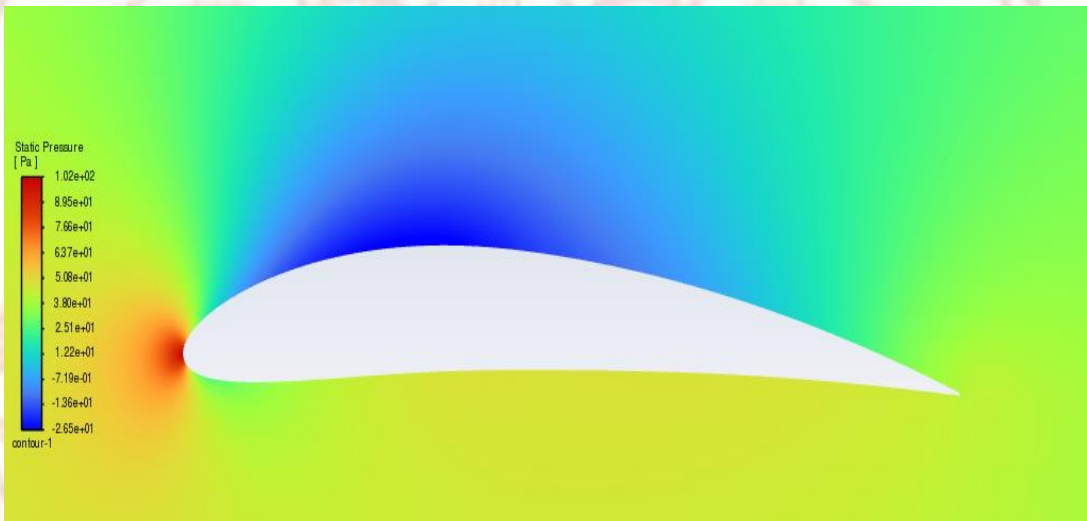


ภาคผนวก ฅ

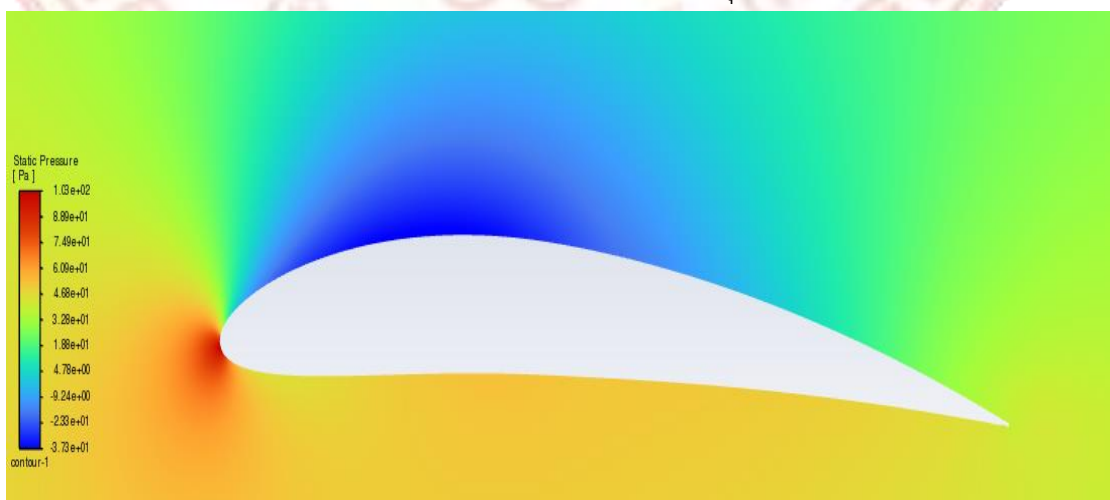
ภาพรื้อสีสัประสิทธิ์ความดันแพนอากาศ NACA6412



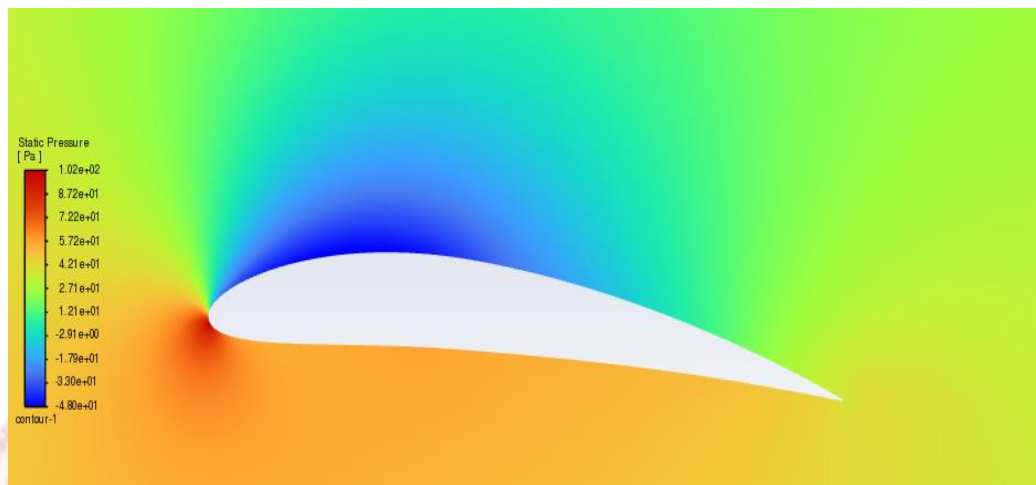
ภาพที่ ฌ.1 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 0° ด้วยความเร็ว 5 m/s



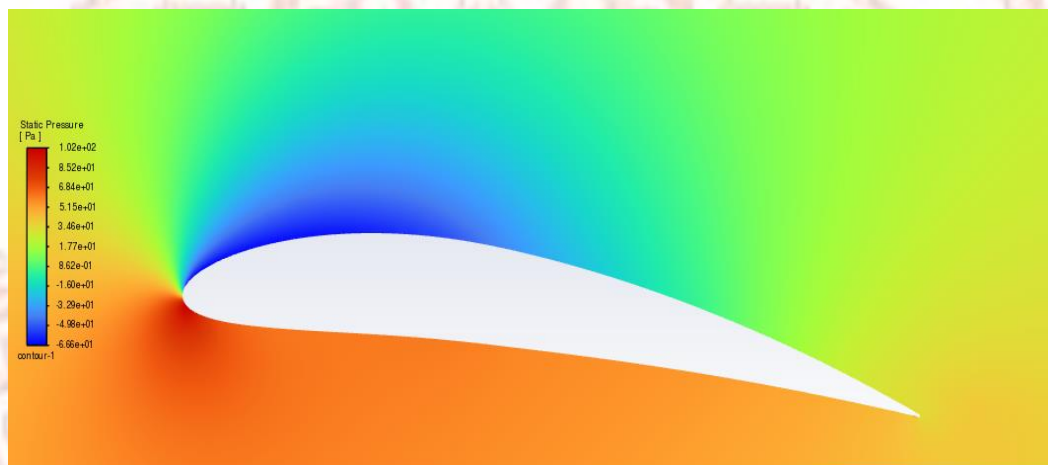
ภาพที่ ฌ.2 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 2° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฌ.3 แสดงวิธีสีความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 4° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฅ.4 แสดงรื้สืความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฅ.4 แสดงรื้สืความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s



ภาพที่ ฅ.4 แสดงรื้สืความดันของแพนอากาศ NACA6412 ที่มุมปะทะ 6° ด้วยความเร็ว 5 m/s

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ	นายปริญญา ม่วงบ้านยาง
ชื่อการค้นคว้าอิสระ	การศึกษาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านของแพนอากาศเพื่อใช้กับ กังหันลมผลิตไฟฟ้าโดยใช้โปรแกรมจำลองพลศาสตร์ของไหล Investigation of lift and drag coefficient of air-foil application in wind turbine electricity generation by computational fluid dynamics
สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกลศึกษา มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
ประวัติ	ประวัติการศึกษา ระดับมัธยมศึกษา : โรงเรียนพิษณุโลกพิทยาคม ระดับปริญญาตรี : ครุศาสตร์อุตสาหกรรมบัณฑิต สาขาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ประวัติการทำงาน พ.ศ.2562-พ.ศ.2564 : ครูพิเศษสอน แผนกช่างยนต์ วิทยาลัยสารพัดช่างเพชรบุรี จังหวัดเพชรบุรี พ.ศ. 2565-ปัจจุบัน : ชำนาญการครู แผนกช่างยนต์ วิทยาลัยเทคนิคสุโขทัย จังหวัดสุโขทัย