

# การศึกษาการหารูปทรงที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศด้วยวิธีวิวัฒนาการ



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ปีการศึกษา 2559

**STUDY OF AIRFOIL SHAPE OPTIMIZATION  
BY USING THE EVOLUTIONARY METHOD**



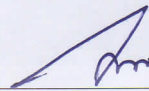
**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the  
Degree of Master of Engineering in Mechanical Engineering  
Suranaree University of Technology**

**Academic Year 2016**

## การศึกษาการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศด้วยวิธีวิวัฒนาการ

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นักศึกษานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา  
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ผศ. ดร.กীরดี สุลักษณ์)

ประธานกรรมการ



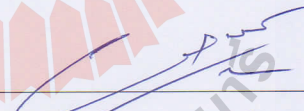
(อ. ดร.ธีทัต คลวิชัย)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



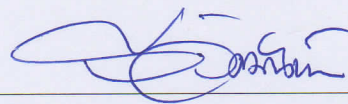
(รศ. ดร.จิระพล ศรีเสรีภูผล)

กรรมการ



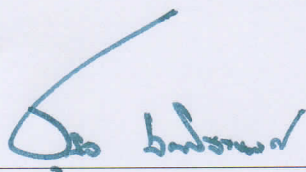
(อ. ดร.ชโลธร ธรรมแท้)

กรรมการ



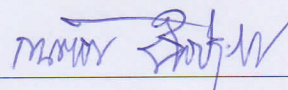
(ผศ. ดร.ชววัฒน์ชัย คุณะโคตร)

กรรมการ



(ศ. ดร.ชูกิจ ลิมปิจันทร์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม



(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

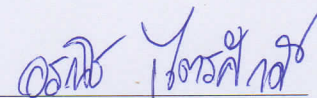
อรณิช ไตรศักดิ์ : การศึกษาการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศด้วยวิธีวิวัฒนาการ (STUDY OF AIRFOIL SHAPE OPTIMIZATION BY USING THE EVOLUTIONARY METHOD) อาจารย์ที่ปรึกษา : อาจารย์ ดร.ธีทัต คลวิชัย,  
78 หน้า.

ปีกอากาศยานมีส่วนสำคัญใช้ในการลอยตัวในอากาศ ภาคตัดขวางของปีกอากาศยานถูกเรียกชื่อที่รู้จักทั่วไปคือ แพนอากาศ การเพิ่มประสิทธิภาพของปีก ทำได้โดยสร้างแรงยกมากขึ้นที่มุมปะทะเดิม หรือลดแรงต้านที่เกิดขึ้นกับปีก จากงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการหารูปปร่างของแพนอากาศ และการเพิ่มประสิทธิภาพของปีก มีการใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computer Fluid Dynamic: CFD) เพื่อประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน ในรูปของ  $C_L$  และ  $C_D$  ตามลำดับ เพื่อหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุด วิธีวิวัฒนาการเป็นวิธีที่นำมาใช้เพื่อลดเวลาของขั้นตอนการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุด เช่น วิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Algorithm: GA) และวิธีอนุภาครวมกลุ่ม (Particle Swarm Optimization: PSO) เป็นต้น โดยทั้งสองวิธีข้างต้นเป็นวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบไม่ใช่ออนุพันธ์ ทำให้ลดขั้นตอนการคำนวณลงได้ งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาการนำวิธีวิวัฒนาการ เพื่อหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ของอากาศยานรุ่น Cessna 172R ที่มีมุมปะทะ 2 องศา โดยมีฟังก์ชันเป้าหมายคือการหาค่าสูงสุดของอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift to drag ratio:  $L/D$ ) โดยเปรียบเทียบผลกับการทดลองในอุโมงค์ลม ที่สภาวะการไหลไม่อัดตัวที่อุโมงค์ลม ความเร็วลม 36 เมตรต่อวินาที การดำเนินงานในส่วนแรกใช้โปรแกรม Matlab ในการเขียน โปรแกรมเพื่อหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดร่วมการวิเคราะห์การไหลของอากาศผ่านแพนอากาศด้วยโปรแกรม Xfoil และในส่วนที่สอง คือการสร้างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่ได้จากในขั้นตอนแรก โดยทำการทดสอบในอุโมงค์ลม แล้วเปรียบเทียบผลของค่าทางอากาศพลศาสตร์ ผลการศึกษาในส่วนแรกพบว่าการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดด้วยวิธี PSO ต้องใช้ประชากรทั้งสิ้น 50 ตัว และใช้จำนวนรอบการคำนวณทั้งสิ้น 60 รอบ ได้  $L/D$  เพิ่มขึ้นคิดเป็นร้อยละ 52.23 และส่วนที่สอง ผลการทดสอบแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดเปรียบเทียบกับแพนอากาศมาตรฐาน พบว่าแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีค่า  $L/D$  สอดคล้องการจำลองในคอมพิวเตอร์ด้วยวิธี PSO ในส่วนแรก

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ปีการศึกษา 2559

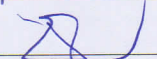
ลายมือชื่อนักศึกษา



ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา



ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษาร่วม





ORANIT TRAISAK : STUDY OF AIRFOIL SHAPE OPTIMIZATION BY  
USING THE EVOLUTONARY METHOD. THESIS ADVISOR : TEETUT  
DOLWICHAI, Ph.D., 78 PP.

#### AIRFOIL/EVOLUTIONARY METHOD/PARTICLE SWARM OPTIMIZATION

Wing is important part of aircraft to float in the air. The cross-section of wing is called in general as airfoil. The improvement of wing efficiency can be made in the order of increase of lift at the same angle of attack (AoA) or decreasing wing drag. According to preview research about airfoil shape evaluation and wing efficiency improvement, there are use the Computer Fluid Dynamic (CFD) to approximate the lift and drag coefficient in the form of  $C_l$  and  $C_d$  respectively that used to find the optimum shape. The evolutionary method is used to decrease time for the step of shape optimization, such as Genetic Algorithm (GA), Particle Swarm Optimization (PSO). Both optimization technique are non-derivative methods which reduce calculation step. The objective work are study the evolutionary method to find the optimum shape of the NACA2412 airfoil that is the Cessna 172R at 2 AoA. The objective function is maximize the lift to drag ratio. It used to compare with experimental of wind tunnel with incompressible flow and airspeed with 36 m/s. The first work procedure use commercial program (Matlab) to program airfoil shape optimization code combine with airflow simulation through the airfoil by the Xfoil program. The second work procedure are creation of standard airfoil and optimum airfoil which get from the first procedure. The wind tunnel test of both airfoil are used to compare the aerodynamic value. The results of the first part which used PSO to find out the optimum airfoil shape that use 50 populations and 60 loops of calculation.

The L/D ratio increase for 52.23%. The second part which used the L/D ratio of the standard and optimum airfoil are conform to the simulation of the first part.



School of Mechanical Engineering

Academic Year 2016

Student's Signature Oranit Traisak

Advisor's Signature Takut Dolamichai

Co – Advisor's Signature Sudpol J

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลงด้วยดี เนื่องจากได้รับความช่วยเหลืออย่างดียิ่ง ทั้งด้านวิชาการ และด้านการดำเนินการงานวิจัย จากบุคคลและกลุ่มบุคคลต่าง ๆ ได้แก่

อาจารย์ ดร.ชิตต์ คลวิชัย อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ให้โอกาสทางการศึกษา ให้คำแนะนำทั้งในด้านการเรียนและการทำงานวิจัย ช่วยแก้ปัญหา รวมทั้งช่วยตรวจทาน และแก้ไข วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนเสร็จสมบูรณ์

รองศาสตราจารย์ ดร.จิระพล ศรีเสริฐผล อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ร่วม ที่ให้โอกาสทางการศึกษา ให้คำแนะนำทั้งด้านการเรียนและการทำงานวิจัยจนเสร็จสมบูรณ์

คุณสมภพ มหาโคตร นายช่างเทคนิค ประจำศูนย์เครื่องมือ ฝ่ายห้องปฏิบัติการวิศวกรรม 1 มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ให้ความอนุเคราะห์และอำนวยความสะดวกในการใช้เครื่องตัดด้วยเลเซอร์ สำหรับตัดอะคริลิกในการสร้างต้นแบบแพนอากาศ

คุณวาทิ ทิพย์เลิศ นายช่างเทคนิค ประจำศูนย์เครื่องมือ ฝ่ายห้องปฏิบัติการวิศวกรรม 1 มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ให้ความอนุเคราะห์และอำนวยความสะดวกในการใช้อูโมงคัลม และเครื่องมือวัดต่าง ๆ สำหรับหาค่าทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ

ขอขอบคุณพี่ ๆ น้อง ๆ บัณฑิตศึกษาสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลทุกคน ที่คอยให้ความช่วยเหลือให้คำแนะนำในการเรียนและการทำงานวิจัยด้วยดีเสมอมา

สำหรับคุณงามความดีอันใดที่เกิดจากวิทยานิพนธ์เล่มนี้ ผู้วิจัยขอมอบให้กับบิดา มารดาซึ่งเป็นที่รักและเคารพยิ่ง ตลอดจนครูอาจารย์ที่เคารพทุกท่าน ที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้และถ่ายทอดประสบการณ์ที่ดีให้แก่ผู้วิจัยตลอดมา จนทำให้ประสบความสำเร็จในชีวิต

อรณิชา ไตรศักดิ์

# สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ง
สารบัญ.....	จ
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ฉ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ.....	ฐ
<b>บทที่</b>	
<b>1 บทนำ.....</b>	<b>1</b>
1.1 ที่มาและความสำคัญ.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย.....	2
1.3 ขอบเขตงานวิจัย.....	2
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	3
<b>2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....</b>	<b>4</b>
2.1 การหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimization).....	4
2.1.1 วิธีวิวัฒนาการ (Evolutionary method).....	5
2.1.1.1 วิธีอนุภาครวมกลุ่ม (Particle Swarm Optimization).....	6
2.2 การออกแบบแพนอากาศ.....	8
2.2.1 รูปร่างแพนอากาศ.....	9
2.2.2 อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic).....	12
2.2.2.1 สัมประสิทธิ์แรงยก.....	12
2.2.2.2 สัมประสิทธิ์แรงต้าน.....	15
2.2.2.3 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน.....	17
2.2.2.4 ปัจจัยของอากาศ.....	20
2.2.3 Panel method.....	21



## สารบัญ (ต่อ)

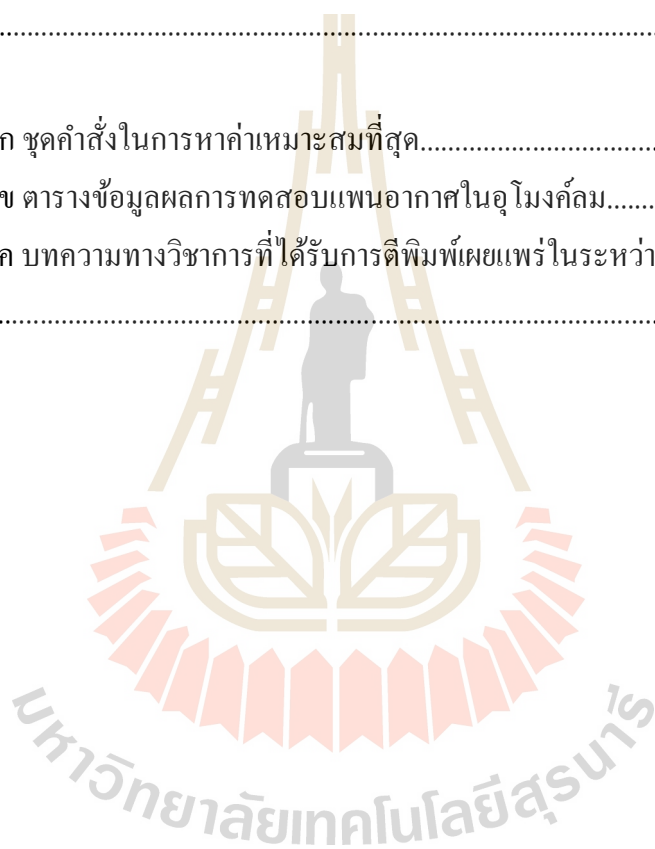
หน้า

2.2.4	สไปน์ (Spline).....	23
<b>3</b>	<b>วิธีดำเนินงานวิจัย.....</b>	<b>25</b>
3.1	กระบวนการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศ.....	25
3.1.1	ขั้นตอนวิธีอนุภาครวมกลุ่ม.....	26
3.1.2	การวิเคราะห์การไหล (Flow analysis).....	28
3.2	การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม (Validation).....	29
3.2.1	การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม Matlab.....	30
3.2.2	การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม Xfoil.....	32
3.3	การหาจำนวนรอบต่อประชากรการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด.....	34
3.4	การทดสอบแพนอากาศในอุโมงค์ลม.....	35
3.4.1	การเทียบมาตรฐานของอุโมงค์ลม (Calibration).....	38
3.4.1.1	การเทียบมาตรฐานของมานอมิเตอร์.....	39
3.4.1.2	การเทียบมาตรฐานของอุปกรณ์วัดแรงดัน.....	40
3.4.2	การทดสอบแพนอากาศ NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด.....	41
3.5	สถานที่ทำการวิจัย.....	42
<b>4</b>	<b>ผลการวิจัยและอภิปรายผล.....</b>	<b>43</b>
4.1	การหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุด.....	43
4.2	เปรียบเทียบพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศรุ่นที่เหมาะสมที่สุด กับรุ่นมาตรฐาน.....	47
4.3	การทดสอบในอุโมงค์ลม.....	49
4.3.1	สัมประสิทธิ์แรงยก.....	49
4.3.2	สัมประสิทธิ์แรงดัน.....	53
4.3.3	อัตราส่วนแรงยกต่อแรงดัน.....	55
4.4	การประยุกต์ใช้วิธีการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดกับแพนอากาศรุ่นอื่น ๆ.....	56
4.4.1	แพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA4412.....	56
4.4.2	แพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA0012.....	57

## สารบัญ (ต่อ)

หน้า

5	สรุปและข้อเสนอแนะ.....	58
5.1	สรุปผลการวิจัย.....	58
5.2	ข้อเสนอแนะสำหรับการวิจัย.....	59
	รายการอ้างอิง.....	60
	ภาคผนวก	
	ภาคผนวก ก ชุดคำสั่งในการหาค่าเหมาะสมที่สุด.....	62
	ภาคผนวก ข ตารางข้อมูลผลการทดสอบแพนอากาศในอุโมงค์ลม.....	67
	ภาคผนวก ค บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา.....	71
	ประวัติผู้เขียน.....	78



## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
3.1	ขอบเขตบนและขอบเขตล่างของตัวแปรออกแบบ.....27
3.2	เงื่อนไขบังคับของการหาค่าเหมาะสมที่สุด.....27
3.3	ค่าเริ่มต้นในการหาค่าเหมาะสมที่สุด.....28
3.4	แสดงค่าตัวแปรออกแบบในแต่ละรอบ.....35
3.5	สัมประสิทธิ์แรงดันที่มุมปะทะต่าง ๆ เกี่ยวกับผลการทดลองของ Robert E. Sheldahi และ Paul C. Klimas.....40
4.1	แสดงค่าตัวแปรออกแบบในแต่ละจำนวนประชากร.....43
4.2	เปรียบเทียบความแตกต่างของตัวแปรที่ 3 และ 4 ในแต่ละรุ่นประชากร.....44
4.3	เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....46
4.4	เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศรุ่น NACA4412 และแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....47
4.5	เปรียบเทียบประสิทธิภาพต่าง ๆ ของแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....49
4.6	เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA4412.....57
4.7	เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA0012.....57
ข.1	ข้อมูลรูปที่ 3.20 ความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนแพนอากาศรุ่น NACA0012 ที่มุมปะทะต่าง ๆ.....68
ข.2	ข้อมูลความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่มุมปะทะต่าง ๆ.....69
ข.3	ข้อมูลรูปที่ 4.9-รูปที่ 4.13 ความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดที่มุมปะทะต่าง ๆ.....70

## สารบัญรูป

รูปที่		หน้า
2.1	เวกเตอร์ความเร็วของอนุภาค.....	7
2.2	กระบวนการในการหาค่าเหมาะสมที่สุด.....	8
2.3	แผนอากาศชนิดรุ่นต่าง ๆ.....	9
2.4	พารามิเตอร์ของรูปร่างแผนอากาศ.....	10
2.5	แผนอากาศแบบสมมาตร.....	11
2.6	แผนอากาศแบบไม่สมมาตร.....	11
2.7	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์ความดันกับความยาวคอर्ड.....	14
2.8	มุมปะทะ ( $\alpha$ ).....	15
2.9	กราฟระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะต่าง ๆ ของแผนอากาศรุ่น NACA0012.....	15
2.10	แสดงเปรียบเทียบระหว่างแรงต้านความดันและแรงต้านความเสียดทาน.....	16
2.11	กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านและความเร็ว.....	17
2.12	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับสัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ของแผนอากาศรุ่น NACA0012.....	18
2.13	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านกับสัมประสิทธิ์แรงยก.....	19
2.14	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง L/D กับมุมปะทะ.....	19
2.15	แรงที่เกิดกับอากาศยาน เส้นทางการบิน (Flight path) และมุมการร่อน.....	20
2.16	กระแสการไหลของอากาศแบบต่าง ๆ.....	21
2.17	การไหลแบบสม่ำเสมอ.....	22
2.18	การไหลแบบซอร์ส.....	22
2.19	การไหลแบบวอร์เท็กซ์.....	22
2.20	การแบ่งพาดแนลบนรูปร่างแผนอากาศ.....	23
2.21	กราฟคิวบิกสไปลน์.....	24
3.1	แสดงขั้นตอนวิธีการดำเนินงานวิจัย.....	25
3.2	ชุดคำสั่งหาค่าเหมาะสมที่สุดในโปรแกรม Matlab.....	26
3.3	ตำแหน่งตัวแปรออกแบบต่าง ๆ.....	26



## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.4	หน้าต่างของโปรแกรม Xfoil.....28
3.5	การใช้คำสั่ง load และการตั้งชื่อ.....29
3.6	เส้นกราฟของสมการ $\frac{x_1^4 - 16x_1^2 + 5x_1}{2} + \frac{x_2^4 - 16x_2^2 + 5x_2}{2}$ .....30
3.7	ผลเฉลย และเวลาที่ใช้ในการหาผลเฉลย.....31
3.8	ลักษณะประชากรพุ่งเข้าหาผลเฉลย.....31
3.9	สัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA0012.....32
3.10	สัมประสิทธิ์แรงยกกับสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA0012.....33
3.11	สัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412.....33
3.12	สัมประสิทธิ์แรงยกกับสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA2412.....34
3.13	ด้านหน้าอุโมงค์ลม.....36
3.14	ด้านข้างของอุโมงค์ลม.....36
3.15	อุปกรณ์วัดแรงต้านและแรงอื่น ๆ.....37
3.16	อุปกรณ์อ่านค่าแรงต้านและแรงอื่น ๆ.....37
3.17	มานอมิเตอร์.....38
3.18	ขนาดและตำแหน่งรูเจาะของแพนอากาศรุ่น NACA0012.....38
3.19	แบบจำลองแพนอากาศรุ่น NACA0012.....39
3.20	กราฟผลการทดลองความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์ความดันและตำแหน่งวัดความดันเทียบกับคอร์ดที่มุมปะทะต่าง ๆ.....39
3.21	กราฟสัมประสิทธิ์แรงยกได้จากการทดลองในอุโมงค์ลมของมหาวิทยาลัยและผลการทดลองของ Robert E. Sheldahi และ Paul C. Klimas ที่ $Re = 3.6 \times 10^5$ .....40
3.22	กราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านและมุมปะทะจากการทดลองในอุโมงค์ลมของมหาวิทยาลัยและผลการทดลองของ Robert E. Sheldahi และ Paul C. Klimas ที่ $Re = 3.6 \times 10^5$ .....41
3.23	ขนาดและตำแหน่งรูเจาะของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน.....41
3.24	ขนาดและตำแหน่งรูเจาะของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด.....42
3.25	แบบจำลองของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน.....42

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.26	แบบจำลองของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด.....42
4.1	รูปร่างแพนอากาศของประชากร 10 และ 20 ตัว ตามลำดับ.....43
4.2	รูปร่างแพนอากาศของประชากร 30 และ 40 ตัว ตามลำดับ.....44
4.3	รูปร่างแพนอากาศของประชากร 50 ตัว.....44
4.4	เปรียบเทียบรูปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน.....45
4.5	การกระจายความดันของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน..45
4.6	เปรียบเทียบรูปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด และรุ่น NACA4412.....46
4.7	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและ แพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....47
4.8	เปรียบเทียบค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศ ที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....48
4.9	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ -4 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลอง ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....50
4.10	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ -2 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลอง ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....50
4.11	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ 0 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลอง ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....51
4.12	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ 2 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลอง ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....51
4.13	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ 4 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลอง ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....52
4.14	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลอง ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....52
4.15	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง.....53

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.16	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....54
4.17	เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง.....54
4.18	เปรียบเทียบอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412.....55
4.19	เปรียบเทียบอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง.....56
4.20	เปรียบเทียบรูปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA4412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน.....56
4.21	เปรียบเทียบรูปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA0012 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน.....57

## คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

$\rho$	=	ความหนาแน่น
$\mu$	=	ความหนืดพลศาสตร์
$\alpha$	=	มุมปะทะ (Angle of Attack)
$\phi$	=	Potential function
$\Gamma$	=	Vortex strength
AoA	=	Angle of Attack (มุมปะทะ)
AR	=	อัตราส่วนระหว่างความยาวปีกต่อความยาวคอร์ด
$c$	=	ความยาวคอร์ด
$C_d$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้าน
$C_{D,i}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำ
$C_f$	=	สัมประสิทธิ์แรงเสียดทานที่ผิว
$C_l$	=	สัมประสิทธิ์แรงยก
$C_p$	=	สัมประสิทธิ์ความดัน
$C_r$	=	สัมประสิทธิ์ความเค้นเฉือน
$C_1$	=	ตัวประกอบการเรียนรู้ด้วยตนเอง
$C_2$	=	ตัวประกอบการเรียนรู้สังคมน
$e$	=	Oswald efficiency factor
$f$	=	ฟังก์ชันเป้าหมาย (Objective function)
$g$	=	เงื่อนไขบังคับในรูปแบบอสมการ (Inequality constraints)
$g^{best}$	=	ผลเฉลยที่ดีที่สุดที่อนุภาคทั้งหมดค้นเจอ
$h$	=	เงื่อนไขบังคับในรูปแบบสมการ (Equality constraints)
$k$	=	Source strength
$L$	=	ขอบเขตล่างของตัวแปรออกแบบ (Lower bound constraints)
$L/D$	=	อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag ratio)
$p$	=	ความดันสถิต
$p^{best}$	=	ผลเฉลยที่ดีที่สุดที่อนุภาคค้นเจอในรอบนั้น ๆ



## คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

$p_0$	=	ความดันพลวัต
PSO	=	Particle Swarm Optimization
$r$	=	รัศมี
$r_1, r_2$	=	ค่าตัวเลขสุ่มที่กระจายแบบเอกรูป
Re	=	Reynolds number
$U$	=	ขอบเขตบนของตัวแปรออกแบบ (Upper bound constraints)
$U_s$	=	ความเร็วตั้งฉากกับผนังเส้นไหล
$v$	=	ความเร็วของอนุภาค
$V$	=	ความเร็วของของไหล ณ จุดใดๆ
$V_\infty$	=	ความเร็วของของไหล
$W$	=	ค่าถ่วงน้ำหนัก
$x$	=	เวกเตอร์ตัวแปรออกแบบ (Design variables vector) ขนาด $n \times 1$

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหา

การคมนาคมขนส่งด้วยอากาศยาน โดยเฉพาะอากาศยานพาณิชย์เป็นการเดินทางที่ได้รับความนิยมเป็นอย่างยิ่ง เนื่องด้วยเหตุผลที่ว่าอากาศยานใช้ระยะเวลาในการเดินทางสั้น สะดวก และมีความปลอดภัยสูงดังเห็นได้จากสรุปรายงานศูนย์เทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสาร สำนักงานปลัดกระทรวงคมนาคม (www, 2556) สถิติอุบัติเหตุในภาคการขนส่งของประเทศไทย ประจำปี พ.ศ. 2555 พบว่าอุบัติเหตุทางถนนมีจำนวน 61,194 ครั้ง มีผู้เสียชีวิต 8,745 คน ในขณะที่อุบัติเหตุทางอากาศมีจำนวนเพียง 7 ครั้งและมีผู้เสียชีวิต 1 คน ส่วนอากาศยานขนาดเล็กเป็นที่นิยมในการใช้ฝึกบินขั้นพื้นฐานสำหรับผู้ที่ต้องการจะเป็นนักบิน ได้รับความนิยมและยังใช้อยู่ในปัจจุบันคืออากาศยานเครื่องยนต์ใบพัด หนึ่งเครื่องยนต์รุ่น Cessna ด้วยเป็นอากาศยานที่มีระบบต่าง ๆ ในอากาศยานที่เป็นพื้นฐานในการทำความเข้าใจ และที่สำคัญคือเมื่ออากาศยานเกิดการขัดข้อง อากาศยานก็มีความสามารถในการร่อนที่ดี โดยส่วนประกอบของอากาศยานที่มีส่วนช่วยให้อากาศยานมีประสิทธิภาพในการร่อนนั้นส่วนใหญ่หรือเกือบทั้งหมดเกิดขึ้นที่ปีก เนื่องด้วยปีกเป็นส่วนที่สร้างแรงที่ช่วยในการพยุงอากาศยาน ซึ่งเรียกว่าแรงยก (Lift) และในวงการการบินนั้นก็มีการค้นคว้าศึกษา และออกแบบแพนอากาศ (Airfoil) ที่เป็นภาพตัดขวางของปีกให้มีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ดีขึ้น โดยแรงที่ได้รับความนิยมทางอากาศพลศาสตร์อีกแรงหนึ่งคือแรงต้าน (Drag) เนื่องด้วยเป็นแรงที่ต้านการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของอากาศยาน

การออกแบบแพนอากาศได้นำวิธี DNO (Direction Numerical Optimization, DNO) เป็นวิธีการออกแบบและปรับปรุงที่นำวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดมาพร้อมด้วย ซึ่งมีข้อได้เปรียบเมื่อเทียบกับวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computer Fluid Dynamic, CFD) ที่เป็นที่ยอมรับ ประหยัดต้นทุนและได้ผลเฉลยที่มีความใกล้เคียงกับผลการทดลอง เมื่อใส่เงื่อนไขในการคำนวณอย่างถูกต้อง คือ ใช้เวลาคำนวณหาผลเฉลยน้อยกว่า และส่วนการทดลองในอุโมงค์ลมมีความได้เปรียบในเรื่องของความถูกต้องและความน่าเชื่อถือของผลการทดลองสูง แต่มีขีดจำกัดของเครื่องมือทำการทดลอง ผู้ทำการทดลองและในการทำการทดลองแต่ละครั้งใช้ต้นทุนในการทดลองสูง จึงไม่เหมาะในการนำมาใช้ในงานวิจัยที่มีงบประมาณอย่างจำกัด

การหาค่าที่เหมาะสมที่สุดเป็นปัญหาทางคณิตศาสตร์ที่มีอยู่ทั่วไปในชีวิตประจำวัน เช่น การเดินทางไปที่หนึ่งที่ได้ด้วยระยะทางที่ใกล้ที่สุดและการหาน้ำหนักของอาหารที่มากที่สุดที่มดสามารถขนไปบนไหล่ได้ เป็นต้น วิธีนี้มีทางเลือกอยู่สองทางคือ การหาค่าที่มากที่สุด หรือค่าที่น้อยที่สุด โดยในทางวิศวกรรมมีการนำวิธีนี้มาประยุกต์ใช้เช่นเดียวกัน โดยการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดนั้นแบ่งแยกย่อยออกเป็นหลากหลายวิธี อาทิ วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบใช้ออนุพันธ์ วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบไม่ใช้ออนุพันธ์ ซึ่งสามารถแบ่งย่อยเป็นแบบมีเงื่อนไขบังคับและไม่มีเงื่อนไขบังคับได้อีก ซึ่งวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบไม่อนุพันธ์ที่ได้รับความนิยมคือ วิธีวิวัฒนาการ (Evolutionary method) ซึ่งเป็นวิธีการเลียนแบบพฤติกรรมการวิวัฒนาการของสิ่งมีชีวิต วิธีการนี้เป็นวิธีที่ใช้งานง่ายเนื่องจากไม่ต้องใช้ออนุพันธ์ มีโอกาสเกิดความคลาดเคลื่อนหรือหยุดการทำงานระหว่างการคำนวณ ยกเว้นก็มีขีดจำกัดเนื่องจากวิธีนี้เป็นการประยุกต์ใช้กระบวนการสุ่ม ดังนั้นสมรรถนะในการหาผลเฉลยจึงต่ำเมื่อเทียบกับวิธีที่ใช้ออนุพันธ์

จากที่กล่าวมาข้างต้น งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์ในการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศของอากาศยานรุ่น Cessna 172R ซึ่งเป็นอากาศยานหนึ่งเครื่องยนต์ ด้วยวิธีอนุภาครวมกลุ่ม (Particle Swarm Optimization, PSO) ที่เป็นหนึ่งในวิธีวิวัฒนาการที่เป็นวิธีการเลียนแบบพฤติกรรม การออกหากินของสิ่งมีชีวิตที่ออกหากินเป็นฝูงในบริเวณที่มีอาหารอุดมสมบูรณ์ที่สุด เนื่องจากเป็นวิธีที่มีขั้นตอนที่ง่ายในการคำนวณ และมีสมรรถนะในการหาผลเฉลยสูง (สุจินต์ บุรีรัตน์, 2556) โดยมีฟังก์ชันเป้าหมายให้ได้มาซึ่งแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของแพนอากาศเมื่อเทียบกับแพนอากาศเดิม

## 1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

1.2.1 เพื่อหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศด้วยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบอนุภาครวมกลุ่ม

1.2.2 เพื่อเปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดกับการทดลองในอุโมงค์ลม

## 1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

1.3.1 ใช้ซอฟต์แวร์ Matlab ในการพัฒนารูปร่างแพนอากาศรุ่น NACA2412 ของอากาศยานรุ่น Cessna 172R ด้วยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบอนุภาครวมกลุ่ม

1.3.2 ใช้ซอฟต์แวร์ Xfoil ในการวิเคราะห์การไหลของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่มุมปะทะ 2 องศา

1.3.3 วิเคราะห์การไหลไม่อัดตัว (Incompressible flow) ที่ความเร็ว 36 เมตรต่อวินาที

#### 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.4.1 ได้องค์ความรู้และเข้าใจวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีอนุภาครวมกลุ่ม

1.4.2 ได้รูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศจากวิธีอนุภาคร่วมกลุ่มที่ผลเฉลยมีค่าใกล้เคียงกับการทดลอง





## บทที่ 2

### ปริศนั้วรรกรรม

ปัญหาการหาค่าเหมาะสมที่สุด เป็นสิ่งที่เกิดขึ้นได้ทั่วไปและทุกวัน ทั้งการหาระยะทางที่ใกล้ที่สุดเพื่อที่จะไปยังที่ใดที่หนึ่ง การใช้จ่ายเงินให้น้อยที่สุดเพื่อให้ได้มาถึงสิ่งที่ต้องการ ซึ่งคำตอบของปัญหาดังกล่าวมีทางเลือกสองทาง คือ การหาค่ามากที่สุด (Maximisation) หรือ การหาค่าน้อยที่สุด (Minimisation) โดยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดไม่ได้จำกัดอยู่ที่ปัญหาอย่างง่ายดังที่กล่าวมา แต่ยังรวมถึงปัญหาที่ซับซ้อนทางวิศวกรรมเช่นกัน

การออกแบบแพนอากาศก็เป็นหนึ่งในปัญหาทางวิศวกรรมที่วิศวกรส่วนใหญ่ให้ความสนใจ เนื่องจากแพนอากาศมีความสำคัญอย่างยิ่งที่ทำให้อากาศยาน สามารถลอยตัวอยู่ในอากาศได้ ดังนั้นงานวิจัยนี้นำเสนอการศึกษาหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศ ด้วยวิธีวิวัฒนาการ ซึ่งเป็นวิธีการหาค่าที่เหมาะสมวิธีการหนึ่งที่มีความนิยม เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการไหลของแพนอากาศที่มีอยู่แล้วในปัจจุบัน

#### 2.1 การหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimization)

การหาค่าเหมาะสมที่สุดเป็นการแก้ปัญหาทางคณิตศาสตร์ภายใต้เงื่อนไขหรือขอบเขตที่จำกัดของปัญหา และวิธีการนี้สามารถประยุกต์ใช้กับปัญหาได้หลายประเภท ไม่เฉพาะแต่ทางด้านวิศวกรรม ปัญหาการหาค่าเหมาะสมที่สุดดังกล่าวไว้ว่าจะเป็นไปใน 2 คือการหาค่าน้อยที่สุดหรือมากที่สุด ซึ่งสามารถเขียนเป็นสมการที่ 2.1 และ 2.2 ตามลำดับ โดยกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดจะประกอบด้วยตัวแปรออกแบบการซึ่งก็คือตัวแปรต้นหรือตัวแปรอิสระ เมื่อตัวแปรออกแบบเปลี่ยนจะส่งผลต่อฟังก์ชันเป้าหมายและฟังก์ชันเงื่อนไขบังคับ ฟังก์ชันเป้าหมายคือตัวแปรตามของตัวแปรออกแบบและตัวสุดท้ายคือเงื่อนไขบังคับ เป็นสมการหรือสมการที่ใช้บ่งชี้ว่าผลเฉลยตัวแปรออกแบบที่ปรากฏเป็นคำตอบที่เหมาะสมที่สุดของปัญหา

$$\min_x f(x) \quad (2.1)$$

หรือ

$$\max_x f(x) \quad (2.2)$$

ภายใต้เงื่อนไขบังคับ

$$g_i(x) \leq 0, i = 1, \dots, m$$

$$h_i(x) = 0, i = 1, \dots, l$$

$$L_i \leq x_i \leq U_i, i = 1, \dots, n$$

เมื่อ	$x$	คือเวกเตอร์ตัวแปรออกแบบ (Design variables vector) ขนาด $n \times 1$
	$f$	คือฟังก์ชันเป้าหมาย (Objective function)
	$g_i$	คือเงื่อนไขบังคับในรูปแบบอสมการ (Inequality constraints)
	$h_i$	คือเงื่อนไขบังคับในรูปแบบสมการ (Equality constraints)
	$L_i$	คือขอบเขตล่างของตัวแปรออกแบบ (Lower bound constraints)
	$U_i$	คือขอบเขตบนของตัวแปรออกแบบ (Upper bound constraints)

การหาผลเฉลยหรือคำตอบของปัญหาการหาค่าเหมาะสมที่สุดนั้นจะอยู่ในรูปการหาค่าตัวแปรออกแบบที่ให้ค่าฟังก์ชันเป้าหมายที่มากที่สุดหรือน้อยที่สุด ซึ่งฟังก์ชันเป้าหมายอาจจะมีสมการอนุพันธ์ (Derivative equation) หรือไม่ก็ได้ ซึ่งอาจจะต้องใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่แตกต่างกันออกไปตามแต่ผู้วิจัยสนใจหรือถนัด และในกรณีดังกล่าวอาจมีฟังก์ชันเป้าหมายหนึ่งฟังก์ชันหรืออาจจะมีหลายฟังก์ชันเป้าหมาย เพื่อให้บรรลุจุดประสงค์ทั้งหมด ซึ่งในการหาค่าเหมาะสมนั้นไม่มีวิธีให้เลือกใช้มากมาย แต่ในงานวิจัยนี้ขอแนะนำเสนอการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบไม่ใช้สมการอนุพันธ์หนึ่งฟังก์ชันเป้าหมายและอยู่ภายใต้เงื่อนไขบังคับ ในที่นี้ขอกล่าวถึงวิธีวิวัฒนาการในหัวข้อย่อถัดไป

### 2.1.1 วิธีวิวัฒนาการ (Evolutionary method)

วิธีวิวัฒนาการเป็นวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดที่มีกระบวนการในการหาผลเฉลยโดยเลียนแบบพฤติกรรมหรือกระบวนการวิวัฒนาการของสิ่งมีชีวิต หรือเรียกอีกชื่อหนึ่งว่า วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยอาศัยประชากร (Population-based optimisers) เนื่องจากเป็นวิธีที่ใช้ประชากรหรือเรียกอีกอย่างว่ากลุ่มของผลเฉลยมาใช้ในกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดในแต่ละวงวน จึงมีข้อดีเมื่อเทียบกับวิธีการอื่นๆ คือ ไม่ต้องใช้สมการอนุพันธ์ในการหาผลเฉลยซึ่งสามารถใช้กับปัญหาการออกแบบได้หลายรูปแบบและสามารถปรับเปลี่ยนตัวแปรต่างๆ ได้ง่าย มีความทนทาน (Robust) กล่าวคือ มีความคลาดเคลื่อนของผลเฉลย หรือหยุดการคำนวณระหว่างกระบวนการน้อย แต่ข้อเสียของวิธีการนี้คือการหาค่าตอบของปัญหาการออกแบบเดิมหลายครั้ง ผลเฉลยที่ได้อาจจะไม่เหมือนเดิม ซึ่งเป็นผลมาจากการสุ่มประชากรในการบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุด และการไม่มีสมการอนุพันธ์ในการตรวจสอบความถูกต้องของผลเฉลย ดังนั้นจึงใช้จำนวนครั้งในการหาผล

เฉลี่ยสูงมากเมื่อเทียบกับสมการอนุพันธ์ จากที่กล่าวมาข้างต้นวิธีการนี้ก็ยังเป็นที่นิยมอย่างแพร่หลายของวิธีการวิวัฒนาการมีด้วยกัน 2 วิธี คือ วิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Algorithm : GA) และ วิธีอนุภาครวมกลุ่ม (Particle Swarm Optimization : PSO) ซึ่งสามารถศึกษาได้จากตัวอย่าง เช่น Chen Jianqiao, Tang Yuanfu, Ge Rui, An Qunli และ Guo Xiwei (2013) ทำการศึกษาเกี่ยวกับการออกแบบหาโครงสร้างที่ดีที่สุดของโครงสร้างวัสดุเชิงประกอบด้วยวิธีอนุภาครวมกลุ่มร่วมกับระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ A.F.P. Ribeiro A.M. Awruch and H.M. Gomes (2012) ทำการศึกษาการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศสำหรับกักกันลมด้วยวิธีการวิเชิงพันธุกรรม เมื่อประมวลผลงานทั้งสองพบว่าวิธีเชิงพันธุกรรมเป็นวิธีการเลียนแบบการวิวัฒนาการทางธรรมชาติของสิ่งมีชีวิตตามทฤษฎีของชาร์ล ดาร์วิน เป็นที่นิยมมากที่สุดของวิธีวิวัฒนาการ ซึ่งกระบวนการส่วนใหญ่คล้ายคลึงกับตามทฤษฎีที่กล่าวมา คือประกอบด้วยกระบวนการคัดเลือกประชากรพ่อแม่ การครอส โอเวอร์ (Crossover) และการกลายพันธุ์ (Mutation) ส่วนวิธีการอนุภาครวมกลุ่มเป็นเลียนแบบพฤติกรรมของฝูงนกหรือฝูงปลาที่จะรวมกลุ่มหากินในบริเวณที่มีอาหาร จุดเด่นของวิธีนี้คือขั้นตอนในการหาผลเฉลยไม่ซับซ้อน และการลู่เข้าหาผลเฉลยเร็วกว่าวิธีวิวัฒนาการอื่น ๆ และ R. Mukesh, K. Lingadurai and S. Karthick (2012) ทำการศึกษาเกี่ยวกับการหารูปปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดด้วยวิธีการวิวัฒนาการต่าง ๆ พบว่าในการหารูปปร่างแพนอากาศรุ่นเดียวกัน วิธีการอนุภาครวมกลุ่มได้รูปปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดซึ่งทำให้เกิดแรงยกมากกว่าวิธีเชิงพันธุกรรม และซึ่งเมื่อเปรียบเทียบกับขั้นตอนในการหาผลเฉลยพบว่าวิธีวิวัฒนาการมีขั้นตอนที่ซับซ้อนมากกว่าวิธีการอนุภาครวมกลุ่มดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงใช้วิธีการอนุภาครวมกลุ่มในการหารูปปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุด

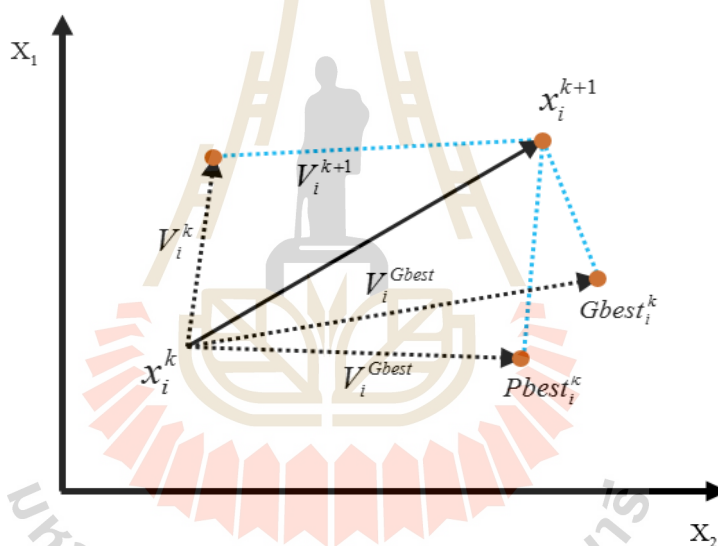
#### 2.1.1.1 วิธีอนุภาครวมกลุ่ม (Particle Swarm Optimization: PSO)

จากที่กล่าวข้างต้นวิธีการนี้เป็นวิธีสำนึกขั้นสูงโดยเลียนแบบพฤติกรรมของสิ่งมีชีวิตที่ออกหากินเป็นฝูง เช่น ฝูงนกและฝูงปลา เป็นต้น โดยสิ่งมีชีวิตเหล่านี้จะรวมกลุ่มกันหากินในบริเวณที่อาหารอุดมสมบูรณ์มากที่สุด แต่สิ่งมีชีวิตบางตัวก็อาจจะหากินในแหล่งที่มีอาหารไม่สมบูรณ์มากเท่าที่ควร เมื่อกล่าวในเชิงเปรียบเทียบแล้ว ตำแหน่งของแหล่งอาหารเปรียบได้กับค่าฟังก์ชันเป้าหมาย ส่วนตำแหน่งของสิ่งมีชีวิตที่กล่าวมาเปรียบได้กับตำแหน่งของเวกเตอร์ตัวแปรออกแบบหรือตำแหน่งของอนุภาค โดยวิธีนี้สิ่งมีชีวิตเรียกแทนเป็นอนุภาค (Particle) ซึ่งอนุภาคแต่ละตัวจะประกอบด้วยเวกเตอร์ความเร็วและตำแหน่งหาได้ดังสมการที่ 2.3 และ 2.4 ตามลำดับ และอนุภาคจะพุ่งเข้าหาผลเฉลย ดังรูปที่ 2.1 โดยจะเร็วหรือช้าขึ้นอยู่กับความสมบูรณ์ของแหล่งอาหารหรือค่าฟังก์ชันเป้าหมายนั่นเอง

$$v_i(k) = Wv_i(k-1) + C_1r_1(p_i^{best} - x_i(k-1)) + C_2r_2(g_i^{best} - x_i(k-1)) \quad (2.3)$$

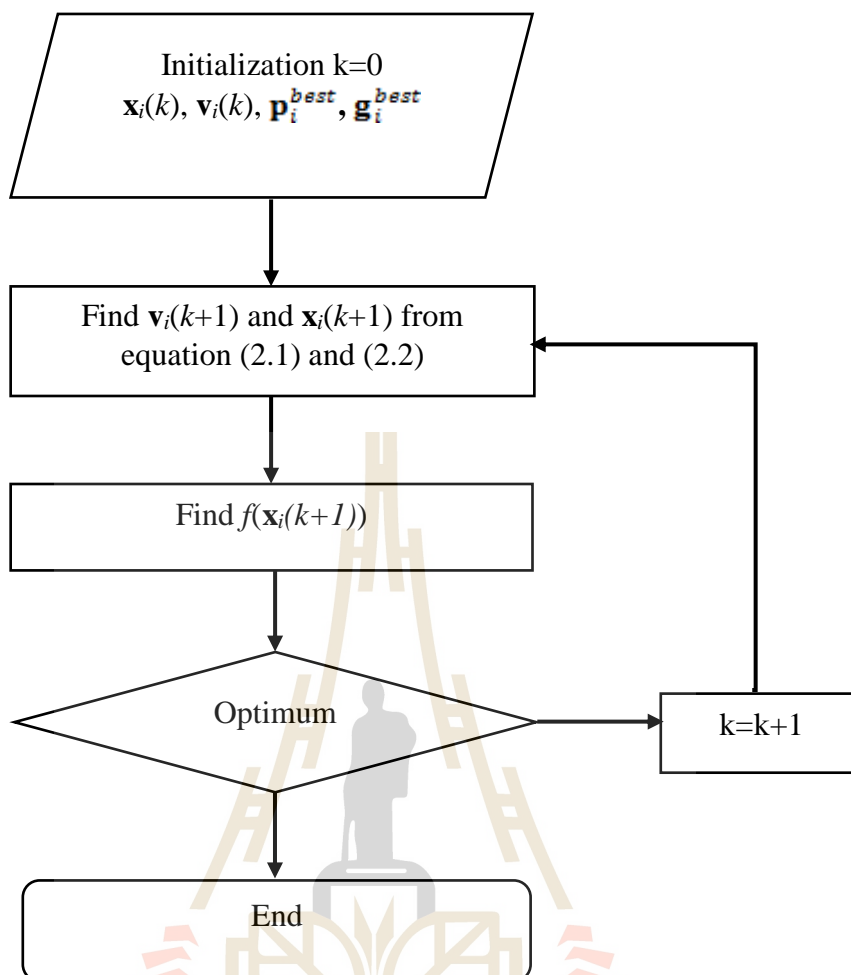
$$x_i(k) = x_i(k-1) + v_i(k) \quad (2.4)$$

- เมื่อ  $x_i(k)$  คือตำแหน่งของอนุภาคหรือเวกเตอร์ผลเฉลยที่  $i$ -th ในวงวนที่  $k$   
 $v_i(k)$  คือความเร็วของอนุภาค  $i$ -th ในวงวนที่  $k$   
 $W$  คือค่าถ่วงน้ำหนักที่ใช้สำหรับแสดงผลกระทบของ  $v_i(k-1)$  ที่มีต่อ  $v_i(k)$   
 $r_1, r_2 \in [0,1]$  คือค่าตัวเลขสุ่มที่กระจายแบบเอกรูป  
 $C_1, C_2$  คือตัวประกอบการเรียนรู้ด้วยตนเองและสังคมตามลำดับ  
 $p_i^{best}$  คือผลเฉลยที่ดีที่สุดที่อนุภาค  $x_i$  ค้นเจอ  
 $g_i^{best}$  คือผลเฉลยที่ดีที่สุดที่อนุภาคทั้งหมดค้นเจอ



รูปที่ 2.1 เวกเตอร์ความเร็วของอนุภาค

โดยกระบวนการหาผลเฉลยของวิธีการนี้เริ่มด้วยกลุ่มอนุภาคตั้งต้นที่ได้จากการสุ่ม จากนั้นทำการหาค่าฟังก์ชันเป้าหมายของอนุภาคแต่ละตัว เพื่อเปรียบเทียบหาอนุภาคที่ทำให้ฟังก์ชันเป้าหมายมีค่ามากที่สุดในช่วง ซึ่งเรียกว่า  $p^{best}$  และ  $g^{best}$  ซึ่งก็คืออนุภาคที่ทำให้ฟังก์ชันเป้าหมายมีค่ามากที่สุดใอนุภาคทั้งหมด โดยในรอบแรกนั้นทั้งสองค่าจะมีค่าเท่ากัน จากนั้นจะทำการหาอนุภาควงวนหรือรุ่นถัดไปตามสมการที่แสดงข้างต้น และทำเหมือนกับวงวนแรก คือหาค่า  $p^{best}$  และนำไปเปรียบเทียบกับวงวนก่อนหน้าเพื่อหาค่า  $g^{best}$  ค่าใหม่ จากนั้นกระบวนการก็เป็นการเปรียบเทียบไปเรื่อย ๆ จนกว่าจะได้ค่าที่เหมาะสมที่สุด ดังรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.2 กระบวนการในการหาค่าเหมาะสมที่สุด

Manas S. Khurana (2008) ทำการศึกษาประโยชน์ของการหาค่าเหมาะสมที่สุดเพื่อออกแบบแผนอากาศที่มีระยะเวลาในการบินได้นาน (Long endurance) ซึ่งตัวแปรที่มีผลต่อระยะเวลาการบินคือ อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift to drag ratio) จึงถูกเลือกมาเป็นฟังก์ชันเป้าหมาย โดยการหาค่าเหมาะสมที่สุดได้เลือกใช้ชีวิตอนุภาครวมกลุ่ม มีการตั้งค่าเริ่มต้นให้  $C1 = 2$ ,  $C2 = 2$ ,  $W = 1$  และจำนวนกลุ่มประชากรเท่ากับ 10, 20 และ 30 และผลจากวิจัยดังกล่าวได้รูปร่างแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดที่ทำให้ระยะเวลาในการบินเพิ่มขึ้น

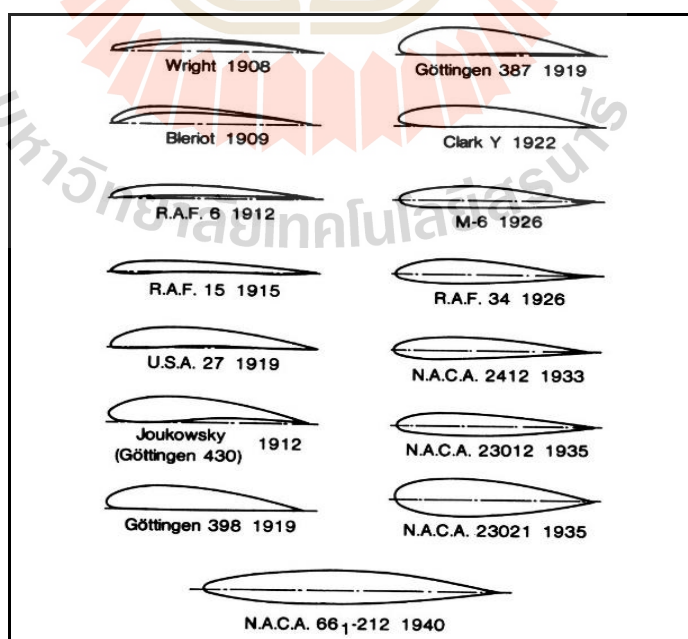
## 2.2 การออกแบบแผนอากาศ

การออกแบบแผนอากาศมีทั้งออกแบบใหม่ พัฒนาหรือปรับปรุงรูปร่างแผนอากาศให้มีประสิทธิภาพด้านต่าง ๆ ให้ดีขึ้นนั้น ดังนั้นในการออกแบบต้องคำนึงถึง Characteristics และอากาศ

พลศาสตร์ของแพนอากาศ โดยการออกแบบแพนอากาศมีวิธีการออกแบบ 2 วิธีการ หนึ่งในคือวิธีการ Inverse Design (ID) เป็นวิธีการกำหนดค่าทางอากาศพลศาสตร์เป็นเป้าหมายและปรับปรุงรูปร่างแพนอากาศให้ได้ตามเป้าหมายที่ต้องการ และวิธีการ Direction Numerical Optimization (DNO) เป็นวิธีการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศ ฟังก์ชันเป้าหมายของการปรับปรุงหรือพัฒนารูปร่าง ซึ่งเป็นวิธีที่เหมาะสมในการปรับปรุงหรือพัฒนาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของแพนอากาศที่มีอยู่แล้ว (Pierluigi Della Vecchia, Elia Daniele and Egidio D'Amato, 2014)

### 2.2.1 รูปร่างแพนอากาศ

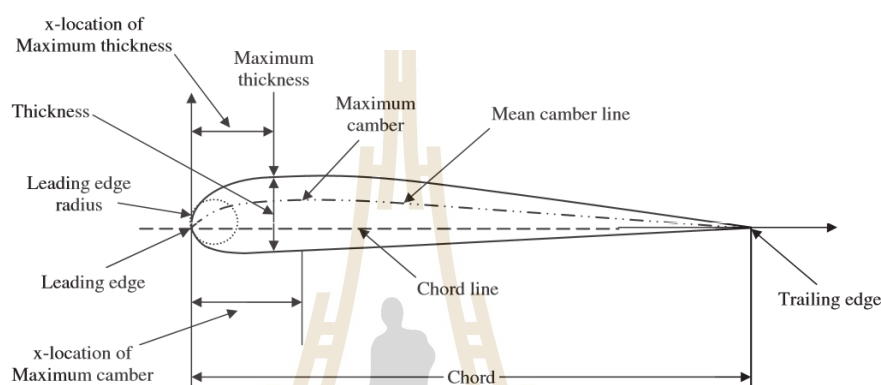
แพนอากาศเป็นภาพตัดขวาง (Cross section) นำไปใช้ประโยชน์อย่างกว้างขวางในการสร้างทั้งปีกอากาศยาน ใบพัดกังหันลม ใบพัดเครื่องยนต์ ฯลฯ มีผู้คิดค้นออกแบบแพนอากาศหลาย ๆ คน หลากหลายรูปร่างซึ่งไม่มีหลักการในการออกแบบที่ยึดถือไปในทางเดียวกัน แต่โดยทั่วไปจะมีลักษณะที่คล้ายคลึงกัน คือ ด้านหน้ามีความโค้งมน และด้านหลังมีลักษณะแหลม การเลือกใช้แพนอากาศนั้นก็จะเลือกตามจุดประสงค์ในการนำไปใช้ประโยชน์ เช่น ต้องการแพนอากาศที่มีแรงยกมาก หรือ แพนอากาศที่มีรูปร่างสมมาตร เป็นต้น ตัวอย่างแพนอากาศที่นิยมในปัจจุบันก็มี Goettingen, Clark Y, NACA และอื่น ๆ เป็นต้น ดังรูปที่ 2.3 เมื่อเปรียบเทียบความนิยมในการใช้จะพบว่า NACA เป็นที่นิยมมากที่สุดในการการบิน (David Lednicer, www, 2010) เพื่อสร้างปีกอากาศยาน ซึ่งเป็นลักษณะรูปร่างที่เข้าใจง่าย มีสูตรและหลักการอธิบายรูปร่างที่แน่นอน



รูปที่ 2.3 แพนอากาศชนิดรุ่นต่าง ๆ



NACA หรือ National Advisory Committee for Aeronautics เป็นองค์กรที่พัฒนา แพนอากาศ ที่มีลักษณะเฉพาะซึ่งสามารถอธิบายได้ด้วยพารามิเตอร์ต่าง ๆ ได้แก่ ความหนาสูงสุดของแพนอากาศ (maximum thickness) ค่ากึ่งกลางระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างซึ่งมีลักษณะเป็นเส้นโค้ง (maximum camber) ตำแหน่งความหนาสูงสุดเทียบกับชายหน้าแพนอากาศ (position of max thickness) ตำแหน่งสูงสุดของแคมเบอร์เทียบกับชายหน้า (position of max camber) และรัศมีความโค้งของชายหน้า (nose radius) ดังรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 พารามิเตอร์ของรูปร่างแพนอากาศ

รูปร่างแพนอากาศรุ่น NACA นั้นมีตัวเลขหลังตัวอักษรซึ่งมีตั้งแต่ 4-8 หลัก แต่ที่นิยมนำไปใช้ ได้แก่ 4 หลัก 5 หลัก และ 6 หลัก เป็นต้น โดยหลักต่าง ๆ ของแพนอากาศจะบ่งบอกถึงลักษณะทางกายภาพ หรือค่าทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ

NACA 4 หลัก ตัวเลขหลักแรกหมายถึงความ โค้ง (Camber) สูงสุดเป็นร้อยละของความยาวคอร์ด ตัวเลขหลักที่สองหมายถึงระยะจากตำแหน่งชายหน้าไปถึงความ โค้งสูงสุดเป็นร้อยละของความยาวคอร์ด ตัวเลขหลักที่สามและสี่หมายถึงความหนาสูงสุดเป็นร้อยละของคอร์ด

NACA 5 หลัก นั้นสามารถอธิบายได้ดังนี้ หลักที่หนึ่ง หมายถึง สัมประสิทธิ์แรงยกคูณด้วย 1.5 หลักที่สองและสาม หมายถึง ระยะจากชายหน้าไปที่ตำแหน่งแคมเบอร์สูงสุด โดยตัวเลขหลักดังกล่าวต้องหารด้วย 2 ก่อน หลักที่สี่และห้า หมายถึง ความหนาสูงสุด คิดเป็นร้อยละของคอร์ด

NACA 6 หลัก นั้นสามารถอธิบายได้ดังนี้ หลักที่หนึ่ง หมายถึง ตัวเลขที่บ่งบอกว่า เป็น NACA ตระกูล 6 หลัก หลักที่สอง หมายถึง ระยะที่ความดันต่ำที่สุด คิดเป็นร้อยละ 10 ของคอร์ด หลักที่สาม หมายถึง สัมประสิทธิ์แรงยก คิดเป็นร้อยละ 10 ของคอร์ด ซึ่งบวกและลบเท่ากับ

ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกนั้น หลักที่สี่ หมายถึง สัมประสิทธิ์แรงยกในอุดมคติ คิดเป็นร้อยละ 10 ของ คอร์ด หลักที่ห้าและหก หมายถึง ความหนาสูงสุด คิดเป็นร้อยละของคอร์ด

จากที่แสดงให้เห็นนั้นจะพบว่าในการปรับปรุง หรือออกแบบให้แพนอากาศรุ่น NACA มีประสิทธิภาพที่ดีขึ้น ก็ต้องคำนึงถึงนิยามของแพนอากาศแต่ละหลักด้วย ความเหมาะสม ในการนำไปใช้สร้างปีก เพื่อตรงกับจุดประสงค์ในการออกแบบอากาศยาน ซึ่งแพนอากาศแต่ละหลักนั้นก็ยังมีข้อดีข้อเสียแตกต่างกันไป

การแบ่งประเภทของแพนอากาศสามารถแบ่งได้เป็น 2 ประเภทหลัก ดังนี้

1. แพนอากาศแบบสมมาตร (Symmetric airfoil) เป็นแพนอากาศที่มีความหนา เท่ากันทั้งด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศ เช่น NACA0012 NACA0016 และ NACA0018 เป็นต้น ดังรูปที่ 2.5 ซึ่งเป็นแพนอากาศสร้างแรงยกได้น้อยเมื่อเทียบกับแพนอากาศแบบสมมาตร ซึ่งเป็นแพนอากาศที่นิยมใช้กับเครื่องบินรบและเครื่องบินที่ต้องการการเปลี่ยนท่าทางการบินอย่างรวดเร็ว



รูปที่ 2.5 แพนอากาศแบบสมมาตร

2. แพนอากาศแบบไม่สมมาตร (asymmetric airfoil) เป็นแพนอากาศที่มีลักษณะตรงข้ามกับแพนอากาศแบบสมมาตรคือ แพนอากาศด้านบนมีความหนาที่มากกว่าด้านล่าง เช่น NACA4418 NACA2412 และ NACA6509 เป็นต้น ดังรูปที่ 2.6 ซึ่งเป็นแพนอากาศที่สร้างแรงยกได้ที่มุมปะทะ ศูนย์องศา นิยมใช้กับเครื่องบินพาณิชย์และเครื่องบินโดยสารต่างๆ



รูปที่ 2.6 แพนอากาศแบบไม่สมมาตร

ในการวิเคราะห์การไหลผ่านแพนอากาศจะเป็นการวิเคราะห์การไหลแบบสองมิติ (Infinite wing) เป็นลักษณะที่ให้ความยาวของแพนอากาศมีค่าอนันต์และจะพบว่าการวิเคราะห์ลักษณะนี้จะให้ค่าแรงยกมากกว่าการวิเคราะห์การไหลแบบสามมิติ (Finite wing) เนื่องจากเป็นลักษณะในอุดมคติ

## 2.2.2 อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic)

อากาศพลศาสตร์เป็นส่วนหนึ่งของการไหลภายนอก (External flow) ที่ศึกษาเกี่ยวกับแรงและพฤติกรรมของอากาศที่กระทำผ่านวัตถุขณะเคลื่อนที่ผ่านอากาศ ทั้งในอุตสาหกรรมการบิน ยานยนต์ และอุตสาหกรรมอื่น ๆ ได้นำสิ่งนี้ไปใช้ในการออกแบบพัฒนาให้ยานพาหนะหรืออุปกรณ์มีประสิทธิภาพที่ดีขึ้นไม่ทางใดก็ทางหนึ่ง เมื่อเน้นพิจารณาในอุตสาหกรรมการบินนั้นใช้ประโยชน์จากการศึกษานี้เป็นอย่างมาก ตั้งแต่การออกแบบลำตัว (Fuselage) ชุดหางเสือ (Empennage) รวมทั้งปีกที่เป็นส่วนสำคัญที่สร้างแรงยกเกือบทั้งหมดของอากาศยาน ดังนั้นในหัวข้อนี้ขอกล่าวถึงอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ ซึ่งเป็นภาพตัดขวางของปีกอากาศยาน

### 2.2.2.1 สัมประสิทธิ์แรงยก

แพนอากาศจากที่ได้กล่าวไปเมื่อหัวข้อที่ 2.2.1 นั้นเป็นวัตถุลู่ลม (Streamlined body) เมื่อแพนอากาศเคลื่อนที่ผ่านอากาศด้วยความเร็วและมุมปะทะค่าหนึ่ง จะเกิดแรงกระทำกับแพนอากาศอยู่สองประเภทที่เกิดขึ้นพร้อม ๆ กัน คือแรงยก (Lift) ซึ่งเป็นแรงตั้งฉากกับแพนอากาศ ส่วนแรงที่สวนทางกับการเคลื่อนที่ของแพนอากาศ เรียกว่า แรงต้าน (Drag) และมักจะแสดงในรูปของสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) และสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) ซึ่งเป็นลักษณะของตัวแปรไร้มิติ (Dimensionless)

เมื่อพูดถึงสัมประสิทธิ์แรงยกในรูปของความดันสามารถอธิบายได้ด้วยสมการเบอร์นูลลี (Bernoulli's equation) ที่ถูกพัฒนามาจากสมการออยเลอร์ที่อธิบายลักษณะการไหลในอุดมคติ กล่าวคือ เป็นการไหลแบบไร้ความหนืดหรือมีความหนืดน้อยมาก จึงไม่สนใจ

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p \quad (2.5)$$

จากสมการที่ 2.5 ถูกพัฒนาเป็นสมการเบอร์นูลลี ภายใต้เงื่อนไขที่เพิ่มขึ้นคือ การไหลแบบไม่อัดตัว (Incompressible flow) ของไหลมีสภาวะคงตัว (Steady) และไม่เกิดการหมุน (Irrotational)

$$\frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = \text{ค่าคงที่} \quad (2.6)$$

จากสมการที่ 2.6 เป็นผลบวกของสามพจน์และพิจารณาว่าความแตกต่างของค่าที่วัดตามแนวคิ่งหรือพจน์ มีค่าน้อยมากจนสามารถตัดออกไป และจัดรูปสมการใหม่ได้ดังนี้

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{ค่าคงที่} \quad (2.7)$$

จากสมการที่ 2.7 เขียนอยู่ในรูปของความดัน ซึ่งกำหนดให้ค่าคงที่มีค่าเท่ากับ  $p_0$  หรือความดันรวม ซึ่งสามารถจัดรูปสมการใหม่ได้ดังนี้

$$p_0 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.8)$$

จากสมการที่ 2.8 จะเห็นว่าความดันรวมหรือความดันที่จุดหยุดนิ่ง (Stagnation point) จะประกอบด้วย  $p$  คือค่าความดันสถิต (Static pressure) และ  $\frac{1}{2} \rho V^2$  คือค่าความดันพลวัต (Dynamic pressure) ดังนั้นเมื่อให้ความดันรวมมีค่าคงที่ ถ้าความดันพลวัตหรือความเร็วเพิ่มขึ้น จะทำให้ความดันสถิตลดลง (สมศักดิ์ ไชยะภินันท์, 2552) จากที่กล่าวมาจากการที่ของไหลไหลผ่านวัตถุในปริมาตรควบคุม (Control volume) โดยสมมติให้ความเร็วของของไหลที่ไหลผ่านผิวด้านบนของวัตถุมีค่ามากกว่าด้านล่าง จะทำให้เกิดความแตกต่างของความดันสถิตโดยค่าความดันสถิตด้านบนน้อยกว่าด้านล่าง ด้วยเหตุนี้จึงเป็นผลทำให้เกิดแรงยกในแนวตั้งฉากกับการไหล และในการคำนวณเพื่อหาสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ ( $C_l$ ) จะหาได้จากผลรวมของผลต่างของสัมประสิทธิ์ความดัน ( $C_p$ ) ด้านบนและด้านล่างของวัตถุดังเขียนเป็นสมการที่ 2.9

$$C_l = \frac{1}{c} \int_0^c (C_{p,l} - C_{p,u}) dx = \frac{1}{2} \frac{l}{\rho V^2 c} \quad (2.9)$$

และสัมประสิทธิ์ความดันหาได้จากสมการดังนี้

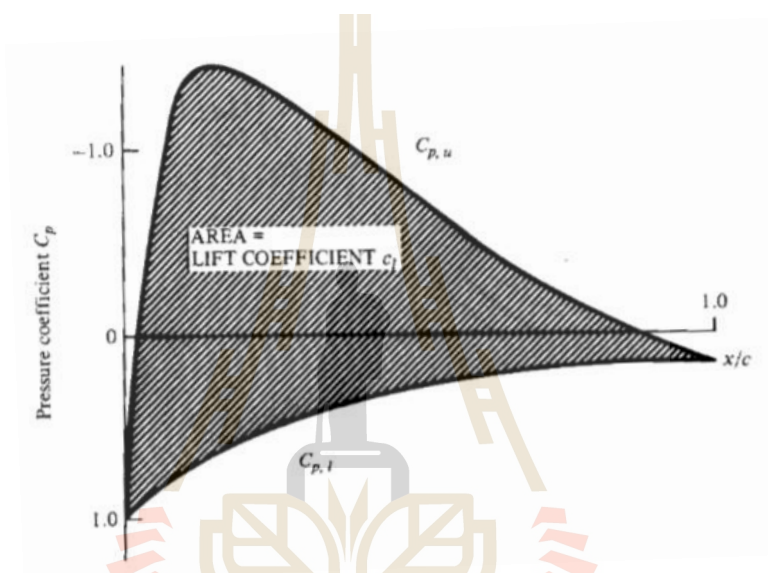
$$C_p = 1 - \left( \frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad (2.10)$$

เมื่อ	$C_l$	คือ สัมประสิทธิ์แรงยก
	$C_p$	คือ สัมประสิทธิ์ความดัน
	$c$	คือ ความยาวคอร์ด

$V$  คือ ความเร็วของของไหล ณ จุดใดๆ

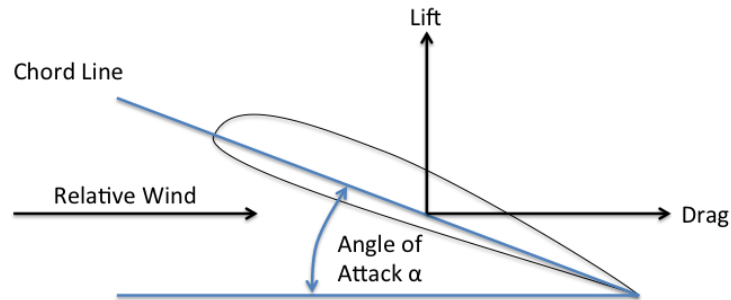
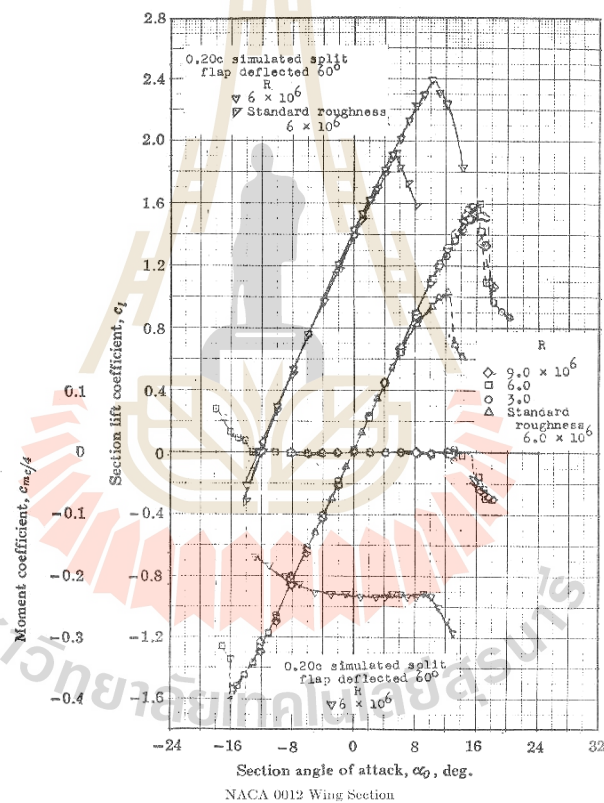
$V_\infty$  คือ ความเร็วของของไหล

จากสมการที่ 2.10 ดังกล่าวสามารถหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้การหาพื้นที่ใต้กราฟของกราฟระหว่างสัมประสิทธิ์ความดันในแต่ละจุดบนพื้นผิวของแพนอากาศและความยาวคอร์ดในแนวแกน  $x$  ดังรูปที่ 2.7 ซึ่งในการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกด้วยวิธีนี้มีข้อจำกัดคือ มุมปะทะที่ใช้ในการวิเคราะห์การไหลต้องมีมุมน้อย ๆ กล่าวคือมุมปะทะต้องไม่เกิน 5 องศา



รูปที่ 2.7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์ความดันกับความยาวคอร์ด

สัมประสิทธิ์แรงยกเป็นค่าที่สามารถใช้ทำนายพฤติกรรมของแพนอากาศ โดยเปรียบเทียบกับมุมปะทะ (Angle of Attack:  $\alpha$ ) ซึ่งมุมปะทะคือมุมที่แพนอากาศกระทำหรือปะทะกับทิศทางลมสัมพัทธ์ (Relative wind) ซึ่งแสดงดังรูปที่ 2.8 และรูปที่ 2.9 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสองตัวแปรข้างต้นซึ่งมีความเฉพาะของแพนอากาศแต่ละตัว เนื่องจากกราฟนี้ได้มาจากการทดลอง กราฟดังกล่าวแสดงให้เห็นว่าเมื่อเพิ่มมุมปะทะขึ้นเรื่อย ๆ จะทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเพิ่มมากขึ้นเรื่อย ๆ จนเมื่อถึงมุมปะทะค่าหนึ่งที่ทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด เมื่อเปิดมุมปะทะเพิ่มอีกจะทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกลดลงอย่างรวดเร็ว ซึ่งเรียกพฤติกรรมนี้ว่า สตอลล์ (Stall) เกิดจากการแยกตัวและหมุนวนของกระแสอากาศบริเวณปีกด้านบนส่งผลให้แรงยกไม่เพียงพอสำหรับรับน้ำหนักอากาศยาน และเริ่มร่วงหล่น

รูปที่ 2.8 มุมปะทะ ( $\alpha$ )

รูปที่ 2.9 กราฟระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะต่าง ๆ ของเพนอากาศรุ่น NACA0012  
ที่มา: CFD Online

### 2.2.2.2 สัมประสิทธิ์แรงต้าน

แรงต้านเกิดบริเวณชั้นขีดผิวของวัตถุ โดยแบ่งออกเป็น 2 ประเภทใหญ่ คือ แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induce drag) และแรงต้านปาราสิต (Parasite drag)



แรงต้านเหนี่ยวนำ จากการหักการหมุนวนเป็นผลให้เกิดแรงยกและ Vortex บริเวณชายหลังของปีก จึงส่งผลให้เกิดแรงต้านชนิดนี้เกิดขึ้น ดังนั้นเมื่อมีแรงยกมากขึ้นก็จะส่งผลให้เกิดแรงต้านชนิดนี้เพิ่มขึ้นเช่นกัน ซึ่งแรงต้านเหนี่ยวนำสามารถหาได้ดังสมการที่ 2.11

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (2.11)$$

เมื่อ  $C_{D,i}$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำ

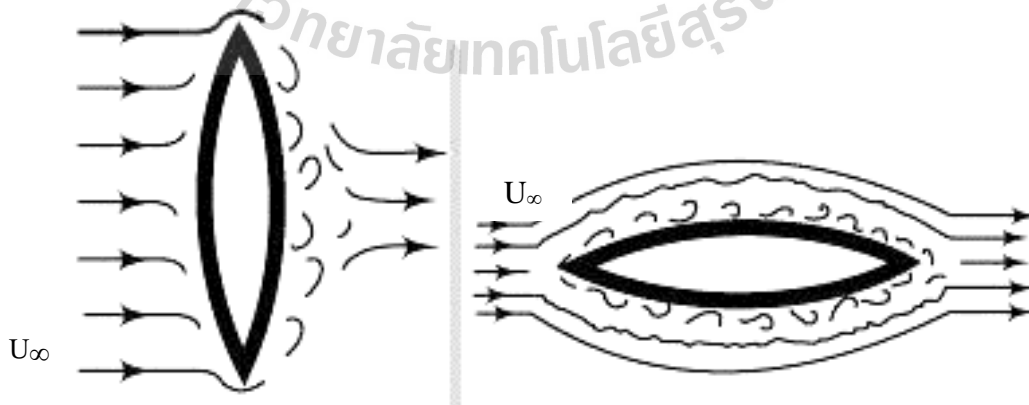
$e$  คือ Oswald efficiency factor

$AR$  คือ อัตราส่วนระหว่างความยาวปีกต่อความยาวคอर्ड

แรงต้านปาราสิตคือผลรวมของแรงต้านความดันและแรงต้านความเสียดทาน (Skin-friction drag) ซึ่งเป็นแรงต้านที่ไม่ได้เกิดจากแรงยก

แรงต้านความดันเป็นแรงต้านที่ตั้งฉากกับการเคลื่อนที่ของไหลซึ่งเป็นลักษณะของความดันที่กระทำกับวัตถุ ซึ่งผลจากแรงต้านดังกล่าวเป็นเหตุให้เกิดการแยกตัวของของไหล โดยจะสังเกตได้ว่ายิ่งวัตถุมีรูปร่างหนาหรือไม่เพรียวลมก็จะทำให้แรงต้านชนิดนี้มีค่าเพิ่มมากขึ้น

แรงต้านความเสียดทาน เป็นผลมาจากความหนืดของของไหลและความขรุขระของวัตถุ ยิ่งมีความหนืดหรือความขรุขระมากก็จะทำให้แรงต้านชนิดนี้มีค่าเพิ่มขึ้น จากรูปที่ 2.10 แสดงเปรียบเทียบระหว่างแรงต้านความดันและแรงต้านความเสียดทาน ซึ่งสัมประสิทธิ์ของผลรวมของแรงต้านหาได้จากสมการที่ 2.12 (Mark Drela and Michael B. Gilest, 1987)



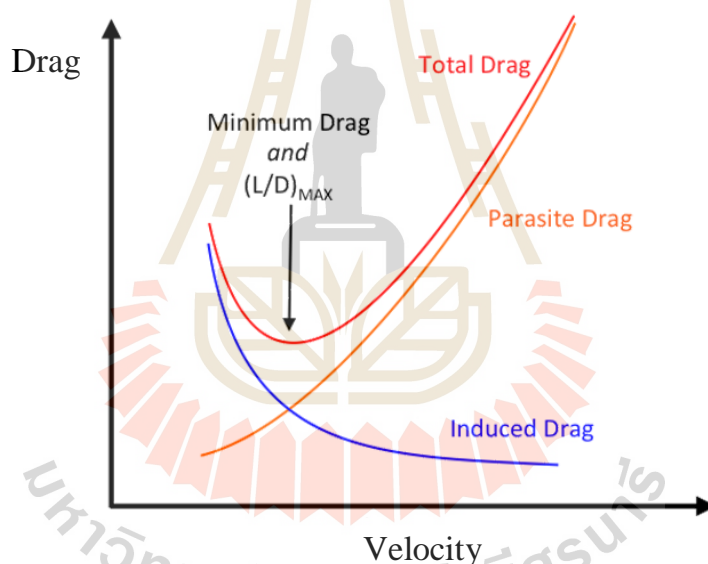
รูปที่ 2.10 แสดงเปรียบเทียบระหว่างแรงต้านความดันและแรงต้านความเสียดทาน

$$C_{D,o} = \frac{C_f}{2} U_s + C_\tau (1 - U_s) \quad (2.12)$$

เมื่อ  $C_f$  คือ สัมประสิทธิ์แรงเสียดทานที่ผิว  
 $C_\tau$  คือ สัมประสิทธิ์ความเค้นเฉือน  
 $U_s$  คือ ความเร็วตั้งฉากกับผนังลื่นไหล

จากแรงต้านเหนี่ยวนำและแรงต้านปาราสิตสามารถเขียนเป็นสมการที่ 2.13 ซึ่งเป็นสมการสัมประสิทธิ์แรงต้านรวม และสามารถเขียนเป็นกราฟระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำและสัมประสิทธิ์แรงต้านปาราสิตได้ ดังรูปที่ 2.11

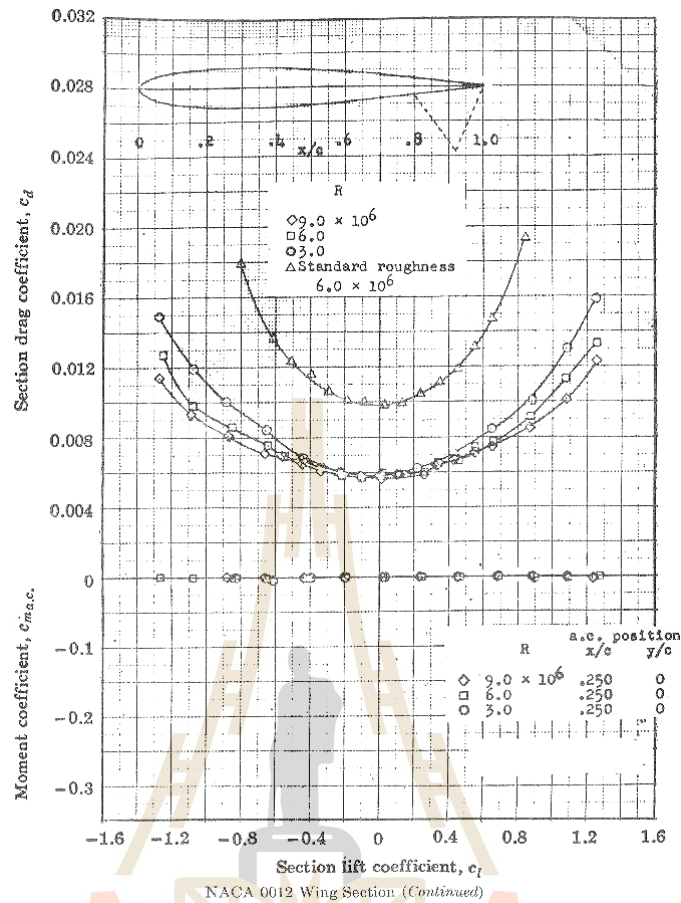
$$C_D = C_{D,o} + C_{D,i} = \frac{1}{2} \frac{d}{\rho V^2 c} \quad (2.13)$$



รูปที่ 2.11 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านและความเร็ว

### 2.2.2.3 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน

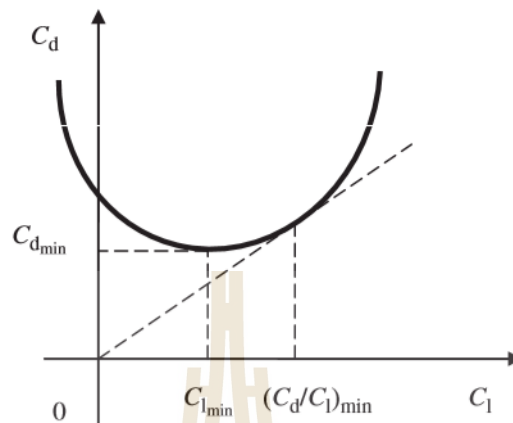
สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านที่กล่าวในหัวข้อที่ 2.2.2.2 ข้างต้น เมื่อนำมาสร้างกราฟได้ ดังรูปที่ 2.12 เป็นกราฟที่มีลักษณะเฉพาะเหมือนกับกราฟของสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะ



รูปที่ 2.12 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับสัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ของแพนอากาศรุ่น NACA0012  
ที่มา: CFD Online

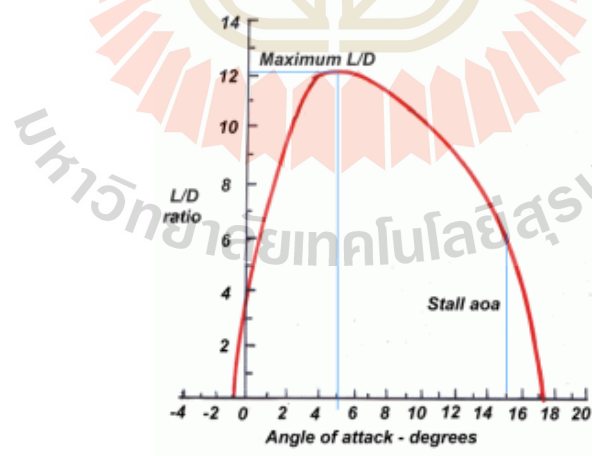
กราฟนี้สามารถใช้แสดงอัตราส่วนค่าต่ำสุดของสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อสัมประสิทธิ์แรงยก ( $(C_D/C_L)_{\min}$ ) ซึ่งสามารถนำไปใช้หาค่าแรงยกต่อแรงต้าน ( $L/D$ ) สูงสุดได้ หรือหาได้จากกราฟรูปที่ 2.13 หรือใช้สมการที่ 2.14 เป็นสมการค่าสูงสุดของสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด  $L/D$  เป็นค่าที่มีประโยชน์ในการวิเคราะห์พฤติกรรมหรือลักษณะทางการบิน ทั้งระยะการร่อนสูงสุดเมื่อเครื่องยนต์อากาศยานดับ การมุมในการไต่ระดับสูงสุดของอากาศยานเครื่องยนต์เจ็ท และระยะทางมากที่สุดที่เครื่องยนต์ใบพัดขับเคลื่อนอากาศยานได้ เป็นต้น

$$L/D = \frac{0.5C_L\rho V^2 c}{0.5C_D\rho V^2 c} \quad (2.14)$$



รูปที่ 2.13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านกับสัมประสิทธิ์แรงยก

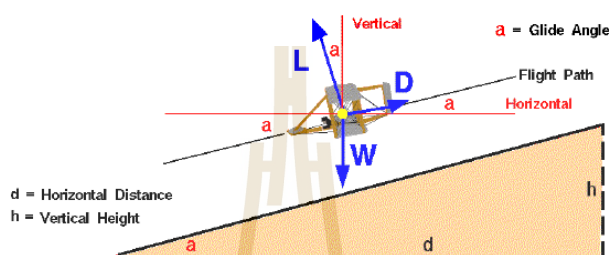
อีกกราฟที่ใช้หาค่า  $L/D$  สูงสุดคือกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $L/D$  กับมุมปะทะต่าง ๆ นอกจากหาค่า  $L/D$  สูงสุดได้แล้วยังหาค่า  $L/D$  ที่มุมปะทะต่าง ๆ รวมถึงที่มุมสตอลล์ ดังรูปที่ 2.14



รูปที่ 2.14 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $L/D$  กับมุมปะทะ

การบินระดับ (Cruise condition) ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสามารถใช้บอกถึงประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานได้ โดยในสภาวะนี้แรงยกเท่ากับน้ำหนัก

อากาศยาน ดังนั้นเมื่อแรงยกมีค่าเพิ่มขึ้น อากาศยานสามารถเพิ่มน้ำหนักบรรทุก (Payload) ได้เพิ่มขึ้น ส่วนแรงต้านเท่ากับแรงจุดอากาศยาน ดังนั้นเมื่อแรงต้านลดลง อากาศยานจะใช้แรงจุดอากาศยานลดลงและส่งผลให้สามารถบินเป็นระยะทางที่ไกลขึ้น ส่งผลให้ใช้เชื้อเพลิงน้อยลงด้วย และอย่างที่กล่าวไว้เมื่อย่อหน้าที่แล้วว่าอัตราส่วนนี้สามารถบ่งบอกถึงการร้อนของอากาศยานที่เป็นเครื่องร้อน หรือในกรณีเครื่องยนต์ของอากาศยานดับ โดยสามารถอธิบายและคำนวณหามุมการร้อนของอากาศยาน (Glide angle) ได้ดังรูปที่ 2.15 และสมการที่ 2.15 ตามลำดับ



รูปที่ 2.15 แรงที่เกิดกับอากาศยาน เส้นทางการบิน (Flight path) และมุมการร้อน

ที่มา: NATIONAL AERONAUTICALS AND SPACE ADMINISTRATION

$$\frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{h}{d} = \tan(a) \quad (2.15)$$

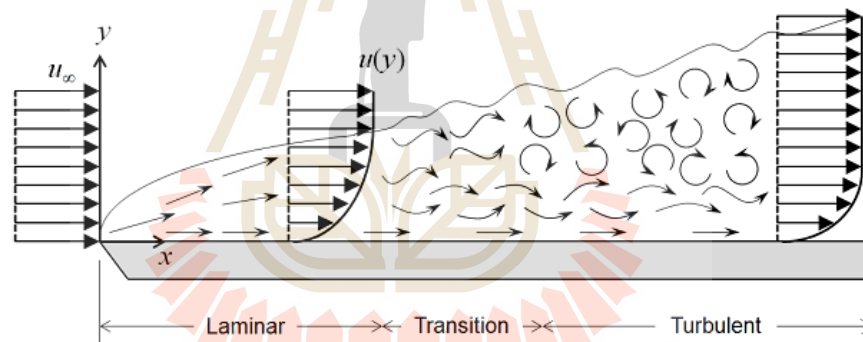
นอกจากลักษณะของแผนอากาศที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศจะส่งผลให้เกิดแรงกระทำต่าง ๆ ขึ้นที่ปีกอากาศยานแล้ว ยังมีปัจจัยหรือลักษณะของอากาศที่เคลื่อนที่ผ่าน เช่น ความเร็วของแผนอากาศ ความหนาแน่นของอากาศ กระแสอากาศ อุณหภูมิของอากาศ และตัวแปรอื่น ๆ ที่ส่งผลต่อแรงที่กล่าวมาข้างต้น โดยในที่นี้ขอก้าวถึงปัจจัยที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัยตามลำดับ คือ ลักษณะของอากาศ ความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศ และกระแสการไหลของอากาศ เป็นต้น ซึ่งกล่าวถึงในหัวข้อ 2.2.2.4

#### 2.2.2.4 ปัจจัยของอากาศ

อากาศเป็นปัจจัยเกี่ยวเนื่องกับค่าทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งอากาศเป็นของไหลที่อยู่รอบของก๊าซ มีสมบัติต่าง ๆ มากมาย ทั้งการอัดตัวได้ (Compressible fluid) และอัดตัวไม่ได้ (Incompressible fluid) ถ้าอากาศยานเคลื่อนที่ผ่านอากาศด้วยความเร็วเลขมัค (Mach number) มากกว่า 0.3 อากาศจะเปลี่ยนสถานะจากของไหลอัดตัวไม่ได้เป็นอัดตัวได้ และจะทำให้ความหนาแน่นของอากาศไม่คงที่ ซึ่งเมื่อพูดถึงเลขมัคเป็นเลขที่ใช้บอกย่านความเร็วของอากาศยาน

เลขมัคน้อยกว่า 1 เรียกว่า ซับโซนิค (Subsonic) เลขมัคเท่ากับ 1 เรียกว่าทรานโซนิค (Transonic) เลขมัคมากกว่า 1 เรียกว่าซูเปอร์โซนิค (Supersonic) และเลขมัคมากกว่า 5 เรียกว่าไฮเปอร์โซนิค (Hypersonic) ปัจจัยสุดท้ายที่ขอล่าวถึงและสำคัญมากคือกระแสการไหลของอากาศ ซึ่งแบ่งออกเป็น 3 แบบ ได้แก่ การไหลแบบราบเรียบ (Laminar flow) การไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent flow) และการไหลที่อยู่ระหว่างช่วงทั้งสองเรียกว่า การไหลแบบเปลี่ยนผ่าน (Transition flow) ซึ่งในการแบ่งแยกการไหลของกระแสนั้นต้องใช้เลขเรย์โนลด์ (Reynold's number) ที่เป็นเลขไร้มิติ (Dimensionless) เป็นอัตราส่วนระหว่างแรงเฉื่อยต่อแรงหนืด สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.16 โดย Re ประมาณ 500,000 จะเริ่มเป็นการไหลแบบปั่นป่วน ถ้าน้อยกว่านั้นจะเป็นช่วงการไหลแบบราบเรียบ แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.16

$$Re = \frac{\rho v d}{\mu} \quad (2.16)$$



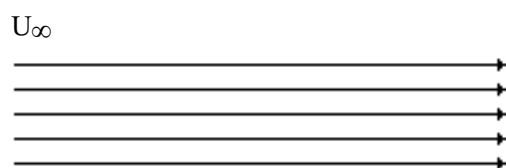
รูปที่ 2.16 กระแสการไหลของอากาศแบบต่าง ๆ

### 2.2.3 Panel method

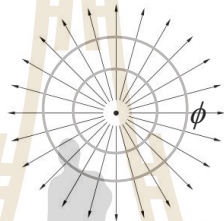
วิธีการพานเนลเป็นวิธีเชิงตัวเลขสำหรับการไหลอัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุสองมิติ ซึ่งประยุกต์ใช้การไหลแบบสม่ำเสมอ (Uniform flow) รวมกับซอร์ส (Source flow) และวอร์เท็กซ์ (Vortex flow) รวมกัน โดยการไหลแบบสม่ำเสมอเป็นการไหลที่หน้าตัดเดียวกันจะมีความเร็วคงที่เท่ากันทั้งหมด ดังรูปที่ 2.17 การไหลแบบซอร์สคือจากจุดหนึ่งไปยังอีกจุดหนึ่ง ดังรูปที่ 2.18 และแบบวอร์เท็กซ์คือการไหลวนรอบจุดจุดหนึ่ง ดังรูปที่ 2.19 ในการจำลองทางคณิตศาสตร์จะเริ่มต้นด้วยการไหลแบบสม่ำเสมอ จากนั้นทำการแบ่งรูปร่างของแพนอากาศออกเป็นพานเนล โดยแต่ละ



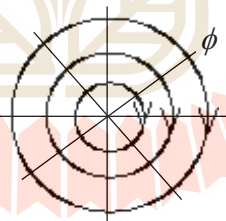
พาดจะมีการกระจายการไหลของซอร์สและวอร์เท็กซ์ ดังแสดงในรูปที่ 2.20 ซึ่งวิธีการดังกล่าวสามารถนำไปวิเคราะห์หาค่าทางอากาศพลศาสตร์ต่าง ๆ ได้



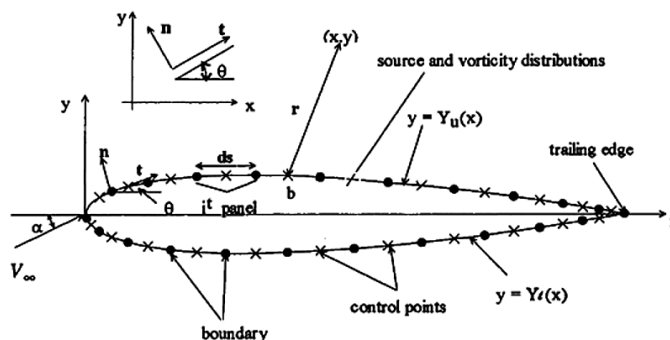
รูปที่ 2.17 การไหลแบบสม่ำเสมอ



รูปที่ 2.18 การไหลแบบซอร์ส



รูปที่ 2.19 การไหลแบบวอร์เท็กซ์



รูปที่ 2.20 การแบ่งพาด้านบนรูปร่างแพนอากาศ

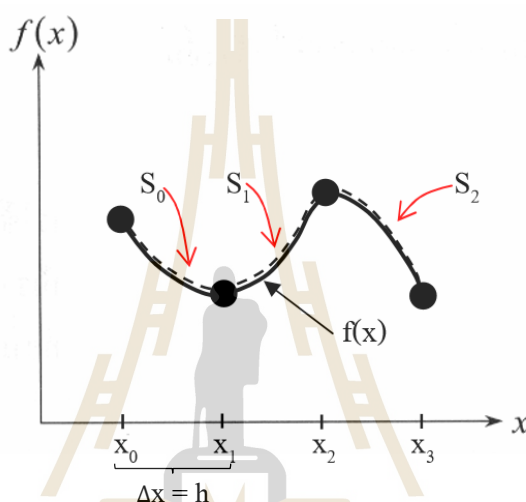
ที่มา: Analysis of low speed unsteady airfoil flows

จากงานวิจัยของ Mark Drela (1989) พบว่าได้นำวิธี panel มาใช้การวิเคราะห์การไหลของโปรแกรม Xfoil ที่ Mark Drela สร้างขึ้น งานวิจัยของวศวัตดี เสาวดี, สมประสงค์ สาวจ และ ชวิน จันทรเสนาวงศ์ (2552) ได้ทำการศึกษาการคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์ต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA0012 สำหรับแบบจำลองไดนามิกส์ โดยใช้ร่วมกับโปรแกรม COMSOL ซึ่งไม่มีการเปรียบเทียบกับผลการทดลอง จึงนำผลที่ได้มาเปรียบเทียบกับโปรแกรม Xfoil และ Foilsim พบว่าได้ค่าสัมประสิทธิ์ต่าง ๆ มีค่าใกล้เคียงกัน งานวิจัยของนันทพนธ์ บัวเสื่อและคณะ (2557) ศึกษาวิธีซอร์สและวอร์เทกซ์แพนอากาศสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ โดยคำนวณหาค่าการกระจายความดันของแพนอากาศที่ได้จากโปรแกรม Xfoil เทียบกับการทดลอง พบว่าถ้าเป็นแพนอากาศแบบสมมาตร ผลลัพธ์จะใกล้เคียงกับการทดลอง โดยมีความคลาดเคลื่อนไม่เกินร้อยละ 3 แต่ถ้าเป็นแพนอากาศแบบไม่สมมาตร ค่าความคลาดเคลื่อนกับการทดลองประมาณร้อยละ 23 และจากงานวิจัยของ John M. Rainbird and others (2015) ได้ทำการศึกษาความโค้งของเคมเบอร์มีผลกระทบต่อแพนอากาศในการจำลองการไหลของกึ่งหันลม โดยใช้โปรแกรม Ansys, Xfoil และทดลองเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดัน พบว่าสัมประสิทธิ์ความดันของทั้งสามมีรูปร่างการกระจายความดันที่ใกล้เคียงกัน ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงใช้โปรแกรม Xfoil เนื่องจากใช้เวลาน้อยกว่า และมีความซับซ้อนน้อยกว่าเมื่อเทียบกับโปรแกรม Ansys แต่ถ้าการวิเคราะห์การไหลมีความซับซ้อนมากขึ้น โปรแกรม Ansys ก็สามารถวิเคราะห์ผลหรือเลือกเงื่อนไขในการวิเคราะห์ได้มากกว่า และในการเลือกใช้ขึ้นอยู่กับพิจารณาของผู้วิจัยด้วยเช่นกัน

## 2.2.4 สไปลน์ (Spline)

สไปลน์เป็นการประมาณค่าเส้นกราฟผ่านจุดข้อมูลที่มีอยู่อย่างจำกัด ซึ่งวิธีการดังกล่าวเป็นหนึ่งในวิธีการประมาณค่าในช่วง (Interpolation) โดยใช้ฟังก์ชันโพลิโนเมียล

(Polynomial function) งานวิจัยนี้ขอกล่าวถึงคิวบิกสไปลน์ ซึ่งเป็นการประมาณค่าที่ให้ความโค้งของเส้นกราฟมีความต่อเนื่องและความใกล้เคียงกับสมการหรือฟังก์ชัน  $f(x)$  จริงมากที่สุด เมื่อเทียบกับ Linear และ Quadratic สไปลน์ เนื่องด้วยเป็นการประมาณค่าที่ใช้อนุพันธ์ลำดับที่สอง (Second derivatives) ดังรูปที่ 2.21 ซึ่งในการทำการประมาณค่าในช่วงนั้นจะประกอบไปด้วยจุดข้อมูลที่ไม่ต่อเนื่องกัน  $N+1$  จุด และเส้นโค้ง Spline ทั้งหมด  $N$  เส้น โดยในการหาสมการของเส้นสไปลน์หาได้ ดังสมการที่ 2.17



รูปที่ 2.21 กราฟคิวบิกสไปลน์

$$S_j(x) = a_j + b_j(x - x_j) + c_j(x - x_j)^2 + d_j(x - x_j)^3 \quad (2.17)$$

โดยที่  $0 \leq j \leq N-1$ ,  $S_j(x)$  เป็นสไปลน์ของช่วง  $(x_j, x_{j+1})$  และ  $a_j$ ,  $b_j$ ,  $c_j$  และ  $d_j$  เป็นตัวแปรไม่ทราบค่า

จากงานวิจัยต่าง ๆ ได้มีการนำวิธีการนี้ไปใช้ในการสร้างรูปร่างต่าง ๆ และมีฟังก์ชัน spline สร้างเส้นกราฟในโปรแกรม Matlab ด้วย ดังตัวอย่างบทความของ Ticiano Monte Lúcioda Silva, Mateus Bonamigo Zupiroli, Rafael Pereira and Antônio C.P. Brasil Junior (2007) นำเสนอการหาพารามิเตอร์สำหรับการหารูปร่างที่มีค่าทางอากาศพลศาสตร์ดีที่สุดของแพนอากาศ ซึ่งใช้วิธีการดังกล่าวในการสร้างรูปร่างแพนอากาศเพื่อนำมาเปรียบเทียบในกระบวนการหารูปร่างที่ดีที่สุด เป็นต้น

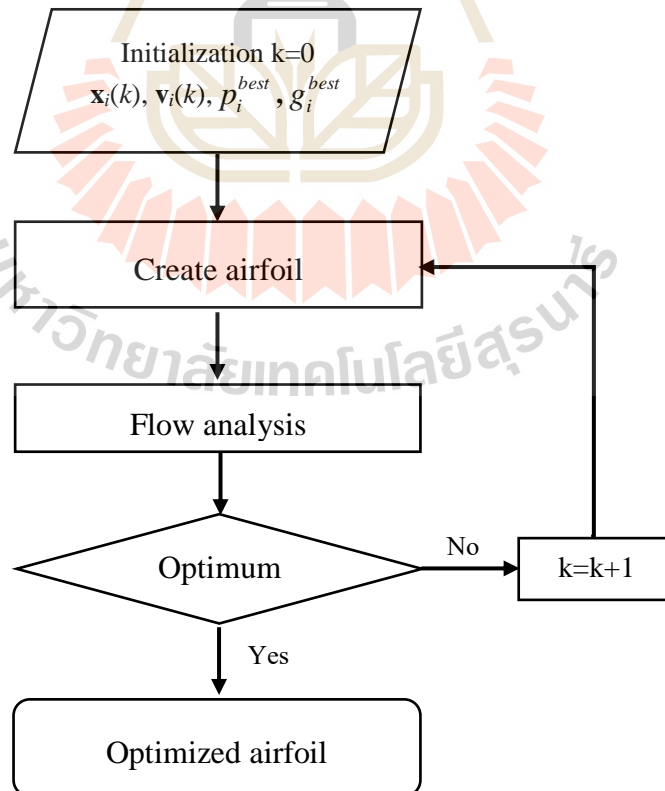
## บทที่ 3

### วิธีการดำเนินการวิจัย

วิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศด้วยวิธีวิวัฒนาการ โดยใช้โปรแกรม Matlab และ Xfoil เป็นเครื่องมือในการออกแบบรูปปร่าง วิเคราะห์ผลของรูปปร่าง และปรับแก้รูปปร่าง เพื่อให้ได้มาซึ่งรูปปร่างที่เหมาะสมที่สุด ผลจากความรู้ในการออกแบบสามารถนำมาใช้ในการปรับแก้รูปปร่างต่าง ๆ ให้เหมาะสมกับการใช้งาน โดยมีขั้นตอนการศึกษาวิจัยดังต่อไปนี้

#### 3.1 กระบวนการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศ

การหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในงานวิจัยมุ่งเน้นในการเพิ่มประสิทธิภาพของแพนอากาศรุ่น NACA2412 โดยใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดด้วยวิธีอนุภาครวมกลุ่ม (PSO) ซึ่งมีรายละเอียด ดังรูปที่ 3.1

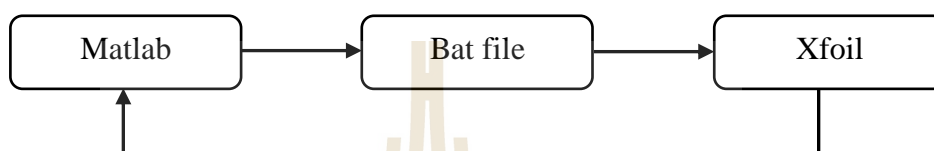


รูปที่ 3.1 แสดงขั้นตอนวิธีการดำเนินงานวิจัย

จากภาพที่แสดงดังภาพด้านบนแบ่งรายละเอียดในการอธิบายออกเป็น 2 ส่วน ดังนี้

### 3.1.1 ขั้นตอนวิธีอนุภาครวมกลุ่ม

3.1.1.1 นำโปรแกรม Matlab มาใช้ในการเขียนชุดคำสั่งหาค่าเหมาะสมที่สุดซึ่งมีการกำหนดค่าเริ่มต้นของการหาค่าเหมาะสมที่สุด ได้แก่  $x$   $v^{\text{best}}$   $g^{\text{best}}$  และอื่น ๆ เป็นต้นโดยมีเงื่อนไขบังคับและฟังก์ชันเป้าหมาย ซึ่งเชื่อมต่อกับโปรแกรม Xfoil ที่ใช้ในการวิเคราะห์การไหล ดังรูปที่ 3.2 โดย Bat file เป็นชุดคำสั่งที่ใช้กำหนดเงื่อนไขเริ่มต้นของการวิเคราะห์การไหล



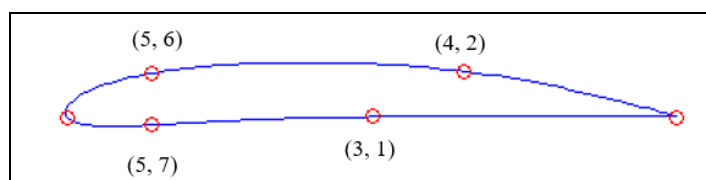
รูปที่ 3.2 ชุดคำสั่งหาค่าเหมาะสมที่สุดในโปรแกรม Matlab

จากบทที่ 2 ที่ได้กล่าวถึงการกำหนดฟังก์ชันเป้าหมายซึ่งคือการหาอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงสุดซึ่งเขียนได้ในรูปสมการที่ 3.1

$$\max_x f(x) = \max L/D \quad (3.1)$$

โดยที่ ตัวแปร  $x$  คือตัวแปรออกแบบแพนอากาศทั้ง 7 จุด

ตัวแปรออกแบบ ซึ่งคือ ตำแหน่งในแนวแกน  $x$  และ  $y$  ของจุดบนแพนอากาศ ในที่นี้มีทั้งหมด 7 จุด เนื่องจากถ้าใช้จำนวนตัวแปรออกแบบที่มากจะทำให้การควบคุมรูปร่างของแพนอากาศนั้นทำได้ยากขึ้น ดังรูปที่ 3.3 โดยจุดที่มีคู่อันดับ  $(0,0)$  อยู่ที่บริเวณชายหน้าและชายหลังของแพนอากาศเสมอ



รูปที่ 3.3 ตำแหน่งตัวแปรออกแบบต่าง ๆ

การกำหนดค่าเริ่มต้นของตัวแปรออกแบบทั้ง 7 จุด เป็นค่าที่สุ่มขึ้นมาเพื่อใช้ในการสร้างรูปร่างที่เหมาะสมที่สุด เนื่องจากในการสุ่มจะได้ค่าที่มีความหลากหลายและมีช่วงของ

ตัวเลขที่กว้าง ซึ่งจะทำให้ได้รูปร่างที่ไม่เป็นไปตามหลักการกำหนดรูปร่างแพนอากาศของ NACA 2412 ดังนั้นจึงมีการกำหนดช่วงของตัวแปรออกแบบ ดังตารางที่ 3.1 ซึ่งเป็นช่วงที่ใช้ในการหาแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดเท่านั้น

ตารางที่ 3.1 ขอบเขตบนและขอบเขตล่างของตัวแปรออกแบบ

ตัวแปรที่	ขอบเขต	ขอบเขตล่าง	ขอบเขตบน
1		-0.0370	0.0001
2		0.0320	0.0780
3		0.4000	0.7800
4		0.4000	0.7800
5		0.1250	0.2500
6		0.0500	0.0800
7		-0.0400	-0.0250

จากตารางแสดงข้างต้นพบว่าตัวแปรที่ 1 2 6 และ 7 เป็นตัวแปรที่ใช้กำหนดความกว้างหรือพิคัดในแนวแกน y ของแพนอากาศ ขอบเขตบนและล่างของตัวแปรดังกล่าวต้องมีขนาดไม่เกิน 12 ซึ่งถูกกำหนดด้วยหลักที่ 1 2 และ 4 ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ตัวแปรที่ 3 4 และ 5 ใช้กำหนดตำแหน่งของความกว้างหรือพิคัดในแนวแกน x ขอบเขตบนและล่างของตัวแปรดังกล่าวต้องมีขนาดไม่เกิน 12 ซึ่งถูกกำหนดด้วยหลักที่ 2 ของแพนอากาศรุ่น NACA2412

เงื่อนไขบังคับ แสดงดังตารางที่ 3.2 ซึ่งมุมปะทะที่ใช้ในการพิจารณาเป็นมุมที่กระทำในขณะที่อากาศยานทำการบินระดับ (Cruise) การไหลที่ใช้ในการพิจารณาเป็นสภาวะที่อากาศยานใช้ในการบิน รูปร่างและอากาศพลศาสตร์เป็นไปตามเงื่อนไขของรูปร่างแพนอากาศและการหาค่าเหมาะสมที่สุด

ตารางที่ 3.2 เงื่อนไขบังคับของการหาค่าเหมาะสมที่สุด

รูปแบบเงื่อนไข	เงื่อนไขบังคับ
มุมปะทะ (AoA)	2 องศา
รูปร่าง	ความหนาที่สุดไม่เกินร้อยละ 12 เทียบกับคอร์ด
อากาศพลศาสตร์	อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านต้องมากกว่าแพนอากาศเดิม



ค่าเริ่มต้นในการหาค่าเหมาะสมที่สุด แสดงดังตารางที่ 3.3 ในที่นี้ขออธิบายเพิ่มเติมเกี่ยวกับประชากรเริ่มต้น จำนวนรอบและค่าอื่น ๆ ที่ใช้ในการหาค่าเหมาะสมที่สุด ซึ่งได้มาจากการศึกษาบทความเกี่ยวกับการหาค่าเหมาะสมที่สุดของแพนอากาศ (Manas S. Khurana, 2008) โดยในที่นี้จะทำการปรับเปลี่ยนค่าทั้งสองไปจนกว่าจะได้รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุด

ตารางที่ 3.3 ค่าเริ่มต้นในการหาค่าเหมาะสมที่สุด

ตัวแปร	ค่าเริ่มต้น
C1, C2	2,2
r1, r2	$\in [0,1]$
ประชากรเริ่มต้น (Population size)	10, 20, 30, 40, 50
จำนวนรอบ (Loops)	10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100
ความเร็วเริ่มต้น ( $v$ )	0
ตำแหน่งเริ่มต้น ( $x$ )	ค่าจากตัวแปรออกแบบ

3.1.1.2 เมื่อทำตามข้อที่ 3.1.1.1 แล้ว โปรแกรมจะทำการหาสูตรรูปร่าง นำไปวิเคราะห์การไหลด้วยโปรแกรม Xfoil เพื่อทำการหาค่าทางอากาศพลศาสตร์ จากนั้นส่งค่านั้นกลับมาเพื่อใช้ในการหาค่าเหมาะสมที่สุดในแต่ละรอบ โดยแต่ละรอบจะประกอบด้วยประชากร 1 ชุดต่อ 1 ฟังก์ชันเป้าหมาย และนำไปเปรียบเทียบกับรอบอื่น ๆ ในการหาค่าเหมาะสมที่สุดต่อไป

### 3.1.2 การวิเคราะห์การไหล (Flow analysis)

การวิเคราะห์การไหลจะใช้โปรแกรม Xfoil เป็น โปรแกรมการคำนวณหาค่าทางอากาศพลศาสตร์ต่าง ๆ ดังรูปที่ 3.4

```

SAVE f Write airfoil to labeled coordinate file
PSAV f Write airfoil to plain coordinate file
TSAV f Write airfoil to MSES coordinate file
MSAV f Write airfoil to MSES coordinate file
REVE Reverse written-airfoil node ordering

LOAD f Read buffer airfoil from coordinate file
MACA i Set MACA 4,5-digit airfoil and buffer airfoil
INTE Set buffer airfoil by interpolating two airfoils
NORM Buffer airfoil normalization toggle
XYCM re Change CM reference location, currently 0.25000 0.00000

BEND Display structural properties of current airfoil

PCOP Set current-airfoil panel nodes directly from buffer airfoil points
PANE Set current-airfoil panel nodes ( 140 ) based on curvature
.PPAR Show/change paneling

.PLOP Plotting options

WDEF f Write current-settings file
RDEF f Reread current-settings file
NAME s Specify new airfoil name
NINC Increment name version number

Z Zoom | (available in all menus)
U Unzoom |

XFOIL <-

```

รูปที่ 3.4 หน้าต่างของโปรแกรม Xfoil

การคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ในโปรแกรมจะส่งผ่านทาง Bat file ซึ่งส่งผ่าน Matlab อีกครั้ง โดยการวิเคราะห์การไหลจะเกิดขึ้นในกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดดังที่แสดงในรูปที่ 3.1 และคำสั่งที่ใช้ในโปรแกรม Xfoil เพื่อให้โปรแกรมวิเคราะห์การไหลตามเงื่อนไขที่กำหนดไว้ในข้อ 3.1.1.1 มีดังต่อไปนี้

3.1.2.1 พิมพ์คำสั่ง “load” และนำที่อยู่ไฟล์ (Address) ของแผนอากาศที่สร้างขึ้นวางในโปรแกรม แสดงดังรูปที่ 3.5 และตั้งชื่อแผนอากาศ

```
XFOIL  c> load E:\RESEARCH\RESULT\result-1(7)\50-pop0-60\airfoil-2412-mo.dat
Plain airfoil file
Enter airfoil name  s> naca2412mod
```

รูปที่ 3.5 การใช้คำสั่ง load และการตั้งชื่อ

3.1.2.2 พิมพ์คำสั่ง “pane” เป็นคำสั่งใช้ตั้งค่าจุดบนแผนอากาศ ตามความโค้งของแผนอากาศ

3.1.2.3 พิมพ์คำสั่ง “oper” เพื่อเป็นการเริ่มใส่ข้อมูลที่จำเป็นในการคำนวณค่าทางอากาศพลศาสตร์

3.1.2.4 พิมพ์คำสั่ง “visc” เป็นคำสั่งให้วิเคราะห์การไหลที่มีความหนืด และจากนั้นโปรแกรมจะให้ป้อนเลขเรย์โนลด์ (Reynold’s number) ซึ่งในที่นี้คือ  $5.5 \times 10^5$

3.1.2.5 พิมพ์คำสั่ง “pacc” เป็นคำสั่งใช้ในการเก็บสะสมจุดที่ใช้ในการคำนวณ

3.1.2.6 พิมพ์คำสั่ง “save.nfo” เป็นการเก็บข้อมูลทางอากาศพลศาสตร์ในชื่อ ไฟล์นี้

3.1.2.7 พิมพ์คำสั่ง “alfa 2” เป็นการใส่ค่ามุมปะทะของแผนอากาศ

3.1.2.8 พิมพ์คำสั่ง “cpwr” เป็นคำสั่งใช้เก็บข้อมูลสัมประสิทธิ์ความดันเทียบกับตำแหน่งต่างบนเส้นคอร์ด ในรูปแบบไฟล์

3.1.2.9 พิมพ์คำสั่ง “quit” เพื่อปิดโปรแกรม

## 3.2 การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม (Validation)

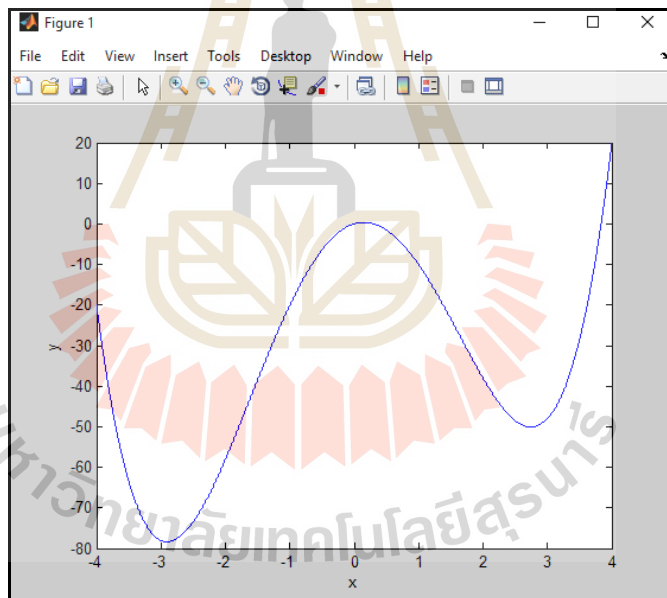
การจำลองสถานการณ์หรือวิเคราะห์ภาวะต่าง ๆ กับโปรแกรมคอมพิวเตอร์ เพื่อให้มีความถูกต้องแม่นยำของค่าที่ได้จากการจำลองจึงต้องมีการตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรมที่ใช้ในการจำลอง นั่นคือโปรแกรม Matlab ที่ใช้ในคำสั่งต่าง ๆ ในการคำนวณหารูปร่างของที่เหมาะสมที่สุดของแผนอากาศ และ โปรแกรม Xfoil ที่ใช้ในการหาค่าทางอากาศพลศาสตร์

### 3.2.1 การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม Matlab

การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรมในการหาผลเฉลยทำได้โดยการนำสมการที่ทราบค่าผลเฉลย ดังสมการที่ 3.2 มาคำนวณ โดยใช้คำสั่งใน โปรแกรม Matlab เพื่อหาตัวแปร  $x_1$  และ  $x_2$  ที่ทำให้สมการได้ผลเฉลยที่น้อยที่สุด

$$\frac{x_1^4 - 16x_1^2 + 5x_1}{2} + \frac{x_2^4 - 16x_2^2 + 5x_2}{2}; -4 \leq x_1, x_2 \leq 4 \quad (3.2)$$

จากสมการข้างต้นจะพบว่าจากการคำนวณและสร้างกราฟ ดังรูปที่ 3.6  $x_1$  และ  $x_2$  มีค่าเท่ากับ  $-2.9035$  และ  $-2.9035$  ตามลำดับ และได้ผลเฉลยมีค่า  $-78.3323$  ซึ่งผลการคำนวณในโปรแกรมได้ค่าผลเฉลย ดังรูปที่ 3.7 และรูปที่ 3.8 แสดงพฤติกรรมประชากรในการพุ่งเข้าหาผลเฉลยของวิธีการอนุภาครวมกลุ่ม



รูปที่ 3.6 เส้นกราฟของสมการ  $\frac{x_1^4 - 16x_1^2 + 5x_1}{2} + \frac{x_2^4 - 16x_2^2 + 5x_2}{2}$

```

Command Window

-2.9035

x_1 =
-2.9035

x_2 =
-2.9035

x_1 =
-2.9035

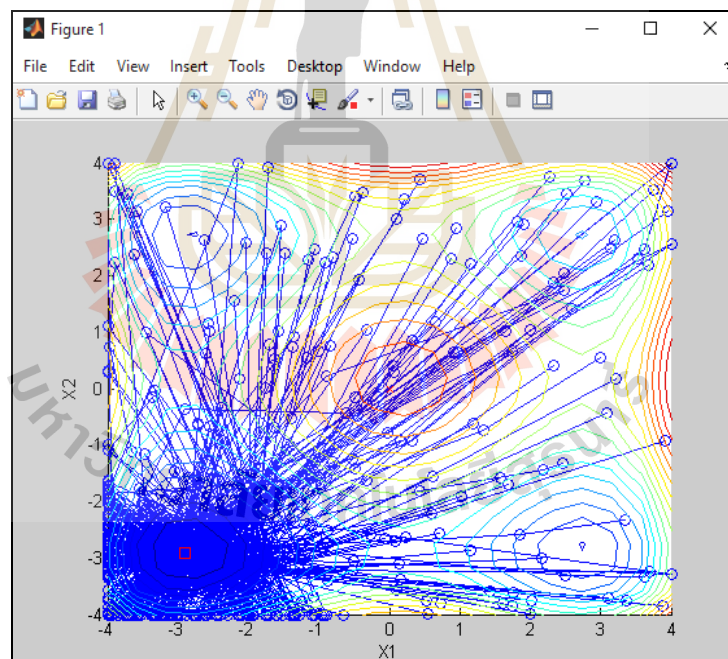
x_2 =
-2.9035

Time =
46.4011

>>

```

รูปที่ 3.7 ผลเฉลย และเวลาที่ใช้ในการหาผลเฉลย



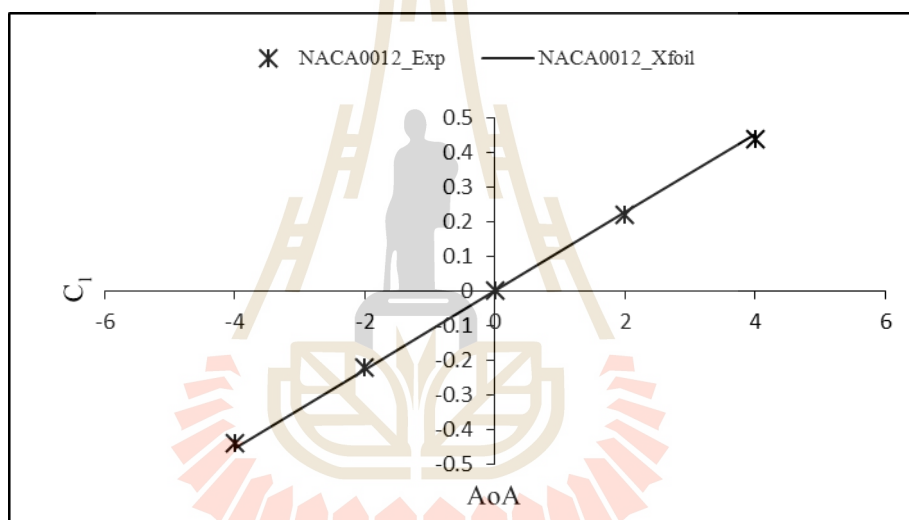
รูปที่ 3.8 ลักษณะประชากรพุ่งเข้าหาผลเฉลย

จากข้อมูลข้างต้นจะพบว่าผลเฉลยของทั้งสองวิธีมีค่าเท่ากัน เพราะฉะนั้นคำสั่งในโปรแกรม Matlab มีความสมเหตุสมผลและมีความถูกต้องในการหาค่าต่าง ๆ

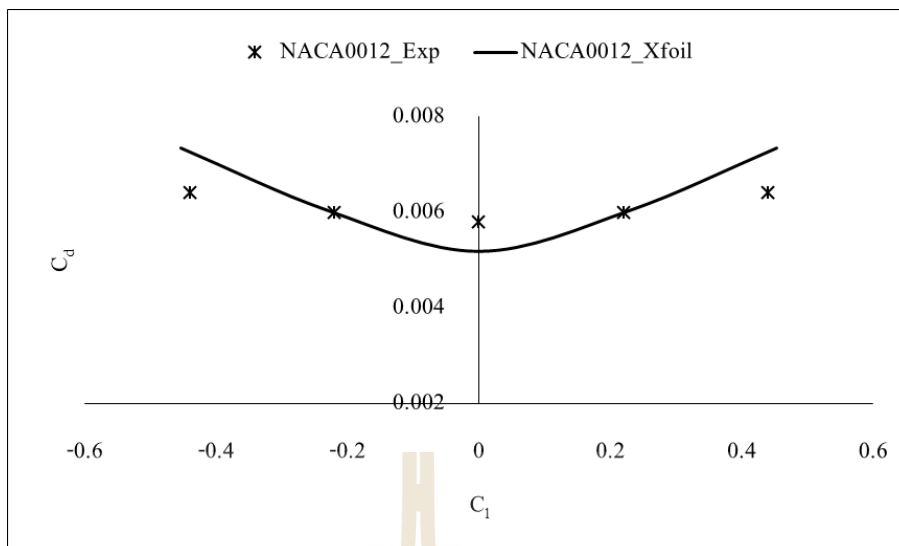
### 3.2.2 การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม Xfoil

การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม Xfoil มีหลักการเหมือนกับหัวข้อที่ผ่านมา คือนำผลหรือค่าต่าง ๆ ที่ได้จากโปรแกรมนั้น มาเทียบกับค่าที่มีผู้เคยตรวจสอบหรือทดลองไว้ โดยในหัวข้อนี้ นำผลการทดลอง (John D. Anderson Jr., 2012) ของแพนอากาศรุ่น NACA0012 และ NACA2412 ซึ่งเป็นแพนอากาศแบบสมมาตรและไม่สมมาตร ตามลำดับ ที่  $Re = 3 \times 10^6$  มาใช้ในการตรวจสอบความสมเหตุสมผล

การตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรมนั้นจะแสดงในรูปของกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศแบบสมมาตร ดังรูปที่ 3.9 และ 3.10



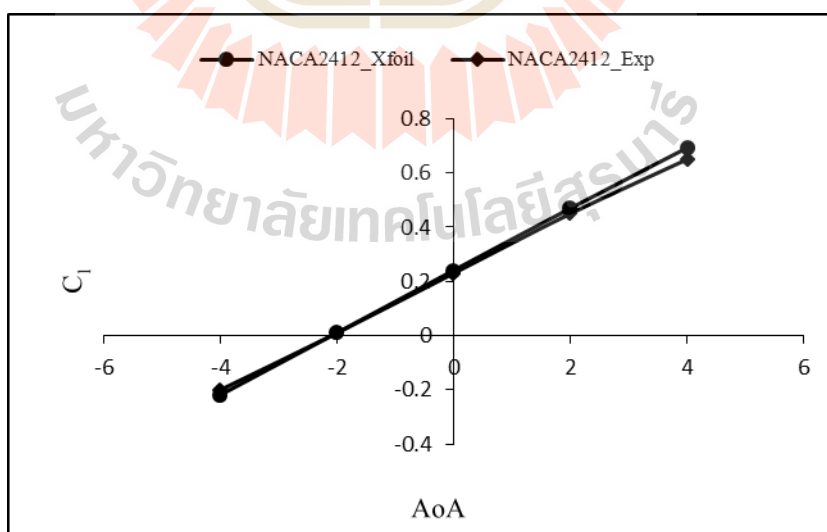
รูปที่ 3.9 สัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA0012



รูปที่ 3.10 สัมประสิทธิ์แรงยกกับสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA0012

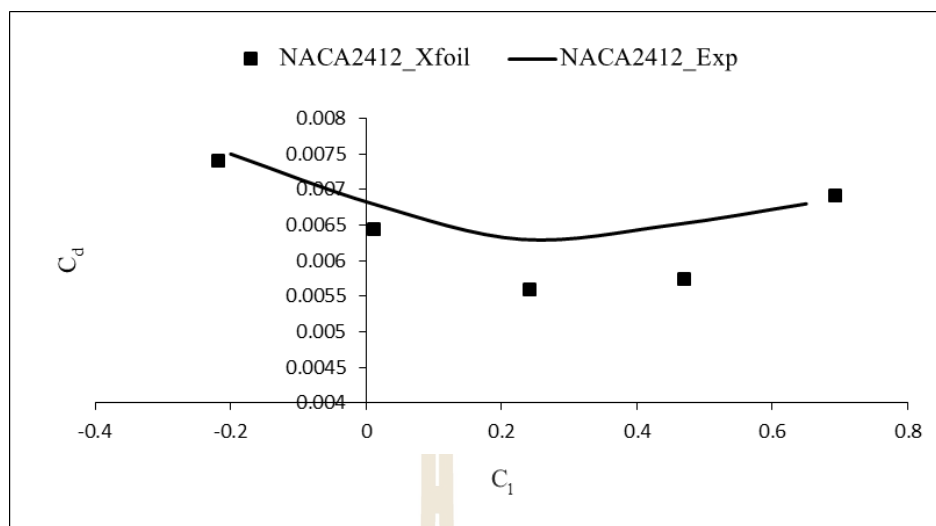
จากรูปที่ 3.9 พบว่าที่มุมปะทะ 0 องศาเส้นกราฟทับกันสนิท และโดยภาพรวมของกราฟ เส้นกราฟมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน ส่วนรูปที่ 3.10 เส้นกราฟทั้งสองมีแตกต่างกันประมาณร้อยละ 8.21

เพื่อความถูกต้องของการตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรมนี้จึงต้องใช้แพนอากาศชนิดไม่สมมาตรด้วย ดังรูปที่ 3.11 และ 3.12



รูปที่ 3.11 สัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412





รูปที่ 3.12 สัมประสิทธิ์แรงยกกับสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA2412

จากรูปที่ 3.11 พบว่าที่มุมปะทะ 2 องศาเส้นกราฟทับกันสนิท และโดยภาพรวมของกราฟ เส้นกราฟมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน แต่จะมีความคลาดเคลื่อนของสัมประสิทธิ์แรงยกมากกว่าแพนอากาศแบบสมมาตรเล็กน้อย ส่วนรูปที่ 3.12 เส้นกราฟทั้งสองมีแตกต่างกันประมาณร้อยละ 6.15

จากผลการตรวจสอบความสมเหตุสมผลของโปรแกรม โดยใช้แพนอากาศทั้งสอง พบว่าโปรแกรม Xfoil คำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกดีกว่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน

### 3.3 การหาจำนวนรอบต่อประชากรการหาค่าเหมาะสมที่สุด

การหาจำนวนรอบในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดเป็นอีกกระบวนการหนึ่งที่สำคัญที่ใช้เพื่อให้ได้มาซึ่งจำนวนรอบที่น้อยที่สุดที่สามารถให้ผลลัพธ์เหมือนกับจำนวนรอบที่มาก ๆ การทำเช่นนี้จะทำให้ลดเวลาในการคำนวณหาค่าเหมาะสมที่สุด แต่ให้ผลลัพธ์ที่แตกต่างกันเล็กน้อย

ในงานวิจัยนี้เริ่มจากสุ่มจำนวนประชากรเริ่มต้นเท่ากับ 10 และจำนวนรอบเท่ากับ 10 จากนั้นจะเพิ่มจำนวนรอบเพิ่มขึ้นทีละ 10 รอบจนถึงจำนวน 100 รอบ ซึ่งผลการศึกษาแสดงดังตารางที่ 3.4

ตารางที่ 3.4 แสดงค่าตัวแปรออกแบบและอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านในแต่ละรอบ

รอบ \ ตัวแปรที่	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
1	0.0001	-0.0109	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	-0.0153	0.0001	0.0001
2	0.0528	0.0780	0.0479	0.0780	0.0780	0.0780	0.0780	0.0779	0.0780	0.0780
3	0.7543	0.4000	0.7337	0.6327	0.5476	0.4979	0.4990	0.4005	0.6444	0.4984
4	0.7800	0.6180	0.7800	0.6308	0.6335	0.6289	0.6288	0.6304	0.6508	0.6288
5	0.2276	0.1250	0.2500	0.2004	0.1250	0.1250	0.1250	0.2021	0.2500	0.1250
6	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800
7	-0.0250	-0.0250	-0.0250	-0.0400	-0.0297	-0.0250	-0.0250	-0.0250	-0.0250	-0.0250

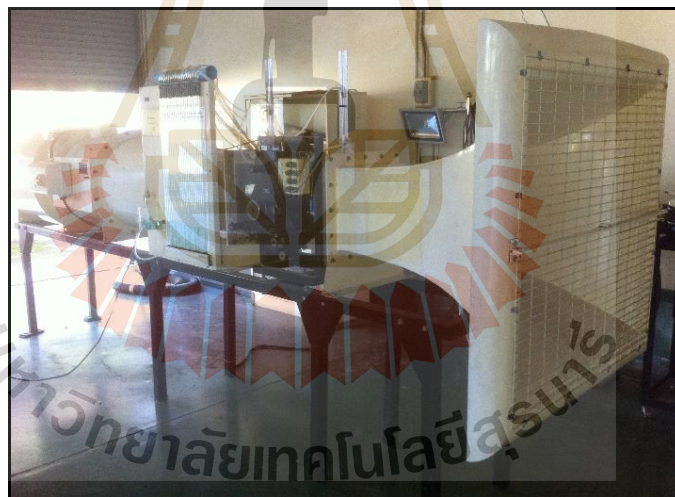
จากตารางข้างต้นพบว่าตัวแปรที่มีการเปลี่ยนแปลงมากที่สุดคือตัวแปรที่ 3 และ 4 แสดงว่าตัวแปรดังกล่าวเป็นตัวกำหนดความเหมาะสมที่สุดของรูปร่าง ดังนั้นในการเลือกรอบจิ้งสนใจตัวแปรดังกล่าวเป็นหลัก เมื่อหาค่าเฉลี่ยของค่าทั้งสองจะได้ 0.5609 และ 0.6610 ซึ่งพิจารณาจะพบว่ามีจำนวนรอบที่ตัวแปรที่ 3 อยู่ในช่วง 0.5 – 0.6 และตัวแปรที่ 4 อยู่ในช่วง 0.6 – 0.7 ได้แก่ 40, 50, 60, 70, 90 และ 100 รอบ เมื่อพิจารณาอีกครั้งพบว่าจำนวน 60, 70 และ 100 รอบ มีค่าที่ใกล้เคียงกันมาก เมื่อเทียบกับจำนวนรอบอื่น ๆ ดังนั้นมีความเป็นไปได้ที่ประชากรจะมุ่งไปสู่ค่าที่เหมาะสมที่สุด จากที่กล่าวมาข้างต้นจึงเลือกใช้ที่จำนวน 60 รอบ เมื่อได้จำนวนรอบแล้วก็ทำการเพิ่มจำนวนประชากรเพื่อหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศ

### 3.4 การทดสอบแพนอากาศในอุโมงค์ลม

การทดสอบหรือทดลองในอุโมงค์ลมเป็นการตรวจสอบความถูกต้องและแม่นยำของโปรแกรมที่ใช้ในการวิเคราะห์การไหล เพื่อให้ค่าที่ได้มีความน่าเชื่อถือ การทดสอบจึงเป็นสิ่งที่สำคัญ โดยอุโมงค์ลมที่ใช้เป็นแบบเปิด ดังรูปที่ 3.13 และรูปที่ 3.14 ความเร็วลมสูงสุด 36 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 3.13 ด้านหน้าอุโมงค์ลม



รูปที่ 3.14 ด้านข้างของอุโมงค์ลม

อุปกรณ์ติดตั้งเพื่อวัดค่าต่าง ๆ เพิ่มเติม ได้แก่ อุปกรณ์วัดแรงต้าน ดังรูปที่ 3.15 เมื่อนำติดตั้งแบบจำลองแล้วสามารถปรับมุมของแบบจำลองได้ 360 องศา สามารถวัดค่าโดยอาศัยหลักการของตัวแปรสัญญาณของแรง (Force transducer) ในการแปลงค่าทางกลที่ได้มาจากลมที่กระทำกับปีกส่งถ่ายมาที่แกนของปีกเปลี่ยนเป็นค่าทางไฟฟ้า แสดงออกมาในรูปของตัวเลข ดังรูปที่ 3.16 และமானอมิเตอร์ (manometer) เพื่อใช้วัดความดันสถิตย์ (Static pressure) บนผิวของแพนอากาศ ดังรูปที่ 3.17



รูปที่ 3.15 อุปกรณ์วัดแรงต้านและแรงอื่น ๆ



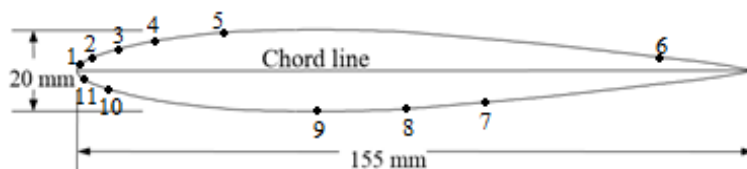
รูปที่ 3.16 อุปกรณ์อ่านค่าแรงต้านและแรงอื่น ๆ



รูปที่ 3.17 มานอมิเตอร์

### 3.4.1 การเทียบมาตรฐานของอุโมงค์ลม (Calibration)

การเทียบมาตรฐานอุโมงค์ลม เป็นการสอบเทียบความถูกต้องและแม่นยำของเครื่องมือหรืออุปกรณ์ที่ใช้ในการทดสอบค่าต่าง ๆ โดยในที่นี้ใช้ปีกรุ่น NACA0012 ความยาวคอร์ด 155 มิลลิเมตร ความยาวปีก 300 มิลลิเมตร มีความหนาประมาณ 18 มิลลิเมตร สามารถวัดความดันได้ทั้งหมด 11 จุด และรายละเอียดอื่น ๆ ดังแสดงในรูปที่ 3.18 และ รูปที่ 3.19



รูปที่ 3.18 ขนาดและตำแหน่งรูเจาะของแพนอากาศรุ่น NACA0012

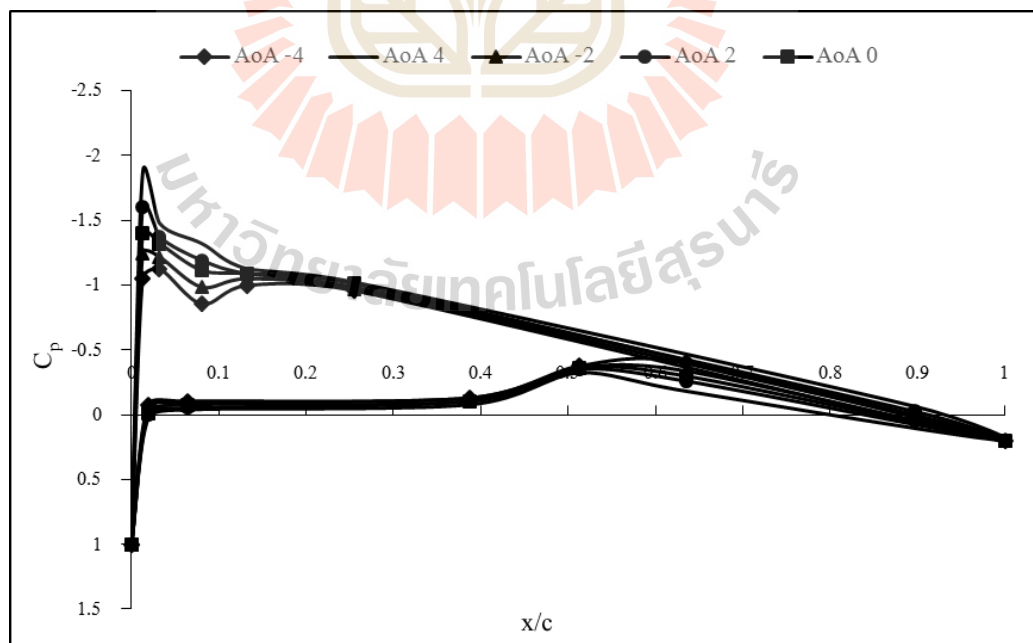


รูปที่ 3.19 แบบจำลองแพนอากาศรุ่น NACA0012

โดยในการเทียบมาตรฐานของอุโมงค์ลมวัดความดันและแรงดันที่มุมปะทะ  $-4$  -  $20$  และ  $4$  องศา ความเร็ว  $36.64$  เมตรต่อวินาที และ  $Re = 3.6 \times 10^5$

#### 3.4.1.1 การเทียบมาตรฐานของมานอมิเตอร์

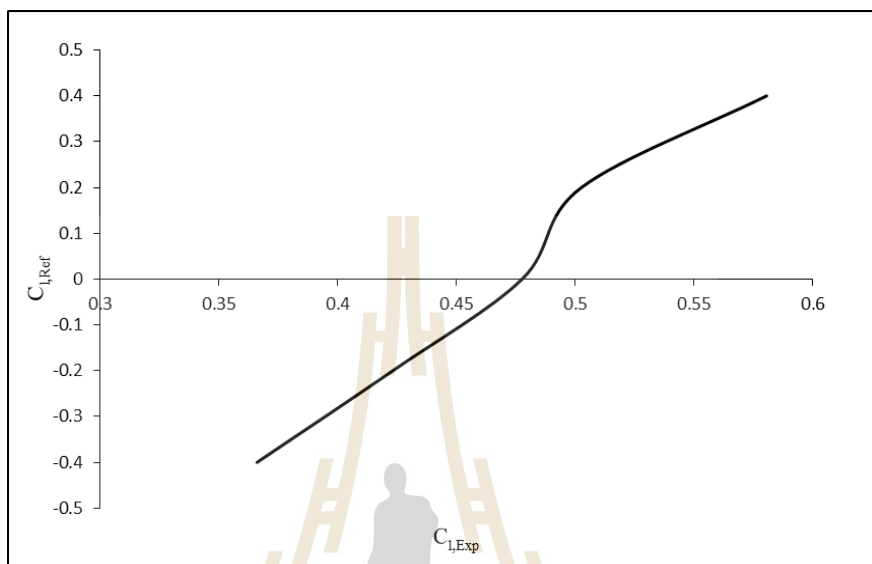
จากการเก็บข้อมูลความดันบนผิวของแพนอากาศทั้งหมด 11 จุด ใช้ในการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ความดันสร้างกราฟการกระจายความดันสถิตย์บนแพนอากาศที่มุมปะทะต่าง ๆ ได้ดังรูปที่ 3.20



รูปที่ 3.20 กราฟผลการทดลองความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์ความดันและตำแหน่งวัดความดันเทียบกับคอร์ดที่มุมปะทะต่าง ๆ



เมื่อนำกราฟทั้งหมดใช้ในการหาพื้นที่ใต้กราฟได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงยก เมื่อนำมาเปรียบเทียบกับผลการทดลองจากอุโมงค์ลมที่อื่น ที่  $Re = 3.6 \times 10^5$  (Robert E. Sheldahi and Paul C. Klimas, 1981) ดังรูปที่ 3.21



รูปที่ 3.21 กราฟสัมประสิทธิ์แรงยกได้จากการทดลองในอุโมงค์ลมของมหาวิทยาลัยและผลการทดลองของ Robert E. Sheldahi และ Paul C. Klimas ที่  $Re = 3.6 \times 10^5$

โดยจากกราฟจะได้เส้นแนวโน้มของเส้นสัมประสิทธิ์แรงยกเป็นเส้นตรงที่มีสมการความชัน ดังสมการที่ 3.3 นำไปใช้ในการสอบเทียบหรือปรับปรุงค่าที่วัดได้จากอุโมงค์ลม

$$y = 4.2426x - 1.9943 \quad (3.3)$$

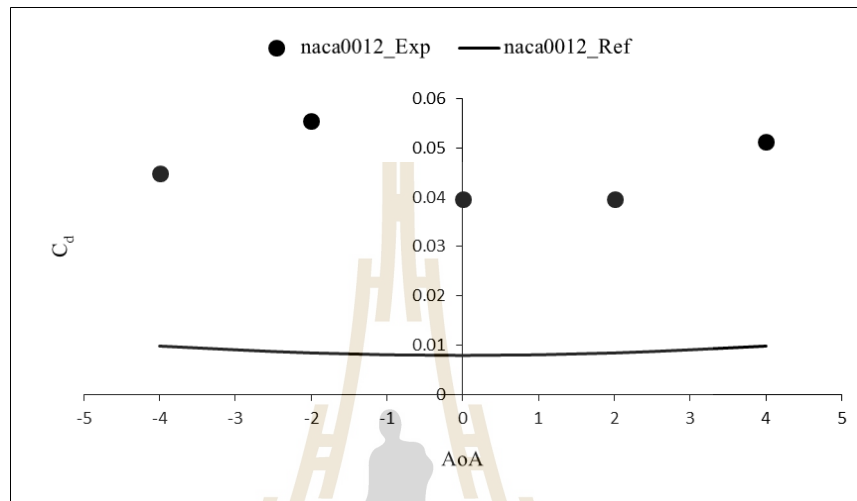
#### 3.4.1.2 การเทียบมาตรฐานของอุปกรณ์วัดแรงต้าน

จากการเก็บข้อมูลแรงต้านจากอุปกรณ์วัดแรงต้านและคำนวณสัมประสิทธิ์แรงต้านเปรียบเทียบกับข้อมูลที่มีผู้ทดลอง ที่  $Re = 3.6 \times 10^5$  ได้ดังตารางที่ 3.5

ตารางที่ 3.5 สัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ เทียบกับผลการทดลองของ Robert E. Sheldahi และ Paul C. Klimas

Airfoil \ AoA	-4	-2	0	2	4
NACA0012 <sub>exp</sub>	0.06714	0.06108	0.03962	0.04512	0.07374
NACA0012 <sub>ref</sub>	0.00980	0.00840	0.00790	0.00840	0.00980

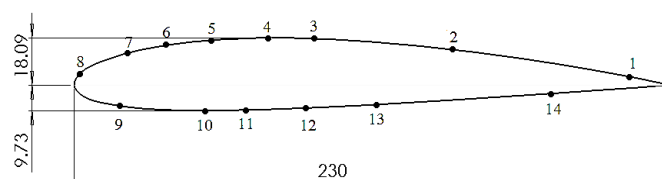
เมื่อนำค่าทั้งสองจากตารางมาคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงต้านและทำการสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านและมุมปะทะ จะได้ดังรูปที่ 3.22 โดยเส้นกราฟทั้งสองจะนำไปหาเส้นกราฟแนวโน้มความแตกต่าง ซึ่งจะได้ค่าคงที่  $k = 0.03728$  นำไปใช้ในการสอบเทียบหรือปรับปรุงค่าที่วัดได้จากอุโมงค์ลม



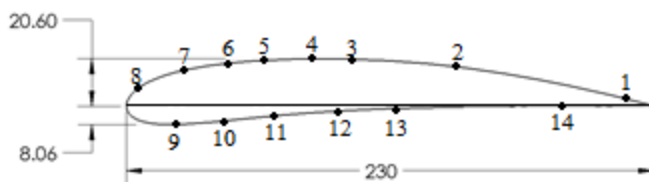
รูปที่ 3.22 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านและมุมปะทะจากการทดลองในอุโมงค์ลมของมหาวิทยาลัยและผลการทดลองของ Robert E. Sheldahi และ Paul C. Klimas ที่  $Re = 3.6 \times 10^5$

### 3.4.2 การทดสอบแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุด

สร้างแบบจำลองปีกรุ่น NACA 2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุด ความยาวคอर्ड 230 มิลลิเมตร ความยาวปีก 300 มิลลิเมตรและความหนา 27.82 และ 28.66 มิลลิเมตร ดังรูปที่ 3.23 และรูปที่ 3.24 ตามลำดับ ซึ่งรูปที่ 3.25 และ 3.26 เป็นแบบจำลองแพนอากาศที่นำไปทดสอบในอุโมงค์ลม ตามลำดับ ซึ่งสามารถวัดความดันได้ทั้งหมด 14 จุดและรายละเอียดอื่น ๆ



รูปที่ 3.23 ขนาดและตำแหน่งรูเจาะของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน



รูปที่ 3.24 ขนาดและตำแหน่งรูเจาะของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด



รูปที่ 3.25 แบบจำลองของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน



รูปที่ 3.26 แบบจำลองของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด

โดยในการวัดความดันและแรงต้านจะวัดที่มุมปะทะ  $-4$   $-2$   $0$   $2$  และ  $4$  องศา ความเร็ว  $36.64$  เมตรต่อวินาทีและ  $Re = 5.5 \times 10^5$

### 3.5 สถานที่ทำการวิจัย

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

## บทที่ 4

### ผลการวิจัยและอภิปรายผล

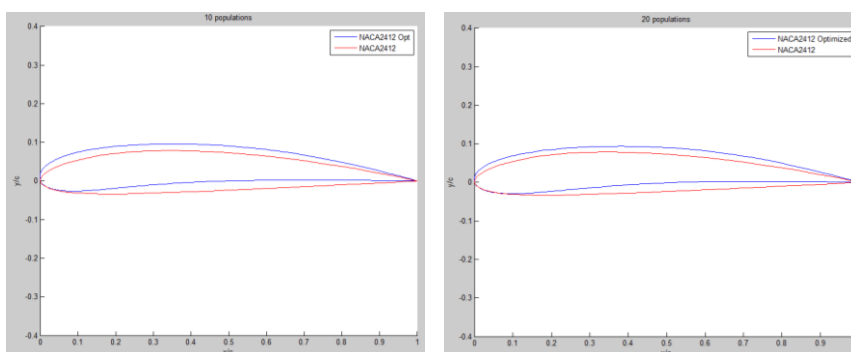
บทนี้แสดงถึงผลการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศรุ่น NACA2412 เทียบกับแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน เพื่อปรับปรุงประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ รวมไปถึงพฤติกรรมต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด

#### 4.1 การหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุด

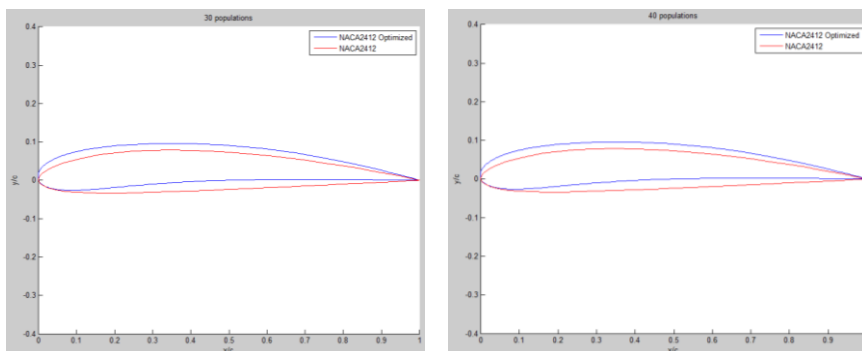
จากการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดโดยเริ่มต้นที่ประชากร 10 ตัวและเพิ่มขึ้นทีละ 10 ตัว ได้ผลดังตารางที่ 4.1 และรูปปร่างของประชากรแต่ละตัวแสดง ดังรูปที่ 4.1 – รูปที่ 4.3

ตารางที่ 4.1 แสดงค่าตัวแปรออกแบบในแต่ละจำนวนประชากร

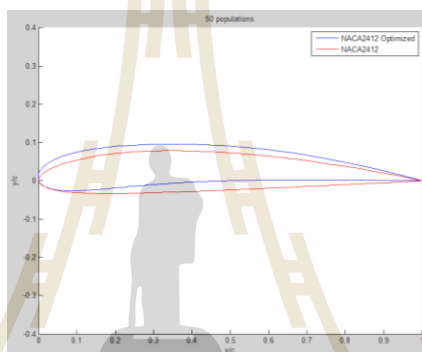
จำนวนประชากร ตัวแปรที่	10	20	30	40	50
1	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001
2	0.0780	0.0780	0.0780	0.0780	0.0780
3	0.4979	0.5338	0.4976	0.4976	0.4974
4	0.6289	0.6322	0.6288	0.6268	0.6268
5	0.1250	0.1330	0.1250	0.1250	0.1250
6	0.0800	0.0760	0.0800	0.0800	0.0800
7	-0.0250	-0.0286	-0.0250	-0.0250	-0.0250



รูปที่ 4.1 รูปปร่างแพนอากาศของประชากร 10 และ 20 ตัว ตามลำดับ



รูปที่ 4.2 รูปร่างแพนอากาศของประชากร 30 และ 40 ตัว ตามลำดับ



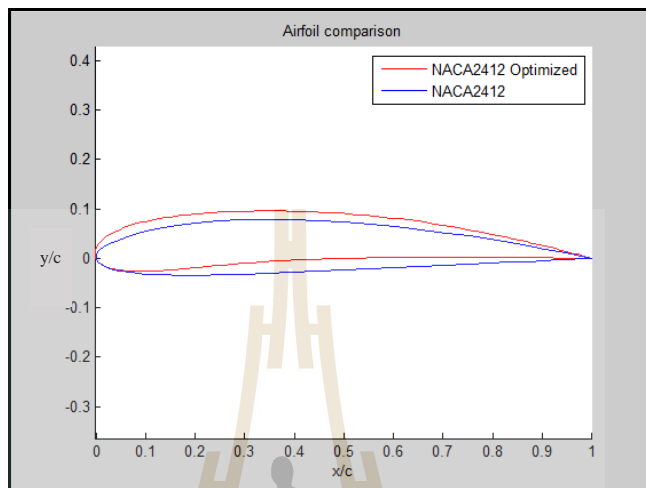
รูปที่ 4.3 รูปร่างแพนอากาศของประชากร 50 ตัว

จากตารางและรูปที่ 4.1 – รูปที่ 4.3 พบว่าจำนวนประชากร 50 ตัว ทำให้ตัวแปรทั้งหมดเริ่มมีการเปลี่ยนแปลงน้อยมากหรือไม่เปลี่ยนแปลง พิจารณาจากค่าความแตกต่างระหว่างประชากรก่อนหน้าและประชากรในรุ่นปัจจุบัน โดยสนใจที่ตัวแปรที่ 3 และ 4 เนื่องจากมีการเปลี่ยนแปลงของตัวแปรที่หลากหลาย ดังตารางที่ 4.2

ตารางที่ 4.2 เปรียบเทียบความแตกต่างของตัวแปรที่ 3 และ 4 ในแต่ละรุ่นประชากร

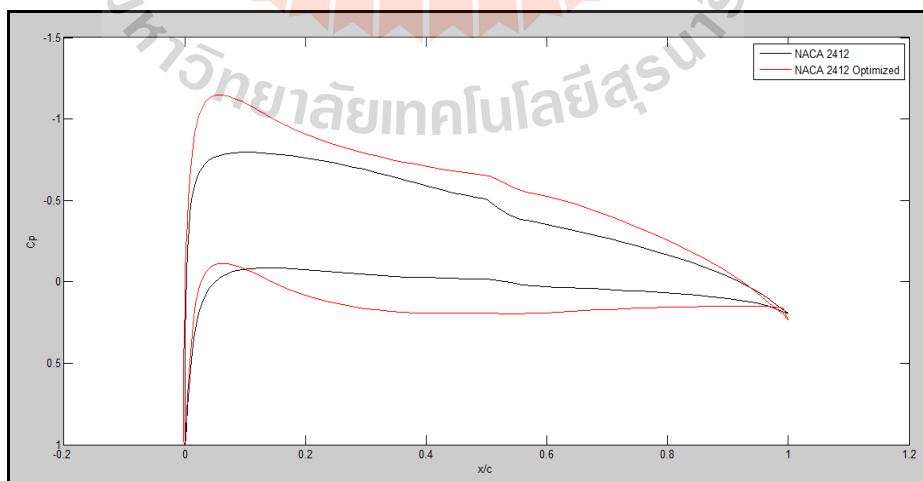
ตัวแปรที่ \ $\Delta P$	$\Delta P_{10,20}$	$\Delta P_{20,30}$	$\Delta P_{30,40}$	$\Delta P_{40,50}$
3	0.0359	0.0362	0	0.0002
4	0.0033	0.0034	0.0020	0

เมื่อนำตัวแปรออกแบบ 7 ตัวของแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดที่เลือกจากประชากร 50 ตัว และจำนวน 60 รอบมาสร้างเป็นรูปร่างแผนอากาศได้ ดังรูปที่ 4.4 เทียบกับรูปร่างแผนอากาศมาตรฐานรุ่น NACA2412



รูปที่ 4.4 เปรียบเทียบรูปร่างของแผนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน

จากรูปจะเห็นได้ว่าแผนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด บริเวณผิวด้านบนและด้านล่างความโค้งมากกว่าแผนอากาศมาตรฐานรุ่น NACA2412 และค่าทางอากาศพลศาสตร์ ดังรูปที่ 4.5



รูปที่ 4.5 การกระจายความดันของแผนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน

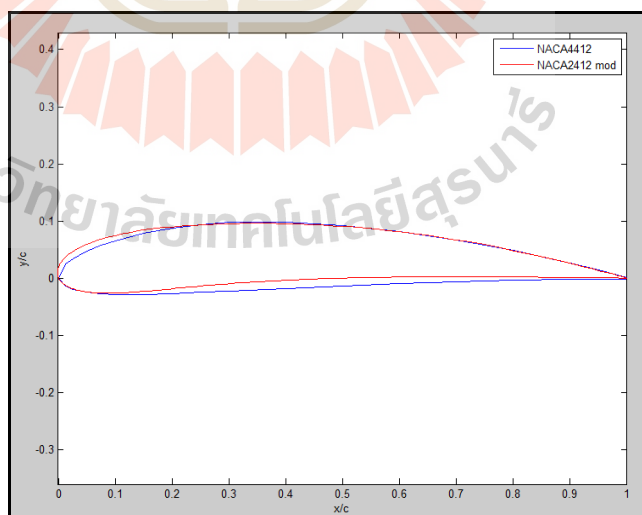


จากรูปข้างต้นแสดงให้เห็นกราฟสัมประสิทธิ์ความดันและตำแหน่งในแนวแกน x เทียบกับคอร์ด เมื่อนำกราฟของแพนอากาศทั้งสองมาเปรียบเทียบกัน พบว่าพื้นที่ใต้กราฟของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดมีค่ามากกว่ารุ่นมาตรฐาน และเมื่อเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ก็พบว่ามีย่านน้อยกว่ารุ่นมาตรฐานเช่นเดียวกัน จากค่าทั้งสองที่กล่าวมาส่งผลให้อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีค่ามากกว่ารุ่นมาตรฐานด้วย ข้อมูลข้างต้นทำให้ทราบว่ารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดทำให้ค่าที่อากาศพลศาสตร์มีค่าที่ดีขึ้น ดังแสดงรายละเอียด ดังตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

ค่าทางอากาศพลศาสตร์	NACA 2412	NACA 2412 optimized	ความแตกต่าง (ร้อยละ)
$C_l$	0.45900	0.71420	+55.60
$C_d$	0.00850	0.00869	+2.24
$C_m$	-0.05090	-0.09490	+86.44
L/D	54.01	82.22	+52.23

และเมื่อพิจารณาแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412 เพิ่มเติมจะพบว่ารูปร่างคล้ายแพนอากาศรุ่น NACA4412 ดังรูปที่ 4.6 และมีค่าทางอากาศพลศาสตร์ ดังตารางที่ 4.4



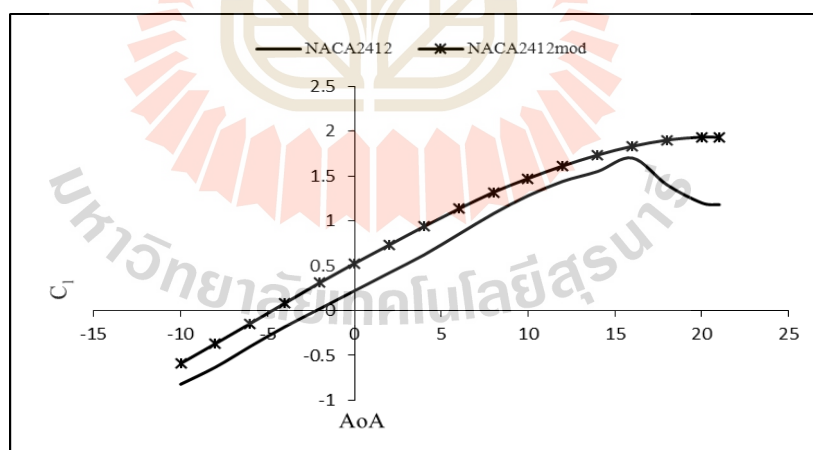
รูปที่ 4.6 เปรียบเทียบรูปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่น NACA4412

ตารางที่ 4.4 เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศรุ่น NACA4412 และแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

ค่าทางอากาศพลศาสตร์	NACA 4412	NACA 2412 optimized	ความแตกต่าง (ร้อยละ)
$C_l$	0.68300	0.71420	+4.57
$C_d$	0.00894	0.00869	-2.80
$C_m$	-0.10050	-0.09490	-5.57
L/D	76.37	82.22	+7.66

#### 4.2 เปรียบเทียบพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศรุ่นที่เหมาะสมที่สุดกับรุ่นมาตรฐาน

การเปรียบเทียบพฤติกรรมของแพนอากาศส่วนใหญ่จะดูในรูปของกราฟ ซึ่งกราฟแรกจะแสดงเป็นกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะ ซึ่งสามารถใช้หาสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะที่ต้องการได้ และสามารถทราบมุมปะทะที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ที่  $Re = 5.7 \times 10^6$  ซึ่งเป็นค่าที่บ่งบอกพฤติกรรมการไหลของการบินระดับของอากาศยานรุ่นดังกล่าวในบทที่ 1 ดังรูปที่ 4.7

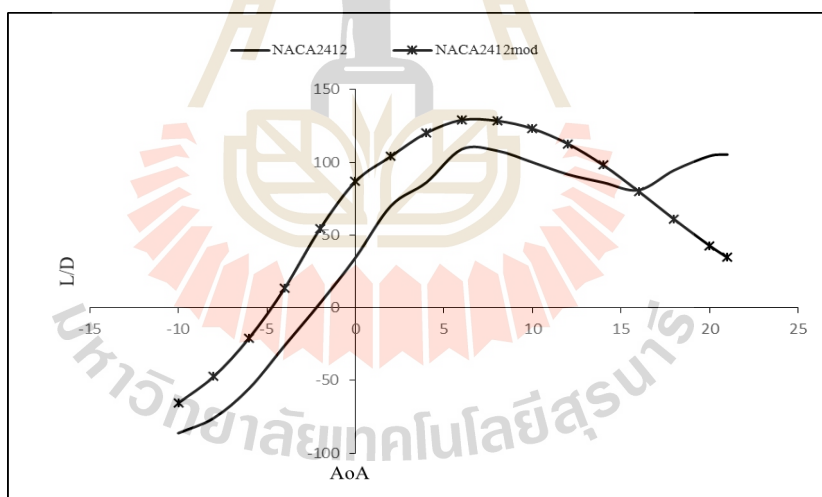


รูปที่ 4.7 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

เนื่องจากกระแสอากาศยังไม่เกิดการแยกตัวจากบริเวณชั้นขีดผิว ทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะ -10 ถึง 10 องศา มีค่าเพิ่มขึ้นตามมีมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น และเส้นกราฟทั้งสองมีแนวโน้ม

ของความชันเท่า ๆ กัน ซึ่งมีความแตกต่างกันประมาณ 0.26 และที่มุมปะทะ 10 ถึง 22 องศา สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศทั้งสองเริ่มมีการเปลี่ยนแปลง โดยมุมปะทะที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีค่ามากกว่าแพนอากาศมาตรฐานคือจากเดิมอยู่ที่ 17 องศาเปลี่ยนเป็น 20 องศา และเมื่อสังเกตที่สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเพิ่มขึ้นจากเดิมประมาณ 1.70 เพิ่มเป็น 1.93 เพิ่มขึ้นร้อยละ 13.53 และจากกราฟทั้งสองเส้นพบว่าเมื่อเพิ่มมุมปะทะเพิ่มขึ้นแรงยกจะลดลงเรื่อย ๆ เนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศ บริเวณชั้นซิดผิวของชายหลังของพีด้านบน ซึ่งสามารถทำให้อากาศยานร่วงหล่นได้ เรียกว่า สตอลล์ (Stall) โดยการสตอลล์นั้นแพนอากาศมาตรฐานจะเกิดสตอลล์ก่อนแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุด 3 องศา

กราฟที่ 2 เป็นกราฟอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ดังรูปที่ 4.8 ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบกันจะพบว่าที่มุมปะทะที่ -10 ถึง 6 องศา อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีแนวโน้มของความชันเส้นกราฟไปในทิศทางเดียวกัน ที่มุมปะทะ 6 องศา อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีค่ามากกว่าแพนอากาศมาตรฐาน ซึ่งมีค่า 129.1 และ 109 ตามลำดับ ซึ่งเพิ่มขึ้นร้อยละ 18.44



รูปที่ 4.8 เปรียบเทียบค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

จากกราฟข้างต้นสามารถมาคำนวณหาระยะการร่อนที่เพิ่มขึ้น ดังตารางที่ 4.5 โดยกำหนดให้อากาศยานบินระดับ มุมติดตั้งปีก 2 องศา บินที่ความสูง 2.4 กิโลเมตรและ  $Re = 5.7 \times 10^6$

ตารางที่ 4.5 เปรียบเทียบประสิทธิภาพต่าง ๆ ของแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

ประสิทธิภาพของแพนอากาศ	NACA2412	NACA 2412 optimized	การเปลี่ยนแปลง (ร้อยละ)
การบรรทุกน้ำหนัก (kg)	122	212	+73.77
แรงดูด (N)	17.09	19.99	+16.97
ระยะการร่อน (km)	168.00	249.60	+48.57

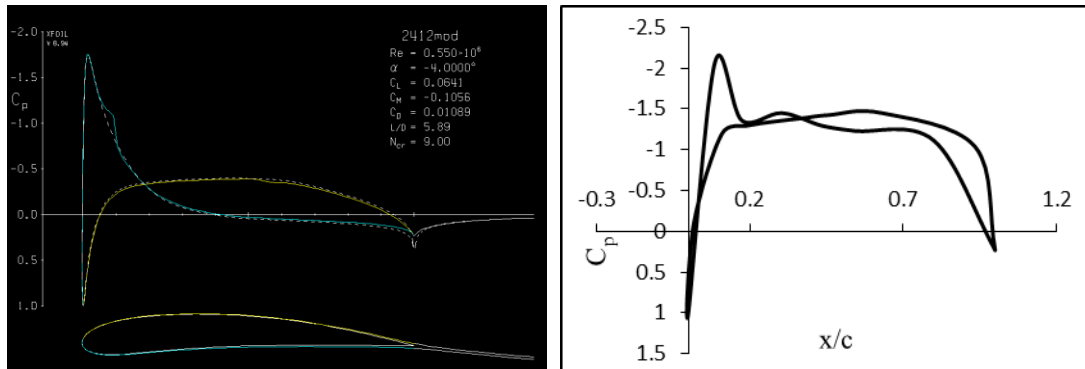
จากตารางจะพบว่าเมื่ออัตรา L/D มากขึ้น แรงยกซึ่งเป็นแรงที่ทำให้อากาศยานลอยอยู่ในอากาศได้ ซึ่งตรงข้ามกับน้ำหนักบรรทุกของอากาศยาน สามารถบรรทุกน้ำหนักได้เพิ่มขึ้น ส่วนแรงต้านเป็นแรงที่ต้านการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ซึ่งจะตรงข้ามกับแรงดูดอากาศยานให้เคลื่อนที่ไปข้างหน้า สร้างมาจากเครื่องยนต์ที่ติดอยู่บริเวณปีกอากาศยาน ดังนั้นเมื่อแรงต้านเพิ่ม ทำให้เพิ่มการใช้เชื้อเพลิงที่จะขับเคลื่อนเครื่องยนต์อากาศยาน

### 4.3 การทดสอบในอุโมงค์ลม

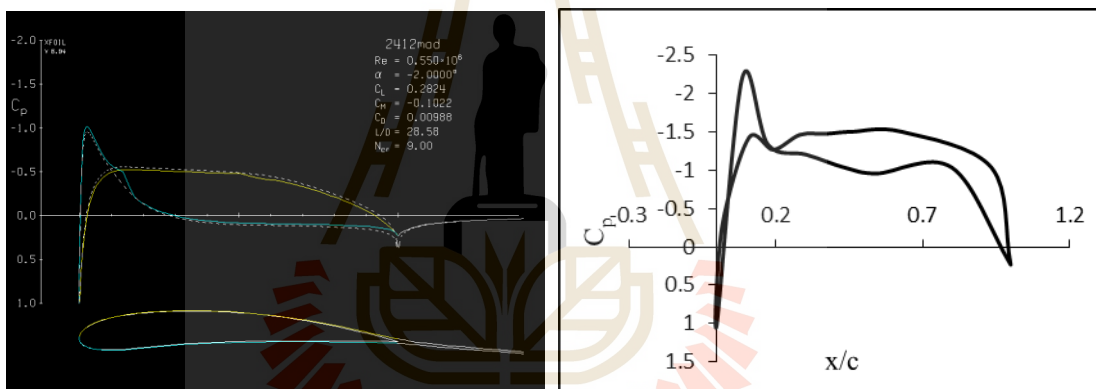
การทดสอบในอุโมงค์ลมเป็นการตรวจสอบความถูกต้องของโปรแกรมที่ใช้ในการวิเคราะห์ค่าทางอากาศพลศาสตร์อีกครั้ง โดยค่าที่จะแสดงเป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน

#### 4.3.1 สัมประสิทธิ์แรงยก

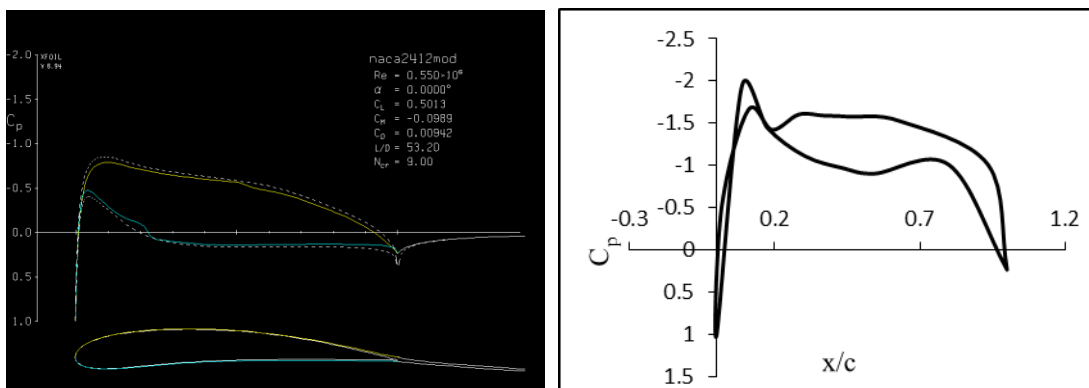
จากแพนอากาศที่ใช้ในการทดลองสัมประสิทธิ์แรงยกได้มาจากความดันที่บริเวณผิวของแพนอากาศ ดังนั้นจึงแสดงกราฟในรูปของสัมประสิทธิ์ความดัน ดังรูปที่ 4.9 – รูปที่ 4.13 เมื่อนำมาเปรียบเทียบกับโปรแกรม Xfoil ที่มุมปะทะต่าง ๆ พบว่าการกระจายตัวของสัมประสิทธิ์ความดันมีลักษณะคล้ายกัน



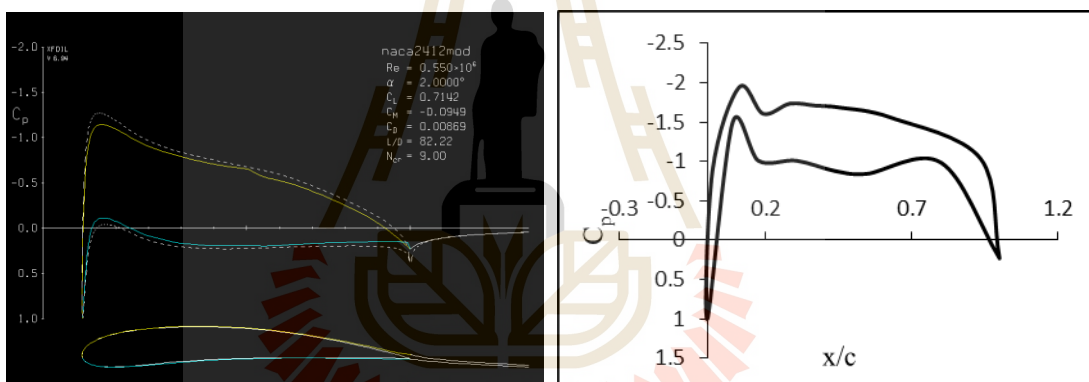
รูปที่ 4.9 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ -4 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412



รูปที่ 4.10 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ -2 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

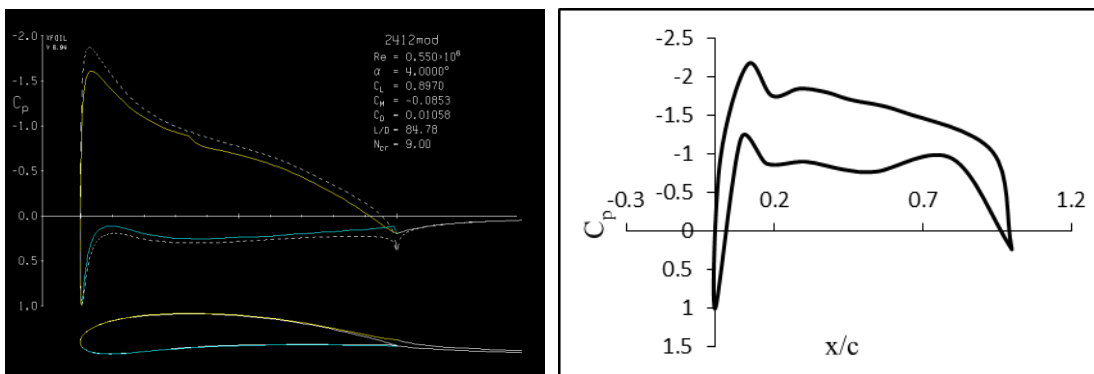


รูปที่ 4.11 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ 0 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412



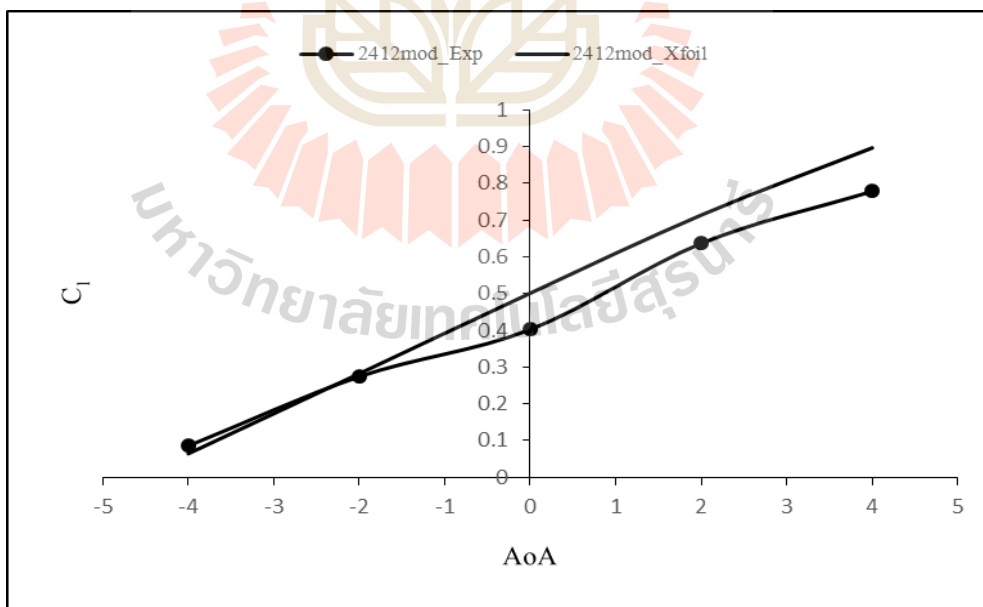
รูปที่ 4.12 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ 2 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412





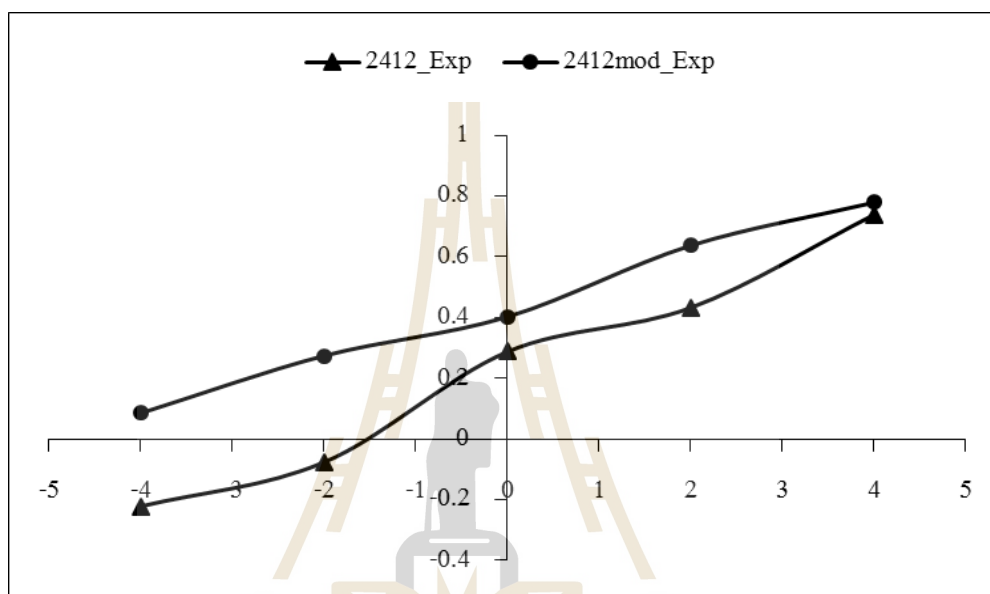
รูปที่ 4.13 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ความดันที่มุมปะทะ 4 ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

เมื่อนำข้อมูลข้างต้นมาสร้างกราฟสัมประสิทธิ์แรงยกและเปรียบเทียบกับค่าที่ได้จากโปรแกรม Xfoil ดังรูปที่ 4.14 พบว่าในช่วงมุมปะทะที่ -4 ถึง -2 มีแนวโน้มความชันของสัมประสิทธิ์แรงยกไปในทิศทางเดียวกัน และช่วงมุมปะทะที่ -2 ถึง 4 สัมประสิทธิ์แรงยกเริ่มต่างกันมากขึ้น



รูปที่ 4.14 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

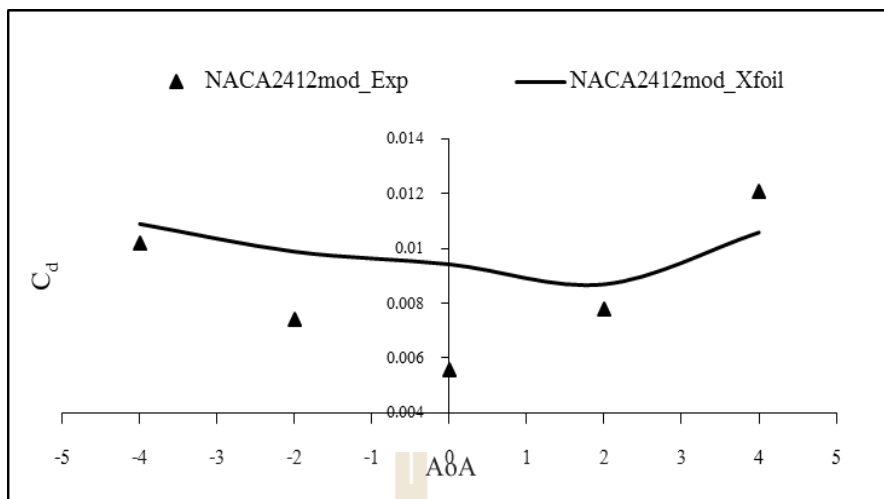
และเมื่อนำสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและเหมาะสมที่สุดที่ได้จากทดลองมาเปรียบเทียบกัน ดังรูปที่ 4.15 พบว่าแนวโน้มของเส้นกราฟทั้งสองมีค่าเพิ่มขึ้นไปในทิศทางเดียวกัน เนื่องจากยังไม่ถึงมุมปะทะที่เกิดการสตอลล์ โดยสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดมีค่ามากกว่ารุ่นมาตรฐาน ซึ่งเป็นไปตามที่ได้จำลองในโปรแกรม Xfoil



รูปที่ 4.15 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง

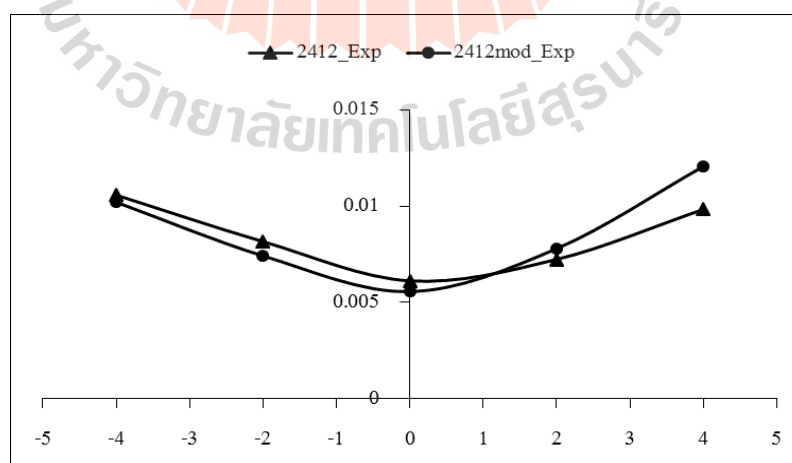
#### 4.3.2 สัมประสิทธิ์แรงต้าน

สัมประสิทธิ์แรงต้านจากการทดลองอาศัยหลักการเปลี่ยนแรงทางกลเป็นไฟฟ้าแสดงออกมาในรูปของตัวเลขดังที่กล่าวในบทที่ 3 เปรียบเทียบกับค่าในโปรแกรม Xfoil แสดงเป็นกราฟดังรูปที่ 4.16 ซึ่งพบว่าค่าที่ได้จากการจำลองในโปรแกรม ช่วงมุมปะทะที่ -4 ถึง 2 องศา มีค่ามากกว่าการทดลอง และลักษณะเส้นกราฟคล้ายกัน แต่แนวโน้มของเส้นกราฟไม่เป็นไปในทิศทางเดียวกัน ซึ่งอาจเกิดจากความคลาดเคลื่อนในการอ่านค่าของผู้วิจัยและความไม่แม่นยำของเครื่องมือวัดสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ



รูปที่ 4.16 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

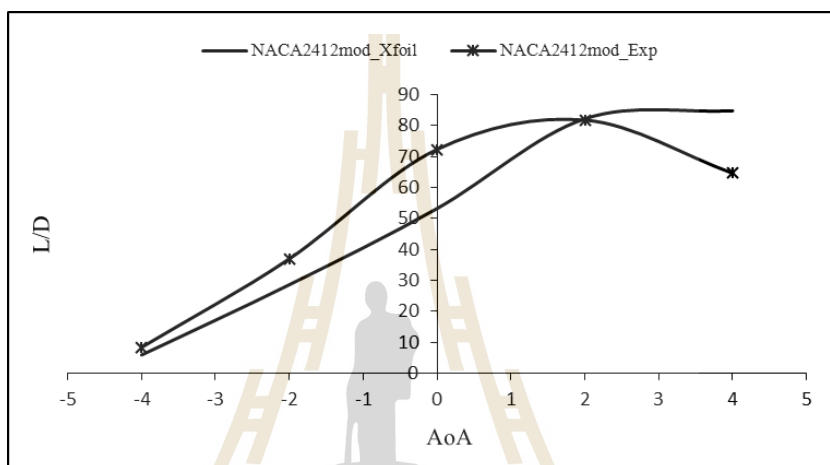
และเมื่อนำสัมประสิทธิ์แรงต้านของแผนอากาศรุ่น NACA2414 มาตรฐานและเหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลองมาเปรียบเทียบกัน ดังรูปที่ 4.17 พบว่าในช่วงมุมปะทะ -4 ถึง 0 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแผนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานมีค่ามากกว่าแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุด ซึ่งไม่เป็นไปตามที่จำลองไว้ ส่วนมุมปะทะที่ 2 ถึง 4 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแผนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานมีค่าน้อยกว่าแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุด ซึ่งเป็นไปตามที่จำลองไว้



รูปที่ 4.17 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแผนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง

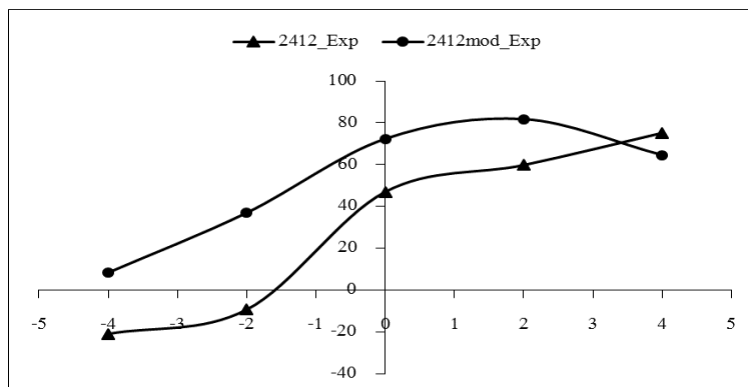
### 4.3.3 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน

อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน เมื่อนำมาเปรียบเทียบกับโปรแกรม Xfoil แสดงดังรูปที่ 4.18 พบว่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีค่าใกล้เคียงกันที่มุมปะทะ  $-4$  ถึง  $-2$  หลังจากนั้นค่าเริ่มแตกต่างกันมากขึ้น โดยที่มุมปะทะ 2 องศา อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีค่าเท่ากัน แต่แตกต่างกันที่การทดลองเป็นค่าสูงสุด หลังจากนั้นค่าดังกล่าวก็มีค่าลดลงเรื่อย ๆ ส่วนค่าดังกล่าวของโปรแกรม Xfoil ค่าสูงสุดอยู่ที่มุมปะทะประมาณ 2.5 องศา ซึ่งค่าต่างของกราฟ



รูปที่ 4.18 เปรียบเทียบอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ ระหว่างโปรแกรม Xfoil และการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA2412

และเมื่อนำอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน และเหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง ดังรูปที่ 4.19 พบว่าแนวโน้มของเส้นกราฟทั้งสองมีค่าเพิ่มขึ้นไปในทิศทางเดียวกัน แต่อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดมีค่ามากกว่ารุ่นมาตรฐาน ซึ่งเป็นไปตามที่ได้จำลองในโปรแกรม Xfoil โดยเมื่อสังเกตกราฟในช่วงมุมปะทะ 2 ถึง 4 องศา พบว่าเส้นกราฟของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีค่าลดลง แต่แพนอากาศรุ่นมาตรฐานยังมีค่าที่เพิ่มขึ้น เนื่องจากยังไม่ถึงมุมปะทะที่ทำให้เกิดการสตอลล์



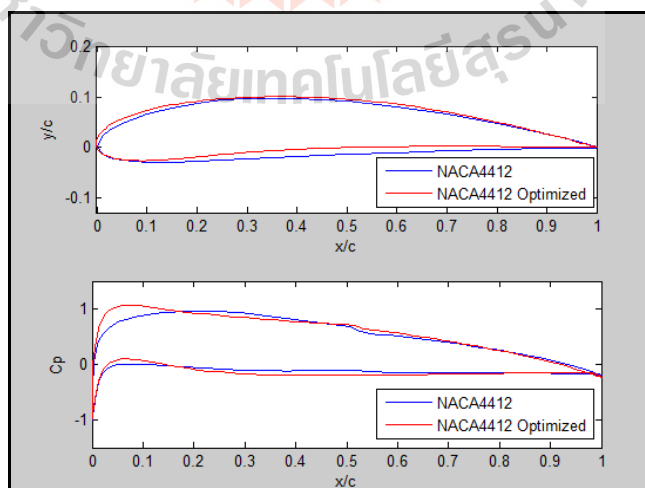
รูปที่ 4.19 เปรียบเทียบอัตราส่วนแรงยกต่อแรงดันที่มุมปะทะต่าง ๆ ของแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐานและที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากการทดลอง

#### 4.4 การประยุกต์ใช้วิธีการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดกับแพนอากาศรุ่นอื่น ๆ

วิธีการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดในงานวิจัยนี้สามารถนำมาประยุกต์ใช้หารูปปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA 4 หลักได้ ดังตัวอย่างต่อไปนี้ โดยมีเงื่อนไขบังคับเช่นเดียวกับ NACA2412

##### 4.4.1 แพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA4412

จากผลการวิจัยที่ได้นำแพนอากาศรุ่นนี้เปรียบเทียบกับแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด จึงสนใจนำมาหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุดเช่นกัน โดยรูปปร่างแพนอากาศที่ได้ ดังรูปที่ 4.20 และค่าทางอากาศพลศาสตร์เปรียบเทียบกับแพนอากาศมาตรฐาน แสดงดังตารางที่ 4.6



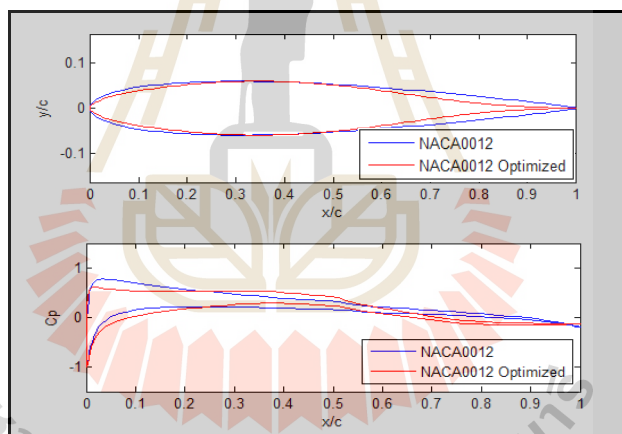
รูปที่ 4.20 เปรียบเทียบรูปปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA4412 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน

ตารางที่ 4.6 เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA4412

ค่าทางอากาศพลศาสตร์	NACA4412	NACA4412 optimized	ความแตกต่าง (ร้อยละ)
$C_l$	0.6830	0.7280	+6.59
$C_d$	0.00894	0.00872	-2.46
$C_m$	-0.1005	-0.1008	-0.3
L/D	76.37	83.44	+9.26

#### 4.4.2 แพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA0012

แพนอากาศรุ่น NACA0012 เป็นแพนอากาศที่น่าสนใจ เนื่องจากเป็นแพนอากาศแบบสมมาตร ซึ่งยังไม่เคยนำมาประยุกต์ใช้ โดยผลการหารูปปร่างที่เหมาะสมที่สุด ดังรูปที่ 4.21 และค่าทางอากาศพลศาสตร์ แสดงดังตารางที่ 4.7



รูปที่ 4.21 เปรียบเทียบรูปร่างของแพนอากาศรุ่น NACA0012 ที่เหมาะสมที่สุดและรุ่นมาตรฐาน

ตารางที่ 4.7 เปรียบเทียบค่าทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างแพนอากาศมาตรฐานและแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดรุ่น NACA0012

ค่าทางอากาศพลศาสตร์	NACA0012	NACA0012 optimized	ความแตกต่าง (ร้อยละ)
$C_l$	0.2314	0.2332	+0.78
$C_d$	0.00825	0.00776	-5.94
$C_m$	-0.0007	-0.0017	-142.86
L/D	28.04	30.04	+7.13





## บทที่ 5

### สรุปและข้อเสนอแนะ

จากงานวิจัยได้ทำการศึกษาการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ของอากาศยานรุ่น Cessna 172R ที่มีมุมปะทะ 2 องศา ด้วยวิธีอนุภาครวมกลุ่ม ซึ่งมีฟังก์ชันเป้าหมายคือการหาอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงสุดและการวิเคราะห์การไหลเป็นการไหลไม่อัดตัว ซึ่งสรุปผลได้ดังหัวข้อต่อไปนี้

#### 5.1 สรุปผลการวิจัย

5.1.1 การหารูปร่างค่าที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ด้วยวิธีการอนุภาครวมกลุ่ม ที่มีมุมปะทะ 2 องศา โดยมีฟังก์ชันเป้าหมายคือหาอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด ได้รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดที่มีค่าตัวแปรออกแบบ 0.0001, 0.0780, 0.4974, 0.6268, 0.1250 0.0800 และ -0.0250 ที่จำนวนประชากร 50 ตัวและจำนวนรอบ 60 รอบ และพบว่าเมื่อความโค้งของพื้นผิวด้านล่างบริเวณหางเพิ่มมากขึ้น ทำให้แพนอากาศเหมาะสมที่สุดมีค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมากกว่าแพนอากาศเดิม จาก 54.01 เป็น 82.22 เพิ่มขึ้นร้อยละ 52.23 เมื่อเทียบกับแพนอากาศมาตรฐาน ทำให้แพนอากาศสามารถรับน้ำหนักบรรทุกได้มากขึ้น ใช้แรงจุดเพิ่มมากขึ้นและมีระยะการร่อนที่ไกลมากขึ้น

5.1.2 เปรียบเทียบค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศรุ่น NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุดที่ได้จากโปรแกรมกับการทดลองที่มีมุมปะทะ -4 ถึง 4 องศา พบว่าค่ามีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นช่วงมุมปะทะ -4 ถึง 2 องศา และช่วง 2 ถึง 4 องศา ค่ามีความแตกต่างกันมาก เนื่องมาจากค่าที่ได้จากการทดลองลดลง ซึ่งเกิดจากความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากเครื่องมือที่ใช้ในการวัดสัมประสิทธิ์แรงต้าน ซึ่งส่งผลในการหาค่าดังกล่าว และเมื่อเปรียบเทียบกับแพนอากาศรุ่น NACA2412 มาตรฐาน พบว่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของแพนอากาศมาตรฐานมีค่าน้อยกว่าแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุด แต่ความชันของกราฟยังมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้น

5.1.3 จากการประยุกต์ใช้วิธีอนุภาครวมกลุ่มร่วมกับโปรแกรม Xfoil ในการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศรุ่น NACA4412 และ NACA0012 มีค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเพิ่มขึ้นร้อยละ 9.26 และ 7.13 ตามลำดับ ซึ่งเป็นการเพิ่มขึ้นไม่มากเมื่อเปรียบเทียบกับ NACA2412 ที่เหมาะสมที่สุด ที่เพิ่มขึ้นร้อยละ 52.23 โดยเป็นผลมาจากแพนอากาศรุ่น NACA4412 และ

NACA0012 มีรูปร่างที่ทำให้ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีค่ามากอยู่แล้ว ทำให้ในการหารูปร่างที่เหมาะสมของแพนอากาศ 2 ตัวดังกล่าวมีค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเพิ่มขึ้นเล็กน้อย

## 5.2 ข้อเสนอแนะสำหรับการวิจัย

5.2.1 การหาจำนวนรอบที่ใช้ในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด ควรใช้ประชากรชุดเดิมในแต่ละจำนวนรอบที่เพิ่มขึ้น

5.2.2 การสร้างแบบจำลองแพนอากาศ ตัวที่เป็นแกนของปีกให้ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางเล็กกว่าบริเวณจับยึดชิ้นงานประมาณ 0.02 มิลลิเมตร

5.2.3 บนผิวของแพนอากาศควรเจาะรูในการวัดให้มากกว่านี้ เพื่อความละเอียดของจุดข้อมูลที่นำมาวิเคราะห์หาค่าสัมประสิทธิ์แรงยก

5.2.4 ประยุกต์วิธีอนุภาครวมกลุ่มร่วมกับโปรแกรมอื่น ๆ ในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดแบบหลายฟังก์ชันเป้าหมาย โดยการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดสามารถใช้กับปัญหาที่มีและไม่มีสมการอนุพันธ์

5.2.5 เนื่องจากงานวิจัยนี้เป็นการหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศที่มี 1 ฟังก์ชันเป้าหมาย ซึ่งนำแรงยกและแรงต้านมาอยู่ในรูปความสัมพันธ์ของอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน โดยในอนาคตผู้ที่สนใจอาจจะศึกษาการหารูปร่างดังกล่าวด้วยวิธีการหารูปร่างที่เหมาะสมแบบหลายฟังก์ชันเป้าหมาย ซึ่งแยกแรงยกและแรงต้านเป็นคนละฟังก์ชันเป้าหมายก็เป็นได้

## รายการอ้างอิง

- นันทพนธ์ บัวเสื่อและคณะ. (2557). วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์เพนดสำหรับคาร์โบลิคส์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 28 (หน้า 1-10). ขอนแก่น: มหาวิทยาลัยขอนแก่น.
- วสวัตดี เสาวดี, สมประสงค์ สาวจูและ ชวิน จันทระเสนาวงศ์. (2552). การคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ของแพนอากาศสำหรับแบบจำลองไดนามิกสโตลโดยใช้ CFD. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 23 (หน้า 68-74). เชียงใหม่: มหาวิทยาลัยเชียงใหม่
- ศูนย์เทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสาร สำนักงานปลัดกระทรวงคมนาคม. (2556). สถิติอุบัติเหตุแยกตามภาคการขนส่ง [ออนไลน์]. ได้จาก : <http://vigportal.mot.go.th/portal/site/PortalMOT/stat/index7URL/>
- สุจินต์ บุรีรัตน์. (2556). การหาค่าเหมาะสมที่สุดของระบบทางวิศวกรรม เล่ม 1. 500 เล่ม. พิมพ์ครั้งที่ 1. ขอนแก่น: โรงพิมพ์มหาวิทยาลัยขอนแก่น.
- สมศักดิ์ ไชยะภินันท์. (2552). กลศาสตร์ของไหล. 2000 เล่ม. พิมพ์ครั้งที่ 2. โรงพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
- A.F.P. Ribeiro A.M. Awruch and H.M. Gomes. (2012). An airfoil optimization technique for wind turbines. **Applied Mathematical Modelling** 36: 4898-4907.
- Chen Jianqiao, Tang Yuanfu, Ge Rui, An Qunli and Guo Xiwei. (2013). Reliability design optimization of composite structure based on PSO together with FEA. **Chinese Journal of Aeronautics** 26(2): 343-349.
- David Lednicer. (2010). **The Incompressible Guide to Airfoil Usage** [On-line]. Available: <http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>
- John D. Anderson Jr. (2012). **Introduction to FLIGHT**. Singapore: McGraw-Hill.
- John M. Rainbird and others. (2015). On the influence of virtual camber effect on airfoil polars for use in simulations of Darrieus wind turbines. **Energy Conversion and Management** 106: 373-384.

- Manas S. Khurana. (2008). APPLICATION OF AN HYBRID OPTIMIZATION APPROACH IN THE DESIGN OF LONG ENDURANCE AIRFOILS. **26<sup>TH</sup> INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES** (pp 55-60). Alaska, USA: Optimage Ltd.
- Mark Drela. (1989). **An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoil**. MIT Dept. of Aeronautics and Astronautics. (Unpublished manuscript).
- Mark Drela and Michael B. Giles. (1987). Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils. **AIAA Journal** 25(10): 1347-1355.
- Pierluigi Della Vecchia, Elia Daniele and Egidio D'Amato. (2014). An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm. **Aerospace Science and Technology** 32: 103–110.
- R. Mukesh, K. Lingadurai and S. Karthick. (2012). Aerodynamic Optimization using Proficient Optimization Algorithms. **2012 International Conference on Computing, Communication and Applications** (pp 1-5). New Jersey, USA: IEEE.
- Robert E. Sheldahi and Paul C. Klimas. (1981). **Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines**. United State of America: U.S. GOVERNMENT PRINTING.
- Ticiano Monte Lúcioda Silva, Mateus Bonamigo Zupiroli, Rafael Pereira and Antônio C.P. Brasil Junior. (2007). A PROPOSED AIRFOIL SHAPE PARAMETRIZATION FOR AERODYNAMIC OPTIMIZATION. **19th International Congress of Mechanical Engineering** (pp 1-10). Brazil: ABCM.



ภาคผนวก ก

ชุดคำสั่งในการหาค่าเหมาะสมที่สุด

## 1. ชุดคำสั่งหลักในโปรแกรม Matlab

```

function PSO
close all;clear all;clc;
fun='xfoilgen3';
nloop=50;
nsol=60;
nvar=7; %Adjust nvar=6
rand('state',sum(100*clock));
Wst = 0.5;%Starting inertia weight
Wen = 0.01;%Ending inertia weight
C1 = 2;%cognitive learning factor
C2 = 2;%social learning factor
[pop0,f0,g0] = soarsminitial(fun,nsol,nvar); %RSM initialisation
[p_leader,f_leader,g_leader]=pso_selection(pop0,f0,g0,[],[],[]);
Vel0=zeros(size(pop0));% initial velocities of the initial population
pop0
pbest=pop0;fbest=f0;% initial personal best of pop0i
%%%%%% Start MOPSO search %%%%%%%
tic
iter = 0;
figure(1),clf
while iter < nloop
    iter = iter+1
    Wi=Wst+((Wen-Wst)/nloop)*iter;
    for i=1:nsol
        % selecting p_leader randomly from the external archive
        popi=pop0(:,i);
        pbesti=pbest(:,i);
        % update particles' velocities
        Vel1(:,i)=Wi*Vel0(:,i)+C1*rand*(pbesti-
popi)+C2*rand*(p_leader-popi);
        % update particles
        pop1(:,i)=max(0,min(1,pop0(:,i)+Vel1(:,i)));
        % function evaluation
        [f1(:,i),g1(:,i)]=feval(fun,pop1(:,i));

        % update personal best
        if f1(i)< fbest(i);
            pbest(:,i)=pop1(:,i);
            fbest(i)=f1(i);
        end
    end
    % selection
    [p_leader,f_leader,g_leader]=pso_selection(pop1,f1,g1,p_leader,f_lead
er,g_leader);
    k=1;
    D=-0.037;C=0.0001;
    E=0.032;F=0.078;
    G=0.4;H=0.78;
    A=0.4;B=0.78;
    I=0.125;J=0.25;
    M=0.05;N=0.08;
    O=-0.04;P=-0.025;
    P_leader(1,k)=D+(C-D)*p_leader(1,k);
    P_leader(2,k)=E+(F-E)*p_leader(2,k);
    P_leader(3,k)=G+(H-G)*p_leader(3,k);
    P_leader(4,k)=A+(B-A)*p_leader(4,k);

```

```

P_leader(5,k)=I+(J-I)*p_leader(5,k);
%P_leader(6,k)=K+(L-K)*p_leader(6,k);
P_leader(6,k)=M+(N-M)*p_leader(6,k);
P_leader(7,k)=O+(P-O)*p_leader(7,k);

pop0=pop1;f0=f1;g0=g1;Vel0=Vel1;
end
P_leader
Time=toc
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Sub-programs %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
function [pop0,f0,g0] = soearsinitial(fun,nsol,nvar)
% %%Randomly initiate the population, design variables
pop0 = (rand(nvar,nsol));

for i=1:nsol
[f0(:,i),g0(:,i)]=feval(fun,pop0(:,i));
end
save pop0.dat pop0 -ASCII
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
function
[xbest,fbest,gbest]=pso_selection(x0,f0,g0,xbest,fbest,gbest);
x=[xbest x0];
f=[fbest f0];
g=[gbest g0];
[fmin,nmin]=min(f);
xbest=x(:,nmin);
fbest=f(:,nmin);
gbest=g(:,nmin);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

## 2. ชุดคำสั่งเพิ่มเติมในโปรแกรม Matlab

```

function [f,g]=xfoilgen2(pop0)
close all;
delete save.nfo;
delete cp.nfo;
k=1;
D=-0.037;C=0.0001;

E=0.032;F=0.078;
G=0.4;H=0.78;
A=0.4;B=0.78;

I=0.125;J=0.25;
M=0.05;N=0.08;
O=-0.04;P=-0.025;
pop0(1,k)=D+(C-D)*pop0(1,k);
pop0(2,k)=E+(F-E)*pop0(2,k);
pop0(3,k)=G+(H-G)*pop0(3,k);
pop0(4,k)=A+(B-A)*pop0(4,k);
pop0(5,k)=I+(J-I)*pop0(5,k);
pop0(6,k)=M+(N-M)*pop0(6,k);
pop0(7,k)=O+(P-O)*pop0(7,k);
n = 200;
x_dist = linspace(0,1,n);

```



```

    y = [0 1 pop0(3,k)    pop0(5,k)  0    pop0(5,k)  pop0(4,k)  1 0;
         0 0 pop0(1,k)    pop0(7,k)  0    pop0(6,k)  pop0(2,k)  0 0];

y_y=[pop0(1,k);pop0(2,k);pop0(3,k);pop0(4,k);pop0(5,k);pop0(6,k);pop0
(7,k)]

%Adjust 0.335 & 0.25 become variable
ntemp = length(y);
x = linspace(0,1,ntemp-2);
pp = spline(x,y);
yy = ppval(pp, x_dist);
[i,j]=min(yy(2,:));           %minimum y-lower
x_x=yy(1,j);                  %the location of minimum y-lower
[ii,jj]=max(yy(2,:));        %maximum y-upper
xx=yy(1,jj);                  %the location of maximum y-upper
plot(yy(1,:),yy(2,:),y(1,2:7),y(2,2:7),'or'), axis equal

plot(yy(1,:),yy(2,:),y(1,2:7),y(2,2:7),'or',x_x,i,'og',xx,ii,'og'),
axis equal
grid on
yy = yy';
save airfoil.dat yy -ASCII

!run_script.bat
fid=fopen('save.nfo');
% editing

for qq=1:1:13
line=fgetl(fid);
end

if ~ischar(line)
line = '2.000    0.0004    0.02    0.02    -0.0001    0.8596
0.8596';
end

[data,ncols,errmsg,nxtindex] = sscanf(line,'%f');
cd=data(3);
cl=data(2);
fclose(fid)
g=0;
f=cd/cl;
f2=1/f
end

```

### 3. ชุดคำสั่งในการควบคุมโปรแกรม Xfoil

```
Wscript.Stdout.WriteLine "y"
```

```
Wscript.Sleep 3000
```

```
Wscript.Stdout.WriteLine "load C:\Users\ORANIT\Desktop\airfoil.dat"
```

```
Wscript.Sleep 3000
```

```
Wscript.Stdout.WriteLine "test airfoil"
```

```
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "pane"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "oper"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "visc"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "550000"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "iter"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "250"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "pacc"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "save.nfo"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine ""
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "alfa2"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "cpwr"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "cp.nfo"
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine ""
Wscript.Sleep 3000
Wscript.Stdout.WriteLine "quit"
Wscript.Sleep 3000
```

ภาคผนวก ข

ตารางข้อมูลผลการทดสอบแพนอากาศในอุโมงค์ลม

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตารางที่ ข.1 ข้อมูลรูปที่ 3.20 ความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนแผนอากาศรุ่น NACA0012 ที่มุมปะทะ  
ต่าง ๆ

ตำแหน่ง รูเจาะ	ความดัน (cm H <sub>2</sub> O)				
	-4	-2	0	2	4
1	8.1	9.6	10.8	12.4	14.4
2	8.7	9.4	10.2	10.6	11.4
3	6.6	7.6	8.6	9.2	10.2
4	7.7	8.1	8.4	8.4	8.7
5	7.4	7.5	7.8	7.6	7.9
6	-0.4	-0.1	0	0.2	0.5
7	3.1	2.6	2.3	2.0	1.4
8	2.9	2.8	2.8	2.7	2.5
9	1.0	1.0	0.8	0.8	0.6
10	0.8	0.7	0.6	0.4	0.3
11	0.6	0.4	0.1	0	-0.2

ตารางที่ ข.2 ข้อมูลความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนแผนอากาศรุ่น NACA2412 ที่มุมปะทะต่าง ๆ

ตำแหน่ง รูเจาะ	ความดัน (cm H <sub>2</sub> O)				
	-4	-2	0	2	4
1	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5
2	10.1	10.4	10.7	12.3	12.3
3	10.8	11.3	11.6	14.8	15.5
4	9.3	10.2	10.7	15.2	16.4
5	7.6	8.3	9.8	14.2	16.3
6	5.6	6.6	9.4	13.6	16.2
7	3.4	4.6	9.5	13.8	17
8	-0.5	-0.8	-0.8	3.6	8
9	20.0	17.5	8.3	8.7	5.2
10	13.5	12.2	8.5	8.8	6.8
11	11.6	11.0	8.3	10	8.2
12	8.1	7.5	7.2	8.3	7
13	8.0	7.6	7.0	8.4	7.2
14	5.9	5.7	5.6	9	8.6

ตารางที่ ข.3 ข้อมูลรูปที่ 4.9-รูปที่ 4.13 ความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนแผนอากาศรุ่น NACA2412  
ที่เหมาะสมที่สุดที่มุมปะทะต่าง ๆ

ตำแหน่ง รูเจาะ	ความดัน (cm H <sub>2</sub> O)				
	-4	-2	0	2	4
1	8.0	8.0	7.8	8.0	8.0
2	11.2	11.6	11.8	12.0	12.0
3	11.0	11.6	12.2	13.0	13.2
4	10.7	11.4	12.3	13.2	14.0
5	10.4	11.3	12.4	13.4	14.3
6	10.0	9.8	11.0	12.4	13.6
7	9.2	11.0	12.8	15.0	16.7
8	0.7	2.0	4.0	6.8	7.2
9	16.0	17.1	15.0	11.6	9.3
10	10.5	10.3	11.2	7.8	6.8
11	11.2	9.3	8.6	7.8	7.0
12	10.0	8.0	7.5	6.8	6.2
13	9.5	7.4	7.0	6.5	6.0
14	8.6	8.0	7.8	7.6	7.3



ภาคผนวก ค

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



## รายชื่อบทความที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

Oranit Traisak, Teetut Dolwichai, Jiraphon Srisertpol and Chalothorn Thumthae (2016)

**Study of airfoil shape optimization by using the evolutionary method** 2016

The 5<sup>th</sup> International Conference on Mechanical Engineering, Materials and Energy (ICMEME) 10-11 ธันวาคม 2559 เขตบริหารพิเศษฮ่องกง ประเทศจีน



## Study of airfoil shape optimization by using the evolutionary method

Oranit Traisak<sup>1,\*</sup>, Teetut Dolwichai<sup>1</sup>, Jiraphon Srisertpol<sup>1</sup>  
and Chalothorn Thumthae<sup>1</sup>

<sup>1</sup>School of mechanical engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima,  
Thailand

\*ORANIT\_TRAISAK@hotmail.com

**Keywords:** Airfoil shape, Evolutionary method, Lift to drag ratio.

**Abstract.** Nowadays, Airfoil shape optimization are developed by many researchers. Especially, evolutionary method is taken to find out the shape of airfoil. The main objective work is finding the shape of airfoil that get the aerodynamic properties which good for lift and drag of the aircraft wing. PSO is the evolutionary method that used for this work. The work are combination between the CFD analysis as Reynolds number 550,000 and optimization technique to get the airfoil shape that maximum lift to drag ratio. The result is compared with the standard NACA 2412 airfoil. The optimization airfoil has improved lift to drag ratio compared to the standard NACA 2412 airfoil for 53.22%.

### Introduction

The flying is wonderful thing for the human in the past, but nowadays, Aircraft wing is important part which generate the lift force for lift the aircraft up, at the same time, Thrust from aircraft engine induce the drag force which resist forward movement of aircraft. The vertical movement of aircraft can be occurred by the magnitude of lift are greater than its weight. The forward movement can be occurred by the magnitude of thrust are greater than the drag force.

Airfoil is the cross-section of aircraft wing. The shape optimization of the airfoil has 2 methods: First is called as Inverse Design (ID), It's target specification then created airfoil for successful. And second is called as Direct Numerical Optimization (DNO), It's geometry creative for improve aerodynamic performance. [1] There are many researchers to find out the optimum its shape under the lift force only. [2] The couple of lift and drag forces for used to optimization the shape has not presented. There are two points of the objective, maximum value of lift and minimum value of drag, so the problem become to bi-objective optimization problem. [6] The combination of both force can be called as lift to drag ratio (L/D). Therefore, the problem will be the single objective which is maximize the L/D.

Particle Swarm Optimization (PSO) is one of evolutionary method that popular for non-derivative optimization problems, understand easily and simple step when compared with another method. [3] The work used PSO procedure to combine with CFD analysis which used Xfoil program to find out the L/D of the randomized airfoil variables.

### Airfoil shape optimization

**Airfoil shape profile.** The airfoil profile can be generated by setting the point variables and make it continuously by using the spline interpolation. The NACA2412 airfoil shape is created by using the seven points as shown in the Fig. 1. The four points at the lower and upper part of airfoil are assigned as the seven of design variables. The leading and tailing edge are fixed in the same y direction that equal to zero and x direction are assigned equal one and zero, respectively. The spline interpolation is

constructed as the cubic spline which good continuously curve, because of it is the second derivative of the line slope which are drawn between all nodes. Its equation shows as Eq. 1

$$S_j(x) = a_j + b_j(x - x_j) + c_j(x - x_j)^2 + d_j(x - x_j)^3 \quad (1)$$

Where;  $0 \leq j \leq n-1$ ,  $S_j(x)$  is spline of  $(x_j, x_{j+1})$ ,  $n$  is number of spline line, and The  $a_j, b_j, c_j$  and  $d_j$  are constant coefficient.

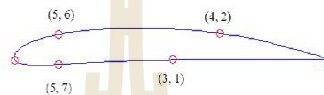


Figure 1. The position of the points to create the airfoil shape.

**Aerodynamic parameters.** The lift parameter is calculated for the small Angle of Attack (AoA). It can be evaluated the pressure distribution around airfoil by using the panel method. The airfoil is divided as the lines chord that is called as the panel. For example for  $N$  panels, we must be had  $N+1$  points as shown in Fig. 2



Figure 2. Nodes and panels.

The node number is numbered from the trailing edge forward along the lower airfoil surface to the leading edge and turn back to the upper airfoil surface until reach the starting node. The pressure of each panels are calculated by considering the air flow around the midpoint of individual panel [3]. The pressure coefficient  $C_p$  for each panel is calculated by Eq. 2, it shows that the pressure distribution along the surface of the airfoil. In addition, it can be used to computed the lift coefficient  $C_L$  by integrating the trapezoidal area pressure distribution.

$$C_p(x_i, y_i) = 1 - (V_t^2 / V_\infty^2) \quad (2)$$

Where  $V_t$  is tangential velocity

$V_\infty$  is free-stream velocity

Drag coefficient can be calculated by using Eq. 3

$$C_D = \frac{C_f}{2} U_s + C_r(1 - U_s) \quad (3)$$

Where  $C_f$  is skin-friction coefficient

$C_r$  is shear stress coefficient

$U_s$  is an equivalent normalized wall slip velocity

Lift force  $L$  and drag force  $D$  can be calculated from Eq. 4 and Eq. 5, respectively.

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 c \quad (4)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 c \quad (5)$$

So that, the lift to drag ratio  $L/D$  can be shown as Eq. 6.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (6)$$

**Particle Swarm Optimization.** Particle Swarm Optimization (PSO) is randomized technique for seek the solution of the optimization problems. It is developed by Dr.Eberhart and Dr.Kennedy in 1995. They are inspired by social behavior of bird flocking or fish schooling which find close to the food. The bird flocking is called as the particle [4,5]. Each particle consists of the velocity and its position as shown in Eq. 7 and Eq. 8, respectively. The food implied as the objective function. For each calculating iteration, the velocity and position can be updated for  $i$  particle in individual  $k$  iteration

$$\mathbf{v}_i(k) = W \mathbf{v}_i(k-1) + C_1 r_1 (\mathbf{p}_i^{best} - \mathbf{x}_i(k-1)) + C_2 r_2 (\mathbf{g}_i^{best} - \mathbf{x}_i(k-1)) \quad (7)$$

$$\mathbf{x}_i(k) = \mathbf{x}_i(k-1) + \mathbf{v}_i(k) \quad (8)$$

Where  $\mathbf{x}_i(k)$  is position of particle at  $i$ -th and iteration number  $k$   
 $\mathbf{v}_i(k)$  is velocity of particle at  $i$ -th and iteration number  $k$   
 $W$  is inertia weight factor  
 $C_1$  is scaling learning factor cognitive  
 $C_2$  is scaling learning factor social  
 $\mathbf{p}_i^{best}$  is personal best of each particle  
 $\mathbf{g}_i^{best}$  is global best of solution in the swarm

The procedure step to find the airfoil shape optimization are shown in Fig. 3.

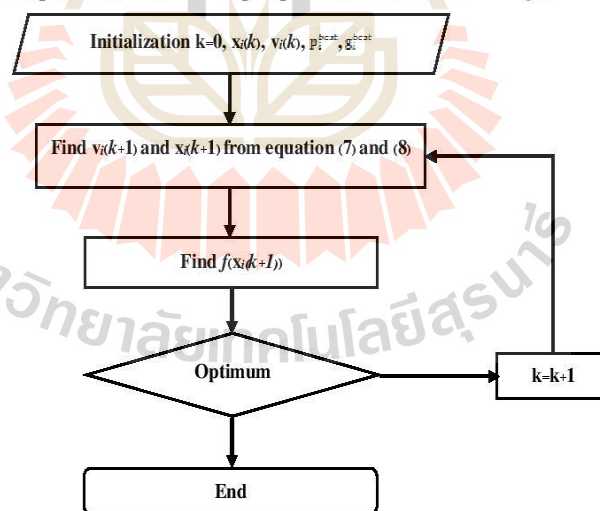


Figure 3. Particle Swarm Optimization procedures.

### Optimization procedure

The optimization works consist of two part, the first is CFD analysis which worked in Xfoil program to find out the  $L/D$ , it simulated as subsonic with compressible flow with 550,000 Reynold number. The second is combination the PSO to select the optimum airfoil shape. All of parameters for the two part are shown in Table 1. and Table 2.

Table 1. CFD analysis parameters

Angle of attack	2 degree
Flow constrain	- Subsonic and incompressible - Reynold number 550,000
Geometric	- Max thickness must be less than 12% chord length - End of trailing edge is zero.
Aerodynamic constrain	Lift to drag ratio not less than original.

Table 2. Optimization parameters

Particle (population)	10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90 &100
Iteration	10, 20, 30, 40, 50, 60
$C_1$ & $C_2$	2
Objective	Maximum lift to drag ratio (L/D)

The combination of the two parts are presented as shown in Fig. 4. It starts from initiation of design the seven of design variable with randomize to create the airfoil. The next step is flow analysis with the Xfoil program to find out the L/D, after that evaluate optimum airfoil shape by using PSO until we get the best value of L/D.

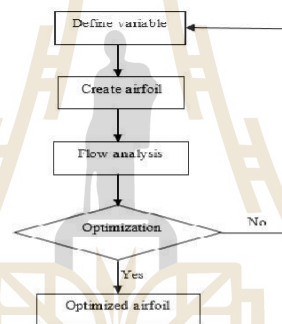


Figure 4. Step to find the optimum airfoil shape.

### Result and discussion

According to the Fig.5, the comparison of the optimized airfoil (blue line) with the standard NACA 2412 airfoil (black line) that is bigger and the trailing edge region has more curved up instant of the same chord length that equal to 1. These shape effected to the pressure distribution on the lower and upper of the airfoil as shown as Fig. 6(a). and Fig. 6(b). The optimized shape has more under curved area of the pressure distribution than standard airfoil which it effected to lift to drag ratio of greater than too (82.22:54.01). The PSO is used to get the optimized shape with 60 populations and 50 iterations. The modelling with inviscid flow (dashed lines) and viscous flow (continuous line) are slightly not different.

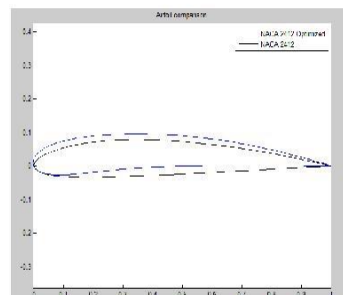


Figure 5. Original NACA 2412 airfoil versus optimized airfoil.



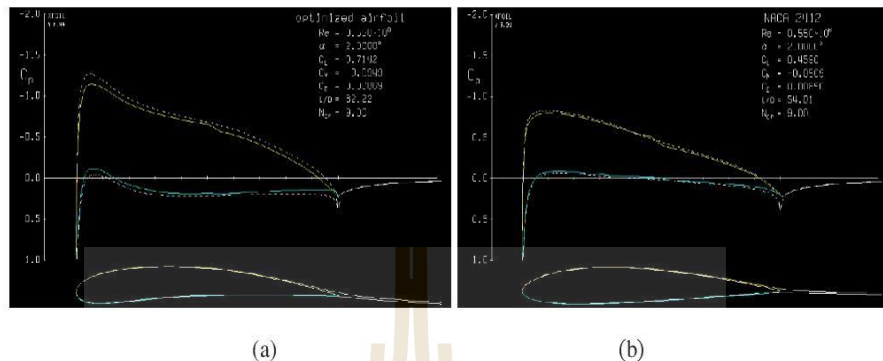


Figure 6. Pressure distribution and other value of optimized airfoil (a) and original airfoil (b)

### Conclusion

From optimum result found that the optimized airfoil can be made lift to drag ratio greater than the standard airfoil for 52.23%. It is shown that the gliding capability of the aircraft can be increased. The PSO can be used for this work efficiently.

### Acknowledgement

The author is one research grant (OROG) scholarship from Suranaree University of Technology.

### References

- [1] V. Pierluigi Della, D. Elia, D. Egidio, An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm, *Aerospace Science and Technology* 32 (2014) 103-110.
- [2] D. Mark, G. Michael B., Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils, *AIAA Journal* 25 (1983) 1347-1355.
- [3] R. Mukesh, K. Lingadurai, U. Selvakumar, Airfoil shape optimization using non-traditional optimization technique and its validation, *Journal of King Saud University - Engineering Sciences* 26(2014) 191-197.
- [4] B. Sujin, Optimization of mechanical engineering system, first ed., Khon kaen university, Khon Kaen, Thailand, 2013.
- [5] Y. Volkan PEHLIVANOĞLU, AY. Serdar, GÜL. Faruk, Improved Particle Swarm Optimization method directed by indirect surrogate modeling, *Journal of aeronautics and space technologies* 8(2015) 1-10.
- [6] M. Xavier, Automatic 2D Airfoil Generation, Evaluation and Optimisation using Matlab and Xfoil, DTU Mechanical Engineering Section of Fluid Mechanics Technical University of Denmark, 2009.

## ประวัติผู้เขียน

นางสาวอรณิช ไตรศักดิ์ เกิดเมื่อวันที่ 21 กรกฎาคม พุทธศักราช 2534 มีภูมิลำเนาเดิมอยู่ที่อำเภอเมือง จังหวัดหนองคาย สำเร็จการศึกษาระดับชั้นมัธยมศึกษาตอนปลายจากโรงเรียนสุรนารีวิทยา จังหวัดนครราชสีมา เมื่อปีการศึกษา 2552 และสำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรีวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต(วิศวกรรมอากาศยาน) จากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา เมื่อภาคการศึกษาที่ 2 ปีการศึกษา 2556 และภาคการศึกษาที่ 3 ปีการศึกษาเดียวกันนั้น มีความสนใจเข้าศึกษาต่อทันทีเพื่อพัฒนาความรู้และความสามารถให้กับตนเอง จึงเข้าศึกษาในระดับปริญญาโท สาขาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ ในปีพุทธศักราช 2557 ในขณะที่ศึกษาอยู่ได้มีโอกาสเป็นผู้ช่วยสอนในสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จำนวน 2 รายวิชา คือ (1) การเขียนแบบวิศวกรรม 1 และ (2) การเขียนแบบวิศวกรรม 2 ซึ่งได้เพิ่มพูนความรู้ ความสามารถและประสบการณ์ต่าง ๆ ในการนำมาประยุกต์ใช้กับงานวิจัย

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี