

การออกแบบปีกสำหรับอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงผ่านกระบวนการ  
เพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่หลายระดับความแม่นยำ



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี  
ปีการศึกษา 2567

MULTI-FIDELITY EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION  
FOR WING DESIGN OF FIXED-WING UAV

ANONPHONG RISANTHIA



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

Suranaree University of Technology

Academic Year 2024

การออกแบบปีกสำหรับอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพ  
การหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่หลายระดับความแม่นยำ

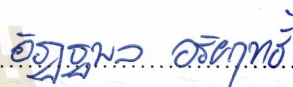
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้บัณฑิตวิทยาลัยพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา  
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ศ. ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์)

ประธานกรรมการ



(รศ. ดร.อรรณพ อริยฤทธิ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



(ผศ. ดร.กิริติ สุกข์ขันธ์)

กรรมการ



(ผศ. ดร.สุรเดช ตัญตรัยรัตน์)

กรรมการ



(อ. ดร.อรลักษณ์ พิชิตกุล)

กรรมการ



(รศ. ดร.ยุพาพร รักสกุลพิวัฒน์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและประกันคุณภาพ



(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์



อนณพงษ์ รีสันเทียะ: การออกแบบปีกสำหรับอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่หลายระดับความแม่นยำ (MULTI-FIDELITY EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION FOR WING DESIGN OF FIXED-WING UAV)

อาจารย์ที่ปรึกษา: รศ. ดร. อัญชลี อริยฤทธิ์, 80 หน้า.

คำสำคัญ: การหาค่าเหมาะสมสุดหลายวัตถุประสงค์/อากาศยานไร้คนขับ/การออกแบบปีก

ปีกเครื่องบินเป็นส่วนสำคัญที่ส่งผลโดยตรงต่อประสิทธิภาพการบินของอากาศยาน ดังนั้นการออกแบบปีกให้เหมาะสมกับการกิจและเงื่อนไขการบินจึงมีความจำเป็นอย่างยิ่งเพื่อให้เกิดประสิทธิภาพสูงสุด อย่างไรก็ตาม การออกแบบปีกอากาศยานเป็นปัญหาทางด้านอากาศพลศาสตร์ที่ต้องใช้ทรัพยากรและค่าใช้จ่ายสูงในการทดลองเพื่อให้ได้ผลลัพธ์ที่แม่นยำ ดังนั้น การประเมินประสิทธิภาพด้วยวิธีการเชิงตัวเลขผ่านหลักการของพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ จึงเป็นทางเลือกที่ได้รับความนิยม แต่ต้องแลกมากับการใช้ทรัพยากรการคำนวณที่สูง กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดโดยใช้แบบจำลองทดแทน จึงถูกนำมาใช้ในการศึกษาครั้งนี้ เพื่อลดทรัพยากรการคำนวณโดยยังคงความถูกต้องของผลลัพธ์ที่ได้ งานวิจัยนี้มุ่งเน้นการออกแบบปีกอากาศยานเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการบิน โดยใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพแบบหลายวัตถุประสงค์ร่วมกับแบบจำลองหลายความแม่นยำ (Multi-Fidelity) ซึ่งผสมผสานระหว่างแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (VLM) และแบบจำลองความแม่นยำสูง (CFD) ในการประเมินผล ตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบประกอบด้วย ความหนาของแผนอากาศ, อัตราส่วนเรียว และมุมบิดตัวของปีก โดยมีเป้าหมายเพื่อลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านในสภาวะบินระดับและเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในสภาวะการบินก่อนลงจอด ผลการศึกษาพบว่าปีกที่ได้จากการออกแบบใหม่สามารถลดแรงต้านได้มากกว่า 5% เมื่อเทียบกับปีกต้นแบบในสภาวะบินระดับ และเพิ่มแรงยกได้อย่างมีประสิทธิภาพในสภาวะการบินก่อนลงจอด การใช้แบบจำลองหลายความแม่นยำช่วยลดทรัพยากรและเวลาในการคำนวณ ขณะเดียวกันยังคงความถูกต้องของผลลัพธ์ที่ได้ งานวิจัยนี้แสดงให้เห็นถึงแนวทางที่มีประสิทธิภาพในการออกแบบปีกอากาศยาน ซึ่งสามารถนำไปต่อยอดในการปรับปรุงปีกเพื่อให้เหมาะสมกับการกิจการบินต่าง ๆ ได้ต่อไป

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ปีการศึกษา 2567

ลายมือชื่อนักศึกษา อนณพงษ์ รีสันเทียะ

ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา อัญชลี อริยฤทธิ์



ANONPHONG RISANTHIA: MULTI-FIDELITY EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION  
FOR WING DESIGN OF FIXED-WING UAV

THESIS ADVISOR: ASSOC. PROF. ATTHAPHON ARIYARIT, D.Eng., 80 PP.

Keyword: Multi-Objective Optimization/UAVs/Wing Design

The airplane wing plays a crucial role in determining the flight performance of an aircraft. Therefore, designing wings that are suitable for specific missions and flight conditions is essential to achieve optimal performance. However, wing design is an aerodynamic challenge that often requires significant resources and high costs for experimental testing to ensure accurate results. Numerical methods, such as Computational Fluid Dynamics (CFD), are widely used as an alternative for performance evaluation. Despite their accuracy, CFD methods demand extensive computational resources. To address this issue, surrogate models are used to optimize wing design by reducing computational costs while maintaining accuracy. This study focuses on improving wing design for enhanced flight performance using a multi-objective optimization process combined with multi-fidelity models. The approach integrates a low-fidelity model (Vortex Lattice Method - VLM) for fast calculations and a high-fidelity model (CFD) for precise performance evaluation. The key design variables include the airfoil thickness-to-chord ratio ( $t/c$ ), the taper ratio, and the twist angle of the wing. The study aims to minimize the drag coefficient ( $C_D$ ) during cruising conditions and maximize the lift coefficient ( $C_L$ ) during final approach conditions. The results show that the newly designed wing reduces drag by more than 5% compared to the baseline wing during cruising and improves lift performance during the landing phase. The multi-fidelity modeling approach significantly reduces computation time and resources while maintaining reliable results. This research provides an efficient method for wing design optimization and can serve as a foundation for further improvements tailored to different flight missions.

School of Mechanical Engineering

Academic year 2024

Student's Signature อนันพงษ์ ริสันทิยา

Advisor's Signature อรรถพงษ์ อริยาริต



## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยการสนับสนุนและความช่วยเหลือจากหลายฝ่าย ผู้วิจัยขอแสดงความขอบคุณอย่างสุดซึ้งต่อคณาจารย์ บุคลากร และนักศึกษาของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีที่มีส่วนช่วยเหลือและให้คำแนะนำในทุกขั้นตอนของการดำเนินงานวิจัย

ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณ รองศาสตราจารย์ ดร.อัฐพล อริยฤทธิ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่มอบความรู้ คำปรึกษา และแนวทางในการวิจัยอย่างใกล้ชิด รวมถึงการตรวจสอบและปรับปรุงวิทยานิพนธ์อย่างพิถีพิถัน เพื่อให้การศึกษาค้นคว้าครั้งนี้บรรลุผลสำเร็จ นอกจากนี้ ท่านยังสนับสนุนการเผยแพร่ผลงานทางวิชาการทั้งในระดับชาติและนานาชาติ ซึ่งเป็นประโยชน์อย่างยิ่งต่อการพัฒนางานวิจัย

ขอขอบพระคุณคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ ได้แก่ ศาสตราจารย์ ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์ ประธานกรรมการสอบ, ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.กิริติ สุกฤษณ์, ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.สุรเดช ตัญจรัตน์, และ อาจารย์ ดร.อรลักษณ์ พิษิตกุล ที่ได้ให้คำแนะนำอันทรงคุณค่าและมุมมองที่เป็นประโยชน์ต่อการพัฒนางานวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณ นายธราเทพ พิบูลย์ และ นายณัชนันท์ เพชรรัตน์ มหาบัณฑิตผู้มีประสบการณ์ที่ได้สละเวลาให้คำแนะนำเกี่ยวกับกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุด รวมถึง นายกฤติน ชันขวานักศึกษาระดับปริญญาโท ที่ให้ความช่วยเหลือด้านอุปกรณ์การคำนวณทางคอมพิวเตอร์ซึ่งมีบทบาทสำคัญในการดำเนินงานวิจัย

ผู้วิจัยขอขอบคุณมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีที่ให้การสนับสนุนด้านทุนการศึกษา พื้นที่ทำงานวิจัย และทรัพยากรที่จำเป็นซึ่งช่วยให้การศึกษานี้ดำเนินไปได้อย่างราบรื่น

ขอขอบคุณ สำนักงานวิจัยแห่งชาติที่ให้ทุนสนับสนุนผ่านโครงการเมธีวิจัยอาวุโส สรทสร โครงการ N42A650549 ในการทำวิทยานิพนธ์เล่มนี้

สุดท้ายนี้ ผู้วิจัยขอแสดงความขอบคุณต่อ คุณน้ำศิริลักษณ์ และ คุณยายสุนทรี พุ่มประทุม รวมถึงครอบครัวพุ่มประทุมทุกท่าน สำหรับความรัก ความห่วงใย และกำลังใจที่ไม่สิ้นสุด ซึ่งเป็นแรงผลักดันสำคัญที่ทำให้ผู้วิจัยสามารถก้าวข้ามอุปสรรคและสำเร็จการศึกษาในครั้งนี้

อนณพงษ์ ธีสันเทียะ



# สารบัญ

หน้า

|                                                                  |          |
|------------------------------------------------------------------|----------|
| บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....                                          | ก        |
| บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....                                       | ข        |
| กิตติกรรมประกาศ.....                                             | ค        |
| สารบัญ.....                                                      | ง        |
| สารบัญตาราง.....                                                 | ฉ        |
| สารบัญรูป.....                                                   | ช        |
| <b>บทที่</b>                                                     |          |
| <b>1 บทนำ.....</b>                                               | <b>1</b> |
| 1.1 ที่มาและความสำคัญ.....                                       | 1        |
| 1.2 วัตถุประสงค์.....                                            | 3        |
| 1.3 ขอบเขตงานวิจัย.....                                          | 3        |
| 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....                               | 4        |
| <b>2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....</b>                      | <b>5</b> |
| 2.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....                                      | 5        |
| 2.1.1 แพนอากาศ (Airfoil or Aerofoil).....                        | 5        |
| 2.1.2 แรงทางอากาศพลศาสตร์.....                                   | 7        |
| 2.1.3 ทฤษฎีเส้นแรงยก (Vortex lattice method).....                | 11       |
| 2.1.4 การเปรียบเทียบการคำนวณแพนอากาศกับปีกเครื่องบิน.....        | 13       |
| 2.1.5 วิธีแถบตาข่ายลมวน (Vortex lattice method).....             | 14       |
| 2.1.6 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....                               | 17       |
| 2.1.7 การออกแบบการทดลองด้วยวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน..... | 24       |
| 2.1.8 การหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่.....                       | 25       |
| 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....                                   | 33       |

## สารบัญ (ต่อ)

หน้า

|          |                                                                |           |
|----------|----------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>3</b> | <b>วิธีการดำเนินการวิจัย .....</b>                             | <b>38</b> |
| 3.1      | ขั้นตอนการศึกษาวิจัย .....                                     | 39        |
| 3.1.1    | การกำหนดเงื่อนไขการออกแบบ (Determine Condition).....           | 39        |
| 3.1.2    | การออกแบบการทดลอง (Design of Experiment).....                  | 42        |
| 3.1.3    | การประมาณค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์.....                   | 47        |
| 3.1.4    | แบบจำลองตัวแทนลูกผสมและการปรับปรุงโดยการเพิ่มข้อมูลตัวอย่าง... | 56        |
| <b>4</b> | <b>ผลการดำเนินการวิจัยและอภิปรายผล.....</b>                    | <b>58</b> |
| 4.1      | ผลการวิจัย.....                                                | 58        |
| 4.2      | อภิปรายผลการวิจัย.....                                         | 64        |
| <b>5</b> | <b>สรุปและข้อเสนอแนะ.....</b>                                  | <b>67</b> |
| 5.1      | สรุปผลการวิจัย.....                                            | 67        |
| 5.2      | ข้อเสนอแนะ.....                                                | 68        |
|          | รายการอ้างอิง .....                                            | 70        |
|          | ผลงานวิจัยที่ได้รับการเผยแพร่ระหว่างการศึกษา .....             | 73        |
|          | ประวัติผู้เขียน .....                                          | 80        |



## สารบัญตาราง

| ตารางที่                                                                 | หน้า |
|--------------------------------------------------------------------------|------|
| 3.1 ขอบเขตของตัวแปรการออกแบบ.....                                        | 42   |
| 3.2 ข้อมูลตัวอย่างการออกแบบเริ่มต้นของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ.....         | 43   |
| 3.3 ข้อมูลตัวอย่างการออกแบบเริ่มต้นของแบบจำลองความแม่นยำสูง.....         | 46   |
| 3.4 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ.....               | 48   |
| 3.5 การศึกษาจำนวนของการแบ่งองค์ประกอบย่อย.....                           | 53   |
| 3.6 การตรวจสอบความถูกต้องของการคำนวณทางคอมพิวเตอร์.....                  | 53   |
| 3.7 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำสูง.....               | 55   |
| 3.8 ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของข้อมูลตัวอย่างเพิ่มเติม.....           | 57   |
| 4.1 ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของปีกเหมาะสมสุด.....                  | 59   |
| 4.2 ค่าตัวแปรการออกแบบของปีกเหมาะสมสุด.....                              | 60   |
| 4.3 ปริมาณของสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างแต่ละประเภท..... | 65   |

## สารบัญรูป

รูปที่

หน้า

|                                                                                             |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 2.1 ส่วนประกอบของแพนอากาศ .....                                                             | 5  |
| 2.2 trailing vortex ของปีกอากาศยาน (Anderson J., 2011).....                                 | 8  |
| 2.3 ลมสัมพันธ์ท้องถิ่นเนื่องจากผลกระทบของดาวน็อก (Anderson J., 2011).....                   | 9  |
| 2.4 แรงต้านติดตัวของวัตถุรูปทรงต่างๆ (Talay T. A., 1975).....                               | 10 |
| 2.5 การเกิดแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว .....                                                | 11 |
| 2.6 ลักษณะของเส้นกระจายแรงยก (Olivier Cleynen, 2011).....                                   | 14 |
| 2.7 แบบจำลองการแบ่งองค์ประกอบย่อยไฟไนต์เอลิเมนต์ (Fish J., 2007).....                       | 20 |
| 2.8 วิธีการแบ่งพื้นที่ปริมาตรควบคุม (Blazek J., 2015).....                                  | 21 |
| 2.9 ตัวอย่างการทำงานอย่างง่ายของวิธีสุมลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน (Carnell R., 2022) .....    | 25 |
| 2.10 แผนผังของข้อมูลแบบจำลองทดแทนลูกผสม (Ariyarat et al., 2017).....                        | 29 |
| 2.11 ระยะห่างจากฝูงชนของผลเฉลย (Deb et al., 2002).....                                      | 31 |
| 2.12 แผนภูมิพาเรโต (Pymoo, 2022).....                                                       | 32 |
| 2.13 แผนผังการสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบค่าเดียวและหลายค่า (Ariyarat et al., 2020)..... | 32 |
| 3.1 กระบวนการ Multi-Fidelity EGO .....                                                      | 39 |
| 3.2 อากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงรุ่นต้นแบบ .....                                           | 40 |
| 3.3 หน้าต่างโปรแกรม OpenVSP สำหรับการประมาณค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ .....             | 47 |
| 3.4 ลักษณะโดเมนของอากาศในการประมาณค่าประสิทธิภาพข้อมูลระดับความแม่นยำสูง .....              | 52 |
| 3.5 ลักษณะความละเอียดของโครงข่ายขนาด 4.3 ล้านเอลิเมนต์.....                                 | 53 |
| 4.1 ผลการหาค่าเหมาะสมที่สุดของการออกแบบ .....                                               | 59 |
| 4.2 ผลการหาค่าเหมาะสมที่สุดของการออกแบบบริเวณขอบหน้าพาเรโต.....                             | 59 |
| 4.3 ลักษณะของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงแบบต่างๆ .....                                    | 61 |
| 4.4 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบกับประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์.....             | 61 |



## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่

หน้า

|                                                                                                                                              |    |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 4.5 แสดงการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและ<br>ด้านล่างของปีกชนิดต่างๆ ในสภาวะการบินระดับ .....     | 63 |
| 4.6 แสดงการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและ<br>ด้านล่างของปีกชนิดต่างๆ ในสภาวะการบินก่อนลงจอด ..... | 64 |



# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ที่มาและความสำคัญ

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicles: UAVs) ได้เข้ามามีบทบาทสำคัญในปัจจุบัน เช่น ด้านการสำรวจพื้นที่ ด้านการเกษตร และด้านการกู้ภัย เป็นต้น ปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึง (Fixed-wing UAVs) เป็นองค์ประกอบหลักที่ส่งผลต่อแรงยก (Lift Force) แรงต้านอากาศ (Drag Force) และสมรรถนะโดยรวมของอากาศยาน (Aircraft Performance) การปรับเปลี่ยนขนาดและรูปร่างของปีกจึงส่งผลโดยตรงต่อประสิทธิภาพการบิน เนื่องจากแรงต้านอากาศเป็นปัจจัยสำคัญที่เพิ่มภาระโหลดของเครื่องยนต์และการสิ้นเปลืองพลังงาน การออกแบบปีกที่มีประสิทธิภาพสูงจึงต้องคำนึงถึงการลดแรงต้านอากาศให้มากที่สุดโดยยังคงสามารถรักษาปริมาณแรงยกที่เหมาะสมได้ อย่างไรก็ตามกระบวนการออกแบบแบบดั้งเดิมมักต้องใช้ทรัพยากร เวลา และค่าใช้จ่ายสูงในการสร้างต้นแบบและทำการทดสอบซ้ำๆ ดังนั้นแนวทางที่มีประสิทธิภาพมากขึ้นคือการใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ร่วมกับการจำลองทางคอมพิวเตอร์เพื่อคาดการณ์พฤติกรรมการไหลของอากาศและปรับปรุงรูปร่างของปีกโดยไม่ต้องพึ่งพาการทดสอบจริงหลายครั้ง ซึ่งสามารถช่วยลดทั้งต้นทุนและระยะเวลาในการออกแบบได้ โดยจะส่งผลให้สามารถออกแบบปีกที่เหมาะสมได้รวดเร็วภายใต้ข้อกำหนดของภารกิจและเงื่อนไขการบินที่ต้องการ นอกจากนี้การใช้แบบจำลองทดแทนโดยการใช้แนวโน้มของข้อมูลความแม่นยำต่ำมาช่วยในการศึกษาพฤติกรรมแนวโน้มของผลจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของปีก ซึ่งสามารถนำมาใช้ตัดสินใจในการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลของข้อมูลความแม่นยำสูง โดยจะส่งผลต่อการลดจำนวนของข้อมูลความแม่นยำสูง

วิธีการออกแบบทางด้านวิศวกรรมที่นิยมประยุกต์ใช้ในการออกแบบด้านอากาศพลศาสตร์ในปัจจุบัน คือ การออกแบบด้านอากาศพลศาสตร์ด้วยกระบวนการระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Solution) เช่น ผ่านการจำลองทางคอมพิวเตอร์ด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) เป็นการออกแบบผ่านการประยุกต์ทฤษฎีทางด้านอากาศพลศาสตร์มาใช้ในทางคอมพิวเตอร์เพื่อจำลองพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านวัตถุรูปทรงจำลองในขอบเขตการไหลของอากาศที่กำหนด แล้วหาผลลัพธ์ที่เกิดขึ้นจากการคำนวณด้วยคอมพิวเตอร์ซึ่งการจำลองทางคอมพิวเตอร์นี้มีข้อเด่นคือความสะดวกและประหยัดมากกว่า เมื่อเทียบกับวิธีการทดลอง

จริงในแง่ทรัพยากรและระยะเวลาในการได้มาของข้อมูล นอกจากนี้ยังสามารถแก้ไขรูปร่างของแบบจำลองและควบคุมสภาพแวดล้อมได้ รวมถึงสามารถสังเกตแนวโน้มและพฤติกรรมการไหลของอากาศได้ ซึ่งการจำลองทางคอมพิวเตอร์นี้สามารถแบ่งระดับความแม่นยำในการคำนวณได้หลายระดับ โดยการจำลองด้วยความแม่นยำระดับต่ำ (Low-fidelity) จะใช้ทรัพยากรและระยะเวลาในการคำนวณน้อยกว่าการจำลองด้วยความแม่นยำระดับสูง (High-fidelity) แต่ความถูกต้องของข้อมูลนั้นจะน้อยกว่าการจำลองด้วยความแม่นยำระดับสูง อย่างไรก็ตามข้อมูลความแม่นยำต่ำสามารถให้จำนวนผลลัพธ์ที่มากกว่าหากใช้ระยะเวลาในการเก็บข้อมูลที่เท่ากัน ซึ่งสามารถใช้ข้อได้เปรียบนี้ในการสังเกตแนวโน้มและพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านลักษณะของปีกแต่ละแบบได้ และตรวจสอบความถูกต้องของประสิทธิภาพของปีกโดยใช้แบบจำลองด้วยความแม่นยำระดับสูงในการตรวจสอบแนวโน้มและพฤติกรรมการไหลให้มีความถูกต้องมากขึ้นได้

การหาค่าเหมาะสมสุดแบบมีประสิทธิภาพของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization: EGO) เป็นเครื่องมือการออกแบบทางวิศวกรรมที่นำมาประยุกต์ใช้กับปัญหาที่ต้องใช้ความหลากหลายทางสาขาวิชาความรู้ เครื่องมือ อุปกรณ์การทดลอง จำนวนต้นทุนและเวลาเป็นอย่างมากในการออกแบบโดยเริ่มจากการกำหนดวัตถุประสงค์ของการออกแบบ (Design Objective) และกำหนดขอบเขตของการออกแบบ จากนั้นทำการสุ่มกลุ่มข้อมูลด้วยวิธีการสุ่มกลุ่มข้อมูลภายในขอบเขตการออกแบบที่กำหนด กลุ่มข้อมูลที่มี 1 กลุ่มข้อมูลจะเป็นกลุ่มข้อมูลความแม่นยำเดียว (Single-Fidelity) หากมากกว่า 1 กลุ่มข้อมูลขึ้นไปจะเป็นรูปแบบหลายความแม่นยำ (Multi-Fidelity) จากนั้นนำข้อมูลไปสร้างเป็นสมการจำลองทดแทน (Surrogate Model) โดยข้อมูลความแม่นยำต่ำและข้อมูลความแม่นยำสูงจะถูกใช้เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของกระบวนการสร้างสมการจำลองทดแทนแบบลูกผสม (Hybrid Surrogate Model) ให้สามารถทำนายผลลัพธ์ได้แม่นยำมากขึ้นและนำไปหาค่าเหมาะสมสุดด้วยวิธีทางพันธุศาสตร์ (Genetic Algorithm: GA) หลังจากนั้นทำการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลเพียงค่าเดียว (Single-additional sampling) เพื่อนำข้อมูลไปปรับปรุงสมการจำลองทดแทนเพื่อให้ความแม่นยำมากขึ้น และทำการหาค่าเหมาะสมสุดอีกครั้งจนกว่าจะได้ค่าที่สอดคล้องกับเงื่อนไขการออกแบบและเงื่อนไขของกระบวนการ

ด้วยเหตุที่กล่าวมา ทางผู้จัดทำวิจัยจึงมีความต้องการที่จะศึกษาและประยุกต์ใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่หลายระดับความแม่นยำ (Multi-Fidelity Efficient Global Optimization: Multi-Fidelity EGO) เข้ามาใช้ในการออกแบบปีกเครื่องบินของอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพและได้รูปร่างเหมาะสมสุดของปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับภายใต้เงื่อนไขและขอบเขตที่กำหนด รวมถึงการลดต้นทุนและระยะเวลาในการออกแบบ



## 1.2 วัตถุประสงค์

- 1) เพื่อประยุกต์ใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมสุดแบบมีประสิทธิภาพของภาพใหญ่กับการออกแบบปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับ
- 2) เพื่อประเมินประสิทธิภาพและได้รูปร่างเหมาะสมสุดของปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับภายใต้เงื่อนไขและขอบเขตที่กำหนด

## 1.3 ขอบเขตงานวิจัย

งานวิจัยนี้จะแบ่งวิธีการเก็บข้อมูลเพื่อนำไปดำเนินการศึกษาเป็น 2 ส่วน ที่มีความเกี่ยวข้องกันในด้านเงื่อนไข ตัวแปรการออกแบบและวัตถุประสงค์การออกแบบ 1 ข้อ

1) ส่วนที่ 1 เป็นการออกแบบปีกเครื่องบิน ด้วยวิธีการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบค่าเดียว หนึ่งวัตถุประสงค์การออกแบบ ผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ โดยใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขในการจัดเก็บกลุ่มข้อมูล โดยผ่านวิธีอากาศพลศาสตร์เชิงคำนวณ (Computational Aerodynamics: CA) ด้วยโปรแกรม Open Vehicle Sketch Pad (OpenVSP) ที่มีพื้นฐานการคำนวณมาจากวิธี Vortex lattice เป็นการเก็บกลุ่มข้อมูลความแม่นยำต่ำ

2) ส่วนที่ 2 เป็นการออกแบบปีกเครื่องบิน ด้วยวิธีการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแบบค่าเดียว หลายวัตถุประสงค์การออกแบบ ผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ โดยใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขในการจัดเก็บกลุ่มข้อมูล โดยผ่านวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) ด้วยโปรแกรม ANSYS Fluent ที่มีพื้นฐานการคำนวณมาจากวิธี Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations เป็นการเก็บกลุ่มข้อมูลความแม่นยำสูง

3) ส่วนที่ 1 และ 2 เลือกใช้แผนอากาศของอากาศยานตระกูล NACA 6 series

4) การศึกษานี้พิจารณาเพียงส่วนของปีกเครื่องบินโดยไม่พิจารณาผลของชิ้นส่วนปลายปีก (Winglet)

5) การศึกษานี้ไม่พิจารณาถึงน้ำหนักที่เปลี่ยนไปของอากาศยานที่เกิดขึ้นจากความแตกต่างของรูปร่างปีกเครื่องบิน

6) ส่วนที่ 1 และ 2 มีวัตถุประสงค์ในการออกแบบเหมือนกันคือทำการลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศในช่วงของการบินระดับ (Cruise phase) และส่วนที่ 2 มีวัตถุประสงค์เพิ่มเติมคือทำการเพิ่มสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงของการลงจอด (Landing phase)

#### 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะรับ

- 1) ได้ศึกษาวิธีการหาค่าเหมาะสมสุดแบบมีประสิทธิภาพของภาพใหญ่ เพื่อประยุกต์ใช้ในการออกแบบปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับ
- 2) ได้รูปร่างเหมาะสมสุดของปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับภายใต้เงื่อนไขและขอบเขตที่กำหนด



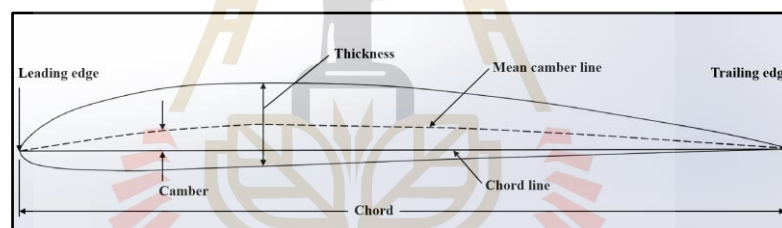
## บทที่ 2

### ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

#### 2.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

##### 2.1.1 แพนอากาศ (Airfoil or Aerofoil)

แพนอากาศ (Airfoil หรือ Aerofoil) เป็นรูปทรงเพรียวบางชนิดหนึ่งที่มีพื้นผิวด้านบนโค้งมากกว่าพื้นผิวด้านล่าง แพนอากาศนี้ถูกออกแบบมาเพื่อสร้างแรงยกเมื่อมีอากาศไหลผ่าน จึงนิยมนำมาใช้เป็นองค์ประกอบพื้นฐานของใบพัดและปีกเครื่องบิน ปีกเครื่องบินเมื่อถูกตัดด้วยระนาบในแนวตั้งขนานไปกับเส้นกึ่งกลางของอากาศยานจะเห็นเป็นลักษณะของภาพตัดขวางของปีกเครื่องบินซึ่งภาพตัดขวางนี้ เรียกว่า “แพนอากาศ (Airfoil)” แสดงดังรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบของแพนอากาศ

ส่วนประกอบพื้นฐานของแพนอากาศมีดังนี้

1) ขาหน้า (Leading edge) คือ จุดปลายสุดฝั่งด้านหน้าที่สัมผัสกับกระแสอากาศเป็นลำดับแรกซึ่งมีบทบาทสำคัญในการเปลี่ยนเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศทำให้อากาศแยกออกจากกันไปบริเวณด้านบนและด้านล่างแพนอากาศ โดยปกติแล้วขาหน้าจะโค้งมนเพื่อลดแรงต้านอากาศ

2) ขาหลัง (Trailing edge) คือ จุดปลายสุดฝั่งด้านหลังของแพนอากาศที่มีหน้าที่ควบคุมพฤติกรรมกระแสที่แยกจากกันบนแพนอากาศให้มาบรรจบกันเมื่อสิ้นสุดการไหลผ่านแพนอากาศ ซึ่งมีอิทธิพลต่อแรงยก แรงต้าน และคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์อื่นๆ

3) คอร์ด (Chord) คือ ความกว้างของแพนอากาศที่วัดจากขาหน้าถึงขาหลังแบบเป็นเส้นตรง ซึ่งความยาวของคอร์ดเป็นตัวแปรสำคัญในการกำหนดลักษณะแรงยก และแรงต้านของแพนอากาศ



4) เส้นคอร์ด (Chord line) คือ เส้นตรงสมมติจากชายหน้าถึงชายหลังที่ใช้ในการอ้างอิงมุมปะทะและตัวแปรทางอากาศพลศาสตร์อื่นๆของปีกเครื่องบิน โดยมุมระหว่างเส้นคอร์ดและทิศทางการไหลของอากาศ เรียกว่า มุมปะทะ (Angle of Attack, AoA)

5) ค่าแคมเบอร์ (Camber) คือ ค่าความโค้งของพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศ ซึ่งมีอิทธิพลต่อแรงยกเนื่องจากส่งผลต่อการกระจายตัวของแรงดันรอบๆแพนอากาศ โดยปกติแล้วผิวบนมักจะมีมากกว่าผิวด้านล่างเรียกว่า positive camber แต่หากผิวด้านล่างมีความโค้งมากกว่าผิวด้านบนเรียกว่า negative camber และเมื่อผิวด้านบนและผิวด้านล่างของแพนอากาศมีความโค้งเท่ากัน จะเรียกแพนอากาศประเภทนี้ว่า symmetry airfoil

6) เส้นแคมเบอร์ (Mean camber line) คือ เส้นโค้งสมมติที่อยู่ตรงกลางระหว่างพื้นผิวด้านบนและพื้นผิวด้านล่างของแพนอากาศ โดยระยะห่างจากเส้นแคมเบอร์กับพื้นผิวด้านบนจะเท่ากับพื้นผิวด้านล่างในทุก ๆ จุด

7) ตำแหน่งแคมเบอร์ (Camber position) คือ ตำแหน่งตามแนวเส้นคอร์ดที่มีค่าแคมเบอร์สูงสุด โดยทั่วไปจะแสดงค่าเป็นแบร็อยละของความยาวคอร์ดเมื่อวัดจากชายหน้าของแพนอากาศ เมื่อตำแหน่งของแคมเบอร์เปลี่ยนจะส่งผลให้ลักษณะของแรงยกและแรงดันเปลี่ยนแปลงตามไปด้วย

8) ความหนา (Thickness) คือ ระยะห่างระหว่างผิวด้านบนและด้านล่างโดยมักจะแสดงเป็นค่าร้อยละของความยาวคอร์ด (Abbott et al., 2012)

แพนอากาศ NACA เป็นแพนอากาศสำหรับเครื่องบินที่ถูกพัฒนามาจากคณะกรรมการที่ปรึกษาด้านการบินแห่งชาติ (National Advisory Committee for Aeronautics, NACA) โดยแพนอากาศ NACA จะมีตัวเลขระบุตามหลังเป็นหมายเลขรุ่นตั้งแต่ 4 ถึง 8 หลัก เพื่อเป็นการบ่งบอกรูปร่างของแพนอากาศซึ่งตัวเลขแต่ละตำแหน่งนั้นจะมีความหมายแตกต่างกันไป เช่น

รุ่น 4 หลัก ตัวเลขหลักที่ 1 หมายถึงความโค้งสูงสุดของเส้นแคมเบอร์เมื่อเทียบกับเส้นคอร์ดเป็นร้อยละ ตัวเลขหลักที่ 2 หมายถึงหลักสิบของตำแหน่งแคมเบอร์ที่มีความโค้งสูงสุดเมื่อคิดเป็นร้อยละโดยเทียบจากชายหน้าของแพนอากาศ และตัวเลข 2 หลักสุดท้ายหมายถึงอัตราความหนาสูงสุดของแพนอากาศเมื่อเทียบกับคอร์ดเมื่อคิดเป็นร้อยละ

รุ่น 5 หลัก ตัวเลขหลักที่ 1 หมายถึงสัมประสิทธิ์แรงยก (lift coefficient,  $C_L$ ) ที่ออกแบบไว้ที่ถูกรับด้วย 0.15 ตัวเลขหลักที่ 2 หมายถึงตำแหน่งแคมเบอร์ที่มีความโค้งสูงสุดเมื่อคิดเป็นร้อยละโดยเทียบจากชายหน้าของแพนอากาศคูณด้วย 20 ตัวเลขหลักที่ 3 แสดงถึงประเภทของเส้นแคมเบอร์ถ้าแสดงเลข 0 หมายถึงแคมเบอร์หงายปกติ (normal camber line) ถ้าแสดง

หมายเลข 1 หมายถึงแคมเบอร์คว่ำ (reflex camber line) และตัวเลข 2 หลักสุดท้ายหมายถึงอัตราความหนาสูงสุดของแพนอากาศเมื่อเทียบกับคอร์ดเมื่อคิดเป็นร้อยละเช่นเดียวกับรุ่น 4 หลัก

รุ่น 6 หลัก ตัวเลขหลักที่ 1 แสดงถึงชื่อรุ่น ตัวเลขหลักที่ 2 ตำแหน่งที่มีความดันน้อยที่สุด หลักที่ 3 คือสัมประสิทธิ์แรงยก (lift coefficient,  $C_L$ ) ที่ต้องการในการออกแบบ ตัวเลข 2 หลักต่อมาหมายถึงอัตราความหนาสูงสุดของแพนอากาศเมื่อเทียบกับคอร์ดเมื่อคิดเป็นร้อยละเช่นเดียวกับรุ่น 4 และ 5 หลัก และอีก 1 หลักเป็นเลขที่แสดงกำกับไว้ด้านล่างของหลักที่ 2 แสดงถึงค่าสลิปเท้าของช่วงที่สามารถรักษาสัมประสิทธิ์แรงต้าน (drag coefficient,  $C_D$ ) ให้มีค่าน้อยภายใต้สัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบ เป็นต้น

### 2.1.2 แรงทางอากาศพลศาสตร์

อากาศพลศาสตร์ เป็นสาขาวิชาเกี่ยวกับการเคลื่อนที่ของอากาศโดยเฉพาะการไหลผ่านวัตถุที่เป็นของแข็ง การพิจารณาแรงทางอากาศพลศาสตร์สำหรับอากาศยานคือแรงที่เป็นผลจากการไหลของอากาศยานผ่านกระแสอากาศแต่พิจารณากลับด้านเป็นกระแสอากาศที่ไหลผ่านอากาศยาน โดยแรงทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานมี 2 แรง ที่เปลี่ยนแปลงไปกับลักษณะของกระแสอากาศ ดังนี้

#### 2.1.2.1 แรงยก (Lift)

แรงยก คือแรงที่ทำให้อากาศยานลอยตัวอยู่ได้ขณะทำการบินผ่านอากาศ โดยแรงยกสำหรับอากาศยานประเภทปีกตรึงถูกสร้างมาจากบริเวณปีกเครื่องบินเป็นหลัก ซึ่งเป็นผลมาจากการที่ปีกเครื่องบินมีลักษณะเป็นแพนอากาศเหนียวนำให้ความดันบริเวณผิวปีกบนมีค่าต่ำกว่าความดันบริเวณผิวปีกล่าง อากาศบริเวณด้านล่างจึงพยายามเคลื่อนที่ขึ้นไปบริเวณด้านบนแต่เมื่อมีวัตถุหรือปีกเครื่องบินที่เป็นวัตถุที่กั้นความแตกต่างของความดันนี้จึงทำให้เกิดเป็นแรงลัพท์ดันปีกเครื่องบินขึ้นไปด้านที่มีความดันต่ำกว่านั่นเอง ขนาดของแรงยกจะขึ้นอยู่กับรูปร่างแพนอากาศ, พื้นที่ปีก, มุมปะทะ, ความเร็ว และความหนาแน่นของอากาศ และมีทิศทางตั้งฉากกับลมสัมพัทธ์ (relative wind,  $V_\infty$ )

$$L = \left( \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \right) \times S \times C_L \quad (2.1)$$

เมื่อ  $L$  คือ แรงยก (Lift)

$\rho$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ (Density of Air)

$V_\infty$  คือ ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีก (Velocity of Air) หรือความเร็วลมสัมพัทธ์

$S$  คือ พื้นที่ปีก (Wing Area)

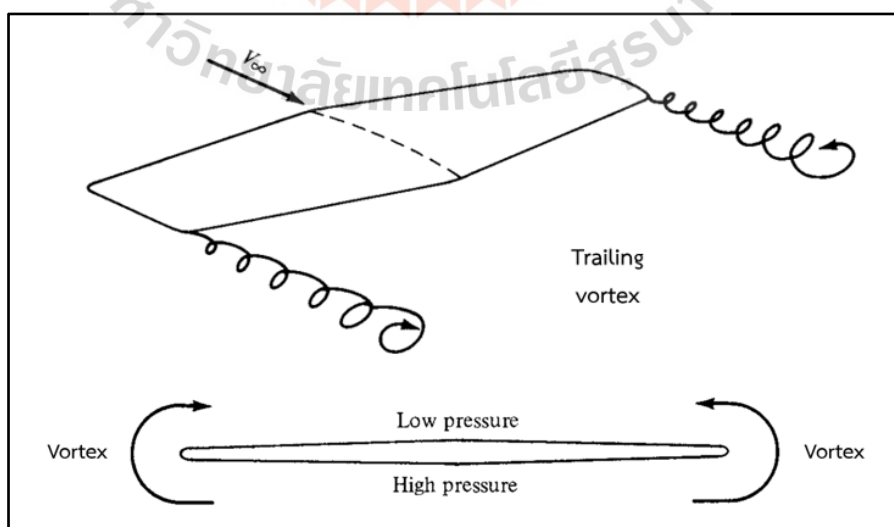
$C_L$  คือ สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient)

### 2.1.2.2 แรงต้าน (Drag)

แรงต้าน คือแรงที่ต้านการเคลื่อนที่ของอากาศยานในทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการบิน (flight path) ของอากาศยานและขนานกับแนวการเคลื่อนที่ของกระแสอากาศหรือลมสัมพัทธ์ (relative wind) ซึ่งแรงต้านนี้มีผลกระทบต่อประสิทธิภาพและสมรรถนะของการบิน เช่น พิสัยสูงสุดของการบินและระยะเวลานานสุดการบิน เป็นต้น แรงต้านนี้สามารถแบ่งออกได้ 3 ชนิด คือ แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag), แรงต้านติดตัว (Parasite Drag) และแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (Wave Drag)

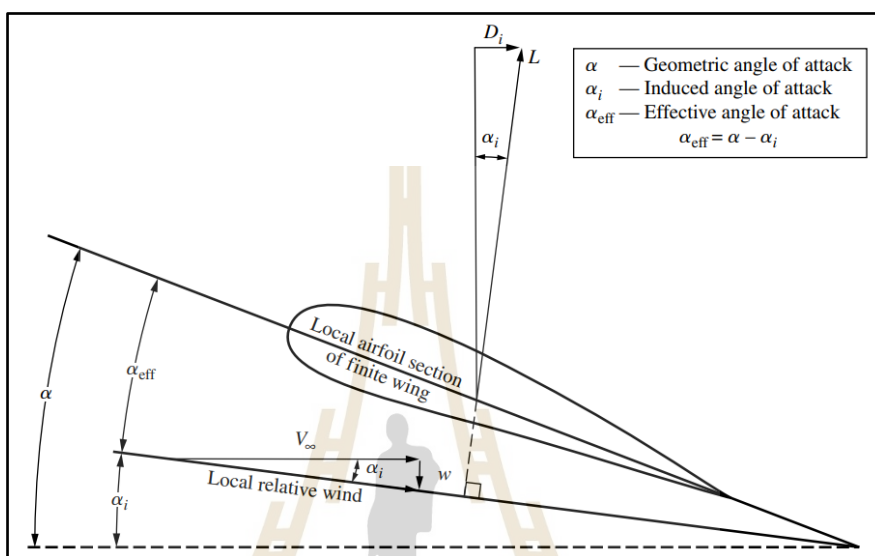
#### 1) แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag)

แรงต้านเหนี่ยวนำเป็นแรงต้านที่เพิ่มขึ้นหากแรงยกมีค่าเพิ่มขึ้น เนื่องจากเป็นแรงที่เกิดจากการที่อากาศไหลอ้อมจากบริเวณความดันสูงผิวปีกล่างไปสู่ความดันต่ำบริเวณผิวปีกบนบริเวณปลายปีก ซึ่งเกิดการไหลวน (circulatory flow) เป็นเกลียวบริเวณส่วนท้ายกระแสน้ำหลังผ่านปีกซึ่งเรียกว่า วอร์เท็กซ์ (vortex) บริเวณที่ปลายปีกทั้งสองด้านอากาศยานจะมีเทรลลิงวอร์เท็กซ์ (trailing vortex) หรือวอร์เท็กซ์ปลายปีก (wingtip vortices) ที่มีความเร็วประกอบเล็กๆ ทิศทางไหลลงด้านล่างทำให้อากาศรอบๆ หมุนไปกับมันบริเวณใกล้ปีกซึ่งเรียกว่า ดาวนวอช (downwash,  $w$ )



รูปที่ 2.2 trailing vortex ของปีกอากาศยาน (Anderson J., 2011)

เมื่อลมสัมพัทธ์บริเวณปีก ( $v_\infty$ ) และดาวนัววอช ( $w$ ) รวมกันจะส่งผลกระทบให้ลมสัมพัทธ์เดิมเบนลงล่างจากทิศเดิม ลมที่เปลี่ยนไปนี้เรียกว่า ลมสัมพัทธ์ท้องถิ่น (local relative wind) แสดงดังรูปที่ 2.3 ซึ่งผลสัมพัทธ์ท้องถิ่นนี้ส่งผลให้แรงต้านอากาศเพิ่มขึ้น โดยแรงต้านส่วนที่เพิ่มขึ้นจากเหตุการณ์นี้เรียกว่า แรงต้านเหนียวน้ำ (induced drag)



รูปที่ 2.3 ลมสัมพัทธ์ท้องถิ่นเนื่องจากผลกระทบของดาวนัววอช (Anderson J., 2011)

จากรูปที่ 2.3 มุมปะทะเรขาคณิต (Geometric angle of attack,  $\alpha$ ) ซึ่งเป็นมุมระหว่างทิศทางของลมสัมพัทธ์กับเส้นสมมติที่ลากจากขอบหน้าถึงขอบหลังของปีก (chord line) ถูกเหนียวน้ำให้เกิดการเบนลงด้านล่างด้วยผลกระทบของดาวนัววอช (downwash) เป็นมุมที่เรียกว่า มุมปะทะเหนียวน้ำ (induced angle of attack,  $\alpha_i$ ) ดังนั้นแผนอากาศเจอกับมุมปะทะบังเกิดผล (effective angle of attack,  $\alpha_{eff}$ ) แทนมุมปะทะเรขาคณิตโดยหาขนาดได้จาก  $\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$  อย่างไรก็ตามแรงลัพธ์ทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นยังคงตั้งฉากกับลมสัมพัทธ์อยู่ ดังนั้นแรงลัพธ์นี้จะถูกเบนไปด้านหลังเป็นมุม  $\alpha_i$  เวกเตอร์ประกอบในทิศทางขนานกับทิศลมสัมพัทธ์นี้เรียกว่า แรงต้านเหนียวน้ำ (induced drag,  $D_i$ ) โดยสัมพันธ์กับแรงต้านเหนียวน้ำมีนิยามดังสมการต่อไปนี้

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (2.2)$$

เมื่อ  $C_L$  คือ เป็นสัมประสิทธิ์แรงยกของปีก

$AR$  คือ อัตราส่วนกว้างยาวปีก (aspect ratio)



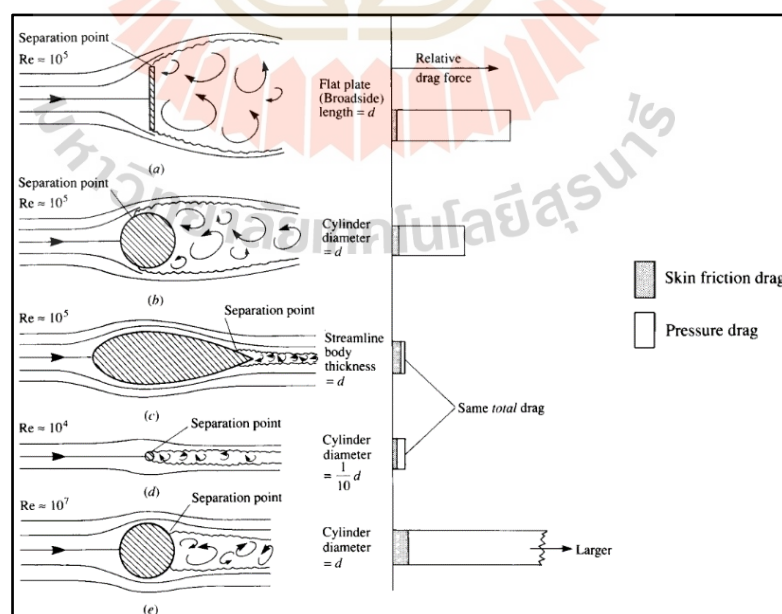
$e$  คือ ค่าออสวอลด์ (Oswald efficiency factor) เป็นตัวประกอบเฉพาะของปีกแต่ละรูปร่าง โดยจะมีค่าตั้งแต่ 0 ถึง 1 โดยปีกที่มีค่า  $e$  มากที่สุดคือ ปีกแบบวงรี ดังนั้นจึงส่งผลให้เกิดค่า  $C_{Di}$  ต่ำที่สุด และโดยทั่วไปแล้วปีกสำหรับเครื่องบินความเร็วต่ำกว่าเสียงจะมีค่า  $e$  อยู่ในช่วง 0.85-0.95

## 2) แรงต้านติดตัว (Parasite Drag)

แรงต้านติดตัวประกอบไปด้วย 2 แรง คือแรงจากการเสียดทานของอากาศกับผิวของวัตถุที่อากาศไหลผ่าน เรียกว่า แรงต้านที่เกิดจากความเสียดทานผิว (friction drag,  $D_f$ ) และแรงเนื่องจากความดันจากการไหลแยกตัวของอากาศ เรียกว่า แรงต้านที่เกิดจากความดัน (pressure drag,  $D_p$ ) ดังนั้นแรงต้านรวมของ 2 แรงดังกล่าวคือแรงต้านที่มีสาเหตุมาจากผลกระทบของความหนืด นอกจากนี้แรงต้านที่เกิดจากการไหลแยกตัวของอากาศหรือแรงต้านที่เกิดจากความดันสามารถแบ่งการพิจารณาได้เป็น 2 ส่วน ได้ดังนี้

2.1) แรงต้านจากรูปร่าง (Form Drag) เป็นแรงที่เกิดจากความแตกต่างของความดันบริเวณด้านหน้าและด้านหลังของวัตถุเมื่ออากาศไหลผ่าน โดยความดันบริเวณด้านหน้าของวัตถุจะมีค่ามากกว่าบริเวณด้านหลัง ส่งผลให้แรงนี้ดันวัตถุเคลื่อนที่สวนทางกับการเคลื่อนที่

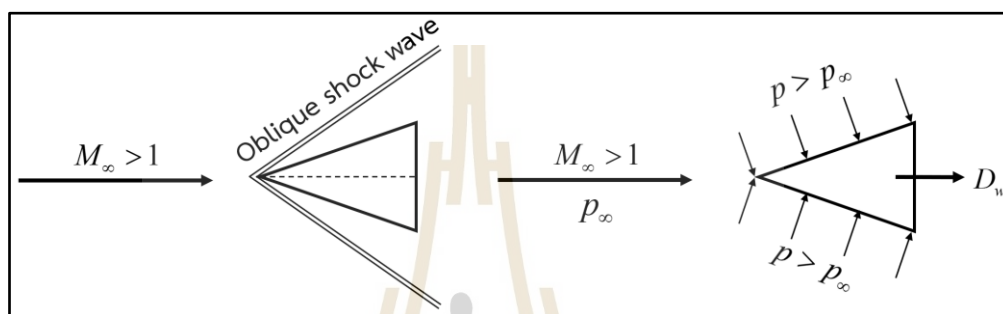
2.2) แรงต้านแทรกสอด (Interference Drag) เป็นแรงที่เกิดจากข้อต่อหรือมุมระหว่างชิ้นส่วนอากาศยานที่ยึดติดชิ้นส่วนอากาศยานเข้าด้วยกัน เช่น ข้อต่อระหว่างปีกกับลำตัว บริเวณที่ติดตั้งหางเข้ากับลำตัว เป็นต้น



รูปที่ 2.4 แรงต้านติดตัวของวัตถุรูปทรงต่างๆ (Talay T. A., 1975)

### 3) แรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (Wave Drag)

แรงต้านชนิดนี้จะเกิดขึ้นเมื่อความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านวัตถุมีความเร็วมากกว่าความเร็วเสียง ซึ่งจะมีคลื่นกระแทก (shock wave) โดยความดันของอากาศจะเปลี่ยนแปลงไปอย่างมากหลังผ่านคลื่นกระแทกเฉียง (oblique shock wave) และเนื่องจากความดันกระทำตั้งฉากกับผิววัตถุในขณะที่ผิวทำมุมเอียงกับลมสัมพันธ์จึงทำให้เกิดแรงต้านขึ้นบนวัตถุนั้น ซึ่งเรียกแรงต้านชนิดนี้ว่า แรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (wave drag,  $D_w$ )



รูปที่ 2.5 การเกิดแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว

#### 2.1.3 ทฤษฎีเส้นแรงยก (Lifting-Line Theory)

ทฤษฎีเส้นแรงยก (Lifting-Line Theory) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์หรือวิธีการวิเคราะห์การไหลรอบปีกสามมิติที่เสนอโดย Ludwig Prandtl เพื่อใช้อธิบายและวิเคราะห์แรงยกของปีกในสภาพการไหลสามมิติที่ซับซ้อนให้กลายเป็นปัญหาเชิงเส้นการกระจายของแรงยกซึ่งมีความแม่นยำมากสำหรับปีกที่มีความบางและอัตราส่วนกว้างยาว (Aspect Ratio, AR) สูง เนื่องจากเป็นแบบจำลองที่ตั้งอยู่บนสมมติฐานที่ว่าแรงยกของปีกสามมิติสามารถแทนได้ด้วยเส้นกระแสสมมุติ (Bound Vortex) ซึ่งกระจายแรงยก (lift distribution) และคำนวณผลกระทบของการไหลวนที่ปลายปีก (Wingtip Vortices) ซึ่งส่งผลต่อแรงต้านจากการเหนี่ยวนำ (induced drag) แรงยกและแรงต้านสามารถคำนวณได้โดยอาศัยสมการเบอร์นูลลี (Bernoulli's Equation) และการกระจายการไหลวน (Circulation) ของปีก โดยพิจารณาปีกว่าเป็นชุดของแพนอากาศในแนวสองมิติ

สมมติฐานของทฤษฎีเส้นแรงยก

- 1) การไหลรอบปีกเป็นแบบไม่อัดตัว (incompressible flow)
- 2) ปีกเป็นโครงสร้างบาง (thin airfoil)
- 3) การกระจายแรงยกตามแนวยาวของปีกสามารถแทนด้วยเส้นกระแสเดียว
- 4) ไม่มีการไหลข้ามขอบหน้าหรือขอบท้ายของปีก (slipstream-free flow)

สมการพื้นฐานของทฤษฎีเส้นแรงยก

1) แรงยกต่อหน่วยความยาวของปีก ( $L'$ )

$$L' = \rho \times V \times \Gamma \quad (2.3)$$

เมื่อ  $L'$  คือ แรงยกต่อหน่วยความยาวของปีก

$\rho$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ

$V$  คือ ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีก

$\Gamma$  คือ กระแสไหลวน (circulation หรือ vortex strength)

2) แรงต้านจากการเหนี่ยวนำ (Induced Drag)

$$C_D' = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (2.4)$$

เมื่อ  $C_L$  คือ สัมประสิทธิ์แรงยก (lift coefficient)

$AR$  คือ อัตราส่วนกว้างยาวของปีก (aspect ratio)

$e$  คือ ค่าออสวอลด์ (Oswald efficiency factor)

การไหลวน ( $\Gamma$ ) บนปีกสามารถกระจายได้ในรูปแบบฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ โดยมีความสัมพันธ์กับตำแหน่งตามความยาวปีก ( $y$ ) และมุมปะทะ ( $\alpha$ ) ดังสมการ

$$\Gamma(y) = \frac{1}{2} \pi V c(y) C_L(\alpha) \quad (2.5)$$

เมื่อ  $c(y)$  คือ ความยาวเชิงเส้นของแผนอากาศที่ตำแหน่ง  $y$

$C_L(\alpha)$  คือ สัมประสิทธิ์แรงยกที่ขึ้นอยู่กับมุมปะทะ หรือ  $C_{L\alpha}$

การกระจายแรงยก ( $L'$ ) ตามความยาวของปีกสามารถแสดงเป็นสมการ (2.6) และแรงยกทั้งหมดของปีกจะหาได้จากสมการที่ (2.7)

$$L'(y) = \Gamma(y) \rho V \quad (2.6)$$

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} L'(y) dy \quad (2.7)$$

การไหลวนที่ปลายปีกทำให้เกิดการหมุนวนของอากาศ (Vortex) จะสร้างแรงต้านเพิ่มขึ้นซึ่งเป็นข้อเสียของปีกสามมิติที่จะไม่เกิดขึ้นในแผนอากาศสองมิติ โดยการวิเคราะห์แรงต้านจากการเหนี่ยวนำนี้อาศัยการคำนวณผลรวมของการไหลวนตลอดความยาวปีก

$$D_i = \int_{-b/2}^{b/2} \rho V \Gamma \alpha_i dy \quad (2.8)$$

เมื่อ  $\alpha_i$  คือ มุมปะทะของการเหนี่ยวนำ

อย่างไรก็ตามแบบจำลองนี้ก็ยังมีข้อจำกัดอยู่ นั่นคือ จะใช้ได้ดีในกรณีที่ปีกมีอัตราส่วนกว้างยาวของปีก (AR) ที่มีค่าสูง ดังนั้นจึงไม่เหมาะสำหรับปีกที่มีรูปทรงซับซ้อนหรือปีกที่มี AR ต่ำ และ เนื่องด้วยสมมุติฐานของแบบจำลองนี้เกี่ยวกับการไหลแบบไม่อัดตัวทำให้ไม่สามารถนำไปใช้ในกรณีที่ความเร็วของอากาศที่ค่าสูงหรือเป็นความเร็วที่เข้าใกล้ความเร็วเสียงได้

#### 2.1.4 การเปรียบเทียบการคำนวณแพนอากาศกับปีกเครื่องบิน

ปีกเครื่องบิน หรือปีกของอากาศยาน (wing) เป็นโครงสร้างสามมิติที่เกิดจากการต่อเนื่องของแผ่นโครงสร้างสองมิติที่เรียกว่าแพนอากาศ (airfoil) ดังนั้นการคำนวณสมรรถนะหรือประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของปีกในระดับพื้นฐานจึงสามารถเริ่มต้นได้จากการวิเคราะห์แพนอากาศ ซึ่งเป็นการศึกษาในมุมมองสองมิติที่ลดความซับซ้อนลงเพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณ แต่ในความเป็นจริงปีกเป็นโครงสร้างแบบสามมิติซึ่งจะมีปัจจัยเพิ่มขึ้น เช่น การไหลวนที่ปลายปีก (wingtip vortex) ที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพการสร้างแรงยกและแรงต้านอากาศของปีกโดยรวม

##### 2.1.4.1 การวิเคราะห์แพนอากาศ

แพนอากาศเป็นหน้าตัดของปีกเครื่องบินที่มีรูปทรงเฉพาะในการสร้างแรงยกและลดแรงต้านอากาศ การวิเคราะห์แพนอากาศโดยทั่วไปสามารถใช้สมการพื้นฐานของการไหลราบเรียบรอบวัตถุ (potential flow theory) ได้ ซึ่งจะได้สมการแรงยกของแพนอากาศ (lift per unit span:  $L'$ ) ได้จากสมการที่ (2.9) และแรงต้านอากาศของแพนอากาศ (drag per unit span:  $D'$ ) ได้จากสมการที่ (2.10)

$$L' = \rho \times V \times \Gamma \quad (2.9)$$

$$D' = \frac{1}{2} \rho V^2 c C_D \quad (2.10)$$

เมื่อ  $L'$  คือ แรงยกต่อหน่วยความยาวของปีก ( $N/m$ )

$\rho$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ ( $kg/m^3$ )



$V$  คือ ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีก ( $m/s$ )

$c$  คือ ความยาวเชิงเส้นของแพนอากาศ ( $m$ )

$C_L$  คือ สัมประสิทธิ์แรงยก

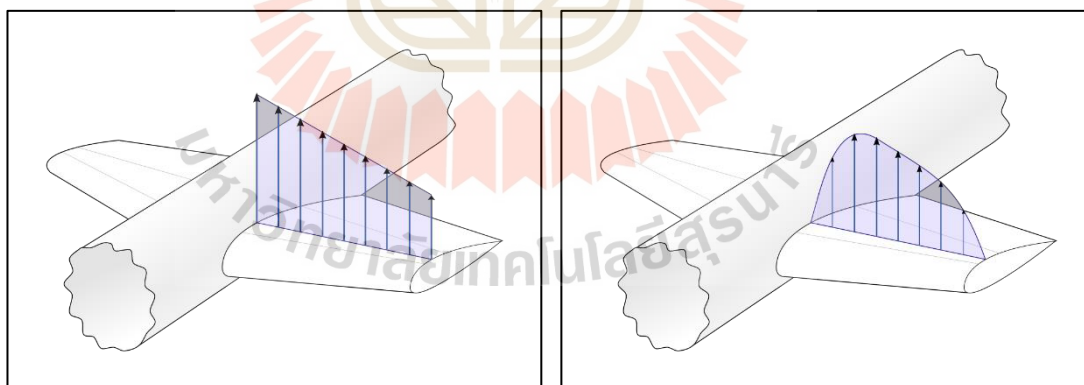
$C_D$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ

#### 2.1.4.2 การวิเคราะห์ปีกเครื่องบินในสามมิติ

เมื่อแพนอากาศถูกวางเรียงตัวกันเป็นแนวของปีกสามมิติจะทำให้ต้องคำนึงเกิดมีอยู่ของปลายปีกหรือจุดสิ้นสุดของปีก ซึ่งทำให้เกิดการไหลวนที่ปลายปีกจนเหนี่ยวนำเป็นแรงต้านอากาศชนิดหนึ่งที่เรียกว่า แรงต้านอากาศเหนี่ยวนำ (induced drag) ส่งผลให้แรงต้านอากาศสำหรับปีกเครื่องบินจะมีค่าเพิ่มขึ้น และพฤติกรรมเส้นแรงยกของปีกเครื่องบินจะเปลี่ยนไปจากการวิเคราะห์ของแพนอากาศแสดงในรูปที่ 2.6 สำหรับการวิเคราะห์ปีกสามมิติสามารถหาแรงยกได้จากสมการที่ 2.1 โดยสามารถหาสัมประสิทธิ์แรงยกของปีกสามมิติได้จากสมการ (2.11)

$$C_L = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + (ARe)^2}} \quad (2.11)$$

และสามารถหาสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำได้จากสมการที่ (2.2) ซึ่งแสดงให้เห็นว่าเมื่อปีกมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเพิ่มขึ้น จะทำให้สัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำเพิ่มขึ้นไปด้วย



ก. เส้นการกระจายแรงยก  
ที่ไม่สนใจผลกระทบของปลายปีก

ข. เส้นการกระจายแรงยก  
ที่โดนผลกระทบของปลายปีก

รูปที่ 2.6 ลักษณะของเส้นกระจายแรงยก (Olivier Cleyen, 2011)

#### 2.1.5 วิธีแถบตาข่ายลมวน (Vortex lattice method)

วิธีแถบตาข่ายลมวน คือทฤษฎีการไหลในอุดมคติที่ลดความซับซ้อนของการไหลจริงที่เกิดขึ้นตามธรรมชาติเพื่อลดระยะเวลาในการคำนวณ ให้เหมาะสำหรับการออกแบบเบื้องต้นที่

ต้องการผลเฉลยไปใช้ในการเปรียบเทียบความแตกต่างของการปรับเปลี่ยนตัวแปรการออกแบบต่างๆ วิธีการคำนวณนี้เป็นการวิเคราะห์การไหลโดยไม่พิจารณาถึงผลกระทบของความหนืด ความปั่นป่วน การกระจายตัว และผลกระทบของชั้นขีตผิวในการสร้างแบบจำลองการคำนวณเพื่อประมาณค่าของแรงทางอากาศพลศาสตร์ โดยเงื่อนไขสมมติฐานของการคำนวณมีดังนี้

- 1) เป็นการไหลแบบไม่มีความหนืด (inviscid flows)
- 2) เป็นการไหลแบบไม่สามารถอัดตัวได้ (incompressible flows)
- 3) เป็นการไหลแบบไม่หมุนวน (irrotational flows)
- 4) ไม่พิจารณาถึงอิทธิพลของความหนาที่มีผลต่ออากาศพลศาสตร์ มุมปะทะและมุมลิ้นไถล

อย่างไรก็ตามการหาประสิทธิภาพของอากาศยานผ่านวิธีแถบตาข่ายลมนั้นยังคงมีขีดจำกัดที่ต้องระวังเนื่องจากการตั้งสมมติฐานดังกล่าว คือ ไม่สามารถหาสัมประสิทธิ์แรงต้านได้อย่างแม่นยำเนื่องจากการไหลเป็นการละเลยผลของความหนืด และไม่สามารถวิเคราะห์แรงต้านที่เกิดจากการแยกตัวของอากาศเมื่อไหลผ่านวัตถุได้ ซึ่งความแม่นยำนี้จะลดลงเมื่อมุมปะทะสูงขึ้น และจะไม่สามารถคำนวณได้อีกต่อไปเมื่อถึงสภาวะสูญเสียแรงยก (stall condition) เนื่องจากการคำนวณที่วิเคราะห์ประสิทธิภาพบริเวณผิวของอากาศยานเท่านั้น แต่เมื่อมุมปะทะสูงขึ้นการไหลของอากาศในโลกความจริงจะไม่สามารถเกาะติดที่บริเวณผิวอากาศยานได้อีกต่อไป หรือเกิดสิ่งที่เรียกว่า การแยกไหล (flow separation) อย่างไรก็ตามการหาประสิทธิภาพของการบินสามารถใช้วิธีแถบตาข่ายลมนั้นได้ศึกษาพฤติกรรมของการเปลี่ยนแปลงรูปทรงของอากาศยานได้เนื่องจากการคำนวณประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์จากรูปร่างของอากาศยานโดยตรง

จากการตั้งข้อสมมติฐานดังกล่าวทำให้การไหลที่เกิดขึ้นเป็นการไหลแบบสนามอนุรักษที่มีค่าศักย์ของความเร็วก่อกวน (perturbation velocity potential:  $\phi$ ) ร่วมอยู่ด้วย โดยเวกเตอร์ความเร็วรวมสะสม (total velocity vector :  $V$ ) นี้สามารถหาได้จากสมการ

$$V = V_\infty + \nabla \phi \quad (2.12)$$

การหาค่าศักย์ของความเร็วก่อกวนสำหรับปัญหาของอากาศยานจะแบ่งพื้นผิวที่ใช้สำหรับการสร้างแรงยก (lifting surface) ทั้งหมดของเครื่องบินเป็นแผงสี่เหลี่ยมจำนวนหนึ่งโดยที่แต่ละแผงจะมีจุดควบคุมการคำนวณอยู่ (collocation point/control point) และแต่ละแผงจะมีกระแสมวนเกือกม้า (horseshoe vortex) ของตัวเอง โดยการคำนวณนี้จำเป็นต้องพิจารณาค่าความแรงของกระแสมวน (vortex strength:  $\Gamma$ ) ของแต่ละแผง นอกจากนี้ค่าของเวกเตอร์ตั้งฉาก (normal vector :  $n$ ) จะคำนวณที่จุดควบคุมของแต่ละแผงการคำนวณซึ่งจะตั้งฉากกับพื้นผิวแคม

เบอร์ที่ใช้ในการสร้างแรงยก สำหรับปัญหานี้ความเร็วการก่อวนที่จุดควบคุม  $i$  จะรวมอยู่กับผลของกระแสลมวนรูปเกือกม้าทั้งหมดในรูปของค่าสัมประสิทธิ์ที่มีอิทธิพลต่ออากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic Influence Coefficient:  $w_{ij}$ ) โดยสามารถหาค่าศักยภาพของความเร็วการก่อวนของแต่ละจุดได้จากสมการต่อไปนี้

$$\nabla \phi_i = \sum_{j=1}^N w_{ij} \Gamma_j \quad (2.13)$$

เมื่อพิจารณาถึงเวกเตอร์ความเร็วการไหลอิสระ (freestream speed :  $\mathbf{V}_\infty$ ) สามารถหาได้จากความเร็วการไหลอิสระ (freestream speed :  $V_\infty$ ) ที่มีทิศทางขึ้นอยู่กับมุมปะทะ (angle of attack :  $\alpha$ ) และมุมลื่นไถล (sideslip:  $\beta$ ) ตามสมการ (2.14) และใช้เงื่อนไขขอบเขตของนอยมันน์ (Neumann boundary condition)

$$\mathbf{V}_\infty = V_\infty \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ -\sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

ในการพิจารณาจุดควบคุมแต่ละจุดจะพบว่าความเร็วตั้งฉากบนพื้นผิวแคมเบอร์จะมีค่าเป็นศูนย์

$$\mathbf{v}_i \cdot \mathbf{n}_i = \left( V_\infty + \sum_{j=1}^N w_{ij} \Gamma_j \right) \cdot \mathbf{n}_i = 0 \quad (2.15)$$

เงื่อนไขดังกล่าวนี้สามารถเรียกอีกอย่างได้ว่าเงื่อนไขการไหลแบบแทนเจนต์ (flow tangency condition) เมื่อจัดรูปค่าสัมประสิทธิ์ที่มีอิทธิพลต่ออากาศพลศาสตร์แบบใหม่ตามทิศทางตั้งฉากจะได้  $a_{ij} = w_{ij} \cdot \mathbf{n}_i$  และเมื่อจัดรูปของความเร็วกระแสอิสระและมุมทางอากาศพลศาสตร์ให้อยู่ในรูปของ  $b_i$  จะได้ลักษณะของค่าเป็น  $b_i = V_\infty [-\cos \alpha \cos \beta, \sin \beta, -\sin \alpha \cos \beta] \cdot \mathbf{n}_i$  ทำให้สามารถจัดรูปได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1N} \\ a_{21} & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ a_{N1} & \cdots & \cdots & a_{NN} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_N \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

และสุดท้ายจึงสามารถหาค่าแรงลัพธ์ทั้งหมด ( $F$ ) ได้จากสมการ (2.17) และโมเมนต์ทั้งหมด ( $M$ ) จากสมการ (2.18) โดยเกิดจากผลรวมของแรงแต่ละจุด ( $F_i$ ) ซึ่งแรงลัพธ์แต่ละจุดนั้นหาได้จากสมการ (2.19)

$$F = \sum_{i=1}^N F_i \quad (2.17)$$

$$M = \sum_{i=1}^N F_i \times r_i \quad (2.18)$$

$$F_i = \rho \Gamma_i (\mathbf{V}_\infty + \mathbf{v}_i) \times l_i \quad (2.19)$$

เมื่อ  $N$  คือ จำนวนแผงทั้งหมด

$r_i$  คือ ค่าระยะเทียบจากศูนย์กลางของของแผง

$\rho$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ

$v_i$  คือ ความเร็วก่อวน (perturbation velocity)

$l_i$  คือ เวกเตอร์ของกระแสลมรวมจากแผงตามขวาง

### 2.1.6 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD)

พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็นแขนงหนึ่งของวิชาพลศาสตร์ของไหลที่ใช้วิธีการเชิงตัวเลขและอัลกอริทึมเพื่อวิเคราะห์และแก้ปัญหาที่เกี่ยวข้องกับการไหลของของไหลและการถ่ายเทความร้อน ซึ่งเป็นวิธีที่นิยมใช้ในการจำลองสถานการณ์ทางด้านวิศวกรรมศาสตร์เนื่องจากสามารถให้ข้อมูลเชิงลึกโดยละเอียดเกี่ยวกับพฤติกรรมการไหลของของไหลที่ซับซ้อนได้ ANSYS Fluent เป็นซอฟต์แวร์ที่ใช้กันอย่างแพร่หลายเนื่องจากมีชุดเครื่องมือที่ครอบคลุมสำหรับการจำลองการไหลและการถ่ายเทความร้อน และมีรูปแบบของการจำลองความปั่นป่วนของการไหลหลายรูปแบบ นอกจากนี้ยังสามารถแสดงผลพฤติกรรมการไหลให้เห็นภาพและเข้าใจมากขึ้น เช่น การแสดงค่าแถบสี, เวกเตอร์ทิศทางการไหล เป็นต้น โดยสมการและวิธีการแก้ปัญหากลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณของซอฟต์แวร์ ANSYS Fluent มีดังต่อไปนี้

#### 2.1.6.1 สมการนาเวียร์-สโตกส์ (Navier-Stokes Equations: NSE)

สมการนาเวียร์-สโตกส์เป็นสมการพื้นฐานที่ควบคุมการไหลของของไหลโดยพิจารณาจากการอนุรักษ์มวลและการอนุรักษ์โมเมนตัม และหากการไหลนั้นมีพลังงานเข้ามาเกี่ยวเนื่องอาจมีการใช้สมการอนุรักษ์พลังงานเพื่อรักษาความต่อเนื่องของของไหลในทิศทางต่างๆ ร่วมด้วย โดยสมการที่ใช้ในการแก้ปัญหการไหลในรูปอนุพันธ์เชิงย่อยแสดงดังสมการที่ (2.20), (2.21), (2.22), (2.23) และ (2.24)



สมการอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2.20)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแนวแกน X

$$\frac{\partial(\rho u u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v u)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w u)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (2.21)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแนวแกน Y

$$\frac{\partial(\rho u v)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w v)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (2.22)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแนวแกน Z

$$\frac{\partial(\rho u w)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v w)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w w)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial w}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial w}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (2.23)$$

สมการอนุรักษ์พลังงาน

$$\frac{\partial(\rho u c_p T)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v c_p T)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w c_p T)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left( k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (2.24)$$

เมื่อ  $\rho$  คือ ความหนาแน่นของของไหล

$u$ ,  $v$  และ  $w$  คือ ความเร็วในแนวแกน  $x$ ,  $y$  และ  $z$  ตามลำดับ

$\mu$  คือ ความหนืดพลวัต หรือ ความหนืดไดนามิก (dynamic viscosity)

$c_p$  คือ ค่าความร้อนจำเพาะของของไหล (specific heat)

$T$  คือ อุณหภูมิของของไหล

$k$  คือ ค่าการนำความร้อน (thermal conductivity)

เงื่อนไขสมมติฐานพื้นฐานของสมการนาเวียร์-สโตกส์ในงานออกแบบปีก

อากาศยานของการคำนวณมีดังนี้

1) เป็นของไหลต่อเนื่อง (Continuum Hypothesis)

2) เป็นของไหลนิวตัน (Newtonian Fluid Assumption) ที่แรงเฉือนเป็นสัดส่วนโดยตรงกับ

อัตราการเปลี่ยนแปลงของความเร็ว

### 2.1.6.2 กระบวนการแบ่งเอลิเมนต์ (Discretization)

กระบวนการแบ่งเอลิเมนต์หรือกระบวนการดิสครีไทเซชันเป็นขั้นตอนสำคัญในการแก้สมการอนุพันธ์เชิงย่อยของพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณที่เกี่ยวข้องกับการแปลงสมการควบคุมการไหลอย่างต่อเนื่อง เช่น สมการนาเวียร์-สโตกส์ให้เป็นสมการพีชคณิต (algebraic equations) แบบไม่ต่อเนื่องที่สามารถแก้ไขหรือคำนวณได้โดยใช้วิธีเชิงตัวเลข โดยจะแบ่งแยกพื้นที่ทั้งหมดของของไหลที่ต้องการจำลองเรียกว่า “โดเมน (domain)” ของปัญหาเป็นองค์ประกอบขนาดเล็ก เช่น ตาราง, เมช (mesh), หรือเป็นปริมาตรควบคุมที่เป็นจำนวนจำกัดด้วยวิธีต่างๆ คือ วิธีผลต่างสลับ (Finite Difference Method: FDM), วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method: FEM) และวิธีปริมาตรสลับ (Finite Volume Method: FVM) ตามลำดับเพื่อแยกสมการภายในองค์ประกอบเหล่านี้สำหรับวิเคราะห์ลักษณะของของไหลที่มีการเคลื่อนที่

#### 1) วิธีผลต่างสลับ (Finite Difference Method: FDM)

วิธีผลต่างสลับ (Finite Difference Method: FDM) เป็นเทคนิคหนึ่งของการวิเคราะห์ด้วยระเบียบวิธีคำนวณเชิงตัวเลขสำหรับการแก้สมการอนุพันธ์โดยการประมาณอนุพันธ์ที่มีผลต่างเป็นจำนวนจำกัดด้วยสมการ (2.25) ซึ่งเป็นวิธีที่ง่ายที่สุดในการประมาณค่าเชิงอนุพันธ์อันดับ 1 (Makauskas P., 2022)

$$v'(x_i) = \frac{v(x_i + h_x) - v(x_i)}{h_x} \quad (2.25)$$

โดยที่  $v(x)$  คือ ฟังก์ชันต่อเนื่องที่สามารถหาอนุพันธ์ได้

$x_i$  คือ จุดที่อยู่ในฟังก์ชันของ  $v(x)$

$h_x$  คือ ระยะห่างในทิศทาง  $x$  ของจุด  $v(x_i)$  กับ  $v(x_i + h_x)$

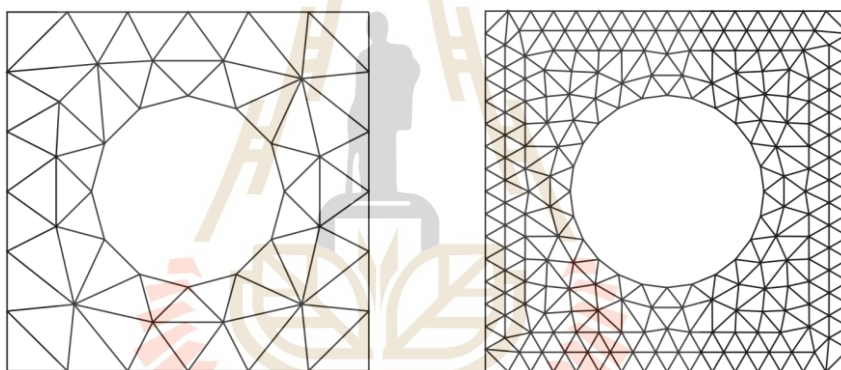
วิธีการประมาณผลต่างจุดศูนย์กลาง (central difference method) เป็นอีกวิธีหนึ่งที่มีแม่นยำกว่าสมการข้างต้น เนื่องจากการประมาณโดยใช้ค่าทั้งสองฝั่งของผลต่างสลับเนื่องรอบจุดนั้นๆ

$$v'(x_i) = \frac{v(x_i + h_x) - v(x_i - h_x)}{2h_x} \quad (2.26)$$

สำหรับอนุพันธ์อันดับสองจะการใช้การประมาณผลต่างจุดศูนย์กลางโดยมีแนวคิดหลักมาจากการนำผลต่างสลับเนื่องรอบจุดนั้นทางด้านหน้าและด้านหลังมาใช้

## 2) วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method: FEM)

วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method: FEM) เป็นวิธีเชิงตัวเลขที่ใช้แก้ปัญหาทางวิศวกรรมที่มีรูปแบบปัญหา คือ การหาฟังก์ชันการกระจายตัวของตัวแปรในระบบสามมิติ ซึ่งปัญหาแต่ละอย่างจะสามารถอธิบายได้ด้วยสมการเชิงอนุพันธ์ โดยโดเมนของโครงสร้างสำหรับวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์จะถูกจำลองและแบ่งเป็นองค์ประกอบย่อยที่มีรูปร่างขนาดเล็กอย่างง่าย องค์ประกอบย่อยนี้จะถูกเรียกว่า “เอลิเมนต์ (element)” ซึ่งโดเมนของแบบจำลองนี้จะมีระดับความเสรีจำกัด (finite number of degree of freedom) และในแต่ละเอลิเมนต์จะมีค่าของตัวแปรที่ต่างกันตามตำแหน่งใด ๆ โดยปกติแล้วแบบจำลองที่มีการแบ่งองค์ประกอบย่อยที่ละเอียดมากกว่าจะช่วยเพิ่มความถูกต้องให้กับตัวแปรที่ต้องการได้ เนื่องจากเมื่อจำนวนเอลิเมนต์มากขึ้นทำให้ขนาดของเอลิเมนต์ลดลงและทำให้ค่าความคลาดเคลื่อนผิดพลาดจากการคำนวณมีค่าลดลงในแต่ละเอลิเมนต์ได้แต่จะใช้เวลาในทรัพยากรการคำนวณที่มากขึ้น (Fish J., 2007)

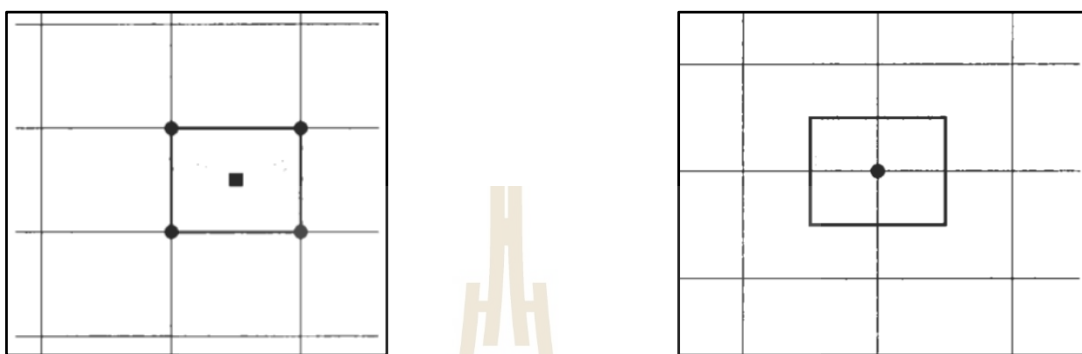


ก. แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์แบบหยาบ ข. แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์แบบละเอียด  
รูปที่ 2.7 แบบจำลองการแบ่งองค์ประกอบย่อยไฟไนต์เอลิเมนต์ (Fish J., 2007)

## 3) วิธีปริมาตรสับเนื่อง (Finite Volume Method: FVM)

วิธีปริมาตรสับเนื่อง (Finite Volume Method: FVM) เป็นวิธีการคำนวณหาค่าปริพันธ์หรืออินทิกรัลของสมการนาเวียร์-สโตกส์ใช้กฎของการอนุรักษ์โดยตรง โดยการแยกสมการที่ใช้ในการควบคุมการไหลโดยแบ่งพื้นที่โดเมนออกเป็นทรงหลายเหลี่ยมที่มีปริมาตรจำกัด เรียกว่า “ปริมาตรควบคุม (control volume)” ค่าปริพันธ์นี้จะถูกประมาณด้วยผลรวมของฟลักซ์ (fluxes) ที่ตัดผ่านแต่ละปริมาตรควบคุม ความแม่นยำของการแบ่งพื้นที่ด้วยปริมาตรควบคุมนี้ขึ้นอยู่กับรูปแบบเฉพาะที่ใช้ในการหาค่าฟลักซ์ การแบ่งพื้นที่ปริมาตรควบคุมสามารถทำได้หลายรูปแบบซึ่งรูปแบบพื้นฐานของการแบ่งพื้นที่นี้มีอยู่ 2 ลักษณะ คือ แบบกลางเซลล์ (cell-centred scheme) และแบบจุดขอบเซลล์ (cell-vertex scheme) แสดงดังรูปที่ 2.8 ข้อดีของวิธีปริมาตรสับเนื่อง คือ

การแบ่งพื้นที่ปริมาตรควบคุมที่สามารถคำนวณได้โดยไม่มีปัญหาเกี่ยวกับการเปลี่ยนแปลงระบบพิกัดของพื้นที่การคำนวณเมื่อเทียบกับวิธีผลต่างสืบเนื่อง นอกจากนี้ยังมีความยืดหยุ่นสูงของการจัดการรูปทรงที่ซับซ้อนและตรวจจับความไม่ต่อเนื่องได้อย่างมีประสิทธิภาพซึ่งเหมาะกับปัญหาที่ต้องการจำลองการไหลของของไหล (Blazek J., 2015)



ก. ปริมาตรควบคุมที่แบ่งแบบกลางเซลล์ ข. ปริมาตรควบคุมที่แบ่งแบบจุดขอบเซลล์

รูปที่ 2.8 วิธีการแบ่งพื้นที่ปริมาตรควบคุม (Blazek J., 2015)

#### 2.1.6.3 วิธีการแก้ปัญหา (Solution Methods)

การแก้ปัญหาของการคำนวณการไหลของของไหลจะใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขแบบวนซ้ำเพื่อแก้สมการที่ถูกแยกออกเป็นส่วนใหญ่ย่อยของแต่ละพื้นที่ที่สามารถทำได้ด้วยซอฟต์แวร์ ANSYS Fluent ที่มีอัลกอริทึมหลากหลายในการแก้ปัญหา เช่น ตัวแก้ปัญหาจากค่าแรงดัน (pressure-based solver), ตัวแก้ปัญหาจากค่าความหนาแน่น (density-based solver) และตัวแก้ปัญหาจากการแยกตัว (segregated solver) เป็นต้น โดยการเลือกวิธีการแก้ปัญหานี้จะขึ้นอยู่กับประเภทของปัญหาการไหล

#### 2.1.6.4 การสร้างแบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence Modeling)

แบบจำลองความปั่นป่วนเป็นสูตรทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ในการจำลองและทำนายการไหลโดยเฉพาะการไหลประเภทปั่นป่วนภายในขอบเขตกำหนด ในบริบทของพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณการสร้างแบบจำลองแบบปั่นป่วนมีบทบาทสำคัญในการทำนายปรากฏการณ์การไหลแบบปั่นป่วนได้อย่างแม่นยำ แบบจำลองเหล่านี้ช่วยยุติสมการควบคุมการไหลของของไหลโดยการประมาณผลกระทบของความปั่นป่วนต่อตัวแปรการไหลต่างๆ แบบจำลองความปั่นป่วนนั้นมียุติสมการหลายรูปแบบโดยแต่ละแบบจำลองมีสมมติฐานและการนำไปใช้งานที่ต่างกันออกไป แบบจำลองความปั่นป่วนที่นิยมใช้ใน ANSYS Fluent ได้แก่



1) แบบจำลองความปั่นป่วน k-epsilon ( $k-\varepsilon$ )

แบบจำลองความปั่นป่วน k-epsilon เป็นแบบจำลองปั่นป่วนสองสมการที่ใช้กันอย่างแพร่หลายเนื่องจากมีประสิทธิภาพและความซับซ้อนในการคำนวณที่ไม่มากจนเกินไป โดยทำการแก้สมการถ่ายโอนสองสมการ คือ สมการถ่ายโอนพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $k$ ) แสดงในสมการ (2.27) และสมการถ่ายโอนของอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $\varepsilon$ ) แสดงในสมการ (2.28) ซึ่งสมมติฐานของแบบจำลองความปั่นป่วนนี้ คือ การไหลเป็นแบบไอโซทรอปิก (isotropic) เหมือนกันทุกทิศทางประเภทปั่นป่วนเต็มรูปแบบ (fully turbulent) ทำให้สามารถละผลกระทบเนื่องจากความหนืดของโมเลกุลสารได้ แต่แบบจำลองนี้จะไม่แม่นยำสำหรับของไหลบริเวณใกล้ผนัง (Wilcox D. C., 1998)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v k) = \nabla \cdot \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k \right) + P_k - \rho \varepsilon \quad (2.27)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \varepsilon) = \nabla \cdot \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.28)$$

เมื่อ  $k$  คือ ค่าการถ่ายโอนพลังงานจลน์ปั่นป่วน (turbulent kinetic energy)

$\varepsilon$  คือ อัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน (turbulent dissipation rate)

$\rho$  คือ ความหนาแน่นของของไหล (density)

$v$  คือ เวกเตอร์ความเร็วของของไหล (velocity vector)

$\mu_t$  คือ ความหนืดเนื่องจากการไหลปั่นป่วน (turbulent viscosity)

$P_k$  คือ Production of turbulent kinetic energy

$C_{1\varepsilon}$  และ  $C_{2\varepsilon}$  คือ ค่าคงที่ (constants)

$\sigma_k$  และ  $\sigma_\varepsilon$  คือ ค่าคงที่ของแบบจำลอง (model constants)

2) แบบจำลองความปั่นป่วน k-omega shear stress transport

แบบจำลองความปั่นป่วน k-omega ( $k-\omega$ ) เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบสมการสองสมการที่ใช้ในการจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเพื่อทำนายการไหลแบบปั่นป่วนที่มีแม่นยำในสภาวะการไหลที่หลากหลาย รวมถึงการไล่ระดับแรงดันที่ความดันสถิตเพิ่มขึ้นในทิศทางการไหลของของไหลและความแม่นยำสำหรับของไหลบริเวณใกล้ผนัง แบบจำลองความปั่นป่วน k-omega shear stress transport ( $k-\omega$  SST) เป็นแบบจำลองที่ผสมกันระหว่างองค์ประกอบของแบบจำลอง k-epsilon และ k-omega เข้าด้วยกัน โดยสมการการถ่ายโอนสำหรับ

พลังงานจลน์ปั่นป่วนแสดงดังสมการ (2.29) และอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วนจำเพาะ (2.30) (Menter F. R., 1994)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v k) = \nabla \cdot \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k \right) + P_k - \beta^* \rho \omega k \quad (2.29)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \varepsilon) = \nabla \cdot \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \nabla \omega \right) + \frac{\alpha_3}{\omega} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\beta^* \rho}{\sigma_{\omega 2}} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} \quad (2.30)$$

เมื่อ  $\omega$  คือ อัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วนจำเพาะ (specific dissipation rate)

$\beta^*$  คือ Production to dissipation ratio

### 3) แบบจำลองความปั่นป่วน Spalart-Allmaras

แบบจำลองความปั่นป่วน Spalart-Allmaras เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนแบบสมการเดียวที่พัฒนามาเพื่อจัดการกับการไหลบริเวณใกล้ผนังและบริเวณชั้นขอบขอบ โดยการแก้ปัญหาความหนืดของกระแสไหล (eddy viscosity) ด้วยสมการถ่ายโอน (2.31) (Spalart P. R. และ Allmaras S. R., 1992)

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \tilde{v})}{\partial t} + v \cdot \nabla(\rho \tilde{v}) = \nabla \cdot \left[ (v + \sigma \tilde{v}) \nabla \tilde{v} \right] + \frac{C_{b1} \tilde{v}^2}{\tilde{\omega}} \\ - \frac{\rho C_{\omega 1} f_{\omega}(\tilde{\omega}) \tilde{v}^2}{k^2 (\tilde{\omega}^2 + k^2)} + 2(1 - f_{\omega 2}) \rho \varepsilon \end{aligned} \quad (2.31)$$

เมื่อ  $\tilde{v}$  คือ ความหนืดเนื่องจากการไหลปั่นป่วน (turbulent viscosity)

$\tilde{\omega}$  คือ ความถี่เนื่องจากการไหลปั่นป่วน (turbulent frequency)

#### 2.1.6.5 เงื่อนไขขอบเขต (Boundary Conditions: BCs)

เงื่อนไขขอบเขต (Boundary Conditions: BCs) เป็นองค์ประกอบสำคัญของพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ เนื่องจากการกำหนดพฤติกรรมของของไหลบริเวณขอบของโดเมนการคำนวณ ซึ่งมีบทบาทสำคัญในการตรวจสอบความถูกต้องและความสมจริงของการจำลองการไหล โดยเงื่อนไขขอบเขตที่ใช้ในการกำหนดลักษณะของไหลบริเวณที่ขอบต่าง ๆ นั้นมีอยู่ 3 ประเภท คือ กำหนดเงื่อนไขขอบเขตด้วยความเร็ว (velocity boundary conditions) กำหนดเงื่อนไขขอบเขตด้วยความดัน (pressure boundary conditions) และ กำหนดเงื่อนไขขอบเขตด้วยค่าเชิงปริมาณ (scalar boundary conditions) เช่น อุณหภูมิ ความเข้มข้น ค่าคงที่ เป็นต้น

### 2.1.6.6 ขั้นตอนหลังการประมวลผล (Post-Processing)

ขั้นตอนหลังการประมวลผล เป็นขั้นตอนของการวิเคราะห์และการแสดงผลภาพผลลัพธ์การจำลองที่ได้จากการแก้สมการควบคุมการไหลของของไหล โดยใช้ข้อมูลเชิงลึกจากข้อมูลจำนวนมากที่สร้างขึ้นระหว่างกระบวนการจำลองการไหลรวมถึงตัวแปรต่างๆ มาแสดงผลด้วยเทคนิคการแสดงผลภาพ (visualization) เพื่อให้ง่ายต่อการเข้าใจและตีความพฤติกรรมของของไหลที่ซับซ้อนภายใต้โดเมนการคำนวณที่กำหนด เช่น ความเร็ว ความดัน อุณหภูมิ ค่าความปั่นป่วน เป็นต้น โดยวิธีการแสดงผลภาพทั่วไปของพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ คือ contour plots, vector plots, iso-surfaces, streamlines และ animation ซึ่งนอกเหนือจากการแสดงผลภาพแล้วยังรวมถึงการวิเคราะห์เชิงปริมาณของผลการจำลองเพื่อตรวจสอบค่าประสิทธิภาพเฉพาะและตัวแปรทางวิศวกรรมต่างๆ เช่น อัตราการถ่ายเทความร้อน แรงต้านการไหล ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก เป็นต้น เพื่อนำข้อมูลจากการจำลองไปเปรียบเทียบกับข้อมูลจากผลการทดลองเพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ โดยความแตกต่างของข้อมูลอาจบ่งบอกถึงพื้นที่สำหรับการแก้ไขปรับปรุงการจำลองให้มีความแม่นยำมากขึ้น

### 2.1.7 การออกแบบการทดลองด้วยวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน

#### (Latin Hypercube Sampling: LHS)

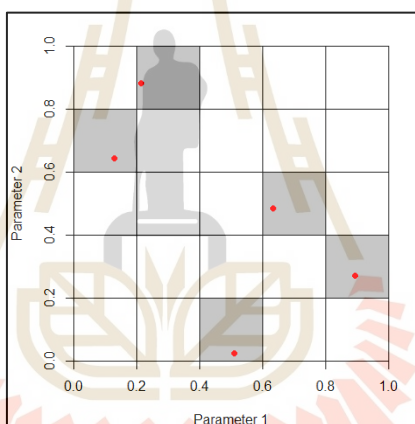
การออกแบบการทดลองทางคอมพิวเตอร์ด้วยวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน (Latin Hypercube Sampling: LHS) เป็นหนึ่งในวิธีทางสถิติสำหรับการออกแบบการทดลอง (Design of Experiment, DOE) ที่ใช้ในการสร้างข้อมูลกลุ่มตัวอย่างเริ่มต้น หรือกล่าวได้ว่าเป็นจุดเทรนนิงสำหรับการสร้างสมการแบบจำลองทดแทนเพื่อวิเคราะห์ถึงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบและผลลัพธ์ วิธีนี้เป็นวิธีที่ได้รับความนิยมและมีประสิทธิภาพที่สามารถยอมรับได้ โดยจะแบ่งขอบเขตของตัวแปรการออกแบบเป็นช่วงย่อยจำนวน  $M$  ช่วงที่มีขนาดเท่ากัน ดังนั้นช่วงย่อยที่  $j_{ih}$  ของตัวแปรออกแบบที่  $i_{ih}$  สามารถหาได้จากสมการ (2.32) หลังจากนั้นทำการสร้างจุดในช่วงย่อยทั้งหมดด้วยหลักการสุ่มของวิธีมอนติคาร์โลดังสมการ (2.33) โดยที่จุดตัวอย่างเริ่มต้นหรือจุดเทรนนิง ( $X$ ) แต่ละตัวจะอยู่ในช่วงของขอบเขตล่าง ( $L$ ) ถึงขอบเขตบน ( $U$ ) ของแต่ละช่วงย่อย (สุจินต์ บุรีรัตน์และคณะ, 2556)

$$L_{ij} = L_i + (j-1)(U_i - L_i)/M \leq X_{ij} \leq L_{ij} + j(U_i - L_i)/M = U_{ij} \quad (2.32)$$

$$X_{ij} = L_{ij} + (U_{ij} - L_{ij}) \cdot rand \quad (2.33)$$

เมื่อ  $rand \in [0, 1]$  คือ ตัวเลขสุ่มที่กระจายตัวแบบเอกรูป (uniform random number) ตั้งแต่ 0 ถึง 1

ตัวอย่างการทำงานของวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาตินถูกแสดงอย่างง่ายในรูปที่ 2.9 ซึ่งเป็นสองมิติสำหรับปัญหาที่มีจำนวนตัวแปรการออกแบบ 2 ตัว ซึ่งเห็นได้ชัดว่าต้องมีการกำหนดจำนวนของจุดตัวอย่างเริ่มต้นก่อนเพื่อนำไปแบ่งเป็นช่วงย่อย โดยจุดตัวอย่างเริ่มต้นแต่ละตัวจะไม่ซ้ำกันในแต่ละช่วงย่อย หรือกล่าวได้ว่าในแต่ละแนวของช่วงย่อยจะมีจุดตัวอย่างเริ่มต้นเพียงจุดเดียวเท่านั้น ซึ่งคุณสมบัตินี้เป็นคุณสมบัติที่แสดงให้เห็นว่าวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาตินมีการกระจายตัวของจุดตัวอย่างเริ่มต้นที่มากกว่าวิธีมอนติคาร์โล



รูปที่ 2.9 ตัวอย่างการทำงานอย่างง่ายของวิธีสุ่มลูกบาศก์หลายมิติแบบลาติน (Carnell R., 2022)

### 2.1.8 การหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization)

การหาค่าเหมาะสมสุด (Optimization) คือการหาตัวเลือกหรือผลลัพธ์ที่ดีที่สุดภายใต้เงื่อนไขทางคณิตศาสตร์ที่ถูกกำหนดไว้ (Žilinskas A., 2006) โดยเลือกตัวแปรจากกลุ่มข้อมูลที่กำหนดให้ฟังก์ชันเป้าหมายที่เป็นวัตถุประสงค์ของการหาค่าเหมาะสมสุด เช่น การหาค่าต่ำที่สุด (minimization) หรือการหาค่าสูงที่สุด (maximization) ซึ่งการหาค่าเหมาะสมสุดเป็นเครื่องมือช่วยในการออกแบบต่างๆ เพื่อให้เกิดประโยชน์สูงสุดต่อสิ่งที่ต้องการ การหาค่าเหมาะสมสุดสามารถเขียนได้ดังนี้

$$\min_x f(x) \quad (2.34)$$

ภายใต้เงื่อนไขบังคับที่กำหนดไว้ดังนี้

$$\begin{aligned}
 g_i(x) &\leq 0, \quad i=1, \dots, m \\
 h_i(x) &= 0, \quad i=1, \dots, l \\
 L_i &\leq x_i \leq U_i, \quad i=1, \dots, n
 \end{aligned}
 \tag{2.35}$$

เมื่อ  $x$  คือ เวกเตอร์ตัวแปรออกแบบขนาด  $n \times 1$  (design variables vector)

$f$  คือ ฟังก์ชันเป้าหมายหรือฟังก์ชันวัตถุประสงค์ (objective function)

$g_i$  คือ ฟังก์ชันเงื่อนไขบังคับในรูปแบบอสมการ (inequality constraints)

$h_i$  คือ ฟังก์ชันเงื่อนไขบังคับในรูปแบบสมการ (equality constraints)

$L_i$  คือ ขอบเขตล่างของตัวแปรออกแบบ (lower bound constraints)

และ  $U_i$  คือ ขอบเขตบนของตัวแปรออกแบบ (upper bound constraints) (สุจินต์ บุรีรัตน์, 2556)

ปัญหาการออกแบบเหมาะสมสุดมีส่วนประกอบย่อยที่สำคัญ 4 ส่วน ดังนี้

1) ตัวแปรออกแบบ (design variables) คือ กลุ่มของตัวแปรอิสระ (independent variables) ที่มีคุณสมบัติเฉพาะที่เป็นอิสระต่อกันสามารถเขียนแทนด้วยเวกเตอร์  $x = \{x_1, \dots, x_n\}^T$  ซึ่งเป็นตัวแปรที่ส่งผลกระทบต่อตัวแปรตาม (dependent variables) หรือฟังก์ชันเป้าหมาย

2) ฟังก์ชันเป้าหมาย (merit function) คือ ค่าของตัวแปรตามที่บ่งบอกถึงคุณภาพของตัวแปรออกแบบ สามารถเขียนแทนด้วย  $f(x) = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$

3) เงื่อนไขบังคับ (constraints) คือ สมการหรืออสมการที่กำหนดตัวแบ่งเขตระหว่างบริเวณค่าความเป็นไปได้ของคำตอบหรือบริเวณที่หาคำตอบได้ (feasible region) และบริเวณหาคำตอบไม่ได้ (infeasible region) เพื่อใช้ในการควบคุมค่าของตัวแปรออกแบบหรือพฤติกรรมฟังก์ชันเป้าหมาย

4) กรณีต้องการออกแบบเพื่อหาค่ามากที่สุดสามารถจัดการกับปัญหาดังกล่าวเพื่อให้สอดคล้องกับรูปแบบมาตรฐานตามสมการ (2.34) โดยการเขียนแทนด้วย  $\max f(x)$  และประยุกต์ใช้ฟังก์ชันเป้าหมายสมมูลได้ดังนี้

$$\max f(x) = \min -f(x) \tag{2.36}$$

หรือ

$$\max f(x) = \min 1/f(x) \tag{2.37}$$

การหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization) เป็นวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพที่ออกแบบมาเพื่อค้นหาฟังก์ชันที่เหมาะสมที่สุดสำหรับพื้นที่การออกแบบทั้งหมดซึ่งจำเป็นต้องใช้ทรัพยากรจำนวนมากในการตรวจสอบบริเวณดังกล่าว ดังนั้นจึงเกิดแนวคิดของ



แบบจำลองทดแทนที่ใช้ในการประมาณฟังก์ชันวัตถุประสงค์และเป็นแนวทางในการเลือกจุดตัวอย่างใหม่เพื่อเพิ่มความแม่นยำและความถูกต้องของการประมาณการ

### 2.1.8.1 แบบจำลองทดแทน (surrogate models)

แบบจำลองทดแทน คือการสร้างสมการทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ในการประมาณค่าฟังก์ชันเป้าหมายจากความสัมพันธ์ของตัวแปรการออกแบบที่ทำหน้าที่เป็นข้อมูลนำเข้า (input) และค่าฟังก์ชันเป้าหมายที่ทำหน้าที่เสมือนเป็นผลลัพธ์ (output) หรือผลเฉลยของตัวแปรการออกแบบต่างๆ โดยเริ่มจากการสุ่มผลเฉลยของปัญหาการหาค่าเหมาะสมสุดก่อนทำการหาค่าฟังก์ชันจริงของผลเฉลย ซึ่งเมื่อทราบตำแหน่งจุดของผลเฉลยแล้วสามารถใช้วิธีทางคณิตศาสตร์ต่างๆ ในการสร้างแบบจำลองทดแทนได้ เช่น

- 1) การประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี

การประมาณค่าในช่วงด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี (radial basis function, RBF) หรือการประมาณค่าด้วยพื้นผิวสไปไลน์ (surface spline interpolation) สามารถแสดงได้ดังนี้

$$\bar{y}(x) = \sum_{i=1}^M \alpha_i K(\|x - x_i\|) \quad (2.38)$$

เมื่อ  $y = f(x)$  คือ ฟังก์ชันหรือตัวแปรตามของเวกเตอร์ออกแบบที่จุดใด  $x$

$x_i$  คือ จุดศูนย์กลาง

$M$  คือ จำนวนค่าที่ได้จากการออกแบบการทดลอง

$\alpha_i$  คือ สัมประสิทธิ์ของฟังก์ชันที่ต้องการหาค่า

$K(x)$  คือ ฟังก์ชันฐานหลักซึ่งมีหลายรูปแบบแล้วแต่การเลือกใช้งาน

จากสมการ (2.38) จำนวน  $M$  ชุด สามารถแสดงได้  $M$  สมการ ดังนี้

$$y(x_i) = f_{RBF} = \sum_{j=1}^M \alpha_j K(\|x_i - x_j\|) \quad ; \quad i = 1, \dots, M \quad (2.39)$$

เมื่อทำการหาสัมประสิทธิ์ของฟังก์ชันแล้ว สามารถทำนายค่าฟังก์ชันจากแบบจำลองทดแทนที่จุดใดๆ ได้ด้วยสมการ (2.39) ตัวอย่างสมการหลังแปลงฟังก์ชันฐานหลักแสดงดังสมการที่ (2.40) (Kishi Y., 2019)

$$f_{RBF} = \sum_{j=1}^M w_j \cdot \exp(-\beta |x_i - x_j|^2) \quad (2.40)$$

โดยที่  $w_j$  เป็นสัมประสิทธิ์ถ่วงน้ำหนัก (weight coefficient) ของข้อมูลออกแบบตัวที่  $i$  และ  $\beta$  คือสัมประสิทธิ์เชิงบวก

2) แบบจำลองครีจิง (Kriging model)

แบบจำลองครีจิงเป็นแบบจำลองทดแทนที่ประมาณค่าฟังก์ชันได้จากการรวมกันของการประมาณค่าเฉพาะที่ (local) และการประมาณค่าแบบวงกว้าง (global) ดังสมการต่อไปนี้

$$\bar{y} = p(x) + Z(x) \quad (2.41)$$

เมื่อ  $p(x)$  คือ ฟังก์ชันพหุนามสำหรับการประมาณค่าวงกว้าง

$Z(x)$  คือ ฟังก์ชันการประมาณค่าเฉพาะที่

โดยที่ฟังก์ชันการประมาณค่าเฉพาะที่นี้เป็นฟังก์ชันกระบวนการเกาส์เซียนสโตแคสติก (stochastic Gaussian process) ที่มีค่าเฉลี่ยเท่ากับศูนย์ขณะที่ความแปรปรวนร่วมเกี่ยว (covariance) ไม่เป็นศูนย์ หากฟังก์ชันพหุนามสำหรับการประมาณค่าวงกว้าง  $p(x)$  เป็นฟังก์ชันเชิงเส้นสามารถแสดงได้ดังนี้

$$p(x) = \beta_0 + \sum \beta_i x_i = \boldsymbol{\beta}^T \mathbf{p}(x) \quad (2.42)$$

เมื่อ  $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_0, \dots, \beta_n\}^T$  และ  $\mathbf{p}(x) = \{1, x_1, x_2, \dots, x_n\}^T$  ค่าความแปรปรวนร่วมเกี่ยวของฟังก์ชันการประมาณค่าเฉพาะที่  $Z(x)$  สามารถหาได้จาก

$$\text{Cov}(Z(x^p), Z(x^q)) = \sigma^2 \mathbf{R}[R(x^p, x^q)] \quad (2.43)$$

เมื่อ  $\sigma$  คือ ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน

$R$  คือ ฟังก์ชันสหสัมพันธ์ (correlation) จากผลเฉลยในเมตริกซ์ออกแบบ

$\mathbf{R}$  คือ เมตริกซ์สหสัมพันธ์สมมาตรขนาด  $N \times N$  ที่สมาชิกแนวทแยงเป็นหนึ่ง

ฟังก์ชันสหสัมพันธ์จากผลเฉลยในเมตริกซ์ออกแบบสามารถหาได้จากสมการ

$$R(x^p, x^q) = \exp\left(-(x^p - x^q)^T \boldsymbol{\theta} (x^p - x^q)\right) \quad (2.44)$$

เมื่อสามารถหาพารามิเตอร์สหสัมพันธ์ที่ไม่ทราบค่า  $\boldsymbol{\theta}$  ได้จากวิธีความควรจะเป็นสูงสุด (maximum likelihood method) และค่าสัมประสิทธิ์ของฟังก์ชันพหุนาม  $\boldsymbol{\beta}$  จากวิธีกำลังสองน้อยสุด ดังนั้นเมื่อทราบค่าของ  $\boldsymbol{\theta}$  และ  $\boldsymbol{\beta}$  แล้ว การทำนายของแบบจำลองทดแทนแบบครีจิงสามารถหาได้จากสมการ

$$\bar{y} = p(x)^T \boldsymbol{\beta} + \mathbf{r}^T(x) \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{y} - \mathbf{P}\boldsymbol{\beta}) \quad (2.45)$$

เมื่อ  $\mathbf{P} = [p(x_1), p(x_2), \dots, p(x_M)]^T$  และ  $\mathbf{r}^T(x) = [R(x, x_1), \dots, R(x, x_M)]$  (สุจินต์ บุรีรัตน์, 2556)

### 3) แบบลูกผสมด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี/ครีจิง

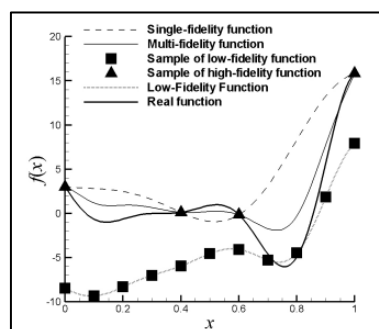
(Radial Basis Function/Kriging Hybrid model: RBF/Kriging)

แบบจำลองลูกผสมเป็นเทคนิคการประมาณค่าที่ซับซ้อนเนื่องจากการผสมแนวทางการสร้างแบบจำลองตัวแทนตั้งแต่ 2 วิธีขึ้นไปเพื่อใช้ประโยชน์จากข้อดีของแต่ละวิธีคำนวณ ยกตัวอย่างเช่น แบบจำลองตัวแทนลูกผสมด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี/ครีจิง (Radial Basis Function/Kriging Hybrid model: RBF/Kriging) ซึ่งเป็นการประมาณค่าฟังก์ชันโดยการรวมแนวคิดจากวิธีฐานหลักแนวรัศมี (Radial Basis Function) และวิธีแบบครีจิง (Kriging) เข้าด้วยกัน โดยการคำนวณแบบจำลองลูกผสมดังกล่าวสามารถรักษาความแม่นยำของฟังก์ชันพหุนามสำหรับค่าเฉลี่ยจากการประมาณค่าวงกว้าง ( $\mu$ ) ได้ด้วยกลุ่มข้อมูลความแม่นยำสูงและมีการปรับแนวโน้มของฟังก์ชันให้มีแนวโน้มเป็นไปตามกลุ่มของข้อมูลความแม่นยำต่ำที่มีจำนวนมากกว่าโดยสามารถทำนายแนวโน้มของฟังก์ชันได้แม่นยำกว่าจากการนำค่าเฉลี่ยจากการประมาณค่าวงกว้างไปรวมกับค่าฟังก์ชันการประมาณด้วยวิธีฐานหลักแนวรัศมีซึ่งสามารถแสดงสมการแบบจำลองตัวแทนลูกผสมด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมี/ครีจิง ((Kishi Y., 2019)) ได้ดังสมการ (2.46) และแผนผังของข้อมูลแบบจำลองทดแทนลูกผสมของข้อมูลหลายระดับความแม่นยำแสดงดังรูปที่ 2.10

$$\hat{y}_{RBF, Kriging} = [\mu + f_{RBF}(x)] + [r^T(x) \mathbf{R}^{-1} (f - 1\mu - 1f_{RBF}(x))] \quad (2.46)$$

เมื่อ  $\mu$  คือ ค่าเฉลี่ยจากการประมาณค่าวงกว้าง  
 $f_{RBF}$  คือ ฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมีของข้อมูลความแม่นยำระดับต่ำ  
 $f$  คือ ค่าของฟังก์ชันความแม่นยำระดับสูง  
 $\mathbf{R}$  คือ เมทริกซ์สหสัมพันธ์สมมาตรขนาด  $N \times N$  ที่สมาชิกแนวทแยงเป็นหนึ่ง

และ  $\mathbf{r}^T(x) = [R(x, x_1), \dots, R(x, x_M)]$



รูปที่ 2.10 แผนผังของข้อมูลแบบจำลองทดแทนลูกผสม (Ariyarat et al., 2017)

### 2.1.8.2 ขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Algorithm: GA)

ขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรมเป็นหนึ่งในวิธีการหาค่าเหมาะสมสุดที่มีกระบวนการคำนวณเชิงตัวเลขที่เลียนแบบมาจากการวิวัฒนาการของสิ่งมีชีวิตและหลักการคัดเลือกทางธรรมชาติตามทฤษฎีของชาร์ล ดาร์วิน โดยเริ่มจากการมีประชากรตั้งต้นก่อนการเกิดประชากรตัวใหม่โดยการครอสโอเวอร์ (crossover) และมิวเทชัน (mutation) จากการคัดเลือกประชากรรุ่นก่อน (selection) หลังจากนั้นทำการเลือกประชากรรุ่นถัดไปเพื่อสร้างประชากรชุดใหม่กว่าเข้าไปจนครบเงื่อนไขที่ต้องการ

#### 1) การคัดเลือก (selection)

การคัดเลือก คือการเลือกสมาชิกที่มีความเหมาะสมของประชากรรุ่นปัจจุบันหรือเรียกว่าโครโมโซมพ่อ-แม่ ก่อนที่จะนำไปถ่ายทอดคุณสมบัติบางประการให้กับรุ่นถัดไป โดยมี 2 วิธี

##### 1.1) การคัดเลือกโดยใช้วงล้อรูเลตต์ (Roulette wheel selection)

การคัดเลือกโดยใช้วงล้อรูเลตต์ คือการแบ่งพื้นที่สัดส่วนค่าความเหมาะสม โดยหากมีความเหมาะสมมากจะมีโอกาสในการได้รับเลือกมากกว่าค่าที่มีความเหมาะสมน้อย เหมือนการได้รับพื้นที่ในวงล้อรูเลตต์เมื่อมีความเหมาะสมมากจะได้รับพื้นที่ในวงล้อเยอะตามไปด้วยและเมื่อมีการหมุนวงล้อนี้จึงมีโอกาสที่จะหมุนได้ค่าที่มีความเหมาะสมเยอะมากกว่า

##### 1.2) การคัดเลือกโดยใช้วิธีแข่งขัน (Tournament selection)

การคัดเลือกโดยวิธีแข่งขันจะเริ่มจากการสุ่มประชากรในแต่ละกลุ่มเพื่อมาเปรียบเทียบค่าผลเฉลยกับกลุ่มอื่นหลายๆครั้ง ซึ่งค่าที่มีค่าความเหมาะสมดีที่สุดจะถือเป็นผู้ที่ถูกเลือกเพื่อนำไปสร้างประชากรรุ่นถัดไป

#### 2) การครอสโอเวอร์ (crossover)

การครอสโอเวอร์เป็นการสลับสายพันธุ์ของประชากรรุ่นก่อนหน้าโดยการสุ่มตำแหน่งจุดตัดเป็นเพื่อแยกโครโมโซมออกเป็นส่วนๆ ตามต้องการ หลังจากนั้นนำสลับเปลี่ยนโครโมโซมเกิดเป็นประชากรรุ่นถัดไป เรียกว่าผลเฉลยลูก (offspring) โดยการสลับเปลี่ยนโครโมโซมนี้สามารถเกิดได้จากการมีจุดตัดของโครโมโซม 1 จุด 2 จุด หรือหลายจุดก็ได้ ตัวอย่างการครอสโอเวอร์แบบ 1 จุดเมื่อแสดงโครโมโซมเป็นเลขฐาน 2 เป็นดังนี้

ผลเฉลยพ่อ-แม่ 1: 1011|11110

ผลเฉลยลูก 1: 1011|01010

ผลเฉลยพ่อ-แม่ 2: 1000|01010

ผลเฉลยลูก 2: 1000|11110

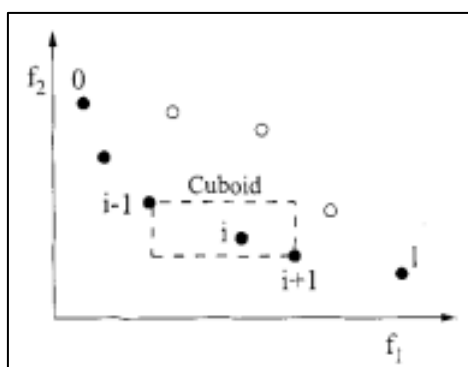
### 3) การมิวเทชัน (mutation)

การมิวเทชันหรือการกลายพันธุ์ คือโอกาสเกิดการที่ผลผลิตหรือประชากรลูกที่ได้มี ยีน (gene) บางส่วนแตกต่างไปจากยีนของพ่อ-แม่ โดยทั่วไปแล้วการกลายพันธุ์นี้จะขึ้นอยู่กับความ น่าจะเป็นของการกลายพันธุ์ เรียกว่าอัตราการกลายพันธุ์ ซึ่งจะมีค่าน้อยกว่าอัตราการครอสโอเวอร์ ตัวอย่างการเกิดมิวเทชันในผลเฉลยแบบเลขฐาน 2 เป็นต้นี้

ผลเฉลยพ่อ-แม่ 1: 10111110      ผลเฉลยลูก 1: 101101110 (ตัวเข้มคือยีนที่ถูกเลือก)

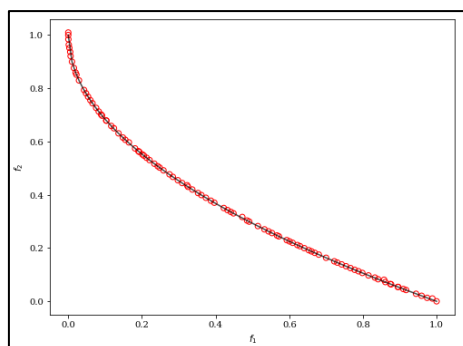
ขั้นตอนหลังจากการดำเนินการคัดเลือก การครอสโอเวอร์และการมิวเทชันแล้ว คือ การแทนที่ประชากร (population replacement) เป็นการเก็บผลของประชากรรุ่นลูกหรือผลเฉลย ชุดใหม่ซึ่งส่งผลกระทบต่อพื้นที่ในการสุ่มรอบถัดไป โดยการแทนที่ประชากรนี้สามารถทำได้ 2 วิธี คือ การ แทนที่โดยมีการตัดประชากรรุ่นพ่อ-แม่ออก เรียกว่าการแทนที่ประชากรตามขนาดที่กำหนด และการ แทนที่โดยที่ยังคงเก็บประชากรรุ่นพ่อ-แม่ไว้ เรียกว่าการแทนที่ประชากรแบบขยายตัว

ภายหลังได้มีการพัฒนากระบวนการหาค่าเหมาะสมสุดหลายวัตถุประสงค์ของ ขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรม เรียกว่าขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรมแบบจัดลำดับไม่ครอบงำรุ่นที่ 2 (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm) ซึ่งเหมาะสำหรับปัญหาการหาค่าเหมาะสมสุดที่ต้องการ ฟังก์ชันหลายวัตถุประสงค์ (multi objective function) ซึ่งมีการเพิ่มขั้นตอนการบางอย่างในการ ประเมินพิจารณาค่าความเหมาะสม โดยจะแบ่งฟังก์ชันออกเป็นตามจำนวนของวัตถุประสงค์ซึ่งปกติ แล้วจะเป็นฟังก์ชันที่มีความขัดแย้งกัน (trade off) โดยผลลัพธ์หรือผลเฉลยที่ได้จะมีจำนวนประชากร มากกว่าประชากรดั้งเดิม ทำให้ต้องตัดประชากรบางส่วนออกโดยใช้หลักการการจัดลำดับแบบไม่ ครอบงำ (non-dominated sorting) จากการคำนวณค่าระยะห่างจากฝูงชนดังรูปที่ 2.11 (Deb et al., 2002) ที่แสดงบนกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสองฟังก์ชัน เรียกว่า แผนภูมิพาเรโต (Pareto Front) ดังรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.11 ระยะห่างจากฝูงชนของผลเฉลย (Deb et al., 2002)





รูปที่ 2.12 แผนภูมิพารето (Pymoo, 2022)

### 2.1.8.3 การสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติม (additional sampling)

การสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติม คือการเพิ่มจำนวนของข้อมูลตัวอย่างในการคำนวณรอบถัดไปเพื่อปรับปรุงความแม่นยำของแบบจำลอง วิธีนี้ช่วยลดภาระในการคำนวณต่อรอบ และทำให้สามารถวิเคราะห์ผลกระทบของแต่ละพารามิเตอร์ได้อย่างชัดเจน ส่งผลให้กระบวนการสำรวจ (Exploration) และการหาค่าที่เหมาะสม (Exploitation) มีประสิทธิภาพขึ้น อย่างไรก็ตาม อาจต้องใช้จำนวนรอบที่มากขึ้นเมื่อเทียบกับการเพิ่มหลายตัวแปรพร้อมกัน ซึ่งทำให้ระยะเวลาโดยรวมของการค้นหาค่าที่ดีที่สุดเพิ่มขึ้น แต่เหมาะสำหรับปัญหาที่ต้องการการควบคุมพารามิเตอร์อย่างละเอียด แผนผังการสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมนั้นแสดงในรูปที่ 2.11 (Ariyarat et al., 2020)

| Node 1                     | Node 2      | Node 3      | Node 4      | ....  |
|----------------------------|-------------|-------------|-------------|-------|
| Sampling                   |             |             |             |       |
| Evaluation1                | Evaluation2 | Evaluation3 | Evaluation4 |       |
| EI<br>Maximization         |             |             |             |       |
| Additional<br>Evaluation 1 | Unused      | Unused      | Unused      | ..... |
| EI<br>Maximization         |             |             |             |       |
| Additional<br>Evaluation 2 |             |             |             |       |

| Node 1                                 | Node 2                                | Node 3                                | Node 4                                | ....  |
|----------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|-------|
| Sampling                               |                                       |                                       |                                       |       |
| Evaluation1                            | Evaluation2                           | Evaluation3                           | Evaluation4                           |       |
| EI(1)<br>Maximization                  |                                       |                                       |                                       | ..... |
| ⋮                                      |                                       |                                       |                                       |       |
| EI(n)<br>Maximization                  |                                       |                                       |                                       |       |
| Additional<br>Evaluation 1<br>by EI(1) | Additional<br>Evaluation2<br>by EI(2) | Additional<br>Evaluation3<br>by EI(3) | Additional<br>Evaluation4<br>by EI(4) |       |
| ⋮                                      | ⋮                                     | ⋮                                     | ⋮                                     |       |

(ก) การสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบค่าเดียว (ข) การสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบหลายค่า  
รูปที่ 2.13 แผนผังการสุ่มตัวอย่างข้อมูลเพิ่มเติมแบบค่าเดียวและหลายค่า (Ariyarat et al., 2020)

ปัญหาการออกแบบที่มีหลายวัตถุประสงค์นั้นสามารถทำนายตำแหน่งของการเพิ่มข้อมูลตัวอย่างได้โดยใช้วิธีการปรับปรุงค่าไฮเปอร์วอลุ่มความคาดหวัง (Expected Hypervolume Improvement: EHVI) ซึ่งเป็นค่าที่ประกอบไปด้วยฟังก์ชันของการปรับปรุงไฮเปอร์วอลุ่มร่วมกับความไม่แน่นอนของกระบวนการสุ่มตัวอย่างเพิ่มเติมแสดงดังสมการ (2.47) (Ariyarat et al., 2017) โดยวิธีการนี้แสดงให้เห็นถึงการเพิ่มจำนวนตัวอย่างข้อมูลสำหรับแบบจำลองตัวแทนที่นำมาประมาณค่าฟังก์ชันเป้าหมาย

$$EHVI[f_1(x), f_2(x), \dots, f_M(x)] = \int_{-\infty}^{f_{ref1}} \int_{-\infty}^{f_{ref2}} \dots \int_{-\infty}^{f_{refM}} HVI[f_1(x), f_2(x), \dots, f_M(x)] \times \phi_1(F_1) \phi_2(F_2) \dots \phi_M(F_M) dF_1 dF_2 dF_3 \dots dF_M \quad (2.47)$$

เมื่อ  $F_i$  คือ ตัวแปรการสุ่มของเกาส์เซียน

$$N\left[\hat{f}_i(x), \hat{s}_i^2(x)\right] \cdot \phi_i(F_i) \text{ คือ ฟังก์ชันความน่าจะเป็น}$$

และ  $f_{ref_i}$  คือ ค่าอ้างอิงสำหรับการคำนวณหาค่าไฮเปอร์วอลุ่ม

## 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

Liang et al., 2011 ได้นำเสนอแนวทางการออกแบบปีกเครื่องบินหลายวัตถุประสงค์ผ่านการหาค่าเหมาะสมโดยใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเข้ามาช่วยในการเก็บข้อมูล และใช้สมการตัวแทนแบบครีจิจิงในการลดทรัพยากรการคำนวณ โดยการออกแบบครั้งนี้ได้ตั้งวัตถุประสงค์คือ การหาลักษณะของปีกที่มีค่าความชันของกราฟแรงยกสูงที่สุดขณะบินด้วยความเร็ว 0.3 มัค และมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศที่น้อยที่สุดขณะบินด้วยความเร็วในช่วง 0.8 ถึง 0.9 มัค โดยการปรับเปลี่ยนค่ามุมลู่วาง อัตราส่วนกว้างยาวของปีก อัตราส่วนเรียวของปีก มุมบิดของแต่ละส่วน และอัตราความหนาของปีกในแต่ละส่วน จากการศึกษาวิธีการออกแบบครั้งนี้พบว่าการใช้สมการจำลองทดแทนแบบครีจิจิงมีส่วนช่วยลดระยะเวลาที่ใช้ในการคำนวณลงได้อย่างมีนัยสำคัญ

Kontogiannis et al., 2013 ได้นำเสนอการเลือกใช้ค่าเหมาะสมที่สุดจากการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กตั้งแต่กระบวนการออกแบบแนวความคิด โดยเริ่มจากการกำหนดวัตถุประสงค์และภารกิจของอากาศยานไร้คนขับ จากนั้นทำการประมาณน้ำหนักขององค์ประกอบอากาศยานแต่ละส่วนเพื่อนำไปสู่ขั้นตอนการออกแบบเบื้องต้น โดยให้ความสำคัญกับปีกเครื่องบินมากที่สุดเนื่องจากมีการประยุกต์การหาค่าเหมาะสมที่สุดกับการเลือกรูปร่างของปีกขณะที่ค่าอัตราภาพของปีกและความยาวปีกไม่เปลี่ยนแปลง นั่นคือการเลือกใช้ค่าอัตราส่วนเรียว มุมกวาดหลัง มุมบิด และการใส่อุปกรณ์เสริมปลายปีก จากนั้นจึงทำการเลือกลักษณะรูปร่างของลำตัวและหางต่อไป งานวิจัยนี้ทำการเปรียบเทียบประสิทธิภาพการบินด้วยค่าสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ ระบบใบพัด สมรรถนะการบิน ความสมดุล และโครงสร้างของเครื่องบิน จากการวิเคราะห์ผลด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณพบว่า การเลือกใช้ค่าที่เหมาะสมที่สุดของงานวิจัยนี้ในการปรับเปลี่ยนรูปร่างของปีกมีส่วนช่วยในการปรับปรุงประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับที่ออกแบบได้

Huang et al., 2013 ทำการศึกษาการออกแบบด้วยการหาค่าเหมาะสมสุดวัตถุประสงค์เดียวของปีกเครื่องบินรุ่น F6 ที่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศที่น้อยที่สุดเมื่อสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าใกล้เคียง 0.54 ด้วยการปรับความยาวของคอร์ดของปีกเครื่องบินที่บริเวณโคนปีก กลางปีก และปลายปีก โดยการเปรียบเทียบการสร้างสมการแบบจำลองทดแทนของตัวอย่างข้อมูลหลายระดับความแม่นยำด้วยวิธีครีจจิง (Kriging method) และวิธีโคครีจจิง (CO-Kriging method) ซึ่งเก็บข้อมูลระดับความแม่นยำต่ำด้วยระเบียบวิธีเชิงตัวเลขจากสมการการไหลแบบโพเทนเชียล (Potential flow) และเก็บข้อมูลระดับความแม่นยำสูงด้วยสมการนาเวียร์-สโตกส์ (Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations) จากนั้นหาผลเฉลยด้วยขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรม (Genetic Algorithm: GA) พบว่าการสร้างสมการแบบจำลองทดแทนของตัวอย่างข้อมูลหลายระดับความแม่นยำด้วยวิธีโคครีจจิง (CO-Kriging method) ให้คำตอบที่แม่นยำและใช้ระยะเวลาการลู่เข้าของคำตอบที่รวดเร็วกว่าวิธีครีจจิงแบบดั้งเดิม

Jin et al., 2015 ทำการออกแบบปีกของอากาศยานรุ่นใหม่เนื่องจากเป็นบริเวณที่เหนียวน่าให้เกิดแรงต้านอากาศมากที่สุด โดยเริ่มจากการเลือกใช้แผนอากาศสำหรับเลขเรย์โนลด์ต่ำ และใช้อัตราส่วนกว้างยาวของปีกของปีกที่มากที่สุดที่เป็นไปได้เพื่อลดการเกิดแรงต้านอากาศสำหรับอากาศยานไร้คนขับประเภทบินนานที่บินด้วยความเร็วต่ำ หลังจากนั้นทำการติดตั้งอุปกรณ์เสริมบริเวณปลายปีกแบบกวาดไปด้านหลังเพื่อลดการเกิดกระแสบวกอากาศปั่นป่วนบริเวณปลายปีก นอกจากนี้ยังทำการปรับเปลี่ยนลักษณะของลำตัวให้เหมาะสมกับปีกที่ออกแบบ จากการปรับเปลี่ยนลักษณะของอากาศยานดังกล่าวพบว่าสามารถลดแรงต้านอากาศได้ถึง 54 % เมื่อเทียบกับอากาศยานรุ่นก่อนซึ่งการวิเคราะห์ดังกล่าวเกิดจากการคำนวณทางคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม XFOIL และ ANSYS FLUENT

ZADEH et al., 2017 สามารถทำการลดระยะเวลาการออกแบบอากาศยานไร้คนขับประเภท blended wing body โดยการลดระยะเวลาการจำลองการไหลผ่านการประยุกต์ใช้กระบวนการหาค่าเหมาะสมสุดแบบหลายความแม่นยำผ่านอัลกอริทึม Adaptive Filter Sequential Quadratic Programing (AFSQP) โดยมีวัตถุประสงค์การออกแบบคือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศน้อยที่สุดภายใต้ข้อจำกัดของสัมประสิทธิ์แรงยกที่มากกว่า 0.45 และโมเมนต์การหมุนมุมยกน้อยกว่า 0 เมื่อตัวแปรการออกแบบคือ มุมกวาดของชายหน้าปีก ความยาวปีกส่วนหลัก ความยาวปีกส่วนรองและมุมบิดของปีก

Ariyarit et al., 2017 ทำการประยุกต์กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่แบบหลายวัตถุประสงค์หลายระดับความแม่นยำในการออกแบบแผนอากาศ โดยเก็บ

ข้อมูลความแม่นยำต่ำด้วยซอฟต์แวร์ XFOIL และเก็บข้อมูลความแม่นยำสูงด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณโดยการจำลองผ่านสมการนาเวียร์-สโตกส์ (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) เพื่อนำไปสร้างสมการแบบจำลองทดแทนลูกผสมระหว่างวิธีการประมาณค่าด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมีและวิธีครีจิง (Hybrid Radial Basis Function/Kriging method: RBF/Kriging method) เพื่อประมาณค่าฟังก์ชันเป้าหมายของปัญหาผ่านขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรมที่ใช้การคัดสรรแบบไม่ถูกครอบงำรุ่นที่ 2 (non-dominated sorting genetic algorithm II: NSGA-II) ซึ่งงานวิจัยนี้มีเป้าหมายในการออกแบบอยู่ 2 ลักษณะคือ แบบ 2 วัตถุประสงค์และแบบ 3 วัตถุประสงค์ จากนั้นนำผลที่ได้ไปเปรียบเทียบกับกลุ่มข้อมูลความแม่นยำเดียวซึ่งผลการเปรียบเทียบพบว่าการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่แบบหลายระดับความแม่นยำใช้เวลาการลู่เข้าของคำตอบที่รวดเร็วกว่า มีความหลากหลายของข้อมูลที่ไม่ถูกครอบงำมากกว่า และมีความแม่นยำมากกว่าการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่แบบความแม่นยำเดียว

Kishi et al., 2019 ทำการออกแบบปีกเครื่องบินที่บินด้วยความเร็วเหนือเสียงผ่านกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพของการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization: EGO) โดยมีวัตถุประสงค์ในการออกแบบครั้งนี้ คือ การลดสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศที่เกิดจากความดันขณะบินระดับด้วยความเท่ากับ 1.6 มัค โดยการปรับเปลี่ยนตัวแปรของความโค้งของปีก ตำแหน่งการเกิดแคมเบอร์สูงสุดของแพนอากาศ ความหนาสูงสุดของเส้นแคมเบอร์ และมุมบิดของปีก การเก็บข้อมูลของงานวิจัยนี้เกิดขึ้นภายใต้ 2 ระดับความแม่นยำ คือ เก็บข้อมูลความแม่นยำต่ำด้วยการสมการ linearized compressible potential flow สำหรับบนพื้นผิวของวัตถุเท่านั้นและเก็บข้อมูลความแม่นยำสูงด้วยสมการ Compressible Euler จากนั้นทำการประมาณค่าในช่วงด้วยสมการแบบจำลองทดแทนลูกผสมระหว่างวิธีการประมาณค่าด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวรัศมีและวิธีครีจิง (Hybrid Radial Basis Function/Kriging method: RBF/Kriging method) และนำไปหาค่าการปรับปรุงความคาดหวัง (Expected Improvement: EI) จากวิธีขั้นตอนเชิงพันธุกรรม ซึ่งพบว่าสามารถหาดำแหน่งของจุดตัวอย่างเพิ่มเติมสำหรับการเพิ่มความแม่นยำของการทำนายได้ และได้มาซึ่งปีกที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการบินภายใต้เงื่อนไขที่ต้องการ

Dündar et al., 2020 ได้ทำการอธิบายขั้นตอนการออกแบบและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงขึ้นลงแนวดิ่ง โดยชี้ให้เห็นถึงตัวแปรออกแบบที่ส่งผลอย่างมีนัยสำคัญต่อประสิทธิภาพการบินโดยเฉพาะบริเวณปีก ได้แก่ แพนอากาศ มุมลู่วิ่ง อัตราส่วนกว้างยาวและอัตราส่วนเรียว จากการออกแบบอากาศยานด้วยวิธีดังกล่าวพบว่าอากาศยานปีกตรึง

แบบธรรมดาที่มีประสิทธิภาพการบินในเชิงการบินนานที่ดีกว่าอากาศยานปีกตรึงขึ้นลงแนวดิ่งแบบ 4 ใบพัด เนื่องจากอากาศยานปีกตรึงขึ้นลงแนวดิ่งสูญเสียพลังงานแบตเตอรี่อย่างมากในการขับเคลื่อน ใบพัดด้วยจำนวนเครื่องยนต์ที่มากกว่าอากาศยานปีกตรึงธรรมดา

Ariyarat et al., 2020 ทำการศึกษาผลกระทบและระยะเวลาการลู่เข้าของการเพิ่มข้อมูล ตัวอย่างแบบหลายค่า หลายความแม่นยำสำหรับกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ โดยใช้วิธีการสร้างสมการตัวแทนลูกผสมด้วยวิธีการประมาณค่าด้วยฟังก์ชันฐานหลัก แนวนอร์มัลที่ผสมกับวิธีครีจิง (Hybrid Radial Basis Function/Kriging method: RBF/Kriging method) เปรียบเทียบกับการสร้างสมการตัวแทนด้วยวิธีโคครีจิง (CO-Kriging method) โดยการนำไปประยุกต์กับการทดสอบฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ พบว่าการสร้างสมการตัวแทนด้วยฟังก์ชันฐานหลักแนวนอร์มัลที่ผสมกับวิธีครีจิงสามารถรักษาความแม่นยำของสมการการเพิ่มข้อมูลตัวอย่างแบบหลายค่าในกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ได้ในขณะที่ความแม่นยำของวิธีโคครีจิงจะลดลงเมื่อจำนวนของข้อมูลตัวอย่างที่ใช้ในการเพิ่มแต่ละรอบเพิ่มขึ้น

Phiboon et al., 2021 ทำการประยุกต์กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ในการออกแบบแพนอากาศที่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมากที่สุด ในขณะที่สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศน้อยที่สุด ผ่านการสร้างสมการตัวแทนด้วยวิธีการประมาณค่าด้วยฟังก์ชันฐานหลัก แนวนอร์มัลที่ผสมกับวิธีครีจิง (Hybrid Radial Basis Function/Kriging method: RBF/Kriging method) ของข้อมูลหลายระดับความแม่นยำเพื่อลดระยะเวลาและทรัพยากรในการออกแบบขณะที่ยังสามารถรักษาความแม่นยำของข้อมูลได้ โดยเก็บข้อมูลความแม่นยำต่ำด้วยการคำนวณทางคอมพิวเตอร์ผ่านซอฟต์แวร์ JavaFoil ที่มีพื้นฐานการคำนวณมาจากทฤษฎี Panel methods และเก็บข้อมูลความแม่นยำสูงด้วยการทดลองในอุโมงค์ลม กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่นี้ใช้ขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรมที่ใช้การคัดสรรแบบไม่ถูกครอบงำรุ่นที่ 2 (non-dominated sorting genetic algorithm II: NSGA-II) ในการหาผลเฉลย จากการออกแบบดังกล่าวพบว่าสามารถหาลักษณะของแพนอากาศในเงื่อนไขการออกแบบที่ต้องการได้

Wang et al., 2023 ทำการเปรียบเทียบการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยสมการทดแทน (surrogate-based optimization, SBO) กับการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธีเกรเดียนต์ (gradient-based optimization, GBO) ในการออกแบบอากาศยานเต็มลำโดยพิจารณาถึงการปรับแต่งส่วนควบคุมให้เข้าที่ (trimming) ด้วยหางแนวนระดับสำหรับโมเมนตัมมุมเงย จากการตั้งวัตถุประสงค์การออกแบบคือหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศน้อยที่สุดเมื่อสัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0.5 พบว่าวิธี



สมการทดแทนมีประสิทธิภาพในการหารูปร่างทางอากาศพลศาสตร์ที่มากกว่าวิธีเกรเดียนต์เนื่องจากสามารถลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านได้มากกว่า



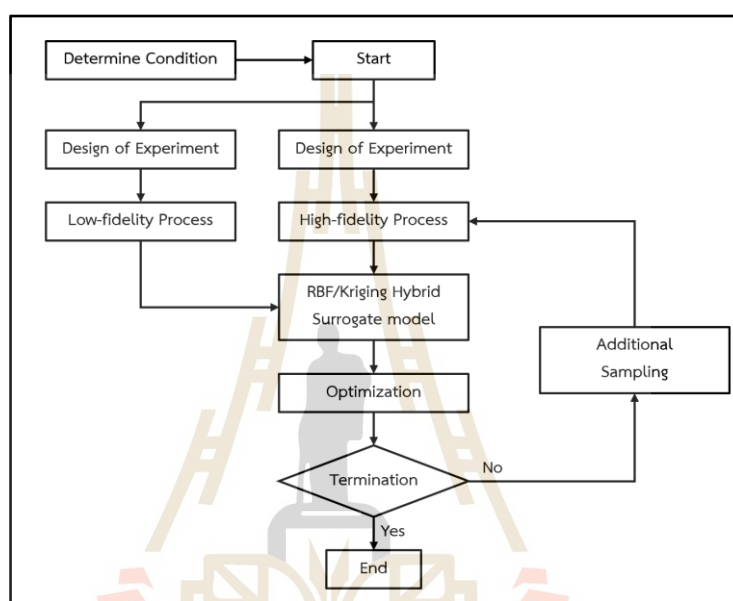
## บทที่ 3

### วิธีการดำเนินการวิจัย

วิธีการดำเนินการวิจัยเป็นการใช้แนวทางการหาค่าเหมาะสมสุดแบบมีประสิทธิภาพของภาพใหญ่ (Efficient Global Optimization: EGO) เพื่อออกแบบลักษณะของปีกเครื่องบินโดยใช้วิธีการแก้ปัญหาด้วยระเบียบวิธีเชิงตัวเลขผ่านโปรแกรม Open Vehicle Sketch Pad (OpenVSP) ที่มีพื้นฐานการคำนวณมาจากวิธีแลตตาข่ายลมวน (Vortex lattice) สำหรับข้อมูลความแม่นยำต่ำ และพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) ด้วยระเบียบวิธีเชิงตัวเลขผ่านโปรแกรม ANSYS Fluent ที่มีพื้นฐานการคำนวณมาจากวิธี Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations สำหรับการเก็บข้อมูลความแม่นยำสูง หลังจากนั้นนำมาสร้างแบบจำลองลูกผสม (Hybrid surrogate model) เพื่อสร้างสมการความสัมพันธ์หรือฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ระหว่างตัวแปรต้นและตัวแปรตามของข้อมูลความแม่นยำต่ำและข้อมูลความแม่นยำสูงเพื่อนำไปสู่การได้มาซึ่งรูปร่างเหมาะสมสุดของปีกเครื่องบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับที่มีประสิทธิภาพการบินเหมาะสมที่สุด

### 3.1 ขั้นตอนการศึกษาวิจัย

งานวิจัยนี้แบ่งวิธีการดำเนินการศึกษาเพื่อเก็บข้อมูลผลการวิจัยออกเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนของข้อมูลที่มีความแม่นยำต่ำและส่วนที่มีความแม่นยำสูง โดยมีความเกี่ยวข้องกันในด้านเงื่อนไขตัวแปรการออกแบบและวัตถุประสงค์การออกแบบ หรือกล่าวได้ว่าเป็นการออกแบบปีกเครื่องบินด้วยกระบวนการ Multi-Fidelity EGO โดยมีขั้นตอนดังรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 กระบวนการ Multi-Fidelity EGO

#### 3.1.1 การกำหนดเงื่อนไขการออกแบบ (Determine Condition)

เนื่องจากงานวิจัยนี้เป็นการออกแบบปีกเครื่องบินสำหรับการใช้ในการฝึกบินให้กับนักบินมือใหม่ โดยอากาศยานที่ต้องการออกแบบนี้มีภารกิจการบินคือ การฝึกการบินและการควบคุมให้คุ้นเคยกับสถานการณ์ต่างๆ ตั้งแต่เริ่มออกตัวจนถึงลงจอดอย่างปลอดภัย ดังนั้นการออกแบบครั้งนี้เป็นการออกแบบเพื่อปรับปรุงประสิทธิภาพการบินให้สูงขึ้นในแง่ของการประหยัดพลังงานและป้องกันการเสียหายจากการลงจอดจากเครื่องบินรุ่นต้นแบบที่เป็นอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงที่ใช้แผนอากาศยาน S8036 และมีลักษณะปีกเป็นรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้ากว้าง 28 เซนติเมตร ยาว 180 เซนติเมตร พื้นที่ปีกเท่ากับ 0.504 ตารางเมตร และไม่มีมุมบิดที่บริเวณปลายปีก แสดงดังรูปที่ 3.2 อากาศยานรุ่นนี้มีน้ำหนักอยู่ที่ 53.955 นิวตัน โดยถูกออกแบบมาเพื่อใช้ในการฝึกบิน ดังนั้นเพื่อให้เหมาะกับการฝึกบินมากขึ้นจึงกำหนดวัตถุประสงค์ของการออกแบบครั้งนี้เป็น 2 ประการ โดยวัตถุประสงค์ข้อที่ 1 คือ การลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (drag coefficient:  $C_D$ ) ให้เหลือน้อยที่สุดเมื่ออากาศยานอยู่ในสภาวะการบินระดับ (cruise condition) เพื่อเป็นการเพิ่มระยะเวลาการบินหรือ

ช่วยลดการบริโภคพลังงานขณะบิน และวัตถุประสงค์ข้อที่ 2 คือ การเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (lift coefficient:  $C_L$ ) ให้มีค่ามากที่สุดเมื่ออากาศยานอยู่ในสภาวะการลงจอด (landing approach) เพื่อป้องกันการลดแรงกระแทกขณะลงจอดสำหรับนักบินฝึกหัด โดยสภาวะอากาศที่ใช้ในการออกแบบกำหนดให้อุณหภูมิอยู่ที่  $30^\circ\text{C}$  ความหนาแน่นของอากาศเท่ากับ  $1.164 \text{ kg/m}^3$  และค่าความหนืดของอากาศเท่ากับ  $1.872 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$  ซึ่งมีค่าเท่ากับสภาวะการบินจริง



รูปที่ 3.2 อากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงรุ่นต้นแบบ

### 3.1.1.1 เงื่อนไขการบินระดับสำหรับวัตถุประสงค์ข้อที่ 1

การลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านให้น้อยที่สุดจะพิจารณาการไหลของอากาศผ่านอากาศยานขณะที่เคลื่อนที่ด้วยความเร็ว 18 เมตรต่อวินาที โดยมุมปะทะ (Angle of Attack, AoA) ถูกกำหนดให้เป็นมุมที่สามารถสร้างแรงยกได้เพียงพอสำหรับการสมดุลกับน้ำหนักของอากาศยานก่อนการออกแบบปีก เนื่องจากในช่วงการบินระดับที่ไม่มีการเปลี่ยนแปลงความสูง แรงยกและน้ำหนักของอากาศยานจะมีค่าเท่ากัน ดังสมการที่ (3.1) และสามารถคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกที่สามารถทำให้แรงยกมีค่าเท่ากับน้ำหนักได้จากสมการที่ (3.2)

$$Lift = Weight \quad (3.1)$$

$$\left(\frac{1}{2} \rho V_\infty^2\right) \times S \times C_L = Weight \quad (3.2)$$

เมื่อแทนค่าตัวแปรต่างๆ ที่กล่าวมาเพื่อคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกจะได้ดังสมการที่ (3.3)

$$\left(\frac{1}{2} \times 1.164 \times 18^2\right) \times 0.504 \times C_L = 53.955, \rightarrow C_L = 0.56772 \quad (3.3)$$

ดังนั้นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ทำให้อากาศยานอยู่ในสภาวะบินระดับได้จะเท่ากับ 0.56772 ซึ่งการไหลนี้มีค่าตัวเลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number, Re) เท่ากับ  $1.4886 \times 10^6$

การวัดประสิทธิภาพของปีกสำหรับวัตถุประสงค์ข้อที่ 1 โดยปกติแล้วส่วนมากจะทำการพิจารณาค่าแรงยกที่สามารถทำได้ต่อแรงต้านที่เกิดขึ้น (lift to drag ratio,  $L/D$ ) แต่สำหรับการศึกษาครั้งนี้ได้มีการออกแบบโดยเปรียบเทียบปีกที่สามารถสร้างแรงยกได้เท่ากัน ดังนั้นตัววัดประสิทธิภาพของวัตถุประสงค์การออกแบบข้อที่ 1 จะทำโดยการพิจารณาถึงแรงต้านอากาศที่เกิดขึ้นหรือสัมประสิทธิ์แรงต้านของปีก ( $C_{D,obj1}$ ) ในสภาวะการบินระดับ

### 3.1.1.2 เงื่อนไขการบินระดับสำหรับวัตถุประสงค์ข้อที่ 2

เนื่องจากการออกแบบครั้งนี้เป็นการออกแบบอากาศยานไร้คนขับสำหรับการฝึกบิน ดังนั้นการลงจอดควรสามารถทำได้ง่ายเพื่อเป็นการป้องกันความเสียหายจากการลงจอด ประสิทธิภาพการลงจอดจึงเป็นสิ่งสำคัญที่จะช่วยยืดอายุการใช้งานของอากาศยานได้ นอกจากนี้การลดระยะของการลงจอดหรือระยะรันเวย์ที่ใช้ในการลงจอดก็จะสามารถทำให้เลือกพื้นที่การลงจอดได้ง่ายขึ้นอีกด้วย โดยสมการของระยะการลงจอดสามารถหาได้จากสมการที่ (3.4)

$$S_G = \frac{V_T^2}{2g \left( \mu_R - \frac{C_D}{C_L} \right)} \quad (3.4)$$

เมื่อ  $V_T$  คือ ความเร็วขณะอากาศยานสัมผัสพื้น (touchdown velocity)

$g$  คือ แรงโน้มถ่วง (gravitational acceleration)

$\mu_R$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านทานของพื้น (runway friction coefficient)

โดยประสิทธิภาพของอากาศยานที่สามารถปรับปรุงได้มี 2 ตัวแปร คือ สัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) ที่ช่วยลดความเร็วขณะลงจอดและสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) ที่ช่วยให้อากาศยานสามารถรักษาระดับความสูงได้ที่ความเร็วที่ต่ำ ช่วยให้เครื่องบินเข้าสู่รันเวย์ด้วยความเร็วต่ำได้และลงจอดอย่างปลอดภัย ด้วยเหตุผลที่กล่าวมานั้นการออกแบบครั้งนี้จึงทำการเลือกการปรับปรุงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกให้มากขึ้นขณะลงจอด โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) เป็นตัววัดประสิทธิภาพของปีกสำหรับวัตถุประสงค์ข้อที่ 2 ซึ่งจะพิจารณาภายใต้สภาวะการบินที่อากาศยานมีความเร็ว 8 เมตรต่อวินาที และมีมุมปะทะเท่ากับ 11.3 องศา ซึ่งมีค่าตัวเลขเรย์โนลด์เท่ากับ  $6.6159 \times 10^5$



### 3.1.1.3 ตัวแปรการออกแบบ (Design Variables)

งานวิจัยนี้เลือกใช้แผนอากาศชนิด NACA รุ่น 6 หลัก แทนการใช้แผนอากาศรุ่น S8036 ที่เป็นแผนอากาศของปีกต้นแบบเนื่องจากต้องการคุณสมบัติพิเศษของแผนอากาศชนิด NACA รุ่น 6 หลักที่มีลักษณะเป็นรักษาค่าแรงต้านเมื่อแรงยกเปลี่ยนแปลงและเพื่อให้ง่ายต่ออิสระของความหนาของแผนอากาศ โดยตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึง (Fixed-Wing UAV) ในงานวิจัยนี้ประกอบด้วย: ความหนาของแผนอากาศ (thickness-to-chord of airfoil,  $t/c$ ), อัตราส่วนเรียวของปีกเครื่องบิน (taper ratio,  $\lambda$ ) และมุมบิดของปีกเครื่องบิน (twist angle,  $\theta$ ) ซึ่งขอบเขตของตัวแปรการออกแบบเหล่านี้แสดงในตารางที่ 3.1

ตารางที่ 3.1 ขอบเขตของตัวแปรการออกแบบ

| ตัวแปรการออกแบบ                            | ขอบเขตการออกแบบ |
|--------------------------------------------|-----------------|
| ความหนาของแผนอากาศ, $t/c$                  | 0.08 ถึง 0.24   |
| อัตราส่วนเรียวของปีกเครื่องบิน, $\lambda$  | 0.3 ถึง 1       |
| มุมบิดของปีกเครื่องบิน, $\theta(^{\circ})$ | -3 ถึง 3        |

จากการกำหนดเงื่อนไขการออกแบบดังกล่าว สามารถเขียนเป็นสมการสำหรับการหาค่าเหมาะสมที่สุดได้ดังสมการที่ (3.5) และ (3.6)

$$\min : f_1(t/c, \lambda, \theta) = C_D \text{ at } V = 18 \text{ m/s}, \text{Re} = 1.4886 \times 10^6 \text{ and } C_L = 0.56772 \quad (3.5)$$

$$\max : f_2(t/c, \lambda, \theta) = C_L \text{ at } V = 8 \text{ m/s}, \text{Re} = 6.6159 \times 10^5 \text{ and } \alpha = 11.3^{\circ} \quad (3.6)$$

### 3.1.2 การออกแบบการทดลอง (Design of Experiment)

การออกแบบการทดลองถูกดำเนินการแบ่งออกแบบสำหรับแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (Low-Fidelity Model, LF) จำนวน 100 ตัวอย่างแสดงในตารางที่ 3.2 และแบบจำลองความแม่นยำสูง (High-Fidelity Model, HF) จำนวน 20 ตัวอย่างแสดงในตารางที่ 3.3 โดยใช้วิธีการสุ่มแบบ Latin Hypercube Sampling (LHS) เพื่อสร้างจุดตัวอย่างเริ่มต้นอย่างมีประสิทธิภาพ

ตารางที่ 3.2 ข้อมูลตัวอย่างการออกแบบเริ่มต้นของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|
| 1                                     | 0.1518 | 0.5403    | -0.2903  | 16                                    | 0.0812 | 0.9478    | 0.4397   | 31                                    | 0.2255 | 0.4316    | -2.3227  |
| 2                                     | 0.1500 | 0.7450    | 0.8649   | 17                                    | 0.0960 | 0.6669    | 1.4057   | 32                                    | 0.1385 | 0.7806    | -1.2523  |
| 3                                     | 0.2143 | 0.9601    | 1.9831   | 18                                    | 0.2365 | 0.7012    | -0.9102  | 33                                    | 0.0893 | 0.4335    | 0.7603   |
| 4                                     | 0.1305 | 0.8232    | 0.1763   | 19                                    | 0.1774 | 0.3790    | 2.2711   | 34                                    | 0.1280 | 0.9203    | -0.3990  |
| 5                                     | 0.1452 | 0.6149    | -1.8951  | 20                                    | 0.1116 | 0.9395    | 1.6514   | 35                                    | 0.1937 | 0.8441    | -2.8185  |
| 6                                     | 0.2331 | 0.8003    | -0.4971  | 21                                    | 0.1405 | 0.5889    | -1.4945  | 36                                    | 0.2009 | 0.5089    | -1.7446  |
| 7                                     | 0.0857 | 0.5570    | -0.8897  | 22                                    | 0.1006 | 0.4024    | -0.4531  | 37                                    | 0.1569 | 0.6262    | 2.1848   |
| 8                                     | 0.2350 | 0.9724    | 2.9285   | 23                                    | 0.1142 | 0.9329    | -1.2620  | 38                                    | 0.1860 | 0.7664    | -2.9048  |
| 9                                     | 0.1064 | 0.9867    | 0.9934   | 24                                    | 0.1122 | 0.8102    | 1.9168   | 39                                    | 0.2208 | 0.8661    | 2.4415   |
| 10                                    | 0.1797 | 0.8783    | 1.4764   | 25                                    | 0.1249 | 0.8876    | 1.6917   | 40                                    | 0.0901 | 0.7100    | -2.5958  |
| 11                                    | 0.1676 | 0.5028    | 1.5704   | 26                                    | 0.1052 | 0.4401    | -0.8071  | 41                                    | 0.1221 | 0.6914    | 1.1545   |
| 12                                    | 0.1843 | 0.5963    | -1.5406  | 27                                    | 0.1288 | 0.7530    | 1.3570   | 42                                    | 0.0870 | 0.4707    | -0.3597  |
| 13                                    | 0.1327 | 0.4131    | -0.0125  | 28                                    | 0.0986 | 0.7368    | 2.8326   | 43                                    | 0.1079 | 0.6079    | -1.8112  |
| 14                                    | 0.1722 | 0.8112    | 0.3409   | 29                                    | 0.2184 | 0.3563    | 1.9581   | 44                                    | 0.1901 | 0.7720    | 0.4931   |
| 15                                    | 0.2064 | 0.8946    | -1.9880  | 30                                    | 0.0972 | 0.5507    | 1.5281   | 45                                    | 0.1908 | 0.8965    | -2.1718  |

ตารางที่ 3.2 ข้อมูลตัวอย่างการออกแบบเริ่มต้นของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (ต่อ)

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|
| 46                                    | 0.2156 | 0.7884    | 1.2005   | 61                                    | 0.1527 | 0.6317    | -2.1458  | 76                                    | 0.1185 | 0.3748    | -0.0935  |
| 47                                    | 0.1658 | 0.3109    | 0.7919   | 62                                    | 0.1749 | 0.7298    | 0.3865   | 77                                    | 0.2035 | 0.7234    | -1.9654  |
| 48                                    | 0.0914 | 0.7580    | -2.7255  | 63                                    | 0.1245 | 0.9708    | -2.9510  | 78                                    | 0.2212 | 0.8736    | 2.7003   |
| 49                                    | 0.2226 | 0.5866    | -2.6837  | 64                                    | 0.1035 | 0.7964    | 1.8301   | 79                                    | 0.1709 | 0.9809    | 0.6623   |
| 50                                    | 0.2026 | 0.5765    | -2.0699  | 65                                    | 0.1485 | 0.5362    | 2.3689   | 80                                    | 0.2170 | 0.6811    | -0.6921  |
| 51                                    | 0.1179 | 0.3515    | -2.8685  | 66                                    | 0.1339 | 0.8540    | 2.6403   | 81                                    | 0.2317 | 0.9963    | 2.7622   |
| 52                                    | 0.1558 | 0.8305    | -0.7414  | 67                                    | 0.1994 | 0.3636    | 2.9487   | 82                                    | 0.1600 | 0.6582    | 1.0731   |
| 53                                    | 0.2385 | 0.4621    | 2.0956   | 68                                    | 0.1975 | 0.3161    | -0.2377  | 83                                    | 0.1931 | 0.6370    | -0.5431  |
| 54                                    | 0.1873 | 0.4052    | 0.9245   | 69                                    | 0.1839 | 0.3369    | -1.6607  | 84                                    | 0.1637 | 0.4765    | 2.3217   |
| 55                                    | 0.2087 | 0.4831    | 0.0654   | 70                                    | 0.1015 | 0.3894    | -2.4242  | 85                                    | 0.0838 | 0.5638    | 0.2052   |
| 56                                    | 0.1419 | 0.4925    | 2.5084   | 71                                    | 0.0828 | 0.4570    | -0.1761  | 86                                    | 0.1431 | 0.6188    | 0.2681   |
| 57                                    | 0.1458 | 0.6550    | -2.4859  | 72                                    | 0.1612 | 0.4483    | 0.6312   | 87                                    | 0.1737 | 0.3297    | 1.2659   |
| 58                                    | 0.1625 | 0.6728    | 2.5951   | 73                                    | 0.1212 | 0.3042    | 1.7861   | 88                                    | 0.1547 | 0.9152    | -1.3524  |
| 59                                    | 0.1154 | 0.5223    | -2.3424  | 74                                    | 0.2302 | 0.6431    | -2.5438  | 89                                    | 0.1352 | 0.3272    | -1.7059  |
| 60                                    | 0.1967 | 0.5243    | 0.0032   | 75                                    | 0.2369 | 0.3484    | 1.0977   | 90                                    | 0.2276 | 0.5711    | 0.5674   |

ตารางที่ 3.2 ข้อมูลตัวอย่างการออกแบบเริ่มต้นของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (ต่อ)

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|
| 91                                    | 0.2068 | 0.8493    | 2.5373   |
| 92                                    | 0.2103 | 0.5102    | -0.9610  |
| 93                                    | 0.1364 | 0.7150    | -2.2681  |
| 94                                    | 0.1686 | 0.8368    | -0.6086  |
| 95                                    | 0.2126 | 0.9070    | -1.5887  |
| 96                                    | 0.2264 | 0.9520    | -1.0954  |
| 97                                    | 0.1818 | 0.3916    | 2.1379   |
| 98                                    | 0.1103 | 0.4215    | -1.0597  |
| 99                                    | 0.1790 | 0.9282    | -1.1502  |
| 100                                   | 0.0941 | 0.6984    | -1.3967  |

ตารางที่ 3.3 ข้อมูลตัวอย่างการออกแบบเริ่มต้นของแบบจำลองความแม่นยำสูง

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำสูง<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำสูง<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|
| 1                                     | 0.1732 | 0.7262    | -1.3543  | 11                                    | 0.1381 | 0.6923    | 1.0398   |
| 2                                     | 0.1988 | 0.6350    | -1.1653  | 12                                    | 0.1808 | 0.8268    | -2.7270  |
| 3                                     | 0.1633 | 0.8989    | -1.9764  | 13                                    | 0.2105 | 0.6735    | -0.0335  |
| 4                                     | 0.2379 | 0.4963    | 1.7536   | 14                                    | 0.1144 | 0.8715    | 0.2591   |
| 5                                     | 0.0956 | 0.5181    | 0.5400   | 15                                    | 0.1885 | 0.5996    | 2.1964   |
| 6                                     | 0.2020 | 0.4261    | 1.9779   | 16                                    | 0.1278 | 0.9708    | -0.7486  |
| 7                                     | 0.1021 | 0.9367    | 2.4754   | 17                                    | 0.2294 | 0.4481    | -1.5569  |
| 8                                     | 0.0906 | 0.7881    | 2.1516   | 18                                    | 0.2206 | 0.3641    | 0.7515   |
| 9                                     | 0.1465 | 0.5668    | -2.3370  | 19                                    | 0.1098 | 0.3748    | 1.4557   |
| 10                                    | 0.1331 | 0.7824    | -2.4956  | 20                                    | 0.1584 | 0.3004    | -0.3165  |



### 3.1.3 การประมาณค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์

#### 3.1.3.1 กระบวนการข้อมูลความแม่นยำต่ำ (Low-Fidelity Process)

การวิเคราะห์แบบจำลองความแม่นยำต่ำดำเนินการผ่านวิธี Vortex Lattice Method (VLM) โดยใช้โปรแกรม OpenVSP แสดงในรูปที่ 3.3 ซึ่งสามารถประมาณค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์เบื้องต้นได้อย่างรวดเร็ว การประมาณค่าประสิทธิภาพในระดับความแม่นยำต่ำดำเนินการภายใต้ค่าตัวเลขเรย์โนลด์ (Reynolds number: Re) สองค่า ซึ่งสะท้อนถึงสภาวะอากาศพลศาสตร์ที่ต่างกันตามวัตถุประสงค์การออกแบบ สำหรับเงื่อนไขการบินระดับ (Cruise Condition) ค่า Re ถูกกำหนดไว้ที่  $1.4886 \times 10^6$  ซึ่งสอดคล้องกับสภาพการบินในความเร็วระดับ สำหรับช่วงการลงจอด (Final Approach) ค่า Re ถูกกำหนดไว้ที่  $6.6159 \times 10^5$  ซึ่งสะท้อนถึงสภาพการบินที่มีความเร็วต่ำในช่วงก่อนลงจอด



รูปที่ 3.3 หน้าต่างโปรแกรม OpenVSP สำหรับการประมาณค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์

ในด้านการตรวจสอบความถูกต้อง (Validation) การประมาณค่าประสิทธิภาพในระดับความแม่นยำต่ำถูกเปรียบเทียบกับต้นแบบอากาศยานดั้งเดิมซึ่งเป็นปีกสี่เหลี่ยมผืนผ้าโดยใช้แผนอากาศ S8036 และไม่มีมุมบิด (Twist) โดยพื้นที่ปีกและน้ำหนักถูกกำหนดให้เท่ากับการออกแบบใหม่ที่ 0.504 ตารางเมตร และ 53.955 นิวตันตามลำดับ ผลการจำลองในระดับความแม่นยำต่ำได้ค่าแรงยกสัมประสิทธิ์ ( $C_L$ ) เท่ากับ 0.637394 ซึ่งมีความแตกต่างจากข้อมูลการบินทดสอบจริงอยู่ที่ 12.3% แม้จะมีความคลาดเคลื่อนในด้านความแม่นยำ แต่ข้อได้เปรียบสำคัญของกระบวนการนี้คือความเร็ว

จากการเก็บข้อมูลความแม่นยำต่ำสามารถแสดงค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ในด้านของสัมประสิทธิ์แรงต้านสำหรับวัตถุประสงค์การออกแบบที่ 1 ( $C_{D,obj1}$ ) และสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับวัตถุประสงค์การออกแบบที่ 2 ( $C_{L,obj2}$ ) ได้ดังตารางที่ 3.4

ตารางที่ 3.4 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|
| 1                                     | 0.1518 | 0.5403    | -0.2903  | 0.0267       | 1.0937       | 16                                    | 0.0812 | 0.9478    | 0.4397   | 0.0267       | 1.1160       |
| 2                                     | 0.1500 | 0.7450    | 0.8649   | 0.0266       | 1.1329       | 17                                    | 0.0960 | 0.6669    | 1.4057   | 0.0266       | 1.1494       |
| 3                                     | 0.2143 | 0.9601    | 1.9831   | 0.0268       | 1.1752       | 18                                    | 0.2365 | 0.7012    | -0.9102  | 0.0268       | 1.0726       |
| 4                                     | 0.1305 | 0.8232    | 0.1763   | 0.0267       | 1.1081       | 19                                    | 0.1774 | 0.3790    | 2.2711   | 0.0266       | 1.1497       |
| 5                                     | 0.1452 | 0.6149    | -1.8951  | 0.0270       | 1.0432       | 20                                    | 0.1116 | 0.9395    | 1.6514   | 0.0267       | 1.1623       |
| 6                                     | 0.2331 | 0.8003    | -0.4971  | 0.0267       | 1.0841       | 21                                    | 0.1405 | 0.5889    | -1.4945  | 0.0269       | 1.0568       |
| 7                                     | 0.0857 | 0.5570    | -0.8897  | 0.0268       | 1.0759       | 22                                    | 0.1006 | 0.4024    | -0.4531  | 0.0268       | 1.0860       |
| 8                                     | 0.2350 | 0.9724    | 2.9285   | 0.0269       | 1.2109       | 23                                    | 0.1142 | 0.9329    | -1.2620  | 0.0269       | 1.0510       |
| 9                                     | 0.1064 | 0.9867    | 0.9934   | 0.0267       | 1.1365       | 24                                    | 0.1122 | 0.8102    | 1.9168   | 0.0267       | 1.1704       |
| 10                                    | 0.1797 | 0.8783    | 1.4764   | 0.0266       | 1.1554       | 25                                    | 0.1249 | 0.8876    | 1.6917   | 0.0267       | 1.1634       |
| 11                                    | 0.1676 | 0.5028    | 1.5704   | 0.0266       | 1.1456       | 26                                    | 0.1052 | 0.4401    | -0.8071  | 0.0268       | 1.0780       |
| 12                                    | 0.1843 | 0.5963    | -1.5406  | 0.0269       | 1.0551       | 27                                    | 0.1288 | 0.7530    | 1.3570   | 0.0266       | 1.1500       |
| 13                                    | 0.1327 | 0.4131    | -0.0125  | 0.0268       | 1.0975       | 28                                    | 0.0986 | 0.7368    | 2.8326   | 0.0268       | 1.1999       |
| 14                                    | 0.1722 | 0.8112    | 0.3409   | 0.0267       | 1.1140       | 29                                    | 0.2184 | 0.3563    | 1.9581   | 0.0267       | 1.1389       |
| 15                                    | 0.2064 | 0.8946    | -1.9880  | 0.0271       | 1.0252       | 30                                    | 0.0972 | 0.5507    | 1.5281   | 0.0266       | 1.1478       |

ตารางที่ 3.4 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (ต่อ)

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|
| 31                                    | 0.2255 | 0.4316    | -2.3227  | 0.0272       | 1.0383       | 46                                    | 0.2156 | 0.7884    | 1.2005   | 0.0266       | 1.1446       |
| 32                                    | 0.1385 | 0.7806    | -1.2523  | 0.0268       | 1.0575       | 47                                    | 0.1658 | 0.3109    | 0.7919   | 0.0268       | 1.1066       |
| 33                                    | 0.0893 | 0.4335    | 0.7603   | 0.0267       | 1.1186       | 48                                    | 0.0914 | 0.7580    | -2.7255  | 0.0273       | 1.0064       |
| 34                                    | 0.1280 | 0.9203    | -0.3990  | 0.0268       | 1.0845       | 49                                    | 0.2226 | 0.5866    | -2.6837  | 0.0273       | 1.0198       |
| 35                                    | 0.1937 | 0.8441    | -2.8185  | 0.0273       | 0.9972       | 50                                    | 0.2026 | 0.5765    | -2.0699  | 0.0271       | 1.0394       |
| 36                                    | 0.2009 | 0.5089    | -1.7446  | 0.0270       | 1.0516       | 51                                    | 0.1179 | 0.3515    | -2.8685  | 0.0274       | 1.0278       |
| 37                                    | 0.1569 | 0.6262    | 2.1848   | 0.0266       | 1.1726       | 52                                    | 0.1558 | 0.8305    | -0.7414  | 0.0268       | 1.0745       |
| 38                                    | 0.1860 | 0.7664    | -2.9048  | 0.0273       | 0.9994       | 53                                    | 0.2385 | 0.4621    | 2.0956   | 0.0266       | 1.1562       |
| 39                                    | 0.2208 | 0.8661    | 2.4415   | 0.0268       | 1.3942       | 54                                    | 0.1873 | 0.4052    | 0.9245   | 0.0267       | 1.1204       |
| 40                                    | 0.0901 | 0.7100    | -2.5958  | 0.0272       | 1.0147       | 55                                    | 0.2087 | 0.4831    | 0.0654   | 0.0267       | 1.1025       |
| 41                                    | 0.1221 | 0.6914    | 1.1545   | 0.0266       | 1.1419       | 56                                    | 0.1419 | 0.4925    | 2.5084   | 0.0266       | 1.1708       |
| 42                                    | 0.0870 | 0.4707    | -0.3597  | 0.0268       | 1.0906       | 57                                    | 0.1458 | 0.6550    | -2.4859  | 0.0272       | 1.0219       |
| 43                                    | 0.1079 | 0.6079    | -1.8112  | 0.0270       | 1.0461       | 58                                    | 0.1625 | 0.6728    | 2.5951   | 0.0267       | 1.1885       |
| 44                                    | 0.1901 | 0.7720    | 0.4931   | 0.0267       | 1.1195       | 59                                    | 0.1154 | 0.5223    | -2.3424  | 0.0272       | 1.0336       |
| 45                                    | 0.1908 | 0.8965    | -2.1718  | 0.0271       | 1.0181       | 60                                    | 0.1967 | 0.5243    | 0.0032   | 0.0267       | 1.1020       |

ตารางที่ 3.4 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (ต่อ)

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|
| 61                                    | 0.1527 | 0.6317    | -2.1458  | 0.0271       | 1.0344       | 76                                    | 0.1185 | 0.3748    | -0.0935  | 0.0268       | 1.0931       |
| 62                                    | 0.1749 | 0.7298    | 0.3865   | 0.0267       | 1.1164       | 77                                    | 0.2035 | 0.7234    | -1.9654  | 0.0270       | 1.0356       |
| 63                                    | 0.1245 | 0.9708    | -2.9510  | 0.0273       | 0.9825       | 78                                    | 0.2212 | 0.8736    | 2.7003   | 0.0268       | 1.2004       |
| 64                                    | 0.1035 | 0.7964    | 1.8301   | 0.0266       | 1.1671       | 79                                    | 0.1709 | 0.9809    | 0.6623   | 0.0267       | 1.1237       |
| 65                                    | 0.1485 | 0.5362    | 2.3689   | 0.0266       | 1.1712       | 80                                    | 0.2170 | 0.6811    | -0.6921  | 0.0268       | 1.0804       |
| 66                                    | 0.1339 | 0.8540    | 2.6403   | 0.0266       | 1.1791       | 81                                    | 0.2317 | 0.9963    | 2.7622   | 0.0269       | 1.2049       |
| 67                                    | 0.1994 | 0.3636    | 2.9487   | 0.0266       | 1.1628       | 82                                    | 0.1600 | 0.6582    | 1.0731   | 0.0266       | 1.1384       |
| 68                                    | 0.1975 | 0.3161    | -0.2377  | 0.0269       | 1.0855       | 83                                    | 0.1931 | 0.6370    | -0.5431  | 0.0267       | 1.0860       |
| 69                                    | 0.1839 | 0.3369    | -1.6607  | 0.0271       | 1.0554       | 84                                    | 0.1637 | 0.4765    | 2.3217   | 0.0266       | 1.3084       |
| 70                                    | 0.1015 | 0.3894    | -2.4242  | 0.0272       | 1.0370       | 85                                    | 0.0838 | 0.5638    | 0.2052   | 0.0267       | 1.1089       |
| 71                                    | 0.0828 | 0.4570    | -0.1761  | 0.0268       | 1.0952       | 86                                    | 0.1431 | 0.6188    | 0.2681   | 0.0267       | 1.1118       |
| 72                                    | 0.1612 | 0.4483    | 0.6312   | 0.0267       | 1.1163       | 87                                    | 0.1737 | 0.3297    | 1.2659   | 0.0268       | 1.1194       |
| 73                                    | 0.1212 | 0.3042    | 1.7861   | 0.0267       | 1.1262       | 88                                    | 0.1547 | 0.9152    | -1.3524  | 0.0269       | 1.0483       |
| 74                                    | 0.2302 | 0.6431    | -2.5438  | 0.0272       | 1.0208       | 89                                    | 0.1352 | 0.3272    | -1.7059  | 0.0271       | 1.0543       |
| 75                                    | 0.2369 | 0.3484    | 1.0977   | 0.0267       | 1.1182       | 90                                    | 0.2276 | 0.5711    | 0.5674   | 0.0267       | 1.1201       |

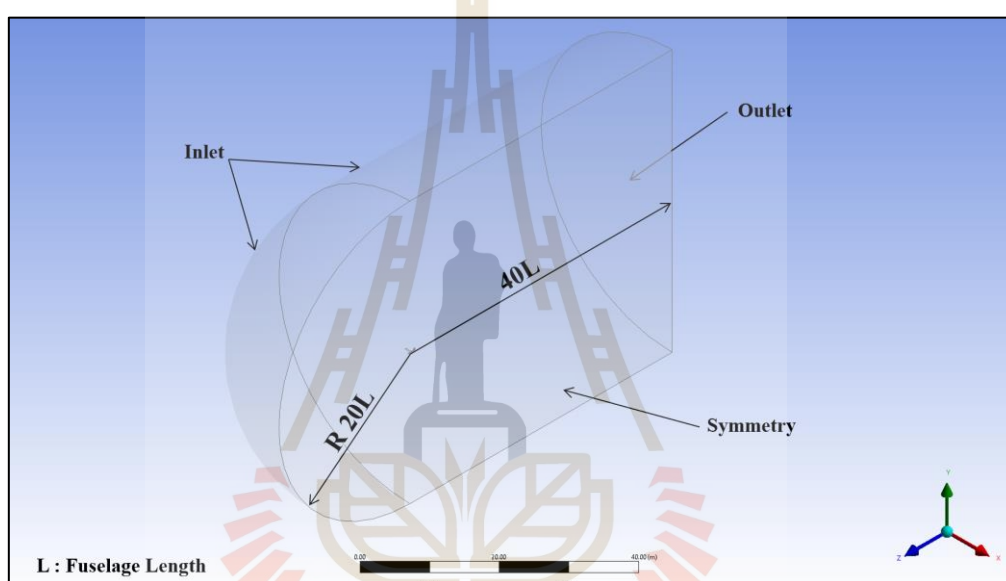
ตารางที่ 3.4 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (ต่อ)

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำต่ำ<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|
| 91                                    | 0.2068 | 0.8493    | 2.5373   | 0.0268       | 1.1938       |
| 92                                    | 0.2103 | 0.5102    | -0.9610  | 0.0268       | 1.0741       |
| 93                                    | 0.1364 | 0.7150    | -2.2681  | 0.0271       | 1.0256       |
| 94                                    | 0.1686 | 0.8368    | -0.6086  | 0.0268       | 1.0792       |
| 95                                    | 0.2126 | 0.9070    | -1.5887  | 0.0270       | 1.0397       |
| 96                                    | 0.2264 | 0.9520    | -1.0954  | 0.0268       | 1.0567       |
| 97                                    | 0.1818 | 0.3916    | 2.1379   | 0.0266       | 1.1485       |
| 98                                    | 0.1103 | 0.4215    | -1.0597  | 0.0269       | 1.0711       |
| 99                                    | 0.1790 | 0.9282    | -1.1502  | 0.0268       | 1.0555       |
| 100                                   | 0.0941 | 0.6984    | -1.3967  | 0.0268       | 1.0562       |



### 3.1.3.2 กระบวนการข้อมูลความแม่นยำสูง (High-Fidelity Process)

การวิเคราะห์แบบจำลองความแม่นยำสูงดำเนินการผ่านสมการ Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) ด้วยโปรแกรม ANSYS Fluent R1 2023 เพื่อประเมินผลอย่างละเอียดและแม่นยำ โดยการศึกษาครั้งนี้ใช้โดเมนอากาศรูปหัวกระสุนในการคำนวณลักษณะการไหลของอากาศผ่านอากาศยานแบบสมมาตร โดยรัศมีของโดเมนการไหลถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 20 เท่าของความยาวลำตัวเครื่องบิน ในขณะที่ความยาวด้านหลังถูกกำหนดเป็น 40 เท่าของความยาวลำตัว แสดงดังภาพที่ 3.4



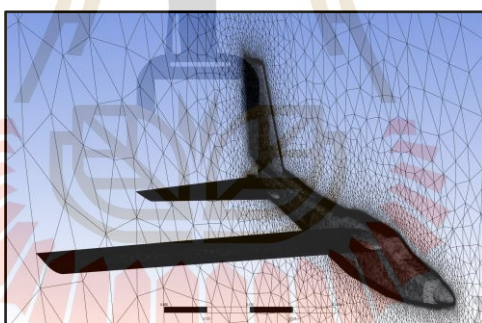
รูปที่ 3.4 ลักษณะโดเมนของอากาศในการประมาณค่าประสิทธิภาพข้อมูลระดับความแม่นยำสูง

การศึกษาค่าผลความละเอียดของโครงข่ายองค์ประกอบย่อย (Mesh Independence) การศึกษาครั้งนี้ได้ทำการแบ่งองค์ประกอบย่อยจำนวน 6 ระดับตามตารางที่ 3.5 โดยโครงข่ายละเอียดที่สุดมี 12.7 ล้านเอลิเมนต์ เพื่อเปรียบเทียบกับโครงข่ายระดับอื่นๆ ความแตกต่างของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านอยู่ในระดับต่ำกว่า 10% ยกเว้นกรณีที่ใช้โครงข่ายขนาด 2.6 ล้านเอลิเมนต์ ระยะเวลาที่ใช้สำหรับการคำนวณประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของข้อมูลระดับความแม่นยำต่ำแต่ละครั้งใช้เวลาเพียง 5 นาทีต่อ 1 ข้อมูลการออกแบบ โดยความเร็วนี้สามารถทำให้สำรวจความแตกต่างของรูปทรงปีกต่างๆ ได้อย่างรวดเร็วซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในกระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพ (Optimization Process)

ตารางที่ 3.5 การศึกษาจำนวนของการแบ่งองค์ประกอบย่อย

| จำนวนเอลิเมนต์ | $C_L$  | $C_D$  | %diff $C_L$ | %diff $C_D$ |
|----------------|--------|--------|-------------|-------------|
| 2,683,495      | 0.5656 | 0.0670 | 0.3461      | 10.2290     |
| 3,376,733      | 0.5671 | 0.0657 | 0.0894      | 7.9864      |
| 4,348,308      | 0.5682 | 0.0646 | 0.1129      | 6.1526      |
| 5,740,141      | 0.5680 | 0.0632 | 0.0814      | 3.9798      |
| 8,303,672      | 0.5680 | 0.0620 | 0.0796      | 1.9695      |
| 12,712,338     | 0.5676 | 0.0608 | -           | -           |

จากการศึกษาพบว่า โครงข่ายขนาด 4.3 ล้านเอลิเมนต์ แสดงในรูปที่ 3.5 มีความเพียงพอในการคำนวณทั้งในด้านของเวลาที่ใช้คำนวณและความแม่นยำของผลการคำนวณ โดยมีความคลาดเคลื่อนต่ำกว่า 7% และเมื่อนำผลการจำลองมาเปรียบเทียบกับผลข้อมูลการบินจริงของอากาศยานตั้งต้นพบว่าผลลัพธ์ที่ได้ต่างกันน้อยกว่า 0.1% ซึ่งแสดงถึงความน่าเชื่อถือของแบบจำลองนี้ ดังตารางที่ 3.6



รูปที่ 3.5 ลักษณะความละเอียดของโครงข่ายขนาด 4.3 ล้านเอลิเมนต์

ตารางที่ 3.6 การตรวจสอบความถูกต้องของการคำนวณทางคอมพิวเตอร์

| จำนวนเอลิเมนต์               | $C_L$  | %diff $C_{L, Flight Test}$ |
|------------------------------|--------|----------------------------|
| ผลการทดสอบจริง (Flight test) | 0.5677 | -                          |
| 2,683,495                    | 0.5656 | 0.3732                     |
| 3,376,733                    | 0.5671 | 0.1164                     |
| 4,348,308                    | 0.5682 | 0.0857                     |
| 5,740,141                    | 0.5680 | 0.0542                     |
| 8,303,672                    | 0.5680 | 0.0525                     |
| 12,712,338                   | 0.5676 | 0.0278                     |

สำหรับการเก็บข้อมูลความแม่นยำสูงในครั้งนี้ ตั้งสมมุติฐานของการจำลองการไหลเป็นแบบการไหลคงที่ (steady Flow) ที่อัดตัวไม่ได้ (Incompressible) เนื่องจากการบินของอากาศยานที่ออกแบบมีความเร็วสูงสุดเพียง 18 m/s หรือมีความเร็วแมคเท่ากับ 0.0514 ซึ่งยังคงอยู่ในช่วงความเร็วต่ำ (subsonic flow) ที่มีความเร็วแมค (Mach number) น้อยกว่า 0.8 จึงไม่จำเป็นที่จะจำลองการไหลแบบอัดตัวได้ (compressible) และเนื่องจากการไหลของสภาวะการบินของการออกแบบครั้งนี้มีค่าตัวเลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number, Re) เท่ากับ  $1.4886 \times 10^6$  และ  $6.6159 \times 10^5$  สำหรับวัตถุประสงค์การออกแบบข้อที่ 1 และ 2 ตามลำดับ ซึ่งเป็นค่าที่เข้าสู่ช่วงการไหลแบบปั่นป่วน (turbulent Flow) ดังนั้นจึงตั้งสมมุติฐานประเภทการไหลเป็นแบบปั่นป่วน (turbulent Flow)

แบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence Model) สำหรับงานวิจัยนี้เลือกใช้แบบจำลองประเภท  $k-\omega$  SST เนื่องจากมีความแม่นยำในการวิเคราะห์การไหลที่ซับซ้อนรอบปีกอากาศยาน เนื่องจากแบบจำลองนี้เป็นการคำนวณที่ผสมผสานการคำนวณแบบ  $k-\omega$  ที่มีความแม่นยำสำหรับบริเวณใกล้ผนังกับ  $k-\varepsilon$  ที่มีความแม่นยำในบริเวณพื้นที่ห่างออกไปจากผนัง ดังนั้น  $k-\omega$  SST จึงสามารถทำการคำนวณได้ดีทั้งอากาศที่ไหลผ่านบริเวณใกล้ผนังและไกลผนัง การคำนวณครั้งนี้ใช้รูปแบบ Coupled ในการจับคู่ระหว่างความดัน-ความเร็ว และแบ่งส่วนเชิงพื้นที่โดยใช้วิธี Least Squares Cell-Based Gradient นอกจากนี้สำหรับสมการควบคุมความต่อเนื่องของโมเมนตัมเชิงเส้นและความปั่นป่วนใช้รูปแบบ upwind ลำดับที่หนึ่งในการคำนวณ ดังนั้นเวลาในการคำนวณค่าประสิทธิภาพของข้อมูลความแม่นยำสูงในงานวิจัยนี้อยู่ที่ประมาณ 8 ชั่วโมงต่อ 1 ข้อมูลการออกแบบ

จากการเก็บข้อมูลความแม่นยำสูงสามารถแสดงค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ในด้านของสัมประสิทธิ์แรงต้านสำหรับวัตถุประสงค์การออกแบบที่ 1 ( $C_{D,obj1}$ ) และสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับวัตถุประสงค์การออกแบบที่ 2 ( $C_{L,obj2}$ ) ได้ดังตารางที่ 3.7

ตารางที่ 3.7 ผลการประมาณค่าประสิทธิภาพของแบบจำลองความแม่นยำสูง

| แบบจำลอง<br>ความแม่นยำสูง<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำสูง<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ |
|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|---------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|
| 1                                     | 0.1732 | 0.7262    | -1.3543  | 0.0870       | 0.6491       | 11                                    | 0.1381 | 0.6923    | 1.0398   | 0.0835       | 0.6896       |
| 2                                     | 0.1988 | 0.6350    | -1.1653  | 0.1081       | 0.5773       | 12                                    | 0.1808 | 0.8268    | -2.7270  | 0.0909       | 0.6226       |
| 3                                     | 0.1633 | 0.8989    | -1.9764  | 0.0987       | 0.5967       | 13                                    | 0.2105 | 0.6735    | -0.0335  | 0.1135       | 0.5768       |
| 4                                     | 0.2379 | 0.4963    | 1.7536   | 0.1258       | 0.5576       | 14                                    | 0.1144 | 0.8715    | 0.2591   | 0.0630       | 0.8436       |
| 5                                     | 0.0956 | 0.5181    | 0.5400   | 0.0898       | 0.7569       | 15                                    | 0.1885 | 0.5996    | 2.1964   | 0.0732       | 0.7897       |
| 6                                     | 0.2020 | 0.4261    | 1.9779   | 0.1260       | 0.5622       | 16                                    | 0.1278 | 0.9708    | -0.7486  | 0.0828       | 0.6729       |
| 7                                     | 0.1021 | 0.9367    | 2.4754   | 0.0684       | 0.5911       | 17                                    | 0.2294 | 0.4481    | -1.5569  | 0.1213       | 0.5352       |
| 8                                     | 0.0906 | 0.7881    | 2.1516   | 0.0656       | 0.9225       | 18                                    | 0.2206 | 0.3641    | 0.7515   | 0.1160       | 0.5733       |
| 9                                     | 0.1465 | 0.5668    | -2.3370  | 0.0830       | 0.6507       | 19                                    | 0.1098 | 0.3748    | 1.4557   | 0.0672       | 0.8470       |
| 10                                    | 0.1331 | 0.7824    | -2.4956  | 0.0830       | 0.6494       | 20                                    | 0.1584 | 0.3004    | -0.3165  | 0.0993       | 0.6084       |

### 3.1.4 แบบจำลองตัวแทนลูกผสมและการปรับปรุงโดยการเพิ่มข้อมูลตัวอย่าง

ในงานวิจัยนี้ ได้มีการนำแบบจำลองตัวแทนลูกผสม (Hybrid Surrogate Model) มาใช้โดยการผสมผสานข้อมูลจากแบบจำลองข้อมูลความแม่นยำสูง (High-Fidelity) ที่ถูกสร้างขึ้นโดยใช้ Kriging model โดยอิงจากข้อมูลที่มีความแม่นยำสูง และแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (Low-Fidelity) ซึ่งถูกสร้างขึ้นโดยใช้ Radial Basis Functions (RBF) เพื่อแทนค่าความเบี่ยงเบนของข้อมูล โดยอิงจากข้อมูลที่มีความแม่นยำต่ำ เนื่องจากงานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์การออกแบบ (Objective Functions) อยู่สองประการ จึงได้มีการสร้างแบบจำลองตัวแทนลูกผสมสำหรับทั้งสองฟังก์ชัน วัตถุประสงค์การออกแบบจากสมการที่ 3.1 และ 3.2 จากนั้นแบบจำลองตัวแทนลูกผสมดังกล่าวถูกนำไปใช้ในฟังก์ชันการคัดเลือกข้อมูล (Acquisition Function) โดยใช้การคำนวณตามสมการ 3.3 ผ่านฟังก์ชัน EHVI (Expected Hypervolume Improvement) เพื่อช่วยในการค้นหาและปรับปรุงค่าความเหมาะสมของแบบจำลอง

$$\max : EHVI[f_1(t/c, \lambda, \theta), f_2(t/c, \lambda, \theta)] = \int_{-\infty}^{f_1} \int_{f_2}^{\infty} HVI[f_1, f_2] \times \phi_1(f_1) \phi_2(f_2) df_1 df_2 \quad (3.3)$$

กระบวนการปรับปรุงข้อมูล (Data Improvement Process) ในงานวิจัยนี้ได้ดำเนินการโดยการเพิ่มค่า Hypervolume Improvement ให้มากที่สุดเท่าที่เป็นไปได้ เพื่อระบุพื้นที่ที่มีความไม่แน่นอนสูงสุดในฟังก์ชัน EHVI ได้มีการใช้ Genetic Algorithm (GA) ซึ่งเป็นเทคนิคการปรับแต่งค่าพื้นฐานที่มักใช้ในการแก้ปัญหาเชิงวัตถุประสงค์เดียว การตั้งค่าสำหรับขั้นตอนนี้กำหนดให้ขนาดประชากร (Population Size) ถูกกำหนดไว้ที่ 100 ตัว และมีจำนวนรุ่น (Generations) ทั้งหมดเท่ากับ 50 รุ่น โดยกระบวนการผสมพันธุ์ (Crossover) ใช้ Blend Crossover Operator (BLX) โดยมีอัตราการผสมพันธุ์ (Crossover Rate) เท่ากับ 0.9 และใช้อัตราการกลายพันธุ์ (Mutation Rate) เท่ากับ 0.1 เพื่อเพิ่มความหลากหลายและหลีกเลี่ยงปัญหาการหยุดนิ่งของประชากร ซึ่งในการศึกษานี้ได้ทำการเพิ่มข้อมูลตัวอย่างโดยใช้กระบวนการเก็บข้อมูลของข้อมูลระดับสูงในการประมาณค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของข้อมูลตัวอย่างเพิ่มเติมจำนวน 20 ตัวก่อนจบกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดในครั้งนี้ ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการเพิ่มข้อมูลตัวอย่างเพิ่มเติม แสดงในตารางที่ 3.8



ตารางที่ 3.8 ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของข้อมูลตัวอย่างเพิ่มเติม

| ตัวอย่าง<br>เพิ่มเติม<br>ลำดับที่ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำ<br>สูง<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ | ตัวอย่าง<br>เพิ่มเติม<br>ลำดับที่ | แบบจำลอง<br>ความแม่นยำ<br>สูง<br>ลำดับที่ | $t/c$  | $\lambda$ | $\theta$ | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ |
|-----------------------------------|-------------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|-----------------------------------|-------------------------------------------|--------|-----------|----------|--------------|--------------|
| 1                                 | 21                                        | 0.0845 | 0.7986    | 2.7493   | 0.0698       | 0.9308       | 11                                | 31                                        | 0.1715 | 0.8031    | -1.9506  | 0.0709       | 0.7690       |
| 2                                 | 22                                        | 0.0847 | 0.7981    | 2.7365   | 0.0699       | 0.9332       | 12                                | 32                                        | 0.1012 | 0.4525    | 1.1191   | 0.0650       | 0.8694       |
| 3                                 | 23                                        | 0.0856 | 0.7525    | 2.9286   | 0.0604       | 0.9358       | 13                                | 33                                        | 0.1563 | 0.8260    | -2.5159  | 0.0685       | 0.7701       |
| 4                                 | 24                                        | 0.0856 | 0.7753    | 2.8088   | 0.0604       | 0.9457       | 14                                | 34                                        | 0.1120 | 0.9937    | 2.3171   | 0.0659       | 0.8666       |
| 5                                 | 25                                        | 0.0845 | 0.7986    | 2.7523   | 0.0605       | 0.9472       | 15                                | 35                                        | 0.1485 | 0.8129    | -1.7832  | 0.0678       | 0.7610       |
| 6                                 | 26                                        | 0.0802 | 0.6968    | 3.0000   | 0.0686       | 0.9380       | 16                                | 36                                        | 0.1113 | 0.9299    | -0.3376  | 0.0657       | 0.8260       |
| 7                                 | 27                                        | 0.0805 | 0.7779    | 2.9988   | 0.0627       | 0.9529       | 17                                | 37                                        | 0.1550 | 0.7349    | -2.1631  | 0.0681       | 0.7749       |
| 8                                 | 28                                        | 0.0926 | 0.7042    | 3.0000   | 0.0614       | 0.9338       | 18                                | 38                                        | 0.1147 | 0.9537    | 2.9736   | 0.0660       | 0.8803       |
| 9                                 | 29                                        | 0.0905 | 0.7975    | 3.0000   | 0.0715       | 0.9073       | 19                                | 39                                        | 0.2038 | 0.5285    | 2.0685   | 0.0974       | 0.6662       |
| 10                                | 30                                        | 0.1308 | 0.9089    | -0.1319  | 0.0662       | 0.8052       | 20                                | 40                                        | 0.1917 | 0.7049    | -0.6436  | 0.1069       | 0.5918       |

## บทที่ 4

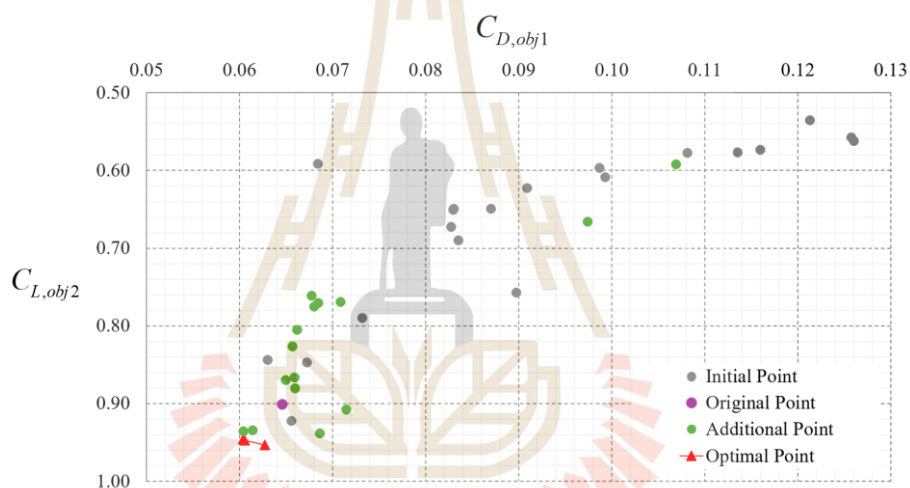
### ผลการดำเนินการวิจัยและอภิปรายผล

#### 4.1 ผลการวิจัย

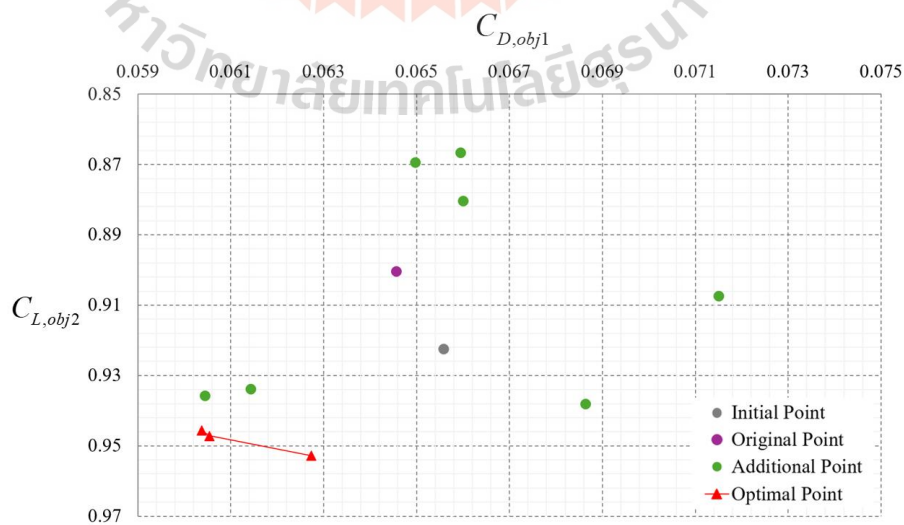
ผลการดำเนินการวิจัยของการหาค่าเหมาะสมสุดแบบมีประสิทธิภาพของภาพใหญ่ในการออกแบบปีกเครื่องบินของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงด้วยการสร้างสมการแบบจำลองลูกผสมระหว่างข้อมูลความแม่นยำต่ำที่ได้จากการคำนวณด้วยวิธี Vortex Lattice ผ่านโปรแกรม OpenVSP และข้อมูลความแม่นยำสูงฝ่ายการคำนวณด้วยวิธี Reynolds-averaged Navier-Stokes ผ่านโปรแกรม ANSYS Fluent โดยใช้วิธีเชิงพันธุกรรมในการหาค่าสูงสุดของค่า Expected Hypervolume Improvement ของ 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์การออกแบบ ได้ลักษณะของปีกที่เหมาะสมที่สุด 3 ลักษณะ โดยค่าวัตถุประสงค์แรก  $C_D$  สำหรับปีกต้นแบบ, ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้นและปีกที่เหมาะสมที่สุดทั้งสามแบบ เท่ากับ 0.0646, 0.0656, 0.0604, 0.0605 และ 0.0627 ตามลำดับ ในขณะที่ค่าวัตถุประสงค์ที่สอง  $C_L$  เท่ากับ 0.9004, 0.9224, 0.9457, 0.9472 และ 0.9529 และเมื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของปีกต้นแบบกับปีกที่ได้จากการกระบวนการออกแบบดังกล่าวทั้ง 3 ลำดับพบว่า ค่า  $C_D$  ในสภาวะการบินระดับเพิ่มขึ้น 6.47%, 6.22% และ 2.83% ตามลำดับ นอกจากนี้ค่า  $C_L$  ในช่วงเตรียมลงจอดเพิ่มขึ้น 5.04%, 5.20% และ 5.83% ตามลำดับดังตารางที่ 4.1 ซึ่งสามารถแสดงผลขอบหน้าพารेटโต้ได้ดังรูปที่ 4.1 และ 4.2 โดยค่าตัวแปรการออกแบบและลักษณะของปีกที่ทำให้เกิดค่าเหมาะสมสุดแสดงดังตารางที่ 4.2 และรูปที่ 4.2 ตามลำดับ และลักษณะของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงที่ติดตั้งปีกต้น ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น ปีกที่ดีที่สุดลำดับที่ 1 2 และ 3 แสดงในรูปที่ 4.3

ตารางที่ 4.1 ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของปีกเหมาะสมสุด

| ลักษณะของปีก                       | $C_{D,obj1}$ | $C_{L,obj2}$ | ประสิทธิภาพที่เพิ่มขึ้นเป็นร้อยละ<br>จากการเปรียบเทียบกับปีกต้นแบบ |              |
|------------------------------------|--------------|--------------|--------------------------------------------------------------------|--------------|
|                                    |              |              | $C_{D,obj1}$                                                       | $C_{L,obj2}$ |
| ปีกต้นแบบ                          | 0.0646       | 0.9004       | -                                                                  | -            |
| ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น | 0.0656       | 0.9224       | -1.58                                                              | 2.45         |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1            | 0.0604       | 0.9457       | 6.47                                                               | 5.04         |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2            | 0.0605       | 0.9472       | 6.22                                                               | 5.20         |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3            | 0.0627       | 0.9529       | 2.83                                                               | 5.83         |



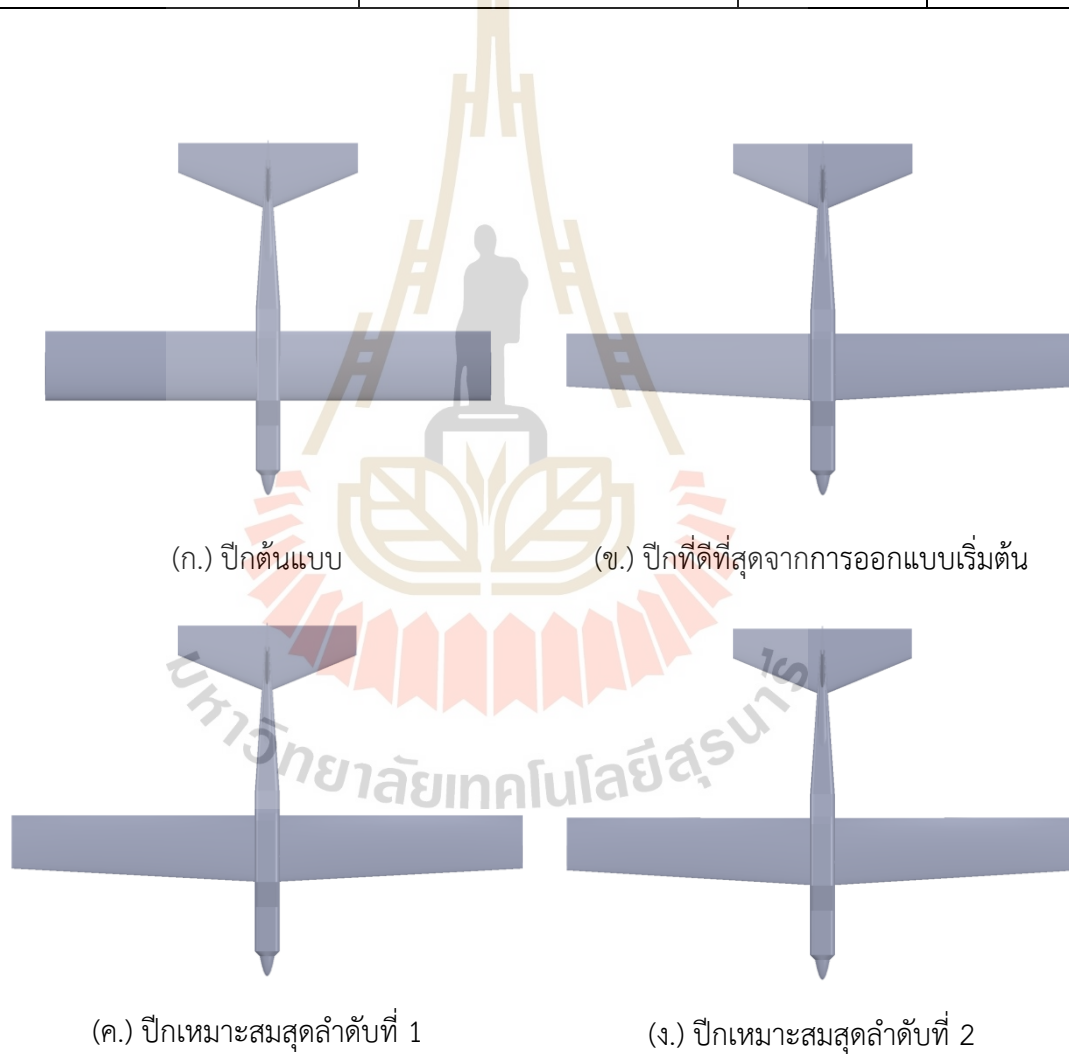
รูปที่ 4.1 ผลการหาค่าเหมาะสมสุดของการออกแบบ

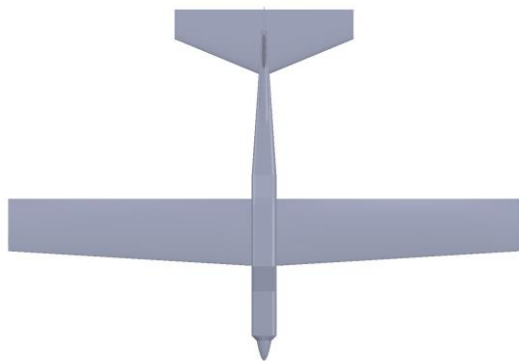


รูปที่ 4.2 ผลการหาค่าเหมาะสมสุดของการออกแบบบริเวณขอบหน้าพารेटโต

ตารางที่ 4.2 ค่าตัวแปรการออกแบบของปีกเหมาะสมสุด

| ลักษณะของปีก                       | อัตราส่วนความหนาต่อความยาว<br>$t/c$ | อัตราส่วนเรียว<br>$\lambda$ | มุมบิด<br>$\theta$ |
|------------------------------------|-------------------------------------|-----------------------------|--------------------|
| ปีกต้นแบบ                          | 0.16 (Airfoil S8036)                | 1                           | 0                  |
| ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น | 0.0906 (NACA 6 series)              | 0.7880                      | 2.1516             |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1            | 0.0856 (NACA 6 series)              | 0.7753                      | 2.8088             |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2            | 0.0845 (NACA 6 series)              | 0.7986                      | 2.7523             |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3            | 0.0805 (NACA 6 series)              | 0.7779                      | 2.9988             |

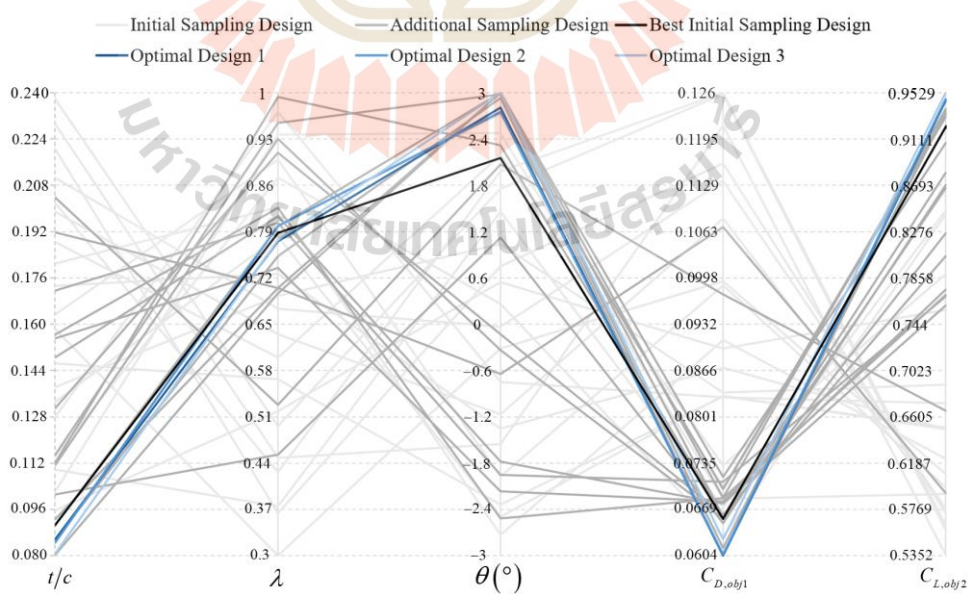




(จ.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3

รูปที่ 4.3 ลักษณะของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงแบบต่างๆ

แผนภาพ Parallel Coordinate Plot (PCP) แสดงในรูปที่ 4.4 นำเสนอพฤติกรรม การตอบสนองของวัตถุประสงค์การออกแบบต่อตัวแปรการออกแบบซึ่งเป็นภาพรวมที่ครอบคลุมความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรอินพุตและค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการปรับปรุงข้อมูลโดยการเพิ่มตัวอย่าง ข้อมูลที่ถูกปรับให้อยู่ในรูปแบบ normalized ในกราฟแสดงให้เห็นว่า การลด  $t/c$  ร่วมกับการเพิ่ม  $\lambda$  ที่ปลายปีกส่งผลดีต่อการเพิ่มประสิทธิภาพ อีกทั้งค่า  $\theta$  ของปีกที่อยู่ในช่วงประมาณ 0.77 ถึง 0.8 แสดงให้เห็นว่ามีประสิทธิภาพสูงในการเพิ่มประสิทธิภาพของค่า  $C_D$  และ  $C_L$  ภายใต้สภาวะการบินที่กำหนด



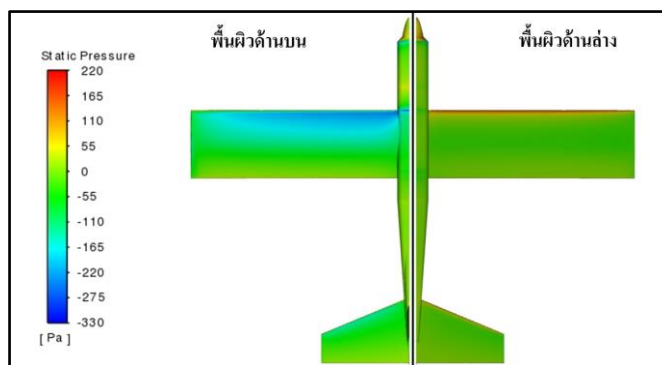
รูปที่ 4.4 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบกับประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์



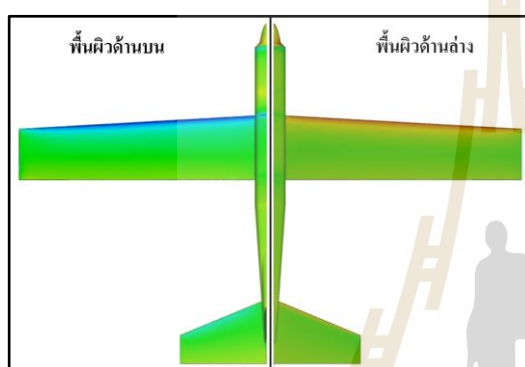
จากการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบน และด้านล่างของปีกสำหรับ (ก.) ปีกต้นแบบ, (ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น, และ (ค., ง. และ จ.) ปีกที่เหมาะสมที่สุดทั้งสามลักษณะในสภาวะการบินระดับแสดงในรูปที่ 4.5 พบว่าการออกแบบปีกที่เหมาะสมช่วยให้การกระจายตัวของความดันมีความสม่ำเสมอมากขึ้น โดยปีกต้นแบบ แสดงให้เห็นถึงความแตกต่างของความดันบริเวณขอบหน้าของปีก (leading edge) และปลายปีก ซึ่งทำให้เกิดแรงต้านจากการเหนี่ยวนำสูงขึ้น ในขณะที่ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้นและปีกที่เหมาะสมลำดับที่ 1, 2, และ 3 แสดงให้เห็นถึงการควบคุมการกระจายความดันที่ดีขึ้นอย่างชัดเจน โดยเฉพาะบริเวณพื้นผิวด้านบนของปีก ซึ่งมีการกระจายความดันที่ราบเรียบและสม่ำเสมอมากขึ้น ส่งผลให้แรงต้านจากการไหลของอากาศที่ไม่สม่ำเสมอและแรงต้านจากการเหนี่ยวนำลดลง นอกจากนี้ยังช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการควบคุมความดันบริเวณขอบหน้าและปลายปีก ส่งผลให้แรงต้านลดลง และแรงยกเพิ่มขึ้นอย่างมีนัยสำคัญ ทำให้ปีกสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุดในขณะบินระดับ

และจากการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีกสำหรับ (ก.) ปีกต้นแบบ, (ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น, และ (ค., ง. และ จ.) ปีกที่เหมาะสมที่สุดทั้งสามลักษณะในสภาวะการก่อกองลงจอดแสดงในรูปที่ 4.6 พบว่าการออกแบบปีกที่เหมาะสมมีผลอย่างยิ่งต่อการเพิ่มแรงยกในช่วงมุมปะทะสูง ซึ่งแสดงให้เห็นถึงความแตกต่างของความดันอย่างชัดเจนระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีก ในปีกต้นแบบ พบว่าความดันบริเวณขอบหน้ามีความไม่สม่ำเสมอและเกิดความแตกต่างของความดันน้อย ส่งผลให้สร้างแรงยกได้น้อยกว่าปีกลักษณะอื่น อย่างไรก็ตามเมื่อทำการปรับปรุงรูปทรงปีกในกรณีปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น และปีกที่เหมาะสมลำดับที่ 1, 2 และ 3 พบว่าความดันบนพื้นผิวด้านบนลดลงอย่างสม่ำเสมอ (แสดงในโทนสีน้ำเงิน) ขณะที่ความดันบนพื้นผิวด้านล่างคงที่หรือมีค่าใกล้เคียงกับเดิม (แสดงในโทนสีเขียวถึงแดง) ซึ่งทำให้เกิดความแตกต่างของความดันมากขึ้นและส่งผลให้แรงยกเพิ่มขึ้นอย่างมีประสิทธิภาพ

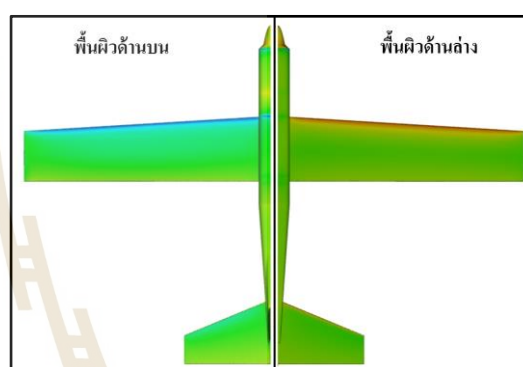
ดังนั้นการปรับค่าอัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีก ( $t/c$ ), อัตราส่วนเรียว ( $\lambda$ ) และมุมบิดปีก ( $\theta$ ) ช่วยควบคุมการกระจายความดันให้เหมาะสมในสภาวะการบินระดับและสภาวะการบินมุมปะทะที่สูงขึ้นก่อนลงจอด โดยเฉพาะบริเวณขอบหน้าและปลายปีกที่มีการกระจายแรงดันที่ราบเรียบมากขึ้น ส่งผลให้ปีกสามารถลดแรงต้านเหนี่ยวนำขณะบินระดับและสามารถสร้างแรงยกได้เพียงพอในการควบคุมการบินขณะความเร็วต่ำและรักษาเสถียรภาพในการลงจอดได้ดีขึ้น



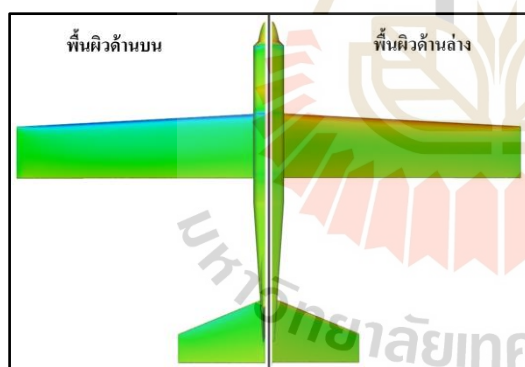
(ก.) ปีกต้นแบบ



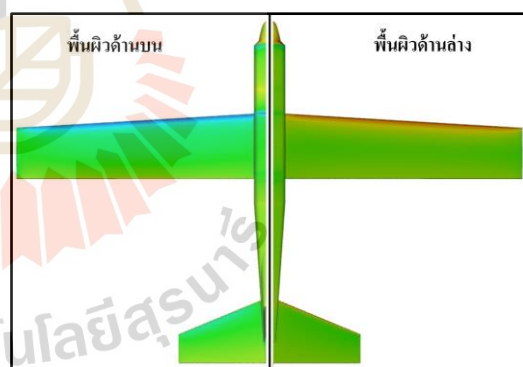
(ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น



(ค.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1

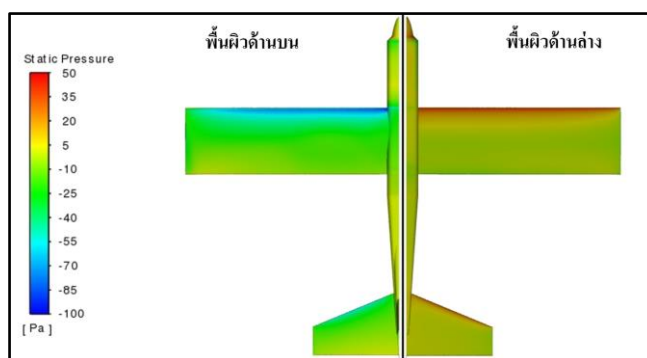


(ง.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2

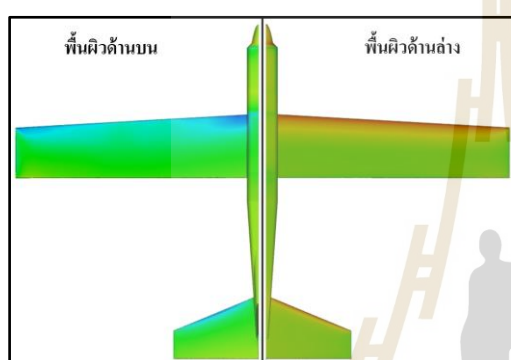


(จ.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3

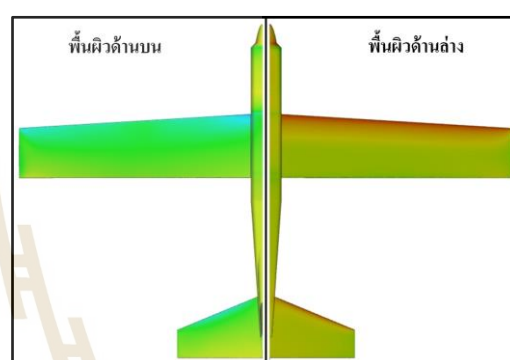
รูปที่ 4.5 แสดงการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีกชนิดต่างๆ ในสภาวะการบินระดับ



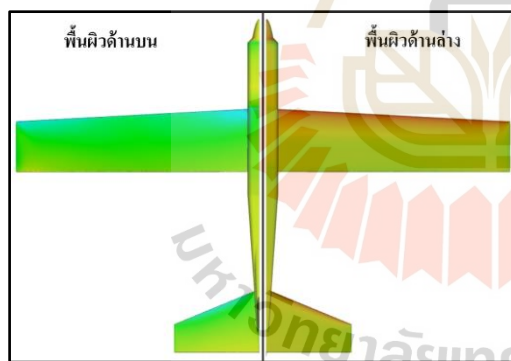
(ก.) ปีกต้นแบบ



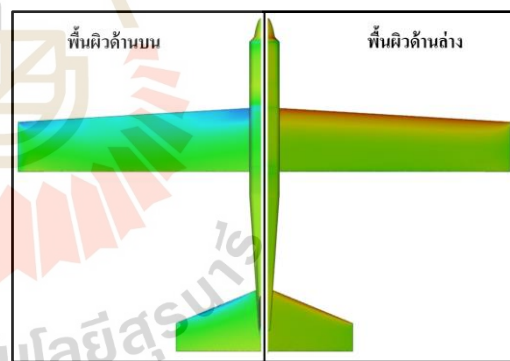
(ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น



(ค.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1



(ง.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2



(จ.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3

รูปที่ 4.6 แสดงการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีกชนิดต่างๆ ในสภาวะการบินก่อนลงจอด

## 4.2 อภิปรายผลการวิจัย

ผลการออกแบบปีกเหมาะสมสุดทั้ง 3 ลักษณะแสดงให้เห็นถึงการเพิ่มขึ้นของประสิทธิภาพของการบินที่สำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับปีกต้นแบบและปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น ในกรณีของสภาวะการบินระดับ พบว่าค่า  $C_D$  ลดลงอย่างมีนัยสำคัญ โดยปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 มีการลด

ค่า  $C_D$  ได้มากที่สุดถึง 6.47% เมื่อเทียบกับปีกต้นแบบ ผลลัพธ์นี้ชี้ให้เห็นว่ากระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดที่ใช้สามารถช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการลดแรงต้านได้อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งจะส่งผลโดยตรงต่อการลดการใช้พลังงานระหว่างการบินระดับ และเมื่อพิจารณาถึงประเภทของแรงต้านอากาศที่ลดลงจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของปีกเหมาะสมที่สุดสามารถพิจารณาได้จากตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 ปริมาณของสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างแต่ละประเภท

| ลักษณะของปีก                       | Pressure Drag Coefficient<br>( $C_{D, pressure}$ ) | Skin Friction Drag Coefficient<br>( $C_{D, skin friction}$ ) | Total Drag Coefficient<br>( $C_D$ ) |
|------------------------------------|----------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| ปีกต้นแบบ                          | 0.0464                                             | 0.0182                                                       | 0.0646                              |
| ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น | 0.0507                                             | 0.0149                                                       | 0.0656                              |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1            | 0.0444                                             | 0.0160                                                       | 0.0604                              |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2            | 0.0446                                             | 0.0159                                                       | 0.0605                              |
| ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3            | 0.0474                                             | 0.0153                                                       | 0.0627                              |

จากตารางที่ 4.3 ปริมาณของสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างผ่านการคำนวณด้วยแบบจำลองพลศาสตร์ของไหลทางคอมพิวเตอร์สามารถแบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ แรงต้านจากการเสียดสีของอากาศกับผิวของเครื่องบิน (skin friction drag) และแรงต้านจากการกระจายความดันรอบเครื่องบิน (pressure drag หรือ form drag) โดยเมื่อทำการลดความหนาของแพนอากาศหรือปีกเครื่องบินลงจากปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 และ 2 จะสามารถทำให้อากาศเกาะกับผิวของปีกได้ดีขึ้น ทำให้แรงต้านอากาศประเภท pressure drag ลดลง แต่สำหรับปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3 ที่มีมุมบิดที่สูงกว่าปีกแบบอื่นทำให้เกิดการแยกกันของอากาศส่วนหลัง (flow separation) เพิ่มขึ้นมากที่สุดจนทำให้มีค่าของ pressure drag มากกว่าปีกต้นแบบ อย่างไรก็ตามการลดความหนาของแพนอากาศร่วมกับการเพิ่มมุมบิดบริเวณปลายปีกที่ค่าอัตราส่วนเรียวที่เหมาะสมสามารถลดแรงต้านของ skin friction drag ได้อย่างมาก

ในสภาวะช่วงเตรียมลงจอด เนื่องจากการเพิ่มมุมบิดบริเวณปลายปีกส่งผลให้ค่า  $C_L$  มีการเพิ่มขึ้นโดยปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3 มีค่า  $C_L$  เพิ่มขึ้นสูงสุดอยู่ที่ 5.83% เมื่อเทียบกับปีกต้นแบบ เนื่องจากการเพิ่มมุมบิดสูงที่สุดจากปีกเหมาะสมแบบอื่น การเพิ่มขึ้นของค่า  $C_L$  นี้ส่งผลให้การควบคุมในช่วงลงจอดปลอดภัยจากการกระแทกของอากาศยานมากขึ้น อย่างไรก็ตามการเพิ่ม

ประสิทธิภาพของ  $C_L$  ในช่วงนี้แสดงให้เห็นถึงการแลกเปลี่ยน (Trade-off) กับค่า  $C_D$  ที่ไม่ได้ลดลงมากเท่ากับปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 และปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2

เมื่อวิเคราะห์รูปที่ 4.1 และ 4.2 ขอบหน้าพาเรโต พบว่าผลลัพธ์ทั้งสามแบบแสดงถึงการกระจายตัวที่สมดุลระหว่างค่า  $C_D$  และ  $C_L$  โดยปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 และปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2 เน้นไปที่การลดค่า  $C_D$  ในขณะที่ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3 เน้นไปที่การเพิ่มค่า  $C_L$  มากกว่า ซึ่งการกระจายตัวนี้ชี้ให้เห็นถึงศักยภาพในการออกแบบที่สามารถตอบสนองต่อความต้องการในลักษณะของการใช้งานที่แตกต่างกัน

จากแผนภาพรูปที่ 4.4 Parallel Coordinate Plot (PCP) แสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบกับประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ช่วยให้เข้าใจถึงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบ ได้แก่  $t/c$ ,  $\lambda$ , และ  $\theta$  กับค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้ โดยในเงื่อนไขการบินและขอบเขตของงานวิจัยนี้พบว่าการลดค่าอัตราส่วนของความหนาต่อความยาวคอर्डของปีก ( $t/c$ ) และการเพิ่มค่าอัตราส่วนเรียวของปีก ( $\lambda$ ) ส่งผลดีต่อการลดค่า  $C_D$  ในขณะที่ค่ามุมบิด ( $\theta$ ) ควรอยู่ในช่วงระหว่าง  $2.0^\circ$  ถึง  $3.0^\circ$  เพื่อเพิ่มค่า  $C_L$  ในช่วงเตรียมลงจอด

ผลการศึกษานี้แสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพของกระบวนการออกแบบแบบหลายวัตถุประสงค์ที่พัฒนาขึ้น ซึ่งสามารถสร้างแบบจำลองลูกผสมที่เชื่อมโยงข้อมูลความแม่นยำต่ำและสูงเข้าด้วยกันได้อย่างมีประสิทธิภาพ พร้อมทั้งการใช้ฟังก์ชัน EHVI ในการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลในพื้นที่ที่มีความไม่แน่นอนสูง ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญที่ช่วยให้กระบวนการค้นหาค่าเหมาะสมสุดในปัญหาที่ซับซ้อนนี้ประสบความสำเร็จ

ทั้งนี้ผลลัพธ์ที่ได้สามารถนำไปประยุกต์ใช้ในการออกแบบปีกของอากาศยานไร้คนขับสำหรับการใช้งานจริง หรือพัฒนาเพิ่มเติมสำหรับการใช้งานในเงื่อนไขการบินอื่นๆ ที่แตกต่างออกไป เช่น การบินของ อากาศยานไร้คนขับที่มีการติดตั้งอุปกรณ์ที่น้ำหนักต่างกัน หรือสภาวะการบินในระดับความเร็วต่างๆ

## บทที่ 5

### สรุปและข้อเสนอแนะ

#### 5.1 สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบและปรับปรุงปีกของอากาศยานไร้คนขับ (UAV) สำหรับการฝึกบิน โดยมุ่งเน้นไปที่การลดแรงต้านอากาศในสภาวะการบินระดับ (Cruising Condition) และการเพิ่มแรงยกในสภาวะการบินก่อนลงจอด (Final Approach Condition) เพื่อให้ได้ปีกที่มีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงสุด ด้วยการประยุกต์ใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพแบบหลายวัตถุประสงค์ (Multi-Objective Optimization) ผ่านการผสมผสานระหว่างแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (Low-Fidelity) ซึ่งอาศัยวิธีการ Vortex Lattice Method (VLM) และแบบจำลองความแม่นยำสูง (High-Fidelity) โดยการใช้การจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) ภายใต้ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

การศึกษาได้เริ่มต้นด้วยการออกแบบการทดลองโดยใช้เทคนิค Latin Hypercube Sampling (LHS) เพื่อสุ่มตัวอย่างพารามิเตอร์สำคัญที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพของปีก ได้แก่ อัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีก (thickness-to-chord ration,  $t/c$ ), อัตราส่วนเรียว (taper ratio,  $\lambda$ ) และมุมบิดปีก (twist angle,  $\theta$ ) จากนั้นจึงทำการวิเคราะห์และเพิ่มประสิทธิภาพปีกผ่านกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ Efficient Global Optimization (EGO) โดยแบ่งการประเมินผลประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ออกเป็นสองส่วน ได้แก่ การวิเคราะห์แบบ Low-Fidelity ด้วย VLM เพื่อลดเวลาคำนวณในขั้นต้น และการเพิ่มความแม่นยำของประสิทธิภาพแบบ High-Fidelity ด้วย CFD

ผลการศึกษาแสดงให้เห็นว่าการปรับปรุงรูปร่างของปีกสามารถลดแรงต้านอากาศและเพิ่มแรงยกได้อย่างมีประสิทธิภาพเมื่อเทียบกับปีกต้นแบบ โดยในสภาวะการบินระดับ (Cruising Condition) การกระจายความดันสถิตบนผิวปีกถูกปรับให้มีความเหมาะสมยิ่งขึ้น โดยเฉพาะบริเวณขอบนำและปลายปีก



ซึ่งพบว่าปีกที่ได้รับการออกแบบใหม่มีแรงต้านอากาศลดลงอย่างมีนัยสำคัญ ทั้งนี้เกิดจากการควบคุมความลาดเอียงของความดันระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีก ทำให้แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag) ลดลง และในสภาวะการบินก่อนลงจอด (Final Approach Condition) การปรับมุมบิดปีกและอัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีกช่วยให้เกิดการกระจายความดันสถิตที่เหมาะสม ส่งผลให้ความแตกต่างของความดันระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างเพิ่มขึ้นอย่างชัดเจน ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในการเพิ่มแรงยกและช่วยควบคุมการไหลเวียนอากาศให้ราบเรียบมากขึ้นในสภาวะการบินที่มีมุมปะทะสูง (High Angle of Attack)

จากผลการวิเคราะห์ปีกต้นแบบและปีกที่ผ่านการปรับปรุง พบว่าปีกที่เหมาะสมลำดับที่ 1, 2 และ 3 มีประสิทธิภาพสูงขึ้น โดยมีการลดแรงต้านลงมากกว่า 5% และเพิ่มแรงยกได้มากขึ้นในสภาวะการบินก่อนลงจอด ในขณะที่ปีกยังคงมีพื้นที่เท่าเดิม นอกจากนี้ปีกที่ออกแบบใหม่ยังแสดงให้เห็นถึงเสถียรภาพในการสร้างแรงยกในช่วงความเร็วต่ำ ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในการรักษาความปลอดภัยในระหว่างการลงจอดของอากาศยานไร้คนขับ

จากการศึกษาครั้งนี้สามารถสรุปได้ว่าการประยุกต์ใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพแบบหลายวัตถุประสงค์ร่วมกับเทคนิคการประเมินประสิทธิภาพหลายระดับความแม่นยำช่วยให้ได้รูปทรงปีกที่มีประสิทธิภาพสูงสุดสำหรับการลดแรงต้านขณะบินระดับและเพิ่มแรงยกขณะการบินก่อนลงจอด ซึ่งเหมาะกับความต้องการของ UAV ที่ใช้สำหรับการฝึกบินได้อย่างเหมาะสมมากขึ้น

## 5.2 ข้อเสนอแนะ

1) ข้อจำกัดของ Vortex Lattice Method (VLM) เนื่องจาก VLM ไม่สามารถทำนายพฤติกรรมการไหลได้แม่นยำหากเกิดการแยกตัวของการไหลหรือการหยุดชะงักของการไหล (stall) โดยเฉพาะในสภาวะการบินที่มีมุมปะทะสูง ดังนั้นจึงควรทำการตรวจสอบและยืนยันว่าการคำนวณในสภาวะต่าง ๆ ที่ใช้ VLM นั้นไม่อยู่ในช่วงที่อาจเกิดการ stall ได้ โดยเฉพาะเมื่อบินที่มีมุมปะทะสูงเพื่อป้องกันความคลาดเคลื่อนจากแบบจำลองในการออกแบบเบื้องต้น

2) การขยายขอบเขตการออกแบบของมุมบิดปีก (Twist Angle) เนื่องจากค่าของมุมบิดที่ได้จากการออกแบบครั้งนี้เป็นค่าที่เกือบจะสูงที่สุด และเนื่องด้วยมุมบิดมีผลโดยตรงต่อการกระจายแรงยก แต่หากมากเกินไปจะทำให้แรงต้านเพิ่มขึ้นจนเกิด stall นั้นหมายความว่าสามารถเพิ่มขอบเขต

การศึกษาของมูมบิตนี้ให้กว้างขึ้นได้อีกเพื่อให้สามารถหาค่าที่ช่วยเพิ่มแรงยกได้โดยไม่กระทบต่อแรงต้านมากเกินไป

3) การปรับขนาดของอัตราส่วนความหนาต่อความยาวของปีกเป็นสิ่งที่ควรพิจารณาต่อไป เนื่องจากการลดความหนาของปีกจะช่วยลดแรงต้านแต่ก็อาจทำให้โครงสร้างปีกมีความแข็งแรงลดลง หรือส่งผลต่อความแข็งแรงทางโครงสร้างของอากาศยานซึ่งอาจส่งผลต่อความปลอดภัยในการบิน ดังนั้นควรศึกษาผลกระทบของการลดขนาดนี้ต่อไป

4) ในการศึกษาแผ่นอากาศที่ใช้ในการออกแบบเป็น NACA ตระกูล 6 ซึ่งแตกต่างจากแผ่นอากาศรุ่นเดิมที่ใช้ S8036 ส่งผลให้การเปรียบเทียบในแง่ของคุณสมบัติต่างๆ ระหว่างแผ่นอากาศเดิม และแผ่นอากาศที่ออกแบบใหม่อาจทำได้ยากขึ้น อย่างไรก็ตามการเลือกใช้ NACA ตระกูล 6 ในครั้งนี้มีความเหมาะสม เนื่องจากรูปแบบดังกล่าวช่วยให้การควบคุมตัวแปรในการออกแบบทำได้ง่ายและเป็นระบบมากขึ้น ทำให้สามารถวิเคราะห์และปรับแต่งตัวแปร อัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีกได้อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในการศึกษา และเพื่อสร้างความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบ ควรทำการเปรียบเทียบกับแผ่นอากาศแบบดั้งเดิมที่ใช้งานอยู่ในปัจจุบัน โดยเปรียบเทียบประสิทธิภาพทั้งด้านแรงยก แรงต้าน และสมรรถนะการบิน เพื่อยืนยันว่าการออกแบบใหม่มีประสิทธิภาพดีกว่าหรือคุ้มค่าที่จะนำไปใช้

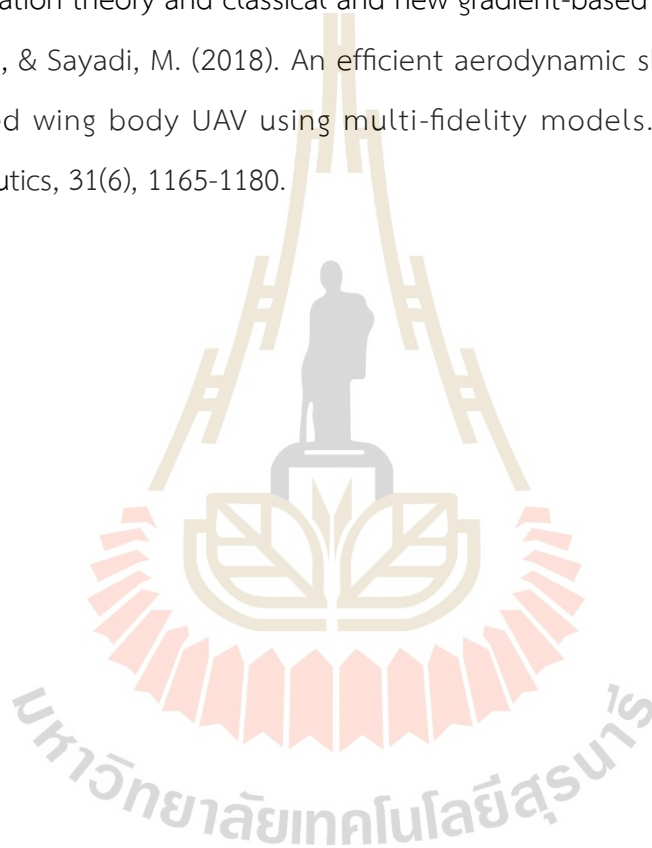
5) การเปรียบเทียบกับการบินจริง หากมีเวลาและทรัพยากรเพิ่มเติม ควรสร้างต้นแบบปีกที่ได้จากการออกแบบครั้งนี้เพื่อทำการทดสอบกับการบินจริง โดยเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์จากการออกแบบด้วยการคำนวณทางคอมพิวเตอร์กับข้อมูลที่ได้จากการบินจริง ซึ่งจะช่วยยืนยันความถูกต้องของแบบจำลองที่ใช้ในการออกแบบ และนำไปสู่การปรับปรุงความแม่นยำของผลลัพธ์ในอนาคต

## รายการอ้างอิง

- สุจินต์ บุรีรัตน์. การหาค่าเหมาะที่สุดของระบบทางวิศวกรรมเครื่องกล. ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล, คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยขอนแก่น; 2556.
- อิศระ เชิดชู. (2548). อากาศพลศาสตร์. แผนกวิทยาการ, กองวิทยาการ กรมช่างอากาศ.
- 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.
- Ariyarat, A., & Kanazaki, M. (2017). Multi-fidelity multi-objective efficient global optimization applied to airfoil design problems. Applied Sciences, 7(12), 1318.
- Ariyarat, A., Phiboon, T., Kanazaki, M., & Bureerat, S. (2020). The effect of multi-additional sampling for multi-fidelity efficient global optimization. Symmetry, 12(9), 1499.
- Blazek, J. (2015). Computational fluid dynamics: principles and applications. Butterworth-Heinemann.
- 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](https://cran.r-project.org/web/packages/lhs/vignettes/lhs_basics.html).
- 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.
- Dündar, Ö., Bilici, M., & Ünler, T. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV. Engineering Science and Technology, an International Journal, 23(5), 1182-1193.
- Fish, J., & Belytschko, T. (2007). A first course in finite elements (Vol. 1). New York: Wiley.

- FR, M. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA J*, 32, 269-289.
- Huang, L., Gao, Z., & Zhang, D. (2013). Research on multi-fidelity aerodynamic optimization methods. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(2), 279-286.
- Jin, W., & Lee, Y. G. (2015). Drag reduction design for a long-endurance electric powered UAV. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 16(2), 311-324.
- 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.
- Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace science and technology*, 29(1), 339-350.
- Liang, Y., Cheng, X. Q., Li, Z. N., & Xiang, J. W. (2011). Robust multi-objective wing design optimization via CFD approximation model. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 5(2), 286-300.
- Makauskas, P. (2022). Comparison of FDM, FVM with NN for solving the forward problem (Doctoral dissertation, Kauno technologijos universitetas).
- Olivier Cleyner - Own work, CC BY-SA 3.0, <https://commons.wikimedia.org/w/Index.php?curid=18922264>
- Phiboon, T., Khankwa, K., Petcharat, N., Phoksombat, N., Kanazaki, M., Kishi, Y., ... & 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), 4065-4072.
- Pymoo - NSGA-II: Non-dominated Sorting Genetic Algorithm. (n.d.). <https://pymoo.org/algorithms/moo/nsga2.html>
- Spalart, P., & Allmaras, S. (1992, January). A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. In *30th aerospace sciences meeting and exhibit* (p. 439).
- Talay, T. A., *Introduction to the Aerodynamics of Flight*, NASA SP-367, 1975.

- Wang, K., Han, Z., Zhang, K., & Song, W. (2023). Efficient Global Aerodynamic Shape Optimization of a Full Aircraft Configuration Considering Trimming. *Aerospace*, 10(8), 734.
- Wilcox, D. C. (1998). *Turbulence modeling for CFD* (Vol. 2, pp. 103-217). La Canada, CA: DCW industries.
- Žilinskas, A. (2006). *Practical mathematical optimization: An introduction to basic optimization theory and classical and new gradient-based algorithms*.
- ZADEH, P. M., & Sayadi, M. (2018). An efficient aerodynamic shape optimization of blended wing body UAV using multi-fidelity models. *Chinese Journal of Aeronautics*, 31(6), 1165-1180.



ภาคผนวก ก

ผลงานวิจัยที่ได้รับการเผยแพร่ระหว่างการศึกษา





### บทความที่ได้รับการเผยแพร่ระหว่างการศึกษา

1. Risanthia, A., Phiboon, T., Bureerat, S., Pichitkul, A., Tantrairatn, S., & Ariyarit, A. (2024, February). **UAV Wing Design via Efficient Global Optimization**. In 2024 16th International Conference on Knowledge and Smart Technology (KST) (pp. 62-66). IEEE.



# UAV Wing Design via Efficient Global Optimization

Anonphong Risanthia  
School of Mechanical Engineering  
Institute of Engineering  
Suranaree University of Technology  
Nakhon Ratchasima, Thailand  
M6502683@g.sut.ac.th

Tharathep Phiboon  
Institute of Research and  
Development  
Suranaree University of Technology  
Nakhon Ratchasima, Thailand  
tharathep.p@sut.ac.th

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

Auraluck Pichitkul  
School of Mechanical Engineering  
Institute of Engineering  
Suranaree University of Technology  
Nakhon Ratchasima, Thailand  
auraluck@sut.ac.th

Suradet Tantrairatn  
School of Mechanical Engineering  
Institute of Engineering  
Suranaree University of Technology  
Nakhon Ratchasima, Thailand  
suradetj@sut.ac.th

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

**Abstract**— Effective wing design plays an important role in determining the flight performance of fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAVs), which require basic aerodynamic principles. The process of engineering such aircraft is entrenched in navigating intricate computational challenges, especially in the realm of aerodynamics computation, mostly within computational fluid dynamics. This study utilizes the Efficient Global Optimization (EGO) algorithm as a robust and innovative approach tailored to address the multifaceted complexities inherent in UAV wing design. This study employs the Efficient Global Optimization (EGO) algorithm to solve the challenges inherent in UAV wing design. Implementing Latin Hypercube Sampling (LHS) strategically for experiment designing and adding sampling points guided by the Expected Improvement (EI) for single-objective optimization, the primary objective is to enhance the lift-to-drag ratio, a crucial metric defining overall operational efficiency. The solution of this method was obtained with aerodynamic evaluation performed through Vortex Lattice simulation in VSPAERO software. These design methodologies for optimizing UAV wing design focus on achieving an efficiency increase of up to 16.56% in the lift-to-drag ratio when compared to the initial rectangular wing configuration. This enhancement represents the efficacy of the proposed approach in enhancing UAV wing designs, contributing to improved flight performance.

**Keywords**—Efficient global optimization, UAV Wing design, VSPAERO, Aerodynamics computation

## I. INTRODUCTION

Efficient Global Optimization (EGO) algorithm represents a breakthrough algorithmic approach that has become pivotal in addressing the computational complexities inherent in various engineering problems, especially within the domain of aircraft design [1-3]. The unique strength of EGO lies in its ability to effectively manage the substantial

computational demands associated with optimization tasks. By surrogate models, EGO optimizes the utilization of computational resources, strategically sampling data to enhance model accuracy iteratively. Traditionally centered around the Ordinary Kriging model, initially designed for single-objective optimization, EGO has been the focus of extensive research endeavors aimed at its application across a wide spectrum of engineering challenges [4-6]. This algorithm's adaptability and efficiency have positioned it as a promising solution for diverse optimization needs, driving its exploration and implementation by numerous researchers within the realm of engineering problem-solving.

In this specific study, the application of the EGO method offers a promising approach to address the intricate challenge of unmanned aerial vehicles (UAVs) wing design. This methodology is further complemented by the utilization of the Vortex Lattice Equation integrated into VSPAERO software, providing a comprehensive aerodynamic evaluation of diverse UAV wing configurations to increase efficiency for fixed-wing UAVs, which is shown in Fig. 1.



Fig. 1. Fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAVs)

## II. EFFICIENT GLOBAL OPTIMIZATION

The Efficient Global Optimization (EGO) procedure [7], delineated in Fig. 2, initiates by

generating samples through the design of experiment technique (DoE) [8]. Within this study, Latin Hypercube Sampling (LHS) [9] has been specifically chosen for this process due to its ability to preserve data diversity and allow for user-defined control over the number of experiments. The subsequent step involves constructing the surrogate model. For single-fidelity optimization, the Kriging method is employed, while for optimization, Once the surrogate model is established, identifying an additional sample point for optimization involves maximizing the Expected Improvement (EI) through genetic algorithms [10]

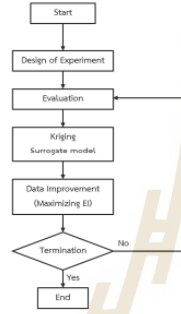


Fig. 2. Flowchart of EGO.

#### A. Kriging surrogate model

The ordinary Kriging model [11] functions to predict the unknown function  $\hat{y}(x)$  as

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

where  $\mu(x)$  and  $\varepsilon(x)$  represent the global model and local model, respectively. The global model, denoted as  $\mu(x)$ , is articulated as

$$\mu(x) = \frac{1^T R^{-1} F}{1^T R^{-1} 1} \quad (2)$$

where the matrix  $R$  is the correlations among the sample points, while  $F$  represents a vector housing the evaluation values assigned to each sampling point. Within the framework of the Kriging surrogate model,  $\mu$  signifies the constant global model. The local model, denoted as  $\varepsilon(x)$ , is articulated as follows

$$\varepsilon(x) = r(x)^{-1} R^{-1} (F - 1\mu) \quad (3)$$

the vector  $r(x)$  represents a collection of sampling points in terms of  $x$ , with its correlations, particularly between  $\varepsilon(x)$  and  $\varepsilon(x')$ , determined by the distance between  $x$  and  $x'$ . Within the Kriging surrogate model, the local derivation at an unknown point  $x$  is established via stochastic processes. This involves the generation of multiple design points as sampling

points, followed by the construction of a surrogate model. This model utilizes a Gaussian random function as the correlation function to estimate the trend through the stochastic process.

#### B. Expected Improvement (EI)

The Expected Improvement (EI) [12], denoted as  $E[I(x)]$ , at a point  $x$  can be expressed as

$$I(x) = \max[f_{ref} - \hat{y}(x), 0], \quad (4)$$

$$E[I(x)] = \int_{-\infty}^{f_{ref}} (f_{ref} - \hat{y}(x)) \phi(\hat{y}(x)) dy, \quad (5)$$

Continuously leveraging the probability density function  $\phi$ , which encapsulates uncertainty regarding  $\hat{y}(x)$ , which is the predicted function value from the surrogate model, the process iterates, adding sampling points guided by the EI. This iterative addition of sampling points persists until convergence of the objective function is achieved.

#### C. Genetic Algorithm (GA)

Genetic Algorithms (GA) represent a stochastic search methodology rooted in the principles of natural selection, pioneered by Holland [13] at the University of Michigan. Renowned as an Evolution Algorithms method, GA stands out for its versatility and applicability to optimization problems, often regarded as a black box method due to its ease of implementation. Initially adapted for single-objective optimization, the original GA formulation remains a fundamental framework in the domain of evolutionary computation.

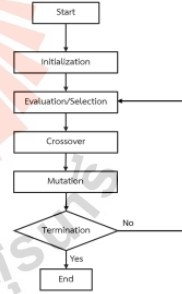


Fig. 3. Flowchart of GA.

### III. WING DESIGN PROBLEM

In this study, the primary aim within the wing design problem is to maximize the lift per drag ratio (L/D) specifically at a Mach speed of 0.054286 (19 m/s) and Reynolds number of  $1.57 \times 10^6$ . The following equation illustrates the expression of the optimization problem.

$$\text{Maximize: } L/D \text{ at } Re = 1.57 \times 10^6 \quad (6)$$

The initial design, created with Airfoil S8036, exhibited an initial  $L/D$  value of 18.5476, featuring a wing length of 0.9 meters and no wing sweep angle. For this study, the NACA series 6 airfoil was specifically selected and designed to achieve a lift coefficient of 0.5. The involves the adjustment of three design parameters, specifically focusing on the airfoil's maximum thickness per chord length ( $t/c$ ), half wing span ( $b/2$ ), and wing sweep angle ( $\Lambda$ ), encompassing upper and lower limits as specified in Table 1.

TABLE I  
THE RANGE OF DESIGN PARAMETERS

| Design parameter                          | Design range |
|-------------------------------------------|--------------|
| Maximum thickness per chord length, $t/c$ | 0.08 to 0.24 |
| Half wing span, $b/2$ (m)                 | 0.9 to 1.035 |
| Wing sweep angle, $\Lambda$ ( $^\circ$ )  | 0 to 30      |

These design variables are optimized using Latin Hypercube Sampling (LHS) while adhering to constraints—a fixed wing area of  $0.504 \text{ m}^2$  and a root chord size of  $0.28 \text{ m}$ . The initial number of samples is set to 30. Furthermore, this optimization process by add a single sample iterates through a total of 30 rounds, ensuring a comprehensive exploration and refinement of the design space to achieve the desired objective of maximizing the lift per drag ratio ( $L/D$ ). The most suitable values for optimization are calculated using Genetic Algorithms (GA), configuring generation = 100 and population = 100 for each iteration calculation.

#### IV. AERODYNAMIC EVOLUTIONS

VSPAERO [14] was employed to evaluate the aircraft aerodynamics performance for this work. The VSPAERO is the software based on the vortex lattice method. The advantage of the vortex lattice aerodynamic evaluation based is it required for low computation time. The rapid computation times facilitate handling numerous estimations, providing the advantage of grasping the evolving trend for each variable. The first step involves creating a UAV model based on the specifications outlined in Table 2.

TABLE II  
UAV SPECIFICATION AND FLIGHT CONDITIONS

| Parameters                  | Value              |
|-----------------------------|--------------------|
| Wing area ( $\text{m}^2$ )  | 0.504              |
| Root chord (m)              | 0.28               |
| Wing dihedral ( $^\circ$ )  | 2.2                |
| Fuselage (m)                | 1.33               |
| Center of gravity (% Chord) | 30                 |
| Mach speed                  | 0.054286           |
| Reynolds number             | $1.57 \times 10^6$ |

This entails adjusting the design variable sizes within the parameters established in Table 1 using LHS, with visual representations provided in Figures 4 and 5. Subsequently, a Computational Fluid Dynamics (CFD) mesh is generated to facilitate data preparation

for result evaluation. The next phase tackles problem-solving using VSPAERO, configured as depicted in Figure 6. Finally, solution data is systematically collected for subsequent comparative analysis.

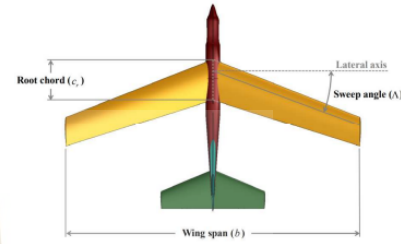


Fig. 4. Wing span and sweep angle of UAV

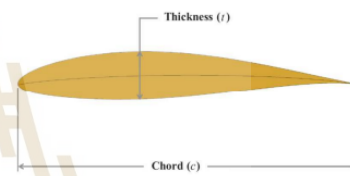


Fig. 5. Thickness and chord of UAV

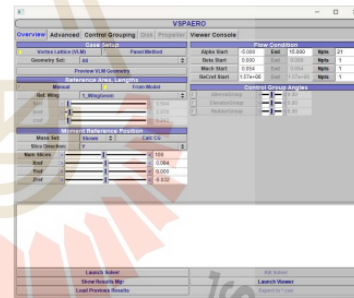


Fig. 6. Thickness and chord of UAV

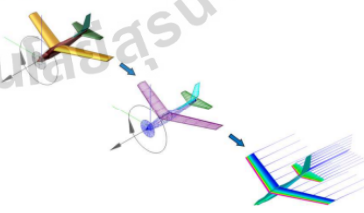


Fig. 7. The process of evaluating with VSPAERO

Figure 7 shown the attributes and features of the evaluation process with VSPAERO from CAD modeling, CFD mesh to the obtained solution results.



## V. PARALLEL COORDINATE PLOT (PCP)

The Parallel Coordinate Plot (PCP), a statistical visualization method used to represent high-dimensional data in a 2D graph. This technique involves arranging multiple numerical variables along parallel axes to facilitate comparison and analysis of the data's patterns and relationships. Each axis represents a different variable, and lines connecting these axes create a profile for each data point, allowing analysts to visualize and explore complex data sets efficiently. In this study, the expression for the normalization value  $p_i$  derived from the design variable  $dv$  is provided as follows:

$$p_i = \frac{dv_i - dv \min_i}{dv_i \max_i - dv \min_i} \quad (7)$$

This expression utilizes  $dv \min_i$  to indicate the lower boundary of the  $i^{\text{th}}$  design variable and  $dv \max_i$  to represent the upper limit of the  $i^{\text{th}}$  design variable.

## VI. RESULTS

Figure 8 depicts the results derived from EGO alongside EGO's initial sampling. This comparison showcases that EGO successfully acquired a UAV wing shape with superior aerodynamic efficiency compared to the initial sampling. Additionally, Figure 9 illustrates a comparative analysis between the chosen optimal design and the initial design. Remarkably, the selected optimal design demonstrates the potential to enhance the L/D by approximately 16.56% compared to the initial design, maintaining an equal wing area. Figure 9, the results displayed in the PCP format exhibit the relationship between input and output. The data, normalized and visualized in a graph, incorporates gray lines representing the initial sampling data and red lines indicating additional sampling points. This visualization suggests that wing span exerts the most significant impact on aircraft performance. Additionally, the blue line represents optimal design information, potentially applicable to the actual aircraft as demonstrated in Figure 10 b.

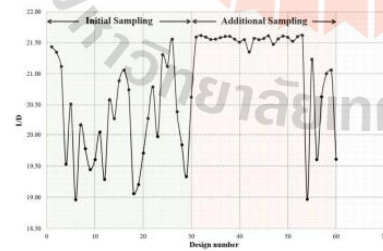


Fig. 8. Wing design solution

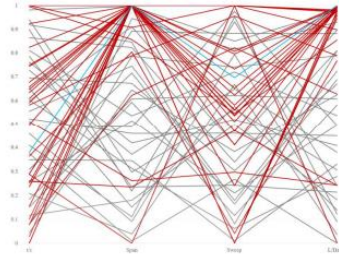


Fig. 9. PCP of the sampling in the EGO process

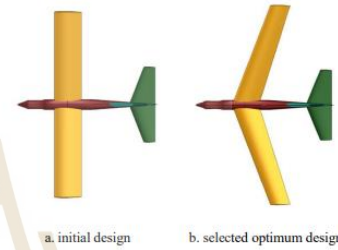


Fig. 10. Comparisons of the selected optimum design and initial design

## VII. CONCLUSION

In this study, the combination of Efficient Global Optimization (EGO) alongside Latin Hypercube Sampling (LHS) and Expected Improvement (EI) methodologies was utilized to address the UAV wing design challenge with the objective of augmenting the L/D ratio. Employing with thorough iterations and strategic sampling based on LHS coupled with the evaluative power of EI, the optimization process efficiently traversed the design space. EGO's iterative refinement of the wing shape led to the identification of an optimal design, markedly enhancing the L/D ratio. The selected optimal design demonstrated a remarkable improvement of approximately 16.56% in L/D when compared to the initial design, highlighting the effectiveness of this integrated approach. This study underscores the potential and efficacy of harnessing EGO, LHS, and EI methodologies in optimizing UAV wing designs, ultimately achieving significant enhancements in aerodynamic performance.

## REFERENCES

- [1] Kishi, Yuki, et al. "Planform dependency of optimum cross-sectional geometric distributions for supersonic wing." *Aerospace Science and Technology* 90 (2019): 181-193.
- [2] Collins, Kyle B., Lakshmi N. Sankar, and Dimitri N. Mavris. "Application of low-and high-fidelity simulation tools to helicopter rotor blade optimization." *Journal of the American Helicopter Society* 58.4 (2013): 1-10.
- [3] Zhou, Qi, et al. "A two-stage adaptive multi-fidelity surrogate model-assisted multi-objective genetic algorithm for

- computationally expensive problems." *Engineering with computers* 37 (2021): 623-639.
- [4] Kontogiannis, Spyridon G., and John A. Ekaterinaris. "Design, performance evaluation and optimization of a UAV." *Aerospace science and technology* 29.1 (2013): 339-350.
- [5] ZADEH, Parviz MOHAMMAD, and Mohsen Sayadi. "An efficient aerodynamic shape optimization of blended wing body UAV using multi-fidelity models." *Chinese Journal of Aeronautics* 31.6 (2018): 1165-1180.
- [6] Wang, Kai, et al. "Efficient Global Aerodynamic Shape Optimization of a Full Aircraft Configuration Considering Trimming." *Aerospace* 10.8 (2023): 734.
- [7] Forrester, Alexander, Andras Sobester, and Andy Keane. *Engineering design via surrogate modelling: a practical guide*. John Wiley & Sons, 2008.
- [8] Fisher, Ronald Aylmer. "Design of experiments." *British Medical Journal* 1.3923 (1936): 554.
- [9] Afzal, Arshad, Kwang-Yong Kim, and Jae-won Seo. "Effects of Latin hypercube sampling on surrogate modeling and optimization." *International Journal of Fluid Machinery and Systems* 10.3 (2017): 240-253.
- [10] Ariyarat, Atthaphon, and Masahiro 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 (2015): 1443-1448.
- [11] Matheron, Georges. "Principles of geostatistics." *Economic geology* 58.8 (1963): 1246-1266.
- [12] Jones, Donald R., Matthias Schonlau, and William J. Welch. "Efficient global optimization of expensive black-box functions." *Journal of Global optimization* 13 (1998): 455-492.
- [13] Goldberg, David E., and John Henry Holland. "Genetic algorithms and machine learning (1988)." *Machine Learning*, Springer (1988).
- [14] Sheridan, Carla N., Dahlia D. Pham, and Siena Whiteside. "Evaluation of VSPAERO Analysis Capabilities for Conceptual Design of Aircraft with Propeller-Blown Wings." *AIAA Aviation 2021 Forum*. 2021.



## ประวัติผู้เขียน

นายอนณพงษ์ ธีสันเทียะ เกิดเมื่อวันที่ 21 สิงหาคม พ.ศ. 2543 ที่โรงพยาบาลพุทธชินราช จังหวัดพิษณุโลก จบการศึกษาระดับชั้นประถมศึกษาจากโรงเรียนอนุบาลโรจนวิทย์ พิษณุโลก และระดับมัธยมศึกษาตอนต้นและตอนปลายจากโรงเรียนวิทยาศาสตร์จุฬาภรณราชวิทยาลัย จังหวัดพิษณุโลก ในปี พ.ศ. 2561 โดยเป็นนักเรียนที่ได้รับทุนการศึกษา

สำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรีจากสาขาวิชาวิศวกรรมอากาศยาน สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา ในภาคการเรียนที่ 2 ปีการศึกษา 2565 โดยได้รับทุนศึกษำบัณฑิตตลอดระยะเวลาการศึกษา และสำเร็จการศึกษาด้วยเกียรตินิยมอันดับ 1 อีกทั้งเป็นผู้มีคะแนนเฉลี่ยสะสมสูงที่สุดในสาขาวิชา จนได้รับพระราชทานเข็ม มทส.ทองคำ โดยมีหัวข้อโครงการวิจัยระดับปริญญาตรีเรื่อง "การศึกษาและออกแบบ winglet ที่ส่งผลกระทบท่อ wingtip vortex"

ในภาคการเรียนที่ 3 ปีการศึกษา 2565 ได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี หลักสูตรวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล โดยมีหัวข้อวิจัยเกี่ยวกับ การออกแบบรูปร่างของปีกอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงผ่านกระบวนการหาค่าเหมาะสมสุดของภาพใหญ่ โดยใช้การทำนายจากปัญญาประดิษฐ์ ซึ่งได้รับการสนับสนุนจากแหล่งทุนภายนอกจากกองทุนสนับสนุนการวิจัยและพัฒนา (ทุน OROG) เป็นระยะเวลา 2 ปี

ในระหว่างการศึกษา ได้รับมอบหมายให้เป็นผู้ช่วยสอนในรายวิชาต่าง ๆ เช่น ปฏิบัติการเครื่องยนต์กังหันแก๊สสำหรับหลักสูตรนานาชาติ การเขียนแบบวิศวกรรมสำหรับหลักสูตรปกติและนานาชาติ และอินเทอร์เน็ตของสรรพสิ่งสำหรับงานวิศวกรรม อีกทั้งได้ร่วมทำวิจัยกับคณาจารย์ผู้ทรงคุณวุฒิ จนได้รับการเผยแพร่ผลงานประชุมวิชาการระดับนานาชาติ 1 ฉบับ

- 1) Risanthia, A., Phiboon, T., Bureerat, S., Pichitkul, A., Tantrairatn, S., & Ariyarit, A. (2024, February). UAV Wing Design via Efficient Global Optimization. In 2024 16th International Conference on Knowledge and Smart Technology (KST) (pp. 62-66). IEEE.