

การออกแบบแพนอากาศด้วยกระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบหลายค่า
และหลายระดับความแม่นยำผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่า
เหมาะสมสุดของภาพใหญ่



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2565

MULTI-ADDITIONAL SAMPLING AND MULTI-FIDELITY EFFICIENT
GLOBAL OPTIMIZATION FOR AN AIRFOIL DESIGN



A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirement for the Degree of
Master of Engineering in Mechanical and Process System Engineering

Suranaree University of Technology

Academic Year 2022

การออกแบบแผนอากาศด้วยกระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบหลายค่าและหลาย
ระดับความแม่นยำผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่

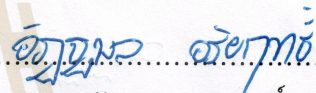
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นักวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ศ. ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์)

ประธานกรรมการ



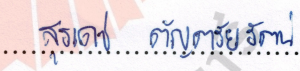
(ผศ. ดร.อัญชลี อริยฤทธิ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



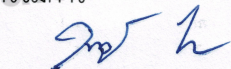
(ผศ. ดร.ชโลธร ธรรมแท้)

กรรมการ




(ผศ. ดร.สุรเดช ตัญตย์รัตน์)

กรรมการ



(ผศ. ดร.วิฑูรย์ เข็มสุวรรณ)

กรรมการ



(รศ. ดร.ฉัตรชัย โชติษฐียงกูร)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและประกันคุณภาพ



(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

ธราเทพ พิบูลย์ : การออกแบบแพนอากาศด้วยกระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบหลายค่า และหลายระดับความแม่นยำผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของ ภาพใหญ่ (MULTI-ADDITIONAL SAMPLING AND MULTI-FIDELITY EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION FOR AN AIRFOIL DESIGN) อาจารย์ที่ปรึกษา : ผู้ช่วยศาสตราจารย์. ดร. อัญชลี อริยฤทธิ์, 163 หน้า.

คำสำคัญ: สมการจำลองทดแทน/การหาค่าเหมาะสมที่สุด/อากาศพลศาสตร์

การออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์ใช้ทรัพยากรและต้นทุนสูง การเพิ่มประสิทธิภาพของ การหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่จึงถูกนำมาประยุกต์ใช้ เนื่องจากมีการสร้างสมการจำลองทดแทน และเพิ่มประสิทธิภาพในการหาค่าเหมาะสมที่สุด ทั้งนี้มีการพัฒนาและประยุกต์ใช้ข้อมูลหลายระดับ ความแม่นยำ รวมถึงใช้ค่าการปรับปรุงความคาดหวังแบบไฮเปอร์วอลุ่ม เพื่อที่จะเพิ่มจำนวนข้อมูลเข้าไปในสมการจำลองทดแทนลูกผสม ทำให้มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น งานวิจัยที่เกี่ยวข้องยังไม่มีงานนำ วิธีการทดลองมาใช้เป็นข้อมูลความแม่นยำหลายระดับและใช้การเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่า สำหรับการออกแบบแพนอากาศ งานวิจัยนี้จึงมีวัตถุประสงค์ที่จะนำวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพของการ หาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่มาประยุกต์ใช้กับการออกแบบแพนอากาศ แบ่งขั้นตอนการ ดำเนินงานออกเป็น 2 ตอน ตอนที่ 1 เป็นการสร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสมโดยใช้ ข้อมูลความ แม่นยำระดับสูงเป็นการทดสอบในอุโมงค์ลม ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำเป็นวิธีการคำนวณเชิงตัวเลข แบบพานลมออกแบบแพนอากาศชนิด NACA 4-digit เลขเรียโนล 360000 มีวัตถุประสงค์เพื่อหา ค่าต่ำสุดของ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ตอนที่ 2 เป็นการประยุกต์ใช้การเพิ่ม ตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่าของการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ มา ออกแบบแพนอากาศที่สร้างจากสมการ Class-Shape Transformation ภายใต้เงื่อนไขเลขเรียโนล 1000000 มีวัตถุประสงค์เช่นเดียวกับตอนที่ 1 ผลการดำเนินการของตอนที่ 1 พบว่าได้รูปร่างแพน อากาศที่เหมาะสมที่สุด มีการลดลงของ $C_d = 8.5732\%$ การเพิ่มขึ้นของ $C_l = 14.9402\%$ ตอนที่ 2 พบว่าได้รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีเปอร์เซ็นต์การลดลงของ $C_d = 8.3197\%$ เปอร์เซ็นต์การ เพิ่มขึ้นของ $C_l = 6.3511\%$ ซึ่งการใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับและการเพิ่มจำนวนตัวอย่าง ข้อมูลแบบหลายค่าให้กับสมการจำลองทดแทนนั้นสามารถเพิ่มความแม่นยำได้และสามารถนำแพน อากาศรูปร่างที่เหมาะสมที่สุดนี้ไปใช้ในการสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงหรือ Flap ที่ ติดตั้งอยู่บริเวณชายหลังของแพนอากาศได้ โดยจะต้องดำเนินการภายใต้เงื่อนไขของการออกแบบ ตามงานวิจัยตอนที่ 1 และ 2

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ปีการศึกษา 2565

ลายมือชื่อนักศึกษา ธราเทพ พิบูลย์

ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา อัญชลี อริยฤทธิ์

THARATHEP PHIBOON: MULTI-ADDITIONAL SAMPLING AND MULTI-FIDELITY
EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION FOR AN AIRFOIL DESIGN. THESIS ADVISOR:
ASST. PROF. ATTHAPHON ARIYARIT, D.Eng., 163 PP.

Keyword: Surrogate Model/Optimization/Aerodynamics

In real world problems, aerodynamics design takes several costs and computational time. Efficient Global Optimization is applied to create a surrogate model and improve optimization process. In addition, multi-fidelity data and hypervolume expected improvement are developed for increasing additional sampling for enhancing surrogate model. There is not relevant research that perform experiment method as high-fidelity data and adding multi-additional sampling in aerodynamic field. This research is purposed to apply efficient global optimization for airfoil design problem. Methodology was divided into 2 procedures. The first procedure, hybrid surrogate model was constructed by using wind tunnel experiment as high-fidelity data and computational panel method as low-fidelity data to design NACA 4-digit airfoil series. Reynolds number is 360000 with minimizing C_d at $C_l = 0.5$ and $1/C_l^2$ at $\alpha = 5$ degree. Second procedure, multi-additional sampling with efficient global optimization was applied to airfoil design from Class-Shape Transformation function under condition 1000000 of Reynolds number including minimizing C_d at $C_l = 0.5$ and $1/C_l^2$ at $\alpha = 5$ degree. The first result section showed that optimum airfoil shape had decreased and increased of C_d and C_l were 8.5732% and 14.9402%, respectively. The second result section showed that optimum airfoil shape had decreased and increased of C_d and C_l were 8.3197% and 6.3511%, respectively. Multi-fidelity and multi-additional sampling can enhance the accuracy of surrogate model. Both results indicated that an optimum airfoil shape could be constructed for wing of unmanned aircraft vehicle or flap that located at the trailing edge of airfoil under conditions design of this thesis.

School of Mechanical Engineering
Academic year 2022

Student's Signature Tharathep Phiboon
Advisor's Signature Atthaphon Ariyarat

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยความกรุณา แนะนำให้คำปรึกษา ตรวจสอบแก้ไข ทั้งทางด้านวิชาการและการดำเนินงานวิจัยจาก คณาจารย์ บุคลากร นักศึกษาที่เกี่ยวข้องของ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ผู้เขียนขอขอบคุณอย่างสุดซึ้งไว้ ณ โอกาสนี้

ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณ ผศ. ดร.อัฐพล อริยฤทธิ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ผู้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ ให้คำปรึกษา และคำแนะนำในการดำเนินการวิจัยทุกขั้นตอน เป็นอย่างดียิ่ง ตลอดจนเอาใจใส่ในการตรวจทานข้อบกพร่องของวิทยานิพนธ์เล่มนี้และสนับสนุน ค่าใช้จ่ายสำหรับการนำเสนอผลงานวิชาการและตีพิมพ์ผลงานวิชาการ ทั้งในระดับชาติและระดับนานาชาติ

ขอขอบพระคุณคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์อันประกอบด้วย ศาสตราจารย์ ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์ ประธานกรรมการสอบ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.สุรเดช ตัญจรัยรัตน์ และผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.วิฑูรย์ เข็มสุวรรณ กรรมการสอบ วิทยานิพนธ์ทุกท่าน ที่ได้ตรวจทาน แก้ไข และให้คำแนะนำอันมีประโยชน์ต่อความสมบูรณ์ของ วิทยานิพนธ์ฉบับนี้

ขอขอบคุณ นายทิวพรพงษ์ ศรีอ่อน พี่ผู้ดูแลอาคารเครื่องมือ F5 นายกฤติน ชันขวา และนาย ณัฏชนันท์ เพชรรัตน์ นักศึกษาระดับปริญญาโท ที่เสียสละเวลาเพื่อช่วยผู้วิจัยทดสอบเครื่องมือการ ทดลองและจัดเก็บผลการทดลอง ให้การดำเนินงานผ่านลุล่วงไปด้วยดี

ขอขอบพระคุณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ได้มอบทุนกิตติบัณฑิตให้แก่ผู้วิจัย สำหรับการสนับสนุนค่าครองชีพและค่าเล่าเรียนในระดับบัณฑิตศึกษา รวมถึงพื้นที่ทำงานวิจัยที่อาคาร เครื่องมือ F5 ทำให้ผู้วิจัยสามารถดำเนินการเก็บผลการทดลองได้ด้วยดีตลอดมา

สุดท้ายนี้ ขอกราบขอบพระคุณ คุณพ่อเสถียรและคุณแม่ภุมรินทร์ พิบูลย์ ที่คอยให้กำลังใจ และเป็นแรงผลักดัน ให้ผู้วิจัยสามารถทำงานสำเร็จลุล่วงไปด้วยดี ตลอดจนให้ความอนุเคราะห์ด้านทุน ทรัพย์ที่ใช้สำหรับการเล่าเรียนในระดับบัณฑิตศึกษาตลอดจนจบการศึกษาในครั้งนี้

ธราเทพ พิบูลย์

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ญ
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	3
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	3
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	4
2 ปรัชญ์นวัตกรรมการเรียนการสอนที่เกี่ยวข้อง.....	5
2.1 ปรัชญ์นวัตกรรมการเรียนการสอนที่เกี่ยวข้อง.....	5
2.2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	9
2.2.1 แพนอากาศชนิด NACA 4-digits.....	9
2.2.2 สมการ Class Shape Transformation.....	11
2.2.3 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบอากาศยาน.....	12
2.2.4 การประเมินทางด้านอากาศพลศาสตร์.....	14
2.2.5 โปรแกรม JavaFoilและวิธีพานแนล.....	20
2.2.6 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและโปรแกรม ANSYS Fluent.....	22
2.2.7 วิธีการทดลองด้วยอุโมงค์ลม.....	24
2.2.8 วิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน.....	28
2.2.9 กระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดผ่านภาพใหญ่.....	29

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

2.2.9.1	ข้อมูลหลายความแม่นยำสำหรับการสร้างแบบจำลอง ทดแทนลูกผสม	29
2.2.9.1	การสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหลายค่าและสมการหลายวัตถุ ประสงค์สำหรับกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่า เหมาะสมสุดของภาพใหญ่	32
2.2.10	วิธีการหาค่าเหมาะสมสุด	34
2.2.10.1	วิธีเชิงพันธุกรรม	34
2.2.10.2	วิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำ	36
2.2.11	การประเมินและตรวจสอบค่าความคลาดเคลื่อนของการพยากรณ์	38
2.2.11.1	ค่าความคลาดเคลื่อนสมบูรณ์เฉลี่ย	38
2.2.11.2	ค่าความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยกำลังสอง	39
2.2.11.3	รากที่สองของค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนกำลังสอง	39
2.2.11.4	สัมประสิทธิ์การตัดสินใจ	39
2.2.11.5	สัมประสิทธิ์การตัดสินใจที่ถูกปรับ	40
3	วิธีการดำเนินการวิจัยตอนที่ 1	41
3.1	กรอบแนวคิดของการดำเนินงานวิจัย	41
3.2	การกำหนดตัวแปรออกแบบ เงื่อนไขและฟังก์ชันวัตถุประสงค์	42
3.2.1	การกำหนดตัวแปรออกแบบ	42
3.2.2	เงื่อนไขสำหรับการออกแบบแพนอากาศ	43
3.2.3	ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบแพนอากาศ	43
3.3	การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูล	44
3.3.1	การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ	44
3.3.2	การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง	48
3.4	การเก็บข้อมูลความแม่นยำหลายระดับ	49
3.4.1	การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ	49
3.4.1.1	การตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้อง	

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3.4.1.1	การตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้อง ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ.....	49
3.4.1.2	ขั้นตอนการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ.....	51
3.4.1.3	ผลสรุปของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ.....	56
3.4.2	การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	58
3.4.2.1	การตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้อง ของข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	58
3.4.2.2	ขั้นตอนการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	60
3.4.2.3	ผลสรุปของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	64
3.5	การสร้างแบบจำลองทดแทนลูกผสมและการหาค่าเหมาะสมสุด.....	64
3.5.1	การสร้างแบบจำลองทดแทนลูกผสม.....	64
3.5.2	การหาค่าเหมาะสมสุดของฟังก์ชันหลายวัตถุประสงค์.....	65
4	ผลการดำเนินการวิจัยและอภิปรายผลตอนที่ 1.....	67
4.1	ผลการดำเนินการวิจัย.....	67
4.2	อภิปรายผล.....	73
5	วิธีการดำเนินการวิจัยตอนที่ 2.....	78
5.1	กรอบแนวคิดของการดำเนินงานวิจัย.....	78
5.2	การกำหนดตัวแปรออกแบบ เงื่อนไขและฟังก์ชันวัตถุประสงค์.....	79
5.2.1	การกำหนดตัวแปรออกแบบ.....	79
5.2.2	เงื่อนไขสำหรับการออกแบบแพนอากาศ.....	80
5.2.3	ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบแพนอากาศ.....	80
5.3	การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูล.....	81
5.4	การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	83
5.4.1	การตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้อง ของข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	83
5.4.2	ขั้นตอนการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง.....	86

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.4.2.1	86
5.4.2.2	88
5.4.2.3	89
5.4.3	89
5.5	90
5.5.1	90
5.5.2	91
6	92
6.1	92
6.2	103
7	107
7.1	107
7.2	109
รายการอ้างอิง	110
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก	114
ภาคผนวก ข	121
ภาคผนวก ค	124
ภาคผนวก ง	130
ภาคผนวก จ	134
ภาคผนวก ฉ	136
ภาคผนวก ช	139
ประวัติผู้เขียน	162

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
3.1	ความหมายของตัวแปรในการออกแบบแพนอากาศ..... 42
3.2	ค่าตัวที่แปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ 45
3.3	ค่าตัวที่แปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับสูง 48
3.4	เงื่อนไข จำนวนและหน่วยที่ใช้ในโปรแกรม JavaFoil..... 51
3.5	ผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำของตอนที่ 1 56
3.6	เงื่อนไขที่ใช้ในการทดลองอุโมงค์ลม..... 61
3.7	ผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 1 64
4.1	ค่าตัวแปรต้นและฟังก์ชันวัตถุประสงค์ของแพนอากาศเหมาะสมที่สุด 68
4.2	ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์แพนอากาศเริ่มต้นเทียบกับแพนอากาศเหมาะสมที่สุด 72
4.3	ผลเปรียบเทียบการทดลองกับผลคำตอบเหมาะสมที่สุด 73
5.1	ตัวแปรและขอบเขตของการออกแบบแพนอากาศ..... 79
5.2	ค่าตัวที่แปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับสูง 82
5.3	การเป็นอิสระของเอลิเมนต์ 84
5.4	เงื่อนไขที่ใช้ในการคำนวณ CFD 87
5.5	ผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 2 79
6.1	ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแพนอากาศ 20 ตัว 95
6.2	แพนอากาศจำนวน 8 ตัวที่ใช้ในการเปรียบเทียบสมการจำลองทดแทน..... 102
6.3	ตัวแปรออกแบบที่เหมาะสมที่สุดของตอนที่ 2..... 105
ค.1	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำของตอนที่ 1 125
ค.2	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 1 126
ค.3	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 2..... 128
ง.1	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 1..... 131
ง.2	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 2..... 131
ง.3	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 3..... 132
ง.4	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 4..... 132
ง.5	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3..... 133

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
ง.6	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 133
จ.1	ค่า C_d และ C_l จาก CFD และ สมการจำลองทดแทน 135
ฉ.1	ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะ ของแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 26 137



สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	ปีกของอากาศยานที่ถูกตัดขวาง 9
2.2	แผนอากาศยานและส่วนประกอบ..... 9
2.3	แผนอากาศชนิด NACA 2412 11
2.4	รูปร่างต่างๆของสมการ CST ที่เปลี่ยนไปตามค่า N_1 และ N_2 12
2.5	ผลลัพธ์ของแรงทางด้านอากาศพลศาสตร์ 14
2.6	ค่า c ต่อ AR/a_0 ของปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า 18
2.7	ข้อมูลสรุปค่า c ต่อ AR/a_0 ของปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า 18
2.8	การกระจายตัวของ vortex panel รอบผิวของรูปร่าง 20
2.9	เงื่อนไขของ Kutta 22
2.10	อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบปิด..... 25
2.11	อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบเปิด 25
2.12	การสุ่มตัวอย่างของวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน 29
2.13	แผนผังแบบจำลองทดแทนลูกผสม 32
2.14	แผนผังการทำงานของวิธีการสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติม 33
2.15	ขั้นตอนการทำงานของวิธีเชิงพันธุกรรม..... 36
2.16	การจัดลำดับแบบไม่ครอบงำของประชากรรุ่นถัดไป 37
2.17	การคำนวณระยะฝูงชนของผลเฉลยประชากร 37
2.18	ผลคำตอบขอบหน้าพาเรโต 38
2.19	กราฟฟิวด์คูขนาน 38
3.1	ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยตอนที่ 1 41
3.2	ตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับแผนอากาศชนิด NACA 4-digit 42
3.3	ขอบเขตในการออกแบบแผนอากาศตอนที่ 1 43
3.4	รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำหมายเลขที่ 1 - 15 47
3.5	รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำหมายเลขที่ 16 - 30 47
3.6	รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงหมายเลขที่ 1 - 4 48
3.7	ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลการคำนวณจากโปรแกรม JavaFoil และผลการทดลองของ Sheldahl..... 49

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.8 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลการคำนวณจากโปรแกรม JavaFoil และผลการทดลองของ Sheldahl.....	50
3.9 หน้าต่างโปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291	52
3.10 การใส่คุณสมบัติของอากาศและลักษณะของการไหลในโปรแกรม JavaFoil	53
3.11 รูปร่างของแผนอากาศหมายเลขที่ 1 ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำในโปรแกรม JavaFoil.....	54
3.12 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแผนอากาศหมายเลขที่ 1 ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ	55
3.13 ความสัมพันธ์ของฟังก์ชันวัตถุประสงค์.....	58
3.14 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลการทดลองในอุโมงค์ลมและผลการทดลองของ Sheldahl.....	59
3.15 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลการทดลองในอุโมงค์ลมและผลการทดลองของ Sheldahl.....	59
3.16 อุปกรณ์และภาพรวมของอุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418	61
3.17 รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงหมายเลขที่ 1 – 4 และแท่งเหล็ก	62
3.18 อุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418 และอุปกรณ์.....	63
4.1 ผลการหาค่าเหมาะสมสุดของหน้าพาเรโต	66
4.2 กราฟ PCP ของตัวแปรเหมาะสมสุดและฟังก์ชันวัตถุประสงค์ตอนที่ 1	68
4.3 รูปร่างแผนอากาศที่เหมาะสมสุดตอนที่ 1	69
4.4 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 1	69
4.5 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 2	70
4.6 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 3	70
4.7 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 4	70
4.8 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 1	71
4.9 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 2	71
4.10 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 3	71
4.11 รูปร่างแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 4	72
5.1 ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยตอนที่ 2	78

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.2	ขอบเขตในการออกแบบแพนอากาศตอนที่ 2..... 79
5.3	รูปร่างแพนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงหมายเลขที่ 1 - 10 83
5.4	แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลคำนวณ CFD และผลการทดลองของ Sheldahl 84
5.5	แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลคำนวณ CFD และผลการทดลองของ Sheldahl 85
5.6	เงื่อนไขขอบเขต..... 87
5.7	เอลิเมนต์ของโดเมนและใกล้ผิวของแพนอากาศ 88
6.1	ผลขอบหน้าพาเรโตของงานวิจัยตอนที่ 2 92
6.2	ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ของแพนอากาศ 30 ตัว 93
6.3	ค่า $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของแพนอากาศ 30 ตัว 94
6.4	กราฟ PCP ของตัวแปรเหมาะสมที่สุดและฟังก์ชันกัณฑ์วัตถุประสงค์ตอนที่ 2 100
6.5	รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดจำนวน 5 ตัว 100
6.6	รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 1 101
6.7	รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 4 101
6.8	ผลเปรียบเทียบค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ของ CFD และสมการจำลองทดแทน 102
6.9	ผลเปรียบเทียบค่า $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของ CFD และสมการจำลองทดแทน 103
ก.1	ขนาดและตำแหน่งพื้นที่ใช้ทดสอบในอุโมงค์ลม 115
ก.2	ความสัมพันธ์ระหว่างค่า RPD และ ความดันพลวัตที่ section A และ B..... 116
ก.3	โปรไฟล์ความเร็วภายในอุโมงค์ลม 117
ก.4	ลักษณะการทดสอบเทียบกับโพลดเซลล์ของแรงยกและแรงต้าน 118
ก.5	ความสัมพันธ์ระหว่างโพลดเซลล์วัดแรงต้านและน้ำหนักมวลก้อน 118
ก.6	ความสัมพันธ์ระหว่างโพลดเซลล์วัดแรงยก (ก่อน) และน้ำหนักมวลก้อน 119
ก.7	ความสัมพันธ์ระหว่างโพลดเซลล์วัดแรงยก (หลัง) และน้ำหนักมวลก้อน 119
ข.1	ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิจานวนและความหนาแน่น 122
ข.2	ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิจานวนและความหนืดพลวัต 122
ข.3	แสดงความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิจานวนและความหนืดจลศาสตร์ 123
ฉ.1	ค่า C_l ต่อมุมปะทะ ของแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 26..... 138
ฉ.2	ค่า C_d ต่อมุมปะทะ ของแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 26 138

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

AOA	=	Angle of Attack
AOI	=	Angle of Incidence
BLX	=	Blend Crossover Operator
CFD	=	Computational Fluid Dynamics
CST	=	Class-Shape Transformation Equation
C_L	=	Lift coefficient in 3D
C_D	=	Drag coefficient in 3D
C_l	=	Lift coefficient in 2D
C_d	=	Drag coefficient in 2D
EI	=	Expected Improvement
EGO	=	Efficient Global Optimization
EHVI	=	Expected Hypervolume Improvement
FDM	=	Finite Difference Method
FEM	=	Finite Element Method
FVM	=	Finite Volume Method
GA	=	Genetic Algorithm
LHS	=	Latin Hypercube Sampling
MAS	=	Multi-Additional Sampling
MAE	=	Mean Absolute Error
MSE	=	Mean Square Error
NACA	=	National Advisory Committee for Aeronautics
NSGA-II	=	Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm-II
PDE	=	Partial Differential Equation
RBF	=	Radial Basis Function
RMSE	=	Root Mean Square Error
TAT	=	Thin Airfoil Theory

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย

การออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics design) ที่ประยุกต์ใช้กับการออกแบบชิ้นส่วนต่างๆของยานพาหนะเช่น ปีกเครื่องบิน เสาครีบนคราฟต์ แพนอากาศ รูปร่างหรือรูปทรงของยานยนต์ ใบพัดของกังหันลม ใบพัดของเครื่องจักรเบรค เป็นต้น จะใช้ทั้งความหลากหลายทางสาขาวิชาความรู้ เครื่องมือ อุปกรณ์การทดลอง จำนวนต้นทุนและเวลาเป็นอย่างมาก ในการออกแบบชิ้นส่วนเหล่านี้ ซึ่งในการออกแบบทางด้านวิศวกรรมที่ใช้กับการออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์ส่วนใหญ่จะมี 3 วิธีหลักๆคือ 1. การแก้ปัญหาคณิตศาสตร์ด้วยวิธีแม่นยำตรง (Exact solution) เช่น การแก้สมการเชิงอนุพันธ์ย่อย (Partial Differential Equation: PDE) ซึ่งจะได้ผลลัพธ์ที่มีความแม่นยำสูง แต่มีข้อจำกัดค่อนข้างมาก เหมาะสำหรับปัญหาที่มีความซับซ้อนต่ำ 2. การแก้ปัญหาคณิตศาสตร์ด้วยวิธีเชิงตัวเลข (Numerical solution) เช่น พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) เป็นวิธีที่ใช้กันอย่างแพร่หลายในการออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์ เหมาะสำหรับปัญหาที่มีความซับซ้อนสูง แต่ต้องใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ที่มีประสิทธิภาพค่อนข้างสูงและใช้ระยะเวลาจำนวนมากในการคำนวณ 3. การแก้ปัญหาคณิตศาสตร์ด้วยการทดลอง (Experimental solution) เช่น การทดสอบในอุโมงค์ลม (Wind tunnel experiment) เป็นวิธีที่ที่ได้รับความนิยมและมีประสิทธิภาพสูงเนื่องจากมีสถานการณ์จำลองใกล้เคียงกับสถานการณ์จริงต่อการออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์ แต่ก็ใช้ทรัพยากรและเวลาที่สูงตามไปด้วย วิธีหลักๆข้างต้นจะมีข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไป เพื่อคงที่หรือเพิ่มประสิทธิภาพของข้อดีและลดข้อเสียในแต่ละวิธีของการออกแบบ นักวิศวกรและนักคณิตศาสตร์จึงพยายามคิดค้นวิธีที่เหมาะสมต่อการออกแบบทางด้านวิศวกรรม หนึ่งในวิธีที่ได้รับความนิยมอย่างมากคือวิธีการหาค่าเหมาะสมสุดโดยใช้สมการจำลองทดแทน (Optimization with a surrogate model) วิธีนี้เป็นการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของปัญหาที่ต้องการออกแบบหรือแก้ไขด้วยวิธีทางคณิตศาสตร์ต่างๆเช่น การประมาณเชิงเส้น (Linear regression), วิธีการพื้นผิวตอบสนอง (Response surface), วิธีการกริกกิง (Kriging method) และฟังก์ชันพื้นฐานเรเดียล (Radial Basis Function: RBF) เป็นต้น จากนั้นจึงทำการหาค่าเหมาะสมสุดด้วยวิธีการทางคณิตศาสตร์เพื่อให้ได้ผลลัพธ์ที่ต้องการ ทั้งนี้การหาค่าเหมาะสมสุดนั้นสามารถใช้กับปัญหาที่มีวัตถุประสงค์เดียวหรือหลายวัตถุประสงค์ เนื่องจากในการออกแบบอากาศ

พลศาสตร์ที่เป็นปัญหาในชีวิตจริงจะใช้ตัวแปรต้นร่วมกันกับหลายวัตถุประสงค์และในการสร้างแบบจำลองทดแทนสามารถใช้วิธีหลักๆข้างต้นหรือใช้วิธีทั้ง 3 ร่วมกัน ซึ่งถ้าหากมีการใช้วิธีร่วมกันจะเรียกว่า ข้อมูลหลายระดับความแม่นยำ (Multi-fidelity) และเรียกสมการคณิตศาสตร์ที่ถูกรวมกันของข้อมูลสองระดับนี้ว่า สมการจำลองทดแทนลูกผสม (Hybrid surrogate model)

ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับสามารถแบ่งออกได้เป็นข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ (Low fidelity data) จะเป็นวิธีที่แก้ปัญหาหรือเก็บข้อมูลได้ง่าย รวดเร็ว หลายจำนวนข้อมูลแต่ความแม่นยำของข้อมูลต่ำ และข้อมูลความแม่นยำระดับสูง (High fidelity data) จะเป็นวิธีที่แก้ปัญหาหรือเก็บข้อมูลได้ยาก ใช้ระยะเวลาานาน เก็บจำนวนข้อมูลได้น้อยแต่ความแม่นยำของข้อมูลสูง วิธีเหล่านี้พัฒนาขึ้นมาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพความแม่นยำให้กับสมการจำลองทดแทนลูกผสม

การหาค่าเหมาะสมที่สุดนั้นสามารถแบ่งได้เป็น 2 ประเภท คือ 1. การหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีศึกษาสำนึกขั้นสูง (Meta-Heuristics) 2. การหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีการใช้อนุพันธ์ (Gradient Method) ซึ่งในวิธีหลักๆเหล่านี้ก็มีวิธีย่อยของแต่ละประเภทอีกเช่น Gradient descent, Linear programming, Genetic Algorithm และ Particle Swarm Optimization เป็นต้น แต่ละวิธีย่อยก็มีลักษณะการใช้งานที่เหมาะสมต่อสมการจำลองทดแทน วัตถุประสงค์ (Objective) และข้อจำกัด (Constraint) ของสมการจำลองทดแทนที่แตกต่างกันออกไป เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดจึงมีการพัฒนาวิธีการ นั่นคือ การใช้ค่าปรับปรุงความคาดหวัง (Expected Improvement: EI) มาเป็นตัวกำหนดข้อมูลเพิ่มเติม (Additional sampling) ซึ่งค่านี้เป็นค่าที่ใช้ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบมีวัตถุประสงค์เพียงข้อเดียว (Single objective optimization) ต่อมามีการพัฒนาวิธีการขึ้นมาอีก ถ้าหากเป็นการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบหลายวัตถุประสงค์ (Multi objective optimization) จะใช้ค่าการปรับปรุงความคาดหวังแบบไฮเปอร์วอลุ่ม (Expected Hypervolume Improvement: EHVI) เพื่อที่จะเพิ่มจำนวนข้อมูลเข้าไปในสมการจำลองทดแทนลูกผสม ทำให้สมการจำลองทดแทนลูกผสมมีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น ซึ่งข้อมูลเพิ่มเติมเป็นผลลัพธ์ของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของสมการจำลองทดแทนก่อนหน้าที่ใช้ร่วมกับค่าปรับปรุงความคาดหวัง เรียกวิธีนี้ว่า การเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization: EGO) จุดเริ่มต้นของการใช้ข้อมูลเพิ่มเติมนั้นเริ่มจากเพิ่มตัวอย่างข้อมูลเพียงค่าเดียว (Single additional sampling) จากนั้นได้มีการปรับปรุงและทดสอบเพื่อลดระยะเวลาการคำนวณในแต่ละรอบ ทำให้ได้เป็นการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่า (Multi additional sampling) ซึ่งวิธีการเพิ่มข้อมูลแบบหลายค่า หลายระดับความแม่นยำ หลายวัตถุประสงค์ของกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ เป็นวิธีที่สามารถสร้างแบบจำลองทดลองที่มีความแม่นยำสูงและได้ผลลัพธ์เป็นค่าความเหมาะสมที่มีประสิทธิภาพ ที่ยังไม่มียานวิจัยไหนนำมาใช้กับการออกแบบทางด้านอากาศยานศาสตร์

งานวิจัยนี้จึงมีวัตถุประสงค์เพื่อใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับ หลายวัตถุประสงค์ และเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่าของกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่มาประยุกต์กับการออกแบบแพนอากาศยาน เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของแพนอากาศและหารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของแพนอากาศยานภายใต้เงื่อนไขและข้อจำกัดที่กำหนด

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1. เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพความแม่นยำของสมการจำลองทดแทนลูกผสมเมื่อใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับ
2. เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าตอบของการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่าผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่
3. เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพและหารูปร่างของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดภายใต้เงื่อนไขของการออกแบบที่กำหนด

1.3 ขอบเขตของการวิจัย

งานวิจัยนี้จะแบ่งวิธีการดำเนินการและผลการวิจัยออกเป็นตอนที่ 1 และ ตอนที่ 2 ซึ่งเงื่อนไข ตัวแปรการออกแบบ วิธีการดำเนินการ ผลการออกแบบของทั้ง 2 ขั้นตอนไม่มีความเกี่ยวข้องกัน

1. ตอนที่ 1 เป็นการออกแบบแพนอากาศด้วยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบหลายระดับความแม่นยำและหลายวัตถุประสงค์
2. ตอนที่ 1 ออกแบบแพนอากาศของอากาศยานชนิด NACA 4-digits
3. ตอนที่ 1 ใช้การทดลองในอุโมงค์ลมเป็นข้อมูลความแม่นยำระดับสูงและการคำนวณระเบียบวิธีเชิงตัวเลขด้วยวิธี Panel เป็นข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ
4. ตอนที่ 2 เป็นการออกแบบแพนอากาศยานด้วยวิธีการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่าผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่
5. ตอนที่ 2 ออกแบบแพนอากาศด้วยสมการ Class Shape Transformation
6. ตอนที่ 2 ใช้ข้อมูลความแม่นยำค่าเดียวจากระเบียบวิธีเชิงตัวเลขพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ
7. ตอนที่ 1 และ 2 จะมีวัตถุประสงค์ในการออกแบบเหมือนกันคือ Minimize: C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5 \text{ deg}$ โดยตอนที่ 1 ใช้เลขเรย์โนลเท่ากับ 360000 และตอนที่ 2 ใช้เลขเรย์โนลเท่ากับ 1000000 โดยกำหนดลักษณะของไหลแบบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible flow)

ความเร็วต่ำกว่าเสียง (Sub-sonic flow) และออกแบบแพนอากาศขณะที่การไหลไม่แยกตัวออกจากกัน (Unseparated Flow)

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. ได้ศึกษาอิทธิพลของการใช้ข้อมูลจากการทดลองเป็นข้อมูลความแม่นยำระดับสูงและข้อมูลความแม่นยำหลายระดับสำหรับการสร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสมกับการออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์
2. ได้ผลการทำนายค่าประสิทธิภาพของแพนอากาศของสมการจำลองทดแทนลูกผสมมีค่าใกล้เคียงกับผลการทดลอง
3. ได้ศึกษาการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่าผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่
4. ได้ผลการทำนายค่าประสิทธิภาพของแพนอากาศของสมการจำลองทดแทนด้วยการเพิ่มจำนวนสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมมีค่าใกล้เคียงกับค่าวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ
5. ได้เพิ่มประสิทธิภาพและรูปร่างที่เหมาะสมสุดของแพนอากาศภายใต้เงื่อนไขและข้อจำกัดที่กำหนด

บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรมและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 ปริทัศน์วรรณกรรมหรืองานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ปริทัศน์วรรณกรรมหรืองานวิจัยที่เกี่ยวข้องจะกล่าวถึงงานวิจัยอื่นๆที่ใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ประยุกต์กับการพิสูจน์ทางด้านคณิตศาสตร์และการออกแบบทางด้านวิศวกรรม รวมถึงงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์และแผนอากาศของอากาศยาน เป็นต้น

Choi et al., 2008 ทำการใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับผ่านการสร้างสมการจำลองทดแทนและการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบหลายวัตถุประสงค์นำมาประยุกต์ใช้กับการออกแบบอากาศพลศาสตร์สำหรับการออกแบบเครื่องบินเจ็ทความเร็วเหนือเสียง low boom ใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำเป็นโปรแกรมพื้นฐานสำหรับการวิเคราะห์เครื่องบิน (the Program for Aircraft Synthesis Studies: PASS) และใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงแบ่งเป็นอีก 3 ประเภทคือ 1. Linearized supersonic panel code (A502/Panair), 2. Euler/Navier-Stokes solver AirplanePlus Coarse mesh, 3. Euler/Navier-Stokes solver AirplanePlus Fine mesh.

Collins et al., 2013 ประยุกต์ใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับ สมการจำลองทดแทนและการหาค่าเหมาะสมที่สุดเข้ากับการออกแบบปีกของเฮลิคอปเตอร์ โดยใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำจาก Rotorcraft Comprehensive Analysis System: RCAS เป็นระบบที่คำนวณประสิทธิภาพต่างๆอย่างง่ายสำหรับการวิเคราะห์เฮลิคอปเตอร์และใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงจากการทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและกลศาสตร์ของแข็งเชิงคำนวณควบคู่กัน เพื่อหาค่าเหมาะสมที่สุดของอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านโดยที่ค่าการสั่นสะเทือนของปีกเฮลิคอปเตอร์มีค่าไม่เกิน 95 เปอร์เซ็นต์ งานวิจัยนี้สร้างสมการจำลองทดแทนด้วยวิธีพื้นผิวตอบสนองแบบออเดอร์ที่สี่ (Response Surface Methodology: RSM) ใช้วิธีขั้นตอนเชิงพันธุกรรม (Genetics Algorithm: GA) ในการหาค่าเหมาะสมที่สุดของวัตถุประสงค์

Likeng et al., 2013 ได้ทำการประยุกต์ใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับผ่านการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบวัตถุประสงค์เดียวนำมาประยุกต์ใช้กับการออกแบบทางด้านอากาศพลศาสตร์สำหรับการออกแบบอากาศยาน F6 โดยงานวิจัยนี้ใช้ข้อมูลความแม่นยำสูงด้วยการแก้ปัญหาและเก็บ

ข้อมูลด้วยวิธีเชิงตัวเลขคือ ค่าเฉลี่ยเลขเรย์โนลด์ผ่านสมการนาเวียร์-สโตร์ค (the Reynolds-averaged Navier-Stokes: RANS) และใช้ข้อมูลความแม่นยำต่ำด้วยการแก้ปัญหาและเก็บข้อมูลจากวิธีเชิงตัวเลขคือ สมการรูบเต้มการไหลแบบโพเทนเชียล (Potential Flow) จากนั้นทำการสร้างสมการตัวแทนลูกผสมโดยใช้วิธีโค-คริกกิง (Co-kriging method) เพื่อหาค่ารูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของอากาศยาน F6 ด้วยวิธีเชิงพันธุศาสตร์และประเมินการเพิ่มจุดตัวอย่างข้อมูลถัดไปแบบค่าเดียว จากนั้นเปรียบเทียบผลการออกแบบกับวิธีคริกกิงที่ใช้สร้างสมการตัวแทน ซึ่งวิธีการสร้างสมการตัวแทนลูกผสมโดยใช้วิธีโค-คริกกิง ให้ผลลัพธ์ที่ดีกว่าและใช้ระยะเวลาในการคำนวณที่เร็วกว่าเนื่องจากสามารถประมาณสมการตัวแทนลูกผสมได้แม่นยำกว่าวิธีคริกกิง

Leon et al., 2014 ประยุกต์ใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับ สมการจำลองทดแทนลูกผสมและกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่เข้ากับการออกแบบปีกของเฮลิคอปเตอร์ชนิด ERATO โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อหาค่าสูงสุดของ Figure of Merit ขณะกำลังบินฉวัดเฉวียนและหาค่าต่ำสุดแรงบิดของโรเตอร์ขณะเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำใช้ rotor comprehensive code HOST ซึ่งพัฒนามาจาก Airbus Helicopter มีพื้นฐานอ้างอิงมาจากทฤษฎีเบลตเอลิเมนต์โมเมนตัม (Blade Element Momentum Theory: BEMT) สามารถคำนวณค่าต่างๆทางอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับเฮลิคอปเตอร์ ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงใช้วิธีการคำนวณแบบ loose-coupling ใช้วิธีคริกกิง (Kriging method) ในการสร้างสมการเพื่ออธิบายค่าความคลาดระหว่างวิธี HOST และ loose-coupling เป็นสมการจำลองทดแทนลูกผสม จากนั้นทำการหาค่าเหมาะสมที่สุดของค่าการปรับปรุงความคาดหวัง (Expected Improvement: EI) เพื่อให้เป็นตัวชี้วัดในการเพิ่มจำนวนข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเพื่อปรับปรุงสมการจำลองทดแทนลูกผสมด้วยวิธีเชิงพันธุกรรม

Fusi et al., 2015 ได้ทำการประยุกต์ใช้ข้อมูลความแม่นยำสูงกับการออกแบบใบพัดของอากาศยานปีกหมุน โดยมีหลายวัตถุประสงค์ในการออกแบบ งานวิจัยนี้ได้ใช้ข้อมูลความแม่นยำสูงด้วยการแก้ปัญหาและเก็บข้อมูลทางด้านอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีแม่นยำตรงคือ สมการออยเลอร์กับขอบเขตชั้น (Euler's equation with boundary layer) และใช้ข้อมูลความแม่นยำต่ำด้วยวิธีการคำนวณเชิงตัวเลขจากโปรแกรม XFOIL ซึ่งเป็นโปรแกรมสำหรับการแก้ปัญหาทางด้านอากาศพลศาสตร์เบื้องต้น จากนั้นทำการสร้างสมการตัวแทนลูกผสมพร้อมกับหาค่าเหมาะสมที่สุดจากสมการของตัวแปรที่ใช้ออกแบบด้วยวิธีขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรมที่ใช้การคัดสรรแบบไม่ถูกครอบงำที่สอง (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm: NSGA-II) ผลการคำนวณทำให้ได้รูปร่างของใบพัดที่เหมาะสมที่สุดต่อหลายวัตถุประสงค์

Leusink et al., 2015 ทำการใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับผ่านการสร้างสมการจำลอง ทดแทนและการหาค่าเหมาะสมสุดแบบหลายวัตถุประสงค์นำมาประยุกต์ใช้กับการออกแบบอากาศยาน พลศาสตร์สำหรับการออกแบบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ โดยใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำเป็น The Helicopter Overall Simulation Tool (Host Code) และข้อมูลความแม่นยำระดับสูงใช้ค่าเฉลี่ย เลขเรย์โนลด์ผ่านสมการนาเวียร์-สโตร์ค (the Reynolds-averaged Navier-Stokes: RANs) งานวิจัย นี้สร้างสมการจำลองทดแทนด้วยวิธีเกาส์เซียน (Gaussian Process: GP) และทำการหาค่าเหมาะสม สุดของใบพัดเฮลิคอปเตอร์ด้วยวิธีขั้นตอนเชิงพันธุกรรม (Genetics Algorithm: GA) ผลลัพธ์ของการ รูปร่างที่เหมาะสมสุดของใบพัดเฮลิคอปเตอร์ทั้งขณะบินแนวตั้งและแนวเคลื่อนที่ไปข้างหน้าจะถูก นำไปทดสอบเทียบกับผลการทดลองในอุโมงค์ลม

Ariyarit et al., 2017 ได้ทำการใช้วิธี EGO กับข้อมูลความแม่นยำหลายค่า นำมาออกแบบ ใบพัดของเฮลิคอปเตอร์โดยมีหลายวัตถุประสงค์ งานวิจัยนี้ได้ใช้ข้อมูลความแม่นยำสูงด้วยการ แก้ปัญหาและเก็บข้อมูลด้วยวิธีเชิงตัวเลขคือ การคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหล และใช้ข้อมูลความ แม่นยำต่ำด้วยการแก้ปัญหาและเก็บข้อมูลด้วยวิธีแม่นยำตรง คือ ทฤษฎีเบลตเอลิเมนต์โมเมนตัม (Blade Element Momentum Theory: BEMT) จากนั้นสร้างสมการตัวแทนลูกผสมเพื่อหารูปร่างที่ เหมาะสมสุดของใบพัดเฮลิคอปเตอร์ โดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมสุดด้วยวิธี NSGA-II จากนั้นประเมิน เพื่อหาการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลจุดถัดไปแบบค่าเดียวเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพความแม่นยำของสมการ ตัวแทนลูกผสม ซึ่งผลคำนวณได้รูปร่างที่เหมาะสมสุดของใบพัดเฮลิคอปเตอร์และลดจำนวนรอบใน การคำนวณของการออกแบบได้

Ariyarit et al., 2017 ได้ทำการใช้วิธี EGO กับข้อมูลความแม่นยำหลายค่า นำมาออกแบบ แพนอากาศของอากาศยานทั่วไปโดยมีหลายวัตถุประสงค์ งานวิจัยนี้ได้ใช้ข้อมูลความแม่นยำสูงด้วย การแก้ปัญหาและเก็บข้อมูลด้วยวิธีเชิงตัวเลขคือ การคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหล และใช้ข้อมูล ความแม่นยำต่ำด้วยการแก้ปัญหาและเก็บข้อมูลด้วยข้อมูลความแม่นยำต่ำด้วยวิธีการคำนวณแบบ แม่นตรงจากโปรแกรม XFOIL จากนั้นสร้างสมการตัวแทนลูกผสมเพื่อหารูปร่างที่เหมาะสมสุดของแพน อากาศ โดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมสุดด้วยวิธี NSGA-II จากนั้นประเมินเพื่อหาการเพิ่มตัวอย่างข้อมูล จุดถัดไปแบบค่าเดียวเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพความแม่นยำของสมการตัวแทนลูกผสม และทำการ ตรวจสอบของวิธีหลายข้อมูลความแม่นยำและหลายวัตถุประสงค์กับกับฟังก์ชันทดสอบที่มีจำนวน วัตถุประสงค์ 2 เงื่อนไขและ 3 เงื่อนไข เพื่อเทียบกับข้อมูลความแม่นยำค่าเดียว ผลการคำนวณทำให้ ได้รูปร่างที่เหมาะสมสำหรับวัตถุประสงค์หลายค่าได้หลายแบบพร้อมทั้งระบุถึงความแม่นยำและความ มีประสิทธิภาพของข้อมูลความแม่นยำหลายค่าเมื่อเทียบกับข้อมูลความแม่นยำค่าเดียวภายใต้เงื่อนไข จำนวนวัตถุประสงค์เดียวกัน

Kishi et al., 2019 ได้ทำการใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization: EGO) กับข้อมูลความแม่นยำหลายระดับวัตถุประสงค์เดียว นำมาออกแบบปีกของอากาศยานที่บินด้วยความเร็วเหนือเสียง งานวิจัยนี้ใช้ข้อมูลความแม่นยำสูงเป็นสมการ Compressible Euler โดยใช้วิธีคริกกิงสร้างสมการจำลองทดแทน ข้อมูลความแม่นยำต่ำใช้สมการ linearized compressible potential flow ที่จะแก้สมการบนพื้นผิวของวัตถุเท่านั้น โดยใช้วิธีวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมีสร้างสมการจำลองทดแทน จากนั้นทำการรวมสมการคริกกิงและวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมีเข้าด้วยกันเป็นสมการจำลองทดแทนลูกผสมเพื่อทำการหาค่าการปรับปรุงความคาดหวัง (Expected Improvement: EI) จากวิธีขั้นตอนเชิงพันธุกรรม (Genetics Algorithm: GA) ส่งผลให้ได้มาซึ่งตัวอย่างเพิ่มเติมสำหรับการปรับปรุงความแม่นยำของสมการจำลองทดแทนลูกผสม

Ariyarit et al., 2020 ได้ทำการศึกษาและทดสอบประสิทธิภาพของการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลหลายค่าโดยใช้ข้อมูลหลายความแม่นยำกับวิธี EGO รวมถึงความเร็วของอัตราการลู่เข้าของการเพิ่มตัวอย่างหลายข้อมูลจากการหาค่าเหมาะสมสุด ซึ่งใช้วิธีในการสร้างสมการตัวแทนลูกผสมเปรียบเทียบกับระหว่างวิธีโค-คริกกิงกับวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี/คริกกิงแบบลูกผสม (Hybrid Radial basis function/Kriging method: RBF/Kriging) เพื่อประเมินความแม่นยำของสมการตัวแทนลูกผสมด้วยการใช้การเพิ่มตัวอย่างข้อมูลหลายค่า โดยนำมาทดสอบกับฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ต่างๆ ผลการทดสอบพบว่าวิธีการสร้างสมการตัวแทนลูกผสมด้วยวิธี RBF/Kriging มีความเหมาะสมกว่าวิธีโค-คริกกิง เนื่องจากยังคงรักษาความแม่นยำของการสร้างสมการในการใช้การเพิ่มตัวอย่างข้อมูลหลายค่าในกระบวนการ EGO

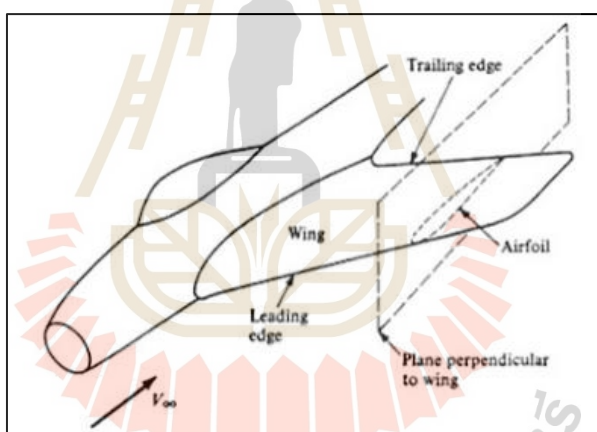
จากงานวิจัยที่กล่าวมาข้างต้น ยังไม่มีงานวิจัยใดใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงจากการทดลองด้วยอุโมงค์และใช้การได้มาซึ่งตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบหลายค่ามาประยุกต์ใช้กับการออกแบบทางด้านอากาศยานศาสตร์ งานวิจัยนี้จึงได้นำการสร้างแบบจำลองทดแทนแบบลูกผสมด้วยข้อมูลหลายความแม่นยำ หลายวัตถุประสงค์ การเพิ่มตัวอย่างข้อมูลแบบหลายค่าผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ มาประยุกต์ใช้กับการออกแบบแพนอากาศของอากาศยาน

2.2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

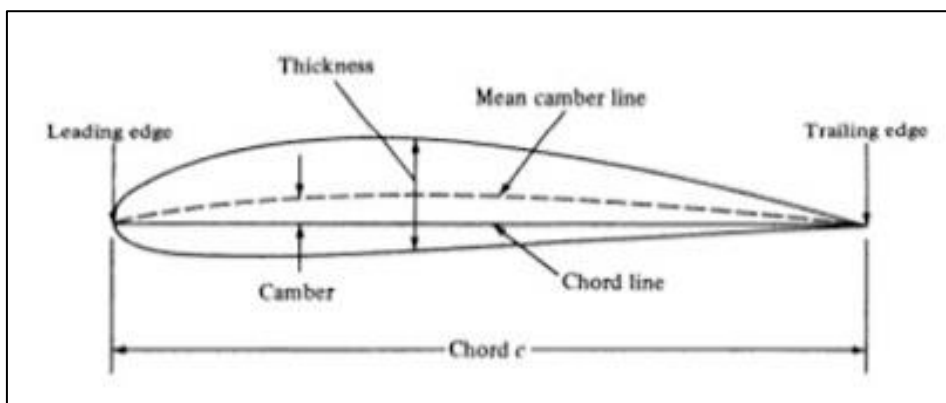
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องในงานวิจัยนี้มี 2 ส่วนได้แก่ 1. การออกแบบแผนอากาศของอากาศยานซึ่งอาศัยหลักการทางด้านอากาศพลศาสตร์ รวมถึงวิธีการแก้ปัญหาทางด้านอากาศพลศาสตร์ เช่น วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ วิธีพานัลและการทดลองในอุโมงค์ลม เป็นต้น 2. เครื่องมือที่ใช้ในการออกแบบแผนอากาศโดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุด การออกแบบการทดลอง การสร้างสมการจำลองทดแทน การปรับปรุงข้อมูลและกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่

2.2.1 แผนอากาศชนิด NACA 4-digits

พิจารณารูปที่ 2.1 ปีกของอากาศยานหากถูกวางอยู่ในแนวระดับและถูกตัดด้วยระนาบในแนวตั้งขนานไปกับเส้นกึ่งกลางลำตัว (Center line) ของอากาศยาน รูปภาคตัดขวางที่ได้จะเรียกว่า “แผนอากาศ (Airfoil)” แสดงดังรูปที่ 2.2 ซึ่งสามารถได้ว่าปีกของอากาศยานเป็นแบบสามมิติ ส่วนแผนอากาศเป็นแบบสองมิติของปีกอากาศยาน



รูปที่ 2.1 ปีกของอากาศยานที่ถูกตัดขวาง (Abbott et al., 2012)



รูปที่ 2.2 แผนอากาศและส่วนประกอบ (Abbott et al., 2012)

ส่วนประกอบของแผนอากาศมีดังนี้

- ชายหน้า (Leading edge) คือจุดขอบหน้าสุดของแผนอากาศ
- ชายหลัง (Trailing edge) คือจุดขอบหลังสุดของแผนอากาศ
- คอร์ด (Chord) คือระยะทางเป็นเส้นตรงระหว่างขอบหน้าและขอบหลังของแผนอากาศ
- เส้นคอร์ด (Chord line) คือเส้นตรงสมมติที่ลากจากขอบหน้าถึงขอบหลังของแผนอากาศ
- เส้นแคมเบอร์ (Mean camber line) คือเส้นสมมติที่แบ่งครึ่งผิวด้านบนและด้านล่างของแผนอากาศยานให้เท่ากัน
- ค่าแคมเบอร์ (Camber) คือค่าความโค้งตัวของเส้นแคมเบอร์วัดจากเส้นแคมเบอร์ถึงเส้นคอร์ด หากค่าแคมเบอร์เป็นบวก ความโค้งตัวของแผนอากาศจะโค้งตัวไปด้านบนเรียกว่า Positive camber หากค่าแคมเบอร์เป็นศูนย์ แผนอากาศจะไม่มี การโค้งตัวเรียกว่า Symmetry airfoil หากค่าแคมเบอร์เป็นลบ ความโค้งตัวของแผนอากาศจะโค้งตัวไปด้านล่างเรียกว่า Negative camber
- ตำแหน่งแคมเบอร์ (Camber position) คือระยะทางเส้นตรงจากขอบหน้าถึงตำแหน่งที่ค่าแคมเบอร์มีค่าสูงสุด
- ความหนา (Thickness) คือความหนาของแผนอากาศ
- ตำแหน่งความหนา (Position of thickness) คือระยะทางเส้นตรงจากขอบหน้าถึงตำแหน่งที่ค่าความหนามีค่าสูงสุด (Abbott et al., 2012)

ชนิดของแผนอากาศที่ได้รับความนิยมนำมาออกแบบทางด้านอากาศยานพลศาสตร์คือ NACA 4-digits ย่อมาจาก National Advisory Committee for Aeronautics ส่วน 4-digits เป็นตัวเลขสำหรับการเรียกชื่อแผนอากาศชนิด NACA นั้นๆ มักเขียนในลักษณะ NACA ตามด้วยเลข 4 ตัว คือ NACA ABXY

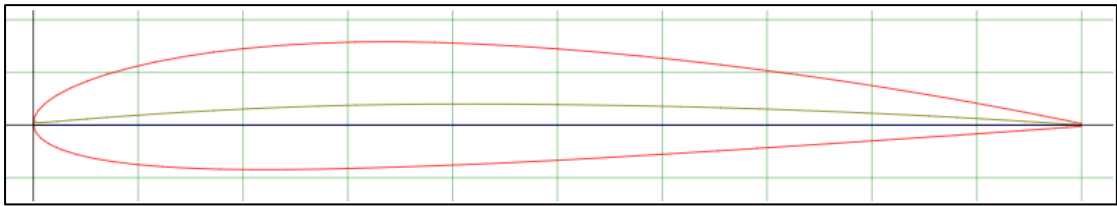
เมื่อ A หมายถึง ค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์สูงสุดเมื่อเทียบกับความยาวคอร์ด
 B หมายถึง ค่าตำแหน่งแคมเบอร์สูงสุดส่วนสิบเมื่อเทียบกับความยาวคอร์ด
 X และ Y หมายถึง ค่าเปอร์เซ็นต์ความหนาสูงสุดเมื่อเทียบกับความยาวคอร์ด

ตัวอย่างเช่น NACA 2412 แสดงดังรูปที่ 2.3

2 หมายถึง มีค่าแคมเบอร์สูงสุดที่ 2% เมื่อเทียบกับความยาวคอร์ด

4 หมายถึง ตำแหน่งของแคมเบอร์สูงสุดที่ 40% ของความยาวคอร์ด

12 หมายถึง ความหนาของแผนอากาศเท่ากับ 12% ของความยาวคอร์ด



รูปที่ 2.3 แพนอากาศชนิด NACA 2412 (Airfoil Tools, 2022)

2.2.2 สมการ Class Shape Transformation (CST)

สมการ CST เป็นสมการที่นิยมใช้ในการสร้างรูปร่างต่างๆเพื่อการออกแบบ รวมถึงการสร้างรูปร่างของแพนอากาศในระนาบสองมิติ ข้อดีของการใช้สมการนี้คือสามารถควบคุมรูปร่างด้วยตัวแปรถ่วงน้ำหนัก (Weight factor) ซึ่งจะประกอบไปด้วยฟังก์ชันระดับ (Class function) ฟังก์ชันรูปร่าง (Shape function) และตัวแปรที่ควบคุมลักษณะของขอบท้ายของแพนอากาศ (Ariyarit et al., 2016) แสดงดังสมการที่ 2.1

$$\frac{y}{c} \equiv C\left(\frac{x}{c}\right)S\left(\frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \frac{\Delta Z_{te}}{c} \quad (2.1)$$

เมื่อ y คือ ความหนาของแพนอากาศ
 c คือ ความยาวคอर्डของแพนอากาศ
 x คือ ตำแหน่งในแนวนอน
 และ ΔZ_{te} คือ ความหนาของขอบท้ายแพนอากาศ

สมการฟังก์ชันระดับและฟังก์ชันรูปร่างแสดงดังสมการที่ 2.2 และ 2.3 ตามลำดับ

$$C\left(\frac{x}{c}\right) \equiv \left(\frac{x}{c}\right)^{N_1} \left[1 - \frac{x}{c}\right]^{N_2} \quad \text{เมื่อ } 0 \leq \frac{x}{c} \leq 1 \quad (2.2)$$

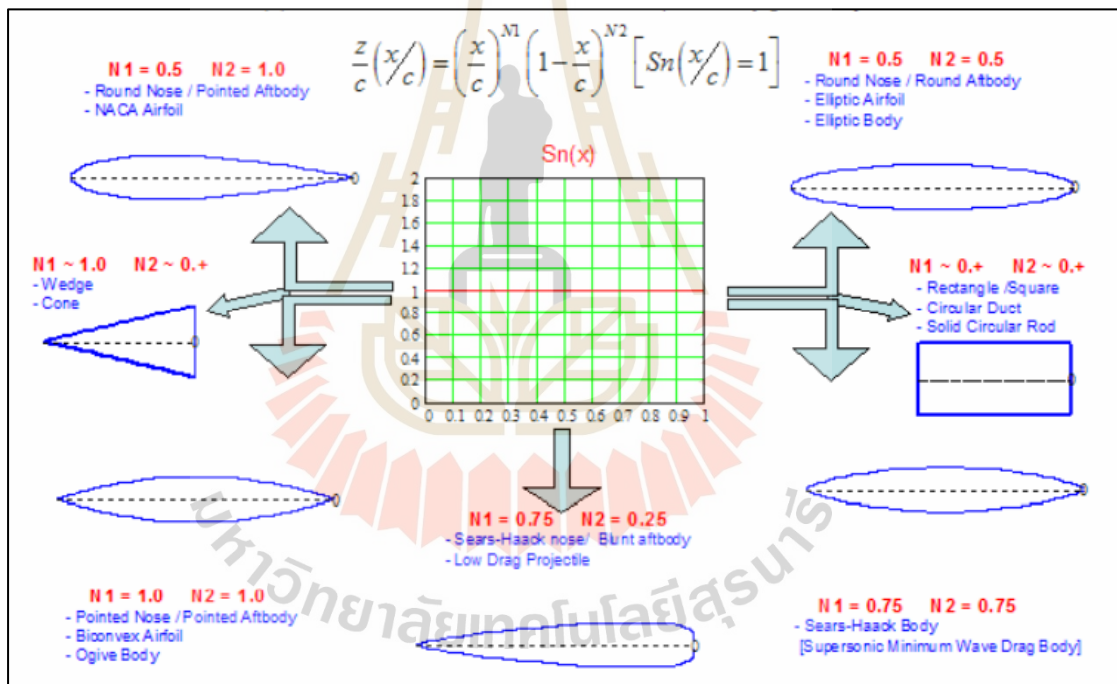
เมื่อ N_1 และ N_2 คือ ค่าคงที่ของฟังก์ชันระดับ

$$S\left(\frac{x}{c}\right) = \sum_{i=0}^n \left[b_i \cdot K_{i,n} \left(\frac{x}{c}\right)^i \cdot \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{n-1} \right] \quad (2.3)$$

เมื่อ b_i คือ ตัวแปรถ่วงน้ำหนัก
 $K_{i,n}$ คือ ทวินามของ Berstein
 i คือ จำนวนตัวแปรที่จะควบคุม
 และ n คือ ลำดับพหุนามของ Berstein
 ซึ่งทวินามของ Berstein หาได้จากสมการที่ 2.4 (Kulfan et al, 2006)

$$K_{i,n} = \frac{n!}{i!(n-i)!} \tag{2.4}$$

สมการ CST สามารถควบคุมได้ด้วยตัวแปร N_1 และ N_2 แสดงตัวอย่างค่า N ต่างๆ เมื่อแทนค่าเข้าไปในสมการ CST แสดงดังรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 รูปร่างต่างๆของสมการ CST ที่เปลี่ยนไปตามค่า N_1 และ N_2 (Kulfan et al., 2007)

2.2.3 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบอากาศยาน

สำหรับการออกแบบทางด้านอากาศยานจะมีสัมประสิทธิ์ทางด้านอากาศพลศาสตร์เข้ามาเกี่ยวข้องในฟังก์ชันวัตถุประสงค์ ซึ่งฟังก์ชันวัตถุประสงค์ต่อไปนี้จะครอบคลุมภารกิจต่างๆของอากาศยานรวมถึงการมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์ที่มากกว่าหนึ่งอย่างต่อหนึ่งภารกิจ (Wickramasinghe U. K., 2010)

ต้องการให้อากาศยานสามารถบินได้ระยะไกลที่มีเลขเลขย์โนล 4×10^6 และเลขมัค 0.3 จะมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์เพื่อหาค่าต่ำสุดดังสมการที่ 2.5

$$f_1 = C_d \text{ at } C_l = 0.5, Re = 4 \times 10^6, Ma = 0.3 \quad (2.5)$$

ต้องการให้แผนอากาศของอากาศยานสามารถสร้างอัตราส่วนของสัมประสิทธิแรงต่อแรงต้านขณะไต่ขึ้นบินโดยยังคงสามารถรักษาในการบินได้ที่มีเลขเลขย์โนล 4×10^6 และเลขมัค 0.3 จะมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์เพื่อหาค่าต่ำสุดดังสมการที่ 2.6

$$f_2 = C_d / C_l^{3/2} \text{ at } Re = 4 \times 10^6, Ma = 0.3 \quad (2.6)$$

ต้องการให้อากาศยานเคลื่อนที่ได้อย่างมั่นคงและสามารถควบคุมได้ สามารถหาค่าต่ำสุดของโมเมนต์ได้โดยมีเลขเลขย์โนล 4×10^6 และเลขมัค 0.3 จะมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์ดังสมการที่ 2.7

$$f_3 = C_{m_0}^2 \text{ at } Re = 4 \times 10^6, Ma = 0.3 \quad (2.7)$$

ต้องการแผนอากาศของอากาศยานสามารถสร้างแรงยกให้ได้มากที่สุดก่อนที่แรงยกจะลดลง สามารถหาค่าสูงสุดของแรงยกที่มีเลขเลขย์โนล 4×10^6 และเลขมัค 0.3 จะมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์ดังสมการที่ 2.8

$$f_4 = 1 / C_{l_{\max}}^2 \text{ at } Re = 4 \times 10^6, Ma = 0.3 \quad (2.8)$$

ต้องการลดแรงต้านเหนี่ยวนำขณะอากาศยานกำลังจะลงจอด สามารถหาค่าสูงสุดของแรงยกที่มีเลขเลขย์โนล 2×10^6 และเลขมัค 0.15 จะมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์ดังสมการที่ 2.9

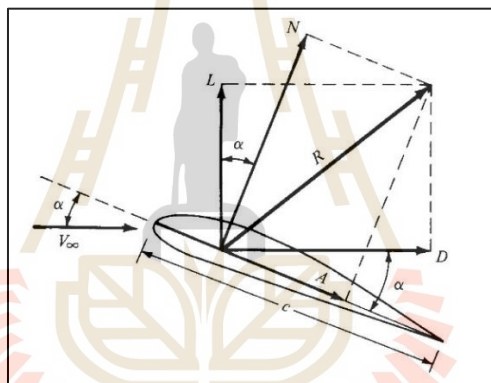
$$f_5 = 1 / C_l^2 \text{ at } \alpha = 5^\circ, Re = 2 \times 10^6, Ma = 0.15 \quad (2.9)$$

ต้องการที่รักษาพื้นที่ของการไหลรอบๆปีกของอากาศยานให้มีความราบเรียบมากที่สุด จะต้องลดระยะทางของการเกิดการไหลแบบแยกตัวโดยการหาค่าสูงสุดของอัตราส่วนระยะทางที่เกิดการเปลี่ยนผ่านลักษณะการไหลที่มีเลขเลย์โนล 2×10^6 และเลขมัค 0.15 จะมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์ดังสมการที่ 2.10

$$f_6 = 1 / x_{tr} \text{ at } \alpha = 0.5, Re = 2 \times 10^6, Ma = 0.15 \quad (2.10)$$

2.2.4 การประเมินทางด้านอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics Evaluation)

เมื่ออากาศไหลผ่านสิ่งกีดขวางจะเกิดแรงและโมเมนต์เนื่องจากความดันและแรงเฉือนกระจายตัวรอบๆผิววัตถุที่ไหลผ่านอากาศ ผลรวมของความดันและแรงเฉือนที่กระทำบนผิววัตถุถูกรวมกันด้วยปริพันธ์เป็นผลลัพธ์ของแรงและโมเมนต์แสดงดังรูปที่ 2.5 (Anderson J., 2011)



รูปที่ 2.5 ผลลัพธ์ของแรงทางด้านอากาศพลศาสตร์ (Anderson J., 2011)

จากรูป V คือ ความเร็วของอากาศที่ปะทะกับวัตถุจึงเกิด แรงยก (L) ซึ่งเป็นผลรวมกันของแรงผลลัพธ์ (R) ที่ตั้งฉากกับความเร็วของอากาศและแรงต้าน (D) ซึ่งเป็นผลรวมกันของแรงผลลัพธ์ (R) ที่ขนานกับความเร็วของอากาศ เมื่อแรงลัพธ์ถูกแยกตามแนวความยาวของวัตถุ ซึ่งเป็นระยะความยาวที่อยู่ในแนวเดียวกันกับแนวของมุมปะทะ จะเกิดเป็นแรงที่ตั้งฉากกับคอร์ดคือ N และแรงที่ขนานไปกับคอร์ดคือ A ซึ่งสามารถหาความสัมพันธ์ของแรง N และ A ต่อแรงยกและแรงต้านได้ดังสมการที่ 2.11 และ 2.12 ตามลำดับ (IRA et al., 1959)

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.11)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.12)$$

วัตถุประเทปึกเป็นวัตถุสามมิติ แรงในแนวแกนที่เกิดจะแทนเป็นสัญลักษณ์ภาษาอังกฤษตัวใหญ่เช่น L, N, D และ A เป็นต้น ซึ่งมีหน่วยเป็น “นิวตัน” แต่หากเป็นวัตถุประเทแพนอากาศ จะเป็นวัตถุสองมิติ แรงในแนวแกนที่เกิดจะแทนสัญลักษณ์ภาษาอังกฤษตัวเล็กเช่น l, n, d และ a เป็นต้น ซึ่งมีหน่วยเป็น “นิวตันต่อหน่วยความยาว” เนื่องจากแพนอากาศนั้นไม่มีความยาวในด้านมิติที่สาม แต่การคิดแรงยกหรือแรงต้านจะเหมือนกับการคิดแรงจากวัตถุสามมิติเช่น ปีก เป็นต้น แสดงการหาค่าแรงยกและแรงต้านของวัตถุสองมิติเช่น แพนอากาศ เป็นต้น ดังสมการที่ 2.13 และ 2.14 ตามลำดับ

$$l = n \cos \alpha - a \sin \alpha \quad (2.13)$$

$$d = n \cos \alpha + a \sin \alpha \quad (2.14)$$

เมื่อกำหนดให้ความดันที่เกิดจากความเร็วของอากาศเป็นความดันพลวัตสามารถหาได้จากสมการที่ 2.15

$$q_\infty \equiv \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.15)$$

เมื่อ ρ_∞ คือ ความหนาแน่นของอากาศ

และ V_∞ คือ ความเร็วของอากาศ

สามารถหาสัมประสิทธิ์ของอากาศพลศาสตร์ เช่น สัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านของปีกและแพนอากาศหาได้จากสมการที่ 2.16 2.17 2.18 และ 2.19 ตามลำดับ

$$C_L \equiv \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.16)$$

$$C_L \equiv \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.16)$$

$$C_D \equiv \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.17)$$

$$C_l \equiv \frac{L}{q_\infty c} \quad (2.18)$$

$$C_d \equiv \frac{L}{q_\infty c} \quad (2.19)$$

เมื่อ S คือ พื้นที่อ้างอิงที่วัดถูกความเร็วของอากาศปะทะ ในกรณีของแพนอากาศ จะหาค่าได้จากสมการที่ 2.20 (Corke, 2003)

$$S \equiv c \cdot l \quad (2.20)$$

เมื่อ c คือ ความยาวคอร์ด และ l คือ ความยาวของปีก

การไหลแบบอัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศและปีก (Incompressible flow over an airfoil and wing) อาศัยหลักการของ Elementary flow เช่น Uniform flow, Sink/Source flow, Doublet flow และ Vortex flow เพื่อค่าแรงยกจากทฤษฎี Elementary flow อาศัยหลักการของการสันนิษฐานจากของไหลไหลแบบบีบอัดตัวไม่ได้และการไหลไม่มีความหนืด ซึ่งจะใช้ Elementary flow ในการสร้างการไหลทางด้านอากาศพลศาสตร์ ทฤษฎีของ Kutta-Joukowski กล่าวว่า “การเกิดแรงยกของวัตถุสองมิติมีความสัมพันธ์เป็นตรงกับการหมุนวน (Circulation) ดังนั้นการเกิดแรงยกของแพนอากาศจะมีความเกี่ยวข้องกับ Elementary flow ชนิดที่มีการหมุนวนของของไหลคือ Vortex flow และถูกพัฒนาเป็น Vortex sheet ประยุกต์กับรูปร่างของแพนอากาศชนิดต่างๆ และเงื่อนไขของ Kutta กล่าวว่า “ธรรมชาติของการไหลจะบีบบังคับอนุภาคของของไหลให้ไหลผ่านรูปร่างของแพนอากาศด้านบนและด้านล่างมาบรรจบกันอย่างราบรื่น” จึงเกิดเป็นทฤษฎีพื้นฐานของแพนอากาศบาง (Classical Thin Airfoil Theory) ใช้ในการทำนายค่าแรงยกจากทฤษฎีโดยเริ่มจาก

การหาฟังก์ชันของ Vortex strength รอบรูปร่างแพนอากาศ จากนั้นทำการคำนวณหาค่าการหมุนวนและแรงยก ได้เป็นบทสรุปดังสมการที่ 2.21

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi \quad (2.21)$$

เมื่อ dC_l คือ อนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยก

และ $d\alpha$ คือ อนุพันธ์ของมุมปะทะ

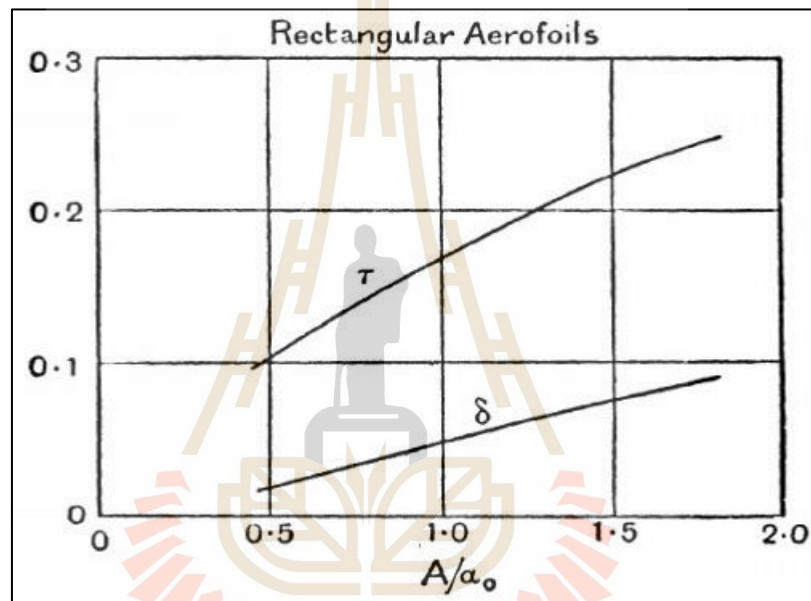
จากสมการที่ 2.21 พบว่าอัตราการเปลี่ยนแปลงของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะ มีค่าเท่ากับสองคูณค่าพาย ใช้ได้กับรูปร่างลักษณะแพนอากาศที่มีความบางน้อยกว่า 15 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ด หากความหนาของแพนอากาศมากกว่า 15 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ด จะไม่สามารถใช้สมการ 2.21 ในการทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้ในทางทฤษฎี เนื่องจากไม่สามารถหาฟังก์ชันของ Vortex strength ได้ ดังนั้นต้องใช้การคำนวณเชิงตัวเลขเช่น วิธีไฟแนนล เป็นต้น Prandtl ได้ทำการประยุกต์ Classical Thin Airfoil Theory เพื่อหาทฤษฎีเพื่อทำนายการเกิดแรงยกของปีก นั่นคือ Prandtl's Classical Lifting-Line Theory โดยอาศัยกฎ 3 ข้อ คือ 1. Vortex Filament 2. Biot-Savart Law และ 3. Helmholtz's theorems เป็นการประยุกต์ใช้ Vortex filament ที่เป็น lifting line ทำการวางแบบ Horseshoe vortex จำนวนมากซ้อนๆกัน ทำให้สามารถหาค่า Vortex strength ทั้งหมดบนปีกได้ จากนั้นจึงทำการคำนวณหาค่าการหมุนวนและแรงยกเหมือนกันการคำนวณทางทฤษฎีของแพนอากาศ เนื่องจากปีกเป็นวัตถุสามมิติที่มีความยาวแนชดต่างจากแพนอากาศที่มีความยาวปีกเป็นระยะอนันต์ ดังนั้นบริเวณปลายปีกจะถูกมองเป็นจุด ทำให้ความดันที่สูงจากด้านล่างปีกจะเคลื่อนที่ขึ้นไปสู่บนปีก ทำให้เกิดการหมุนวนของอากาศที่ไหลผ่านบริเวณปลายปีก เรียกว่า การหมุนวนบริเวณปลายปีก (Wing Tip Vortex) ซึ่งปรากฏการณ์นี้ส่งผลให้เกิดการเหนี่ยวนำของอากาศของปีกทำให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของปีกจะน้อยกว่าแพนอากาศเสมอ แสดงความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกของปีกต่อของแพนอากาศแสดงดังสมการที่ 2.22 และ 2.23 ตามลำดับ

$$\frac{dC_L}{d(\alpha - \alpha_{L=0})} = a = \frac{a_0}{1 + (a_0 / \pi AR)(1 + \tau)} \quad (2.22)$$

$$\frac{dC_l}{d(\alpha - \alpha_{l=0})} = a_0 \quad (2.23)$$

เมื่อ α คือ มุมปะทะ ณ มุม ใดๆ
 $\alpha_{L=0}$ คือ มุมปะทะ ณ แรงยกเท่ากับศูนย์
 และ AR คือ อัตราส่วนความยาวปีกต่อคอर्ड

ค่า τ เป็นค่าคงที่ ที่ใช้ในสมการที่ 2.22 เพื่อหาความสัมพันธ์ของความชันของ สัมประสิทธิ์แรงยก 2 มิติของแพนอากาศกับความชันของสัมประสิทธิ์แรงยก 3 มิติของปีก โดย สามารถหาได้จากความสัมพันธ์ของอัตราส่วนระหว่างอัตราส่วนความยาวปีกต่อคอर्ड (AR) กับความ ชันของสัมประสิทธิ์แรงยก 2 มิติ (a_0) ซึ่งเป็นค่า τ ของปีกชนิดรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า (Rectangular Wing) และสรุปค่า แสดงดังรูปที่ 2.6 และรูปที่ 2.7 ตามลำดับ



รูปที่ 2.6 ค่า τ ต่อ AR/a_0 ของปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า

Rectangular aerofoils:

A/a_0	$A_1/\mu a$	$A_2/\mu a$	$A_3/\mu a$	$A_4/\mu a$	a/a_0	A/a	τ	δ
0.25	.543	.025	.003	.0004	.426	0.58	.05	.007
0.5	.748	.060	.009	.0014	.587	0.85	.10	.019
0.75	.859	.090	.016	.0027	.675	1.11	.14	.034
1.0	.928	.115	.023	.0041	.729	1.37	.17	.049
1.25	.976	.136	.030	.0055	.767	1.63	.20	.063
1.5	1.011	.154	.036	.0070	.794	1.89	.22	.076
1.75	1.038	.169	.042	.0084	.815	2.15	.24	.088

รูปที่ 2.7 ข้อมูลสรุปค่า τ ต่อ AR/a_0 ของปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า

การหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศและปีกเกิดจากการไหลแบบมีความหนืด ซึ่งในการจำลองสมการทางทฤษฎีโดยตรงไม่สามารถทำได้ จึงหาได้จากการทำการทดลองหรือ

จำลองสมการคณิตศาสตร์เพื่อใช้วิธีการคำนวณเชิงตัวเลขในการแก้สมการ แรงต้านของแพนอากาศ แบ่งออกเป็น 2 ประเภท หากเป็นการไหลภายในความเร็วเสียงคือ 1. แรงต้านจากความดันเกิดจากลักษณะรูปร่างของแพนอากาศเป็นหลัก 2. แรงต้านจากแรงเสียดทานเกิดจากชนิดของผิวแพนอากาศเป็นหลัก แสดงดังสมการที่ 2.24

$$C_d = C_{d,pressure} + C_{d,friction} \quad (2.24)$$

สามารถหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเสียดทานจากสมการที่ 2.25

$$C_{d,friction} = C_f \frac{S_{wet}}{S} \quad (2.25)$$

เมื่อ C_f คือ สัมประสิทธิ์แรงต้าน
และ S_{wet} คือ พื้นที่ที่แรงต้านกระทำกับพื้นผิว

ส่วนแรงต้านของปีกนั้นจะมีองค์ประกอบเพิ่มเข้ามาอีกหนึ่งอย่างคือ แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag) เนื่องจากเกิดการหมุนวนบริเวณปลายปีกของอากาศทำให้ผลรวมของแรงต้านของปีกแสดงดังสมการที่ 2.26

$$C_D = C_{D,pressure} + C_{D,friction} + C_{D,induced} \quad (2.26)$$

สามารถหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำจากสมการที่ 2.27

$$C_{D,induced} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.27)$$

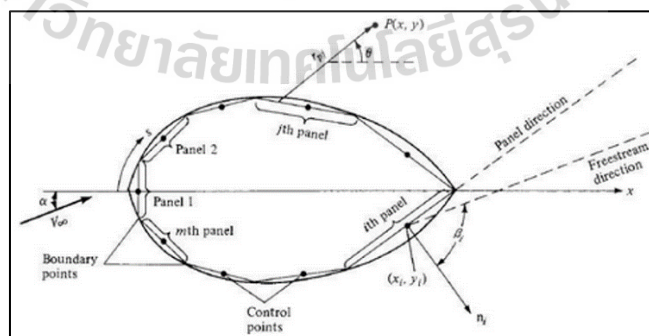
เมื่อ e คือ ค่าปัจจัยประสิทธิภาพของ Oswald (Anderson J., 2011)

2.2.5 โปรแกรม JavaFoilและวิธีพาแนล (Panel method)

โปรแกรม JavaFoil เป็นโปรแกรมค่อนข้างง่ายต่อการใช้งานที่สามารถใช้งานได้หลากหลายสำหรับการคำนวณแบบดั้งเดิมเพื่อพิจารณาและวิเคราะห์การไหลของอากาศแบบไม่อัดตัวที่มีความเร็วต่ำกว่าเสียงผ่านแพนอากาศ ซึ่งจุดประสงค์หลักของการใช้โปรแกรมนี้คือ การหาแรงยก (Lift force), แรงต้าน (Drag force) และโมเมนต์ (Moment) ของอากาศที่กระทำต่อแพนอากาศ หลักการทำงานของโปรแกรม JavaFoil จะเริ่มจากคำนวณการกระจายตัวของความเร็วบริเวณรอบแพนอากาศซึ่งใช้โมดูลของการวิเคราะห์การไหลโพเทนเชียล (Potential flow analysis) แบบที่ค่าการกระจายตัวการหมุนรอบแพนอากาศเป็นฟังก์ชันเส้นตรง ความเร็วและความดันเฉพาะที่จะถูกคำนวณโดยสมการเบอญูลลี (Bernoulli equation) จากนั้นจะสามารถหาสัมประสิทธิ์แรงยกและโมเมนต์ด้วยการอินทิเกรตการกระจายของความดันรอบแพนอากาศ และโปรแกรม JavaFoil จะทำนายพฤติกรรมของการไหลที่ใกล้กับชั้นขีดผิวของแพนอากาศที่เป็นชั้นขอบเขต (Boundary layer) เพื่อคำนวณหาแรงต้าน ซึ่งพื้นฐานของโปรแกรม JavaFoil นำวิธีพานแนลมาใช้ เป็นวิธีการคำนวณเชิงตัวเลขอย่างง่ายสำหรับการวิเคราะห์ทางด้านอากาศพลศาสตร์ (Hepperle M., 2017)

วิธีพานแนล (Panel method) เป็นวิธีการแบ่งรูปร่างต่างๆออกมาเป็นพานแนล (panel) และประยุกต์ใช้ลักษณะการไหล (Elementary flow) ที่บริเวณผิวเพื่อสร้างแนวกระแสการไหลให้เป็นขอบเขต สามารถแบ่งได้ออกเป็น 2 วิธีหลักๆคือ source panel และ vortex panel

โปรแกรม JavaFoil จะใช้วิธี Vortex panel เป็นวิธีสำหรับการหาความเร็วปกติเพื่อหาสัมประสิทธิ์ที่เกี่ยวข้องทางอากาศพลศาสตร์ Vortex panel เป็นการรวมตัวกันของลักษณะการไหลเหมือนกันและการไหลแบบหมุนวน แสดงดังสมการที่ 2.6 โดยเริ่มจากการแบ่งรูปร่างของแพนอากาศออกเป็น j th พานแนล แสดงดังสมการที่ 2.6 และแต่ละพานแนลจะมีค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ (Vortex strength) แสดงดังรูปที่ 2.6 Vortex panel เป็นการรวมตัวกันของลักษณะการไหลเหมือนกันและการไหลแบบหมุนวน แสดงดังสมการที่ 2.28



รูปที่ 2.8 การกระจายตัวของ vortex panel รอบผิวของรูปร่าง (Anderson J., 2011)

$$\gamma_j = \text{constant} \quad (2.28)$$

เมื่อ γ คือ ค่าความแข็งแรงของ Vortex
 และ j คือ จำนวนพาแนลที่ถูกแบ่ง

$$Q_p = V_\infty \cos(\alpha) + V_\infty \sin(\alpha) - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi_j} \int \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j \quad (2.29)$$

เมื่อ Q_p คือ ความเร็วปกติ
 และ V_∞ คือ สนามความเร็วของอากาศ

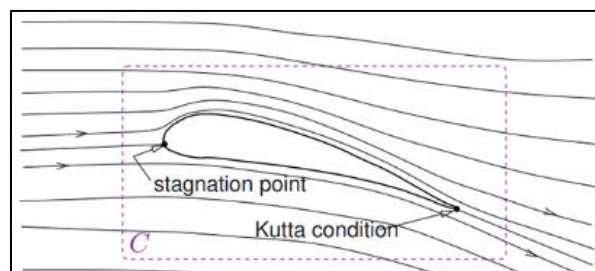
เพื่อแก้สมการที่ 2.29 จะต้องทำการหาจุดหยุดนิ่งของความเร็ว (Stagnation point) เป็นบริเวณที่ความเร็วเข้าปะทะกับแพนอากาศมีค่าเท่ากับศูนย์ จะได้สมการสุทธิแสดงดังสมการ 2.30

$$V_{n,i} = V_\infty \cos(\beta_i) - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi_j} \int \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j = 0 \quad (2.30)$$

เมื่อนำวิธี vortex panel มาประยุกต์ใช้กับรูปร่างของแพนอากาศ จะต้องประยุกต์ใช้เงื่อนไขของ Kutta เพื่อให้การไหลของอากาศที่ขอบท้ายของแพนอากาศมาบรรจบกัน แสดงดังสมการที่ 2.31 และรูปที่ 2.7

$$\gamma_1 + \gamma_n = 0 \quad (2.31)$$

เมื่อ γ_1 และ γ_n คือ ค่า Vortex strength ของ พาแนลใดๆและพาแนลสุดท้าย



รูปที่ 2.9 เงื่อนไขของ Kutta (Anderson J., 2011)

จากสมการที่ 2.30 และ 2.31 จะต้องทำการหาค่าความแข็งแรง Vortex ของแต่ละพาแนลก่อน จากนั้นถึงจะสามารถหาความเร็วปกติเฉพาะที่ของแต่ละพาแนลได้ เมื่อรูปร่างของแพนอากาศถูกแบ่งออกเป็น n พาแนล จะได้เป็นเมทริกต์แสดงดังสมการที่ 2.32 (Anderson, J., 2011)

$$\begin{bmatrix} 0 & -K_{i(i+1)} & \cdots & -K_{i(n-1)} & -K_{in} \\ -K_{(i+1)i} & 0 & \cdots & -K_{(i+1)(n-1)} & -K_{(i+1)n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ -K_{(n-1)i} & -K_{(n-1)(i+1)} & \cdots & 0 & -K_{(n-1)n} \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_i \\ \gamma_{i+1} \\ \vdots \\ \gamma_{n-1} \\ \gamma_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -V_\infty 2\pi \cos(\beta_i) \\ -V_\infty 2\pi \cos(\beta_{i+1}) \\ \vdots \\ -V_\infty 2\pi \cos(\beta_{n-1}) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

$$\text{เมื่อ } i=j, K_{ij}=0, K_{ij} = \int_j \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j$$

2.2.6 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) และโปรแกรม ANSYS Fluent

พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็นกระบวนการเชิงตัวเลขที่วิเคราะห์เกี่ยวกับของไหลที่มีการเคลื่อนที่ โดยใช้วิธีผลต่างสี่เหลี่ยม (Finite Difference Method: FDM) วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method: FEM) หรือ วิธีปริมาตรสี่เหลี่ยม (Finite Volume Method: FVM) ในการเปลี่ยนสมการอนุพันธ์เป็นสมการพีชคณิต มีขั้นตอนหลักๆ 3 ขั้นตอน ได้แก่ 1. ขั้นตอนก่อนการประมวลผล (Pre-processor) เป็นกระบวนการกำหนด ขนาด ขอบเขต เงื่อนไขและสมมติฐานที่จะใช้ในการแก้ปัญหา จากนั้นทำการแบ่งโดเมนขนาดใหญ่ให้กลายเป็นโดเมนขนาดเล็กและประยุกต์วิธีคำนวณเชิงตัวเลขเพื่อสมการควบคุม 2. ขั้นตอนการคำนวณ (Calculation) เป็นขั้นตอนการแก้สมการเมทริกซ์ขนาดเล็กหรือใหญ่ตามขนาดและการแบ่งเอลิเมนต์ของปัญหา หลักๆเป็นการแก้สมการอนุพันธ์มวล สมการอนุพันธ์โมเมนตัม สมการอนุพันธ์พลังงานและสมการจำลองความปั่นป่วน เป็นต้น 3. ขั้นตอนหลังการประมวลผล (Post-processor) เป็นขั้นตอนของการได้ผลลัพธ์ของการแก้ปัญหา การแสดงเส้นปริมาตร การแสดงแถบสี (Contour) การแสดงกราฟและการแสดงเวกเตอร์ของขนาดต่างๆ (Malalasekera W., 1995) ซึ่งมีโปรแกรมที่ถูกคิดค้นขึ้นมาเพื่ออำนวยความสะดวกในการแก้ปัญหาทางด้าน CFD เช่น โปรแกรม ANSYS เป็นโปรแกรมสำหรับการวิเคราะห์ทาง

ทางวิศวกรรมด้วยระเบียบวิธีเชิงตัวเลข ซึ่งสามารถประยุกต์ใช้กับงานหลากหลายสาขาวิชาทางด้านวิศวกรรม ANSYS Fluent เป็นหนึ่งในโมดูลของโปรแกรม ANSYS ที่ประยุกต์ใช้กับการแก้ปัญหาการไหลด้วยวิธีปริมาตรสี่เหลี่ยม รวมถึงมีการจำลองสมการความปั่นป่วนเพื่อแก้ปัญหาการไหลที่มีความหนืด อีกทั้งยังสามารถคำนวณค่าที่ต้องการ แสดงผลในรูปแบบต่างๆได้ เช่น ผลความดันเป็นแถบสี (Pressure contour) หรือเวกเตอร์ความเร็ว (Velocity vector) เป็นต้น (ANSYS Inc., 2020)

สมการควบคุมอนุพันธ์ย่อยที่ใช้อธิบายปรากฏการณ์ของการไหลมีหลักๆ 3 สมการ ได้แก่ สมการอนุรักษ์มวล (Conservation of Mass) สมการอนุรักษ์โมเมนตัม (Conservation of Momentum) สมการอนุรักษ์พลังงาน (Conservation of Energy) แสดงสมการทั้ง 3 รูปแบบที่ใช้ในการแก้ปัญหาการไหลในรูปอนุพันธ์เชิงย่อยดังสมการที่ 2.33 2.34 2.35 2.36 และ 2.37 ตามลำดับ

สมการอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2.33)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแนวแกน X

$$\frac{\partial(\rho uu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vu)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho wu)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (2.34)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแนวแกน Y

$$\frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho wv)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (2.35)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแนวแกน Z

$$\frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho ww)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (2.36)$$

สมการอนุรักษ์พลังงาน

$$\frac{\partial(\rho u c_p T)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v c_p T)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w c_p T)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (2.37)$$

สมการจำลองความปั่นป่วนมีมากมายให้เลือก หนึ่งในสมการที่เป็นที่นิยมใช้ในการจำลองการไหลแบบปั่นป่วนผ่านแพนอากาศ คือ สมการ Spalart-Allmaras ประกอบไปด้วยสมการที่เกี่ยวข้อง 1 สมการที่จำลองตัวแปร Turbulence (eddy) Kinematics Viscosity แสดงดังสมการที่ 2.38

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_\nu \quad (2.38)$$

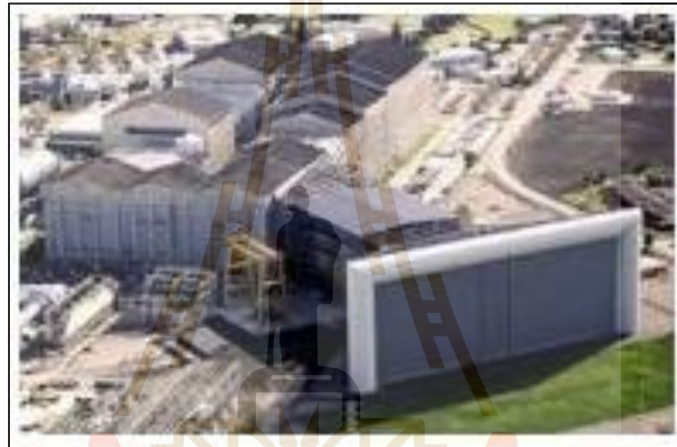
เมื่อ $\tilde{\nu}$ คือ Turbulence (eddy) Kinematic Viscosity
 ν คือ Molecular Kinematic Viscosity
 G_ν คือ Production of Turbulent Viscosity
 และ Y_ν คือ Destruction of Turbulent Viscosity (Wilcox D.C., 1998)

2.2.7 วิธีการทดลองด้วยอุโมงค์ลม (Wind Tunnel Experiment)

อุโมงค์ลม (Wind tunnel) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการศึกษาลักษณะการไหลของของไหลเมื่อของไหลไหลผ่านวัตถุที่เป็นสิ่งกีดขวาง จะใช้ควันหรือผงที่มีสีปลอยไปพร้อมกับของไหล ซึ่งมีความสำคัญอย่างมากในทางวิศวกรรม โดยเฉพาะศาสตร์ทางด้านอากาศพลศาสตร์ ที่จะเอาไว้ออกแบบลักษณะรูปร่างของยานพาหนะ รูปร่างของแพนอากาศหรือปีกของอากาศยาน เป็นต้น นอกจากนี้อุโมงค์ลมยังสามารถติดอุปกรณ์เพื่อวัดความเร็วลม ความดันและแรงที่กระทำต่อวัตถุได้ด้วย อุโมงค์ลมถูกออกแบบมาเพื่อใช้งานเฉพาะเจาะจงในด้านนั้นๆ และมีข้อจำกัดเรื่องช่วงของความเร็ว โดยทั่วไปมักจะแบ่งชนิดของอุโมงค์ลมตามความเร็วและชนิดของของไหล ซึ่งแสดงตัวอย่างอุโมงค์ดังรูปที่ 2.8 และ 2.9 เป็นต้น (NASA, 2022)



รูปที่ 2.10 อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบปิด (NASA, 2022)



รูปที่ 2.11 อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบเปิด (NASA, 2022)

อุโมงค์ลมอาศัยหลักการและทฤษฎีของสมการความต่อเนื่อง (Continuity equation) และสมการเบอร์นูลลี (Bernoulli's equation) เพื่อคำนวณหาความเร็วและความดันภายในอุโมงค์ลม แสดงตั้งสมการที่ 2.39 และ 2.40 ตามลำดับ (White F. M.,1994)

$$A_1V_1 = A_2V_2 \quad (2.39)$$

เมื่อ A คือ พื้นที่หน้าตัด
และ V คือ ความเร็ว

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 + \rho gh_1 = p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 + \rho gh_2 \quad (2.40)$$

เมื่อ	p	คือ ความดัน
	ρ	คือ ความหนาแน่นของของไหล
	g	คือ แรงโน้มถ่วงโลก
และ	h	คือ ความสูง

สามารถหาความดันรวมและแปลงความแตกต่างระหว่างความดันรวมกับความดันสถิตเป็นความดันพลวัต เพื่อหาความเร็วของของไหลที่ไหลภายในอุโมงค์ลม แสดงดังสมการที่ 2.41 และ 2.42 ตามลำดับ

$$P_{Total} = P_{Dynamic} + P_{Static} \quad (2.41)$$

$$V = \sqrt{\frac{2\rho_A g \Delta h}{\rho_B}} \quad (2.42)$$

เมื่อ	V	คือ ความเร็วของของไหลภายในอุโมงค์ลม
	ρ_A	คือ ความหนาแน่นของของไหลในหลอดمانอมิเตอร์
	ρ_B	คือ ความหนาแน่นของของไหลภายในอุโมงค์ลม
และ	Δh	คือ ความแตกต่างของความสูงภายในหลอดمانอมิเตอร์

ในการทดลองทางด้านของไหลในเชิงวิศวกรรมจะใช้ตัวแปรไร้มิติ (Dimensionless and Similarity) เข้ามาช่วยในการทำให้ชิ้นงานที่ใช้ในการทำการทดลองมีการทำขนาดให้เล็กลงหรือสามารถปรับค่าตัวแปรต่างๆที่เกี่ยวข้องเพื่อคงที่ให้ตัวแปรไร้มิตินั้นยังคงเท่ากัน การที่ตัวแปรไร้มิติมีค่าเท่ากันหมายความว่าสถานะของการทดลองกับสถานะจริงนั้นเป็นสถานะเดียวกัน เช่น เลขเรย์โนลด์และเลขมัค แสดงดังสมการที่ 2.43 และ 2.44 ตามลำดับ (Barlow J. et al., 1999)

$$Re_\infty = \frac{\text{Inertia force}}{\text{Viscous force}} = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty} \quad (2.43)$$

$$Ma = \frac{\text{Speed of Fluid}}{\text{Speed of Sound}} = \frac{V_\infty}{a} = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (2.44)$$

เมื่อ	ρ_∞	คือ ความหนาแน่นของของไหล
	μ_∞	คือ ความหนืดของของไหล
	V_∞	คือ ความเร็วของอากาศ
	c	คือ ความยาวจำเพาะของวัตถุ
	γ	คือ ดัชนีแอดิเยแบติก
	R	คือ ค่าคงที่ของแก๊ส
และ	T	คือ ค่าอุณหภูมิสัมบูรณ์ในหน่วยเคลวิน

เนื่องจากการไหลภายในอุโมงค์ลมนั้นมีพื้นที่ผิวล้อมวัตถุที่อากาศไหลผ่านทำให้ผิวที่อยู่ติดหรือใกล้เคียงกับวัตถุที่สนใจบริเวณการไหล ทำให้ส่งต่อค่าที่สนใจในวัตถุชิ้นนั้นๆ จึงต้องมีการแก้ไขค่าเหล่านี้เพื่อให้อิทธิพลที่ส่งผลต่อค่าที่สนใจหายไป ในการไหลผ่านอุโมงค์ลมชนิดเปิดจะแก้ค่า Blockage ซึ่งเป็นอัตราส่วนระหว่างบริเวณพื้นผิวด้านหน้าเทียบกับพื้นที่ทั้งหมดของส่วนติดตั้งอุปกรณ์ทดสอบ โดยทั่วไปค่า Blockage ratio ควรจะไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ อิทธิพลของผนังจะไม่ส่งผลต่อค่าที่สนใจมากนัก ยิ่งค่า Blockage ratio เข้าใกล้ศูนย์ การทดลองในอุโมงค์ก็จะยิ่งใกล้เคียงสถานะจริงมากเท่านั้นและ Wall interference เป็นอิทธิพลของผนังที่ล้อมวัตถุที่ถูกทดลองในอุโมงค์ลม แสดงดังสมการที่ 2.45 2.46 และ 2.47 ตามลำดับ (Shindo S., 1995)

$$q_c = q_a (1 + \varepsilon)^2 \quad (2.45)$$

$$\text{เมื่อ } \varepsilon = \frac{S}{C} \left[C_{D,unc} - C_{L,unc}^2 \left\{ \frac{1}{\pi AR} - \delta_w \left(\frac{S}{C} \right) \right\} \right]$$

และ δ_w คือ ค่าคงที่แก้ไขของ downwash เท่ากับ 0.435 เมื่อหน้าตัดของส่วนทดลองมีความยาวและความสูงเท่ากัน (Theodorsen T., 1933)

$$C_{L,cor} = C_{L,unc} (\cos \Delta\alpha) - C_{D,unc} (\sin \Delta\alpha) \quad (2.46)$$

$$C_{D,cor} = C_{D,unc} (\cos \Delta\alpha) + C_{L,unc} (\sin \Delta\alpha) \quad (2.47)$$

$$\text{เมื่อ } \Delta\alpha = \delta_0 \frac{S}{C} C_{L,unc}$$

$C_{L,cor}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงยกที่ผ่านการแก้ค่า
$C_{D,cor}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ผ่านการแก้ค่า
$C_{L,unc}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงยกที่ยังไม่ได้แก้ค่า
$C_{D,unc}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ยังไม่ได้แก้ค่า
และ δ_0	คือ ค่าคงที่ของ lift interference เท่ากับ 0.15 (Ewald B. F., 1998)

2.2.8 การออกแบบการทดลองทางคอมพิวเตอร์ด้วยวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน (Latin Hypercube Sampling)

การออกแบบการทดลอง (Design of Experiment) เป็นวิธีการสร้างกลุ่มของชุดข้อมูลเริ่มต้นสำหรับสร้างแบบจำลองทดแทนเพื่อการวิเคราะห์และออกแบบ วิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน (Latin Hypercube Sampling) เป็นวิธีการออกแบบการทดลองที่นิยมและมีประสิทธิภาพที่สามารถยอมรับได้ กระบวนการสร้างจุดเริ่มต้นเริ่มจากการแบ่งขอบเขตของตัวแปรออกแบบแต่ละตัวออกเป็นช่วงย่อย M ช่วง แสดงดังสมการที่ 2.48 จากนั้นทำการสร้างจุดในช่วงย่อยทั้งหมดด้วยหลักการสุ่มของวิธีมอนติคาร์โล แสดงดังสมการที่ 2.49 (สุจินต์ บุรีรัตน์และคณะ, 2556)

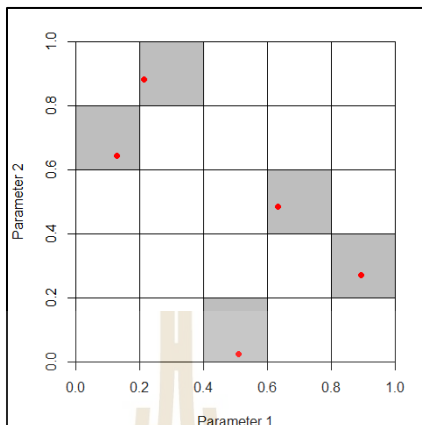
$$L_{ij} = L_i + (j-1)(U_i - L_i) / M \leq X_{ij} \leq L_{ij} + j(U_i - L_i) / M = U_{ij} \quad (2.48)$$

$$x_{ij} = L_{ij} + (U_{ij} - L_{ij}) \cdot \text{rand} \quad (2.49)$$

เมื่อ	L	คือ ขอบเขตล่างของค่าตัวแปร
	U	คือ ขอบเขตบนของค่าตัวแปร
	X	คือ ตัวแปรในการออกแบบ
	M	คือ ช่วงการแบ่งของตัวแปร
	i th	คือ ตัวแปรออกที่ i
	j th	คือ ช่วงย่อยที่ j
	$\text{rand} \in [0,1]$	คือ ตัวเลขสุ่มที่กระจายตัวแบบเอกรูป

แสดงตัวอย่างการทำงานของวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาตินดังรูปที่ 2.10 ซึ่ง

เอกลักษณ์ของวิธีนี้คือการที่แต่ละแนวของช่วงย่อยสำหรับตัวแปรออกแบบใดๆจะมีจุดเริ่มต้นอยู่จุดเดียวเท่านั้น



รูปที่ 2.12 การสุ่มตัวอย่างของวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน (Carnell R., 2022)

2.2.9 กระบวนการหาค่าเหมาะสมสุดผ่านภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization)

2.2.9.1 ข้อมูลหลายความแม่นยำสำหรับการสร้างแบบจำลองทดแทนลูกผสม (Multi-fidelity for hybrid surrogate model)

สมการจำลองทดแทน (Surrogate model) เป็นการสร้างสมการคณิตศาสตร์จากความสัมพันธ์ของข้อมูลนำเข้า (Input) และผลลัพธ์ (Output) โดยใช้วิธีการทางคณิตศาสตร์ในการสร้างความสัมพันธ์เช่น วิธีการสร้างพื้นผิวตอบสนองแบบฟังก์ชันพหุนาม (Response Surface Methodology) วิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักรัศมี (Radial Basis Function) วิธีโครงข่ายประสาทเทียม (Artificial Neural Network) และ วิธีแบบจำลองคริกกิง (Kriging method) เป็นต้น การสร้างสมการแบบจำลองทดแทนลูกผสมทำได้จากการประมาณค่าด้วยวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแวนรัศมีและคริกกิงแบบลูกผสม แสดงการหาสมการแบบจำลองทดแทนดังสมการที่ 2.50

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \mu(\mathbf{x}) + \varepsilon(\mathbf{x}) \quad (2.50)$$

เมื่อ $\varepsilon(\mathbf{x})$ คือ ค่าเบี่ยงเบนเฉพาะจุดจากข้อมูลความแม่นยำระดับสูง
 $\mu(\mathbf{x})$ คือ สมการทั้งหมด (Global model) ซึ่งประมาณค่ามาจากวิธีคริกกิง

สำหรับการประมาณค่าสมการทั้งหมด หาได้จากสมการที่ 2.51

$$\mu(\mathbf{x}) = \mu + f_{RBF}(\mathbf{x}) \quad (2.51)$$

เมื่อ μ คือ ค่าคงที่ของสมการ หาได้จากสมการที่ 2.52

$$\mu = \frac{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{F}}{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1}} \quad (2.52)$$

เมื่อ n คือ จำนวนตัวอย่างการออกแบบของข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

และ \mathbf{R} คือ เมทริกซ์ $n \times n$ โดยมีพิกัด (i, j) สัมพันธ์กับฟังก์ชัน $\text{Corr}[Z(x_i), Z(x_j)]$ สามารถนิยามได้ตามสมการที่ 2.53

$$\text{Corr}[Z(x_i), Z(x_j)] = \exp[-d(x_i, x_j)] \quad (2.53)$$

เมื่อ $d(x_i, x_j)$ คือ ฟังก์ชันระยะทางระหว่าง x_i และ x_j แสดงดังสมการที่ 2.54

$$d(x_i, x_j) = \sum_{k=1}^m \theta^k |x_i^k - x_j^k|^2 \quad (2.54)$$

เมื่อ θ^k มีค่าในช่วง $(0 \leq \theta^k \leq \infty)$ คือ k^{th} มิติของความสัมพันธ์ของเวกเตอร์ตัวแปร

การหาฟังก์ชันการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแวนด์ซีมี (f_{RBF}) หาได้จากสมการที่ 2.55

$$f_{RBF} = a_0 + a_1 f_1(\mathbf{x}) \quad (2.55)$$

f_1 คือ ฟังก์ชันการประมาณค่าโดยวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วย

ฟังก์ชันฐานหลักแวนอร์คมีซึ่งใช้กับข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ แสดงดังสมการที่ 2.56

$$f_l = \sum_{i=1}^N w_m \Phi(\mathbf{x} - \mathbf{x}_m) \quad (2.56)$$

เมื่อ $\Phi(\mathbf{x})$ คือ ฟังก์ชันการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชัน
ฐานหลักแวนอร์คมี
 $w_m (i = 1, 2, \dots, N)$ คือ ฟังก์ชันน้ำหนัก
และ N คือ จำนวนตัวอย่างการออกแบบของข้อมูลความ
แม่นยำระดับต่ำ

ฟังก์ชันพหุนามกำลังสูงจะถูกนำมาใช้ในฟังก์ชันการประมาณค่าในช่วงด้วย
ฟังก์ชันฐานหลักแวนอร์คมี ซึ่งสามารถหาฟังก์ชันน้ำหนัก $\mathbf{w} = [w_1, w_2, w_3, \dots, w_N]^T$ ได้จากสมการที่
2.57

$$A\mathbf{w} = F_l \quad (2.57)$$

เมื่อ $A = \begin{pmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & \cdots & a_{1,l} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & \cdots & a_{2,l} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{k,1} & a_{k,2} & \cdots & a_{k,l} \end{pmatrix}$
 $a_{l,k} = \Phi(\mathbf{x}_l - \mathbf{x}_k)$

$$l = 1, 2, \dots, N$$

$$k = 1, 2, \dots, N$$

และ $F_l = [f_l(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N)]$ คือ ฟังก์ชันความแม่นยำระดับต่ำที่

$$X = \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N$$

จากสมการที่ 2.51 ตัวแปร $\varepsilon(\mathbf{x})$ แสดงถึงสมการวงแคบ

แสดงดังสมการที่ 2.58

$$\varepsilon(\mathbf{x}) = \mathbf{r}^T \mathbf{R}(F_h - \mu - F_{RBF}) \quad (2.58)$$

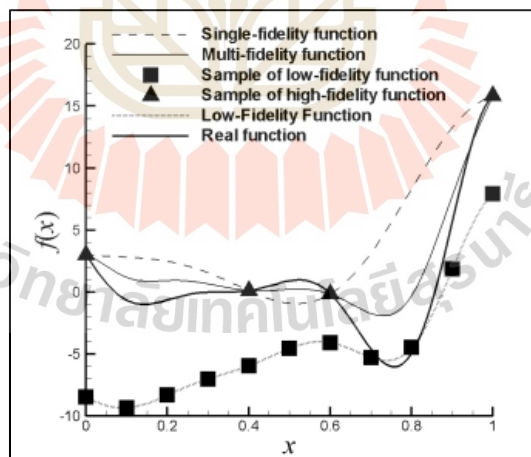
เมื่อ $F_h = [f_h(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n)]$ คือ ค่าของฟังก์ชันความ
 แม่นยำระดับสูงที่ $X = \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n$
 และ \mathbf{r} คือ เวกเตอร์ที่ i^{th} เอลิเมนต์ หาความสัมพันธ์ได้
 จากสมการที่ 2.59

$$r_i(\mathbf{x}) = \text{Corr}[Z(x_i), Z(x_j)] \quad (2.59)$$

ดังนั้น สมการแบบจำลองทดแทนลูกผสมที่ถูกสร้างด้วยการประมาณค่า
 ด้วยวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแวนด์ครีทซ์และคริกกิงแบบลูกผสมแสดงดังสมการที่
 2.60

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = [\mu(\mathbf{x}) + f_{RBF}(\mathbf{x})] + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{F}_h - \mathbf{1}\mu - \mathbf{F}_h) \quad (2.60)$$

และแสดงแผนผังของข้อมูลหลายความแม่นยำสำหรับการสร้างแบบจำลอง
 ทดแทนลูกผสมดังรูปที่ 2.11 (Ariyarit et al., 2017)



รูปที่ 2.13 แผนผังแบบจำลองทดแทนลูกผสม (Ariyarit et al., 2017)

2.2.9.2 การสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหลายค่าและสมการหลายวัตถุประสงค์สำหรับ
 กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ (Multi-additional
 Sampling and Multi-Objective for Efficient Global Optimization)

กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่แบบดั้งเดิมนั้นจะระบุการสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบค่าเดียวต่อการคำนวณหนึ่งรอบ ซึ่งในการออกแบบจะต้องใช้ระยะเวลาในการคำนวณเพิ่มขึ้นรวมถึงทำการเก็บข้อมูลเพิ่มขึ้นแต่ได้ความแม่นยำของสมการตัวแทนเพิ่มขึ้นที่ละเล็กละน้อย ด้วยเหตุนี้การสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบหลายค่าต่อหนึ่งรอบการคำนวณสำหรับข้อมูลความแม่นยำหลายค่าจึงถูกนำมาใช้กับการออกแบบใน EGO แสดงลักษณะการทำงานของกรสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบหลายค่าดังรูปที่ 2.12 (Ariyarit et al., 2020)

Node 1	Node 2	Node 3	Node 4	Node 1	Node 2	Node 3	Node 4
Sampling					Sampling				
Evaluation1	Evaluation2	Evaluation3	Evaluation4		Evaluation1	Evaluation2	Evaluation3	Evaluation4	
EI Maximization					EI(1) Maximization				
Additional Evaluation 1	Unused	Unused	Unused		⋮				
EI Maximization					EI(n) Maximization				
Additional Evaluation 2					Additional Evaluation 1 by EI(1)	Additional Evaluation 2 by EI(2)	Additional Evaluation 3 by EI(3)	Additional Evaluation 4 by EI(4)	
					⋮	⋮	⋮	⋮	

(ก) การสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบค่าเดียว (ข) การสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบหลายค่า
รูปที่ 2.14 แผนผังการทำงานของกรสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติม (Ariyarit et al., 2020)

สำหรับสมการหลายวัตถุประสงค์ของกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่จะสามารถหาค่าเหมาะสมสุดได้ด้วยวิธีค่าการปรับปรุงไฮเปอร์วอลุ่มความคาดหวัง ซึ่งเป็นค่าที่บ่งบอกถึงการเพิ่มจำนวนตัวอย่างข้อมูลสำหรับสมการจำลองทดแทนประกอบไปด้วยฟังก์ชันของการปรับปรุงไฮเปอร์วอลุ่มรวมกันกับความไม่แน่นอนของกระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมสามารถแสดงดังสมการที่ 2.61 (Ariyarit et al., 2017)

$$EHVI[f_1(x), f_2(x), \dots, f_M(x)] = \int_{-\infty}^{f_{ref1}} \int_{-\infty}^{f_{ref2}} \dots \int_{-\infty}^{f_{refM}} HVI[f_1(x), f_2(x), \dots, f_M(x)] \times \phi_1(F_1)\phi_2(F_2)\dots\phi_M(F_M) dF_1 dF_2 dF_3 \dots dF_M \tag{2.61}$$

- เมื่อ F_i คือ การสุ่มตัวแปรของเกาส์
- $N\left[\hat{f}_i(x), s_i^2(x)\right] \cdot \phi_i(F_i)$ คือ ฟังก์ชันความน่าจะเป็น
- และ f_{ref_i} คือ ค่าอ้างอิงสำหรับการคำนวณหาค่าไฮเปอร์วอลุ่ม

2.2.10 วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimization)

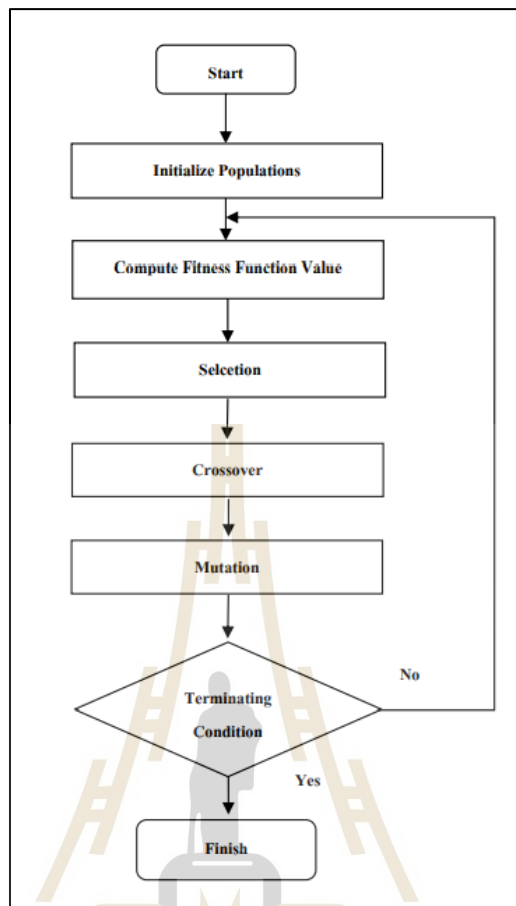
2.2.10.1 วิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Algorithm)

เป็นวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดประเภทการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีศึกษาสำนึกขั้นสูง (Meta-Heuristics Optimization) ใช้สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงค์เดี่ยว (Single Objective Function) โดยมีลักษณะการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบสุ่ม มีหลักการทำงานพื้นฐานมาจากทฤษฎีการวิวัฒนาการตามธรรมชาติของ ชาลส์ โรเบิร์ต ดาร์วิน คือ ผู้แข็งแกร่งกว่าย่อมมีโอกาสในการอยู่รอดมากกว่าและมีโอกาสในการถ่ายทอดลักษณะที่แข็งแกร่งนั้นไปยังรุ่นถัดไป ขั้นตอนของวิธีเชิงพันธุกรรมเริ่มต้นจากการกำหนดรูปแบบของโครโมโซม (Chromosome) ซึ่งโครโมโซมคือสายรหัสเพื่อแทนลักษณะของคำตอบ โครโมโซมหนึ่งๆ จะประกอบไปด้วยกลุ่มของรหัส เรียกว่า ยีน (Gene) โดยที่ยีนหนึ่งๆ จะมีตำแหน่งอยู่บนโครโมโซมที่แน่นอน เรียกว่า โลคัส (Locus) และยีนส์หนึ่งยีนส์จะมีสถานะที่เป็นไปได้หลายค่า เรียกว่า อัลลีล (Allele) ซึ่งเป็นตัวกำหนดลักษณะของผลคำตอบ ลักษณะของยีนที่ปรากฏในโครโมโซมเรียกว่า จีโนไทป์ (Genotype) ซึ่งมีการกำหนดเข้ารหัสรูปแบบโครโมโซม 3 วิธี คือ 1. การเข้ารหัสแบบเลขฐานสอง (Binary Encoding) 2. การเข้ารหัสแบบเลขจำนวนเต็ม (Integer Encoding) 3. การเข้ารหัสแบบเลขจำนวนจริง (Real Encoding) เมื่อเข้ารหัสสมาชิกของโครโมโซมแล้วจะเรียกว่า ฟีนโนไทป์ (Phenotype)

ต่อมาจะสร้างจำนวนประชากรเริ่มต้น (Population Initialization) เพื่อใช้เป็นจุดเริ่มต้นของการวิวัฒนาการ แล้วกำหนดฟังก์ชันจุดประสงค์ (Objective Function Value) เพื่อใช้ในการหาค่าความเหมาะสมของโครโมโซมและมีการประเมินค่าความเหมาะสม (Fitness Evaluation) เป็นขั้นตอนในการประเมินโครโมโซมนั้นๆ ว่าเหมาะสมหรือใหม่เมื่อเทียบกับโครโมโซมอื่นๆ ที่มีอยู่ในกลุ่มประชากร ซึ่งสามารถแบ่งวิธีการประเมินออกเป็น 2 วิธี คือ 1. ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ (Objective Function) ใช้สำหรับประเมินผลคำตอบของวิธีการ 2. ฟังก์ชันค่าความเหมาะสม (Fitness Function) ใช้สำหรับประเมินโครโมโซมต่อการมีโอกาสถูกเลือกไปเป็นโครโมโซมในรุ่นถัดๆ ไป

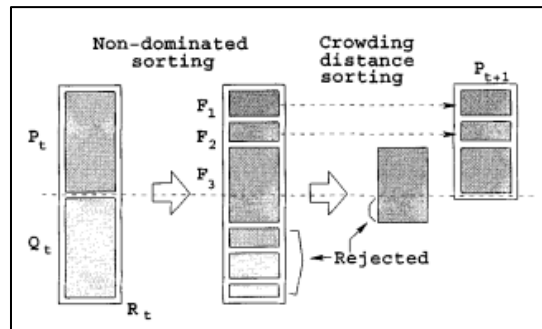
การดำเนินการขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Operation) เริ่มจากการดำเนินการคัดเลือกสายพันธุ์ (Selection) เป็นการเลือกให้สมาชิกที่มีความเหมาะสมของรุ่นปัจจุบันถูกส่งไปยังรุ่นถัดๆ ไปซึ่งมี 2 วิธี คือ 1. การคัดเลือกโดยใช้วงล้อสัดส่วนค่าความเหมาะสม (Roulette Wheel Selection) โครโมโซมที่เหมาะสมที่สุดมีโอกาสที่จะได้รับการคัดเลือกมากกว่าโครโมโซมที่ด้อยกว่าขนาดพื้นที่ของวงล้อสัดส่วน คือ สัดส่วนของค่าความเหมาะสมที่เหมาะสมของทุกโครโมโซมเมื่อมีการหมุนวงล้อ โครโมโซมที่มีค่าความเหมาะสมมากจะมีโอกาสถูกเลือกมากตามไปด้วย 2. การคัดเลือกแบบการแข่งขัน (Tournament Selection) สามารถทำได้โดยกำหนดการแข่งขันระหว่างกลุ่มขึ้นมาหลายๆ ครั้ง ซึ่งแต่ละครั้งสมาชิกของประชากรจะถูกคัดเลือกแบบสุ่มเพื่อมา

แข่งกัน ผู้ที่มีผลเฉลยที่อยู่ในการแข่งขันที่ให้ค่าความเหมาะสมที่สุดคือผู้ถูกเลือก ต่อมาจะทำการสลับสายพันธุ (Crossover) เป็นการนำสมาชิกของประชากรที่ผ่านการคัดเลือกมาเป็นคู่ ทำการกำหนดให้เป็นสมาชิกรุ่นพ่อและแม่ (Parent Individual) ทำการแลกเปลี่ยนยีนระหว่างสมาชิกรุ่นพ่อ กับสมาชิกรุ่นแม่ซึ่งถูกกำหนดโดยค่าความน่าจะเป็นในการสลับสายพันธุ (Crossover Probability) ทำให้เกิดสมาชิกรุ่นลูก (Offspring Individual) สองตัว ซึ่งสมาชิกรุ่นลูกนี้จะถูกนำไปเป็นสมาชิกรุ่นถัดไป มีวิธีการสลับสายพันธุ 3 วิธี คือ 1. การสลับสายพันธุแบบหนึ่งส่วน (One-Point Crossover) 2. การสลับสายพันธุแบบสองส่วน (Two-Point Crossover) 3. การสลับสายพันธุแบบหลายส่วน (N-Point Crossover) เพื่อป้องกันการเกิดซ้ำของยีนในโครโมโซมรุ่นพ่อและรุ่นแม่หรือโครโมโซมรุ่นก่อนหน้า จึงต้องมีการเกิดการกลายพันธุ (Mutation) ซึ่งเป็นวิธีการแลกเปลี่ยนยีนภายในโครโมโซมแต่ละตัวโดยขึ้นอยู่กับค่าความน่าจะเป็นของการกลายพันธุ (Mutation Probability) แบ่งวิธีการกลายพันธุออกเป็น 4 วิธี คือ 1. การกลายพันธุแบบบิต (Bit-Flipped Mutation) 2. การกลายพันธุแบบผกผัน (Inversion Mutation) 3. การกลายพันธุแบบแทรก (Insertion Mutation) 4. การกลายพันธุแบบงอกใหม่ (Re-generation V.II) ขั้นตอนสุดท้ายของการดำเนินการขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรมคือการแทนที่ประชากร (Population Replacement) เป็นวิธีการเก็บโครโมโซมชุดใหม่หรือโครโมโซมรุ่นลูก ซึ่งจะมีผลต่อพื้นที่ในการสุ่มตัวอย่างในขั้นตอนการคัดเลือก แบ่งวิธีการแทนที่ประชากรออกเป็น 2 วิธีคือ 1. การแทนที่ประชากรตามขนาดที่กำหนด (Regular) เป็นวิธีที่โครโมโซมรุ่นพ่อและรุ่นแม่จะถูกแทนที่ด้วยโครโมโซม 2. การแทนที่ประชากรแบบขยายตัว (Enlarge) เป็นวิธีที่ยังคงโครโมโซมรุ่นพ่อและรุ่นแม่ไว้ในระหว่างการคัดเลือกครั้งถัดไป แสดงขั้นตอนการทำงานของวิธีเชิงพันธุกรรม ดังรูปที่ 2.13 (ผกาดี, 2012)

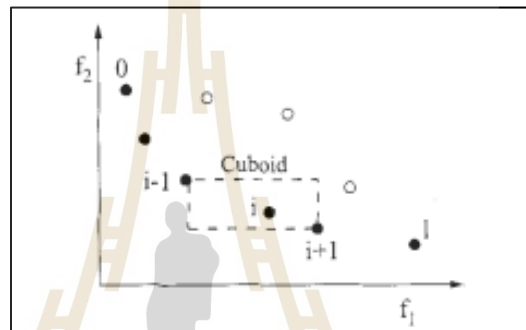


รูปที่ 2.15 ขั้นตอนการทำงานของวิธีเชิงพันธุกรรม (ผกาวดี, 2012)

2.2.10.2 วิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำ (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm) เป็นวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดประเภทการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีศึกษาสำนึกขั้นสูง (Meta-Heuristics Optimization) ใช้สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงค์ (Multi Objective Function) ซึ่งวิธีการจะคล้ายๆกับวิธีเชิงพันธุกรรมเพียงแต่ตอนประเมินค่าความเหมาะสมจะแบ่งออกเป็น 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ ซึ่ง 2 ฟังก์ชันนี้ จะมีความขัดแย้งกัน (Trade Off) เมื่อผ่านกระบวนการดำเนินการขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรม จะได้โครโมโซมรุ่นถัดไปหรือรุ่นลูก ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้จะมีจำนวนประชากรมากกว่าจำนวนประชากรตั้งต้น ทำให้จำเป็นจะต้องตัดกลุ่มผลเฉลยบางส่วนออกไป ซึ่งจะใช้หลักการของการจัดลำดับแบบไม่ครอบงำ (Non-dominated Sorting) และใช้ค่าระยะห่างจากฝูงชนแสดงดังรูปที่ 2.14 และ 2.15 ตามลำดับ (Deb et al., 2002)

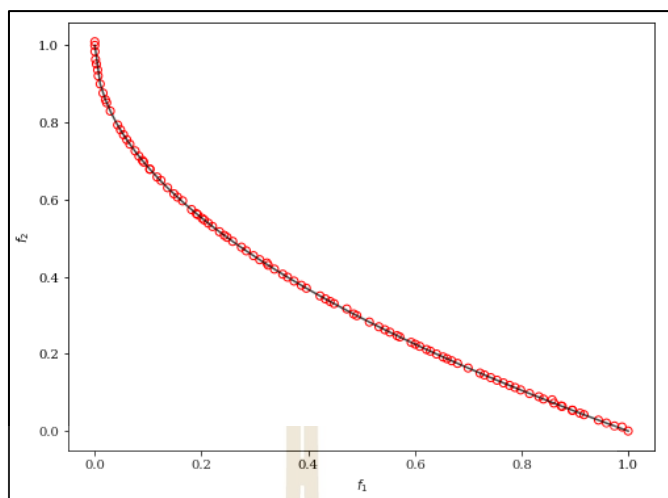


รูปที่ 2.16 การจัดลำดับแบบไม่ครอบงำของประชากรรุ่นถัดไป (Deb et al., 2002)

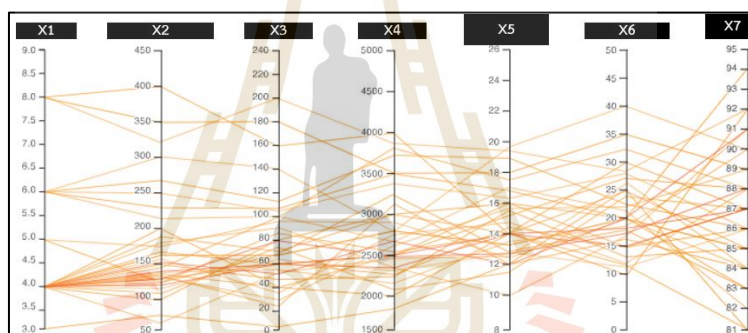


รูปที่ 2.17 การคำนวณระยะฝูงชนของผลเฉลยประชากร (Deb et al., 2002)

ผลลัพธ์สุดท้ายของการหาค่าตอบของประชากรของวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำจะแสดงบนกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสองฟังก์ชันวัตถุประสงค์เรียกว่า กราฟผลคำตอบด้านหน้าพาเรโต (Pareto Front) และสามารถจำแนกรายละเอียดของตัวแปรเริ่มต้นที่ใช้เป็นตัวออกแบบสำหรับปัญหาการหาค่าเหมาะสมสุดผ่านวิธีการวาดกราฟพิกัดคู่ขนาน (Parallel Coordinate Plot) แสดงดังรูปที่ 2.16 และ 2.17 ตามลำดับ (Inselberg, A., 1985), (Kishi et al., 2019)



รูปที่ 2.18 ผลคำตอบขอบหน้าพารेटโต (pymoo, 2022)



รูปที่ 2.19 กราฟพิกัดคู่ขนาน (PCP, 2022)

2.2.11 การประเมินและตรวจสอบค่าความคลาดเคลื่อนของการพยากรณ์

สำหรับการสร้างสมการทางคณิตศาสตร์จากข้อมูลที่ถูกเก็บผ่านวิธีต่างๆทางด้านวิศวกรรม สมการคณิตศาสตร์หรือสมการจำลองทดแทนที่ได้จะต้องมีการทดสอบค่าระหว่างความสามารถในการพยากรณ์ของสมการจำลองทดแทนและค่าจริง ซึ่งมีวิธีวัดค่าความคลาดเคลื่อนได้ 5 วิธี ดังนี้

2.2.11.1 ค่าความคลาดเคลื่อนสมบูรณ์เฉลี่ย (Mean Absolute Error: MAE) เป็นค่าที่ใช้ค่าความคลาดเคลื่อนสมบูรณ์เฉลี่ยของข้อมูลทั้งหมด แสดงดังสมการที่ 2.62

$$MAE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |Y_{actual} - Y_{predicted}| \quad (2.62)$$

เมื่อ Y_{actual} คือ ค่าจริง
 $Y_{predicted}$ คือ ค่าพยากรณ์จากสมการจำลองทดแทน
 n คือ จำนวนข้อมูล

2.2.11.2 ค่าความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยกำลังสอง (Mean Square Error: MSE) เป็นค่าที่ใช้ค่าความคลาดเคลื่อนยกกำลังสองของข้อมูลทั้งหมด แสดงดังสมการที่ 2.63

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (Y_{actual} - Y_{predicted})^2 \quad (2.63)$$

เมื่อ Y_{actual} คือ ค่าจริง
 $Y_{predicted}$ คือ ค่าพยากรณ์จากสมการจำลองทดแทน
 n คือ จำนวนข้อมูล

2.2.11.3 รากที่สองของค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนกำลังสอง (Root Mean Square Error: RMSE) เป็นค่าใช้ค่ารากที่สองของค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนกำลังสองของข้อมูลทั้งหมด แสดงดังสมการที่ 2.64

$$RMSE = \sqrt{\sum_{i=1}^n \frac{1}{n} (Y_{actual} - Y_{predicted})^2} \quad (2.64)$$

เมื่อ Y_{actual} คือ ค่าจริง
 $Y_{predicted}$ คือ ค่าพยากรณ์จากสมการจำลองทดแทน
 n คือ จำนวนข้อมูล

2.2.11.4 สัมประสิทธิ์การตัดสินใจ (R Square: R^2) เป็นค่าที่แสดงสัดส่วนตัวแปรอิสระส่งผลกระทบต่อเปลี่ยนแปลงของตัวแปรตาม แสดงดังสมการที่ 2.65

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (Y_i - Y_{predicted})^2}{\sum_{i=1}^n (Y_i - Y_{average})^2} \quad (2.65)$$

เมื่อ Y_i คือ ค่าจริงลำดับที่ i
 $Y_{predicted}$ คือ ค่าพยากรณ์จากสมการจำลองทดแทน
 $Y_{average}$ คือ ค่าจริงเฉลี่ยของจำนวนข้อมูลทั้งหมด
 n คือ จำนวนข้อมูล

2.2.11.5 สัมประสิทธิ์การตัดสินใจที่ถูกรับ (Adjust R Square: Adjust R^2) เป็นค่าที่แสดงสัดส่วนตัวแปรอิสระส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลงของตัวแปรตามสำหรับตัวอย่างที่ไม่สอดคล้องกับกลุ่มข้อมูล แสดงดังสมการที่ 2.66

$$R^2_{adjust} = 1 - (1 - R^2) \left(\frac{n-1}{n-K-1} \right) \quad (2.66)$$

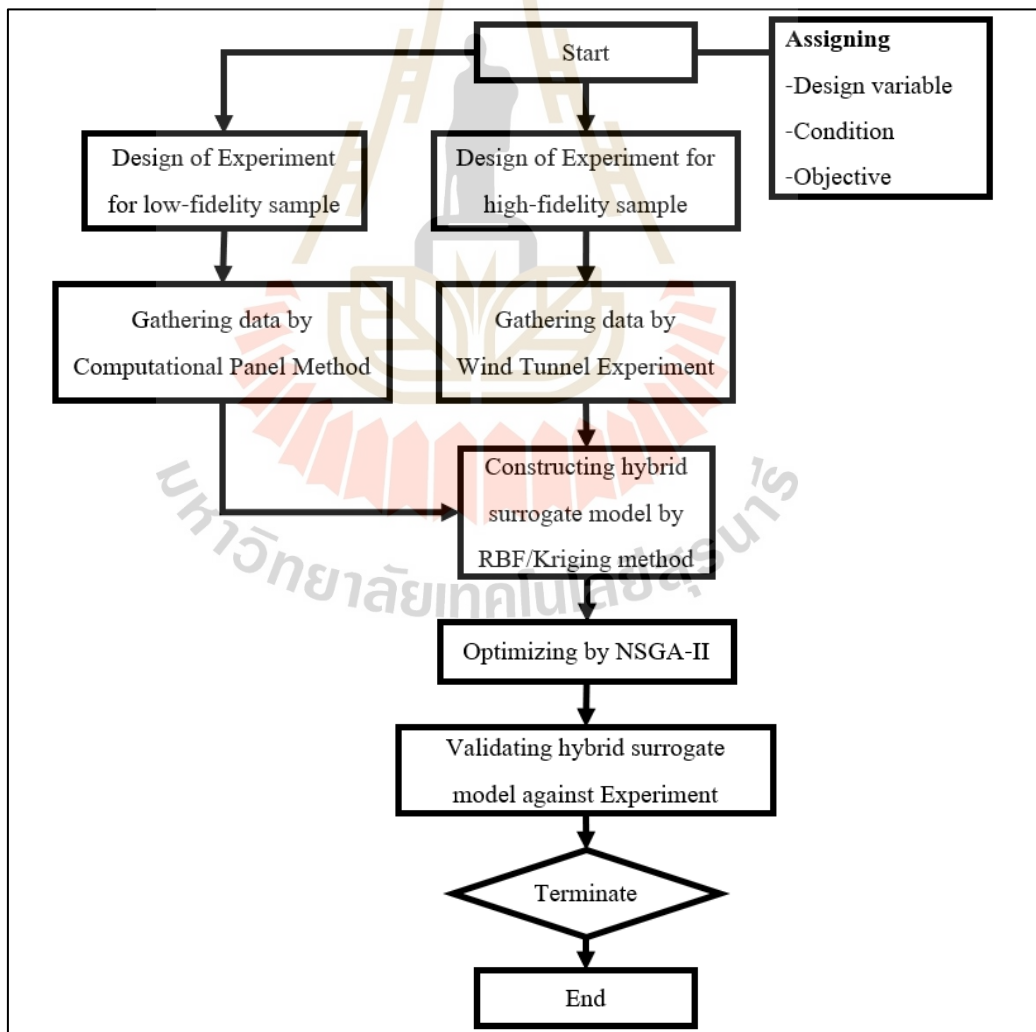
เมื่อ n คือ จำนวนข้อมูล
 K คือ จำนวนตัวแปรอิสระ (ประพาศรี และ พงศ์ชนัน, 2551)

บทที่ 3

วิธีการดำเนินการวิจัยตอนที่ 1

วิธีการดำเนินการวิจัยตอนที่ 1 เป็นการใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมสุดกับข้อมูลความแม่นยำหลายระดับสำหรับสมการจำลองทดแทนลูกผสม โดยใช้การทดลองจากการทดสอบอุโมงค์ลมเป็นข้อมูลความแม่นยำระดับสูง มาออกแบบแผนอากาศยานชนิด NACA 4-digit แสดงขั้นตอนการทำงานของการวิจัยตอนที่ 1 ดังรูปที่ 3.1

3.1 กรอบแนวคิดของการดำเนินงานวิจัย



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยตอนที่ 1

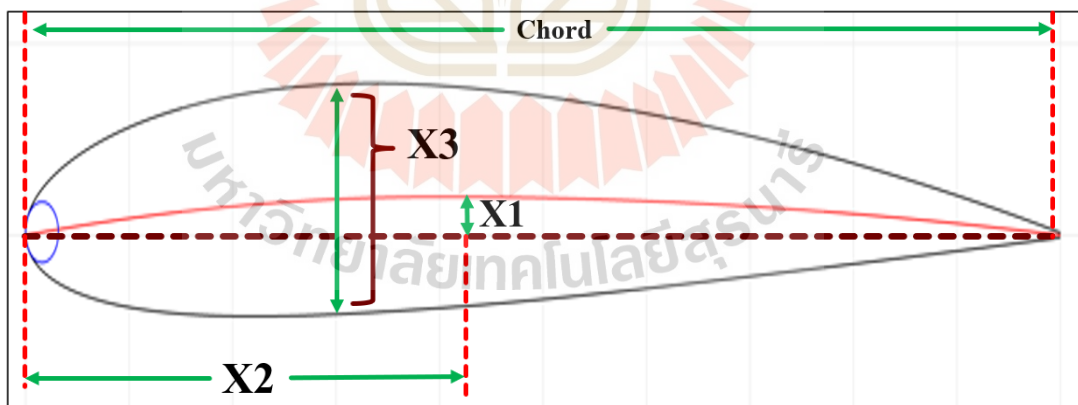
3.2 การกำหนดตัวแปรออกแบบ เงื่อนไขและฟังก์ชันวัตถุประสงค์

3.2.1 การกำหนดตัวแปรออกแบบ

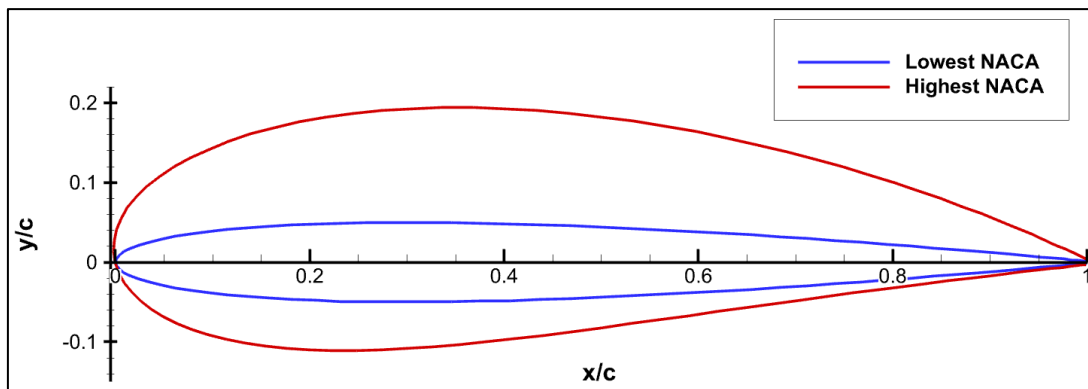
ตอนที่ 1 จะออกแบบแผนอากาศชนิด NACA 4-digit โดยมีตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบทั้งหมด 3 ตัวแปร มีขอบเขตของตัวแปรแสดงตารางที่ 3.1 แสดงส่วนประกอบของตัวแปรออกแบบในแผนอากาศชนิด NACA 4-digit และขอบเขตรูปร่างบนสุดและล่างสุดของการออกแบบแผนอากาศดังรูปที่ 3.2 และ 3.3 ตามลำดับ

ตารางที่ 3.1 ความหมายของตัวแปรในการออกแบบแผนอากาศ

ตัวแปร	ความหมาย	ขอบเขต
X1	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของค่าแคมเบอร์ (%Maximum Camber)	0 % – 5 %
X2	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์ (%Maximum Camber Position)	10 % – 50 %
X3	เปอร์เซ็นต์ความหนาของแผนอากาศ (%Thickness of Airfoil)	10 % – 30 %



รูปที่ 3.2 ตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับแผนอากาศชนิด NACA 4-digit



รูปที่ 3.3 ขอบเขตในการออกแบบแพนอากาศตอนที่ 1

3.2.2 เงื่อนไขสำหรับการออกแบบแพนอากาศ

ตอนที่ 1 จะออกแบบแพนอากาศภายใต้สภาวะการไหลที่มีความเร็วต่ำกว่าความเร็วเสียง (Sub-sonic Flow) การไหลมีสถานะราบเรียบ (Laminar Flow) และของไหลมีสถานะการไหลไม่ถูกบีบอัดตัว (Incompressible Flow) ที่มีเลขมัค (Mach Number) ต่ำกว่า 0.3 และเลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number) เท่ากับ 360000 (Winslow et al., 2018)

3.2.3 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบแพนอากาศ

เนื่องจากแพนอากาศนั้นเป็นส่วนในรูปสองมิติของปีก หากจะออกแบบอากาศยานทั้งลำ จะต้องนำผลการออกแบบแพนอากาศที่ได้ไปรวมกับการออกแบบปีกในรูปสามมิติ ดังนั้นการออกแบบแพนอากาศสามารถใช้ฟังก์ชันวัตถุประสงค์เดียวกับการออกแบบอากาศยานทั้งลำได้ ซึ่งในงานวิจัยนี้จะใช้ฟังก์ชันวัตถุประสงค์สองฟังก์ชันที่มีความขัดแย้งกันของผลลัพธ์ที่ต้องการ แสดงดังสมการที่ 3.1 และ 3.2 ตามลำดับ (Wickramasinghe U. K., 2010)

$$\text{Minimize (f1): } C_d \text{ at } C_l = 0.5 \quad (3.1)$$

เมื่อ C_d คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ

C_l คือ สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ

$$\text{Minimize (f2): } 1/C_l^2 \text{ at } aoi = 5 \text{ deg} \quad (3.2)$$

เมื่อ C_L คือ สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ

α_{oi} คือ มุมระหว่างเส้นคอร์ดกับเส้นแกนแนวนอนของอากาศยาน

สมการที่ 3.1 มีวัตถุประสงค์ในการออกแบบแพนอากาศให้สามารถพาอากาศยานบินได้ระยะทางที่ไกลขึ้นต่อน้ำมันเชื้อเพลิงหนึ่งรอบ การลดสัมประสิทธิ์แรงต้านจะช่วยให้อากาศยานใช้ปริมาณน้ำมันเชื้อเพลิงน้อยลงเนื่องจากขนาดแรงดูดที่ลดลงและตัวอย่างที่ใช้ออกแบบจะออกแบบที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศเท่ากับ 0.5 ออกแบบที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 360000 (Wickramasinghe U. K., 2010)

สมการที่ 3.2 มีวัตถุประสงค์ให้แพนอากาศนั้นสามารถเพิ่มแรงยกขณะที่อากาศยานลงจอด (Landing) เนื่องจากแรงยกมีความสัมพันธ์กับแรงดูดเหนี่ยวนำ (Induced Drag) แบบแปรผันตรง ทำให้สามารถเพิ่มแรงในการดูดอากาศยานได้ขณะลงจอด ซึ่งฟังก์ชันวัตถุประสงค์นี้จะตั้งค่ามุมตั้งปีก (Angle of Incidence) อยู่ที่ 5 องศาเมื่อเทียบกับเส้นยาวตามแนวนอนของอากาศยานหรือพื้นดินออกแบบที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 360000 (Wickramasinghe U. K., 2010)

3.3 การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูล

3.3.1 การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

การออกแบบตัวแปรของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำใช้วิธี LHS จากโปรแกรม MATLAB ออกแบบตัวแปรจำนวน 30 ตัวแปร ซึ่งแต่ละตัวแปรจะถูกสุ่มโดยมีขอบเขตอยู่ที่ 0 ถึง 1 และทุกค่าจะมีค่าไม่ซ้ำกัน จากนั้นจะแปลงค่าขอบเขตตามตารางที่ 3.1 แสดงดังตารางที่ 3.2

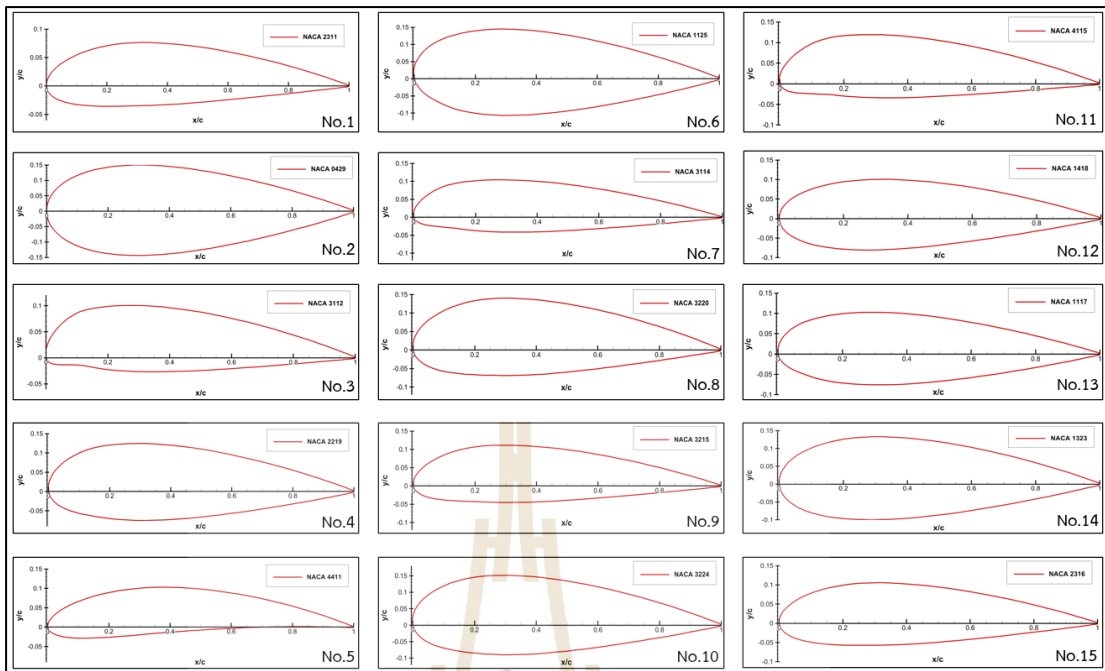
ตารางที่ 3.2 ค่าตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

จำนวนตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบทั้งหมด 30 ตัว			
ตัวแปร ออกแบบที่	ตัวแปรออกแบบ X1, X2 และ X3		
	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของ ค่าแคมเบอร์ (X1)	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของ ตำแหน่งค่าแคมเบอร์ (X2)	เปอร์เซ็นต์ความหนา ของแพนอากาศ (X3)
1	2.1120 (0.4224)	34.5320 (0.6133)	11.1266 (0.0563)
2	0.3591 (0.0718)	46.0699 (0.9017)	29.3096 (0.9655)
3	3.8210 (0.7642)	14.2975 (0.1074)	12.6901 (0.1345)
4	2.5257 (0.5051)	20.1034 (0.2526)	19.9564 (0.4978)
5	4.5740 (0.9148)	45.6238 (0.8906)	11.9758 (0.0988)
6	1.9754 (0.3951)	13.2310 (0.0808)	25.1152 (0.7558)
7	3.2350 (0.6470)	15.9921 (0.1498)	14.5298 (0.2265)
8	3.5580 (0.7116)	28.1798 (0.4545)	20.8789 (0.5439)
9	3.3334 (0.6667)	25.3141 (0.3829)	15.6549 (0.2827)
10	3.1082 (0.6216)	24.3741 (0.3594)	24.1056 (0.7053)
11	4.3553 (0.8711)	18.8025 (0.2201)	15.3214 (0.2661)
12	1.1694 (0.2339)	48.4109 (0.9603)	18.0573 (0.4029)
13	1.4186 (0.2837)	10.9546 (0.0239)	17.8522 (0.3926)
14	1.6931 (0.3386)	33.6885 (0.5922)	23.2266 (0.6613)
15	2.4310 (0.4862)	31.6070 (0.5402)	16.2710 (0.3135)

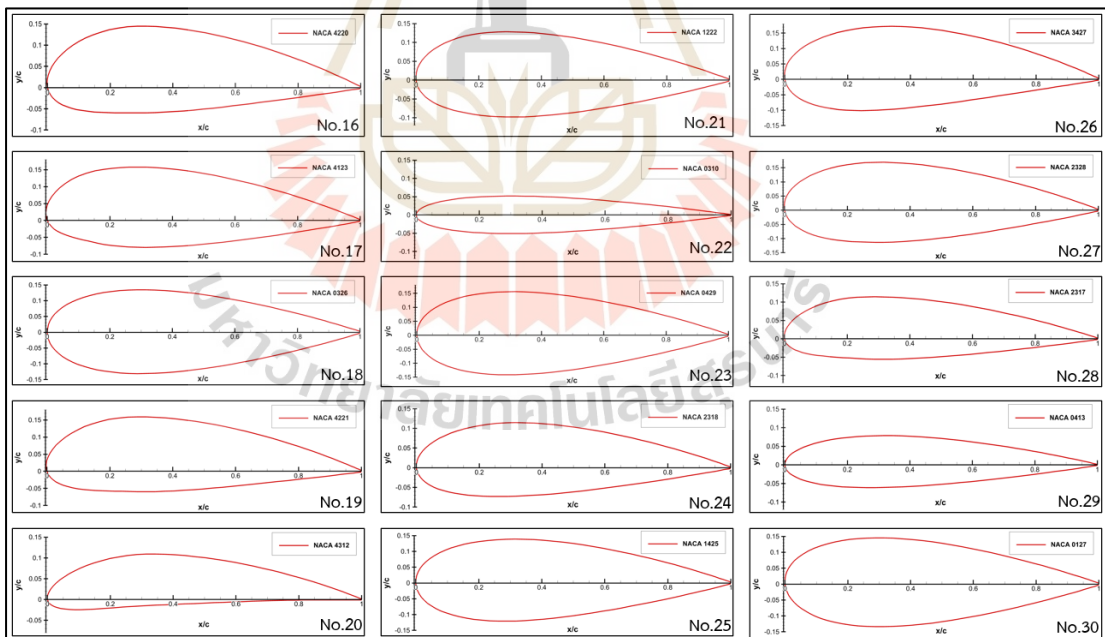
ตารางที่ 3.2 ค่าตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ (ต่อ)

จำนวนตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบทั้งหมด 30 ตัว			
ตัวแปร ออกแบบที่	ตัวแปรออกแบบ X1, X2 และ X3		
	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของ ค่าแคมเบอร์ (X1)	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของ ตำแหน่งค่าแคมเบอร์ (X2)	เปอร์เซ็นต์ความหนา ของแพนอากาศ (X3)
16	4.2687 (0.8537)	29.9992 (0.5000)	20.4190 (0.5210)
17	4.0098 (0.8020)	17.4816 (0.1870)	23.7048 (0.6852)
18	0.2064 (0.0413)	39.7383 (0.7435)	26.5841 (0.8292)
19	4.9744 (0.9949)	27.3182 (0.4330)	21.8857 (0.5943)
20	4.8097 (0.9619)	35.8690 (0.6467)	12.3633 (0.1182)
21	1.5328 (0.3066)	20.8955 (0.2724)	22.6113 (0.6306)
22	0.0484 (0.0097)	39.1514 (0.7288)	10.2821 (0.0141)
23	0.8032 (0.1606)	43.0747 (0.8269)	29.7322 (0.9866)
24	2.1741 (0.4348)	36.9961 (0.6749)	18.6819 (0.4341)
25	1.0581 (0.2116)	48.6828 (0.9671)	25.9299 (0.7965)
26	3.9580 (0.7916)	43.7438 (0.8436)	27.0523 (0.8526)
27	2.8067 (0.5613)	30.9083 (0.5227)	28.2556 (0.9128)
28	2.9661 (0.5932)	23.2243 (0.3306)	17.0023 (0.3501)
29	0.9542 (0.1908)	41.7642 (0.7941)	13.9531 (0.1977)
30	0.5956 (0.1191)	11.6225 (0.0406)	27.9300 (0.8965)

แสดงรูปร่างของแพนอากาศทั้ง 30 ตัว ซึ่งเป็นรูปร่างแรกเริ่มที่ใช้ในการออกแบบ
แพนอากาศต่อไป ดังรูปที่ 3.4 และ 3.5 ตามลำดับ



รูปที่ 3.4 รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำหมายเลขที่ 1 - 15



รูปที่ 3.5 รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำหมายเลขที่ 16 - 30

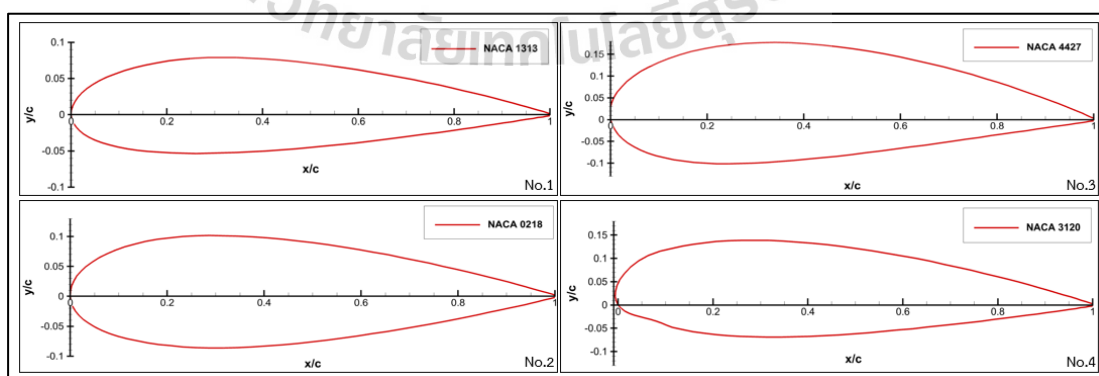
3.3.2 การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

การออกแบบตัวแปรของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงใช้วิธี LHS จากโปรแกรม MATLAB ออกแบบตัวแปรจำนวน 4 ตัวแปร ซึ่งแต่ละตัวแปรจะถูกสุ่มโดยมีขอบเขตอยู่ที่ 0 ถึง 1 และทุกค่าจะมีค่าไม่ซ้ำกัน จากนั้นจะแปลงค่าขอบเขตตามตารางที่ 3.1 แสดงดังตารางที่ 3.3

ตารางที่ 3.3 ค่าตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

จำนวนตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบทั้งหมด 4 ตัว			
ตัวแปร ออกแบบที่	ตัวแปรออกแบบ X1, X2 และ X3		
	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของ ค่าแคมเบอร์ (X1)	เปอร์เซ็นต์สูงสุดของ ตำแหน่งค่าแคมเบอร์ (X2)	เปอร์เซ็นต์ความหนา ของแพนอากาศ (X3)
1	1.3370 (0.2674)	37.3755 (0.6844)	13.2037 (0.1602)
2	0.7706 (0.1541)	22.3780 (0.3095)	18.7648 (0.4382)
3	4.1826 (0.8365)	42.4664 (0.8117)	27.5674 (0.8784)
4	3.6664 (0.7333)	10.9079 (0.0227)	20.7692 (0.5385)

แสดงรูปร่างของแพนอากาศทั้ง 4 ตัว ซึ่งเป็นรูปร่างแรกเริ่มที่ใช้ในการออกแบบแพนอากาศต่อไป แสดงดังรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 รูปร่างแพนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงหมายเลขที่ 1 - 4

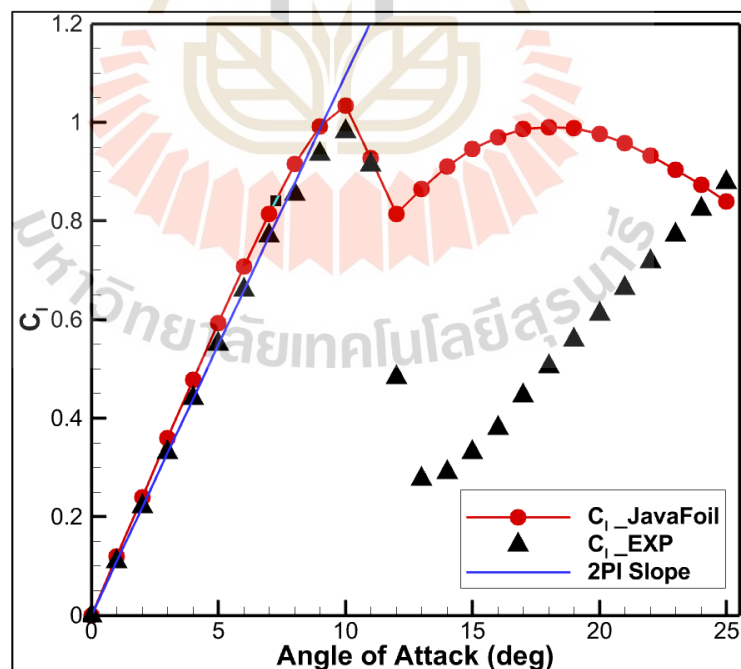
3.4 การเก็บข้อมูลความแม่นยำหลายระดับ

3.4.1 การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำในงานวิจัยนี้ใช้โปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291 ที่มีพื้นฐานการคำนวณมาจากวิธี Vortex Panel โดยที่ค่า vortex strength ในแต่ละ panel จะเป็นฟังก์ชันที่เปลี่ยนแปลงแบบเส้นตรง วิธี Vortex panel เป็นวิธีการคำนวณเชิงตัวเลข ผลคำตอบที่ได้จะเป็นผลคำตอบแบบเชิงประมาณดังนั้นจึงต้องมีการตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้อง (Verification & Validation) วิธีที่ใช้ในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำที่มีคอมพิวเตอร์เข้ามาช่วยในการคำนวณหรือช่วยในการแก้สมการแมทริก (Matrix) จะคำนวณต่อรอบใช้ระยะเวลาค่อนข้างน้อย งานวิจัยนี้จึงเลือกจำนวนตัวแปรที่ใช้ในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำที่ 30 ตัวแปร

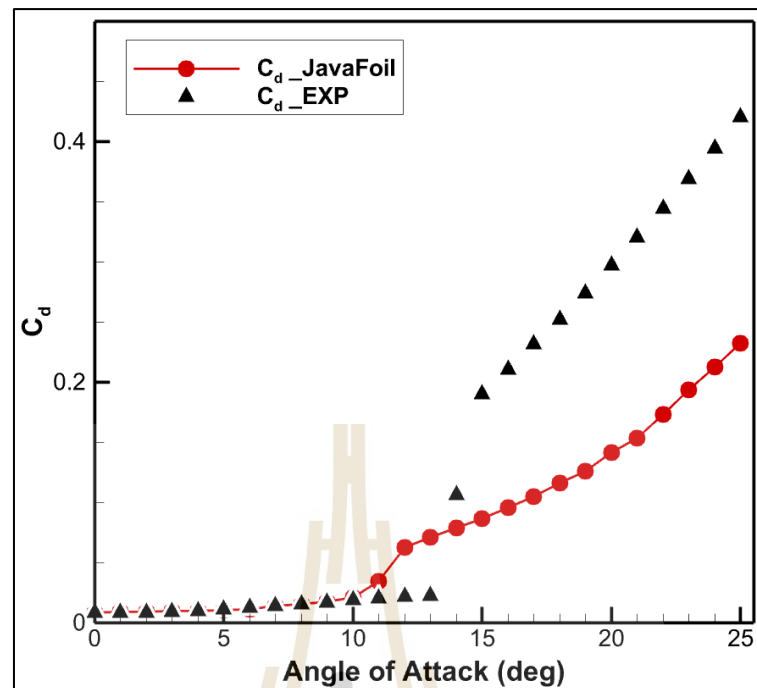
3.4.1.1 การตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้องข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

ผลการเปรียบเทียบระหว่างข้อมูลการทดลองและข้อมูลด้วยวิธีเชิงคำนวณจากโปรแกรม JavaFoil ของ NACA0012 ที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 360000 แสดงดังรูปที่ 3.7 และ 3.8 ตามลำดับ



รูปที่ 3.7 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลการคำนวณจากโปรแกรม

JavaFoil และผลการทดลองของ Sheldahl (Sheldahl, 1981)



รูปที่ 3.8 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลการคำนวณจากโปรแกรม JavaFoil และผลการทดลองของ Sheldahl (Sheldahl, 1981)

จากรูปที่ 3.7 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของ NACA0012 จากโปรแกรม JavaFoil ค่าความชันทางทฤษฎีของ Thin Airfoil Theory: TAT และผลการทดลองของ Sheldahl พบว่าที่มุมปะทะ 0 องศา ถึง 10 องศา ค่า C_l จากโปรแกรม JavaFoil ที่มีพื้นฐานมาจากวิธี Numerical Vortex Panel มีค่าใกล้เคียงกับค่าความชัน 2π และค่าผลการทดลอง ซึ่งมีค่าความคลาดเคลื่อนสูงสุดไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ และมีความสัมพันธ์เป็นเส้นตรงเนื่องจากการไหลในช่วงนี้ผลกระทบของความหนืดมีผลค่อนข้างน้อย เมื่อมุมปะทะมีค่ามากกว่า 10 องศา NACA0012 เกิดสภาวะร่วงหล่น (Stall) เนื่องจากการไหลแยก (Flow separation) ของอากาศที่ไม่สามารถเกาะไปกับผิวแพนอากาศได้ สาเหตุมาจากพลังงานจลน์ของอากาศไม่สามารถเอาชนะการไล่ระดับความดันที่ไม่เหมาะสม (Adverse Pressure Gradient) และรวมถึงอิทธิพลของความหนืดของการไหลอีกด้วย ส่งผลให้ค่า C_l ลดลง ดังนั้นโปรแกรม Javafoil จึงไม่สามารถทำนายผลของ C_l ได้ใกล้เคียงกับผลการทดลองรวมถึงผลความชันทางทฤษฎีของ TAT ด้วย เนื่องจากที่มาของ TAT และ JavaFoil มาจากการนำ Elementary flow มาใช้ในการแก้ปัญหา ซึ่ง Elementary flow นี้มีคุณสมบัติทางการไหลคือ การไหลไม่มีความหนืด (Inviscid flow) การไหล

บีบอัดตัวไม่ได้ (Incompressible flow) และการไหลไม่มีการหมุนวน (Irrotational flow) สามารถสรุปได้ว่า สามารถใช้โปรแกรม JavaFoil หาค่า C_d ในช่วงที่มีความสัมพันธ์กับมุมปะทะเป็นเส้นตรง และอยู่ในช่วงที่ใช้สำหรับวัตถุประสงค์ในการออกแบบของงานวิจัยนี้ตามสมการที่ 3.1 และ 3.2 ตามลำดับ

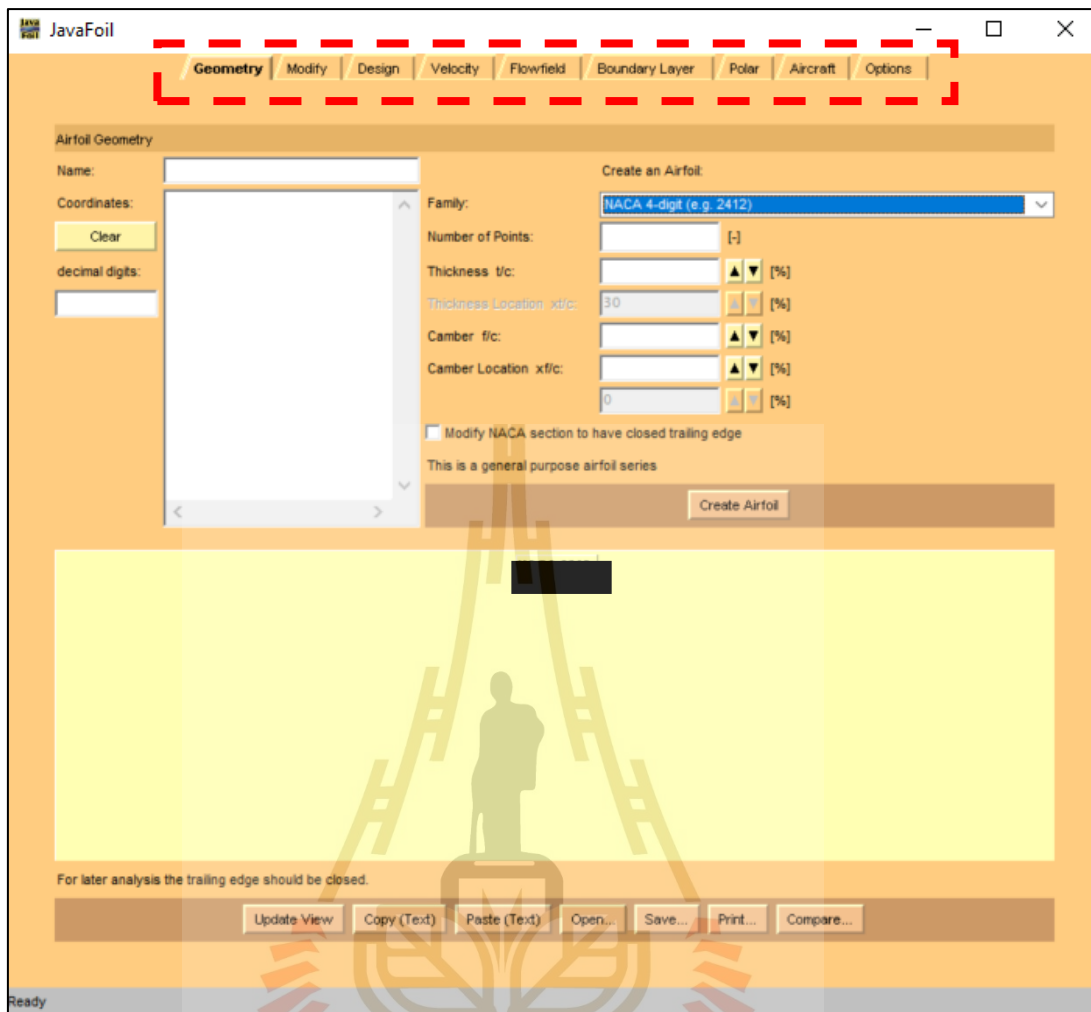
จากรูปที่ 3.8 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของ NACA0012 จากโปรแกรม JavaFoil ผลการทดลองของ Sheldahl พบว่าที่มุมปะทะ 0 องศา ถึง 10 องศา โปรแกรม JavaFoil สามารถทำนายผลของ C_d ได้ใกล้เคียงกับผลการทดลองแต่ไม่มากนัก และเมื่อมุมปะทะมากกว่า 0 องศา โปรแกรม JavaFoil ไม่สามารถทำนายผลของ C_d ได้ใกล้เคียงกับผลการทดลองเนื่องจากแรงต้านอากาศ (Drag force) ได้รับผลกระทบมาจากความเค้นเฉือน (Shear Stress) เป็นส่วนมาก ซึ่งการเกิดความเค้นเฉือนมาจากการไหลแบบมีความหนืด (Viscous flow) ซึ่งเป็นสมมติฐานที่ตรงข้ามกับ Elementary flow อย่างไรก็ตามโปรแกรม JavaFoil ก็เพียงพอต่อการทำนายค่า C_d ที่อยู่ในมุมปะทะระหว่าง 0 องศา ถึง 10 องศา ซึ่งเป็นช่วงที่ครอบคลุมในการออกแบบของงานวิจัยนี้ตามสมการที่ 3.1 และ 3.2 ตามลำดับ

3.4.1.2 ขั้นตอนการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

การเก็บข้อมูลระดับต่ำจะเก็บผ่านโปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291 โดยเก็บข้อมูลของแพนอากาศจำนวน 30 ตัวตามตารางที่ 3.3 แสดงเงื่อนไขต่างๆ ดังตารางที่ 3.4 และแสดงรูปหน้าตาโปรแกรม JavaFoil ดังรูปที่ 3.9

ตารางที่ 3.4 เงื่อนไข จำนวนและหน่วยที่ใช้ในโปรแกรม JavaFoil

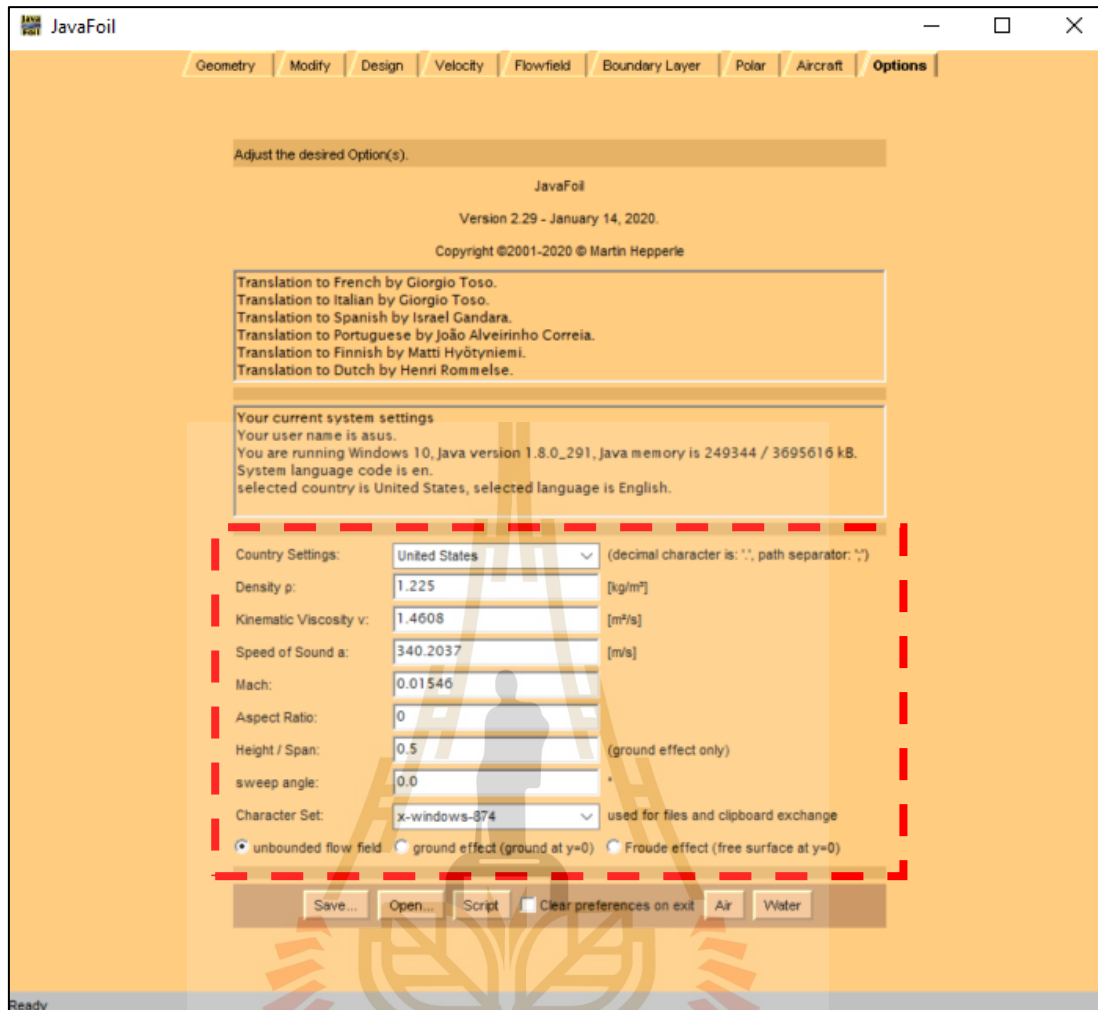
จำนวนระยะปีกัดของแพนอากาศ	101 จุด
เลขเรย์โนล / เลขมัค	360000 / 0.01546
Aspect Ratio / ความยาวคอร์ด	∞ / 1 m
ความดัน / อุณหภูมิ	1 atm / 15 °C
ความหนาแน่น/ความหนืด	1.225 kg/m ³ - 1.7895x10 ⁻⁵ kg/ms



รูปที่ 3.9 หน้าต่างโปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291

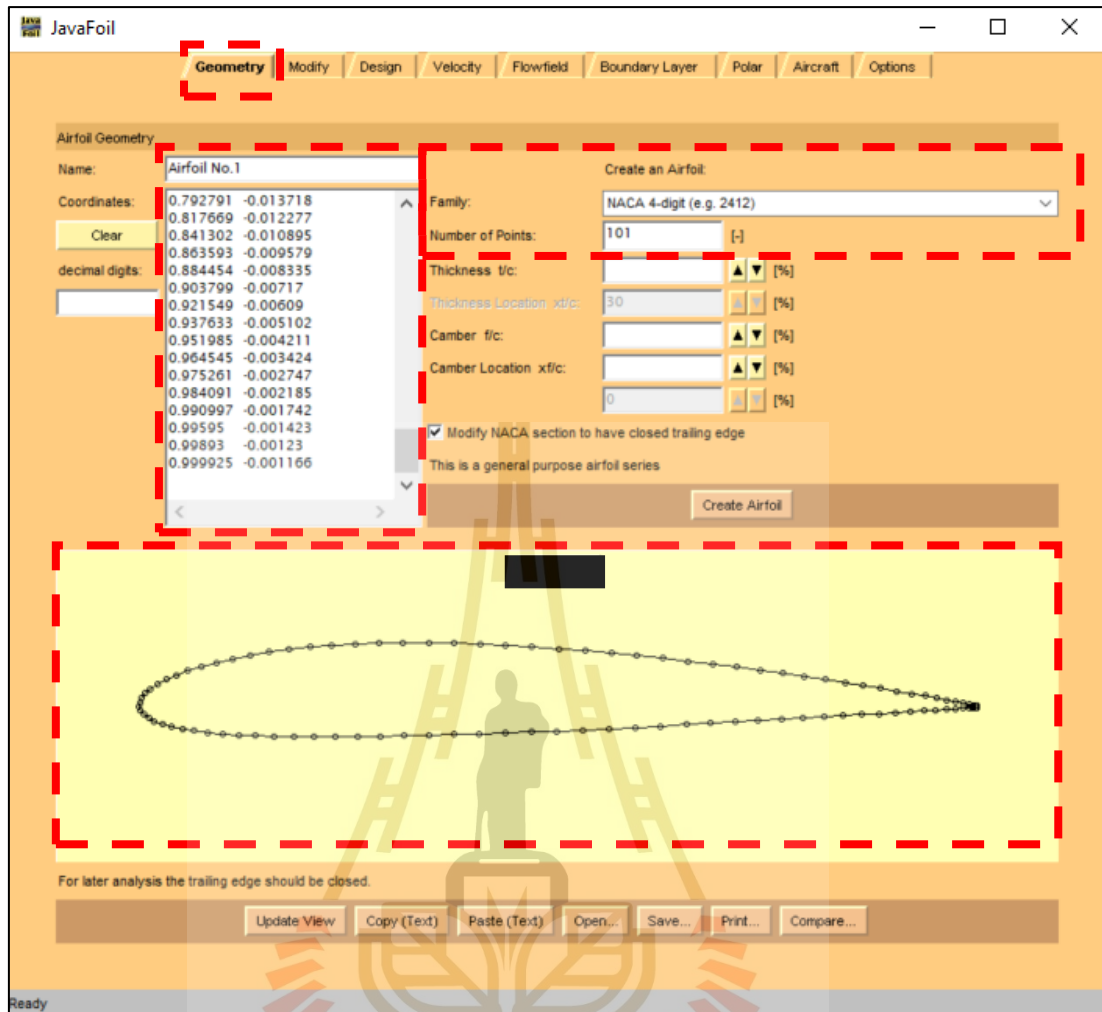
จากรูปที่ 3.9 มีหัวข้อที่ใช้ในการดำเนินการเรียกว่า การ์ด (Card) ซึ่งมีทั้งหมด 9 card แต่ในการเก็บข้อมูลแผนอากาศจะใช้เพียง 3 card คือ Geometry card, Polar card และ Option card ซึ่งจะมีวิธีการเก็บข้อมูลดังต่อไปนี้

1. ตั้งค่าคุณสมบัติของอากาศและลักษณะการไหลใน Option card โดยใช้ข้อมูลจากตารางที่ 3.4 แสดงดังรูปที่ 3.10



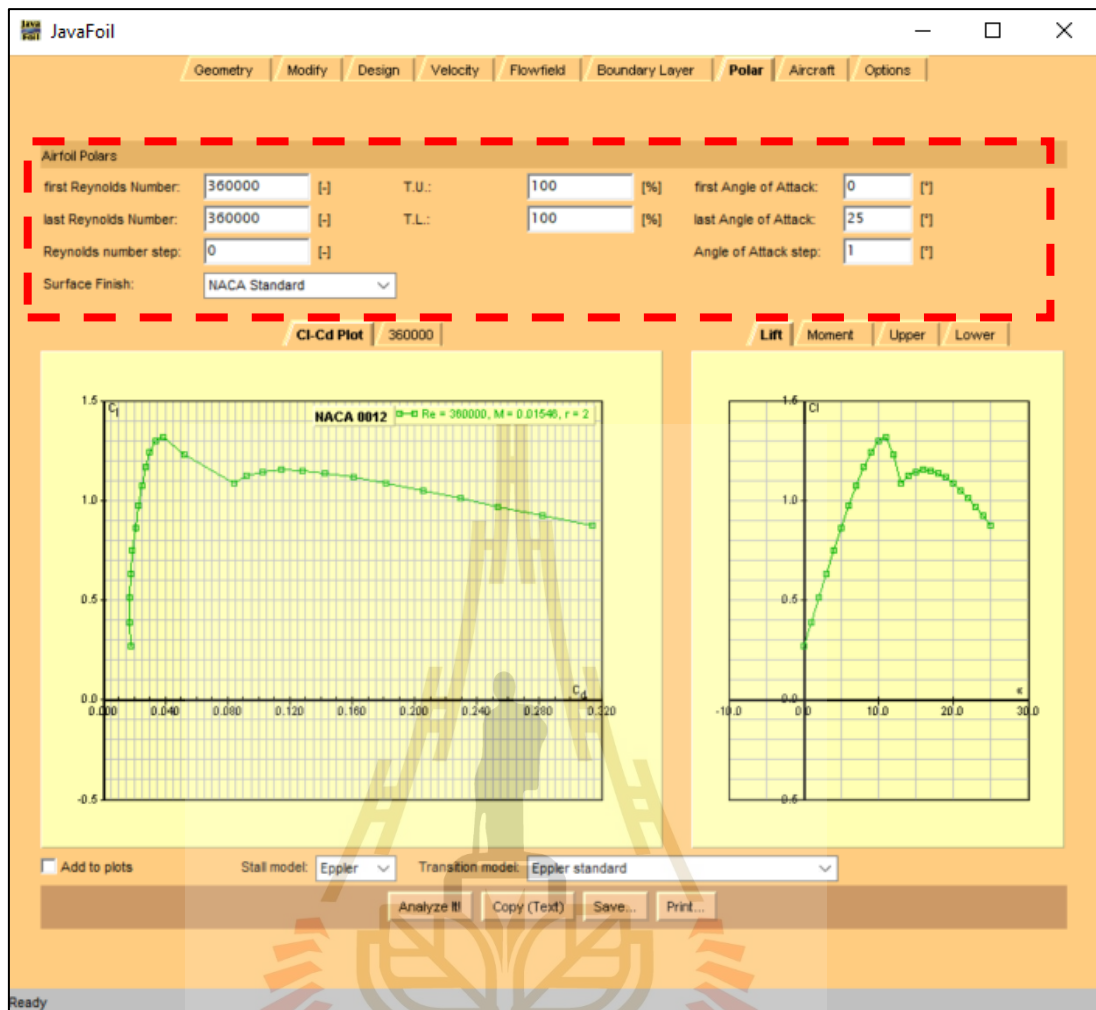
รูปที่ 3.10 การใส่คุณสมบัติของอากาศและลักษณะของการไหลในโปรแกรม JavaFoil

2. ระบุจำนวนระยะพิงก์ดของแพนอากาศที่ต้องการหาค่า C_l และ C_d ที่ Geometry card แสดงดังรูปที่ 3.11



รูปที่ 3.11 รูปร่างของแผนอากาศหมายเลขที่ 1 ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำในโปรแกรม JavaFoil

3. ระบุเลขเรย์โนลด์ มุมปะทะและระยะห่างระหว่างมุมปะทะที่ Polar card แสดงดังรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.12 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศหมายเลขที่ 1 ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

4. เก็บผล C_l และ C_d ของแพนอากาศทั้งหมด 30 หมายเลขของข้อมูล

ความแม่นยำระดับต่ำและคัดเลือกค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงคที่ 1 และ C_l ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงคที่ 2 ตามสมการที่ 3.1 และ 3.2 ตามลำดับ

3.4.1.3 ผลสรุปของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ

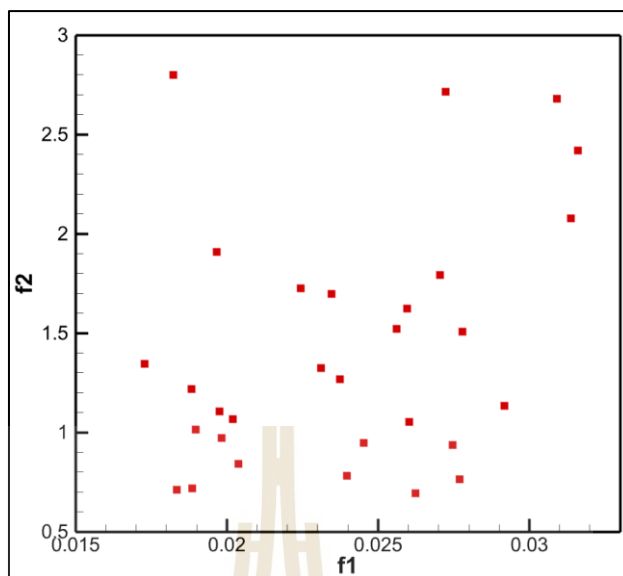
ผลการเก็บข้อมูลผ่านโปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291 ของตัวแปร ออกแบบจากตารางที่ 3.1 และฟังก์ชันวัตถุประสงคตามสมการที่ 3.1 และ 3.2 ตามลำดับ สามารถแสดงเป็นข้อมูลสรุปของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำเพื่อนำไปสร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสมดังตารางที่ 3.5

ตารางที่ 3.5 ผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำของตอนที่ 1

หมายเลข แผน อากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)			ผลลัพธ์ (Output)	
	%Maximum Camber (X1)	%Maximum Camber Position (X2)	%Thickness of Airfoil (X3)	C_d at $C_l =$ 0.5	$1/C_l^2$ at aoi = 5 deg
1	2.1120	34.5320	11.1266	0.01730	1.3427
2	0.3591	46.0699	29.3096	0.03092	2.6787
3	3.8210	14.2975	12.6901	0.01984	0.9707
4	2.5257	20.1034	19.9564	0.02375	1.2653
5	4.5740	45.6238	11.9758	0.01836	0.7085
6	1.9754	13.2310	25.1152	0.02781	1.5055
7	3.2350	15.9921	14.5298	0.02022	1.0672
8	3.5580	28.1798	20.8789	0.02455	0.9463
9	3.3334	25.3141	15.6549	0.01899	1.0121
10	3.1082	24.3741	24.1056	0.02605	1.0498
11	4.3553	18.8025	15.3214	0.02040	0.8417
12	1.1694	48.4109	18.0573	0.02245	1.7222
13	1.4186	10.9546	17.8522	0.02347	1.6954
14	1.6931	33.6885	23.2266	0.02563	1.5204
15	2.4310	31.6070	16.2710	0.01885	1.2156

ตารางที่ 3.5 แสดงผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำของตอนที่ 1 (ต่อ)

หมายเลข แผน อากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)			ผลลัพธ์ (Output)	
	%Maximum Camber (X1)	%Maximum Camber Position (X2)	%Thickness of Airfoil (X3)	C_d at $C_l =$ 0.5	$1/C_l^2$ at aoi = 5 deg
16	4.2687	29.9992	20.4190	0.02398	0.7818
17	4.0098	17.4816	23.7048	0.02748	0.9335
18	0.2064	39.7383	26.5841	0.02725	2.7141
19	4.9744	27.3182	21.8857	0.02625	0.6933
20	4.8097	35.8690	12.3633	0.01887	0.7158
21	1.5328	20.8955	22.6113	0.02597	1.6228
22	0.0484	39.1514	10.2821	0.01824	2.7964
23	0.8032	43.0747	29.7322	0.03139	2.0763
24	2.1741	36.9961	18.6819	0.02313	1.3212
25	1.0581	48.6828	25.9299	0.02707	1.7921
26	3.9580	43.7438	27.0523	0.02772	0.7628
27	2.8067	30.9083	28.2556	0.02919	1.1317
28	2.9661	23.2243	17.0023	0.01978	1.1034
29	0.9542	41.7642	13.9531	0.01967	1.9078
30	0.5956	11.6225	27.9300	0.03163	2.4187



รูปที่ 3.13 ความสัมพันธ์ของฟังก์ชันวัตถุประสงค (สมการที่ 3.1 และ 3.2)

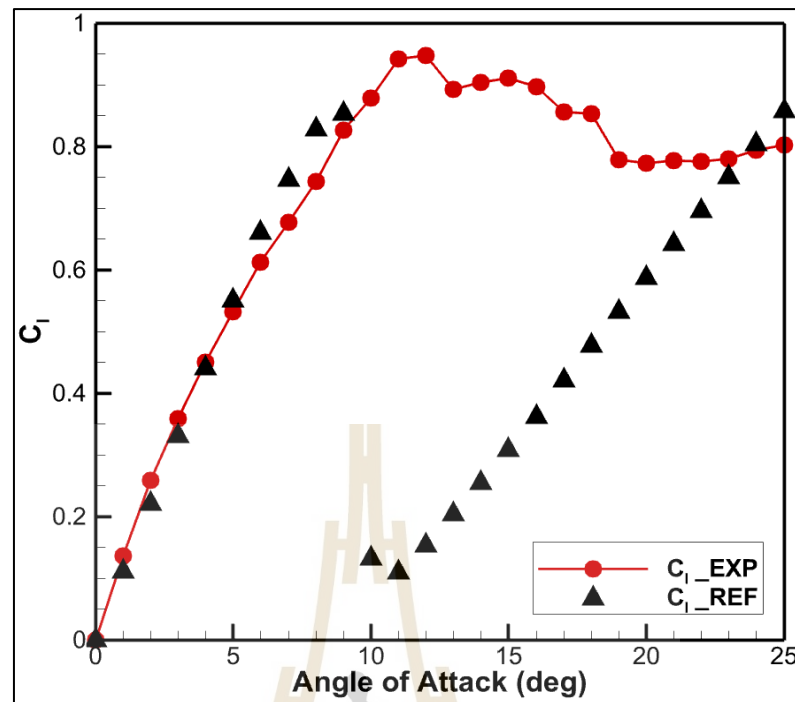
จากรูปที่ 3.13 เมื่อ f_1 คือ สมการที่ 3.1 และ f_2 คือ สมการที่ 3.2 โดยวางฟังก์ชันวัตถุประสงคแกนนอนและตั้ง ตามลำดับ พบว่าข้อมูลทั้งสองรูปมีการกระจายตัวของข้อมูลที่ไม่เป็นระเบียบหรือไม่มีรูปแบบเนื่องจากฟังก์ชันวัตถุประสงคทั้งสองมีความขัดแย้งกัน สามารถนำมาใช้ในการเป็นฟังก์ชันในการออกแบบตั้งแต่สองวัตถุประสงคขึ้นไปในงานวิจัยนี้ได้

3.4.2 การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

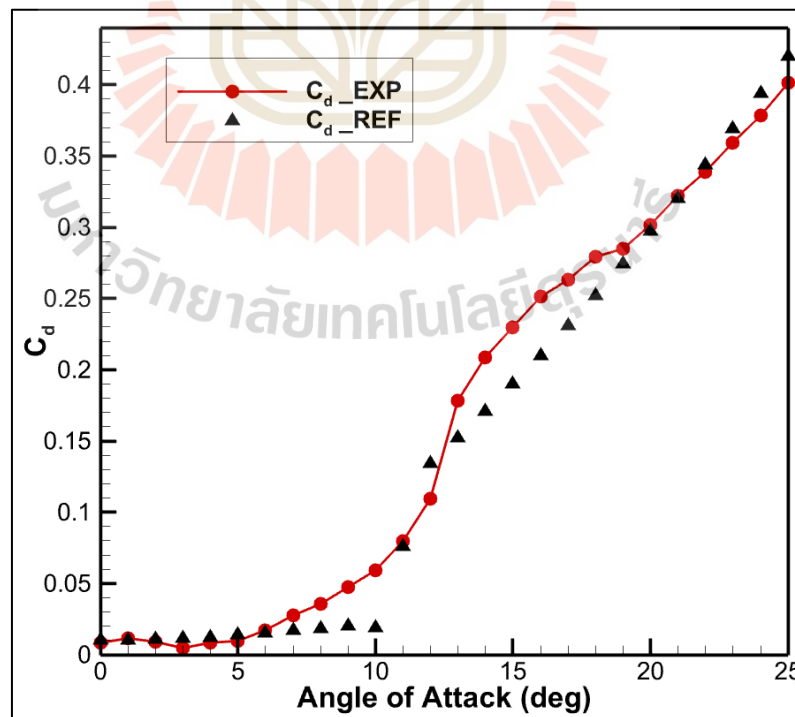
การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงในงานวิจัยนี้ใช้วิธีการทดลองในอุโมงค์ลม ดังนั้นจึงต้องมีการตรวจสอบและทำให้ข้อมูลมีความถูกต้องของอุปกรณ์และเครื่องมือที่ใช้ในการทดสอบ เริ่มจากการสอบเทียบ เปรียบวัดเครื่องมือ อุปกรณ์การวัดที่เกี่ยวข้องกับอุโมงค์ลม จากนั้นทำการใช้แผนอากาศต้นแบบในการทำการทดสอบเทียบผลของอุโมงค์ลมกับผลการทดลองอ้างอิงของ Sheldahl เนื่องจากการทดลองใช้ระยะเวลาและต้นทุนในการดำเนินงานสูง งานวิจัยนี้จึงเลือกจำนวนตัวแปรที่ใช้ในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเพียง 4 ตัวแปร

3.4.2.1 การตรวจสอบและการทำให้ข้อมูลมีความถูกต้องของข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

ผลการเปรียบเทียบระหว่างข้อมูลการทดลองด้วยอุโมงค์ลมและข้อมูลผลการทดลองอ้างอิงของ Sheldahl ของแผนอากาศชนิด NACA 0012 ที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 160000 แสดงดังรูปที่ 3.14 และ 3.15 ตามลำดับ



รูปที่ 3.14 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลการทดลองในอุโมงค์ลม และผลการทดลองของ Sheldahl (Sheldahl, 1981)



รูปที่ 3.15 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลการทดลองในอุโมงค์ลม และผลการทดลองของ Sheldahl (Sheldahl, 1981)

จากรูปที่ 3.14 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลการทดลองในอุโมงค์ลมและผลการทดลองของ Sheldahl พบว่ามุมปะทะที่ 0 องศา ถึง 9 องศา C_L มีค่าใกล้เคียงกับผลการทดลองและอุโมงค์ลมยังสามารถวัดแรงยกให้มีความสัมพันธ์กับมุมปะทะเป็นลักษณะเส้นตรงคล้ายกับทฤษฎีของ TAT แต่เมื่อมุมปะทะมากกว่า 10 องศาเป็นต้นไป NACA0012 เกิดการแยกตัวกันของการไหลทำให้เกิดสภาวะร่วนหล่น ส่งผลให้การทดลองกับผลอ้างอิงมีค่าไม่สอดคล้องกันและที่มุมปะทะสูงๆ ค่า C_L ของอุโมงค์ลมไม่ลดลงเนื่องจากอิทธิพลของผนังของพื้นที่การทดลองที่ปิดล้อมแพนอากาศขณะทำการทดลองนั้นมีขอบเขตจำกัด เกิดการบีบอัดตัวของเส้นเพรียวลมบริเวณชายหน้าแพนอากาศส่งผลให้อากาศยังคงมีพลังงานจลน์ที่สามารถเอาชนะการหมุนวนของอากาศบริเวณชายหลังของแพนอากาศได้ ถึงแม้ว่าจะมีการแก้ค่า blockage และ wall interference แล้ว อย่างไรก็ตามค่า C_L ที่มุมปะทะ 0 องศา ถึง 9 องศา ก็เพียงพอต่อการนำมาใช้ในการออกแบบฟังก์ชันวัตถุประสงค์ของงานวิจัยนี้

จากรูปที่ 3.15 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลการทดลองในอุโมงค์ลมและผลการทดลองของ Sheldahl เนื่องจากการทดลองอุโมงค์ลมเพื่อหาค่า C_D จะใช้สำหรับวัตถุสองมิติเท่านั้น แต่ด้วยข้อจำกัดของอุโมงค์ลมที่ใช้ในการทดลองนี้ไม่สามารถทำให้แพนอากาศมีคุณสมบัติเป็นสองมิติได้เนื่องจากมีช่องว่างบริเวณด้านข้างของแพนอากาศ หากจะทำให้แพนอากาศมีคุณสมบัติเป็นสองมิตินั้นจะต้องทำให้ปลายทั้งสองข้างของแพนอากาศติดกับผนังของพื้นที่ที่ใช้ทำการทดลอง ดังนั้นค่า C_D ที่ได้จากการทดลองอุโมงค์ลมนี้จะ เป็นสามมิติ (C_D) เมื่อทำการเปรียบเทียบกับผลอ้างอิงพบว่าผลการทดลองในอุโมงค์ลมมีแนวโน้มใกล้เคียงกับผลอ้างอิง ทำให้ค่า C_D ที่ได้จากการทดลองในอุโมงค์ลมนี้มีคุณสมบัติใกล้เคียงกับแพนอากาศที่ให้ค่า C_D แบบสองมิติออกมา

3.4.2.2 ขั้นตอนการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

การเก็บข้อมูลระดับสูงจะเก็บผ่านอุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418 ของบริษัท PLINT & PARNERS ที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา โดยเก็บข้อมูลของแพนอากาศจำนวน 4 ตัว ตามตารางที่ 3.3 แสดงเงื่อนไขที่ใช้ในการทดลองดังตารางที่ 3.6

ตารางที่ 3.6 เงื่อนไขที่ใช้ในการทดลองอุโมงค์ลม

เลขเรย์โนล/เลขมัค	360000 / 0.09586
Aspect Ratio / ความยาวคอर्ड	1.5 / 0.2 m
ความดัน / ความสูง / อุณหภูมิ	1 atm / 0 m / 31 °C
ความหนาแน่น/ความหนืด	1.1557 kg/m ³ - 2.151x10 ⁻⁵ kg/ms

แสดงอุปกรณ์และภาพรวมของอุโมงค์ลมดังรูปที่ 3.16



รูปที่ 3.16 อุปกรณ์และภาพรวมของอุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418

หมายเลขที่ 1 อุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418

หมายเลขที่ 2 Three Electronics Balance

หมายเลขที่ 3 หลอดमानอมิเตอร์

หมายเลขที่ 4 ปลั๊กไฟสามเฟส

หมายเลขที่ 5 แท่งปีโตต์สถิต แท่งวัดความดันรวมและจุดวัดความดันสถิต

หมายเลขที่ 6 บริเวณใส่อุปกรณ์การทดลอง

หมายเลขที่ 7 บริเวณด้านหลังอุโมงค์ลมและวาล์วผีเสื้อ

หมายเลขที่ 8 บริเวณด้านหน้าอุโมงค์ลม

หมายเลขที่ 9 ที่ปรับวาล์วผีเสื้อ

หมายเลขที่ 10 หน้าจอแสดงผลของแรง

หมายเลขที่ 11 ที่เปิด-ปิดเครื่องอุโมงค์ลม

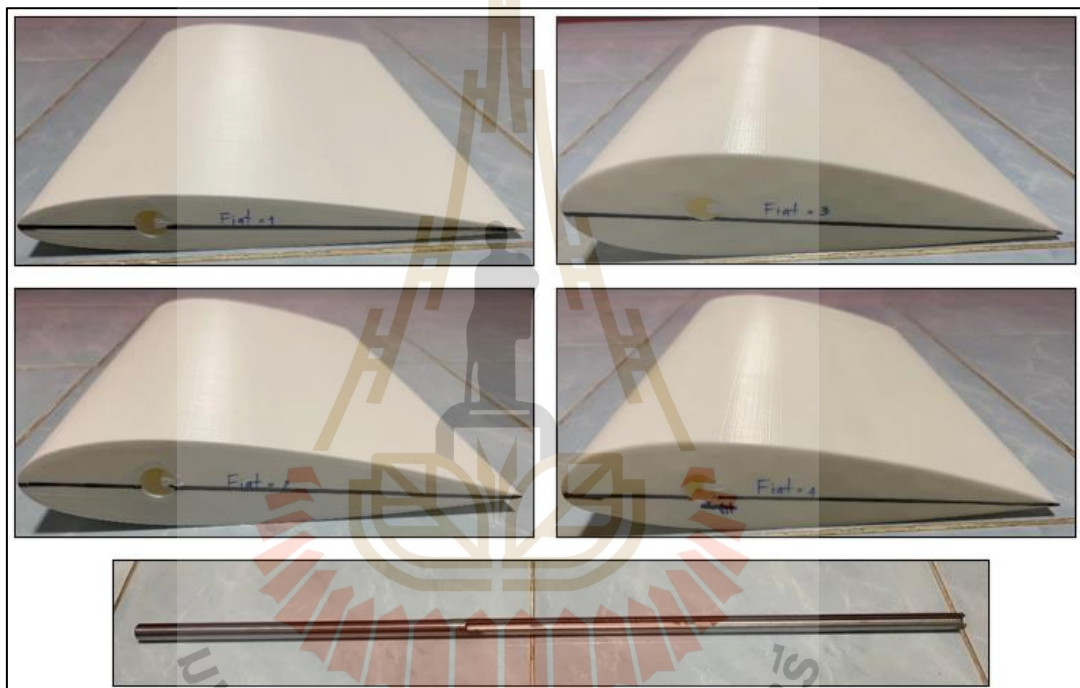
หมายเลขที่ 12 โหลดเซลล์วัดแรงต้าน

หมายเลขที่ 13 โหลดเซลล์วัดแรงยก

หมายเลขที่ 14 วงจรบริดจ์

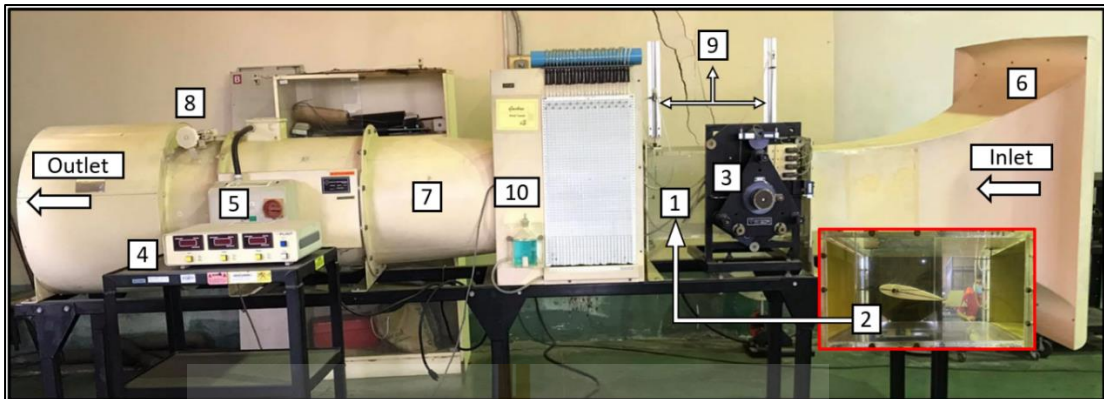
ชิ้นงานทดสอบของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงตามรูปที่ 3.6

แสดงดังรูปที่ 3.17



รูปที่ 3.17 รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงหมายเลขที่ 1 – 4 และแท่งเหล็ก

แสดงขั้นตอนการเก็บค่า C_L และ C_D จากอุโมงค์ลมดังต่อไปนี้



รูปที่ 3.18 อุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418 และอุปกรณ์

1. ติดตั้งแพนอากาศที่ต้องการใช้สำหรับการทดสอบที่หมายเลข 1 เมื่อติดตั้งสำเร็จจะได้ดังหมายเลข 2 จากนั้นทำการตั้งค่ามุมปะทะให้เท่ากับ 0 ที่หมายเลข 3
2. บันทึกค่าแรงยกและแรงต้านเริ่มต้นเมื่อติดตั้งแพนอากาศแล้วที่หมายเลข 4
3. เปิดมอเตอร์เพื่อดูอากาศที่หมายเลข 5 อากาศจะเคลื่อนที่ผ่านหมายเลข 6 (Diffuser) ไปยังหมายเลข 7 (Nozzle)
4. ตั้งค่าความเร็วอากาศด้วยการปรับวาล์วผีเสื้อด้วยวาล์วปรับหมายเลข 8 พร้อมปรับตำแหน่งความสูงของ Pitot static tube และ Total head tube ที่หมายเลข 9 จากนั้นอ่านค่าความดันสถิตและความดันพลวัตที่หมายเลข 10 เพื่อคำนวณหาความเร็วของอากาศตามสมการที่ 2.42
5. อ่านค่าหลังเปิดมอเตอร์ที่หน้าจอแสดงผลแรงยกและแรงต้านที่หมายเลข 4 ของมุมปะทะ 0 องศา จากนั้นทำการเปลี่ยนมุมปะทะเพิ่มขึ้นทีละ 1 องศา จนถึง มุมปะทะ 15 องศา ที่หมายเลข 3
6. บันทึกค่าแรงยกและแรงต้านตั้งแต่มุมปะทะ 0 องศา ถึง 15 องศา จากนั้นทำซ้ำตั้งแต่ขั้นตอนที่ 1. ถึง 5. รวมกัน 3 ครั้ง
7. หาค่าเฉลี่ยแรงยกและแรงต้านของการทดลองอุโมงค์ลมทั้ง 3 ครั้ง จากนั้นทำการแก้ค่าแรงที่เปรียบวัด ค่า blockage และค่า wall interference ดังสมการที่ 2.45 2.46 และ 2.47 ตามลำดับ และเปลี่ยนคุณสมบัติของ C_L ของปีกสามมิติ เป็น C_L ของแพนอากาศสอง

มิติ ดังสมการที่ 2.22 และ 2.23 ตามลำดับ ส่วนคุณสมบัติของ C_D จะใช้ค่าเดิมของปีกสามมิติ เนื่องจากผ่านกระบวนการเทียบสอบมาแล้ว ซึ่งมีผลใกล้เคียงกับผล C_D อ้างอิงตามหัวข้อที่ 3.4.2.1

8. คัดเลือกค่า C_D ที่ $C_l = 0.5$ สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงค์ที่ 1 และ C_l ที่ aoa หรือ $aoi = 5$ องศา สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงค์ที่ 2

3.4.2.3 ผลสรุปของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

ผลการเก็บข้อมูลผ่านการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมของตัวแปรออกแบบจากตารางที่ 3.1 และฟังก์ชันวัตถุประสงค์ตามสมการที่ 3.1 และ 3.2 ตามลำดับ สามารถแสดงเป็นข้อมูลสรุปของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเพื่อนำไปสร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสมดังตารางที่ 3.7 ตารางที่ 3.7 ผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 1

หมายเลข แผน อากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)			ผลลัพธ์ (Output)	
	%Maximum Camber (X1)	%Maximum Camber Position (X2)	%Thickness of Airfoil (X3)	C_D at $C_l =$ 0.5	$1/C_l^2$ at $aoi =$ 5 deg
1	1.3370	37.3755	13.2037	0.047688	3.17515
2	0.7706	22.3780	18.7648	0.052953	5.69059
3	4.1826	42.4664	27.5674	0.066476	1.90881
4	3.6664	10.9079	20.7692	0.055071	2.66208

3.5 การสร้างแบบจำลองทดแทนลูกผสมและการหาค่าเหมาะสมสุด

3.5.1 การสร้างแบบจำลองทดแทนลูกผสม

การสร้างแบบจำลองทดแทนลูกผสม (Hybrid surrogate model) จะเป็นสร้างและหาความสัมพันธ์ฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ระหว่างตัวแปรต้น (Input) และตัวแปรตาม (Output) ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำและระดับสูง การสร้างฟังก์ชันตามสมการที่ 3.1 และ 3.2 ของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำทำได้โดยใช้วิธีคริกกิงจากตัวแปรต้นและตัวแปรตามของตารางที่ 3.5 ส่วนข้อมูลความแม่นยำระดับสูงทำได้โดยใช้วิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแวนร์สมิจากตัวแปรต้นและตัวแปรตามของตารางที่ 3.7 เริ่มจากการหาค่าฟังก์ชันฐานหลักแวนร์สมิจากสมการที่ 2.56 โดยใช้

ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำร่วมกับฟังก์ชันน้ำหนัก ถัดมาทำการหาค่า a_0 และ a_1 จากการหาค่าสูงสุดด้วยการประมาณค่าแบบ Likelihood เพื่อสร้างฟังก์ชันวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแวนอร์คมีตามสมการที่ 2.55 (f_{RBF}) ซึ่ง a_0 และ a_1 เป็นค่าแสดงความสัมพันธ์ระหว่างข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำและระดับสูง ต่อไปทำการหาค่าส่วนเบี่ยงเบนเฉพาะจุด $\varepsilon(\mathbf{x})$ โดยการใช้การหาค่าสูงสุดด้วยการประมาณค่าแบบ Likelihood หาค่า θ เพื่อแทนค่าในสมการที่ 2.54 และ 2.58 จากนั้นทำการคำนวณค่าคงที่ของสมการทั้งหมด (μ) ด้วยข้อมูลความแม่นยำระดับสูงจากสมการที่ 2.52 นำค่า (f_{RBF}) และ (μ) มาประกอบเป็นสมการที่ 2.51 และนำค่า $\varepsilon(\mathbf{x})$ มาประกอบเป็นสมการที่ 2.60 ซึ่งจะได้เป็นสมการจำลองทดแทนลูกผสมที่ใช้แนวโน้มของฟังก์ชันจากข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำและใช้ค่าจากข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเลียนแบบแนวโน้มของฟังก์ชันของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำจากตัวแปรค่าเฉลี่ยในวิธีคริกกิง แสดงเป็นสมการสุทธิของฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบจากสมการที่ 3.1 และ 3.2 ดังสมการที่ 3.3 และ 3.4 ตามลำดับ

$$C_d(\mathbf{x}) = [\mu(\mathbf{x}) + f_{RBF}(\mathbf{x})] + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{F}_h - \mathbf{1}\mu - \mathbf{F}_h) \quad (3.3)$$

เมื่อ $C_d(\mathbf{x})$ คือ สมการจำลองทดแทนลูกผสมของสมการที่ 3.1

และ \mathbf{x} คือ ค่าตัวแปรออกแบบพารามิเตอร์ตามตารางที่ 3.1

$$1/C_l^2(\mathbf{x}) = [\mu(\mathbf{x}) + f_{RBF}(\mathbf{x})] + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{F}_h - \mathbf{1}\mu - \mathbf{F}_h) \quad (3.4)$$

เมื่อ $1/C_l^2(\mathbf{x})$ คือ สมการจำลองทดแทนลูกผสมของสมการที่ 3.2

และ \mathbf{x} คือ ค่าตัวแปรออกแบบพารามิเตอร์ตามตารางที่ 3.1

3.5.2 การหาค่าเหมาะสมสุดของฟังก์ชันหลายวัตถุประสงค์

การหาค่าเหมาะสมสุดของฟังก์ชันที่มีหลายวัตถุประสงค์ในงานวิจัยนี้ใช้วิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำ (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm) โดยกำหนดให้มีประชากรเริ่มต้น (Population) เท่ากับ 200 และมีรุ่นของประชากร (Generation) เท่ากับ 200 วิธีที่ใช้ในการคัดเลือกสายพันธุ์ของประชากรคือ การคัดเลือกแบบแข่งขัน (Tournament

Selection) จากนั้นทำการสลับสายพันธุ์ (Crossover) โดยด้วยวิธี Blend Crossover Operator (BLX) มีอัตราการสลับสายพันธุ์อยู่ที่ 0.9 และทำการกลายพันธุ์ (Mutation) เพื่อป้องกันการเกิดซ้ำของผลคำตอบของประชากรรุ่นก่อนหน้า โดยมีอัตราการกลายพันธุ์อยู่ที่ 0.1 เมื่อคำนวณหาผลคำตอบครบ 200 ประชากร ผลคำตอบจะถูกเก็บในรูปแบบของรุ่นของประชากร ดังนั้นงานวิจัยนี้จะมีรอบการคำนวณของวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครบงำทั้งหมด 40000 ครั้ง

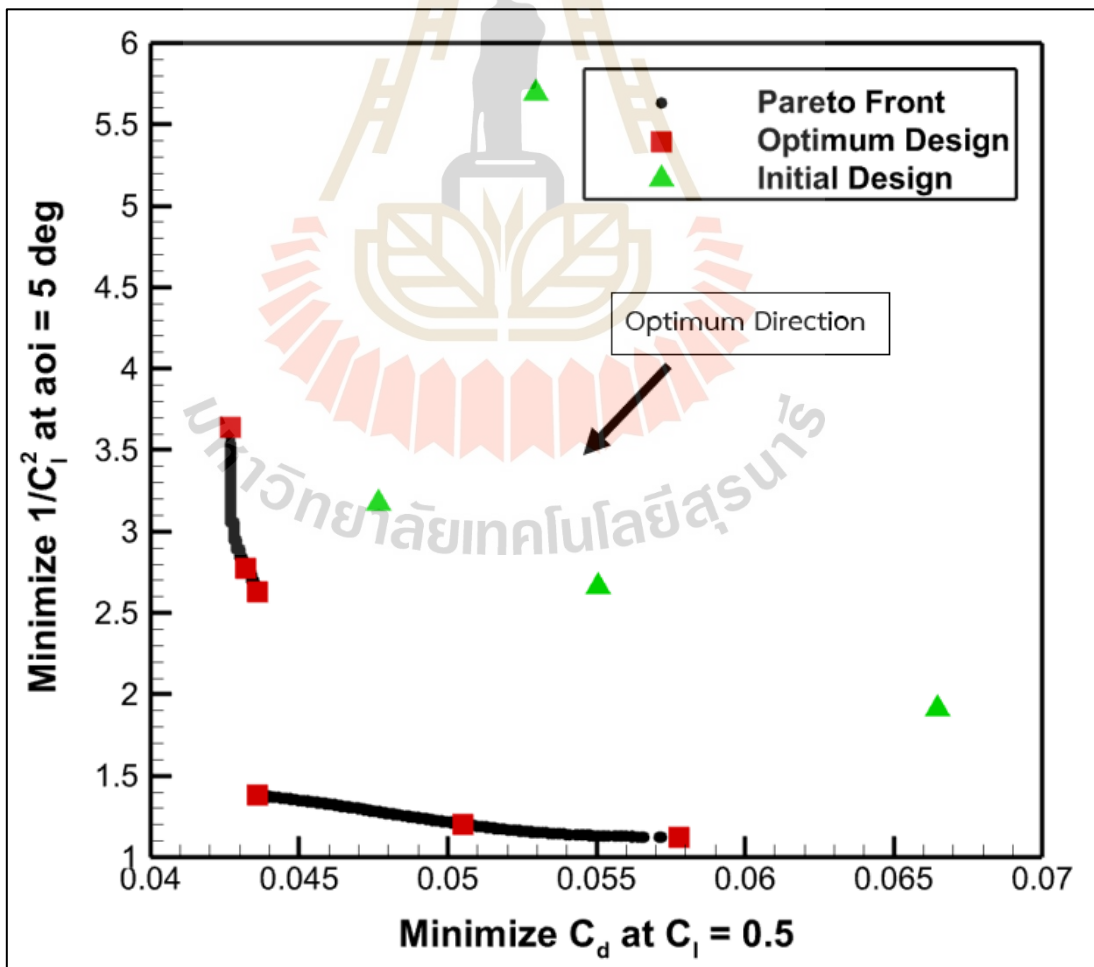


บทที่ 4

ผลการดำเนินการวิจัยและอภิปรายผลตอนที่ 1

4.1 ผลการดำเนินการวิจัย

ผลการดำเนินการวิจัยตอนที่ 1 สร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสมด้วยข้อมูลความแม่นยำหลายระดับโดยข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำได้มาจากโปรแกรม JavaFoil และข้อมูลความแม่นยำระดับสูงได้มาจากการทดสอบในอุโมงค์ลม ใช้วิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำเพื่อหาค่าเหมาะสมสุดของ 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์สำหรับการออกแบบแพนอากาศชนิด NACA 4-digit ที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 360000 แสดงผลขอบหน้าพาเรโตดังรูปที่ 4.1



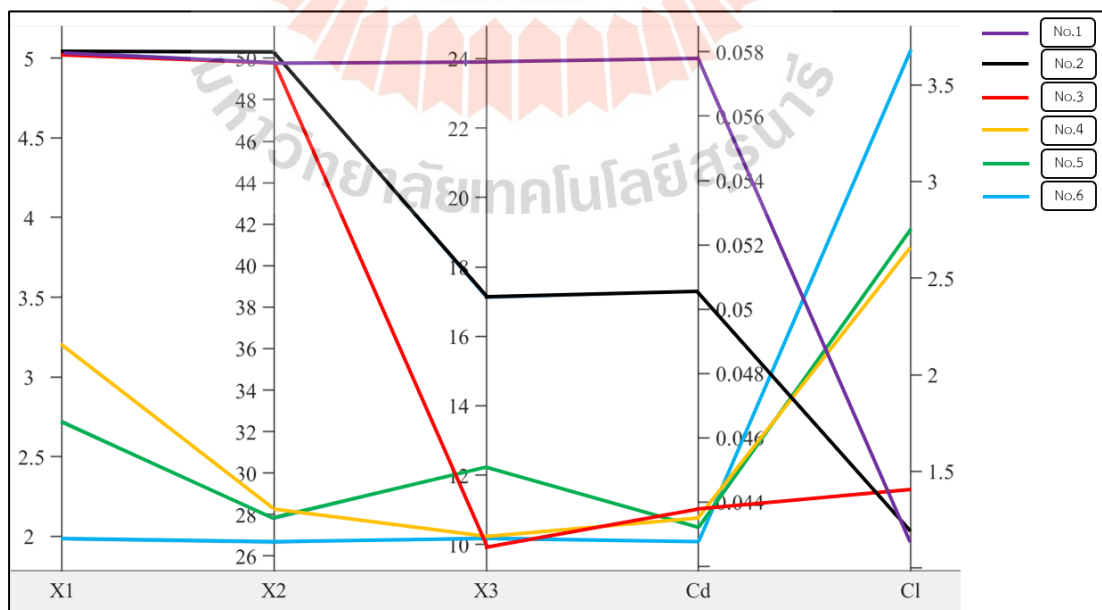
รูปที่ 4.1 ผลการหาค่าเหมาะสมสุดขอบหน้าพาเรโต

จากรูปที่ 4.1 แสดงค่าตัวแปรต้นออกแบบและค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ทั้ง 2 สมการของแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดทั้ง 6 ตัวดังตารางที่ 4.1

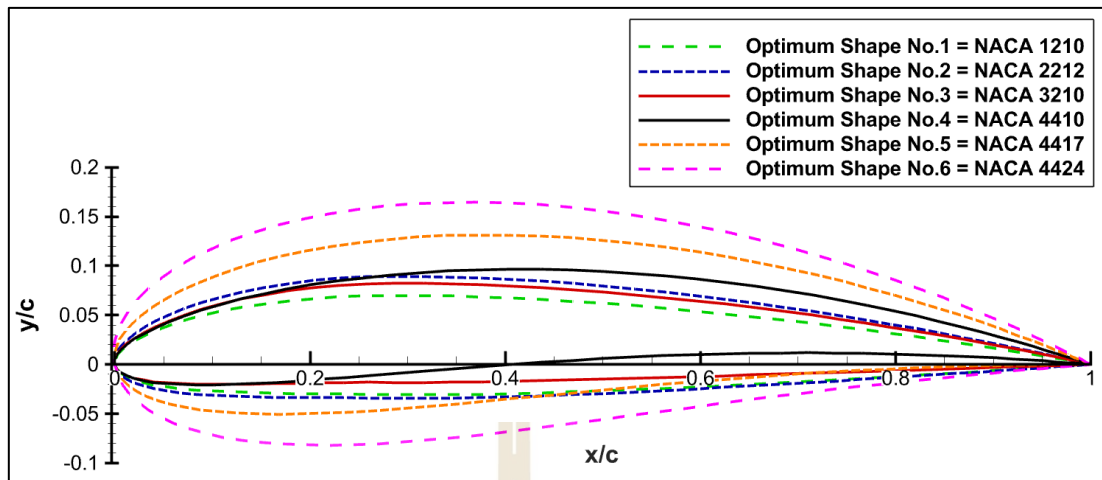
ตารางที่ 4.1 ค่าตัวแปรต้นและฟังก์ชันวัตถุประสงค์ของแผนอากาศเหมาะสมที่สุด

แผนอากาศเหมาะสมที่สุด	ตัวแปรออกแบบ (Input)			ผลลัพธ์ (Output)	
	%Maximum Camber (X1)	%Maximum Camber Position (X2)	%Thickness of Airfoil (X3)	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$ deg
1	1.9532	26.5822	10.0759	0.0427	3.6376
2	2.7529	28.0438	12.3621	0.0432	2.7752
3	3.1945	28.5276	10.0492	0.0436	2.6337
4	4.9967	49.9875	10.0204	0.0436	1.3811
5	4.9994	49.9819	17.2308	0.0505	1.2006
6	4.9985	49.9998	24.0090	0.0578	1.1250

แสดงความสัมพันธ์ด้วยกราฟคู่ขนานระหว่างตัวแปรออกแบบเหมาะสมที่สุดกับฟังก์ชันวัตถุประสงค์ทั้ง 2 สมการ ดังรูปที่ 4.2 และรูปร่างของแผนอากาศทั้ง 6 ตัวที่ถูกเลือกนำมาออกแบบ ดังรูปที่ 4.3

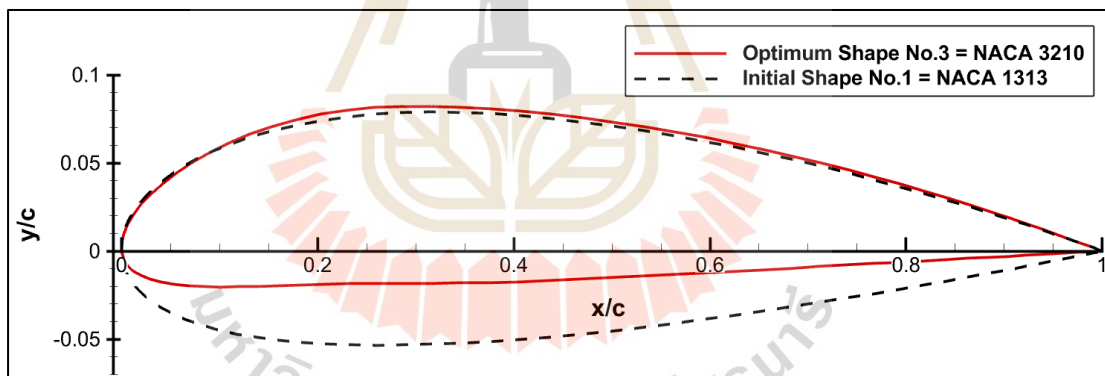


รูปที่ 4.2 กราฟ PCP ของตัวแปรเหมาะสมที่สุดและฟังก์ชันวัตถุประสงค์ตอนที่ 1

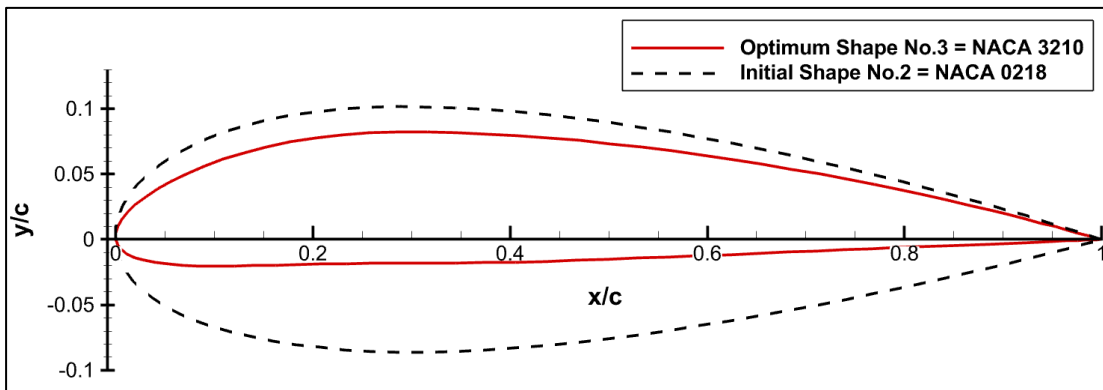


รูปที่ 4.3 รูปร่างแพนอากาศที่มีความเหมาะสมที่สุดตอนที่ 1

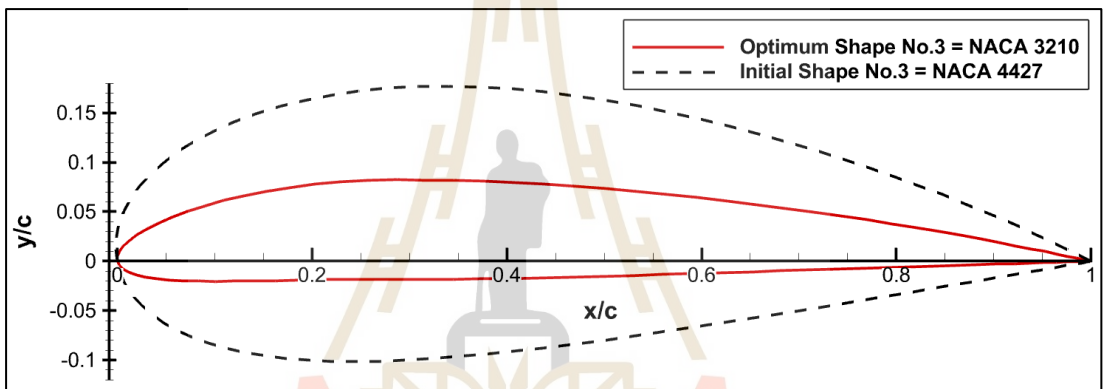
แสดงรูปร่างของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และ 4 สำหรับฟังก์ชันวัตถุประสงค์ทั้ง 2 สมการ เทียบกับรูปร่างแพนอากาศเริ่มต้นที่ถูกนำมาใช้ในการออกแบบทั้ง 4 ตัวดังรูปที่ 4.4 4.5 4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 และ 4.11 ตามลำดับ



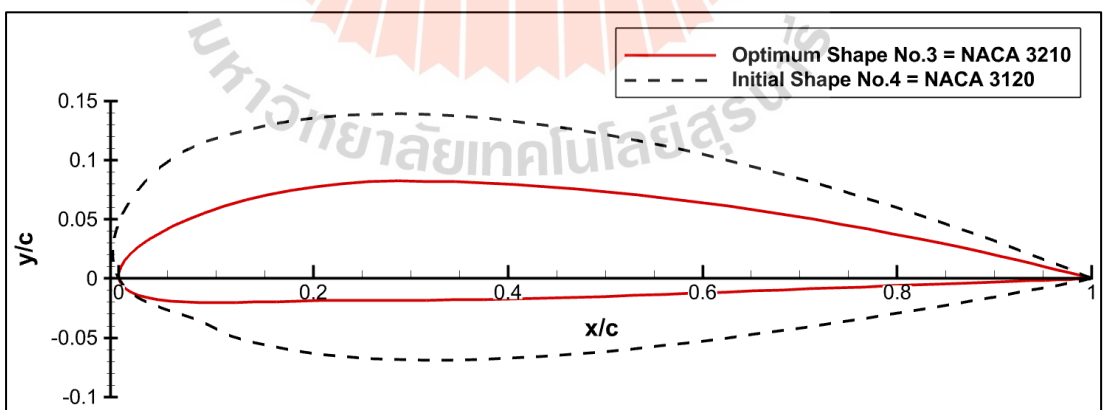
รูปที่ 4.4 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 1



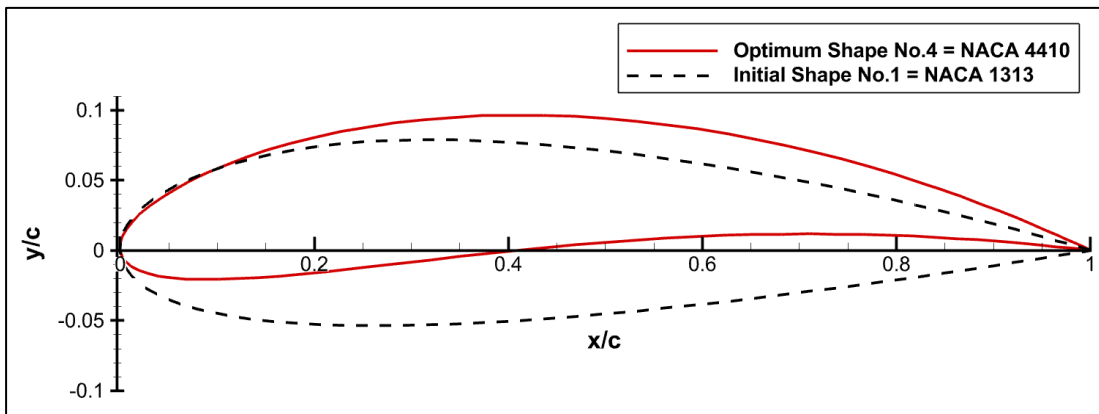
รูปที่ 4.5 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 2



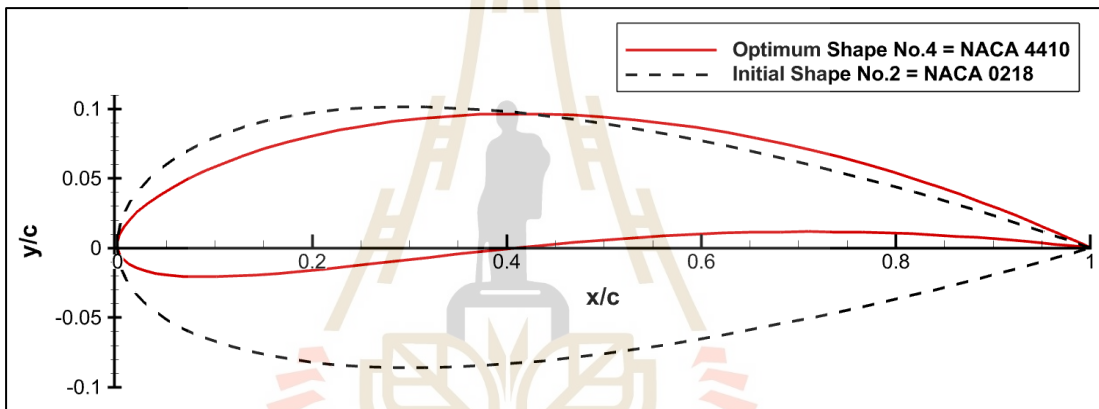
รูปที่ 4.6 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 3



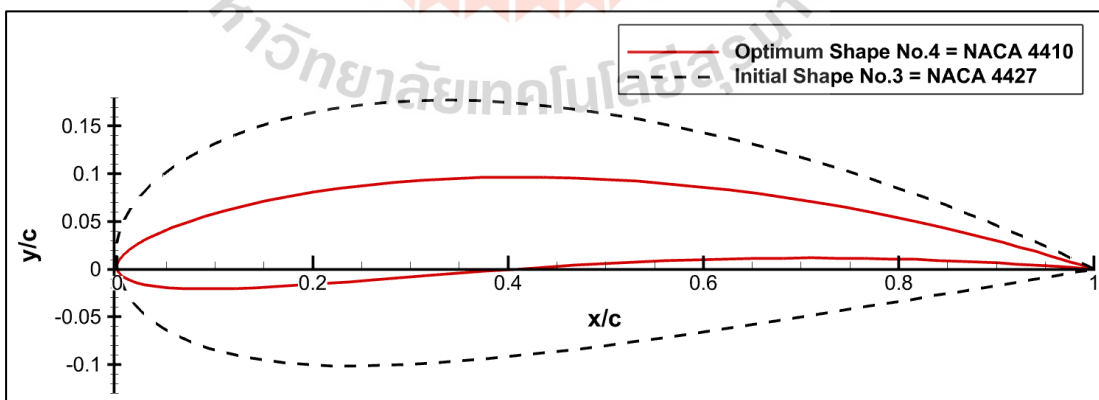
รูปที่ 4.7 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 4



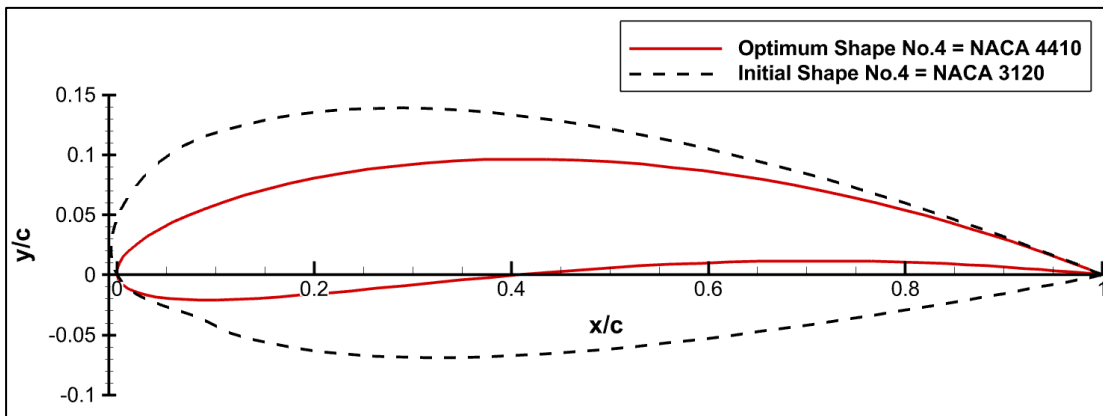
รูปที่ 4.8 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 1



รูปที่ 4.9 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 2



รูปที่ 4.10 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 3



รูปที่ 4.11 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 4 และ ออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 4

แสดงเปอร์เซ็นต์การลดลงของค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ที่ 1 และ 2 ของแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และหมายเลขที่ 4 เทียบกับค่าของแพนอากาศเริ่มต้นในการออกแบบดังตารางที่ 4.2

ตารางที่ 4.2 ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์แพนอากาศเริ่มต้นเทียบกับแพนอากาศเหมาะสมที่สุด

Airfoil	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$ deg	C_l
Initial Airfoil No.1 – Optimum No.3	8.5732%	17.0544%	8.9255%
Initial Airfoil No.2 – Optimum No.3	17.6622%	53.7192%	31.9700%
Initial Airfoil No.3 – Optimum No.3	34.4128%	37.9734%	17.4621%
Initial Airfoil No.4 – Optimum No.3	20.8291%	1.0679%	0.5354%
Initial Airfoil No.1 – Optimum No.4	8.5732%	56.5042%	34.0487%
Initial Airfoil No.2 – Optimum No.4	17.6622%	75.7309%	50.7363%
Initial Airfoil No.3 – Optimum No.4	34.4128%	27.6483%	14.9402%
Initial Airfoil No.4 – Optimum No.4	20.8291%	48.1211%	27.9730%

ทำการเปรียบเทียบเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนของสมการจำลองทดแทนลูกผสมกับผลการทดลองของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 และ 4 ดังตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 ผลเปรียบเทียบการทดลองกับผลคำตอบเหมาะสมสุด

Optimum Airfoil	C_d at $C_l = 0.5$			$1/C_l^2$ at $\text{aoi} = 5 \text{ deg}$		
	Exp.	Predicted	%Error	Exp.	Predicted	%Error
No.3	0.044438	0.0436	1.8857%	1.64957	2.6337	59.6597%
No.4	0.043231	0.0436	0.8535%	1.22204	1.3811	13.0159%
Optimum Airfoil	C_d			C_l		
	Exp.	Predicted	%Error	Exp.	Predicted	%Error
No.3	0.044438	0.0436	1.8857%	0.7786	0.6162	20.8579%
No.4	0.043231	0.0436	0.8535%	0.9046	0.8509	5.9363%

4.2 การอภิปรายผล

จากรูปที่ 4.1 แสดงจำนวนประชากร 200 จุด ที่ใช้ในการหาค่าเหมาะสมสุดผ่านวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำ ผลเฉลยของการหาค่าเหมาะสมสุดของขอบหน้าพารेटคือรูปร่างของแผนอากาศที่มีความเหมาะสมสุดของประชากรแสดงด้วยสัญลักษณ์วงกลมสีดำและแผนอากาศที่ถูกเลือกนำมาออกแบบจำนวน 6 ตัว จากขอบหน้าพารेटแสดงด้วยสัญลักษณ์สี่เหลี่ยมสีแดง แผนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้นแสดงด้วยสัญลักษณ์สามเหลี่ยมสีเขียว พบว่าจุดออกแบบเริ่มต้นมีการกระจายตัวของข้อมูลเป็นอย่างดี จากนั้นวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำทำการปรับข้อมูลให้ไปในทิศทางของการหาค่าเหมาะสมสุดเพื่อให้ได้ขอบหน้าพารेट ผลคำตอบของขอบหน้าพารेटสามารถที่จะให้รูปร่างของแผนอากาศที่เหมาะสมสุดและสามารถที่จะลดค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $\text{aoi} = 5$ องศา ได้ ซึ่งงานวิจัยนี้จะเลือกจุดขอบหน้าพารेटมา 6 จุด เพื่อใช้ในการออกแบบและเปรียบเทียบกับแผนอากาศเริ่มต้นทั้ง 4 ตัวที่ใช้ในการออกแบบ จากนั้นนำแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 และ 4 ไปสร้างตัวอย่างการทดลองและทดลองกับอุโมงค์ลมเพื่อเปรียบเทียบผลคำตอบที่เหมาะสมสุด แสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรออกแบบของแผนอากาศ NACA 4-digit ได้แก่ ค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์ เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์และเปอร์เซ็นต์ความหนาของแผนอากาศกับ 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ที่ใช้ในการออกแบบผ่านกราฟฟิตคู่ขนานดังตารางที่ 4.1 รูปที่ 4.2 และแสดงรูปแผนอากาศของ NACA 4-digit ที่เหมาะสมสุดทั้ง 6 จุด ดังรูปที่ 4.3

จากรูปที่ 4.3 แสดงรูปร่างแผนอากาศที่เหมาะสมสุดทั้ง 6 จุดจากขอบหน้าพารेटเรียงลำดับจากแผนอากาศที่มีค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ต่ำสุดและ $1/C_l^2$ ที่ $\text{aoi} = 5$ องศา สูงสุด โดยแผน

อากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 1 (Optimum shape airfoil No.1) ได้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0427 และ $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา เท่ากับ 3.6376 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.5243 มีค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เท่ากับ 1.9532 เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์เท่ากับ 26.5822 เปอร์เซ็นต์ ความหนาเท่ากับ 10.0759 ค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์ของแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 1 นี้มีค่าน้อยที่สุดของขอบหน้าพารेट ทำให้มีค่า C_l น้อยที่สุด เนื่องจากค่าแคมเบอร์ส่งผลต่อลักษณะความโค้งของแพนอากาศรวมถึงตำแหน่งสูงสุดของค่าแคมเบอร์อยู่ประมาณ 1 ส่วน 4 เท่าของความยาวคอร์ด ทำให้ความโค้งนี้สามารถเพิ่มความเร็วของอากาศบริเวณด้านบนของผิวแพนอากาศและลดความเร็วด้านล่าง ทำให้ความดันที่เกิดขึ้นที่ด้านล่างของแพนอากาศมีค่าเพิ่มขึ้น ซึ่งความดันเป็นตัวแปรหลักในการเกิดแรงยก อย่างไรก็ตาม ค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์และตำแหน่งสูงสุดของค่าแคมเบอร์มีไม่มากพอที่จะทำให้ความดันที่เกิดขึ้นนั้นมากกว่าเมื่อเทียบกับแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดหมายเลขอื่นๆ แต่แพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 1 นั้นมีค่าเปอร์เซ็นต์ความหนาของแพนอากาศต่ำที่สุด เนื่องจากการเกิดแรงต้านอากาศของแพนอากาศจะเป็นการรวมกันของแรงต้านเสียดทาน (Friction Drag) และแรงต้านความดัน (Form Drag) หากพิจารณาให้ผิวของแพนอากาศทั้งหมดมีลักษณะเดียวกัน แรงต้านรวมของแพนอากาศในงานวิจัยนี้จะขึ้นอยู่กับแรงต้านความดัน ซึ่งแรงต้านความดันจะขึ้นกับลักษณะของวัตถุที่กีดขวางการไหลของของไหลจนเกิดการแยกกันของการไหล จากค่าเปอร์เซ็นต์ความหนาของแพนอากาศต่ำที่สุดของหมายเลขที่ 1 นั้นทำให้การเกิดแรงต้านรวมน้อยที่สุด

แพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 2 (Optimum shape airfoil No.2) ได้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0432 และ $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา เท่ากับ 2.7752 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.6003 มีค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เท่ากับ 2.7529 เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์เท่ากับ 28.0438 เปอร์เซ็นต์ความหนาเท่ากับ 12.3621 ซึ่งแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 2 จะมีคุณสมบัติคล้ายกับแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 1 เพียงแต่มีค่า C_d เพิ่มขึ้นเนื่องจากเปอร์เซ็นต์ความหนาเพิ่มขึ้น C_l เพิ่มขึ้นเนื่องจากเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เพิ่มขึ้นและตำแหน่งสูงสุดของค่าแคมเบอร์มีการขยับออกจากชายหน้าของแพนอากาศเล็กน้อย

แพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 (Optimum shape airfoil No.3) ได้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0436 และ $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา เท่ากับ 2.6337 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.6162 มีค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เท่ากับ 3.1945 เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์เท่ากับ 28.5276 เปอร์เซ็นต์ความหนาเท่ากับ 10.0492 ซึ่งแพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3 นั้นเป็นลักษณะเหมาะสมที่จะนำไปออกแบบปีกอากาศยานชนิดต่างๆ เนื่องจากการมีค่าแคมเบอร์ที่ไม่มากและตำแหน่งของค่าแคมเบอร์สูงสุดยังอยู่ที่บริเวณชายหน้าของแพนอากาศ ส่งผลให้เกิดความโค้งไม่สูงจนเกินไปและความหนาของแพนอากาศที่มีค่าใกล้เคียงกับแพนอากาศหมายเลขที่ 1 ที่มีค่า C_d ต่ำสุด ซึ่งง่ายต่อการสร้างรูปร่างของแพนอากาศนี้

แพนอากาศเหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 4 (Optimum shape airfoil No.4) ได้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0436

และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เท่ากับ 1.3811 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.8509 มีค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เท่ากับ 4.9967 เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์เท่ากับ 49.9875 เปอร์เซ็นต์ความหนาเท่ากับ 10.0204 จะมีคุณสมบัติใกล้เคียงกับแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 แต่จะมีลักษณะความโค้งที่มากกว่าเนื่องจากมีค่าแคมเบอร์และตำแหน่งสูงสุดของแคมเบอร์เพิ่มขึ้นไปเกือบถึงขอบเขตบนสุดของการออกแบบในงานวิจัยตอนที่ 1 นี้ ซึ่งเหมาะสำหรับนำไปสร้าง Flap เพื่อเพิ่มแรงยกให้กับอากาศยานได้ ซึ่ง Flap จะติดอยู่กับบริเวณด้านท้ายของปีกหรือบริเวณชายหลังของแผนอากาศเนื่องจากการตัดโค้งของค่าแคมเบอร์ที่สูงและตำแหน่งของค่าแคมเบอร์ที่อยู่เกือบจะกึ่งกลางของแผนอากาศ แต่ชดเชยด้วยการได้มาของ C_l เพิ่มขึ้น แผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 5 (Optimum shape airfoil No.5) ได้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0505 และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เท่ากับ 1.2006 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.9126 มีค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เท่ากับ 4.9994 เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์เท่ากับ 49.9819 เปอร์เซ็นต์ความหนาเท่ากับ 17.2308 แผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 5 มีค่า C_d และ C_l ที่เพิ่มขึ้นเนื่องจากค่าตัวแปรออกเพิ่มขึ้น แผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 6 (Optimum shape airfoil No.6) ได้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0578 และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เท่ากับ 1.125 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.9428 มีค่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์เท่ากับ 4.9985 เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์เท่ากับ 49.9998 เปอร์เซ็นต์ความหนาเท่ากับ 24.0090 แผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 6 มีค่า C_d มากที่สุด เนื่องจากมีความหนาของแผนอากาศที่มากที่สุดแต่ก็ทำให้ได้ค่า C_l เพิ่มตามไปด้วยจากค่าแคมเบอร์และตำแหน่งสูงสุดของแคมเบอร์ที่ใกล้เคียงกับแผนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 และ 5

อิทธิพลของตัวแปรออกแบบทั้ง 3 ตัว ได้แก่ เปอร์เซ็นต์แคมเบอร์ (X_1) เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์ (X_2) เปอร์เซ็นต์ความหนา (X_3) นั้นส่งผลต่อฟังก์ชันวัตถุประสงค์ทั้ง 2 สมการ โดยเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์จากการดำเนินการวิจัยตอนที่ 1 พบว่า มีอิทธิพลอย่างมากต่อการเพิ่มขึ้นของค่า C_l ซึ่งเป็นไปตามทฤษฎีของการลักษณะทางกายภาพของแผนอากาศที่ว่า หากแผนอากาศมีค่าแคมเบอร์ที่มากขึ้น ณ ตำแหน่งที่แรงยกมีค่าเท่ากับศูนย์จะมีมุมปะทะน้อยกว่าแผนอากาศที่มีค่าแคมเบอร์น้อย เปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์นั้นก็ส่งผลต่อการเพิ่มขึ้นของค่า C_l เพียงแต่มีอิทธิพลค่อนข้างน้อย ซึ่งการเพิ่มขึ้นของเปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์อาจจะส่งผลต่อ C_l แบบไม่มีนัยยะสำคัญได้ เปอร์เซ็นต์ความหนาของแผนอากาศก็ส่งผลต่อการเพิ่มขึ้นของ C_l ด้วยเช่นกัน แต่มีอิทธิพลเพียงเล็กน้อย ซึ่งจะส่งผลต่อ C_d เป็นอย่างมาก เนื่องจากความหนาของแผนอากาศจะขวางการไหล ยิ่งมีความหนามากขึ้น โอกาสในการเกิดการแยกตัวกันของของไหลก็จะมีมากขึ้น ซึ่งเป็นไปตามทฤษฎีของการเกิดแรงต้านของวัตถุ 2 มิติ ที่ยิ่งมีความหนาในการขวางการไหลมากเท่าไร การเกิดแรงต้านก็จะยิ่งมากขึ้นเท่านั้น ดังนั้นผลการออกแบบแผนอากาศของงานวิจัยตอนที่ 1 ได้ผลลัพธ์ที่สอดคล้องกับทฤษฎีของแผนอากาศ

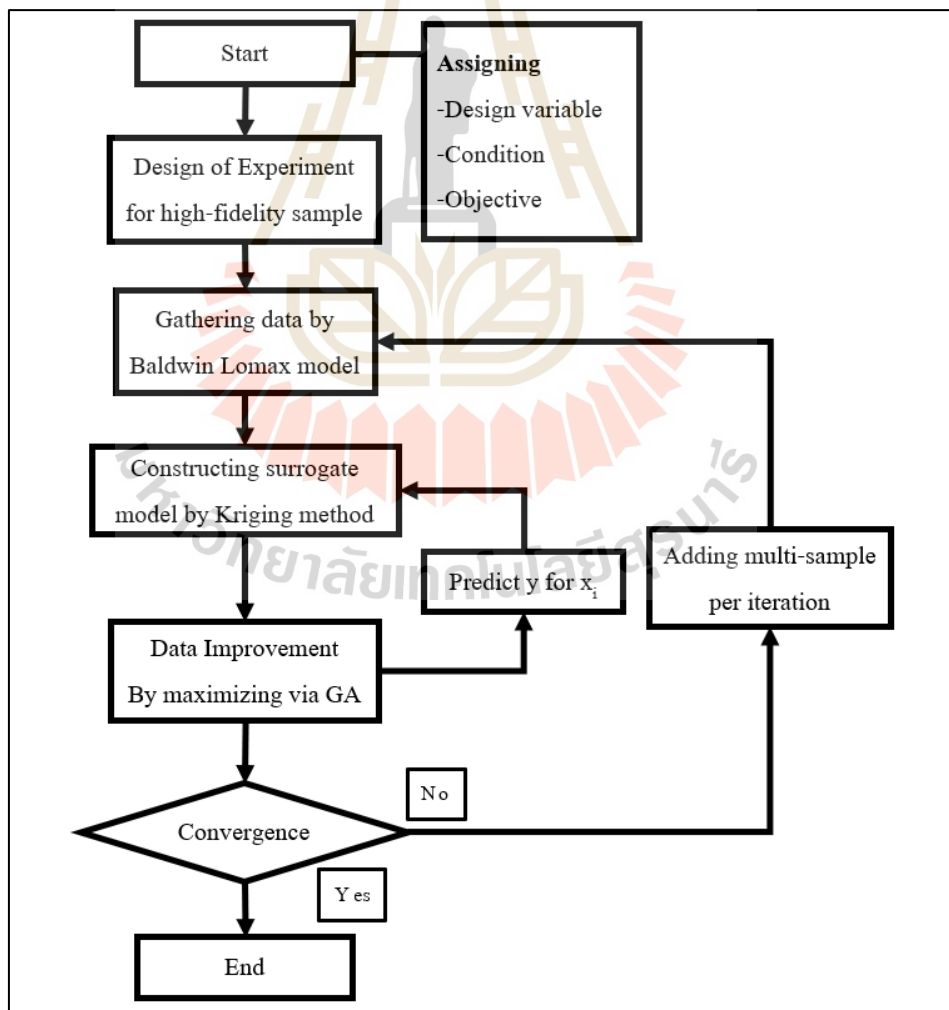
4.9967 ค่าเปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์จาก 10.9079 เป็น 49.9875 ค่าเปอร์เซ็นต์ความหนาของแพนอากาศจาก 20.7692 เป็น 10.0204 มีค่า C_d ที่ $C_L = 0.5$ ลดลง 20.8291 เปอร์เซ็นต์ ค่า $1/C_L^2$ ที่ $aoi = 5$ ลดลง 48.1211 เปอร์เซ็นต์ แสดงเปอร์เซ็นต์การลดลงของค่า C_d ที่ $C_L = 0.5$ และ $1/C_L^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นเทียบกับแพนอากาศเหมาะสมสุดจากตารางที่ 4.2

จากการใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับโดยข้อมูลความแม่นยำระดับสูงใช้เป็นการเก็บข้อมูลของค่า C_d ที่ $C_L = 0.5$ และ $1/C_L^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ผ่านการทดลองในอุโมงค์ลมจำนวนแพนอากาศ 4 ตัว และข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำใช้การเก็บค่า C_d ที่ $C_L = 0.5$ และ $1/C_L^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ผ่านการคำนวณเชิงตัวเลขด้วยวิธีพาดจากโปรแกรม JavaFoil จำนวนแพนอากาศ 30 ตัว เพื่อนำข้อมูลความแม่นยำ 2 ระดับ มาใช้ในการสร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสม ซึ่งสามารถเพิ่มความแม่นยำให้กับสมการจำลองทดแทนรูปผสมมากขึ้น แม้จะใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเพียง 4 ข้อมูล แต่ก็เพียงพอที่จะให้สมการคริกกิงลอกเลียนแบบแนวโน้มของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำจำนวน 30 ข้อมูล ที่ถูกสร้างความสัมพันธ์โดยวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมีเมื่อมีการรวมกันของข้อมูลความแม่นยำของทั้ง 2 ระดับ จากนั้นหาค่าเหมาะสมสุดของสมการจำลองทดแทนลูกผสมด้วยวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำ เมื่อทำการนำแพนอากาศที่เหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 และ 4 ไปทำการทดลองผ่านอุโมงค์ลมเพื่อเปรียบเทียบเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนของผลคำตอบขอบหน้าพาเรโต พบว่าแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 3 มีค่า C_d จากการทดลองอุโมงค์ลมเท่ากับ 0.044438 ผลคำตอบเท่ากับ 0.0436 มีความคลาดเคลื่อน 1.8857% ค่า C_L จากการทดลองอุโมงค์ลมเท่ากับ 0.7786 ผลคำตอบเท่ากับ 0.6162 มีความคลาดเคลื่อน 20.8579% แพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 4 มีค่า C_d จากการทดลองอุโมงค์ลมเท่ากับ 0.043231 ผลคำตอบเท่ากับ 0.0436 มีความคลาดเคลื่อน 0.8535% ค่า C_L จากการทดลองอุโมงค์ลมเท่ากับ 0.9046 ผลคำตอบเท่ากับ 0.8509 มีความคลาดเคลื่อน 5.9363% แสดงผลการเปรียบเทียบดังตารางที่ 4.3 ซึ่งก็สามารถทำให้ได้รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมสุดภายใต้เงื่อนไขของการออกแบบงานวิจัยที่ 1 นี้ได้

บทที่ 5 วิธีการดำเนินการวิจัยตอนที่ 2

วิธีการดำเนินการวิจัยตอนที่ 2 เป็นการใช้กระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบหลายค่าผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ มาประยุกต์กับการออกแบบแผนอากาศยานของสมการ Class-Shape Transformation แสดงขั้นตอนการทำงานของกรวิจัยตอนที่ 2 ดังรูปที่ 5.1

5.1 กรอบแนวคิดของการดำเนินงานวิจัย



รูปที่ 5.1 ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยตอนที่ 2

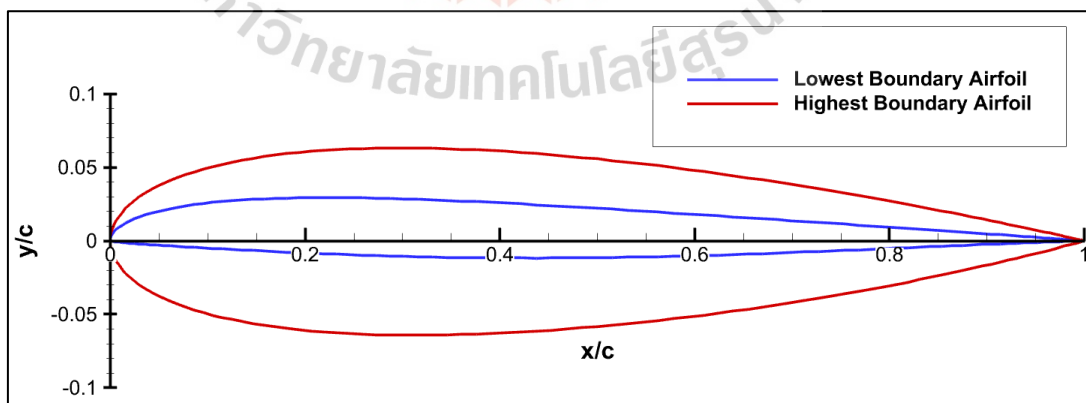
5.2 การกำหนดตัวแปรออกแบบ เงื่อนไขและฟังก์ชันวัตถุประสงค์

5.2.1 การกำหนดตัวแปรออกแบบ

ตอนที่ 2 จะออกแบบแพนอากาศโดยใช้สมการ CST โดยอ้างอิงสมการที่ 2.1 สมการที่ 2.2 ให้มีค่า N_1 และ N_2 มีค่า 0.5 และ 1 ตามลำดับ สมการที่ 2.3 ให้ b_i เป็นตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบแพนอากาศ มีทั้งหมด 6 ค่า ซึ่งค่า $b_1 - b_3$ จะควบคุมรูปร่างของแพนอากาศด้านบน ส่วนค่า $b_4 - b_6$ จะควบคุมรูปร่างของแพนอากาศด้านล่าง แสดงขอบเขตของค่าตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบดังตารางที่ 5.1 และรูปร่างขอบเขตล่างสุดและบนสุดของการออกแบบแพนอากาศดังรูปที่ 5.2

ตารางที่ 5.1 ตารางตัวแปรและขอบเขตของการออกแบบแพนอากาศ

ตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบ	ขอบเขตในการออกแบบ
b_1	0.10 – 0.18
b_2	0.05 – 0.15
b_3	0.05 – 0.15
b_4	-0.18 – -0.01
b_5	-0.15 – -0.05
b_6	-0.18 – -0.02



รูปที่ 5.2 ขอบเขตในการออกแบบแพนอากาศตอนที่ 2

5.2.2 เงื่อนไขสำหรับการออกแบบแพนอากาศ

ตอนที่ 2 จะออกแบบแพนอากาศภายใต้สภาวะการไหลที่มีความเร็วต่ำกว่าความเร็วเสียง (Sub-sonic Flow) การไหลมีสถานะปั่นป่วน (Turbulence Flow) และของไหลมีสถานะการไหลไม่ถูกบีบอัดตัว (Incompressible Flow) ที่มีเลขมัค (Mach Number) น้อยกว่า 0.3 และ เลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number) เท่ากับ 1000000

5.2.3 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในการออกแบบแพนอากาศ

เนื่องจากแพนอากาศนั้นเป็นส่วนในรูปสองมิติของปีก หากจะออกแบบอากาศยานทั้งลำ จะต้องนำผลการออกแบบแพนอากาศที่ได้ไปรวมกับการออกแบบปีกในรูปสามมิติ ดังนั้นการออกแบบแพนอากาศสามารถใช้ฟังก์ชันวัตถุประสงค์เดียวกับการออกแบบอากาศยานทั้งลำได้ ซึ่งในงานวิจัยนี้จะใช้ฟังก์ชันวัตถุประสงค์สองฟังก์ชันที่มีความขัดแย้งกันของผลลัพธ์ที่ต้องการ แสดงดังสมการที่ 5.1 และ 5.2 ตามลำดับ (Ariyarit et al., 2017)

$$\text{Minimize (f1): } C_d \text{ at } C_l = 0.5 \quad (5.1)$$

เมื่อ C_d คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ

C_l คือ สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ

$$\text{Minimize (f2): } 1/C_l^2 \text{ at } aoi = 5 \text{ deg} \quad (5.2)$$

เมื่อ C_l คือ สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ

Aoi คือ มุมระหว่างเส้นคอร์ดกับเส้นแกนแนวนอนของอากาศยาน

สมการที่ 5.1 มีวัตถุประสงค์ในการออกแบบแพนอากาศให้สามารถพาอากาศยานบินได้ระยะทางที่ไกลขึ้นต่อน้ำมันเชื้อเพลิงหนึ่งรอบ การลดสัมประสิทธิ์แรงต้านจะช่วยให้อากาศยานใช้ปริมาณน้ำมันเชื้อเพลิงน้อยลงเนื่องจากขนาดแรงจุดที่ลดลงและตัวอย่างที่ใช้ออกแบบจะออกแบบ

ที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศเท่ากับ 0.5 ออกแบบที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 1000000 (Wickramasinghe U. K., 2010)

สมการที่ 5.2 มีวัตถุประสงค์ให้แพนอากาศนั้นสามารถเพิ่มแรงยกขณะที่อากาศยานลงจอด (Landing) เนื่องจากแรงยกมีความสัมพันธ์กับแรงดูดเหนี่ยวนำ (Induced Drag) แบบแปรผันตรง ทำให้สามารถเพิ่มแรงในการดูดอากาศยานได้ขณะลงจอด ซึ่งฟังก์ชันวัตถุประสงค์นี้จะตั้งค่ามุมตั้งปีก (Angle of Incidence) อยู่ที่ 5 องศาเมื่อเทียบกับเส้นยาวตามแนวนอนของอากาศยานหรือพื้นดินออกแบบที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 1000000 (Wickramasinghe U. K., 2010)

5.3 การออกแบบตัวแปรในการเก็บข้อมูล

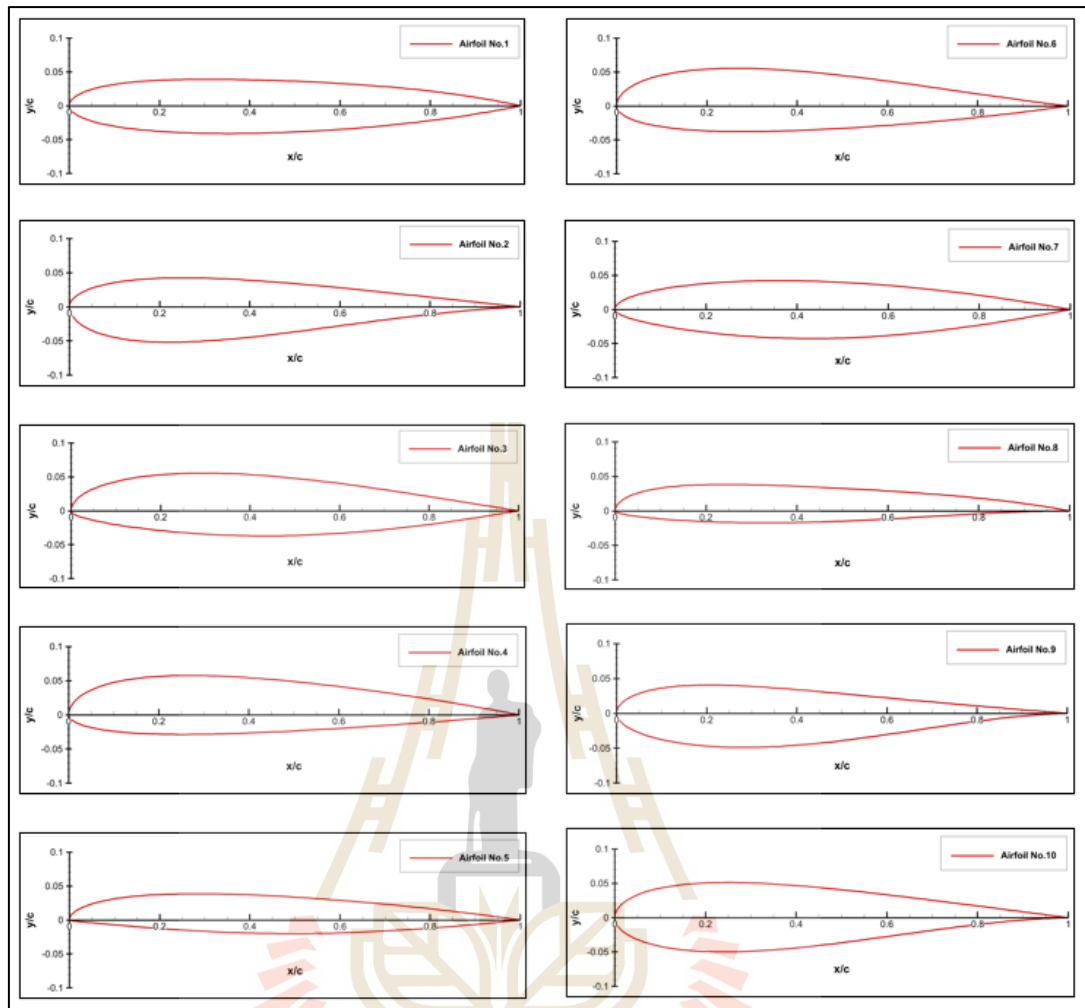
การออกแบบตัวแปรจะใช้วิธี LHS จากโปรแกรม MATLAB จำนวน 10 ตัวแปร ซึ่งแต่ละตัวแปรจะถูกสุ่มโดยมีขอบเขตอยู่ที่ 0 ถึง 1 และทุกค่าจะมีค่าไม่ซ้ำกัน จากนั้นจะแปลงค่าขอบเขตตามตารางที่ 5.1 แสดงดังตารางที่ 5.2



ตารางที่ 5.2 ค่าตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบสำหรับข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

จำนวนตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบทั้งหมด 10 ตัว						
ตัวแปร ออกแบบ ที่	ตัวแปรออกแบบ b_1, b_2, b_3, b_4, b_5 และ b_6					
	ตัวแปรออกแบบสำหรับ รูปร่างแพนอากาศด้านบน			ตัวแปรออกแบบสำหรับ รูปร่างแพนอากาศด้านล่าง		
	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6
1	0.119027 (0.2378)	0.072900 (0.2290)	0.145603 (0.9560)	-0.107513 (0.4264)	-0.097300 (0.5270)	-0.135613 (0.0846)
2	0.132389 (0.4049)	0.091300 (0.4130)	0.069100 (0.1910)	-0.170419 (0.0564)	-0.105133 (0.4487)	-0.033400 (0.6859)
3	0.153999 (0.6750)	0.143180 (0.9318)	0.102727 (0.5273)	-0.060700 (0.7018)	-0.118907 (0.3109)	-0.112652 (0.2197)
4	0.176717 (0.9590)	0.122583 (0.7258)	0.130106 (0.8011)	-0.090500 (0.5265)	-0.057500 (0.9250)	-0.060100 (0.5288)
5	0.114950 (0.1869)	0.085400 (0.3540)	0.095100 (0.4510)	-0.014000 (0.9765)	-0.072100 (0.7790)	-0.068100 (0.4818)
6	0.166938 (0.8367)	0.130834 (0.8083)	0.079800 (0.2980)	-0.113542 (0.3909)	-0.080500 (0.6950)	-0.098200 (0.3047)
7	0.100915 (0.0114)	0.115607 (0.6561)	0.117947 (0.6795)	-0.069600 (0.6494)	-0.138420 (0.1158)	-0.127071 (0.1349)
8	0.129077 (0.3635)	0.057800 (0.0780)	0.123836 (0.7384)	-0.035400 (0.8506)	-0.065500 (0.8450)	-0.001290 (0.8748)
9	0.142787 (0.5348)	0.061800 (0.1180)	0.053100 (0.0310)	-0.129851 (0.2950)	-0.148024 (0.0198)	-0.017300 (0.9841)
10	0.161685 (0.7711)	0.106808 (0.5681)	0.084600 (0.3460)	-0.153896 (0.1536)	-0.120535 (0.2947)	-0.017500 (0.7794)

แสดงรูปร่างของแพนอากาศทั้ง 10 ตัว ซึ่งเป็นรูปร่างแรกเริ่มที่ใช้ในการออกแบบแพนอากาศ
ต่อไป แสดงดังรูปที่ 5.3



รูปที่ 5.3 รูปร่างแผนอากาศของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงหมายเลขที่ 1

5.4 การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

สำหรับงานวิจัยในตอนที่ 2 จะใช้ข้อมูลแหล่งเดียวในการแก้ปัญหาหรือเก็บข้อมูลของผลลัพธ์ให้เรียกว่า ข้อมูลความแม่นยำระดับสูง ซึ่งจะใช้การคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลด้วยวิธีควบคุมปริมาตรจำกัด (Finite Volume Method: FVM) เก็บผลผ่านการรันด้วยโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1

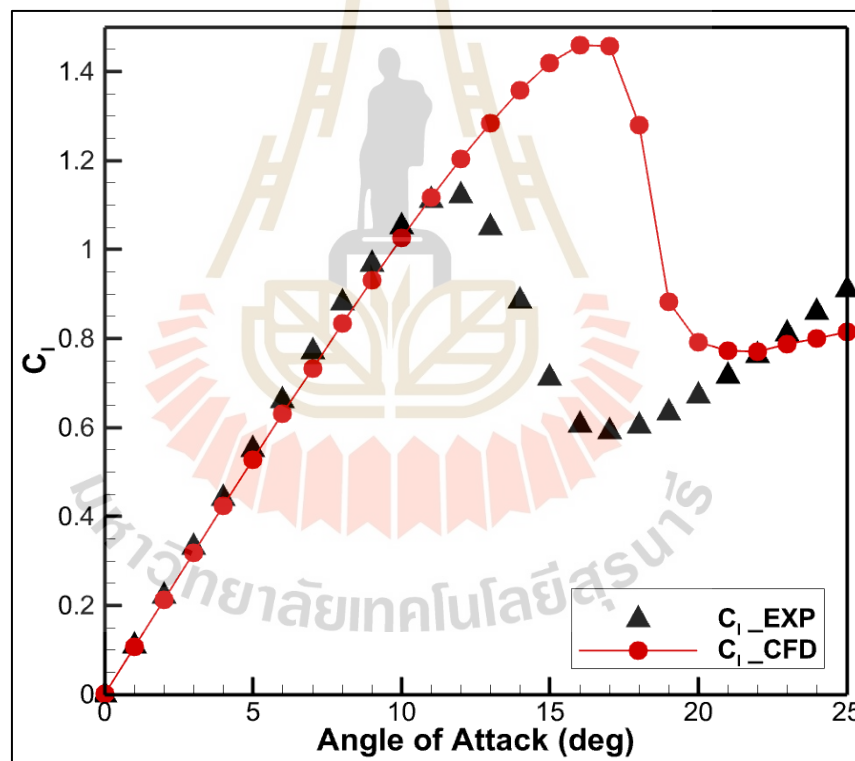
5.4.1 การตรวจสอบและการทำให้ข้อมูลมีความถูกต้องของข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณด้วยวิธีควบคุมปริมาตรจำกัดเป็นวิธีคำนวณเชิงตัวเลขที่ได้ผลลัพธ์แบบค่าประมาณ ทำให้ต้องมีการตรวจสอบและทำให้วิธีการมีความถูกต้องในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง โดยจะเก็บผลของ NACA0012 จากโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1

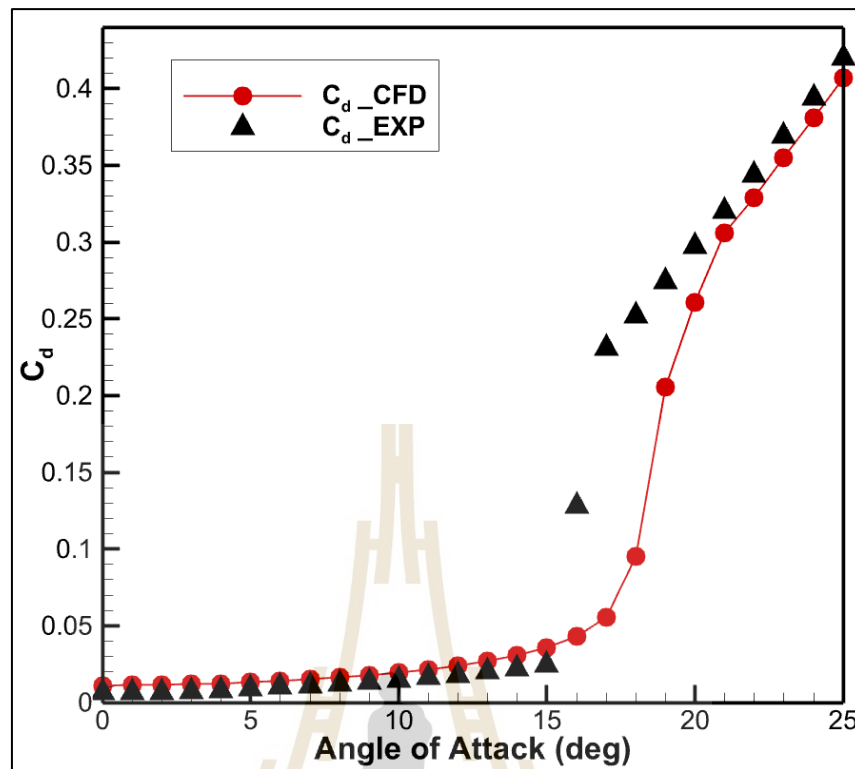
เทียบกับผลการทดลองของ Sheldahl ที่เลขเรย์โนลด์ 1000000 รวมทั้งตรวจสอบการเป็นอิสระของเอลิเมนต์ (Element independence) แสดงดังรูปที่ 5.4, 5.5 และตารางที่ 5.3 ตามลำดับ

ตารางที่ 5.3 การเป็นอิสระของเอลิเมนต์

จำนวนเอลิเมนต์	C_l	C_d	%Diff C_l	%Diff C_d
40000	0.52688	0.01343	0.12923	1.27388
160000	0.52686	0.01334	0.13117	0.60676
360000	0.52719	0.01329	0.06949	0.25513
640000	0.52743	0.01327	0.02385	0.08632
1000000	0.52756	0.01326	0	0



รูปที่ 5.4 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลคำนวณ CFD และผลการทดลองของ Sheldahl (Sheldahl, 1981)



รูปที่ 5.5 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลคำนวณ CFD และผลการทดลองของ Sheldahl (Sheldahl, 1981)

จากตารางที่ 5.2 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนเอลิเมนต์กับค่า C_l และ C_d เมื่อเทียบจำนวนเอลิเมนต์ต่างๆกับเอลิเมนต์ที่มากที่สุดพบว่าค่าเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างของ C_l และ C_d ไม่เกิน 2% ทำให้สามารถใช้จำนวนเอลิเมนต์ในตารางที่ 5.2 ได้ทั้งหมด ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงใช้จำนวนเอลิเมนต์เท่ากับ 160000

จากรูปที่ 5.3 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อมุมปะทะของผลคำนวณ CFD และผลการทดลองของ Sheldahl พบว่าที่มุมปะทะ 0 องศา ถึง 11 องศา ผลของ CFD มีค่าใกล้เคียงกับผลการทดลอง มีผลความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 10% แต่เมื่อมุมปะทะมากกว่า 11 องศา เป็นต้นไป C_l ของผลการทดลองเริ่มมีค่าลดลงเนื่องจากเกิดสภาวะการร่วงหล่นเนื่องจากการไหลเกิดสภาวะแยกตัวกันจากผิวแพนอากาศ แต่ C_l ของ CFD มีค่าเพิ่มขึ้นต่อเนื่องจนถึงประมาณ 17 องศา ก่อนที่ CFD จะจับพฤติกรรมการร่วงหล่นของอากาศได้เนื่องจากการคำนวณ CFD ของงานวิจัยนี้ใช้สมการ Spalart Allmaras เป็นสมการอนุพันธ์ย่อยสำหรับการไหลของของไหลที่สภาวะปั่นป่วนเต็มรูปแบบ แต่เมื่อการไหลเกิดการแยกตัว สมการ Spalart Allmaras ไม่สามารถคำนวณ

C_d ได้ถูกต้อง ส่งผลให้ช่วงสภาวะร่วนหล่น ผลของ CFD กับผลการทดลองมีแนวโน้มและผลไม่ตรงกัน อย่างไรก็ตามการเก็บข้อมูลจาก CFD ด้วยสมการปั่นป่วน Spalart Allmaras นั้นเพียงพอในช่วงที่ค่า C_d อยู่ในช่วงสภาวะเส้นตรงซึ่งสอดคล้องกับการสร้างฟังก์ชันวัตถุประสงค์จากสมการที่ 5.1 และ 5.2 ตามลำดับ

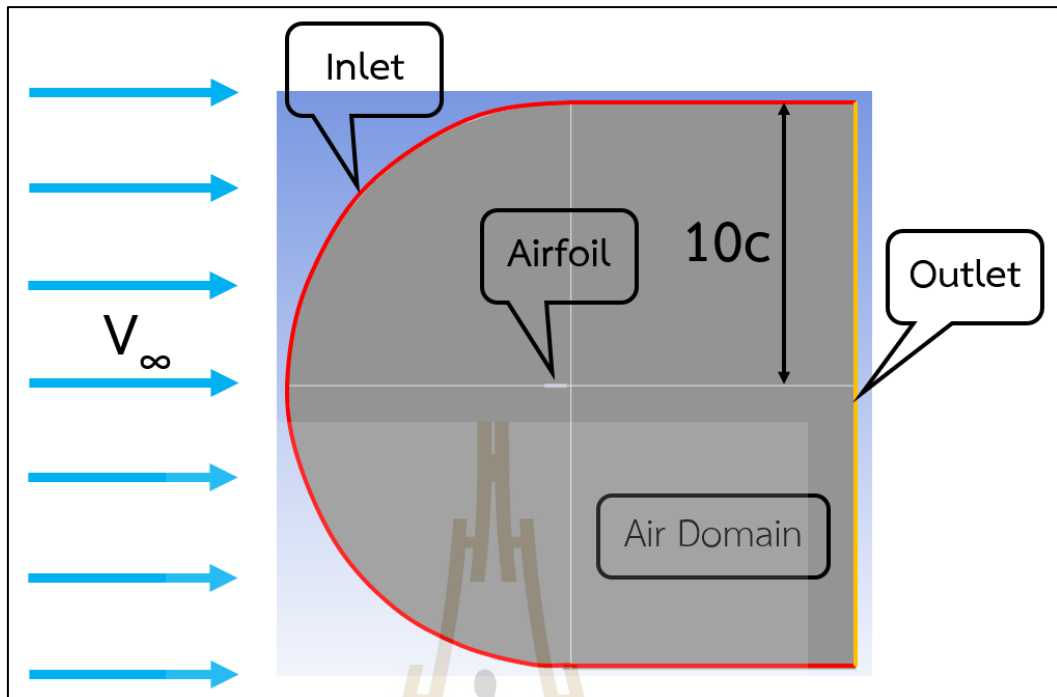
จากรูปที่ 5.4 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อมุมปะทะของผลคำนวณ CFD และผลการทดลองของ Sheldahl พบว่าที่มุมปะทะที่ 0 องศา ถึง 15 องศา ผลการคำนวณจาก CFD มีค่าและแนวโน้มใกล้เคียงกับผลการทดลอง มุมปะทะระหว่าง 16 องศา ถึง 20 องศา ค่า C_d ของผลการคำนวณจาก CFD เริ่มมีค่าแตกต่างจากการทดลอง และมุมปะทะระหว่าง 21 องศา ถึง 25 องศา ค่า C_d มีแนวโน้มใกล้เคียงกับผลการทดลอง เนื่องจากการทำเอลิเมนต์ที่ชั้นขีดผิวของแพนอากาศนั้นมีค่า y^+ ประมาณ 1.72 ทำให้เอลิเมนต์ที่ติดชั้นขีดผิวกับแพนอากาศสามารถจับพฤติกรรมการไหลของอากาศในชั้นขีดผิวได้ ซึ่งส่งผลต่อค่า C_d ที่เกิดขึ้นจากลักษณะรูปร่างของแพนอากาศ ดังนั้นในช่วงมุมปะทะที่สมการ Spalart Allmaras สามารถทำนายค่า C_d ได้ใกล้เคียงกับผลการทดลองนั้นเพียงพอต่อการเก็บข้อมูลจาก CFD ซึ่งสอดคล้องสอดคล้องกับการสร้างฟังก์ชันวัตถุประสงค์จากสมการที่ 5.1 และ 5.2 ตามลำดับ

5.4.2 ขั้นตอนการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

วิธีการทำ CFD มีทั้งหมด 3 ขั้นตอนหลักๆได้แก่ ขั้นตอนก่อนการประมวลผล (Pre-processing) ขั้นตอนการคำนวณ (Calculation) และขั้นตอนหลังการประมวลผล (Post-processing) ซึ่งในแต่ละขั้นตอนนี้ก็จะมีขั้นตอนแยกย่อยออกไป

5.4.2.1 ขั้นตอนก่อนการประมวลผล

เริ่มจากกำหนดขนาดโดเมน กำหนดเงื่อนไขขอบเขต ขนาดความยาวของคอร์ดและคุณสมบัติของอากาศแสดงดังรูปที่ 5.6 และตารางที่ 5.4 ตามลำดับ

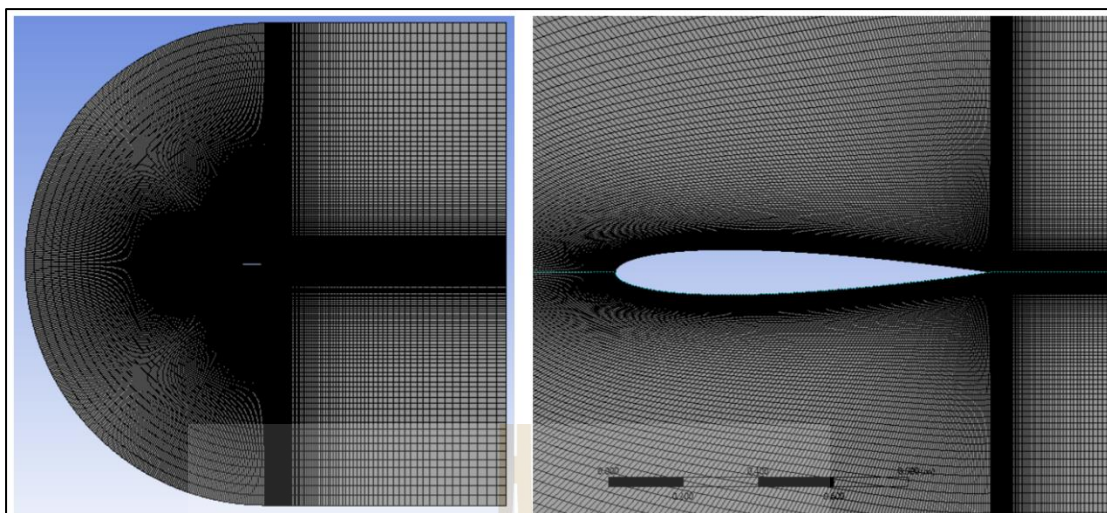


รูปที่ 5.6 เงื่อนไขขอบเขต

ตารางที่ 5.4 เงื่อนไขที่ใช้ในการคำนวณ CFD

เลขเรย์โนล/เลขมัค	1000000 / 0.04331
Aspect Ratio / ความยาวคอร์ด	∞ / 1 m
ความดัน / อุณหภูมิ	1 atm / 15 °C
ความหนาแน่น/ความหนืด	1.225 kg/m ³ – 1.802x10 ⁻⁵ kg/ms

เมื่อสร้างขนาดโดเมนและรูปร่างของแพนอากาศเสร็จแล้ว ทำการแบ่งโดเมนขนาดใหญ่ให้เป็นขนาดเล็กเรียกว่า เอลิเมนต์ โดยใช้จำนวนเอลิเมนต์จำนวน 160000 ชนิดเอลิเมนต์เป็นระเบียบรูปสี่เหลี่ยม (Quadrilateral Structured Element) โดยมีขนาดสูงของเอลิเมนต์ที่ชั้นชิดผิวติดกับผิวแพนอากาศมีค่า $y^+ = 1.72$ แสดงดังรูปที่ 5.7



รูปที่ 5.7 เอลิเมนต์ของโดเมนและใกล้ผิวของแพนอากาศ

การคำนวณผ่าน CFD จะเป็นลักษณะสองมิติ สภาวะคงที่ การไหลบีบอัดตัวไม่ได้และเป็นการไหลแบบปั่นป่วน สมการควบคุมที่ใช้ในการคำนวณนี้มีสมการความต่อเนื่อง สมการโมเมนตัมในแนวแกนนอนและตั้ง และสมการจำลองความปั่นป่วน Spalart Allmaras โดเมนของการคำนวณมีคุณสมบัติเหมือนอากาศ ความเร็วทางเข้าระบุเป็นขนาดและทิศทาง ทางออกกำหนดเป็นความดันบรรยากาศ ผิวของแพนอากาศเป็นผนังที่ไม่มีการเคลื่อนที่ (Stationary wall) วิธีแก้สมการของ Pressure-Velocity Coupling เป็นแบบ Coupled การแบ่งสมการควบคุมใช้ Second order สำหรับสมการความต่อเนื่องและ Second order upwind สำหรับสมการโมเมนตัม และสมการจำลองความปั่นป่วน ตามลำดับ กำหนดค่าเศษตกค้าง (Residual) ที่ 10^{-6}

5.4.3.2 ขั้นตอนการคำนวณ

การเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงในตอนต้นๆ จะใช้สมการควบคุมทั้งหมด 4 สมการคือ สมการความต่อเนื่อง สมการโมเมนตัมในแนวแกนนอนและตั้ง และสมการจำลองความปั่นป่วน หากยังใช้สมการจำลองความปั่นป่วนเพิ่มขึ้น ระยะเวลาในการคำนวณก็ยิ่งจะเพิ่มขึ้นตามรวมทั้งคำนวณเก็บค่า C_l และ C_d ของแพนอากาศทั้ง 10 ตัวด้วยนั้น การใช้สมการจำลองความปั่นป่วนเป็น Spalart Allmaras ซึ่งเป็นสมการเพียงสมการเดียวที่ใช้แก้ปัญหาการไหลแบบปั่นป่วนนั้นเพียงพอต่อการเก็บค่า C_l และ C_d จากการวิเคราะห์ในรูปที่ 5.3 และ 5.4 ตามลำดับ ดังนั้นการคำนวณ CFD นี้จะแก้สมการควบคุมตามสมการที่ 2.33 2.34 2.35 และ 2.38 ตามลำดับ

5.4.3.3 ขั้นตอนหลังการประมวลผล

เมื่อทำการคำนวณสมการควบคุมแล้ว จะหาค่า C_l และ C_d จากสมการที่ 2.13 และ 2.14 ตามลำดับ จากนั้นทำการเก็บค่า C_l และ C_d ตามฟังก์ชันวัตถุประสงค์สมการที่ 5.1 และ 5.2 ตามลำดับ

5.4.3 ผลสรุปของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูง

แสดงความสัมพันธ์ของตัวแปรออกแบบทั้ง 6 ตัวและฟังก์ชันวัตถุประสงค์ทั้ง 2 สมการดังตารางที่ 5.5

ตารางที่ 5.5 ผลสรุปการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 2

แผน อากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)						ผลลัพธ์ (Output)	
	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$ deg
1	0.1190	0.07290	0.1456	-0.1075	-0.0973	-0.1356	0.012260	3.7969
2	0.1323	0.0913	0.0691	-0.1704	-0.1051	-0.0334	0.012344	3.7500
3	0.1539	0.1431	0.1027	-0.0607	-0.1189	-0.1126	0.011962	3.0628
4	0.1767	0.1225	0.1301	-0.0905	-0.0575	-0.0601	0.011744	2.2437
5	0.1149	0.0854	0.0951	-0.0140	-0.0721	-0.0681	0.011294	2.8708
6	0.1669	0.1308	0.0798	-0.1135	-0.0805	-0.0982	0.012023	3.0383
7	0.1009	0.1156	0.1179	-0.0696	-0.1384	-0.1270	0.011816	3.9509
8	0.1290	0.0578	0.1238	-0.0354	-0.0655	-0.0012	0.011166	2.2552
9	0.1427	0.0618	0.0531	-0.1298	-0.1480	-0.0173	0.011993	3.5346
10	0.1616	0.1068	0.0846	-0.1538	-0.1205	-0.0175	0.012131	2.7796

5.5 การสร้างสมการแบบจำลองทดแทนและการปรับปรุงข้อมูล

5.5.1 การสร้างสมการแบบจำลองทดแทน

การสร้างแบบจำลองทดแทน (Surrogate model) จะเป็นสร้างและหาความสัมพันธ์ฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ระหว่างตัวแปรต้น (Input) และตัวแปรตาม (Output) ของข้อมูลความแม่นยำระดับระดับสูง ซึ่งในงานวิจัยตอนที่ 2 ใช้ข้อมูลความแม่นยำเพียงระดับเดียว การสร้างฟังก์ชันตามสมการที่ 5.1 และ 5.2 ของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงทำได้โดยใช้วิธีคริกกิงจากตัวแปรต้นและตัวแปรตามของตารางที่ 5.5 เริ่มจากการหาสมการทั้งหมด $\mu(\mathbf{x})$ ของคริกกิงจากสมการที่ 2.52 จากนั้นทำการหาค่าสูงสุดด้วยการประมาณค่าแบบ Likelihood หาค่า θ จากสมการที่ 2.54 และแทนค่าในสมการที่ 2.58 เพื่อหาค่าส่วนเบี่ยงเบนเฉพาะจุด $\varepsilon(\mathbf{x})$ ของสมการ จะได้สมการแบบจำลองทดแทนด้วยวิธีคริกกิงจากการแทนค่า $\mu(\mathbf{x})$ และ $\varepsilon(\mathbf{x})$ ลงไปในสมการที่ 2.50 จะได้ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ของสมการที่ 5.1 และ 5.2 ด้วยวิธีคริกกิง ดังสมการที่ 5.3 และ 5.4 ตามลำดับ

$$C_d(\mathbf{x}) = \mu(\mathbf{x}) + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{F}_h - \mathbf{1}\mu - \mathbf{F}_h) \quad (5.3)$$

เมื่อ $C_d(\mathbf{x})$ คือ สมการจำลองทดแทนลูกผสมของสมการที่ 5.1

และ \mathbf{x} คือ ค่าตัวแปรออกแบบแผนอากาศตามตารางที่ 5.1

$$1/C_l^2(\mathbf{x}) = \mu(\mathbf{x}) + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{F}_h - \mathbf{1}\mu - \mathbf{F}_h) \quad (5.4)$$

เมื่อ $1/C_l^2(\mathbf{x})$ คือ สมการจำลองทดแทนลูกผสมของสมการที่ 5.2

และ \mathbf{x} คือ ค่าตัวแปรออกแบบแผนอากาศตามตารางที่ 3.1

5.5.2 การปรับปรุงข้อมูล

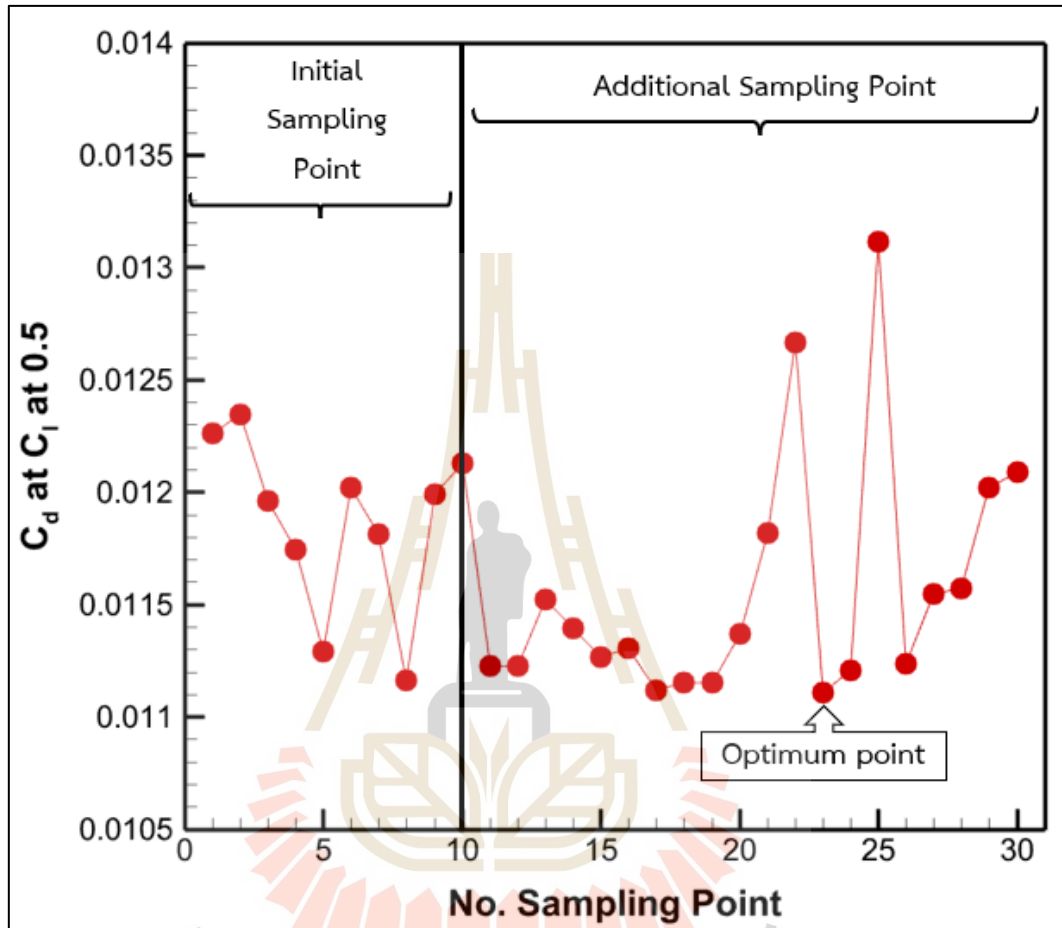
การปรับปรุงข้อมูล หมายถึง การหาค่าสูงสุดของค่าปรับปรุงความคาดหวัง (Expected Improvement: EI) หากมีฟังก์ชันวัตถุประสงค์มากกว่า 1 ฟังก์ชันจะใช้วิธีการหาค่าสูงสุดของค่าปรับปรุงความคาดหวังแบบไฮเปอร์วอลุ่ม (Expected Hypervolume Improvement: EHVI) โดยงานวิจัยนี้มีฟังก์ชันในการออกแบบ 2 ฟังก์ชัน จึงใช้ค่า EHVI ซึ่งจะใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมสุดแบบวิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Algorithm: GA) โดยกำหนดให้มีประชากรเริ่มต้น (Population) เท่ากับ 50 และมีรุ่นของประชากร (Generation) เท่ากับ 50 วิธีที่ใช้ในการคัดเลือกสายพันธุ์ของประชากรคือ การคัดเลือกแบบแข่งขัน (Tournament Selection) จากนั้นทำการสลับสายพันธุ์ (Crossover) โดยด้วยวิธี Blend Crossover Operator (BLX) มีอัตราการสลับสายพันธุ์อยู่ที่ 0.9 และทำการกลายพันธุ์ (Mutation) เพื่อป้องกันการเกิดซ้ำของผลคำตอบของประชากรรุ่นก่อนหน้า โดยมีอัตราการกลายพันธุ์อยู่ที่ 0.1 เมื่อคำนวณหาผลคำตอบครบ 50 ประชากร ผลคำตอบจะถูกเก็บในรูปแบบของรุ่นของประชากร ดังนั้นงานวิจัยนี้จะมีรอบการคำนวณของวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครบงำทั้งหมด 2500 ครั้ง เมื่อได้ผลคำตอบออกมาจะเป็นแผนอากาศหมายเลขที่ 11 จะนำค่าตัวแปรต้นที่ใช้ในการออกแบบไปแทนค่าในสมการจำลองทดแทนเพื่อให้สมการจำลองทดแทนทำนายค่าตัวแปรตามที่ 11 ทำการวนซ้ำขั้นตอนการทำนายค่าตัวแปรตามจากตัวแปรต้นที่ได้จากการหาค่าเหมาะสมสุดของสมการจำลองทดแทนตามขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยจากรูปที่ 5.1 ใน 1 รอบการคำนวณ กำหนดให้ได้ผลคำตอบของตัวแปรต้นทั้งหมด 4 จำนวน จากนั้นนำตัวแปรต้นทั้ง 4 จำนวนนี้ไปเก็บค่าตามฟังก์ชันวัตถุประสงค์สมการที่ 5.1 และ 5.2 ด้วยโปรแกรม ANSYS Fluent และทำการคำนวณหาสมการจำลองทดแทนใหม่ตามขั้นตอนหัวข้อ 5.5.2 ทำการวนซ้ำขั้นตอนจนผลคำตอบของการหาค่าเหมาะสมสุดจะครบ 20 จำนวน รวมแผนอากาศทั้งหมด 30 ตัวและเทียบผลแผนอากาศจำนวน 8 ตัวกับสมการจำลองทดแทน แสดงสมการ EHVI ของฟังก์ชันวัตถุประสงค์ตามสมการที่ 5.1 และ 5.2 ดังสมการที่ 5.5

$$EHVI[C_d(\mathbf{x}), 1/C_l^2(\mathbf{x})] = \int_{-\infty}^{C_d} \int_{1/C_l^2}^{\infty} HVI[C_d, 1/C_l^2] \times \phi_1(C_d) dC_d \phi_2(1/C_l^2) d1/C_l^2 \quad (5.5)$$

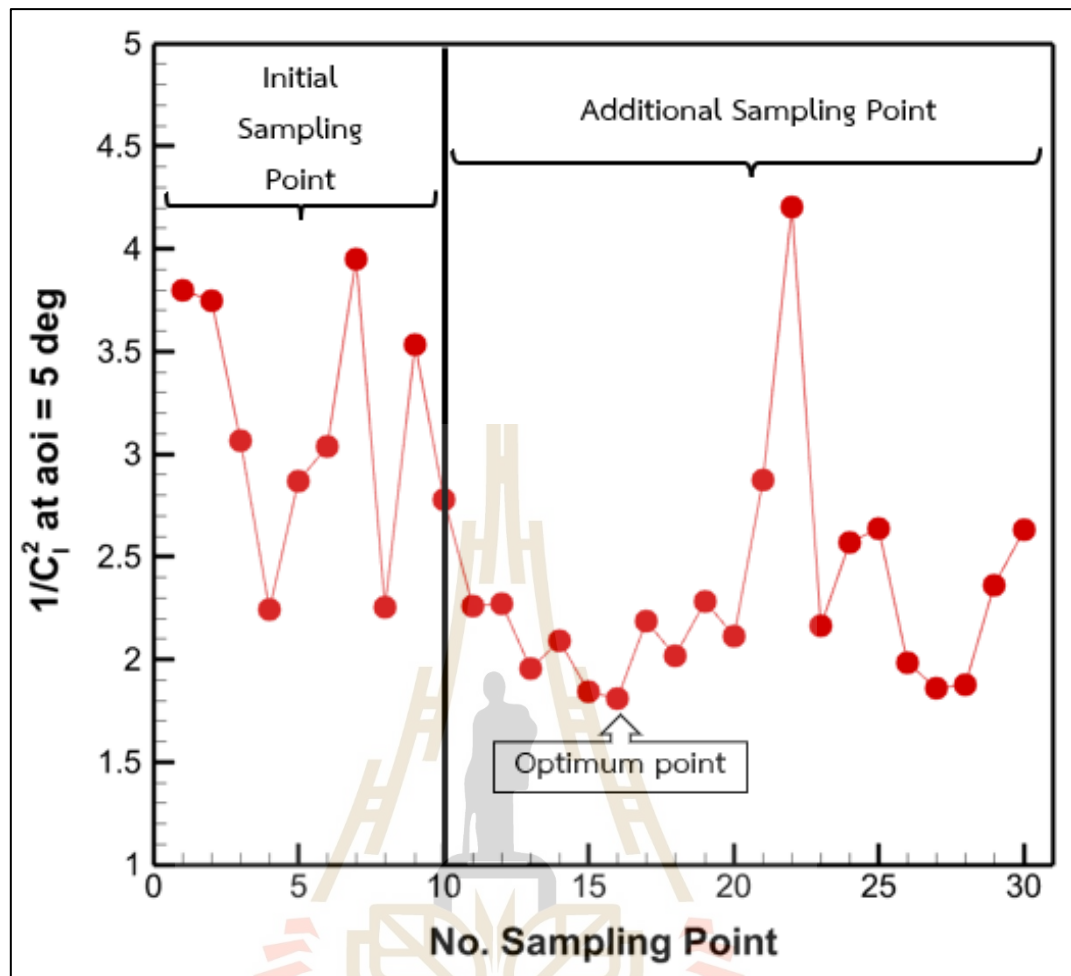
เมื่อ $C_d(\mathbf{x})$ คือ สมการจำลองทดแทนลูกผสมของสมการที่ 5.1

และ $1/C_l^2(\mathbf{x})$ คือ สมการจำลองทดแทนลูกผสมของสมการที่ 5.2

แสดงค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และค่า $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของแผนอากาศออกแบบเริ่มต้น จำนวน 10 ตัว และแผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 20 ตัว ดังรูปที่ 6.2 และ 6.3 ตามลำดับ



รูปที่ 6.2 ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ของแผนอากาศ 30 ตัว



รูปที่ 6.3 ค่า $1/C_1^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของแผนอากาศ 30 ตัว

แสดงค่าตัวแปรต้นที่ใช้ในการออกแบบ ($b_1, b_2, b_3, b_4, b_5, b_6$) แผนอากาศของสมการ CST และค่าตัวแปรตามของ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_1^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของแผนอากาศจำนวนทั้งหมด 30 ตัว ดังตารางที่ 6.1

ตารางที่ 6.1 ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแผนอากาศ 20 ตัว

ตารางที่ 6.1 ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแผนอากาศ 20 ตัว

รอบที่	แผนอากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)						ผลลัพธ์ (Output)	
		b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$
1	11	0.1186	0.0708	0.1499	-0.0103	-0.0504	-0.02	0.01123	2.259
	12	0.1432	0.1059	0.1499	-0.01	-0.1332	-0.02	0.01123	2.268
	13	0.1799	0.1391	0.1391	-0.01	-0.1315	-0.02	0.01152	1.955
	14	0.1798	0.0959	0.1499	-0.01	-0.1277	-0.02	0.0114	2.09

ตารางที่ 6.1 ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแผนอากาศ 20 ตัว (ต่อ)

รอบที่	แผนอากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)						ผลลัพธ์ (Output)	
		b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$
2	15	0.1649	0.1315	0.14	-0.0289	-0.05	-0.02	0.01127	1.843
	16	0.1799	0.1499	0.116	-0.0176	-0.05	-0.02	0.01131	1.808
	17	0.1465	0.05	0.1432	-0.0389	-0.05	-0.02	0.01112	2.185
	18	0.156	0.094	0.135	-0.033	-0.05	-0.02	0.0112	2.02

ตารางที่ 6.1 ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแพนอากาศ 20 ตัว (ต่อ)

รอบที่	แพนอากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)						ผลลัพธ์ (Output)	
		b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$
3	19	0.174	0.11	0.05	-0.041	-0.05	-0.02	0.0112	2.28
	20	0.18	0.15	0.05	-0.053	-0.05	-0.02	0.0114	2.11
	21	0.143	0.05	0.05	-0.028	-0.082	-0.02	0.0118	2.87
	22	0.18	0.15	0.05	-0.18	-0.05	-0.18	0.0127	4.2

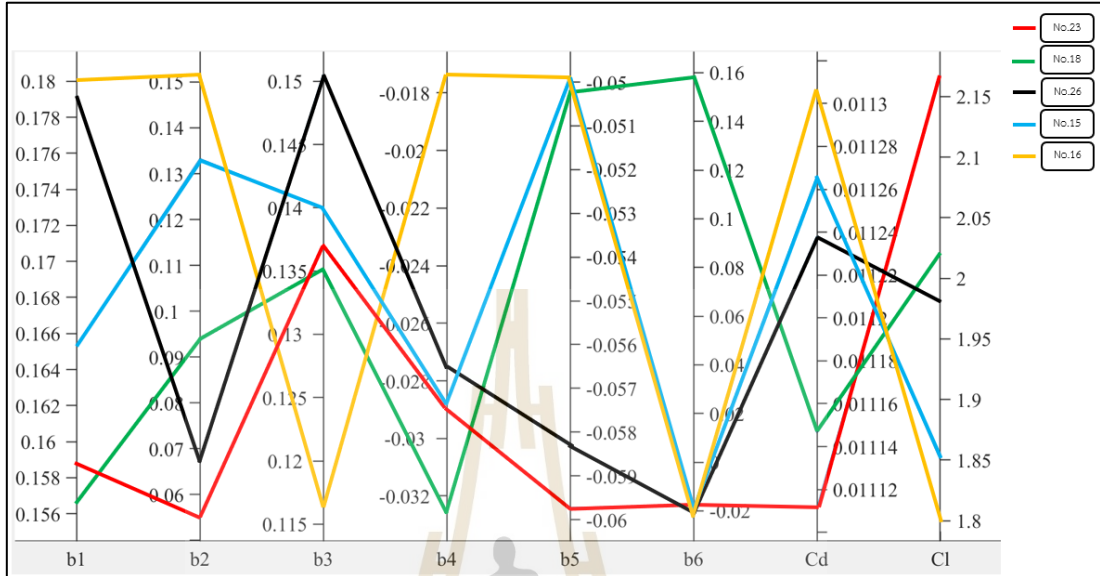
ตารางที่ 6.1 ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแพนอากาศ 20 ตัว (ต่อ)

รอบที่	แพนอากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)						ผลลัพธ์ (Output)	
		b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$
4	23	0.159	0.056	0.138	-0.029	-0.06	-0.02	0.0111	2.16
	24	0.144	0.05	0.15	-0.01	-0.145	-0.02	0.0112	2.57
	25	0.155	0.05	0.056	-0.027	-0.059	-0.02	0.0131	2.63
	26	0.18	0.067	0.15	-0.028	-0.058	-0.02	0.0112	1.98

ตารางที่ 6.1 ค่าตัวแปรออกแบบและค่าตัวแปรตามของแผนอากาศ 20 ตัว (ต่อ)

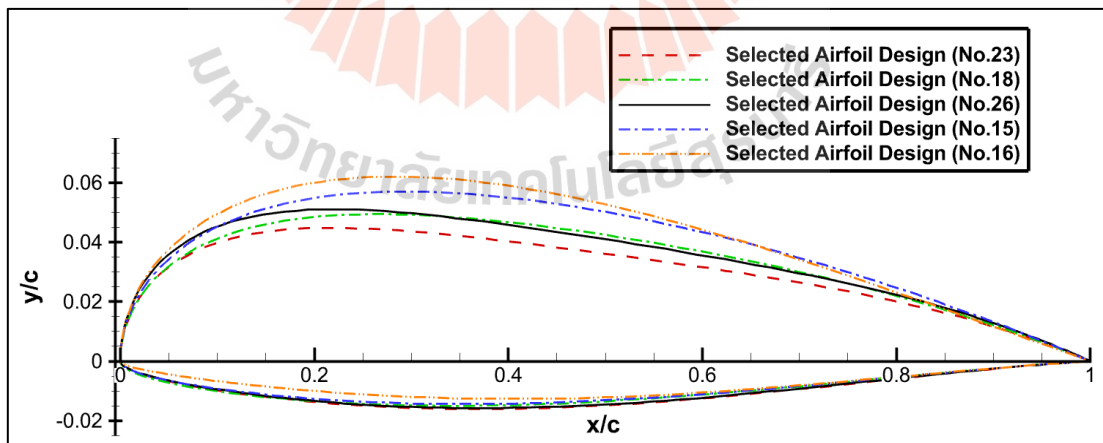
รอบที่	แผนอากาศ	ตัวแปรออกแบบ (Input)						ผลลัพธ์ (Output)	
		b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$
5	27	0.175	0.15	0.13	-0.07	-0.057	-0.02	0.0116	1.86
	28	0.18	0.135	0.14	-0.069	-0.065	-0.02	0.0116	1.88
	29	0.18	0.095	0.15	-0.111	-0.146	-0.02	0.012	2.36
	30	0.18	0.05	0.15	-0.127	-0.149	-0.02	0.0121	2.63

แสดงภาพการวาดกราฟขนาน (Parallel Coordinate Plot: PCP) ของความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรออกแบบที่เหมาะสมที่สุดและฟังก์ชันกัณฑ์วัตถุประสงค์ดังรูปที่ 6.4

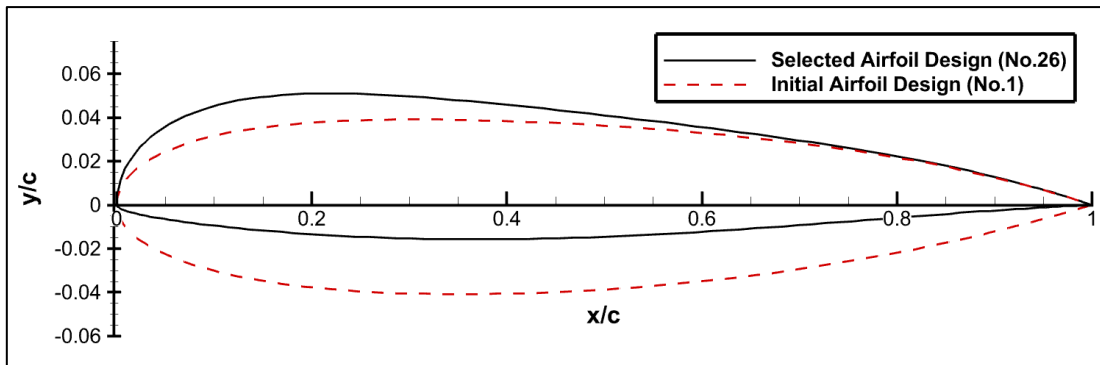


รูปที่ 6.4 กราฟ PCP ของตัวแปรเหมาะสมที่สุดและฟังก์ชันกัณฑ์วัตถุประสงค์ตอนที่ 2

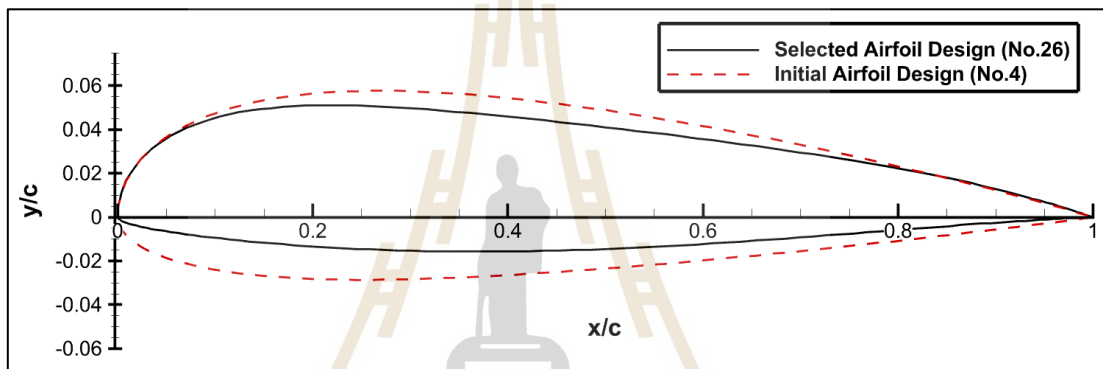
แสดงรูปร่างแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดที่อยู่บริเวณขอบหน้าพารेटโตจำนวน 5 ตัว ดังรูปที่ 6.5 แสดงรูปร่างแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดของทั้ง 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์เทียบกับรูปร่างแผนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 1 และ หมายเลขที่ 4 ดังรูปที่ 6.6 และ 6.7 ตามลำดับ



รูปที่ 6.5 รูปร่างแผนอากาศที่เหมาะสมที่สุดจำนวน 5 ตัว



รูปที่ 6.6 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมสุดเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 1

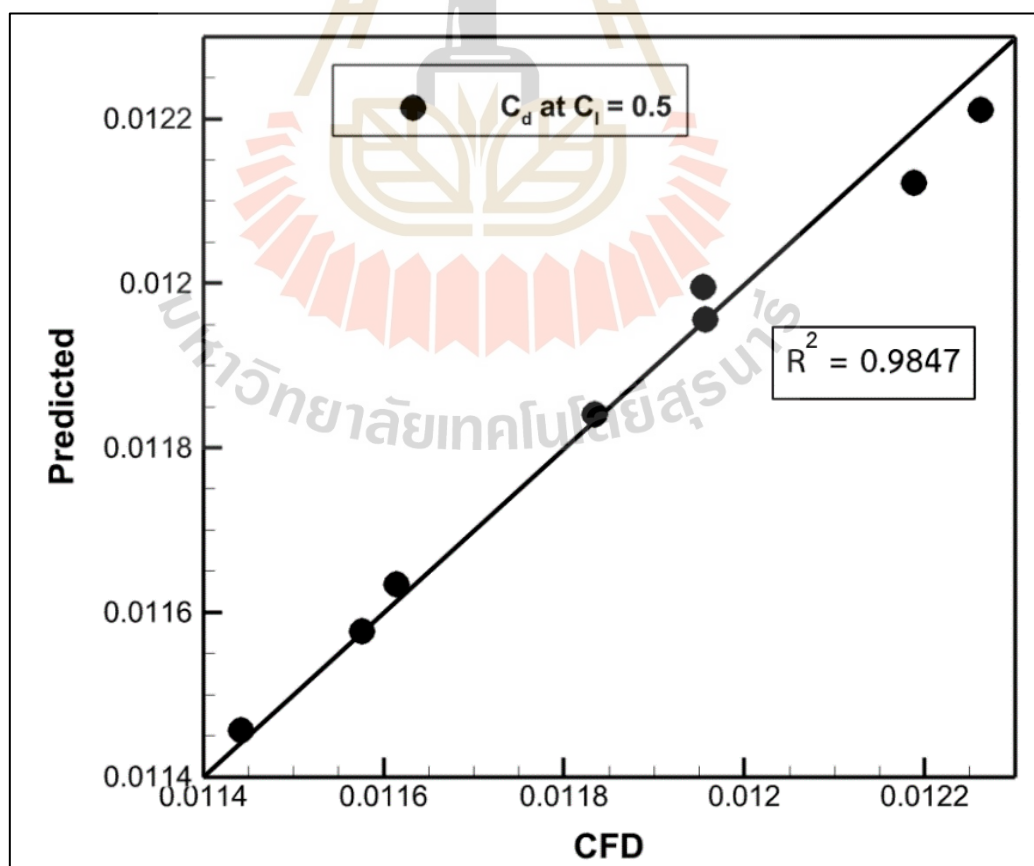


รูปที่ 6.7 รูปร่างแพนอากาศเหมาะสมสุดเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 4

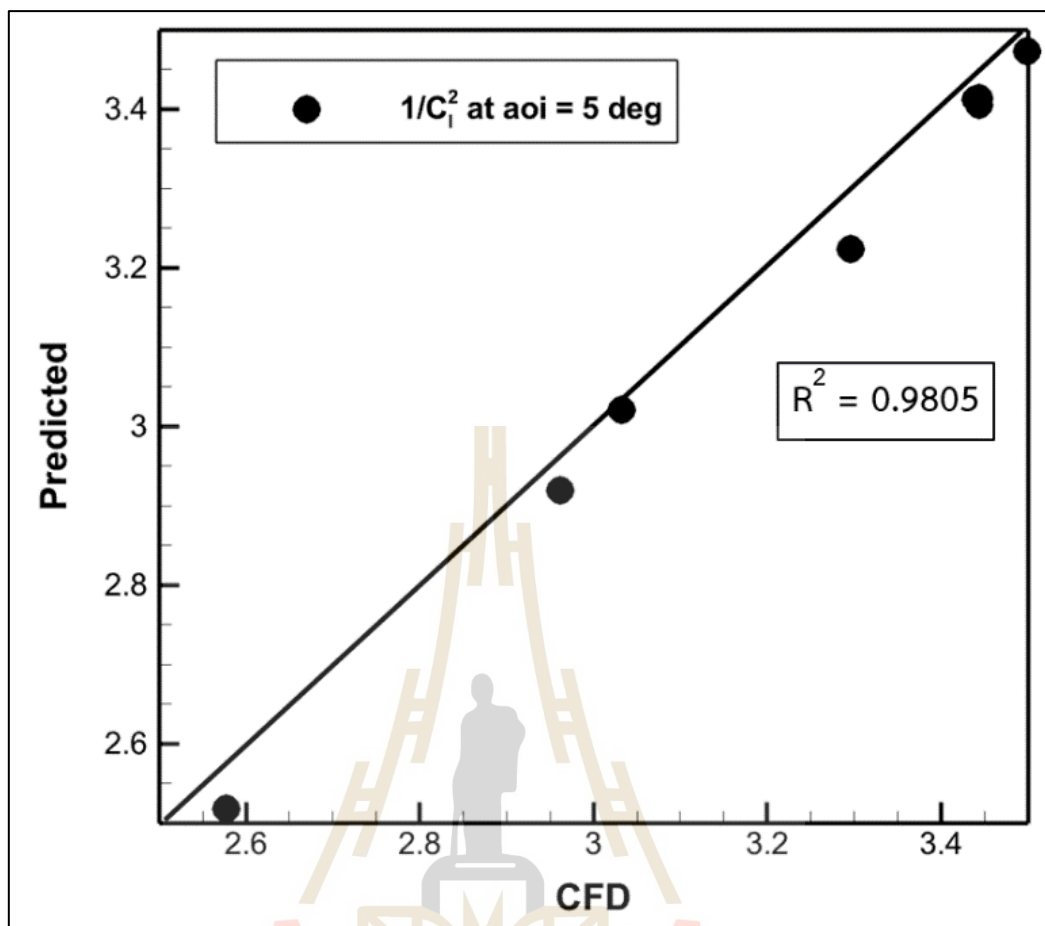
แสดงค่าตัวแปรออกแบบสำหรับแพนอากาศที่นำค่าของ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา จำนวน 8 ตัวที่นำมาเปรียบเทียบความแม่นยำของสมการจำลองทดแทนดังตารางที่ 6.2 และแสดงผลการเปรียบเทียบค่าที่เก็บได้จาก CFD กับค่าทำนายจากสมการจำลองทดแทนดังรูปที่ 6.8 และ 6.9 ตามลำดับ

ตารางที่ 6.2 แพนอากาศจำนวน 8 ตัวที่ใช้ในการเปรียบเทียบสมการจำลองทดแทน

ตัวแปร ออกแบบ	ตัวแปรออกแบบ (Input)					
	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6
1	0.16535	0.06161	0.12457	-0.03566	-0.05722	-0.12069
2	0.16545	0.06216	0.12453	-0.03578	-0.11144	-0.12087
3	0.16562	0.06258	0.12444	-0.03800	-0.13322	-0.12030
4	0.16573	0.06510	0.12458	-0.03300	-0.13907	-0.11938
5	0.16550	0.06183	0.12457	-0.15370	-0.06828	-0.12092
6	0.16560	0.06228	0.12306	-0.13971	-0.06832	-0.12125
7	0.16540	0.05877	0.11471	-0.01584	-0.06804	-0.11730
8	0.18000	0.09070	0.06826	-0.06456	-0.11809	-0.02001



รูปที่ 6.8 ผลเปรียบเทียบค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ของ CFD และสมการจำลองทดแทน



รูปที่ 6.9 ผลเปรียบเทียบค่า $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของ CFD และสมการจำลองทดแทน

6.2 การอภิปรายผล

จากรูปที่ 6.1 แสดงขอบหน้าพาเรโตของค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา ของจำนวนแพนอากาศจำนวนทั้งหมด 30 ตัว โดยเครื่องหมายสี่เหลี่ยมสีดำแสดงแทนแพนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้นจำนวน 10 ตัว เครื่องหมายสามเหลี่ยมสีแดงแสดงแทนแพนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 20 ตัว และเครื่องหมายวงกลมสีน้ำเงินแสดงแทนแพนอากาศที่ขอบหน้าพาเรโตจำนวน 5 ตัว ซึ่งถูกเลือกให้เป็นแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดและสามารถนำมาใช้ในการออกแบบในขั้นต่อไปได้ พบว่าการกระจายตัวของแพนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมมีทิศทางเข้าหาทิศทางของการหาค่าเหมาะสมที่สุด ซึ่งจะมีแพนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 4 ตัว เท่านั้นที่ถูกสุ่มอยู่ในพื้นที่ของค่าการออกแบบเริ่มต้น ทั้งนี้เป็นเพราะหลักการหาค่าพื้นที่ที่ไม่มั่นคง (Uncertainty Area) ของการหาค่าสูงสุดของ EHVI ทำให้สามารถที่จะกระจายความหลากหลายของข้อมูลขณะอยู่

ในกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดได้ ซึ่งจะช่วยให้อสมการจำลองทดแทนที่ถูกสร้างมาจากแผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมใหม่นั้นมีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น

จากรูปที่ 6.2 แสดงค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ของแผนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้นจำนวน 10 ตัว แผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 20 ตัว รวมทั้งหมดตัว 30 ตัว พบว่าค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ มีการลู่เข้าของคำตอบแผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหมายเลขที่ 17 18 และ 19 ตามลำดับ จากนั้นจึงมีค่าเพิ่มขึ้นเนื่องจากกระบวนการปรับปรุงข้อมูลต้องการกระจายค่าความหลากหลายของข้อมูลเพื่อเพิ่มความแม่นยำของสมการจำลองทดแทน และพบค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ที่ต่ำที่สุดที่แผนอากาศถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหมายเลขที่ 23 จากนั้นค่า EHVI มีการกระจายตัวอีกครั้งเพื่อปรับปรุงความแม่นยำของสมการจำลองทดแทน

จากรูปที่ 6.3 ค่า $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา ของแผนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้นจำนวน 10 ตัว แผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 20 ตัว รวมทั้งหมดตัว 30 ตัว พบว่าค่า $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา มีการลู่เข้าของคำตอบตั้งแต่แผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหมายเลขที่ 13 จากนั้นจึงพบแผนอากาศที่มีค่า $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา ต่ำสุดที่แผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหมายเลขที่ 16 หลังจากแผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมหมายเลขที่ 20 ค่า EHVI มีการกระจายตัวของข้อมูลเพื่อเพิ่มความหลากหลายของข้อมูล ทำให้สมการจำลองทดแทนมีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น

จากตารางที่ 6.1 จะแสดงค่าตัวแปรออกแบบที่ใช้ในสมการ CST และผลของค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา ที่เก็บข้อมูลจากโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1 ซึ่งเป็นค่าของแผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 20 ตัว โดยการเก็บค่าจาก CFD จะใช้จำนวนแผนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติม 4 ตัว ต่อ 1 รอบ พบแผนอากาศที่ทำให้ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ มีค่าน้อยที่สุดคือหมายเลขที่ 23 มีค่าเท่ากับ 0.01111 แผนอากาศที่ทำให้ค่า $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา มีค่าต่ำที่สุดคือหมายเลขที่ 16 มีค่าเท่ากับ 1.8083 ซึ่งแปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.71

จากรูปที่ 6.5 แสดงแผนอากาศที่มีรูปร่างเหมาะสมที่สุดซึ่งอยู่บริเวณขอบหน้าพารโตนจำนวนทั้งหมด 5 ตัว ดังตารางที่ 6.3

ตารางที่ 6.3 ตัวแปรออกแบบที่เหมาะสมที่สุดของตอนที่ 2

ตัวแปร ออกแบบ	ตัวแปรออกแบบที่เหมาะสมที่สุด					
	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6
23	0.15852	0.05643	0.13751	-0.02878	-0.05980	-0.02000
18	0.15615	0.09444	0.13460	-0.03252	-0.05000	-0.02001
26	0.17960	0.06696	0.14993	-0.02777	-0.05848	-0.02001
15	0.16491	0.13159	0.14000	-0.02895	-0.05007	-0.02001
16	0.17996	0.14999	0.11605	-0.01762	-0.05000	-0.02002

จากตารางที่ 6.3 แพนอากาศหมายเลขที่ 23 18 26 15 และ 16 เป็นการเรียงลำดับจากแพนอากาศเหมาะสมที่สุดที่มีค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ ต่ำที่สุดและ $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา สูงที่สุด โดยมีค่าเท่ากับ 0.01111 และ 2.16199, 0.01115 และ 2.01769, 0.01124 และ 1.98373, 0.01127 และ 1.84355, 0.01131 และ 1.80803 ตามลำดับ แสดงความสัมพันธ์ของตัวแปรออกแบบ ($b_1 - b_6$) ในสมการ CST กับค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $a_{oi} = 5$ องศา ผ่านกราฟพิกัดคู่ขนานดังรูปที่ 6.4 และจากรูปที่ 6.5 พบว่า ความหนาของแพนอากาศส่งผลต่อการเกิดแรงต้านหากสมมติให้ผิวของแพนอากาศมีลักษณะชนิดเดียวกันและความสูงของเส้นแคมเบอร์มีผลต่อการเกิดแรงยก ดังนั้นรูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดนั้นจะมีบริเวณรูปส่วนด้านล่างของแพนอากาศมีความรีเกือบจะชิดเส้นคอร์ดเพื่อลดลักษณะการกีดขวางของการที่เข้ามาปะทะแพนอากาศและสามารถผ่านรูปร่างของแพนอากาศไปได้โดยแนบชิดกับผิวสัมผัสของแพนอากาศ ทำให้ไม่เกิดการหมุนวนหรือแยกตัวของการไหล ส่วนด้านบนมีลักษณะความโค้งของรูปร่างแพนอากาศเพื่อเพิ่มขนาดเส้นของแคมเบอร์ ซึ่งแคมเบอร์หาได้จากเส้นกึ่งกลางระหว่างผิวด้านล่างและด้านบนของแพนอากาศ ยิ่งหากมีลักษณะเส้นแคมเบอร์สูงมากเท่าไร ยิ่งทำให้เกิดแรงยกเพิ่มขึ้นมากเท่านั้น

จากรูปที่ 6.6 แสดงรูปร่างแพนอากาศเหมาะสมที่สุดเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้น หมายเลขที่ 1 โดยแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 1 นี้มีค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ มากที่สุดในจำนวนแพนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้น มีค่าเท่ากับ 0.01226 หากเปรียบเทียบกับรูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 26 ที่มีค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.01124 พบว่าสามารถลดค่า

สัมประสิทธิ์แรงต้านได้ 8.3197 เปอร์เซ็นต์ โดยลักษณะรูปร่างของแพนอากาศที่มีความกว้างทั้งด้านล่างและด้านบนโดยมีลักษณะสมมาตรถูกปรับปรุงให้บริเวณด้านล่างมีขนาดความหนาเข้าใกล้กับเส้นคอร์ดของแพนอากาศ แต่ด้านบนบริเวณชายหน้าแพนอากาศมีการปรับขนาดความหนาขึ้นเพื่อเพิ่มสัมประสิทธิ์แรงยก

จากรูปที่ 6.7 แสดงรูปร่างแพนอากาศเหมาะสมสุดเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 4 โดยแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นหลายเลขที่ 4 นี้มีค่า $1/C_L^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา น้อยที่สุดในจำนวนแพนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้น มีค่าเท่ากับ 2.2437 สามารถแปลงเป็นค่า C_L ได้เท่ากับ 0.5031 หากเปรียบเทียบกับรูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมสุดหมายเลขที่ 26 ที่มีค่า $1/C_L^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เท่ากับ 1.98373 สามารถแปลงเป็นค่า C_L ได้เท่ากับ 0.71 พบว่าสามารถเพิ่มสัมประสิทธิ์แรงยกได้ 6.3511 เปอร์เซ็นต์ โดยลักษณะรูปร่างของแพนอากาศที่มีความกว้างทั้งด้านล่างและด้านบนโดยมีลักษณะไม่สมมาตรถูกปรับปรุงให้บริเวณด้านล่างมีขนาดความหนาเข้าใกล้กับเส้นคอร์ดของแพนอากาศ ด้านบนบริเวณชายหน้าแพนอากาศมีการคงที่ขนาดเท่าเดิม แต่บริเวณกลางลำตัวแพนอากาศมีความหนาลดลงเพื่อลดสัมประสิทธิ์แรงต้าน

จากการหาค่าเหมาะสมสุดของแพนอากาศพบว่ารูปร่างแพนอากาศหมายเลขที่ 26 เป็นรูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมสำหรับทั้ง 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ที่สุด ซึ่งให้ค่า C_d ที่ $C_L = 0.5$ และ $1/C_L^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา ที่ต้องเลือกอย่างใดอย่างหนึ่ง (Trade-off) ได้น้อยที่สุด ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบกับค่าเฉลี่ยของแพนอากาศที่ใช้ในการออกแบบเริ่มต้นจำนวน 10 ตัว พบว่าค่า C_d ที่ $C_L = 0.5$ มีเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงที่ลดลงอยู่ที่ 5.3677 เปอร์เซ็นต์ และค่า $1/C_L^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา มีเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงที่เพิ่มขึ้น 21.3228 เปอร์เซ็นต์

จากตารางที่ 6.2 แสดงค่าตัวแปรออกแบบจำนวน 8 ตัว ที่ถูกสุ่มนำมาเปรียบเทียบความแม่นยำของสมการจำลองทดแทนที่ถูกสร้างโดยวิธีคริกกิงด้วยข้อมูลของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้น 10 ตัว และข้อมูลแพนอากาศที่ถูกสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติม 20 ตัว แสดงเปรียบเทียบดังรูปที่ 6.8 ซึ่งเป็นการเปรียบเทียบค่าของ C_d ที่ $C_L = 0.5$ จากการเก็บข้อมูลผ่าน CFD ในแนวแกนนอนและการทำนายจากสมการจำลองทดแทนในแนวแกนตั้ง พบว่า มีค่า MAE เท่ากับ 0.000025 ค่า MSE เท่ากับ 1.16×10^{-9} ค่า RMSE เท่ากับ 0.000034 ค่า Adjust R^2 เท่ากับ 0.8927 และค่า R^2 เท่ากับ 0.9847 ซึ่งค่า R^2 ของฟังก์ชันวัตถุประสงค์ C_d ที่ $C_L = 0.5$ มีค่าใกล้เคียงกับ 1 นั้นทำให้การหาค่าเหมาะสมสุดโดยใช้ค่า EHVI นั้นระบุค่าเหมาะสมสุดและเพิ่มหลากหลายของข้อมูลทำให้สมการจำลองทดแทน

ลูกผสมมีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น รูปที่ 6.9 ซึ่งเป็นการเปรียบเทียบค่าของ $1/C_{\zeta}^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา จากการเก็บข้อมูลผ่าน CFD ในแนวแกนนอนและการทำนายจากสมการจำลองทดแทนในแนวแกนตั้ง พบว่า มีค่า MAE เท่ากับ 0.038728 ค่า MSE เท่ากับ 1.82×10^{-3} ค่า RMSE เท่ากับ 0.042686 ค่า Adjust R^2 เท่ากับ 0.8632 และค่า R^2 เท่ากับ 0.9805 ซึ่งค่า R^2 ของฟังก์ชันวัตถุประสงค์ $1/C_{\zeta}^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา มีค่าเดียวกับ 1 นั่นก็ได้รับอิทธิพลจากการปรับปรุงข้อมูลโดยค่า EHVI เพื่อเพิ่มความหลากหลายของข้อมูลการทำนายที่แม่นยำมากยิ่งขึ้นของสมการจำลองทดแทน



บทที่ 7

สรุปและข้อเสนอแนะ

7.1 สรุปผลการวิจัย

การออกแบบทางด้านพลศาสตร์นี้มีวิธีในการแก้ปัญหาและเก็บข้อมูลหลักๆคือ การแก้ปัญหาด้วยวิธีแม่นยำ การแก้ปัญหาด้วยวิธีเชิงตัวเลขและการแก้ปัญหาด้วยวิธีการทดลอง ซึ่งวิธีเหล่านี้มีประโยชน์และข้อดีที่แตกต่างกันออกไป เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการใช้วิธีการแก้ปัญหา การเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่จึงมีบทบาทสำคัญรวมทั้งยังสามารถที่จะเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดในการแก้ปัญหาได้อีกด้วย งานวิจัยนี้จึงนำวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่มาประยุกต์ใช้กับการออกแบบแพนอากาศภายใต้เงื่อนไขที่กำหนด

ตอนที่ 1 เป็นการออกแบบแพนอากาศชนิด NACA 4-digit โดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดกับแบบจำลองทดแทนลูกผสมแบบหลายระดับความแม่นยำ ภายใต้เงื่อนไขการออกแบบที่เลขเรย์โนลด์เท่ากับ 360000 มีฟังก์ชันกวดัตถุประสงค์ในการออกแบบคือ หาค่าต่ำที่สุดของ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และหาค่าสูงที่สุดของ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา ข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำเก็บข้อมูลผ่านโปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291 ทั้งหมด 30 แพนอากาศ ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเก็บข้อมูลผ่านการทดลองในอุโมงค์ลมรุ่น TE54/8418 ทั้งหมด 4 แพนอากาศ จากนั้นสร้างสมการจำลองทดแทนลูกผสมด้วยวิธีคริกกิงและวิธีการประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี ทำการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีเชิงพันธุกรรมแบบการจัดลำดับไม่ครอบงำ ผลการดำเนินการวิจัยพบว่ารูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีตัวแปรต้นที่ใช้ออกแบบ ค่าเปอร์เซ็นต์สูงสุดของค่าแคมเบอร์ 4.9967 ค่าเปอร์เซ็นต์สูงสุดของตำแหน่งค่าแคมเบอร์ 49.9875 และค่าเปอร์เซ็นต์ความหนาของแพนอากาศ 10.0204 มีตัวแปรตามที่เป็นฟังก์ชันวัตถุประสงค์ ค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.0436 และค่า $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เท่ากับ 1.3811 แปลงเป็นค่า C_l เท่ากับ 0.8509 ซึ่งเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงลดลงของค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ ค่า $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา สูงสุดอยู่ที่ 8.5732 เปอร์เซ็นต์ และ 14.9402 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ซึ่งการใช้ข้อมูลความแม่นยำหลายระดับสามารถเพิ่มความแม่นยำของสมการจำลองทดแทนลูกผสมได้โดยมีค่าความคลาดเคลื่อนระหว่างผลคำตอบขอบหน้าพาเรโตกับผลการทดลองของค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ ค่า $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เฉลี่ย เท่ากับ 1.3696 เปอร์เซ็นต์ และ 13.2271 เปอร์เซ็นต์และได้รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุด สามารถนำแพนอากาศรูปร่างที่

เหมาะสมที่สุดนี้ไปใช้ในการสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงหรือ Flap ที่ติดตั้งอยู่บริเวณชายหลังของแพนอากาศได้ โดยจะต้องดำเนินการภายใต้เงื่อนไขของการออกแบบตามงานวิจัยตอนที่ 2

ตอนที่ 2 เป็นการออกแบบแพนอากาศจากสมการ Class-Shape Transformation โดยใช้วิธีการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบหลายค่า ความแม่นยำระดับเดียวผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ ภายใต้เงื่อนไขการออกแบบที่เลขเรย์โนลเท่ากับ 1000000 มีฟังก์ชันก่อดัชนีประสมค์ในการออกแบบคือ หาค่าต่ำที่สุดของ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเก็บข้อมูลของแพนอากาศผ่านโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1 จำนวนทั้งหมด 10 ตัว จากนั้นสร้างสมการจำลองทดแทนด้วยวิธีคริกกิง ทำการปรับปรุงข้อมูลด้วยการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีเชิงพันธุกรรมของค่าปรับปรุงความคาดหวังแบบไฮเปอร์วอลุ่ม คำนวณผลวนซ้ำจนได้แพนอากาศที่ถูกสุ่มอย่างเพิ่มเติมครบ 20 ตัว รวมเป็น 30 แพนอากาศ ผลการดำเนินการวิจัยพบว่ารูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดมีค่า b_1 เท่ากับ 0.17960 b_2 เท่ากับ 0.06696 b_3 เท่ากับ 0.14993 b_4 เท่ากับ -0.02777 b_5 เท่ากับ -0.05848 และ b_6 เท่ากับ -0.02001 ลักษณะรูปร่างของแพนอากาศบริเวณด้านล่างมีความหนาเข้าใกล้เส้นคอร์ดและบริเวณด้านบนมีลักษณะความหนาเรียวโค้งสูงที่ด้านซ้ายหน้าแพนอากาศ มีค่า C_d ที่ $C_l = 0.5$ เท่ากับ 0.01124 มีอัตราการลดลงของสัมประสิทธิ์แรงต้านเมื่อเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นเท่ากับ 8.3197 เปอร์เซ็นต์ และค่า $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา เท่ากับ 1.98373 มีอัตราการเพิ่มขึ้นของสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อเทียบกับแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นเท่ากับ 6.3511 เปอร์เซ็นต์ ความแม่นยำในการทำนายค่าของสมการจำลองทดแทนด้วยข้อมูลความแม่นยำระดับเดียวรวมกับกระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบหลายค่าของฟังก์ชันดัชนีประสมค์ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $\alpha_{oi} = 5$ องศา มีค่า R^2 เท่ากับ 0.9847 และ 0.9805 ตามลำดับ สามารถนำแพนอากาศรูปร่างที่เหมาะสมที่สุดนี้ไปใช้ในการสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงหรือ Flap ที่ติดตั้งอยู่บริเวณชายหลังของแพนอากาศได้ โดยจะต้องดำเนินการภายใต้เงื่อนไขของการออกแบบตามงานวิจัยตอนที่ 2

รายการอ้างอิง

- ประไพศรี สุทัศน์ ณ อยุธยา และ พงศ์ชนัน เหลืองไพบูลย์. (2551). การออกแบบและวิเคราะห์การทดลอง. สำนักพิมพ์ท็อป.
- ผกาวดี แสงสุวรรณ. (2012). ชั้น ตอน วิธี เเชิง พันธุกรรม แบบ หลาย วัตถุประสงค์ ที่มี วัฒนาการ ทำงาน ร่วม กัน สำหรับ แก้ ปัญหา การ จัด ตารางสอน.
- สุจินต์ บุรีรัตน์. การหาค่าเหมาะที่สุดของระบบทางวิศวกรรมเครื่องกล. ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล, คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยขอนแก่น; 2556.
- Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E. (2012). Theory of wing sections: including a summary of airfoil data. Courier Corporation.
- Anderson, J. (2011). EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units). McGraw Hill.
- ANSYS Fluent documentation. ANSYS, Inc., 2020-01-25. Release 20.0/20.1.
- Ariyarit, A., Sugiura, M., Tanabe, Y., & Kanazaki, M. (2016) DESIGN OPTIMIZATION OF HELICOPTER BLADE USING CLASS SHAPE FUNCTION BASED GEOMETRY REPRESENTATION.
- Ariyarit, A., & Kanazaki, M. (2017). Multi-fidelity multi-objective efficient global optimization applied to airfoil design problems. Applied Sciences, 7(12), 1318.
- Ariyarit, A., Sugiura, M., Tanabe, Y., & Kanazaki, M. (2018). Hybrid surrogate-model-based multi-fidelity efficient global optimization applied to helicopter blade design. Engineering Optimization, 50(6), 1016-1040.
- Ariyarit, A., Phiboon, T., Kanazaki, M., & Bureerat, S. (2020). The effect of multi-additional sampling for multi-fidelity efficient global optimization. Symmetry, 12(9), 1499.
- Barlow, J. B., Rae, W. H., & Pope, A. (1999). Low-speed wind tunnel testing. John Wiley & Sons.
- Carnell, R. (2022, March 21). Basic latin hypercube samples and designs with package LHS. Retrieved November 25, 2022, from https://cran.r-project.org/web/packages/lhs/vignettes/lhs_basics.html.

- Cengel, Y. A., & Ghajar, A. (2011). Heat and mass transfer (a practical approach, SI version). McGraw-Hill Education, 671, 52.
- Choi, S., Alonso, J. J., Kroo, I. M., & Wintzer, M. (2008). Multifidelity design optimization of low-boom supersonic jets. *Journal of Aircraft*, 45(1), 106-118.
- Collins, K. B., Sankar, L. N., & Mavris, D. N. (2013). Application of low-and high-fidelity simulation tools to helicopter rotor blade optimization. *Journal of the American Helicopter Society*, 58(4), 1-10.
- Corke, Thomas, C (2003). Design of aircraft. New Jersey: Pearson Education
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., & Meyarivan, T. A. M. T. (2002). A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. *IEEE transactions on evolutionary computation*, 6(2), 182-197.
- Ewald, B. F. (1998). Wind Tunnel Wall Corrections (la Correction des effets de paroi en soufflerie). ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT NEUILLY-SUR-SEINE (FRANCE).
- Fusi, F., Guardone, A., Quaranta, G., & Congedo, P. M. (2015). Multifidelity physics-based method for robust optimization applied to a hovering rotor airfoil. *AIAA Journal*, 53(11), 3448-3465.
- Glauert, H. (1983). The elements of aerofoil and airscrew theory. Cambridge university press.
- Huang, L., Gao, Z., & Zhang, D. (2013). Research on multi-fidelity aerodynamic optimization methods. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(2), 279-286.
- Inselberg, A. (1985). The plane with parallel coordinates. *The visual computer*, 1(2), 69-91.
- IRA H. and ALBERT E. THEORY OF WING SECTIONS. New York: Dover Publications
- Kishi, Y., Kitazaki, S., Ariyarat, A., Makino, Y., & Kanazaki, M. (2019). Planform dependency of optimum cross-sectional geometric distributions for supersonic wing. *Aerospace Science and Technology*, 90, 181-193.
- Kulfan, B., & Bussolletti, J. (2006, September). "Fundamental" Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes. In 11th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference (p. 6948).
- Kulfan, B. M. (2007, September). CST universal parametric geometry

representation method with applications to supersonic aircraft. In Fourth International Conference on Flow Dynamics Sendai International Center Sendai, Japan.

Leon, E. R., Le Pape, A., Désidéri, J. A., & Alfano, D. (2014, September). Multi-Fidelity Concurrent Aerodynamic Optimization of Rotor Blades in Hover and Forward Flight. In the 40th European Rotorcraft Forum.

Leusink, D., Alfano, D., & Cinnella, P. (2015). Multi-fidelity optimization strategy for the industrial aerodynamic design of helicopter rotor blades. *Aerospace Science and Technology*, 42, 136-147.

M. Hepperle, JavaFoil User's Guide, <https://www.mhaerotools.de/airfoils/java/JavaFoil%20Users%20Guide.pdf>, Accessed 12 October 2015 (2017).

NACA 4-digit airfoil generator (NACA 2412 airfoil). (n.d.). Retrieved November 24, 2022, from <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>.

NASA. (n.d.). Types of wind tunnels. NASA. Retrieved November 27, 2022, from <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuntype.html>.

Parallel Coordinates Plot - Learn about this chart and tools. (n.d.). https://datavizcatalogue.com/methods/parallel_coordinates.html

pymoo - NSGA-II: Non-dominated Sorting Genetic Algorithm. (n.d.). <https://pymoo.org/algorithms/moo/nsga2.html>

Sheldahl, R. E., & Klimas, P. C. (1981). Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines (No. SAND-80-2114). Sandia National Labs., Albuquerque, NM (USA).

Shindo, S. (1995). Simplified tunnel correction method. *Journal of Aircraft*, 32(1), 210-213.

Spalart-Allmaras model CFD-Wiki, the free CFD reference. (n.d.). https://www.cfd-online.com/Wiki/Spalart-Allmaras_model

Theodorsen, T. (1933). Interference on an airfoil of finite span in an open rectangular wind tunnel. US Government Printing Office.

Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (1995). *Computational fluid dynamics: the finite volume method*. Harlow, England: Longman Scientific & Technical.

Wickramasinghe, U. K., Carrese, R., & Li, X. (2010, July). Designing airfoils using

a reference point based evolutionary many-objective particle swarm optimization algorithm. In IEEE congress on evolutionary computation (pp. 1-8). IEEE.

Wilcox, D. C. (1998). Turbulence modeling for CFD (Vol. 2, pp. 103-217). La Canada, CA: DCW industries.

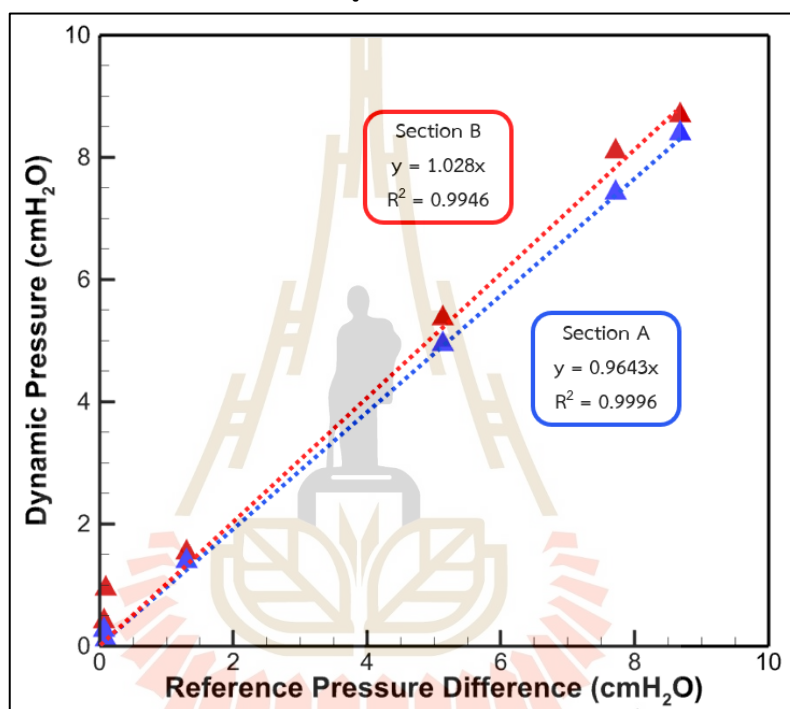
Winslow, J., Otsuka, H., Govindarajan, B., & Chopra, I. (2018). Basic understanding of airfoil characteristics at low Reynolds numbers (10⁴–10⁵). *Journal of Aircraft*, 55(3), 1050-1061.

White, F. M. (1994). *Fluid Mechanics*, McGraw-Hill. New York.





รวมและจุดวัดความดันสถิต section B ติดตั้งอุปกรณ์วัดความดันรวมและสถิตด้วยหลอดปิโตสแตติก การเปรียบเทียบความดันในอุโมงค์ลมคือการเปรียบเทียบความดันพลวัตของ section A และ B เทียบกับความดันสถิตที่ section A เนื่องจากตำแหน่งของ section A อยู่ใกล้กับบริเวณอากาศนอกในอุโมงค์ลมซึ่งลมมีความเร็วเป็นศูนย์ ทำให้ความดันรวมเท่ากับความดันสถิตภายนอกอุโมงค์ลม ดังนั้นความสถิตที่ section A ควรจะเท่ากับความดันรวมภายนอกอุโมงค์ลม ทำให้ค่าความดันสถิตที่ section A เป็นค่าความแตกต่างความดันมาตรฐาน (Reference Pressure Difference: RPD) แสดงผลการเปรียบเทียบความดันของ section A และ B ดังรูปที่ ก.2



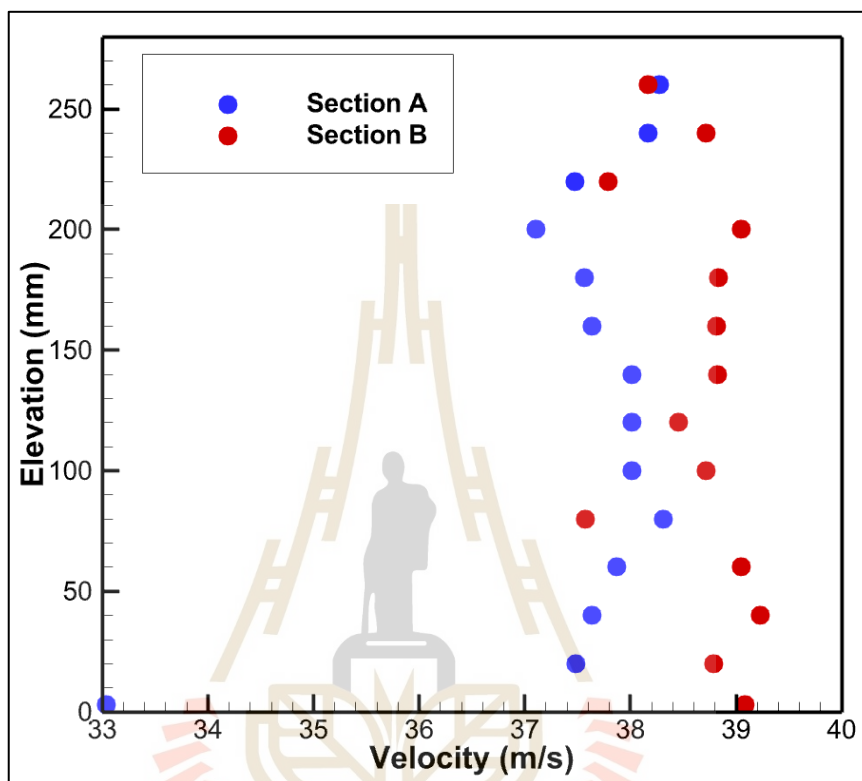
รูปที่ ก.2 ความสัมพันธ์ระหว่างค่า RPD และ ความดันพลวัตที่ section A และ B

จากรูปที่ ก.2 เป็นการเทียบความสัมพันธ์ระหว่างค่าความดันอ้างอิง RPD และดันพลวัตของ section A และ B พบว่า ค่าปัจจัยของ section A และ B จากการหาความสัมพันธ์เส้นตรงและนำความชันของสมการทั้ง 2 เส้นนำมาใช้เป็นค่าปัจจัยในการคำนวณหาความเร็วในแต่ละ section ของความดันพลวัตมีค่าเท่ากับ 0.9996 และ 1.028 ตามลำดับ สองค่านี้จะนำไปใช้ร่วมกับสมการที่ 2.42 ซึ่งเป็นการหาค่าความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านอุโมงค์ลมจากความค่าแตกต่างทางความดันของความดันรวมและความสถิต

ก.2 การเปรียบเทียบความเร็ว (Velocity Calibration)

การเปรียบเทียบความเร็วสามารถทำได้โดยการเปรียบเทียบความดันเนื่องจากการวัดความเร็วในอุโมงค์ลมเป็นการวัดโดยอ้อม หมายถึงจะต้องทำการวัดการความดันซึ่ง ณ ที่นี้คือความแตกต่างของความดันรวมและความดันสถิต ดังนั้นหากทำการเปรียบเทียบอุปกรณ์และวิธีวัดความเร็วในอุโมงค์แล้ว

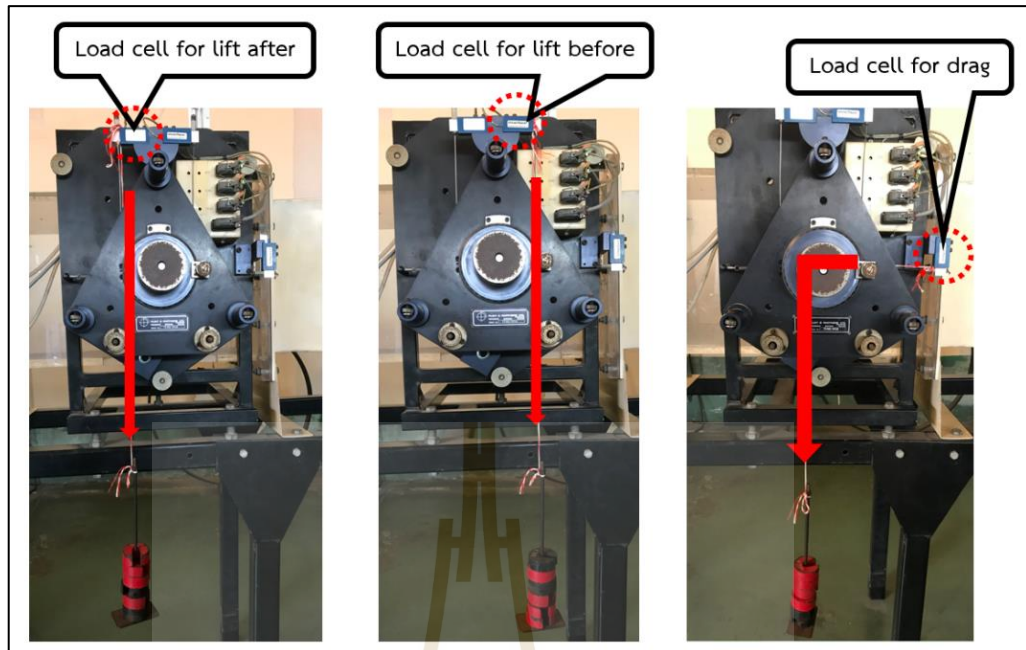
ความเร็วในอุโมงค์ลมก็จะถูกเปรียบวัดไปโดยปริยาย งานวิจัยได้ทำการทดลองเกี่ยวกับความเร็วในอุโมงค์ลมเพิ่มเติม โดยเปิดวาล์ว 100 เปอร์เซ็นต์เพื่อหาความเร็วในแต่ละระดับความสูงของพื้นที่ทดสอบในอุโมงค์ลมเพื่อหาแนวโน้มของโปรไฟล์ความเร็ว (Velocity Profile) เพื่อดูการกระจายตัวของความเร็วอากาศภายในอุโมงค์ลมเทียบกับความสูงของตำแหน่งหลอดปิโตต์ แสดงดังรูปที่ ก.3



รูปที่ ก.3 โปรไฟล์ความเร็วภายในอุโมงค์ลม

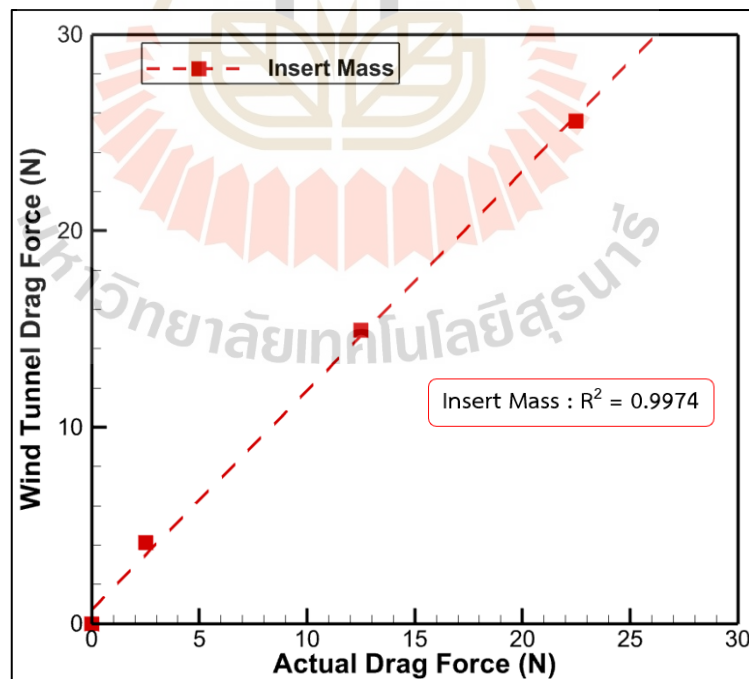
ก.3 การเปรียบเทียบวัดแรงจากไหลดเซลล์

ไหลดเซลล์ส่งผลโดยตรงต่อการวัดค่าแรงจากแรงยกและแรงต้านในอุโมงค์ลม ซึ่งมีส่วนสำคัญอย่างมากในการคำนวณหาค่า C_L และ C_D ดังนั้นการเปรียบเทียบวัดไหลดเซลล์จะใช้ให้ได้ค่าแรงที่อ่านได้ใกล้เคียงกับความเป็นจริงมากที่สุด ซึ่งอุโมงค์ลมมีไหลดเซลล์ทั้งหมด 3 ตัว ตัวที่ 1 วัดแรงต้าน ตัวที่ 2 วัดแรงยกก่อนตำแหน่ง 0.25c และตัวที่ 3 วัดแรงยกหลังตำแหน่ง 0.25c โดยแรงยกรวมกันจะต้องนำไหลดเซลล์ที่วัดค่าแรงยกก่อนและหลัง 0.25c มารวมกัน มวลอ้างอิงที่ใช้ในการเทียบกับไหลดเซลล์คือมวลก้อน 10 N จำนวน 10 ก้อน แสดงลักษณะการทดสอบเทียบกับไหลดเซลล์ของแรงยกและแรงต้านดังรูปที่ ก.4

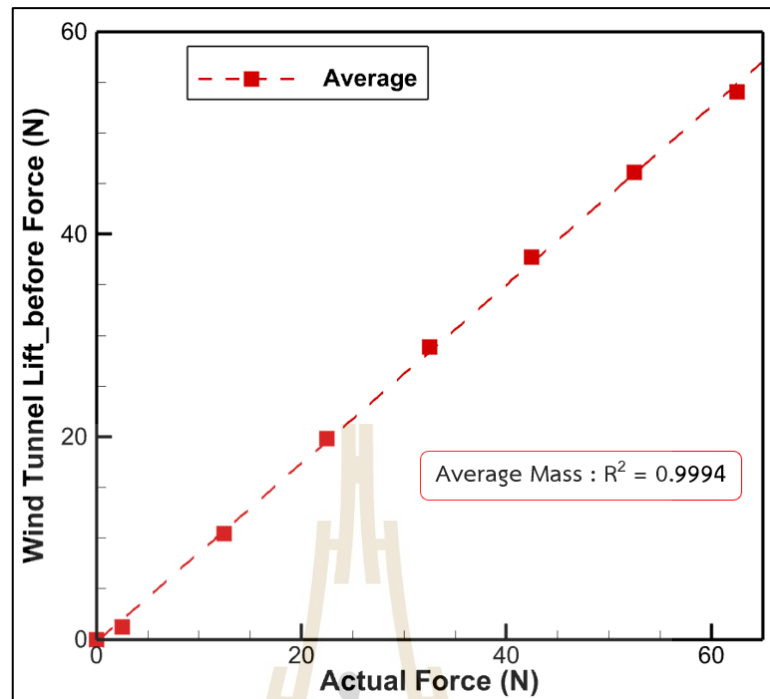


รูปที่ ก.4 ลักษณะการทดสอบเทียบกับโหลดเซลล์ของแรงยกและแรงต้าน

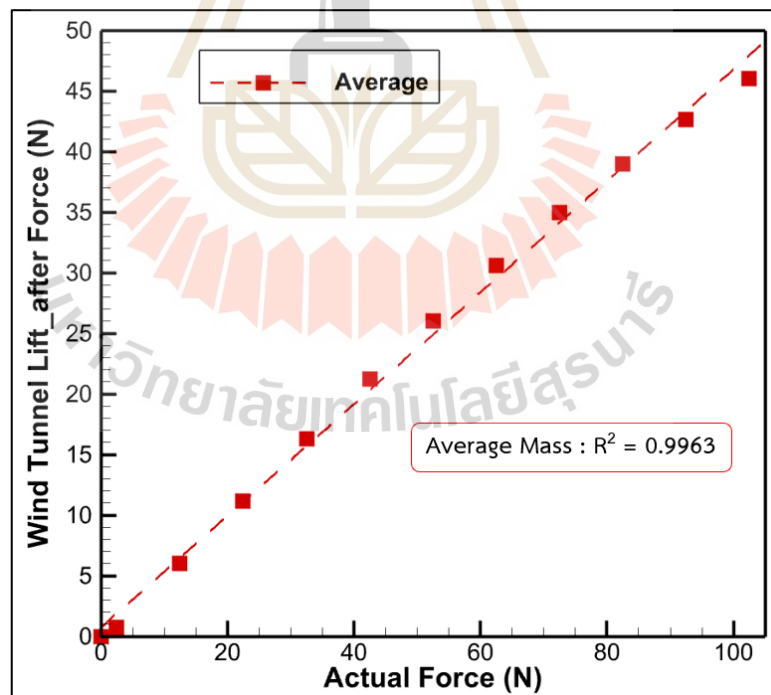
นำค่าที่อ่านได้จากมอนิเตอร์แสดงผลกับน้ำหนักของก้อนมวลมาวาดกราฟเพื่อหาความสัมพันธ์ของข้อมูลแสดงดังรูปที่ ก.5 ก.6 และ ก.7 ตามลำดับ



รูปที่ ก.5 ความสัมพันธ์ระหว่างโหลดเซลล์วัดแรงต้านและน้ำหนักมวลก้อน



รูปที่ ก.6 ความสัมพันธ์ระหว่างโหลดเซลล์วัดแรงยก (ก่อน) และน้ำหนักมวลก้อน



รูปที่ ก.7 ความสัมพันธ์ระหว่างโหลดเซลล์วัดแรงยก (หลัง) และน้ำหนักมวลก้อน

จากรูปที่ ก.5 ก.6 และ ก.7 ตามลำดับ สามารถแสดงเป็นสมการเพื่อคำนวณหาแรงยกและแรงต้านที่แท้จริงจากการวัดค่าแรงจากโพลดเซลล์ในอุโมงค์ลมแสดงดังสมการที่ ก.1 ก.2 และ ก.3 ตามลำดับ

$$D_{\text{actual}} = 0.8931(D_{\text{wind}}) - 0.5975 \quad (\text{ก.1})$$

เมื่อ D_{actual} คือ แรงต้านจริงที่จะใช้ในการคำนวณหา C_d
 และ D_{wind} คือ แรงต้านที่วัดได้จากโพลดเซลล์ของอุโมงค์ลม

$$L_{\text{fore,act}} = 1.1338(L_{\text{fore,wind}}) + 0.3351 \quad (\text{ก.2})$$

เมื่อ $L_{\text{fore,act}}$ คือ แรงยกจริงที่จะใช้ในการคำนวณหา C_L
 และ $L_{\text{fore,wind}}$ คือ แรงยกที่วัดได้จากโพลดเซลล์ของอุโมงค์ลม

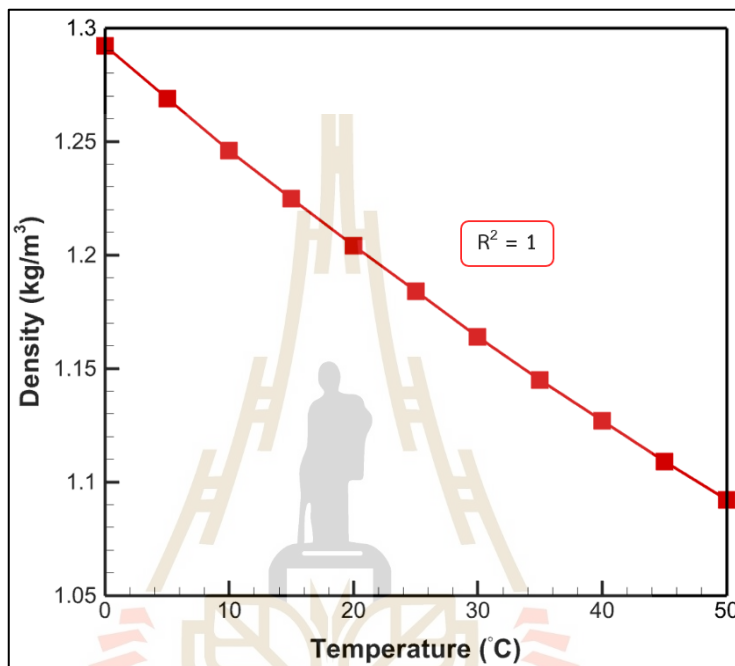
$$L_{\text{aft,act}} = 2.163(L_{\text{aft,wind}}) - 1.3968 \quad (\text{ก.3})$$

เมื่อ $L_{\text{aft,act}}$ คือ แรงยกจริงที่จะใช้ในการคำนวณหา C_L
 และ $L_{\text{aft,wind}}$ คือ แรงยกที่วัดได้จากโพลดเซลล์ของอุโมงค์ลม

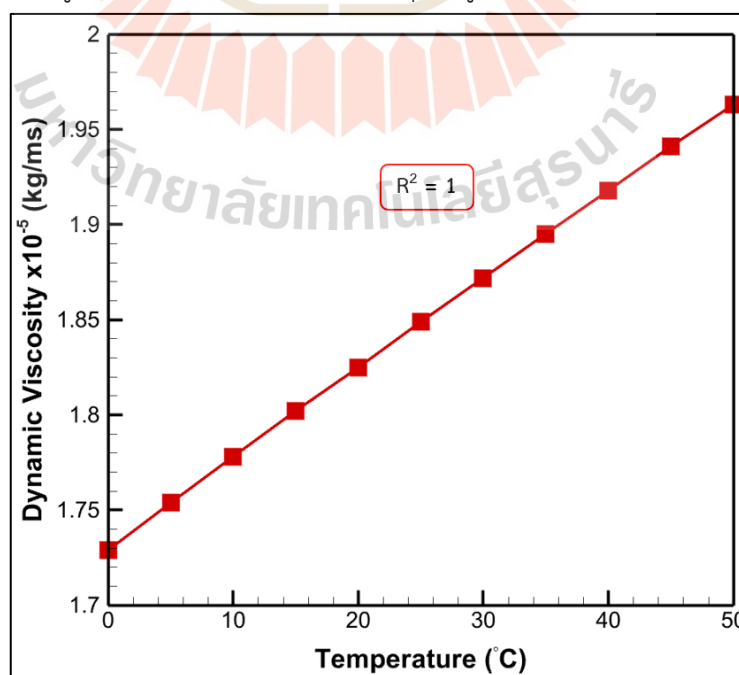
ภาคผนวก ข
คุณสมบัติของอากาศที่ใช้ในงานวิจัยของตอนที่ 1 และ 2



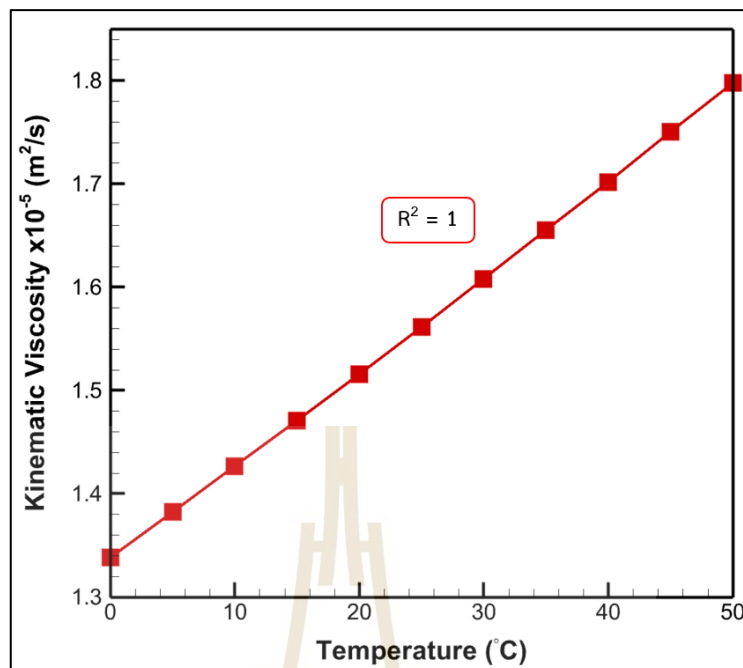
คุณสมบัติของอากาศที่ใช้ในงานวิจัยนี้มี ความหนาแน่นของอากาศ (Density of Air) ความหนืดพลวัตของอากาศ (Dynamic Viscosity) และความหนืดจลนศาสตร์ของอากาศ (Kinematic Viscosity) ที่ความดันบรรยากาศ (1 atm) และความสูงระดับพื้นดิน แสดงความสัมพันธ์ของ คุณสมบัติของอากาศต่ออุณหภูมิในช่วง 0 องศาเซลเซียส ถึง 50 องศาเซลเซียส ดังรูปที่ ข.1 ข.2 และ ข.3 ตามลำดับ (Cengel Y. A. et al, 2011)



รูปที่ ข.1 ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความหนาแน่น



รูปที่ ข.2 ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความหนืดพลวัต



รูปที่ ข.3 ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความหนืดจลนศาสตร์

แสดงสมการที่ใช้หาค่าความหนาแน่นของอากาศ ความหนืดพลวัตของอากาศ และความหนืดจลนศาสตร์ของอากาศต่ออุณหภูมิดังสมการที่ ก.4 ก.5 และ ก.6 ตามลำดับ

$$\rho = 1.319 \times 10^{-5} (T)^2 - 4.654 \times 10^{-3} (T) + 1.292 \quad (\text{ก.4})$$

เมื่อ ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ

และ T คือ อุณหภูมิของอากาศ

$$\mu = -4.242 \times 10^{-11} (T)^2 + 4.887 \times 10^{-8} (T) + 1.7294 \times 10^{-5} \quad (\text{ก.5})$$

เมื่อ μ คือ ความหนืดพลวัต

และ T คือ อุณหภูมิของอากาศ

$$\nu = 9.996 \times 10^{-11} (T)^2 + 8.689 \times 10^{-8} (T) + 1.3385 \times 10^{-5} \quad (\text{ก.6})$$

เมื่อ ν คือ ความหนืดจลนศาสตร์

และ T คือ อุณหภูมิของอากาศ



ภาคผนวก ค

ผลการตรวจสอบเครื่องมือที่ใช้ในการเก็บข้อมูลตอนที่ 1 และ 2

ค.1 ผลการตรวจสอบเครื่องมือที่ใช้ในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำของตอนที่ 1

เครื่องมือของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำของตอนที่ 1 คือโปรแกรม

JavaFoil version 1.8.0_291 โดยเป็นการตรวจสอบค่า C_l และ C_d ระหว่างโปรแกรม JavaFoil version 1.8.0_291 และผลการทดลองของ Sheldahl โดยใช้เลขเรย์โนลเท่ากับ 360000 ของแพนอากาศชนิด NACA0012 แสดงค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะที่ 0 องศา ถึง 25 องศา ดังตารางที่ ค.1 ตารางที่ ค.1 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำตอนที่ 1

JavaFoil 1.8.0_291 >> NACA0012 - Re = 360000								
AoA	Experiment		JavaFoil		Slope	%Diff		
	$C_{l,Exp}$	$C_{d,Exp}$	$C_{l,JavaFoil}$	$C_{d,JavaFoil}$	$C_{l,TAT}$	$C_{l,JavaFoil}$ vs $C_{l,TAT}$	$C_{l,JavaFoil}$ vs $C_{l,Exp}$	$C_{d,JavaFoil}$ vs $C_{d,Exp}$
0	0	0.0079	0.119	0.0086	0	0	0	5.0633
1	0.11	0.008	0.239	0.0092	0.1097	8.5150	8.1818	7.0000
2	0.22	0.0084	0.359	0.0099	0.2193	8.9709	8.6364	9.6429
3	0.33	0.0089	0.478	0.0098	0.329	9.1229	8.7879	11.1236
4	0.44	0.0098	0.593	0.0106	0.4386	8.9709	8.6364	0.2041
5	0.55	0.0113	0.707	0.011	0.5483	8.1502	7.8182	6.4602
6	0.66	0.0125	0.814	0.0139	0.658	7.4511	7.1212	12.2400
7	0.77	0.0135	0.916	0.0154	0.7676	6.0399	5.7143	3.2593
8	0.8542	0.0153	0.992	0.0175	0.8773	4.4115	7.2348	0.4575
9	0.9352	0.0167	1.034	0.0207	0.987	0.5106	6.0736	4.7904
10	0.9811	0.0184	0.927	0.0342	1.0966	5.7105	5.3919	12.3913
11	0.9132	0.0204	0.814	0.0626	1.2063	23.1525	1.5112	67.5980
12	0.4832	0.0217	0.865	0.0711	1.3159	38.1434	68.4603	188.3410
13	0.2759	0.0222	0.91	0.0786	1.4256	39.3242	213.5194	220.3604
14	0.2893	0.106	0.946	0.0862	1.5353	40.7271	214.5524	25.8396
15	0.3306	0.19	0.945	0.0997	1.6449	42.4901	186.1464	54.6158

ตารางที่ ค.1 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำตอนที่ 1 (ต่อ)

JavaFoil 1.8.0_291 >> NACA0012 - Re = 360000								
AoA	Experiment		JavaFoil		Slope	%Diff		
	$C_{l,Exp}$	$C_{d,Exp}$	$C_{l,JavaFoil}$	$C_{d,JavaFoil}$	TAT	$C_{l,JavaFoil}$ vs TAT	$C_{l,JavaFoil}$ vs $C_{l,Exp}$	$C_{d,JavaFoil}$ vs $C_{d,Exp}$
16	0	0.0079	0.97	0.0953	0	44.7166	155.8017	54.6143
17	0.11	0.008	0.986	0.1043	0.1097	47.1103	121.3244	54.8746
18	0.22	0.0084	0.99	0.1158	0.2193	49.8460	96.1561	54.0516
19	0.33	0.0089	0.988	0.1259	0.329	52.5817	76.7126	54.0657
20	0.44	0.0098	0.976	0.141	0.4386	55.4997	59.4771	52.5152
21	0.55	0.0113	0.958	0.1536	0.5483	58.4004	44.2120	52.0156
22	0.66	0.0125	0.933	0.1728	0.658	61.3275	29.9624	49.7674
23	0.77	0.0135	0.904	0.1934	0.7676	64.1587	17.1743	47.5989
24	0.8542	0.0153	0.873	0.2126	0.8773	66.8300	5.8695	46.0508
25	0.9352	0.0167	0.839	0.2321	0.987	69.3969	4.4419	44.7405

ค.2 ผลการตรวจสอบเครื่องมือที่ใช้ในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 1

เครื่องมือของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 1 คืออุโมงค์ลมรุ่น

PRINT TE54/8418 โดยเป็นการตรวจสอบค่า C_l และ C_d ระหว่างอุโมงค์ลมรุ่น PRINT TE54/8418 และผลการทดลองของ Sheldahl โดยใช้เลขเรย์โนลเท่ากับ 160000 ของแผนอากาศชนิด NACA0012 แสดงค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะที่ 0 องศา ถึง 25 องศา ดังตารางที่ ค.2

ตารางที่ ค.2 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงตอนที่ 1

Wind Tunnel TE54/8418 >> NACA0012 - Re = 160000						
AoA	Reference		TE54/8418		%Diff	
	$C_{l,Ref}$	$C_{d,Ref}$	$C_{l,SUT}$	$C_{d,SUT}$	$C_{l,SUT}$ vs $C_{l,REF}$	$C_{d,SUT}$ vs $C_{d,REF}$
0	0	0.0103	0	0.008347	0	18.9658
1	0.11	0.0104	0.1358	0.011427	23.4512	9.8754
2	0.22	0.0108	0.2586	0.009312	17.5369	13.7788
3	0.33	0.0114	0.3583	0.004523	8.5870	60.3259
4	0.44	0.0124	0.4506	0.008417	2.4053	32.1195

ตารางที่ ค.2 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงตอนที่ 1 (ต่อ)

Wind Tunnel TE54/8418 >> NACA0012 - Re = 160000						
AoA	Reference		TE54/8418		%Diff	
	$C_{l, Ref}$	$C_{d, Ref}$	$C_{l, SUT}$	$C_{d, SUT}$	$C_{l, SUT}$ vs $C_{l, Ref}$	$C_{d, SUT}$ vs $C_{d, Ref}$
5	0.55	0.014	0.5316	0.009803	3.3388	29.9814
6	0.66	0.0152	0.6123	0.017156	7.2319	12.8693
7	0.746	0.017	0.6764	0.027539	9.3334	61.9937
8	0.8274	0.0185	0.7428	0.035555	10.2223	92.1874
9	0.8527	0.0203	0.8257	0.047480	3.1710	133.8912
10	0.1325	0.0188	0.8778	0.058934	562.4819	213.4803
11	0.1095	0.076	0.9415	0.079826	759.8235	5.0338
12	0.1533	0.134	0.9475	0.109478	518.0683	18.2998
13	0.203	0.152	0.8922	0.178426	339.5320	17.3856
14	0.2546	0.171	0.9034	0.208372	254.8139	21.8550
15	0.3082	0.19	0.9108	0.229676	195.5239	20.8820
16	0.362	0.21	0.8961	0.251285	147.5325	19.6595
17	0.42	0.231	0.8554	0.263084	103.6734	13.8891
18	0.4768	0.252	0.8526	0.279041	78.8088	10.7307
19	0.5322	0.274	0.7781	0.284883	46.2065	3.9720
20	0.587	0.297	0.7723	0.301372	31.5700	1.4720
21	0.6414	0.32	0.7773	0.321910	21.1824	0.5970
22	0.6956	0.344	0.7760	0.338867	11.5624	1.4922
23	0.7497	0.369	0.7792	0.358900	3.9391	2.7371
24	0.8034	0.394	0.7937	0.378550	1.2134	3.9214
25	0.8572	0.42	0.8020	0.401450	6.4393	4.4166

ค.3 ผลการตรวจสอบเครื่องมือที่ใช้ในการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 2

เครื่องมือของการเก็บข้อมูลความแม่นยำระดับสูงของตอนที่ 2 คือโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1 โดยเป็นการตรวจสอบค่า C_l และ C_d ระหว่างโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1 และผลการทดลองของ Sheldahl โดยใช้เลขเรย์โนลเท่ากับ 1000000 ของแผนอากาศชนิด NACA0012 แสดงค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะที่ 0 องศา ถึง 25 องศา ดังตารางที่ ค.3 ตารางที่ ค.3 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงตอนที่ 2

ANSYS Fluent 2022 R1 >> NACA0012 - Re = 1000000						
AoA	Experiment		Numerical CFD		%Diff	
	$C_{l, Exp}$	$C_{d, Exp}$	$C_{l, CFD}$	$C_{d, CFD}$	$C_{l, CFD}$ vs $C_{l, Exp}$	$C_{d, CFD}$ vs $C_{d, Exp}$
0	0	0.0065	0.000438	0.011140	0.0438	71.3786
1	0.11	0.0066	0.106050	0.011217	3.5907	69.9568
2	0.22	0.0068	0.212347	0.011445	3.4788	68.3092
3	0.33	0.0071	0.318245	0.011826	3.5622	66.5672
4	0.44	0.0078	0.423550	0.012365	3.7387	58.5275
5	0.55	0.0091	0.527949	0.013078	4.0092	43.7181
6	0.66	0.0101	0.631290	0.013950	4.3500	38.1158
7	0.77	0.011	0.733077	0.015021	4.7952	36.5575
8	0.88	0.0119	0.833015	0.016301	5.3392	36.9833
9	0.9661	0.0134	0.930628	0.017812	3.6717	32.9270
10	1.0512	0.0147	1.025309	0.019599	2.4630	33.3260
11	1.1097	0.0162	1.116367	0.021706	0.6008	33.9876
12	1.1212	0.018	1.202937	0.024207	7.2901	34.4846
13	1.0487	0.02	1.283718	0.027222	22.4104	36.1087
14	0.8846	0.0222	1.356686	0.030967	53.3671	39.4905
15	0.7108	0.0245	1.418144	0.035861	99.5138	46.3710

ตารางที่ ค.3 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของข้อมูลความแม่นยำระดับสูงตอนที่ 2 (ต่อ)

ANSYS Fluent 2022 R1 >> NACA0012 - Re = 1000000						
AoA	Experiment		Numerical CFD		%Diff	
	$C_{l, Exp}$	$C_{d, Exp}$	$C_{l, CFD}$	$C_{d, CFD}$	$C_{l, CFD}$ vs $C_{l, Exp}$	$C_{d, CFD}$ vs $C_{d, Exp}$
16	0.606	0.128	1.459659	0.042889	140.8678	66.4928
17	0.5906	0.231	1.456930	0.055250	146.6864	76.0821
18	0.603	0.252	1.278977	0.095279	112.1023	62.1910
19	0.6334	0.274	0.882664	0.205808	39.3534	24.8877
20	0.6716	0.297	0.790530	0.260570	17.7085	12.2661
21	0.7162	0.32	0.773100	0.306070	7.9447	4.3531
22	0.7613	0.344	0.771090	0.328620	1.2860	4.4709
23	0.8097	0.369	0.786370	0.354810	2.8813	3.8455
24	0.8589	0.394	0.800020	0.381150	6.8553	3.2614
25	0.9093	0.42	0.813940	0.406990	10.4872	3.0976



ภาคผนวก ง
ผลการทดลองในอุโมงค์ลม TE54/8418 ของแพนอากาศตอนที่ 1

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตอนที่ 1 ใช้ข้อมูลความแม่นยำระดับสูงเป็นการเก็บผล C_l และ C_d ของแพนอากาศที่ถูกสุ่ม ด้วยวิธี LHS จำนวน 4 ตัว ผ่านการทดลองด้วยอุโมงค์ลม ซึ่งทำการเก็บค่า C_l และ C_d ตั้งแต่มุมปะทะ 0 ถึง 8 องศา ซึ่งค่าที่แสดงต่อไปนี้เป็นค่าเฉลี่ยของการทดลองทั้งหมด 3 ครั้ง ผ่านการแปลงค่าแรง ความดันพลวัต Blockage effect Wall interference และแปลงค่าคุณสมบัติของแพนอากาศ 3 มิติ เป็น 2 มิติ แล้ว แสดงค่า C_l และ C_d ของแพนอากาศทั้ง 4 ตัวดังตารางที่ ง.1 ง.2 ง.3 และ ง.4 ตามลำดับ

ตารางที่ ง.1 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศ
ออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 1

No.1 NACA 1313		
AoA	C_l	C_d
0	0.1083	0.02751
1	0.18248	0.03007
2	0.27239	0.03515
3	0.36417	0.04051
4	0.46466	0.04405
5	0.56435	0.0503
6	0.66789	0.05956
7	0.74784	0.06904
8	0.83761	0.07949

ตารางที่ ง.2 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศ
ออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 2

No.2 NACA 0218		
AoA	C_l	C_d
0	0.02024	0.02468
1	0.08098	0.02923
2	0.15765	0.0318
3	0.24349	0.03691
4	0.33162	0.04237
5	0.42668	0.04612
6	0.50365	0.05216
7	0.60198	0.05915
8	0.65939	0.06333

ตารางที่ ง.3 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศ
ออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 3

No.3 NACA 4427		
AoA	C_l	C_d
0	0.19658	0.04541
1	0.30785	0.05137
2	0.42121	0.05591
3	0.50883	0.06916
4	0.63315	0.082
5	0.73308	0.09044
6	0.83201	0.10392
7	0.91693	0.11521
8	1.03266	0.13351

ตารางที่ ง.4 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศ
ออกแบบเริ่มต้นหมายเลขที่ 4

No.4 NACA 3120		
AoA	C_l	C_d
0	0.13349	0.03121
1	0.24889	0.03433
2	0.33164	0.03974
3	0.41844	0.04556
4	0.51147	0.04976
5	0.60366	0.05665
6	0.68975	0.06611
7	0.81765	0.07789
8	0.90677	0.08926

นอกจากนี้ แสดงค่า C_l และ C_d ของแพนอากาศที่เหมาะสมที่สุดต่อมุมปะทะ หมายเลขที่ 3 และ หมายเลขที่ 4 ดังตารางที่ ๓.5 และ ๓.6 ตามลำดับ

ตารางที่ ๓.5 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศ
เหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 3

No.3 NACA 3210		
AoA	C_l	C_d
0	0.20044	0.02665
1	0.33599	0.03112
2	0.44819	0.04109
3	0.53484	0.04835
4	0.65419	0.06111
5	0.74411	0.07108
6	0.98456	0.09535
7	1.04461	0.11397
8	1.04359	0.14638

ตารางที่ ๓.6 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะของแพนอากาศ
เหมาะสมที่สุดหมายเลขที่ 4

No.4 NACA 4410		
AoA	C_l	C_d
0	0.47555	0.03194
1	0.60264	0.07212
2	0.72562	0.07596
3	0.78834	0.07864
4	0.91630	0.09273
5	0.95911	0.10973
6	0.99680	0.12631
7	1.01657	0.14011
8	1.03243	0.12757

The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a large, faint watermark in the background. It features a central figure of a person standing on a pedestal, surrounded by a circular emblem with a book and a lamp. The entire logo is set within a large, stylized 'A' shape formed by multiple 'H' characters. The text 'ภาคผนวก จ' is centered over the figure.

ภาคผนวก จ

ผลแผนอากาศที่ใช้ทดสอบความแม่นยำของสมการจำลองทดแทนตอนที่ 2

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตอนที่ 2 ทำการสร้างสมการจำลองทดแทนด้วยข้อมูลของแพนอากาศออกแบบเริ่มต้นจำนวน 10 ตัว จากนั้นทำการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลอีก 20 ตัว รวมเป็น 30 ตัว นำสมการจำลองทดแทนที่สร้างได้มาเทียบความแม่นยำกับข้อมูลแพนอากาศจำนวน 8 ตัว ที่มีการสุ่มขึ้นมาใหม่ด้วยวิธี LHS ซึ่งรูปร่างหรือค่า b_i ที่ใช้ในการสร้างรูปร่างแพนอากาศผ่านสมการ CST แสดงดังตารางที่ 6.2 และจากรูปที่ 6.8 และ 6.9 แสดงค่าของ C_d ที่ $C_l = 0.5$ และ $1/C_l^2$ ที่ $aoi = 5$ องศา กับสมการจำลองทดแทน ดังตารางที่ จ.1

ตารางที่ จ.1 ค่า C_d และ C_l จาก CFD และ สมการจำลองทดแทน

No.	Objective					
	CFD		Predicted		%Diff	
	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$ deg	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$ deg	C_d at $C_l = 0.5$	$1/C_l^2$ at $aoi = 5$ deg
1	0.01158	2.9614	0.01158	2.9185	0.0110	1.4482
2	0.01183	3.2962	0.01184	3.2236	0.0553	2.2010
3	0.01195	3.4434	0.01199	3.4134	0.3386	0.8711
4	0.01196	3.4434	0.01196	3.4057	0.0051	1.0944
5	0.01226	3.4990	0.01221	3.4724	0.4157	0.7598
6	0.01219	3.4395	0.01212	3.4116	0.5438	0.8128
7	0.01144	3.0330	0.01146	3.0200	0.1234	0.4298
8	0.01161	2.5773	0.01163	2.5182	0.1700	2.2941



ภาคผนวก ฉ

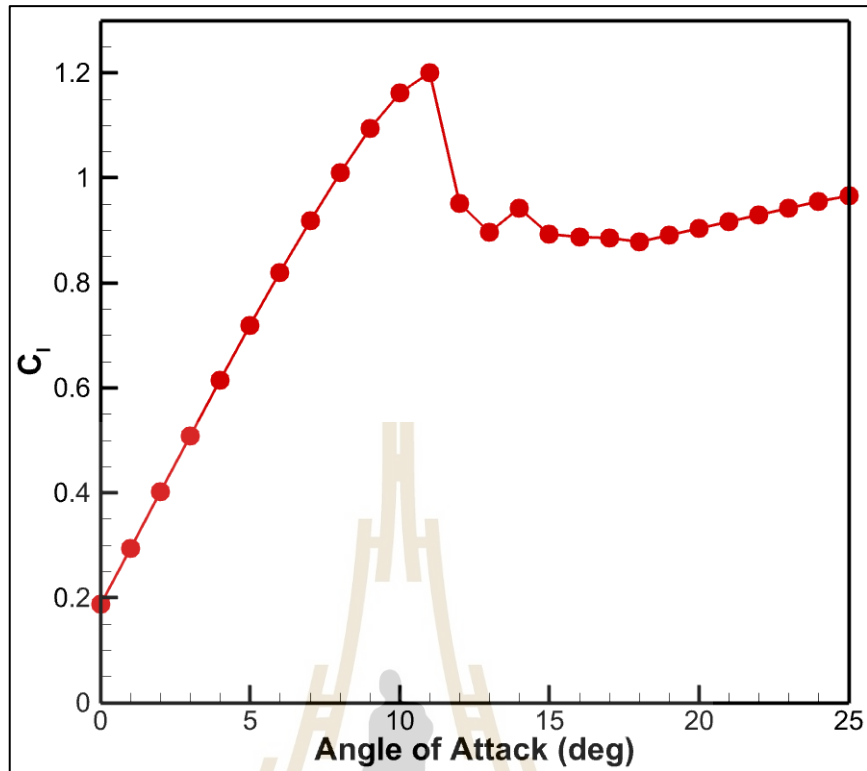
ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะแผ่นอากาศหมายเลขที่ 26 ของตอนที่ 2

จากการออกแบบแพนอากาศในตอนที 2 ได้แพนอากาศที่เหมาะสมสุดภายใต้เงื่อนไขการออกแบบทั้งหมด 5 ตัว แต่แพนอากาศที่ให้ค่าเหมาะสมสุดที่มีความสมดุลทั้ง 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ คือ แพนอากาศหมายเลขที่ 26 งานวิจัยนี้จึงนำแพนอากาศหมายเลขที่ 26 มาหาค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะ ตั้งแต่มุม 0 ถึง 25 ด้วยโปรแกรม ANSYS Fluent 2022 R1 แสดงค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะ ของแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 26 แสดงดังตารางที่ ฉ.1 และรูปที่ ฉ.1 และ ฉ.2 ตามลำดับ

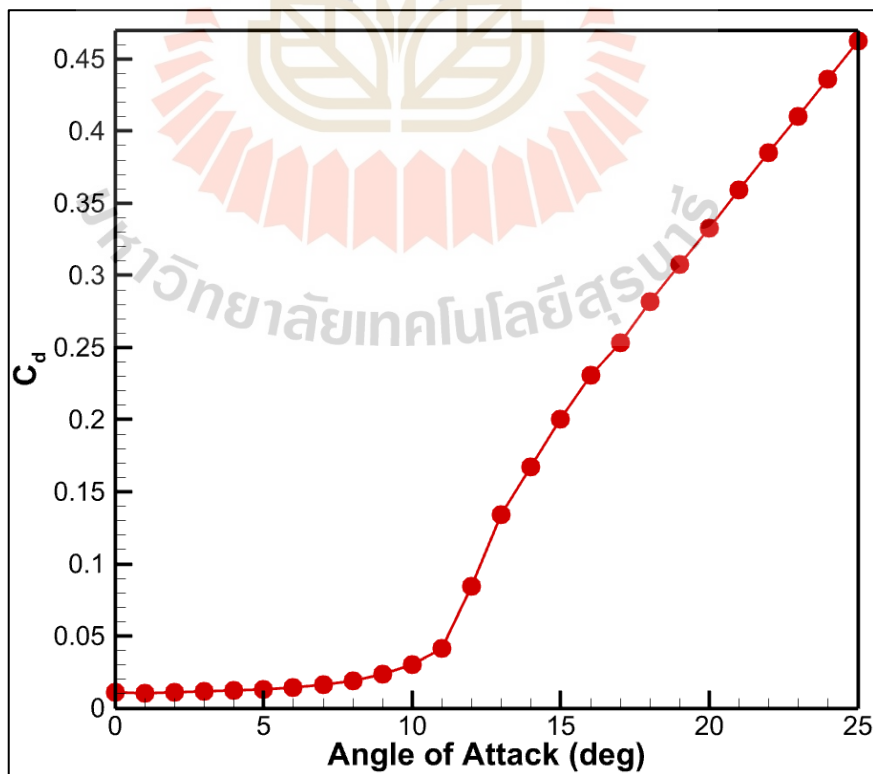
ตารางที่ ฉ.1 ค่า C_l และ C_d ต่อมุมปะทะ

ของแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 26

AoA	C_l	C_d
0	0.18793	0.01068
1	0.2947	0.01054
2	0.40154	0.01078
3	0.50804	0.01133
4	0.61383	0.01206
5	0.71842	0.01302
6	0.82023	0.01442
7	0.91836	0.01639
8	1.0109	0.01919
9	1.0943	0.02335
10	1.1625	0.02985
11	1.2012	0.04154
12	0.95167	0.08439
13	0.89705	0.1338
14	0.94182	0.16733
15	0.89358	0.20008
16	0.88752	0.23078
17	0.88523	0.25316
18	0.87802	0.2816
19	0.89033	0.30749
20	0.90373	0.33272
21	0.91632	0.3594
22	0.92919	0.38493
23	0.942	0.41027
24	0.9546	0.43618
25	0.96679	0.46252



รูป ฉ.1 ค่า C_l ต่อมุมปะทะ ของแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 26



รูป ฉ.2 ค่า C_d ต่อมุมปะทะ ของแพนอากาศเหมาะสมสุดหมายเลขที่ 26



ภาคผนวก ช

ผลงานวิจัยที่ได้รับการเผยแพร่ระหว่างการศึกษา

บทความที่ได้รับการเผยแพร่ระหว่างการศึกษา

1. Phiboon, T., Khankwa, K., Petcharat, N., Phoksombat, N., Kanazaki, M., Kishi, Y., ... & Ariyarit, A. (2021). **Experiment and computation multi-fidelity multi-objective airfoil design optimization of fixed-wing UAV.** Journal of Mechanical Science and Technology, 35(9), 4065-4072.
2. Phiboon, T., Ariyarit, A., Kanazaki, M., Kishi, Y., Bureerat, S., & Sae-Tang, W. (2021, May). **Multi-additional Sampling Multi-objective Efficient Global Optimization applied to UAVs Airfoil Design Problem.** In 2021 18th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications, and Information Technology (ECTI-CON) (pp. 896-899). IEEE.
3. ธรเทพ พิบูลย์, ชโลธร ธรรมแท้ และ อัญชลีพล อริยฤทธิ์. (2564). **การศึกษาลักษณะและประสิทธิภาพทางความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมัดชิดชนิดท่อตรงลดรูปด้วยวิธีจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.** การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย, ครั้งที่ 35 วันที่ 20-22 เดือน กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม.


Original Article

DOI 10.1007/s12206-021-0818-3

Keywords:

- Multi-fidelity optimization
- Airfoil design
- Wind tunnel experiment
- Surrogate model

Correspondence to:

 Attaphon Ariyarat
 ariyarat@sut.ac.th

Citation:

 Phiboon, T., Khankwa, K., Petcharat, N., Phoksombat, N., Kanazaki, M., Kishi, Y., Bureerat, S., Ariyarat, A. (2021). Experiment and computation multi-fidelity multi-objective airfoil design optimization of fixed-wing UAV. *Journal of Mechanical Science and Technology* 35 (9) (2021) 1–7.
<http://dx.doi.org/10.1007/s12206-021-0818-3>

Received January 19th, 2021

Revised April 28th, 2021

Accepted May 25th, 2021

 † Recommended by Editor
 Hyun-Gyu Kim

Experiment and computation multi-fidelity multi-objective airfoil design optimization of fixed-wing UAV

 Tharathep Phiboon¹, Krittin Khankwa¹, Nutchanan Petcharat¹, Nattaphon Phoksombat¹, Masahiro Kanazaki², Yuki Kishi², Sujin Bureerat³ and Attaphon Ariyarat¹
¹School of Mechanical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, 111, MahaWitthayalai Rd, Suranaree, Mueang Nakhon Ratchasima District, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand, ²Department of Aeronautics and Astronautics, Graduate School of System Design, Tokyo Metropolitan University, 6-6, Asahigaoka, Hino-Shi, Tokyo 191-0065, Japan, ³Sustainable and Infrastructure Research and Development Center, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Khon Kaen University, 123, Mitthaphap Rd., Nai-Muang, Muang District, Khon Kaen 40002, Thailand

Abstract Optimization with a surrogate model is a popular method used in design to avoid a high computational cost problem and is often encountered in computational fluid dynamics and experimental design. However, the optimization with a surrogate model is assigned to solve single-fidelity optimization problems. Thus, a multi-fidelity surrogate model is proposed to solve the multi-fidelity airfoil design problem by combining the data of the wind tunnel experiment and the aerodynamic evaluation using JavaFoil software. In the optimization method, an RBF/Kriging hybrid multi-fidelity surrogate model is used. A non-dominated sorting genetic algorithm II (NSGA-II) is selected to solve the airfoil design problem. The objective of the optimization problem is to minimize the aerodynamic drag and maximize the lift force. The results showed that the algorithm successfully found the UAV airfoil shape and the selected optimum airfoil shape had the error of the aerodynamic lift and drag less than 10 % when tested in the wind tunnel experiment.

1. Introduction

A fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) is a popular type of UAV because it performs better in the forward flight condition than the rotary-wing UAV. The shape of the UAV wing is the most important part for the UAV to produce the lift force that affects the aerodynamic performance. The airfoil design can be used to increase the aerodynamic performance of the UAV. The traditional design optimization method for airfoil design uses the computation method for function evaluations merely because the experimental design is expensive and has a complex design process. The problem of design optimization using the experiment is that the optimization process required a large number of experiments. In this process, the number of experiments can be reduced by using a surrogate model in combination with an optimization technique. However, most studies always test their optimization methods only with computer simulation. In engineering design, one can select various surrogate models, such as a response surface model (RSM) [1, 2], a radial basis function (RBF) [3], a Kriging surrogate model [4], and others, combined with an optimization method to find the optimum design of the structures. For example, Kaushal [5] used the finite volume analysis combined with the RSM to find the optimum structure of the air tunnel heat exchanger. Wu [6] also used the RSM to design the bra cup molding. Kolachi [7] combined the Kriging surrogate model and a gray wolf optimizer to find the optimum design of hierarchical stiffened shells. Bealiary [8] also used the Kriging surrogate model and an optimization method to find the optimum design of a turbomachinery system.

However, in certain cases, a high-cost computation function is required to solve engineering design problems, especially in aerodynamic design. Fortunately, in aerodynamic evaluation,

one can select various computation methods to solve a design problem. For example, the wind turbine design can employ CFD evaluations [9] and the blade element momentum theory (BEMT) [10] to predict the blade efficiency and an aerodynamic force that acts on the wind turbine structure. Similarly, helicopter blade design is achieved using the BEMT [11] and CFD [12] to evaluate the helicopter rotor blade performance. In the aircraft wing performance evaluation, many researchers have used the vortex-lattice method [13], panel method [14], CFD [15], or full experiment with the wind tunnel [16-18]. To gain these advantages, many researchers have tried to increase the optimization efficiency by combining the multiple computation methods in the optimization process that is called multi-fidelity optimization. Many researchers proposed various types of the surrogate model to solve the multi-fidelity optimization problem, such as a co-Kriging surrogate model [19], an RBF-based multi-fidelity surrogate model [20], a hybrid surrogate model [21], and others [22, 23]. This type of optimization process is popular in aerodynamic design. For example, Kishi [24] used the hybrid surrogate model in multi-fidelity optimization to design the supersonic wing. Huang [25] used the co-Kriging-based multi-fidelity optimization for the wing-body drag reduction design. Choi [26] used the multi-fidelity technique to design the low-boom supersonic business jet. Leusink [11] designed the helicopter rotor blades using multi-fidelity optimization. However, the aerodynamic design problem often involved several objective functions. Consequently, many researchers have tried to combine multi-fidelity optimization to solve the multi-objective optimization problem [27]. Ariyarat [28] proposed the multi-fidelity multi-objective optimization through the hybrid multi-fidelity surrogate model technique to solve the airfoil design problem. Amrit [29] also proposed multi-fidelity multi-objective optimization algorithms for aerodynamic design. Zhou [30] used the multi-fidelity surrogate model combined with a multi-objective genetic algorithm to solve a multi-fidelity multi-objective optimization design problem. However, all of these applications are always based on computer simulation only. No study has combined the experiment and computational method for multi-fidelity aerodynamic design. In this study, the multi-fidelity multi-objective optimization for the airfoil design of the fixed-wing UAV through the wind tunnel experiment combined with the aerodynamic computation models is proposed to show the advantage of the multi-fidelity optimization technique combined with the real-world experiment.

2. Multi-objective multi-fidelity optimization

The multi-objective multi-fidelity optimization method through the surrogate model procedure starts with generating samples of the low-fidelity and high-fidelity based on the design of experiment technique (DoE) [31]. The Latin hypercube (LHS) [32] is selected as the DoE because it can maintain the diversity of the data and fix the number of experiments by a user. Then, the surrogate model was constructed through the RBF/Kriging



Fig. 1. Schematic of multi-objective multi-fidelity optimization process.

hybrid multi-fidelity surrogate model. The NSGA-II [33] was used to find the Pareto optimal solutions to the surrogate-based problem. The schematic of the multi-fidelity multi-objective optimization through surrogate models is presented in Fig. 1.

2.1 Surrogate models for design optimization

The RBF/Kriging hybrid multi-fidelity surrogate model [18] is the combination of the Kriging [4] and radial basis function (RBF) surrogate models [3]. In the RBF/Kriging hybrid surrogate model, the RBF is used to predict the local model $\varepsilon(\mathbf{x})$ of the Kriging surrogate model while it can predict the estimate function as

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \mu(\mathbf{x}) + \varepsilon(\mathbf{x}) \quad (1)$$

The global model $\mu(\mathbf{x})$ can be predicted by the relation

$$\mu(\mathbf{x}) = \mu + f_{\text{RBF}}(\mathbf{x}) \quad (2)$$

where f_{RBF} is an RBF. The global model μ is assumed to be constant and defined as

$$\mu = \frac{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{F}}{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1}} \quad (3)$$

where n is the number of high-fidelity sample points, \mathbf{R} is an $n \times n$ matrix whose (i, j) entry is $\text{Corr}[Z(x_i), Z(x_j)]$ that is defined as

$$\text{Corr}[Z(x_i), Z(x_j)] = \exp[-d(x_i, x_j)] \quad (4)$$

The f_{RBF} in Eq. (2) is expressed as

$$f_{\text{RBF}} = a_0 + a_1 f_1(\mathbf{x}) \quad (5)$$

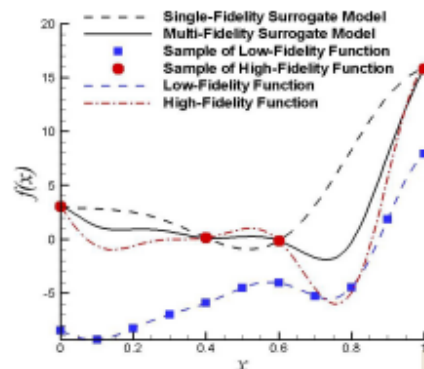


Fig. 2. Schematic of RBF/Kriging hybrid surrogate model.

The f_i is the approximated function by the RBF method used to predict the low-fidelity function that is defined as

$$f_i = \sum_{n=1}^N w_n \Phi(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n) \quad (6)$$

where $\Phi(\mathbf{x})$ is an RBF kernel function, w_n ($i = 1, 2, \dots, N$) is a weighting function, and N is the number of low-fidelity sampling points. A multi-quadric function is applied as an RBF kernel in this study. The weighting function can be expressed as $\mathbf{w} = [w_1, w_2, w_3, \dots, w_N]^T$. According to Eq. (2), the function $\varepsilon(\mathbf{x})$ denotes a local model that can be expressed as

$$\varepsilon(\mathbf{x}) = \mathbf{r}^T \mathbf{R} (F_i - \mu - F_{RBF}) \quad (7)$$

where $F_i = [f_i(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N)]$ is the value of the high-fidelity function at $\mathbf{X} = \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N$. The equation of the RBF/Kriging hybrid surrogate model in this study can be expressed as

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = [\mu(\mathbf{x}) + f_{RBF}(\mathbf{x})] + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (F_i - 1, \mu - F_i) \quad (8)$$

The schematic of the RBF/Kriging hybrid surrogate model is presented in Fig. 2.

3. Design problem

The objectives of the UAV airfoil design are to minimize the aerodynamic drag (C_d) at $C_{l,max}$ and maximize the lift ($C_{l,max}$). The optimization problem can be expressed as:

Minimize: C_d .

Maximize: $C_{l,max}$.

These objectives are designed based on a real condition of the fixed-wing UAV with a maximum cruising speed of 11 m/s at the Suranaree University of Technology (SUT) in Thailand, as shown in Fig. 3. The number of initial samples for the high-fidelity (experiment) is set to 4 and the number of low-fidelity (calculation) is set to 50. In this study, the NACA 4-digit airfoil



Fig. 3. A fixed-wing UAV at SUT, Thailand.

was used to generate the airfoil shape by randomizing through LHS. The design spaces are defined by the percentage of the maximum camber set from 0 to 5, the location of the maximum camber set from 10 to 50 %, and the airfoil thickness set from 10 to 30 %. Such a design domain is set based on the availability of the conventional configurations of the NACA 4 digits airfoil while airfoil shapes for surrogate model training points were created by means of LHS [32]. For the NSGA-II, the population size and number of generations were set to 200 and 200, respectively. The NSGA-II [34] with BLX crossover and uniform mutation were selected as the crossover and mutation algorithm.

4. Aerodynamic evaluation and experiment setup method

4.1 Aerodynamic evaluation

JavaFoil [35] is used to calculate the aerodynamic force of the airfoil shape. The panel method is applied to determine the linear potential flow field around the 2D airfoil. The JavaFoil program can calculate the pressure distribution on the airfoil to lift and drag force. Although this program has less accurate results, it has an option for analysis of multi-element airfoils. JavaFoil is used as a low-fidelity aerodynamic evaluation for airfoil design.

4.2 Experiment setup method

The airfoil experiment setup was started by drawing the CAD model of the selected airfoil using SolidWorks program. Then, the airfoil from a CAD model is built by the da Vinci 1.0 AIO 3D printer [36] with the ABS plastic XYZprinting filament. Due to the roughness of the 3D printer model, the airfoil surface roughness must be reduced by wrapping the oriented polypropylene tape around the airfoil model. These airfoil models were tested with the PLINT TE54/8418 by Plint & Partners Ltd. subsonic wind tunnel as shown in Fig. 4 with its accessories. Flow direction moved from the nozzle (No. 1) to the diffuser (No. 2) by suction of a fan motor through to the outlet. To receive the aerodynamic data, the airfoil specimens (No. 3) were installed in the working section of the wind tunnel (No. 4). Available working section volume is $300 \times 300 \times 600$ mm with the maximum flow velocity of 44.4 m/s [37]. The valve (No. 5) was adjusted for variation of velocity. The pitot-static tube (No. 6) was struck at the air inlet and transferred total and static pressure to the manometers (No. 7) in which the other end of the manome-



Fig. 4. PLINT TE54/8418 subsonic wind tunnel and its accessories.

ters were opened to the atmosphere. The difference between total and static pressure was dynamic pressure and was able to convert to velocity. The flow passed through the airfoil specimen, and the airfoil specimen generates a force. The TE81E/8146 electronic three-component balance (No. 8), including a model clamp, was used to measure the aerodynamic lift and drag forces by load cells and strain gages and displayed the force values by force monitoring (No. 9). This experiment started with the installation of the airfoil specimens from 0° angle of attack, then increased the angle of attack in the step of 1° to 25° , measured, gathered the aerodynamic drag and lift forces for each angle of attack, and converted them to the aerodynamic coefficients.

For validation of PLINT TE54/8418 subsonic wind tunnel, velocity, pressure, and force measuring were calibrated before testing an experiment. Then, after these measurements had been calibrated, the aerodynamic results from the PLINT TE54/8418 subsonic wind tunnel were compared against the Sheldahl and Klimas experiment data [38]. The code validation was operated with $Re = 3 \times 10^5$. The results of the aerodynamic coefficients for drag and lift compared with the Sheldahl and Klimas experiment data are represented as shown in Figs. 5 and 6, respectively.

As shown in Fig. 5, the PLINT TE54/8418 C_d results had a good agreement for both values and trended with that from the Sheldahl and Klimas experiment data, but it was slightly different due to a setting condition. For example, flowing velocity in a wind tunnel is not constant and the temperature slightly fluctuates because of the variation of air properties. Moreover, the Reynolds number is approximately equal to 3×10^5 but not exactly to 3×10^5 as with the reference publication. As shown in Fig. 6, C_l also had a good agreement for both values and trended but only in the linear region. After an airfoil had stalled, C_l values were significantly different because the flow was separated and the turbulence flow occurred and caused the fluctuation to lift force. Nevertheless, the data were sufficient to investigate the highest lift force before its stall. A trend of C_l is still similar to the reference publication.

4.3 Comparison of experiment and computation data

The comparison of lift and drag coefficients of the wind tunnel experiment and computation by JavaFoil results of the NACA1312 are shown in Figs. 7 and 8, respectively. The computation results by JavaFoil can be used for the low-fidelity

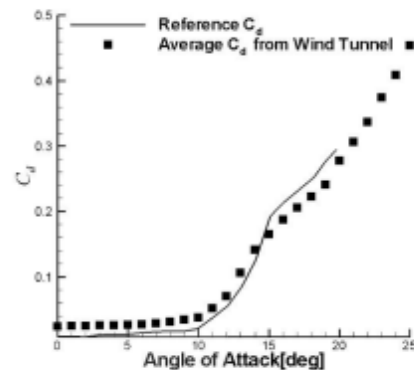


Fig. 5. Comparison of aerodynamic drag coefficient against Sheldahl and Klimas experiment data [38].

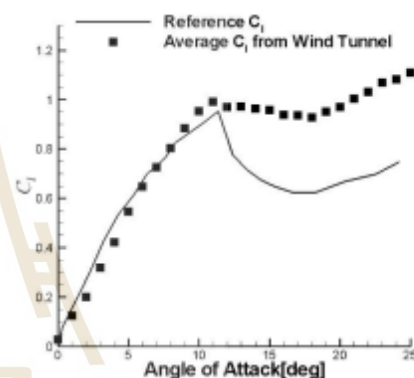


Fig. 6. Comparison of aerodynamic lift coefficient against Sheldahl and Klimas experiment data [38].

data because the data trend of the experiment and that from the computation are similar. However, the error of the low-fidelity and high-fidelity data is large because of the limitation of the JavaFoil software. The JavaFoil software does not model laminar separation bubbles and flow separation because it occurs at the stall. The maximum lift can be estimated but, beyond the stall, the results are inaccurate. Therefore, it is better to show the performance of our optimization algorithm through this condition. The comparison of lift and drag coefficients for all of the initial points experiment is shown in Tables 1 and 2.

5. Results

The non-dominated solutions of the multi-fidelity multi-objective airfoil design optimization are presented in Fig. 9. The relationship of the design variables and objective functions is shown with the PCP plot in Fig. 10. These results can show that the optimum solution has a high value of the percentage of

Table 1. Comparison results of lift coefficient of wind tunnel experiment and computation.

Airfoil	Wind tunnel experiment	JavaFoil
NACA1312	0.27	0.29
NACA0218	0.28	0.36
NACA4427	0.35	0.51
NACA3120	0.31	0.40

Table 2. Comparison results of drag coefficient of wind tunnel experiment and computation.

Airfoil	Wind tunnel experiment	JavaFoil
NACA1312	0.07	0.029
NACA0218	0.094	0.039
NACA4427	0.098	0.054
NACA3120	0.135	0.063

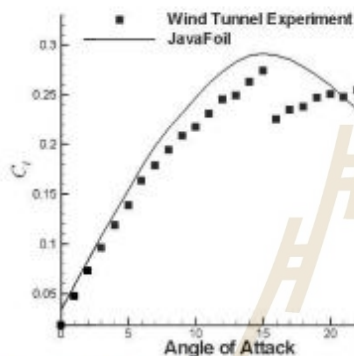


Fig. 7. Comparison of lift coefficient between wind tunnel experiment and computation of NACA1312.

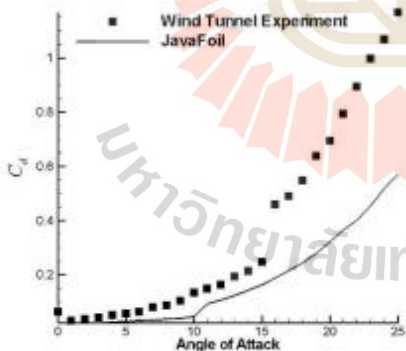


Fig. 8. Comparison of aerodynamic drag between wind tunnel experiment and computation of NACA1312.

the maximum camber (more than 4 %), the location of the maximum camber is approximately 18 %-45 %, and the airfoil thickness is related to the lift and drag coefficients. If the thick-

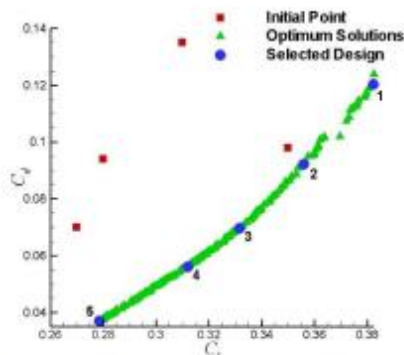


Fig. 9. Non-dominated solution of airfoil design optimization problem and selected design points.

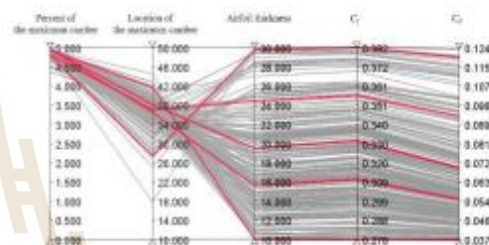


Fig. 10. PCP plot of non-dominated solution.

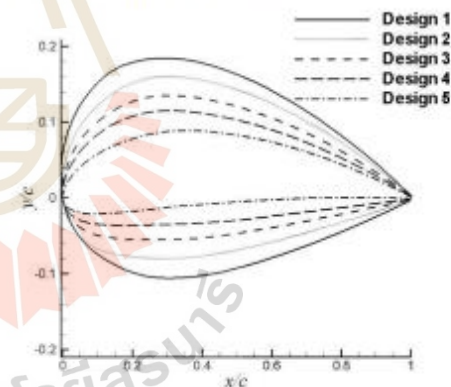


Fig. 11. Comparison of selected design.

ness of airfoil increases, then the aerodynamic drag and lift will have a high value accordingly. Five selected designs of the airfoil shapes in Fig. 9 are presented in Fig. 11. They were then taken to construct a real fixed-wing UAV. The selected design (solution 3) had been constructed as a specimen and tested with the wind tunnel for comparison between an accurate prediction of a surrogate model and the advantage of the multi-fidelity model when utilizing experimental data as part of con-

structing a surrogate model. The results of the wind tunnel test can receive the lift and drag coefficient of 0.30 and 0.075. Comparison with the predicted value by the surrogate model shows that the lift and drag coefficients are 0.33 and 0.072, respectively. The errors between the multi-fidelity surrogate model and the experiment are less than 10 %.

6. Conclusions

This study presents an advantage of a multi-fidelity surrogate model by using experimental data as part of constructing a surrogate model and is applied to the fixed-wing UAV's airfoil design problem with multi-objective optimization. The NACA airfoil is used in design demonstration while the RBF/Kriging multi-fidelity surrogate model combined with the NAGA-II is developed to solve this problem. The interactive program JavaFoil was selected as low-fidelity data and the wind tunnel experiment was selected as high-fidelity data to construct a surrogate model. The objectives of the optimization problem are to maximize $C_{L,max}$ and minimize C_D . From the optimum solutions, 5 selected airfoil shapes (NACA4230, NACA4324, NACA4319, NACA4315 and NACA4410) are further conducted to construct the airfoil of a real fixed-wing UAV. The different results between the prediction of the combined experiment and calculation data for constructing a surrogate model and the three selected design specimens had less than 10 % of errors. These results imply that the multi-fidelity optimization can be effective in combination data of the computation and experiment data to increase the efficiency of the optimization process.

Acknowledgments

This work was financially supported by Office of the Permanent Secretary, Ministry of Higher Education, Science, Research and Innovation (Grant No. RGNS 60-124).

Nomenclature

C_L	: Lift coefficient
C_D	: Drag coefficient
$\mu(\mathbf{x})$: Kriging global model
$\varepsilon(\mathbf{x})$: Kriging local model
$\hat{y}(x)$: Predicted function
$\hat{f}_{sur}(\mathbf{x})$: Predicted function of RBF
\mathbf{R}	: Correlation matrix between sample points
n	: Number of high-fidelity sample points
$d(x_i, x_j)$: Distance function
x	: Design variable
w	: Weighting function
F_l	: Low-fidelity evaluation value vector
F_h	: High-fidelity evaluation value vector

References

- [1] I. A. Khuri and S. Mukhopadhyay, Response surface methodology, *Wiley Interdisciplinary Reviews: Computational Statistics*, 2 (2) (2010) 128-149.
- [2] C. I. Park, Multi-objective optimization of the tooth surface in helical gears using design of experiment and the response surface method, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 24 (3) (2010) 823-829.
- [3] S. Chen, C. F. N. Cowan and P. M. Grant, Orthogonal least squares learning algorithm for radial basis function networks, *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2 (2) (1991) 302-309.
- [4] G. Matheron, Principles of geostatistics, *Economic Geology*, 58 (8) (1963) 1246-1266.
- [5] M. Kaushal et al., Finite volume and response surface methodology-based performance prediction and optimization of a hybrid earth to air tunnel heat exchanger, *Energy and Buildings*, 104 (2015) 25-35.
- [6] L. Wu et al., Parametric design and process parameter optimization for bra cup molding via response surface methodology, *Expert Systems with Applications*, 39 (1) (2012) 162-171.
- [7] R. Kolahchi et al., AK-GWO: a novel hybrid optimization method for accurate optimum hierarchical stiffened shells, *Engineering with Computers* (2020) 1-13.
- [8] S. A. I. Bellary et al., A comparative study of kriging variants for the optimization of a turbomachinery system, *Engineering with Computers*, 32 (1) (2016) 49-59.
- [9] A. Miller et al., Review of computer-aided numerical simulation in wind energy, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 25 (2013) 122-134.
- [10] L. Wang et al., Nonlinear aeroelastic modelling for wind turbine blades based on blade element momentum theory and geometrically exact beam theory, *Energy*, 76 (2014) 487-501.
- [11] D. Leusink, D. Alfano and P. Cinnella, Multi-fidelity optimization strategy for the industrial aerodynamic design of helicopter rotor blades, *Aerospace Science and Technology*, 42 (2015) 136-147.
- [12] M. Sugiura et al., Numerical simulations and measurements of the helicopter wake in ground effect, *Journal of Aircraft*, 54 (1) (2017) 209-219.
- [13] B. K. Stanford and P. S. Beran, Analytical sensitivity analysis of an unsteady vortex-lattice method for flapping-wing optimization, *Journal of Aircraft*, 47 (2) (2010) 647-662.
- [14] M. Shi et al., A multi-fidelity surrogate model based on support vector regression, *Structural and Multidisciplinary Optimization* (2020) 1-13.
- [15] P. Panagiotou, P. Kaparos and K. Yakinthos, Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD, *Aerospace Science and Technology*, 39 (2014) 190-205.
- [16] M. Kanazaki et al., Nacelle chine installation based on wind-tunnel test using efficient global optimization, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 51 (173) (2008) 146-150.
- [17] M. Kanazaki et al., Multi-objective aerodynamic exploration of elements' setting for high-lift airfoil using Kriging model, *Journal of Aircraft*, 44 (3) (2007) 858-864.
- [18] S. Jeong, M. Murayama and K. Yamamoto, Efficient optimization,

- tion design method using kriging model, *Journal of Aircraft*, 42 (2) (2005) 413-420.
- [19] A. I. J. Forrester, A. Sobester and A. J. Keane, Multi-fidelity optimization via surrogate modelling, *Proceedings of the Royal Society a: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 463 (2088) (2007) 3251-3269.
- [20] X. Song et al., A radial basis function-based multi-fidelity surrogate model: exploring correlation between high-fidelity and low-fidelity models, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 60 (3) (2019) 965-981.
- [21] A. Ariyarat et al., Hybrid surrogate-model-based multi-fidelity efficient global optimization applied to helicopter blade design, *Engineering Optimization*, 50 (6) (2018) 1016-1040.
- [22] C. Li, P. Wang and H. Dong, Kriging-based multi-fidelity optimization via information fusion with uncertainty, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 32 (1) (2018) 245-259.
- [23] S.-H. Son and D.-H. Choi, The effects of scale factor and correction on the multi-fidelity model, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 30 (5) (2016) 2075-2081.
- [24] Y. Kishi et al., Planform dependency of optimum cross-sectional geometric distributions for supersonic wing, *Aerospace Science and Technology*, 90 (2019) 181-193.
- [25] L. Huang, Z. Gao and D. Zhang, Research on multi-fidelity aerodynamic optimization methods, *Chinese Journal of Aeronautics*, 26 (2) (2013) 279-286.
- [26] S. Choi et al., Multi-fidelity design optimization of low-boom supersonic business jets, *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference* (2004) AIAA 2004-4371.
- [27] U. K. Wickramasinghe, R. Carrese and X. Li, Designing airfoils using a reference point based evolutionary many-objective particle swarm optimization algorithm, *IEEE Congress on Evolutionary Computation*, IEEE (2010).
- [28] A. Ariyarat and M. Kanazaki, Multi-fidelity multi-objective efficient global optimization applied to airfoil design problems, *Applied Sciences*, 7 (12) (2017) 1318.
- [29] A. Amrit and L. Leifsson, Applications of surrogate-assisted and multi-fidelity multi-objective optimization algorithms to simulation-based aerodynamic design, *Engineering Computations*, 37 (2) (2019) 430-457.
- [30] Q. Zhou et al., A two-stage adaptive multi-fidelity surrogate model-assisted multi-objective genetic algorithm for computationally expensive problems, *Engineering with Computers* (2019) 1-17.
- [31] R. A. Fisher, Design of experiments, *Br. Med. J.*, 1 (3923) (1936) 554-554.
- [32] J. C. Helton and F. J. Davis, Latin hypercube sampling and the propagation of uncertainty in analyses of complex systems, *Reliability Engineering and System Safety*, 81 (1) (2003) 23-69.
- [33] K. Deb et al., A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 6 (2) (2002) 182-197.
- [34] A. Ariyarat and M. Kanazaki, Multi-modal distribution crossover method based on two crossing segments bounded by selected parents applied to multi-objective design optimization, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 29 (4) (2015) 1443-1448.
- [35] M. Hepperle, *JavaFoil User's Guide*, <https://www.mhaerotools.de/airfoils/java/JavaFoil%20Users%20Guide.pdf>, Accessed 12 October 2015 (2017).
- [36] F. Takahashi et al., Simple colorimetric screening of the nerve agent VX using gold nanoparticles and a hand-powered extraction device, *Sensors and Actuators B: Chemical*, 327 (2021) 128902.
- [37] S. A. Harvey, Low-speed wind tunnel flow quality determination, *Master's Thesis*, Naval Postgraduate School, Monterey, CA (2011).
- [38] R. E. Sheldahl and P. C. Klimas, *Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections through 180-degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines*, SAND-80-2114, Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM (1981).



Tharathep Phiboon received the B.Eng. in Mechanical Engineering from Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2020. He has been a Master's degree student of Mechanical Engineering at Suranaree University of Technology since 2020. His research interests include optimization, computational fluid dynamics, and artificial intelligence applied to mechanical design.



Krittin Khankwa received the B.Eng. in Aeronautical Engineering from Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2021.



Nutchanan Petcharat received the B.Eng. in Aeronautical Engineering from Suranaree University of Technology Nakhonratchasima, Thailand, in 2021.



Nattaphon Phonsombat received the B.Eng. in Aeronautical Engineering from Suranaree University of Technology Nakhonratchasima, Thailand, in 2021.



Masahiro Kanazaki received B.E. degree in Aerospace Engineering, M.E. degree in Aerospace Engineering, and Ph.D. degree in Information Science from Tohoku University, Tokyo, Japan, in 1999, 2001, and 2004, respectively. He was an invited researcher from 2004 to 2008 with the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) in Tokyo, and was an Associate Professor from 2008 to 2020 at the Tokyo Metropolitan University. Since 2016, he has been an invited researcher with JAXA. Since 2020, he has been a Professor at the Tokyo Metropolitan University. His current research interests include design optimization and aerodynamic designs.



Yuki Kishi received B.E. degree in Aerospace Engineering, M.E. degree in Aerospace Engineering, and Ph.D. degree in Aerospace Engineering from Tokyo Metropolitan University in 2012, 2015, and 2020, respectively. He was a research assistant from 2020 to 2021 at the Tokyo Metropolitan University. Since 2021, he has been an Assistant Professor at the Tokyo Metropolitan University. His current research interests include aircraft design, aerodynamics, and design optimization using evolutionary algorithms.



Sujin Bureerat received B.Eng. degree in Mechanical Engineering from Khon Kaen University, Khon Kaen, Thailand, in 1992, and Ph.D. degree in Engineering from Manchester University, United Kingdom, in 2001. At present, he is a Professor with the Department of Mechanical Engineering, Khon Kaen University. His research interests include multidisciplinary design optimization, evolutionary computation, and aeroelastic design of aircraft.



Atthaphon Ariyarat received B. Eng. in Mechanical Engineering from Mahidol University, Nakhonpathom, Thailand, in 2011, M.S. in Aeronautics from National Cheng Kung University, Tainan, Taiwan, in 2013 and Ph.D. in Aerospace Engineering from Tokyo Metropolitan University in 2018. He has been a Lecturer at the School of Mechanical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Thailand since 2019. His current research interests include aircraft design, optimization method, computational fluid dynamics, and finite element method.

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

Multi-additional Sampling Multi-objective Efficient Global Optimization applied to UAVs Airfoil Design Problem

Tharathep Phiboon
*School of Mechanical Engineering
 Institute of Engineering
 Suranaree University of Technology
 Nakhon Ratchasima, Thailand
 M6203344@g.sut.ac.th*

Atthaphon Ariyarat
*School of Mechanical Engineering
 Institute of Engineering
 Suranaree University of Technology
 Nakhon Ratchasima, Thailand
 ariyarat@sut.ac.th*

Masahiro Kanazaki
*Department of Aeronautics and Astronautics
 Graduate School of System Design
 Tokyo Metropolitan University
 Hino-Shi, Tokyo, Japan
 kana@tmu.ac.jp*

Yuki Kishi
*Department of Aeronautics and Astronautics
 Graduate School of System Design
 Tokyo Metropolitan University
 Hino-Shi, Tokyo, Japan
 y.kishi@tmu.ac.jp*

Sujin Bureerat
*Department of Mechanical Engineering
 Faculty of Engineering
 Khon Kaen University
 Khon Kaen, Thailand
 sujbur@kku.ac.th*

Wannida Sae-Tang
*The Sirindhorn International
 Thai-German
 Graduate School of Engineering
 King Mongkut's University
 of Technology North Bangkok
 Bangkok, Thailand
 wannida.s@tggs.kmutnb.ac.th*

Abstract—In the aircraft design methodology, there are many methods to measuring the UAVs performance, such as, the minimize drag, the lift required or the take-off/landing performance etc. The multi-objective optimization is one of the popular method for UAVs design problem. In addition, in the UAVs design problem is required for high computational cost such as computation of fluid dynamics. The solution to the said problem could be reached through the method of the Efficient Global Optimization algorithm (or abbreviated, the EGO). However, the EGO was, in the first instant, intended for very limited use; namely, it was utilized as a solution for a single-objective optimization problem with just one additional sampling. Then, the EGO method must be required for long computational time for single-additional sampling procedure. The objective of this particular research was to study the EGO with multi-objective multi-additional sampling as a solution to the UAVs airfoil design problem. The Expected Hypervolume Improvement (EHVI) is applied with the EGO process with an intention to find a solution to the multi-objective optimization problem. Furthermore, there was a proposal to use multiple additional sampling methods in the efficiency improvement of the additional sampling process in EGO, and at the same time, keeping the performance of exploration based on EHVI maximization at the same constant. There are two main goals in the application of this algorithm to UAVs airfoil design optimization, which include minimizing aerodynamic drag and maximizing UAVs airfoil thickness at the trailing edge. The Reynolds-averaged Navier-Stokes simulation is applied for aerodynamic evaluation. By adopting the airfoil design, the results were the reduction in the aerodynamic drag, as well as 5% improvement of the thickness of the airfoil at the trailing edge when compared with the airfoil initial design.

Index Terms—Efficient global optimization, Airfoil design, Multi-additional sampling, Multi-objective optimization

I. INTRODUCTION

The efficient global optimization (EGO) [1] is optimization algorithm for high computational cost design especially in aerospace design problem because it required for high computational cost. The EGO could be useful in the reduction of an immense computational cost sampling during the process of optimization by using the surrogate model, and the optimization method by finding the additional data sampling to improve the said surrogate model and the optimum point to become more accurate. The ordinary Kriging model [2] is often carried out in the EGO process. The original EGO is design to solve the single-objective optimization with single-additional sampling. From this advantage, several researchers try to developed the EGO process for aircraft design problem. For example, the EGO could be extend to solve the multi-objective optimization problem by changing the expected improvements (EIs) to the Hypervolume expected improvement (EHVI) [3] to solve the airfoil design problem. The parallel processing could be included by using the q-EI [4] method or multiple-additional sampling method (MAs) [5].

In this study, the modified EGO method with EHVI and MAs is selected to solve the UAVs airfoil design problem and a 2-D Navier-stokes equation is carried out for UAVs airfoil aerodynamic evaluation.

II. MULTIPLE-ADDITIONAL SAMPLING MULTI-OBJECTIVE EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION

The EGO procedure displays here in Fig. 1. The EGO algorithm, firstly, begins its operation by generating the initial

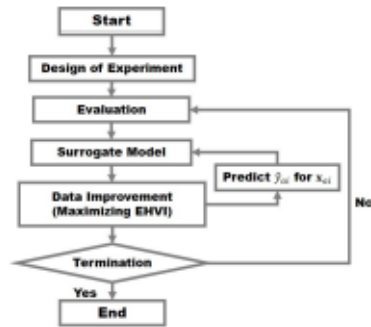


Fig. 1. Flowchart of EGO.

sampling. During such a process, the Latin Hypercube Sampling, or LHS, is used. [6] is used. Then, evaluate the data sample and the Kriging method is used to predict the model. Finally, an additional sampling point is found by maximizing the EHVI using the genetic algorithms [7]. The definition of the EHVI at point (\mathbf{x}) is given by

$$EHVI[f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_M(\mathbf{x})] = \int_{-\infty}^{f_{ref1}} \int_{-\infty}^{f_{ref2}} \dots \int_{-\infty}^{f_{refM}} HVI[f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_M(\mathbf{x})] \times \phi_1(F_1)\phi_2(F_2)\dots\phi_M(F_M)dF_1dF_2\dots dF_M, \quad (1)$$

where F_i stands for the Gaussian random variable $N[f_i(\mathbf{x}), \hat{\sigma}_i^2(\mathbf{x})]$. $\phi_i(F_i)$ denotes the probability density function, and f_{refi} denotes the reference value for the hypervolume calculation. Additional sampling points based on the EHVI calculation are repeated until the hypervolume of the Pareto solution of an objective function are converges.

A. Kriging Method

The estimation of the function $\hat{y}(\mathbf{x})$ that is currently left unknown can be achieved by using a Kriging method in the following equation:

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \mu(\mathbf{x}) - \varepsilon(\mathbf{x}) \quad (2)$$

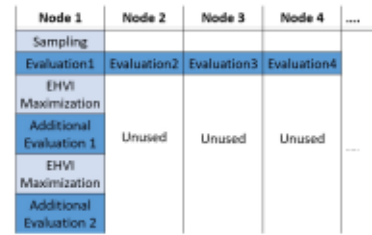
where $\mu(\mathbf{x})$ represented a global model and $\varepsilon(\mathbf{x})$, a local model. The former ($\mu(\mathbf{x})$) is given by

$$\mu = \frac{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{F}}{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1}} \quad (3)$$

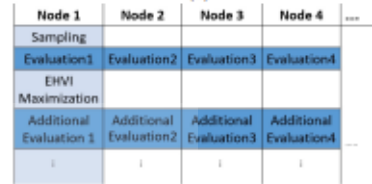
where \mathbf{R} denotes a matrix of the correlation between the sample points, and \mathbf{F} denotes a vector containing the evaluation data of each sampling point. The μ is set to constant value for the global model, and ($\varepsilon(\mathbf{x})$) is the local model, that expressed as

$$\varepsilon(\mathbf{x}) = \mathbf{r}(\mathbf{x})^{-1} \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{F} - \mathbf{1}\mu) \quad (4)$$

where $\mathbf{r}(x)$ denotes a vector written in terms of \mathbf{x} . $\mathbf{r}(x)$ denotes a vector of sampling points. The correlation value of $\varepsilon(\mathbf{x})$ and $\varepsilon(\mathbf{x}^i)$ is a distance function between \mathbf{x} and \mathbf{x}^i . In the Kriging



(a)



(b)

Fig. 2. (a) Diagram of single computing EGO, (b) Diagram of parallel computing EGO.

model, the local derivation at an unknown point \mathbf{x} is predicted via stochastic processes.

B. Multiple Additional Sampling for Multi-Objective Optimization

the EGO can obtain a single additional sample in each iteration (see in Fig. 1). There is a limitation to the users in that computational resources are allowed to be used only in a single evaluation, and the initial sampling can be created using a parallel evaluation. Such limitation still persists here during the additional sampling process; available computational resources are out of the question and cannot be used (see Fig. Fig.2a). Furthermore, additional samples acquired through EHVI maximization leads to the surrogate model's improvement around one zone in the non-dominated solution that prevents the maintenance of diversity. On such occasions, there require several iterations to help the acquisition of additional samples needed for solving the optimization problem become possible.

In this work, multi-additional sampling (MAs) for multi-objective optimization is used to solving the airfoil design problem. During the process of EGO with Mas, a sub-iteration is added (see fig. 2b). In this particular step, an additional sample (acquired using an iteration) is added to help update the surrogate model; by adopting the predicted point of $(\mathbf{x}, \hat{y}(\mathbf{x}))$ that represents a temporal function value. Thereafter, the acquisition of one more additional sample using EHVI maximization is done.

Figure 3 shows a schematic diagram of additional sampling procedure with MAs. The beginning of such a procedure is the acquisition of $\mathbf{x}_{EHVI_{max1}}$ through EHVI maximization on the initial Kriging model. Also, the evaluation of the predicted value \hat{y}_{a1} is done. Next, by using $(\mathbf{x}_{EHVI_{max1}}, \hat{y}_{a1})$

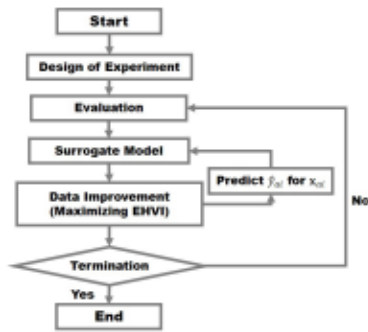


Fig. 3. Flowchart of parallel computing EGO.

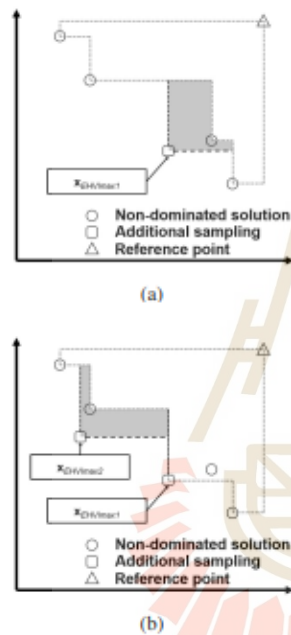


Fig. 4. (a) Diagram of the first sub-iteration of parallel computing EGO, (b) Diagram of the second sub-iteration of parallel computing EGO.

a temporary update of the model occurs. As the EHVI value around $\mathbf{x}_{EHVI_{max1}}$ should not be greater, the next additional point $\mathbf{x}_{EHVI_{max2}}$ can be obtained. This process is iterated until an arbitrary number of additional samples are obtained. Thereafter, the calculation of the precise value of y_{a1}, y_{a2}, \dots is done by adopting a parallel evaluation environment for $\mathbf{x}_{EHVI_{max1}}, \mathbf{x}_{EHVI_{max2}}, \dots$. Lastly, to improve the model, the set of the already mentioned additional samples have to be put in the data set.

In the sub-iteration, there is one requirement that there have to be values $\hat{y}(\mathbf{x})$ whose prediction is done using Kriging model. Thus, multiple additional samples are able to be swiftly attained. In the main iteration, the evaluation of the precise value for the additional samples can be done by adopting a parallel evaluation. By using the EGO method, it results in less time spent to complete the design, when compared to the original iteration. In Fig. 4a, one can observe the application of the parallel evaluation using the EGO with MAs. The determination of the number of sub-iterations is able to be achieved using the number of parallel evaluations.

III. AIRFOIL DESIGN PROBLEM

In this particular study, the objective of the airfoil design problem is minimizing the aerodynamic drag (C_d) at Mach 0.3 (whose target lift requirement is 0.5) [8]; and maximizing the airfoil thickness at 75.0% of the chord length (t_{75}), which this value obtained directly by the real function. Thus, the surrogate model is constructed to predicted the C_d value. The expression of the optimization problem is shown in the following equation.

$$\begin{aligned} \text{Minimize: } C_d \text{ at } Re = 4 \times 10^6, Ma = 0.3, C_l = 0.5 \\ \text{Maximize: } t_{75} \end{aligned} \quad (5)$$

The number of initial samples is set to 10. In addition, the number of additional samples is set to 30. The number of sub-iterations is set to 2; i.e., two additional samples are obtained for evaluations of exact solutions in each main iteration. t_{75} is able to be promptly evaluated, once the selection of the set of design parameters has been carried out. Therefore, the precise value of t_{75} in the following equation, which is based on Equation (1) can be used.

$$EHVI = \int_{-\infty}^{C_{d,max}} HVI[C_d, t_{75}] \times \phi_1(C_d) dC_d. \quad (6)$$

For the aerodynamic evaluation, a Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS) [9] solver was used. The Bald-Lomax model was selected as a turbulent model. Additionally, 200×61 structured grid was automatically generated for the CFD of aerodynamic evaluation.

Here, the class-shape function transformation (CST) parameterization method [10], [11] was selected for the airfoil shape parameterization. The CST is a function that consists of a class function $C(x/c)$, and a shape function $S(x/c)$, and a term of the trailing edge thickness. The relationship of these term are given by following equation:

$$\frac{y}{c} = C\left(\frac{x}{c}\right)S\left(\frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \frac{\Delta z_{te}}{c}, \quad (7)$$

where Δz_{te} denotes the trailing edge thickness, $C(x/c)$ is given by:

$$C\left(\frac{x}{c}\right) \equiv \left(\frac{x}{c}\right)^{N_1} \left[1 - \frac{x}{c}\right]^{N_2} \text{ for } 0 \leq \frac{x}{c} \leq 1. \quad (8)$$

TABLE I
THE RANGE OF WEIGHTING FACTOR FOR AIRFOIL DESIGN BY CST.

Weighting factor	Design range
b_1	0.10 – 0.18
b_2	0.05 – 0.15
b_3	0.05 – 0.15
b_4	- 0.18 – -0.01
b_5	- 0.15 – -0.05
b_6	- 0.18 – -0.02

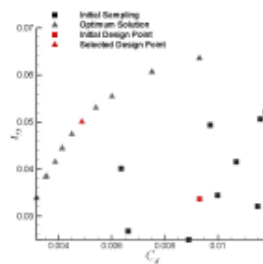


Fig. 5. Comparison of non-dominated solution.

where $S(x/c)$ is the shape function that contained the Bernstein binomials that defined as:

$$S\left(\frac{x}{c}\right) = \sum_{i=0}^n \left[b_i \cdot K_{i,p} \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^i \cdot \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{p-i} \right], \quad (9)$$

where b_i is the weight factor, p is the degree of the Bernstein binomials. In this work, N_1 and N_2 was set to 0.5 and 1.0, respectively. To control the shape of upper side and lower side of airfoil, the third-order Bernstein polynomial were used. The upper side of airfoil shape were control by the parameter $b_1 - b_3$, and the lower side of airfoil shape were control by the parameter $b_4 - b_6$. The ranges of the weighting factor for airfoil design by CST are given in Table I.

IV. RESULTS

Figure 5 presents a comparison of the solution space acquired by the MAs EGO and the initial sampling of the EGO. By comparing these figures, the MAs EGO could be get the airfoil shape that have higher aerodynamic performance than the initial sampling. The selected UAV airfoil must be selected from the non-dominated solution. The comparison of the selected optimum design and the initial design is presented in the Fig 6. The selected design can be decreased the C_d around 4.76% and can be increase the t_{75} around 4.88% when compared with the initial design.

V. CONCLUSION

This paper studied multi-additional sampling, multi-objective/multi-fidelity optimization and Efficient Global Optimization (EGO) with an intention to put a parallel evaluation

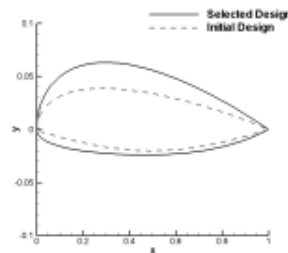


Fig. 6. Comparison of the selected optimum design and the initial design.

environment into good use and solve the UAVs Airfoil design problem. The objective of the airfoil design problem is to decreased the C_d and to increase the t_{75} of the airfoil. The development of the method as proposed in the study was done by incorporating sub-iterations whose qualities led to the attainment of multiple possible additional samples that can be used in the improvement of the surrogate model. The results can show that the optimum design can be decrease the drag coefficient around 4.76%, while the thickness of the airfoil can be increased around 4.88% when compared with the initial design.

REFERENCES

- [1] D. R. Jones, M. Schonlau, and W. J. Welch, "Efficient global optimization of expensive black-box functions," *Journal of Global optimization*, vol. 13, no. 4, pp. 455–492, 1998.
- [2] G. Matheron, "Principles of geostatistics," *Economic geology*, vol. 58, no. 8, pp. 1246–1266, 1963.
- [3] P. S. Palar and K. Shimoyama, "On multi-objective efficient global optimization via universal kriging surrogate model," in *2017 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*. IEEE, 2017, pp. 621–628.
- [4] D. Zhan, J. Qian, and Y. Cheng, "Pseudo expected improvement criterion for parallel ego algorithm," *Journal of Global Optimization*, vol. 68, no. 3, pp. 641–662, 2017.
- [5] A. Ariyarat, T. Phiboon, M. Kanazaki, and S. Bureerat, "The effect of multi-additional sampling for multi-fidelity efficient global optimization," *Symmetry*, vol. 12, no. 9, p. 1499, 2020.
- [6] W.-L. Loh *et al.*, "On latin hypercube sampling," *The annals of statistics*, vol. 24, no. 5, pp. 2058–2080, 1996.
- [7] A. Ariyarat and M. Kanazaki, "Multi-modal distribution crossover method based on two crossing segments bounded by selected parents applied to multi-objective design optimization," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 29, no. 4, pp. 1443–1448, 2015.
- [8] U. K. Wickramasinghe, R. Cartese, and X. Li, "Designing airfoils using a reference point based evolutionary many-objective particle swarm optimization algorithm," in *IEEE congress on evolutionary computation*. IEEE, 2010, pp. 1–8.
- [9] A. Ariyarat and M. Kanazaki, "Multi-fidelity multi-objective efficient global optimization applied to airfoil design problems," *Applied Sciences*, vol. 7, no. 12, p. 1318, 2017.
- [10] B. Kulfan and J. Bussolletti, "fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes," in *11th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference*, 2006, p. 6948.
- [11] A. Ariyarat and M. Kanazaki, "Multi-segment class-shape-transformation (cst) for global design exploration," in *2014 10th France-Japan/8th Europe-Asia Congress on Mechatronics (MECATRONICS2014-Tokyo)*. IEEE, 2014, pp. 76–75.

การประชุมวิชาการเครื่องจักรวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 35
วันที่ 20 -22 กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม



CST0002

การศึกษาลักษณะและประสิทธิภาพทางความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมินท์ชนิดท่อตรงลดรูปด้วยวิธีจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Investigation of thermo-hydraulic performance and characteristics for a reduced computational model based on straight channel Printed Circuit Heat Exchanger via Computational Fluid Dynamics simulation

นายชราเทพ พิบูลย์¹, ผศ.ดร.ชโลธร ธรรมแท้¹ และ ดร.อภิญญา อริยฤทธิ์¹

¹มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี 111 ถนนพญาวิถี ต.สุรนารี อ.เมืองนครราชสีมา จ.นครราชสีมา รหัสไปรษณีย์ 30000

อีเมล: M6203344@gs.su.ac.th

บทคัดย่อ

เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมินท์เป็นเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบกะทัดรัด มีลักษณะเป็นแผ่นสไลค์ประกอบด้วยแผ่นบางทำจากโลหะผสมและช่องการไหลทำจากกระบวนการกัดทางเคมีให้เป็นร่อง จากนั้นนำแผ่นสไลค์มาซ้อนทับและยึดติดกันด้วยวิธีพันธะการแพร่กระจาย นิยมมาใช้ในอุตสาหกรรมที่มีอุณหภูมิและความดันสูง รวมถึงพื้นที่ใช้งานจำกัด เนื่องจากเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมินท์มีขนาดเล็กและเบา รวมถึงมีประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนได้ดีกว่าเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนโดยทั่วไป ด้วยเหตุนี้ จึงศึกษาลักษณะและประสิทธิภาพทางความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมินท์ชนิดท่อตรง รวมถึงสร้างต้นแบบจำลองลดรูป ด้วยวิธีการจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณแบบ 3 มิติ การไหลแบบราบเรียบและสภาวะคงที่ เนื้อวัสดุของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนทำจากอัลลอย 617 เป็นการไหลสวนทางกันภายในท่อหน้าตัดครึ่งวงกลมโดยใช้แก๊สฮีเลียมเป็นของไหลที่เย็นและร้อน มีอุณหภูมิทางเข้าอยู่ที่ 813 เคลวิน และ 1173 เคลวิน ตามลำดับภายใต้สภาวะความดัน 3 เมกะปาสคาล อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนเท่ากับ 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ถึง 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมง จากการศึกษาด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ที่อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียม 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ได้ค่าประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมด อัตราการถ่ายเทความร้อนของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนสูงสุดที่ 687.864 วัตต์ต่อตารางเมตรเคลวิน และ 15.284 กิโลวัตต์ ตามลำดับ แต่มีการสูญเสียความดันตกคร่อมทั้งของไหลเย็นและร้อนถึง 14052 ปาสคาล และ 15902 ปาสคาล ตามลำดับ ทั้งนี้ผลการวิเคราะห์จากการหาค่าพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเปรียบเทียบกับผลคำนวณแม่นยำตรงมีความแตกต่างที่น้อยกว่า 10 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งเป็นค่าความคลาดเคลื่อนที่สามารถนำรูปแบบจำลองเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมินท์ชนิดท่อตรงลดรูปไปศึกษาต่อได้

คำหลัก: เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมินท์, ประสิทธิภาพทางความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อน, วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Abstract

Printed Circuit Heat Exchanger (PCHE) is a plate type compact heat exchanger. Its core is composed of Alloys thin plate, flow channels are constructed by chemical etching process and the etched plate are stacked one over the other and diffusion bonding together. Their applications are in the high temperature and pressure industries. The ability to withstand high temperature and pressure, restriction of area for implementation and

CST0002

high heat transfer coefficient are their advantages. But extra cost pressure drops and their requirement spotless fluid due to a tiny channel. Hence, thermo-hydraulic performance and characteristics are investigated for construction a reduced computational model based on straight channel PCHE through Computational Fluid Dynamics (CFD). 3D steady state and laminar flow are studied. Material is made by Alloy-617 with counterflow He-He gas as a working fluid along semi-circular straight channel based PCHE. The inlet and outlet temperature are 813 K and 1173 K, respectively, with operating pressure 3 MPa. Mass flow rates are performed at 10 kg/h to 50 kg/h as an equal both hot and cold channels. The results showed that the highest overall heat transfer coefficient and heat transfer rate have 687.864 W/m²K and 15.284 kW, respectively, at 50 kg/h. Moreover, the extra-large pressure drops were 14052 Pa for cold channel and 15902 Pa for hot channel. In addition, the results from CFD were well agreement with empirical calculation results with difference error less than 10%. Hence, a reduced computational model based on straight channel PCHE through CFD can be used for analysis further.

Keywords: Printed Circuit Heat Exchanger, Computational Fluid Dynamics, Thermo-hydraulic performance

1 บทนำ

1.1 เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์

เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ (Printed Circuit Heat Exchanger: PCHE) เป็นอุปกรณ์แลกเปลี่ยนความร้อนชนิดกะทัดรัด ลักษณะเป็นโลหะแผ่นบางขนาด 1-3 มิลลิเมตร ถูกกัดเจาะเป็นร่องด้วยกระบวนการทางเคมีและแผ่นโลหะบางแต่ละแผ่นถูกยึดติดกันด้วยวิธีการเชื่อมแบบกระจายหลายชั้นติดกัน สำหรับชนิดท่อหรือชนิดช่องที่ถูกกัดเจาะนั้นก็มีหลากหลายรูปแบบ เช่น ชนิดท่อตรง ท่อรูปตัวเอส ท่อรูปพื้นปลา ท่อรูปสี่เหลี่ยมคางหมู หรือแพนอากาศอากาศขนาดเล็กวางอยู่บนท่อ ชนิดทั้งหมดเหล่านี้เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนให้กับเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ แผ่นโลหะบางส่วนใหญ่ถูกผลิตขึ้นจากสแตนเลส ไทเทเนียม ทองแดง นิกเกิลหรือวัสดุอัลลอยด์ผสม เป็นต้น ซึ่งคุณสมบัติของวัสดุเหล่านี้สามารถใช้งานได้ในช่วงความดันสูงถึง 500 บาร์ และสามารถใช้ได้กับช่วงอุณหภูมิจาก -250 °C - 900 °C ข้อดีของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์คือ มีขนาดเล็กกว่าเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนทั่วไปถึง 4 - 6 เท่ารวมถึงมีประสิทธิภาพในการถ่ายเทความร้อนที่สูง แต่ข้อเสียของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์คือ ความดันตกคร่อมมีขนาดสูงและต้องการของไหลที่ไหลผ่านท่อของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ที่ไม่มีสิ่งเจือปน

เนื่องจากการดูแลรักษาและทำความสะอาดค่อนข้างยาก เนื่องจากท่อทางผ่านของของไหลมีขนาดเล็ก เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์มักถูกนำไปใช้ในอุตสาหกรรมที่ต้องใช้อุณหภูมิและความดันที่สูง พื้นที่จำกัดในการใช้งานและเป็นที่ยอมรับในส่วนของเตาปฏิกรณ์นิวเคลียร์ (Very High Temperature Reactor: VHTR) ที่มีอุณหภูมิสูงในโรงนิวเคลียร์[1-2]

1.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ชนิดท่อตรง

เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ชนิดท่อตรงถูกนำมาศึกษาด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณด้วยขนาดแบบอย่างง่าย เพื่อศึกษาประสิทธิภาพทางความร้อนที่ความดัน 3 เมกะปาสกาล ไซแกสฮีเลียมที่มีทิศทางการไหลแบบสวนทางกันที่อุณหภูมิ 813 เคลวิน ของของไหลเย็นและ 1173 เคลวิน ของของไหลร้อน มีอัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนเท่ากับ 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ถึง 80 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ซึ่งได้ผลการจำลองผ่านวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณใกล้เคียงกับผลคำนวณโดยแม่นยำตรงและได้ประสิทธิภาพทางความร้อน ณ อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมที่มีค่าสูงถึง 86 เปอร์เซ็นต์[3] จากนั้นมีการศึกษารูปแบบเต็มของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ชนิดท่อตรงเพื่อศึกษาอิทธิพลของท่อด้านข้างที่วางติดกันต่อประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อน[4] มีเปรียบเทียบผลการ

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 35
วันที่ 20 -22 กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม

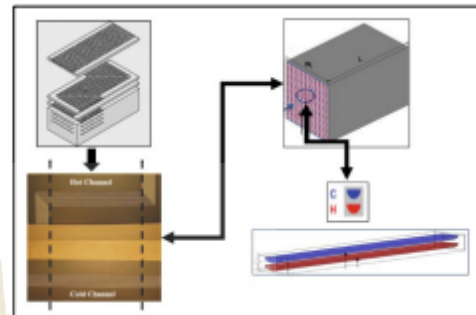
CST0002

ทดลองกับพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรงเต็มรูปที่มีท่อของไหลร้อน 2 ท่อเพื่อศึกษาประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนในช่วงเลขเรย์โนลด์ 2000 ถึง 6000(5) นอกจากนี้ยังได้ถูกนำไปศึกษาถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าของอุณหภูมิของของไหลเย็นและร้อน อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อน และความดันที่ใช้งานที่มีผลต่อประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรง มีค่า อุณหภูมิ 613 ถึง 1013 เคลวิน, อุณหภูมิ 973 ถึง 1173 เคลวิน, อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนเท่ากับ 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ถึง 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมง และ 1 ถึง 9 เมกะปาสกาล ตามลำดับ(6) ยังมีการศึกษาของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรงที่มีการวางตัวขวางกันของท่อเพื่อศึกษาหาประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนโดยของไหลเป็นแก๊สธรรมชาติเหลวกับแก๊สคาบอนไดร็อกไซด์สถานะยิ่งยวด(7) ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงศึกษาลักษณะและประสิทธิภาพทางความร้อน รวมถึงใช้ขั้นตอนจำลองที่มีการลดรูปของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรง นำมาวิเคราะห์ผ่านวิธีการจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ มีอุณหภูมิแก๊สฮีเลียมที่ไหลสวนทางกันแบบเย็นและร้อนคงที่ที่ 813 เคลวิน และ 1173 เคลวิน ตามลำดับ ภายใต้สภาวะความดัน 3 เมกะปาสกาล อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนเท่ากับ 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ถึง 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมง(3)

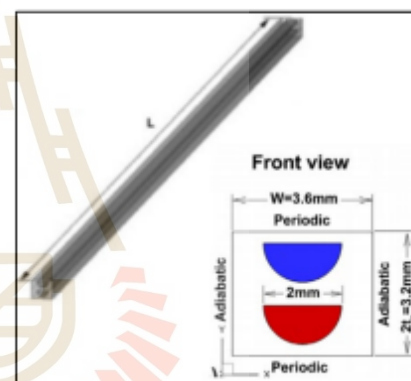
2 รูปแบบจำลองลดรูปของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพ

ขนาดทั้งหมดของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรงมีทั้งหมด 10 ช่องสำหรับของไหลเย็นและ 10 ช่องสำหรับของไหลร้อนในแนวตั้ง มีทั้งหมด 12 แถว ถูกนำมาศึกษาทางด้านประสิทธิภาพทางความร้อนเฉพาะท่อตรงและลดจำนวนท่อที่ใช้ในการศึกษาด้วยวิธีการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลคำนวณเป็น 1 ช่องสำหรับของไหลร้อนและ 1 ช่องสำหรับของไหลเย็น มีทั้งหมดเพียง 1 แถวแสดงการวิวัฒนาการลดรูปและขนาดของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรง ดังรูปที่ 1 และ 2 และแสดง

ตารางขนาดของตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรงลดรูปดังตารางที่ 1



รูปที่ 1 การวิวัฒนาการลดรูปของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรง



รูปที่ 2 ลักษณะของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรงลดรูป

ตารางที่ 1 ตัวแปรที่เกี่ยวข้องและขนาดของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพชนิดท่อตรง(3)

ตัวแปรที่เกี่ยวข้อง	ขนาดเต็ม	ขนาดลดรูป
จำนวนของแผ่นท่อของไหลร้อน	10	1
จำนวนของแผ่นท่อของไหลเย็น	10	1
จำนวนช่องต่อแผ่นโลหะ	12	1
ความหนาของแผ่นโลหะ (มม.)	32	3.2
ความกว้างของแผ่นโลหะ (มม.)	43.2	3.6
เส้นผ่านศูนย์กลางของท่อ (มม.)	2	2
ความยาวของท่อ (มม.)	247.2	247.2

CST0002

3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

3.1 การคำนวณตัวแปรที่เกี่ยวข้องจากทฤษฎีของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมีพจน์ที่ตรง

เมื่อของไหลไหลภายในท่อจะเกิดการสูญเสียของควมดัน ดังนั้นการคำนวณความดันตกคร่อมของการไหลภายในท่อตรงเกิดจากความดัน 2 ชนิดรวมกันคือ ความดันเนื่องจากแรงเสียดทานของผิวท่อและความแปรปรวนเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงของความหนาแน่นของของไหลต่ออุณหภูมิซึ่งแสดงดังสมการที่ 1, 2 และ 3 ตามลำดับ

$$\nabla P_{f,k} = \frac{4f_{k+1} \rho_{k+1} v_{k+1}^2}{D_h} (Z_{k+1} - Z_k) \quad (1)$$

$$\nabla P_{a,k} = \rho_{k+1} v_{k+1}^2 - \rho_k v_k^2 \quad (2)$$

$$\nabla P_t = \sum_k (\nabla P_{a,k} + \nabla P_{f,k}) \quad (3)$$

เมื่อ f , ρ , v , D_h และ Z คือ สัมประสิทธิ์ความเสียดทานภายในผิวท่อ ความหนาแน่นของของไหล ความเร็วเฉลี่ยของของไหล เส้นผ่านศูนย์กลางไฮดรอลิก และความยาวของท่อ ตามลำดับ โดย k และ $k+1$ คือ ตำแหน่งใด ๆ และตำแหน่งถัดไปตามแนวยาวของท่อเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมีพจน์ที่ตรง

และตัวแปรที่เกี่ยวข้องสำหรับการหาค่าความดันตกคร่อม คือ ค่าสัมประสิทธิ์ความเสียดทานของหน้าตัดครึ่งวงกลม เลขเรย์โนลด์ เส้นผ่านศูนย์กลางไฮดรอลิก เส้นรอบวง และพื้นที่หน้าตัด หาได้จากสมการที่ 4, 5, 6, 7 และ 8 ตามลำดับ

$$f = \frac{15.78}{Re} \quad (4)$$

$$Re = \frac{\rho v D_h}{\mu} \quad (5)$$

$$D_h = \frac{4 \cdot A_c}{P_w} \quad (6)$$

$$P_w = \pi r + d \quad (7)$$

$$A_c = \frac{\pi r^2}{2} \quad (8)$$

ประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดของเครื่องแลกเปลี่ยนจะช่วยให้บอกถึงความสามารถในการแลกเปลี่ยนความร้อนต่อหนึ่งหน่วยพื้นที่และอุณหภูมิ ความคำนวณได้จากสมการที่ 9

$$U = \left(\frac{1}{A_h} \right) \left(\frac{1}{R_f} \right) \quad (9)$$

เมื่อ A_h คือพื้นที่ที่แลกเปลี่ยนความร้อนและ R_f คือตัวต้านทานทางความร้อน ค่ารวมได้จากสมการที่ 10

$$R_f = \left(\frac{1}{A_h} \right) \left(\frac{1}{h_{hot}} + \frac{1}{k_p} + \frac{1}{h_{cold}} \right) \quad (10)$$

เมื่อ h_{hot} , h_{cold} และ k_p คือสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของของไหลร้อนและเย็น และสัมประสิทธิ์การเหนี่ยวนำความร้อนของของแข็ง ตามลำดับ

3.2 การคำนวณตัวแปรที่เกี่ยวข้องทางด้านพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

ความดันตกคร่อมจากการทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณโดยโปรแกรม ANSYS Fluent หาจากได้ Area-weighted average ของความดันทั้งหมด

อุณหภูมิทางออกของของเย็นและร้อนหาได้จาก Mass-weighted average ของอุณหภูมิสถิต ซึ่งสามารถนำมาคำนวณหาค่าความแตกต่างอุณหภูมิเฉลี่ยแบบล็อก (Log Mean Temperature Difference) ได้จากสมการที่ 11

$$\Delta T_{lmo} = \frac{(\bar{T}_{hot,in} - \bar{T}_{cold,out}) - (\bar{T}_{hot,out} - \bar{T}_{cold,in})}{\ln \left(\frac{\bar{T}_{hot,in} - \bar{T}_{cold,out}}{\bar{T}_{hot,out} - \bar{T}_{cold,in}} \right)} \quad (11)$$

เมื่อ $\bar{T}_{hot,in}$, $\bar{T}_{hot,out}$, $\bar{T}_{cold,in}$ และ $\bar{T}_{cold,out}$ คืออุณหภูมิทางเข้าและอุณหภูมิทางออกของของไหลร้อนและเย็นตามลำดับ

การหาอัตราการถ่ายเทความร้อนจะช่วยให้บอกถึงความสามารถในการแลกเปลี่ยนความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมีพจน์ที่ตรง ซึ่งหาได้จากความแตกต่างระหว่างอุณหภูมิของไหลร้อนทางเข้าและอุณหภูมิของไหลทางออกแสดงดังสมการที่ 12

$$\dot{Q}_t = \dot{m} c_p (\bar{T}_{hot,in} - \bar{T}_{hot,out}) \quad (12)$$

เมื่อ \dot{m} และ c_p คืออัตราการไหลโดยมวลและค่าความร้อนจำเพาะของของไหลร้อนและเย็น

ประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดของเครื่องแลกเปลี่ยนจะช่วยให้บอกถึงความสามารถในการแลกเปลี่ยนความร้อนต่อหนึ่งหน่วยพื้นที่และอุณหภูมิ ความคำนวณได้จากสมการที่ 13

CST0002

$$U = \frac{\dot{Q}_t}{A_{ht} \cdot \Delta T_{LMTD}} \quad (13)$$

จำนวนหน่วยการถ่ายเทความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยน
ความร้อน คำนวณได้จากสมการ 14

$$NTU = \frac{U \cdot A_{ht}}{C_{min}} \quad (14)$$

เมื่อ C_{min} คือ อัตราการไหลคูณกับค่าความจุความร้อนที่
เป็นไปได้น้อยที่สุด

และประสิทธิภาพของการถ่ายเทความร้อนของเครื่อง
แลกเปลี่ยนความร้อนบ่งบอกถึงความสามารถทั้งหมดในการ
ทำงานของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อน คำนวณได้จากสมการ
ที่ 15

$$\eta = \frac{NTU}{1 + NTU} \quad (15)$$

3.2 สมการควบคุมทางด้านพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็นการแก้ปัญหาทางด้าน
พลศาสตร์ของไหลและความร้อนด้วยระเบียบวิธีเชิงตัวเลข ซึ่ง
เปลี่ยนจากสมการอนุพันธ์ย่อยให้เป็นสมการพีชคณิต ในการ
วิเคราะห์ประสิทธิภาพทางความร้อนผ่านพลศาสตร์ของไหล
เชิงคำนวณ จะมีสมการควบคุมแสดงดังสมการที่ 16, 17 และ
18 ตามลำดับ และมีสมการการเหนี่ยวนำความร้อนแบบ 3
มิติ ดังสมการที่ 19

บริเวณของไหล

สมการอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (16)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัม

$$\frac{\partial(\rho u u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v u)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w u)}{\partial z} =$$

$$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (17.1)$$

$$\frac{\partial(\rho u v)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w v)}{\partial z} =$$

$$-\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (17.2)$$

$$\frac{\partial(\rho u w)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v w)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w w)}{\partial z} =$$

$$-\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (17.3)$$

สมการอนุรักษ์พลังงาน

$$\frac{\partial(\rho u c_p T)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v c_p T)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w c_p T)}{\partial z} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (18)$$

บริเวณของแข็ง

สมการเหนี่ยวนำความร้อน

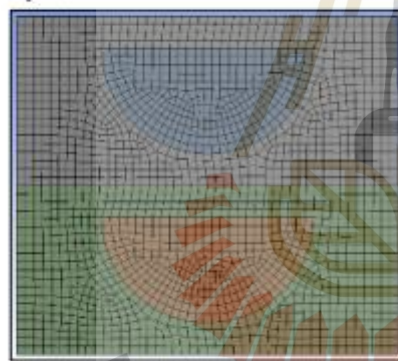
$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) = 0 \quad (19)$$

4 วิธีการดำเนินการ

การดำเนินการทางด้านพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณจะ
ใช้โปรแกรม ANSYS Fluent 2020R1[8] เริ่มจากการสร้าง
แบบและขนาดตามรูปที่ 3 จากนั้นทำการสร้างกริดรูปผสม
ระหว่างสี่เหลี่ยมและสามเหลี่ยมด้วยขนาดเอลิเมนต์ 0.08
มิลลิเมตร ทั้งพื้นที่ของไหลและของแข็งแสดงดังรูปที่ 3 และ
แสดงการการเปลี่ยนแปลงค่าของเอลิเมนต์ดังตารางที่ 2
เปรียบเทียบอุณหภูมิและความดันต่อการเปลี่ยนแปลงของ
จำนวนเอลิเมนต์ พบว่าจำนวนเอลิเมนต์แถวที่ 2 มีอัตราการ
เปลี่ยนแปลงที่น้อยกว่าจำนวนเอลิเมนต์แถวที่ 1 เมื่อเทียบ
กับจำนวนเอลิเมนต์แถวที่ 3 ซึ่งเป็นจำนวนเอลิเมนต์ที่
ละเอียดที่สุดและถูกใช้เป็นตัวเปรียบเทียบ ดังนั้นจึงใช้จำนวน
เอลิเมนต์ที่ 5,634,556 เอลิเมนต์ ข้อกำหนดของการศึกษา
เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพมิติต่อตรงลวดรูป
เป็นแบบ 3 มิติที่สภาวะคงที่และเป็นการไหลแบบราบเรียบ
($Re = 348 - 2255$) ของไหลที่ใช้ในการศึกษาคือแก๊สฮีเลียม
ไหลแบบสวนทางกันระหว่างท่อร้อนและท่อเย็น แผ่นโลหะ
บางทำจากอัลลอย 617 ลักษณะการไหลภายในท่อเป็น
ลักษณะรูปแบบเดียวกันทั้งอุณหภูมิและความเร็วตลอดการ
ไหลภายในท่อ คุณสมบัติของแก๊สฮีเลียมและอัลลอย 617
ขึ้นอยู่กับอุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงที่ความดัน 3 เมกะปาสกาล
ซึ่งสามารถค้นหาคุณสมบัติของแก๊สฮีเลียมได้จาก the NIST
chemistry webbook[9] และคุณสมบัติของอัลลอย 617
ค้นหาได้จาก Special Metal Webpage[10] การไหลแบบ
ขวางกันตามรูปที่ 1 ทางเข้าและทางออกของท่อไม่มีผลต่อ
ประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อน เงื่อนไขขอบเขตของ
การศึกษาจะใช้อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อน

CST0002

เท่ากับ 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ถึง 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมงต่อจำนวนท่อทั้งหมด ที่อุณหภูมิทางเข้าของไหลเย็นและร้อนคงที่ 813 เคลวิน และ 1173 เคลวิน ตามลำดับ ทางออกมีความดันเป็นความดันบรรยากาศ ผนังของแผ่นโลหะด้านนอกที่บนและล่างเป็นผนังแบบมีระยะซ้ำ ซ้ายและขวาเป็นแบบไม่มีการถ่ายเทความร้อน ผิวสัมผัสภายในท่อของแผ่นโลหะกับของไหลเป็นผนังที่สามารถถ่ายเทความร้อนด้วยการพาได้ วิธีทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ในการแบ่งสมการควบคุมคือ ออเดอร์กำลังสองสำหรับสมการอนุพันธ์มวล ออเดอร์ดั้งเดิมกำลังสองสำหรับสมการอนุพันธ์โมเมนตัมและพลังงาน อัลกอริทึมแบบ SIMPLE ถูกใช้สำหรับความดันและความเร็ว ชนิดการแก้ปัญหาอ้างอิงความดัน อัตราการลู่อู่อของสมการควบคุมทั้งหมดอยู่ที่ 10^{-6}



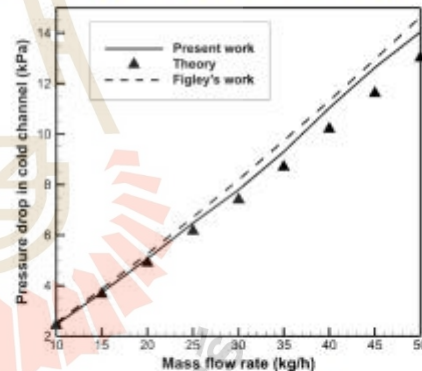
รูปที่ 3 ลักษณะกริดสามเหลี่ยมและสี่เหลี่ยมบนพื้นที่ของแข็งและของไหล

ตารางที่ 2 ลักษณะการลู่อู่อของจำนวนเอลิเมนต์ที่อัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง

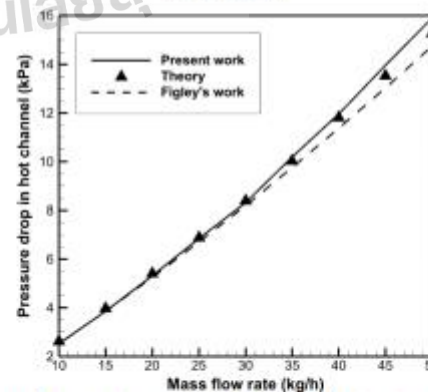
จำนวนเอลิเมนต์	$T_{out,cold}$ (K)	$T_{out,hot}$ (K)	ΔP_{cold} (Pa)	ΔP_{hot} (Pa)
2,880,416	1130.62 (0.758%)	867.08 (0.791%)	2473.58 (1.842%)	2505.89 (0.982%)
5,634,556	1123.47 (0.121%)	862.56 (0.266%)	2464.15 (2.216%)	2525.61 (0.203%)
14,078,580	1122.11	860.27	2520	2530.74

5 ผลลัพธ์และการอภิปรายผล

จากการศึกษาเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมหัพพัตที่ตรงรูปด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและเปรียบเทียบผลกับการคำนวณแม่นยำรวมถึงผลการทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณของ Figley(3) ได้ความดันตกคร่อมที่ท่อของไหลเย็นและร้อนดังรูปที่ 4 และ 5 ตามลำดับ อุณหภูมิทางออกทางและอัตราการถ่ายเทความร้อนของแก๊สฮีเลียมร้อนและเย็นแสดงดังรูปที่ 6 มีประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดดังรูปที่ 7 มีประสิทธิภาพของการถ่ายเทความร้อนต่อจำนวนหน่วยการถ่ายเทความร้อนดังรูปที่ 8 และแสดงการกระจายตัวของอุณหภูมิ ความดันและความเร็วของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนดังรูปที่ 9 ณ ตำแหน่งความยาวต่างๆ ที่อัตราการไหลมวลแก๊สฮีเลียม 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง



รูปที่ 4 ความดันตกคร่อมของท่อของไหลเย็นอัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม

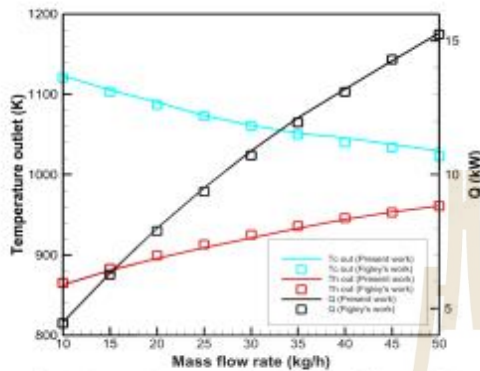


รูปที่ 5 ความดันตกคร่อมของท่อของไหลร้อนต่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม

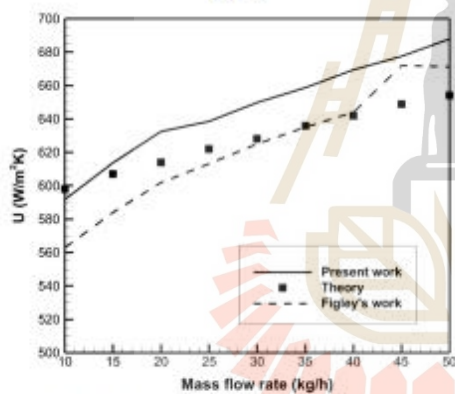
การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 35
วันที่ 20 -22 กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม



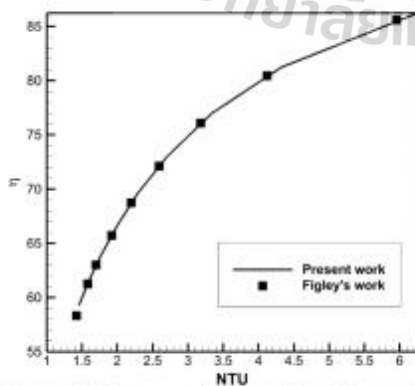
CST0002



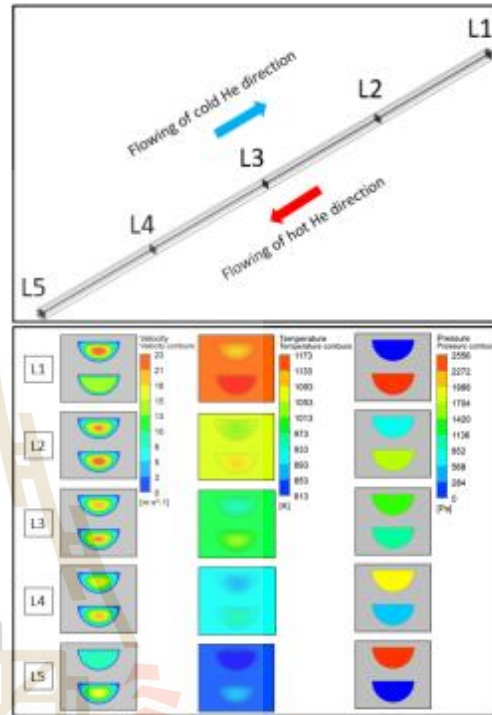
รูปที่ 6 อัตราการถ่ายเทความร้อนต่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม



รูปที่ 7 ประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดต่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม



รูปที่ 8 ประสิทธิภาพของการถ่ายเทความร้อนต่อจำนวนหน่วยการถ่ายเทความร้อน



รูปที่ 9 แสดงการกระจายตัวของอุณหภูมิ ความดันและความเร็วของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อน ณ ตำแหน่งความยาวต่าง ๆ ที่อัตราการไหลมวลแก๊สฮีเลียม 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง จากรูปที่ 4 และ 5 ความดันตกคร่อมที่เกิดขึ้นในท่อของไหลร้อนและเย็นมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียมเพิ่มขึ้นเนื่องจากความเร็วของแก๊สฮีเลียมมีค่าเพิ่มขึ้น ซึ่งสอดคล้องกับสูตรกรหาความดันตกคร่อมของการไหลภายในท่อตามสมการที่ 3 ทั้งนี้ขนาดท่อที่มีความยาวต่อขนาดท่อหน้าตัดเล็กส่งผลให้เกิดการตกคร่อมของความดันภายในท่อทั้ง 2 ที่มากยิ่งขึ้นอีกด้วย ซึ่งมีอัตราการสูญเสียความดันภายในท่อน้อยที่สุดและมากที่สุดต่อความดันดำเนินการอยู่ที่ 0.0819 เพอร์เซ็นต์ และ 0.5333 เพอร์เซ็นต์ ตามลำดับ และผลการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับทฤษฎีและผลของ Figley ซึ่งมีค่าความแตกต่างของความดันตกคร่อมต่อแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนต่อทฤษฎีสูงสุดอยู่ที่ 8.75 เพอร์เซ็นต์ และ 4.141 เพอร์เซ็นต์ตามลำดับ

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 35
วันที่ 20 -22 กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม



CST0002

จากรูปที่ 6 เมื่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียมเพิ่มขึ้น อุณหภูมิทางออกของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนมีค่าใกล้เคียงกัน เนื่องจากความเร็วที่เพิ่มขึ้นต่อความยาวท่อเท่าเดิม ซึ่งส่งผลให้อัตราการถ่ายเทความร้อนเพิ่มขึ้นด้วย ทั้งนี้เป็นไปตามสมการที่ 12 ของการหาอัตราการถ่ายเทความร้อน ซึ่งผลการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลเมื่อเทียบกับผลอ้างอิงจาก Figley มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน

จากรูปที่ 7 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดต่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม พบว่าเมื่ออัตราการไหลของแก๊สฮีเลียมเพิ่มขึ้น ค่าประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดมีค่าเพิ่มขึ้น เนื่องจากอัตราการถ่ายเทความร้อนมีค่าเพิ่มและอุณหภูมิทางออกของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนมีค่าใกล้เคียงกัน ส่งผลให้ค่าประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดมีค่าเพิ่มขึ้นด้วย เป็นไปตามทฤษฎีการทำค่าประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมดในสมการที่ 11, 12 และ 13 ตามลำดับ ผลการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลเมื่อเทียบกับผลตามทฤษฎีและผลอ้างอิงจาก Figley พบว่ามีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน โดยมีความแตกต่างสูงสุดอยู่ที่ 5.178 เปอร์เซ็นต์

จากรูปที่ 8 ประสิทธิภาพของการถ่ายเทความร้อนต่อจำนวนหน่วยการถ่ายเทความร้อน เมื่อจำนวนหน่วยการถ่ายเทความร้อนเพิ่มขึ้น ประสิทธิภาพของการถ่ายเทความร้อนก็เพิ่มขึ้น ซึ่งผลของการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลนั้น สอดคล้องกับสมการหาค่าประสิทธิภาพของการถ่ายเทความร้อนและจำนวนหน่วยการถ่ายเทความร้อนตามทฤษฎี เมื่อเทียบผลการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหลกับผลอ้างอิงของ Figley พบว่ามีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน

รูปที่ 9 แสดงการกระจายตัวแสดงการกระจายตัวของอุณหภูมิ ความดันและความเร็วของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อน ณ ตำแหน่งความยาวต่าง ๆ ที่อัตราการไหลมวลแก๊สฮีเลียม 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง พบว่าที่แกนกลางท่อทั้งสอง ความเร็วของแก๊สฮีเลียมมีค่าสูงสุดและความเร็วลดลงเมื่อใกล้ผิวท่อ เป็นไปตามทฤษฎีรูปแบบการกระจายของความเร็วเมื่ออยู่ใกล้ชั้นขีดผิวที่ไม่มีการเคลื่อนที่ อุณหภูมิภายในแกนกลางท่อทั้งสองมีค่าน้อยที่สุดและอุณหภูมิเพิ่มขึ้นเมื่อใกล้ผิวท่อเป็นไปตามทฤษฎีรูปแบบการกระจายของอุณหภูมิเมื่ออยู่ใกล้ชั้นขีด

ผิวเช่นเดียวกัน ในส่วนของความดันตกคร่อมที่ทางเข้าของท่อ ทั้ง 2 ท่อนั้นมีความดันเป็นสูงสุด เนื่องจากมีความเร็วของการไหลของแก๊สฮีเลียมเข้าไปในทางเข้า ความเร็วนี้ถูกแปรเปลี่ยนเป็นความดันตกคร่อมเมื่อแก๊สฮีเลียมไหลผ่านความยาวท่อ

6 สรุปผล

เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมีถูกนำมาใช้อย่างมากในอุตสาหกรรมที่ต้องมีความดันและอุณหภูมิสูง รวมถึงพื้นที่จำกัด ดังนั้น จึงศึกษาลักษณะและประสิทธิภาพของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมีชนิดท่อตรงลดรูปด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ และเปรียบเทียบผลการจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณกับผลการคำนวณแม่นยำ ที่มีแก๊สฮีเลียมที่ไหลสวนทางเป็นทั้งของไหลเย็นและร้อนที่มีอุณหภูมิ 813 เคลวิน และ 1173 เคลวิน ตามลำดับ วัสดุทำมาจากอัลลอย 617 ที่สภาวะความดัน 3 เมกะปาสกาล อัตราการไหลของแก๊สฮีเลียม 10 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ถึง 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมง จากการวิเคราะห์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณพบว่า อัตราการไหลของมวลแก๊สฮีเลียม 50 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ได้ค่าประสิทธิภาพการถ่ายเทความร้อนทั้งหมด อัตราการถ่ายเทความร้อนของแก๊สฮีเลียมเย็นและร้อนสูงสุดที่ 687.864 วัตต์ต่อตารางเมตรเคลวิน และ 15.284 กิโลวัตต์ ตามลำดับ แต่มีการสูญเสียความดันตกคร่อมทั้งของไหลเย็นและร้อนถึง 14052 ปาสกาล และ 15902 ปาสกาล ตามลำดับ ทั้งนี้ผลการวิเคราะห์จากการทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเปรียบเทียบกับผลคำนวณแม่นยำมีความแตกต่างที่น้อยกว่า 10 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งเป็นค่าความคลาดเคลื่อนที่สามารถนำรูปแบบจำลองเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมีชนิดท่อตรงลดรูปไปศึกษาต่อได้

7 กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณ ผศ.ดร.ชโลธร ธรรมแท้และ อ.ดร.อัฐพล อริยฤทธิ์ ที่ได้ให้คำแนะนำต่าง ๆ ในเรื่องการทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ เนื้อหาเรื่องการถ่ายเทความร้อน เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรมี ตลอดจนการเขียนเอกสารวิชาการฉบับนี้

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 35
วันที่ 20 -22 กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม



CST0002

8 เอกสารอ้างอิง

[1] Y. A. CENGEL and A. J. GHAJAR, Heat and Mass transfer, Fifth Edition, McGraw Hill, New York (2015).

[2] W. M. Rohsenow, J. P. Hartnett, and Y. I. Cho, Handbook of Heat Transfer, Third Edition, McGraw Hill, New York (1998).

[3] J. Figley, X. Sun, S.K. Mylavarapu, B. Hajek, Numerical study on thermal hydraulic performance of a Printed Circuit Heat Exchanger, Prog. Nucl. Energy68 (2013) 89–96.

[4] J.T. Figley, Numerical modeling and performance analysis of printed circuit heat exchanger for very high-temperature reactors, The Ohio State University, 2009, Master's thesis

[5] K. Nikitin, Y. Kato, and L. Ngo, "Printed Circuit Heat Exchanger Thermal Hydraulic Performance in Supercritical CO2 Experimental Loop," International Journal of Refrigeration, 29, pp. 807-814 (2006)

[6] Aneesh, A. Sharma, A. Srivastava, K.N. Vyas, P. Chaudhuri, Thermal hydraulic characteristics and performance of 3D straight channel based printed circuit heat exchanger, Appl. Therm. Eng. 98 (2016) 474–482.

[7] W. Kim, Y. Baik, S. Jeon, D. Jeon, C. Byan, A mathematical correlation for predicting the thermal performance of cross, parallel and counterflow PCHes, Appl. Therm. Eng. <http://dx.doi.org/10.1016/j.jheatmasstransfer.2016.10.110>

[8] ANSYS Fluent documentation. ANSYS, Inc., 2020-01-25. Release 20.0/20.1.

[9] NIST web page, Thermo-physical properties of fluid systems, <http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid> (accessed 15.05.20).

[10] Special Metal web page, <http://www.Specialmetals.com/alloys> (accessed 15.05.20).

ประวัติผู้เขียน

นายธราเทพ พิบูลย์ เกิดเมื่อวันที่ 28 เมษายน พ.ศ.2541 ที่โรงพยาบาลค่ายสุรนารี อ.เมือง จ. นครราชสีมา สำเร็จการศึกษาชั้นประถมที่โรงเรียนศรีสุวิชัย ชั้นมัธยมต้นและมัธยมปลายที่โรงเรียนมารี วิทย์ บ่อวิน จังหวัดชลบุรี ปี พ.ศ. 2559 เข้ารับการศึกษาในระดับอุดมศึกษา ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยี สุรนารี สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำเร็จการศึกษาปี พ.ศ. 2562 เกียรตินิยมอันดับหนึ่ง

ปี พ.ศ. 2563 เข้ารับการศึกษาต่อในระดับปริญญาโท ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี หลักสูตรวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล หัวข้อการวิจัย เกี่ยวกับ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ การหาค่าเหมาะสมที่สุดและปัญญาประดิษฐ์ ได้รับการ สนับสนุนทุนกิตติบัณฑิตเป็นระยะเวลา 2 ปี ในระหว่างการศึกษามีได้รับมอบหมายให้เป็นผู้ช่วยสอนใน รายวิชา ปฏิบัติการของไหลและความร้อน คอมพิวเตอร์ช่วยในทางวิศวกรรม อากาศพลศาสตร์ การ เขียนแบบทางกล แนะนำวิชาชีวะวิศวกรรมและสถิติทางวิศวกรรม มีโอกาสได้ร่วมทำวิจัยกับคณาจารย์ ผู้ทรงคุณวุฒิ จนได้รับการเผยแพร่ผลงานจำนวนทั้งสิ้น 3 งาน แบ่งเป็น ผลงานประชุมวิชาการ ระดับชาติ 1 ฉบับ ผลงานประชุมวิชาการระดับนานาชาติ 1 ฉบับ และผลงานวิชาการระดับนานาชาติ 1 ฉบับ

1. Phiboon, T., Khankwa, K., Petcharat, N., Phoksombat, N., Kanazaki, M., Kishi, Y., ... & Ariyarit, A. (2021). Experiment and computation multi-fidelity multi-objective airfoil design optimization of fixed-wing UAV. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 35(9), 4065-4072.
2. Phiboon, T., Ariyarit, A., Kanazaki, M., Kishi, Y., Bureerat, S., & Sae-Tang, W. (2021, May). Multi-additional Sampling Multi-objective Efficient Global Optimization applied to UAVs Airfoil Design Problem. In 2021 18th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications, and Information Technology (ECTI-CON) (pp. 896-899). IEEE.
3. ธราเทพ พิบูลย์, ชโลธร ธรรมแท้ และ อัญญพล อริยฤทธิ. (2564). การศึกษาลักษณะและ ประสิทธิภาพทางความร้อนของเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนแบบวงจรรวมพิมพ์ชนิดท่อตรงลดรูป ด้วยวิธีจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ. *การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกล แห่งประเทศไทย*, ครั้งที่ 35 วันที่ 20-22 เดือน กรกฎาคม พ.ศ. 2564 จังหวัดนครปฐม.