# การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์สมรรถนะสูง เพดานบินต่ำ M Solar-X โดยใช้อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

# Aerodynamic Characteristics Analysis of the High-Performance, Low-Altitude Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle M Solar-X using a Subsonic Wind Tunnel

กนก ทองสว่าง[1]* จิรวุฒิ คล่องตรวจโรค[1] และเอกพล ใบโพธิ์[1]

Kanok Tongsawang[1]*, Jiravud Klongtrujrok[1] and Aekkapol Baipho[1]

[1]ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

[1]Aeronautical Engineering Department, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

*Corresponding author: kanok_t@rtaf.mi.th

Received: January 16, 2026

Revised: March 17, 2026

Accepted: March 25, 2026

**บทคัดย่อ**

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ M Solar-X และอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ขึ้น-ลงทางดิ่ง M Solar-X VTOL โดยใช้การทดสอบในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง ร่วมกับการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล เพื่อประเมินผลกระทบของการติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งต่อสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งผลการศึกษาพบว่า การติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งไม่ส่งผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกอย่างมีนัยสำคัญ แต่ส่งผลให้สัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นประมาณ 30-45% เมื่อเปรียบเทียบกับแบบไม่ติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่ง และจากการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมพบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X และ M Solar-X VTOL มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดอยู่ในช่วง 1.4282-1.4609 มุมปะทะวิกฤตอยู่ในช่วง 10-12 องศา และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะศูนย์องศาอยู่ในช่วง 0.03059-0.05018 โดยมีค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะมีค่าเป็นลบ ซึ่งแสดงให้เห็นว่า อากาศยานมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว โดยการเพิ่มขึ้นของแรงต้านส่งผลให้อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านลดลง ซึ่งมีผลโดยตรงต่อระยะเวลาการบินและพิสัยบิน อย่างไรก็ตาม ความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่งช่วยขยายขอบเขตการบินและเพิ่มความยืดหยุ่นในการปฏิบัติภารกิจในพื้นที่จำกัด ทั้งนี้ การคำนวณด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลมีผลลัพธ์ที่สามารถยืนยันความถูกต้องของค่าที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง จึงสามารถนำค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้ไปใช้ในงานวิจัยที่เกี่ยวข้องต่อไป

**คำสำคัญ**: คุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ อากาศยานไร้คนขับ อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

## Abstract

The purpose of this research was to investigate the aerodynamic characteristics of the M Solar-X fixed-wing UAV and the M Solar-X VTOL UAV through subsonic wind tunnel testing and to compare the results with those obtained from computational fluid dynamics: CFD simulations. The results indicated that the installation of the VTOL system did not significantly affect the lift coefficient of the aircraft model; however, it increased the drag coefficient by approximately 30–45%. Subsonic wind tunnel testing showed that both the M Solar-X and M Solar-X VTOL achieved maximum lift coefficients ranging from 1.4282 to 1.4609. The critical angle of attack was found to be between 10° and 12°, while the drag coefficient at zero angle of attack ranged from 0.03059 to 0.05018. In addition, the UAV exhibited a negative pitching moment derivative with respect to the angle of attack about the center of gravity, indicating positive static longitudinal stability. The increase in drag reduced the lift-to-drag ratio, which directly affects flight endurance and operational range. Nevertheless, the VTOL capability expands the flight envelope and enhances operational flexibility, particularly in confined operating environments. Furthermore, the results obtained from the CFD analysis were in good agreement with those derived from the subsonic wind tunnel tests, confirming the validity of the aerodynamic predictions. The aerodynamic characteristics identified in this study can serve as valuable reference data for future UAV design and related research.

**Keywords**: aerodynamic characteristics, unmanned aerial vehicle, solar-powered UAV, subsonic wind tunnel, Computational Fluid Dynamics (CFD)

## บทนำ

กองทัพอากาศตระหนักถึงความสำคัญของการพัฒนาเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับเพื่อเสริมสร้างขีดความสามารถด้านการปฏิบัติการทางอากาศ ทั้งในกลุ่มอากาศยานแบบบินได้นานระดับกลาง (Medium Altitude Long Endurance: MALE) และอากาศยานไร้คนขับเชิงยุทธการ (Unmanned Combat Aerial Vehicle: UCAV) โดยยึดแนวทางการพึ่งพาตนเองและการพัฒนาอุตสาหกรรมป้องกันประเทศเป็นสำคัญ ภายใต้กรอบยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561–2580) ซึ่งมุ่งสู่วิสัยทัศน์ “กองทัพอากาศที่แข็งแกร่งและมีประสิทธิภาพ (unbeatable air force)” (Royal Thai Air Force, 2025a, 2025b) ภายใต้บริบทดังกล่าว อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ M Solar-X ได้รับการพัฒนาขึ้นเพื่อรองรับภารกิจป้องกันที่ตั้งฐานบินและการลาดตระเวนในพื้นที่ปฏิบัติการ ผ่านการพิจารณาการบริหารความเสี่ยงความปลอดภัยของปัจจัยมนุษย์ในการปฏิบัติการบิน (Eiampan et al., 2022) ซึ่งงานวิจัยนี้เป็นงานวิจัยต่อเนื่องจากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ M Solar-X และ M Solar-X VTOL (Ruenpakdan et al., 2024)

ในช่วงหลายทศวรรษที่ผ่านมา เทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ได้รับความสนใจอย่างแพร่หลาย เนื่องจากมีศักยภาพในการบินได้นาน ใช้พลังงานสะอาด และสามารถรองรับภารกิจที่หลากหลายทั้งด้านพลเรือนและด้านความมั่นคง การพัฒนาเทคโนโลยีดังกล่าวได้ขยายขีดความสามารถจากอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กไปสู่อากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงและบินได้นาน (High Altitude Long Endurance: HALE) ซึ่งเหมาะสมสำหรับภารกิจเฝ้าระวัง การสื่อสาร และการลาดตระเวนในพื้นที่กว้าง (Umprechar et al., 2025) ตัวอย่างความสำเร็จในอดีต ได้แก่ อากาศยานไร้คนขับ Pathfinder ขององค์การ NASA ซึ่งสามารถบินต่อเนื่องได้นานมากกว่า 1

เดือน ที่ระดับความสูง 50,500 ฟุต (Noth, 2008) และอากาศยานไร้คนขับ Helios ที่สามารถทำการบินได้สูงถึง 96,480 ฟุต (Kumar et al., 2015)

เทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ได้พัฒนาต่อเนื่องอย่างรวดเร็ว โดยมุ่งเน้นการเพิ่มประสิทธิภาพของระบบบริหารจัดการพลังงานและการขยายขีดความสามารถในการปฏิบัติภารกิจ ตัวอย่างที่สำคัญ ได้แก่ อากาศยานไร้คนขับ Zephyr S ซึ่งพัฒนาโดยบริษัท Airbus ตั้งแต่ปี ค.ศ.2008 สามารถบินที่ระดับความสูงประมาณ 70,000 ฟุต และบินต่อเนื่องได้นานถึง 100 วัน (Bierig et al., 2024) รวมถึงอากาศยานไร้คนขับ PHASA-35 ซึ่งพัฒนาโดยบริษัท BAE Systems และ Prismatic ตั้งแต่ปี ค.ศ. 2016 และสามารถบินต่อเนื่องได้นานถึง 1 ปี ที่ระดับความสูงประมาณ 65,000 ฟุต (BAE Systems, 2025) นอกจากนี้ อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ยังได้รับการประยุกต์ใช้อย่างกว้างขวางในงานด้านการสำรวจสิ่งแวดล้อมและการเกษตร ผ่านการติดตั้งระบบเซ็นเซอร์สำหรับตรวจวัดดัชนีความแตกต่างพืชพรรณ เพื่อวิเคราะห์สุขภาพและความสมบูรณ์ของพืชอย่างมีประสิทธิภาพ (Jitt-Aer et al., 2023) รวมทั้งสามารถใช้การผสานกล้องถ่ายภาพความร้อนและกล้องภาพสีจริงที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับเพื่อทำการติดตามเป้าหมายพรางตัวที่มีลักษณะซับซ้อนและกลมกลืนกับสภาพแวดล้อมได้ (Choosinworasakul et al., 2025)

ในเชิงงานวิจัยและการออกแบบ มีการนำเสนอแนวคิดและวิธีการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ในหลากหลายระดับ Maleki (2011) ได้นำเสนอการออกแบบเชิงหลักการสำหรับอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ที่สามารถบินที่ระดับความสูง 60,000 ฟุต โดยมีช่วงปีก 20 เมตร ขณะที่ Marta and Gamboa (2014) ได้ออกแบบอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์สำหรับภารกิจสำรวจทางพลเรือนโดยใช้อุปกรณ์เชิงพาณิชย์เพื่อลดต้นทุนการผลิต ส่วน Malaver et al. (2015) ได้พัฒนาอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ Green Falcon สำหรับการตรวจวัดก๊าซเรือนกระจก นอกจากนี้ Sonkar et al. (2023) ได้เสนอแนวคิดการออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบองค์รวม โดยผสานกระบวนการออกแบบอากาศยานแบบปีกตรึงเข้ากับระบบขึ้น-ลงทางดิ่ง (VTOL) ซึ่งสะท้อนให้เห็นถึงแนวโน้มการเพิ่มขีดความสามารถในการปฏิบัติภารกิจในพื้นที่จำกัด อย่างไรก็ตาม ปัจจุบันยังขาดงานวิจัยที่วิเคราะห์และยืนยันผลกระทบของระบบขึ้น-ลงทางดิ่งต่อคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ด้วยข้อมูลทดลองและ CFD ควบคู่กัน ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงมุ่งเติมเต็มช่องว่างดังกล่าวเพื่อสนับสนุนการออกแบบอากาศยานสำหรับภารกิจบินขึ้น-ลงในพื้นที่จำกัดอย่างมีประสิทธิภาพ

จากการทบทวนวรรณกรรมเมื่อพิจารณาเปรียบเทียบกับงานวิจัยที่รายงานค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับใกล้เคียง พบว่า ส่วนใหญ่เป็นการศึกษากับอากาศยานแบบปีกตรึงเพียงรูปแบบเดียว หรือมุ่งเน้นการวิเคราะห์เชิงแนวคิดในระดับการออกแบบ โดยไม่ได้เปรียบเทียบผลกระทบของการติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งโดยตรง ประกอบกับยังไม่มีฐานข้อมูล CL CD และ CM สำหรับอากาศยานไร้คนขับที่มีรูปแบบใกล้เคียงกับ M Solar-X อีกทั้งหลายงานดำเนินการทดสอบภายใต้ช่วงเลขเรย์โนลด์ (Reynolds number) ที่แตกต่างจากสภาวะการบินจริงของอากาศยานพลังงานแสงอาทิตย์ขนาดกลาง หรือใช้แบบจำลองที่มีอัตราส่วนความเรียวยาวปีก (aspect ratio) และการจัดวางอุปกรณ์ขับเคลื่อนต่างจากกรณีของ M Solar-X และ M Solar-X VTOL อย่างมีนัยสำคัญ นอกจากนี้ งานที่ผ่านมาโดยมากอาศัยการวิเคราะห์ด้วยวิธีเชิงตัวเลขหรือข้อมูลเชิงทดลองเพียงแนวทางเดียว ทำให้ยังขาดการยืนยันผลลัพธ์แบบบูรณาการระหว่างการทดสอบในอุโมงค์ลมกับการคำนวณ CFD ดังนั้น งานวิจัยนี้จึงเป็นการเติมเต็มช่องว่างเฉพาะด้าน โดยมุ่งวิเคราะห์และเปรียบเทียบผลกระทบของการติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งต่อค่า CL CD และ L/D ของอากาศยานพลังงานแสงอาทิตย์ภายใต้ configuration และช่วงเลขเรย์โนลด์ที่สอดคล้องกับแบบ M Solar-X และ M Solar-X VTOL โดยตรง เพื่อจัดทำฐานข้อมูลที่สามารถรองรับการออกแบบและพัฒนาต่อยอดในบริบทการใช้ในการปฏิบัติภารกิจจริงต่อไป

## วัตถุประสงค์การวิจัย

เพื่อศึกษาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับพลังงาน

แสงอาทิตย์ M Solar-X และอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ขึ้น-ลงทางดิ่ง M Solar-X VTOL โดยใช้การทดสอบในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงด้วยแบบจำลองที่มีอัตราส่วน 1:2.85 ในท่าทางการบินระดับ ประกอบด้วย สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะ (CL VS $\alpha$) สัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะ (CD VS $\alpha$) สัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะ (CL/ CD VS $\alpha$) และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ของอากาศยานทั้งลำเทียบกับมุมปะทะ (CM VS $\alpha$ ) ร่วมกับการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

## วิธีดำเนินการวิจัย

### 1. การทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ด้วยอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

1.1 อุปกรณ์การทดลอง: อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัยเป็นเครื่องมือที่ใช้ในการทดสอบเพื่อหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ โดยใช้เครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์แบบติดตั้งภายในอุโมงค์ลม ซึ่งมีค่าขอบเขตของแรงและโมเมนต์ ดังนี้ แรงตามแนวตั้งฉากกับลำตัว (normal force): 2,669 นิวตัน แรงตามแนวแกนลำตัว (axial force): 1,334 นิวตัน แรงทางข้างลำตัว (side force): 712 นิวตัน Pitching Moment: 113 นิวตันเมตร Yawing Moment: 56.5 นิวตันเมตร และ Rolling Moment: 56.5 นิวตันเมตร

1.2 แบบจำลองอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ทดสอบ: มีอัตรายอ่ส่วนเท่ากับ 1:2.85 เมื่อเปรียบเทียบกับขนาดจริง เนื่องจากอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงมีความกว้าง 1.5 เมตร โดยที่ความยาวปีกจริงมีขนาด 4.2 เมตร ด้วยอัตรายอ่ส่วน 1:2.85 จึงทำให้ปีกของแบบจำลองมีขนาด 1.5 เมตร และมีความยาวคอร์ดเฉลี่ยทางอากาศพลศาสตร์ (mean aerodynamic chord) 0.1046 เมตร ด้านล่างลำตัวยึดติดกับแท่นยึด (adaptor) เพื่อทำการเชื่อมต่อและติดตั้งกับเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์ ดังแสดงในภาพ 1 โดยขนาดของแบบจำลองที่สร้างขึ้นได้คำนึงถึงสามส่วนหลัก ได้แก่

1.2.1 ช่วงความเร็วของกระแสอากาศในอุโมงค์ลมที่สามารถทำการทดสอบได้เพื่อทำให้เลขเรย์โนลด์มีค่าใกล้เคียงกับเลขเรย์โนลด์ที่ใช้ในการบินจริงตามเงื่อนไขการบินมาตรฐานที่กำหนดขึ้น (standard flight conditions) (Barlow et al., 1999) โดยในการทดสอบนี้กำหนดเลขเรย์โนลด์ของการบินจริงที่ 2.25x105 ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการ 1

$$Re = \frac{\rho_\infty v_\infty c}{\mu_\infty} \quad (1)$$

โดยที่ $Re$ คือ เลขเรย์โนลด์ (ไม่มีหน่วย)

$\rho_\infty$ คือ ความหนาแน่นของอากาศ (กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร)

$v_\infty$ คือ ความเร็วของกระแสอากาศ (เมตรต่อวินาที)

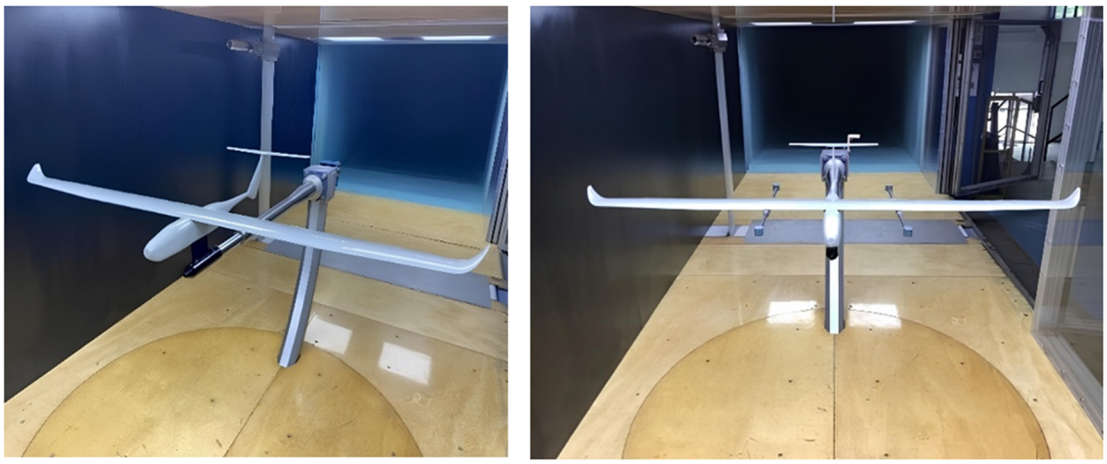
$c$ คือ คอร์ด (เมตร)

$\mu_\infty$ คือ ความหนืดพลวัตของอากาศ (กิโลกรัมต่อเมตรวินาที)

โดยเป็นการบินที่ความเร็ว 12.5 เมตรต่อวินาที ทำให้ได้ค่า Mach number ประมาณ 0.04 ซึ่งอยู่ในช่วงการไหลความเร็วต่ำที่ผลการอัดตัวของอากาศไม่มีนัยสำคัญ สอดคล้องกับการทดสอบในอุโมงค์ลมที่ใช้ความเร็วของกระแสอากาศ 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ทำให้ได้เลขเรย์โนลด์ 1.79x105 และ 2.25x105 ตามลำดับ และมีค่า Mach number อยู่ในช่วง 0.07-0.09 ซึ่งใกล้เคียงกับสภาวะการบินจริง ส่งผลให้เกิด Flow Similarity ที่เหมาะสม ทั้งนี้ แม้ค่า Mach number จะไม่สามารถทำให้เท่ากันได้อย่างสมบูรณ์ แต่เนื่องจากเป็นการไหลในช่วงความเร็วต่ำ (low speed subsonic) ความแตกต่างดังกล่าวจึงไม่ส่งผลกระทบอย่างมีนัยสำคัญต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่วัดได้

1.2.2 ขนาดพื้นที่หน้าตัดของแบบจำลองเปรียบเทียบกับพื้นที่หน้าตัดของห้องทดลอง โดยให้มีอัตราส่วนน้อยที่สุดที่สามารถส่งผลกระทบจากการกีดขวางของแบบจำลอง (solid blockage) และการรบกวนจากผนังอุโมงค์ลม (tunnel wall interference) (Barlow et al., 1999) ซึ่งในการทดสอบนี้แบบจำลองมีพื้นที่หน้าตัดเมื่อเปิดมุมปะทะถึงมุมปะทะวิกฤตประมาณ 0.12x1.5 ตารางเมตร เปรียบเทียบกับขนาดพื้นที่หน้าตัดของห้องทดลองคือ 1.5x2 ตารางเมตร ซึ่งจะเห็นได้ว่ามีอัตราส่วนต่อกันน้อยมาก

1.2.3 ขอบเขตของแรงและโมเมนต์ของอุปกรณ์เครื่องวัดแรงและโมเมนต์ที่สามารถรับได้ในช่วงที่ทำการทดสอบ



**ภาพ 1** แบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL เมื่อติดตั้งกับแท่นยึดและเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์

1.3 วิธีการทดลอง แบ่งออกเป็น 3 ช่วงหลัก ได้แก่

1.3.1 ช่วงเตรียมการก่อนการทดสอบ

1) สร้างแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ M Solar-X และ M Solar-X VTOL โดยใช้เครื่องพิมพ์สามมิติ ความละเอียด 15 ไมครอน วัสดุที่ใช้คือ PLA เสริมความแข็งแรงด้วยแท่งคาร์บอนไฟเบอร์ และติดตั้งแกนเหล็กในตำแหน่งแกนกลางของลำตัวเพื่อเชื่อมต่อกับแท่นยึดเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์ของอุโมงค์ลม ดังแสดงในภาพ 2

2) วางแผนการทดลองโดยกำหนดช่วงความเร็วที่ต้องการทดสอบและกำหนดอัตราการเพิ่มมุมปะทะเพื่อให้ได้ข้อมูลที่ครอบคลุมและเกิดประสิทธิภาพ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้วางแผนการทดสอบ ดังแสดงในตาราง 1 โดยเซทติ้งแชมเบอร์ (setting chamber) ของอุโมงค์ลมจะทำหน้าที่เตรียมและควบคุมอุณหภูมิของกระแสอากาศตามที่กำหนดไว้ตลอดการทดลองก่อนที่จะผ่านกระแสอากาศเข้าส่วนเร่งความเร็ว

3) ปรับเทียบอุปกรณ์เครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์

4) ทดสอบและวิเคราะห์ความแข็งแรงของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับในเบื้องต้นด้วยการวางถุงน้ำหนัก (dead load) ตามแนวกางปีกตามเงื่อนไขแรงยกที่เกิดขึ้นสูงสุดที่คำนวณได้จากขั้นตอนการวิเคราะห์ผลจากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล ณ สภาวะการทดสอบที่ความเร็วสูงสุดตามข้อมูลแผนการทดลอง

5) ติดตั้งแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับเข้ากับเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์ รวมทั้งตรวจสอบแนวแกนการติดตั้งของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับ (alignment check)

6) ตรวจสอบความพร้อมของระบบปฏิบัติการและควบคุมอุโมงค์ลม

1.3.2 ช่วงการทดสอบและบันทึกผล

งานวิจัยนี้จะทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับที่เลขเรย์โนลด์ 1.79x105 และ 2.25x105 ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ที่มุมปะทะ -4 องศา จนกระทั่งถึงมุมปะทะวิกฤต โดยอุณหภูมิของกระแสอากาศควบคุมไว้ที่ 25 องศาเซลเซียส ความหนาแน่นของอากาศ 1.225 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร ความหนืดพลวัตของอากาศ 1.789x10-5 กิโลกรัมต่อเมตรวินาที และกำหนดมุมปะทะแบบอัตโนมัติจากระบบการทำงานในห้องควบคุม โดยจะทำการบันทึกค่าแรงที่ได้จากการทดสอบ พร้อมทั้งค่าคุณสมบัติของกระแสอากาศในห้องทดสอบ

1.3.3 วิเคราะห์ผลและหาค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นกับการทดลอง

เครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์สามารถวัดแรงได้ตามแนวแกนลำตัวและตั้งฉากกับลำตัว ดังนั้นแรงยก (lift) และแรงต้าน (drag) จึงสามารถคำนวณได้จากสมการ 2 และ 3 เมื่อทราบค่ามุมปะทะ (angle of attack) และค่าโมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน สามารถ

คำนวณได้ตามสมการ 4 (Bertin & Cummings, 2014) ดังแสดงรายละเอียดในภาพ 3

$$L = N\cos\alpha - A\sin\alpha \quad (2)$$

$$D = N\sin\alpha + A\cos\alpha \quad (3)$$

$$M_{Cg} = x_1 N_1 + x_2 N_2 + y_1 A \quad (4)$$

โดยที่ $L$ คือ แรงยก (นิวตัน)

$N$ คือ แรงตามแนวตั้งฉากกับลำตัว (นิวตัน)

$A$ คือ แรงตามแนวแกนลำตัว (นิวตัน)

$\alpha$ คือ มุมปะทะ (องศา)

$D$ คือ แรงต้าน (นิวตัน)

$M_{cg}$ คือ โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน (นิวตันเมตร)

$x_1$ คือ ระยะห่างในแนวระดับระหว่างจุดศูนย์ถ่วงและแรงตามแนวตั้งฉากกับลำตัว จุดที่ 1 (เมตร)

$x_2$ คือ ระยะห่างในแนวระดับระหว่างจุดศูนย์ถ่วงและแรงตามแนวตั้งฉากกับลำตัว จุดที่ 2 (เมตร)

$y_1$ คือ ระยะห่างในแนวดิ่งระหว่างจุดศูนย์ถ่วงและแรงตามแนวแกนลำตัว (เมตร)

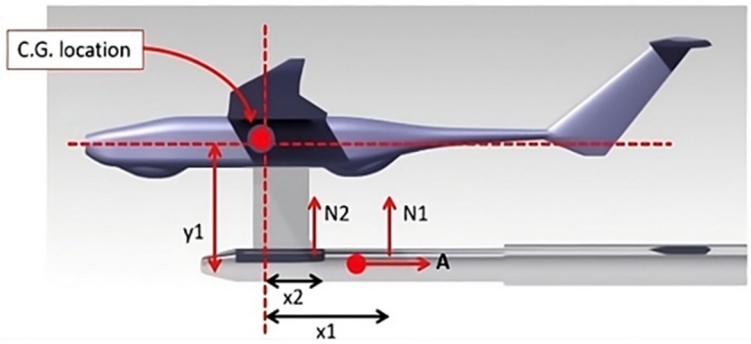


**ภาพ 2** การสร้างแบบจำลอง M Solar-X พร้อมติดตั้งกับแท่นยึด (adaptor)

**ตาราง 1**

*แผนการทดสอบ M Solar-X และ M Solar-X VTOL*

| เงื่อนไขการทดสอบ | ค่าการทดสอบ |
|---|---|
| ความเร็ว | 25 และ 31 เมตรต่อวินาที |
| มุมปะทะ | -4 ถึง 12 องศา |
| ย่านเลขเรย์โนลด์ | 1.79x105 ถึง 2.25x105 |
| อุณหภูมิ | 25 องศาเซลเซียส |




**ภาพ 3** ความสัมพันธ์ระหว่างตำแหน่งค่าแรงที่อ่านได้

**2. การทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ด้วยสมการ Navier-Stokes ในโปรแกรม Fluent**

ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ในงานวิจัยนี้คำนวณโดยใช้วิธีเชิงตัวเลข (numerical method) แบบ Finite Volume Method ในโปรแกรม Ansys Fluent (2024) สำหรับแก้สมการจำลองการไหลของอากาศแบบเทอร์บูเลนท์ กรณี Unsteady State ที่มีการเปลี่ยนแปลงค่าของตัวแปรต่าง ๆ ตามเวลา และเป็นการไหลในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว ตามกฎอนุรักษ์มวลและกฎอนุรักษ์โมเมนตัม ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณจะอยู่ในเกณฑ์ที่ยอมรับได้ทางวิศวกรรม (Coleman & Steele, 2009)

โดยในงานวิจัยนี้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ได้รับการคำนวณที่มุมปะทะต่าง ๆ โดยใช้ Solver แบบ Pressure Base และมีวิธีการคำนวณด้วยเทคนิค SIMPLE: Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation) ค่าความแม่นยำแบบ Second Order Accuracy และแก้ระบบสมการในรูปแบบของ Implicit Scheme ซึ่งมีข้อดีโดยไม่ต้องคำนึงถึงเสถียรภาพของการคำนวณเชิงตัวเลข Unconditional Stability (Versteeg & Malalasekera, 2007) โดยรูปแบบของเทอร์บูเลนท์ที่เลือกเทอร์บูเลนท์โมเดลแบบ (SST) k-$\omega$ ที่สามารถประยุกต์ใช้ได้ในการไหลหลายรูปแบบ (Bertin & Cummings, 2014) และได้รับการออกแบบโดยรวมข้อดีระหว่างเทอร์บูเลนท์โมเดลแบบ Standard k-$\omega$ ที่สามารถแก้ปัญหาการไหลได้ดีในชั้นชิดผิว และเทอร์บูเลนท์โมเดลแบบ k-$\varepsilon$ ที่สามารถแก้ปัญหาได้ดีในชั้นการไหลนอกชั้นชิดผิว (Islam et al., 2013) โดยมีขั้นตอนการทดสอบ ดังนี้

2.1 Pre-Processing

เริ่มต้นโดยการเตรียมและเลือกไฟล์ CAD ที่ต้องการใช้งานและ Generate รูปของไฟล์ CAD โดยการ Import ในกล่อง Geometry ดังแสดงในภาพ 4 (ซ้าย) และทำการ Enclosure ทำการปรับขนาด ปรับค่าต่าง ๆ และทำการ Generate Mesh ทำการบันทึกข้อมูลโดยไปที่ File และทำการ Export

2.2 Solvers

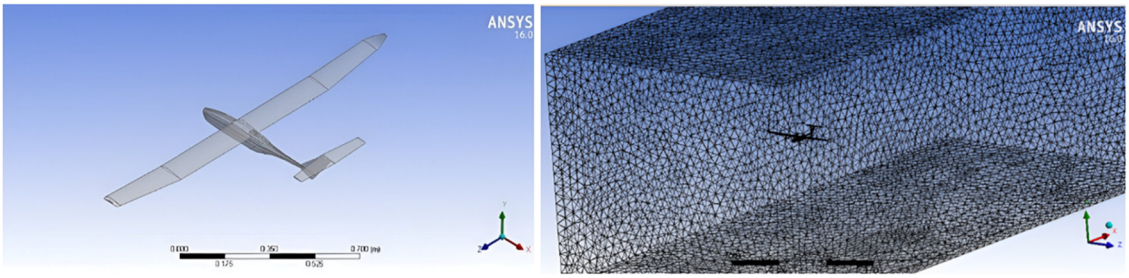
เริ่มต้นโดยการเปิดโปรแกรม Fluent 16.0 (fluent launcher) และตั้งค่าโปรแกรม พร้อมทั้งกำหนดรายละเอียดของ Mesh ให้ Y+ มีขนาด 60-200 และใช้การ Mesh แบบ Hybrid ซึ่งจะช่วยให้การใช้ Wall Function มีประสิทธิภาพสูงสุดในการจำลองการไหลแบบเทอร์บูเลนท์ โดยจากการทำ Grid Independence Test ดังแสดงในตาราง 2 ผู้วิจัยได้เลือกใช้ Medium Mesh ที่ไม่ละเอียดเกินไปและสามารถลดการคำนวณที่ซับซ้อน Stability (Versteeg & Malalasekera, 2007) โดยมี Node จำนวน 2,500,000 Node และ Element จำนวน 2,500,000 Element หลังจากนั้นได้ทำการเลือกไฟล์ที่ต้องการและทำการ Meshing ดังแสดงในภาพ 4 (ขวา)

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหล (boundary conditions) ของการไหลเข้า (inflow) และการไหลออก (outflow) ตั้งค่าอ้างอิงตามการทดสอบแบบจำลองด้วยอุโมงค์ลม ดังแสดงในตาราง 3

**ตาราง 2**

*Grid Independence Test*

| Grid Level | Uncertainty (%) | |
|---|---|---|
| | CL | CD |
| Coarse - Medium | 7.8 | 8.2 |
| Medium - Fine | 0.6 | 2.1 |




**ภาพ 4** การ Generate ไฟล์ CAD (ซ้าย) และการ Meshing (ขวา)

**ตาราง 3**

*การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหล*

| เงื่อนไขการทดสอบ | ค่าการทดสอบ |
|---|---|
| ความเร็ว | 25 และ 31 เมตรต่อวินาที |
| มุมปะทะ | -4 ถึง 12 องศา |
| พื้นที่ปีก | 0.146 ตารางเมตร |
| อุณหภูมิ | 25 องศาเซลเซียส |
| ความหนาแน่นของอากาศ | 1.225 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร |
| ความหนืดพลวัตของอากาศ | 1.789x10-5 กิโลกรัมต่อเมตรวินาที |
| Turbulent Intensity | 0.1% |
| Viscosity Ratio | 2% |
| ความเร็วอากาศที่ผิวโมเดล | 0 (No-Slip Condition) |
| อุณหภูมิผิว | 300 เคลวิน (Isothermal) |

เมื่อตรวจสอบแล้วพบว่า Mesh ไม่มีการ Warning จึงเลือก Turbulent Model แบบ k-$\omega$ (2 Eqn) จากนั้นกำหนดค่าเงื่อนไขของความเร็วและมุมปะทะที่ต้องการวิเคราะห์โดยปรับค่า Component of Flow Direction ปรับค่า Reference Values ตามขนาดของพื้นที่ปีกอ้างอิงและความยาวคอร์ดเฉลี่ยของ Model และปรับค่า Number of Iterations เป็น 1,000 แล้วเลือก Calculate จากนั้นรอจนกระทั่ง Solution is converged ซึ่งสามารถสังเกตค่า CL และ CD ได้จากหน้าจอ รวมถึงสังเกตการลู่เข้าหาคำตอบได้จากกราฟ Residual ที่มีค่าน้อยกว่า 10-3 โดยหลังจากทำการ Run โปรแกรมแล้ว เมื่อการคำนวณลู่เข้าหาคำตอบ จะได้ค่า CL และ CD ของเงื่อนไขการบินที่กำหนด

2.3 Post-Processing

ขั้นตอนนี้เป็นการนำผลลัพธ์ที่ได้ คือ ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ต่าง ๆ ที่ได้จากการคำนวณโดยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล ได้แก่ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน และค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน มาเปรียบเทียบกับค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมและแสดงผลในรูปแบบของกราฟเพื่อนำไปใช้การวิเคราะห์ปัญหาที่ต้องการศึกษา

## ผลการวิจัยและการอภิปรายผล

เนื่องจากในการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม โครงสร้างของอากาศยานไม่สามารถรองรับภาระกรรมในย่านความเร็วที่เทียบเท่าสภาวะจริง คือ ในช่วง 56 เมตรต่อวินาที (เทียบกับความเร็ว 19.4 เมตรต่อวินาที ที่ความสูง 150 เมตร) และ 32 เมตรต่อวินาที (เทียบกับความเร็ว 12.5 เมตรต่อวินาที ที่ความสูง 1,500 เมตร) การแสดงผลลัพธ์ของแบบจำลองจึงมีการเปลี่ยนแปลงการทดสอบให้อยู่ในย่านความเร็วที่เหมาะสม คือ 25-31 เมตรต่อวินาที โดยมีการพิจารณาผลกระทบของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากย่านเลขเรย์โนลด์ที่แตกต่างกัน

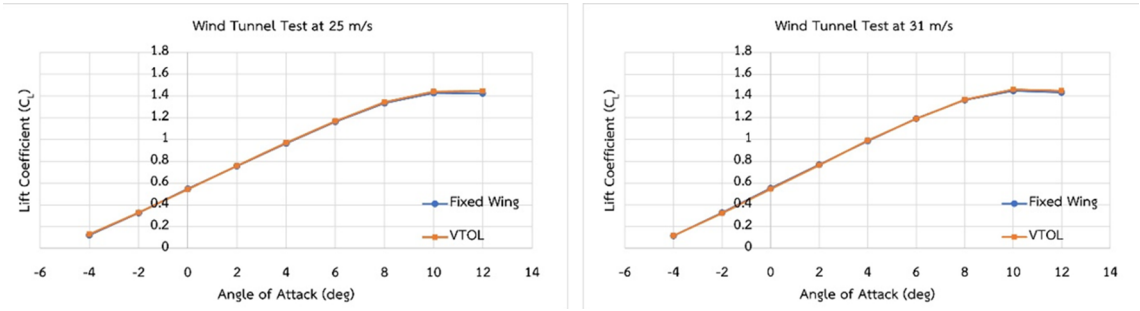
### 1. การวิเคราะห์ผลกระทบของการติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งต่อค่าอากาศพลศาสตร์โดยใช้อุโมงค์ลม

1.1 สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient CL)

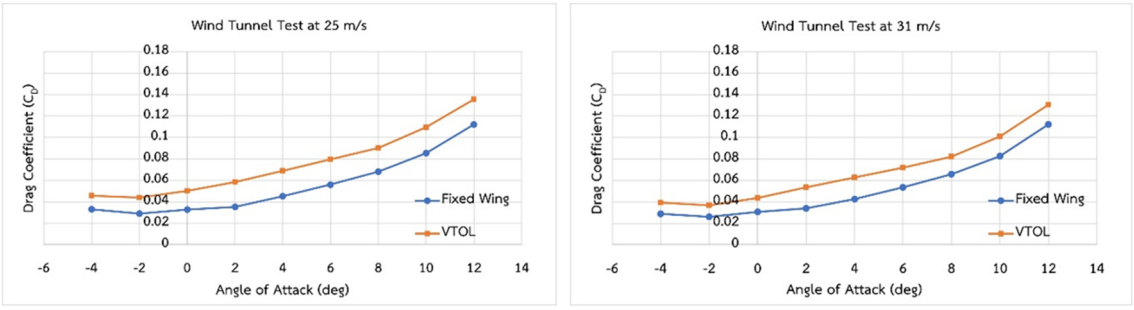
ภาพ 5 แสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกของแบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL โดยใช้อุโมงค์ลมที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที โดยเมื่อเปรียบเทียบกันจะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกไม่แตกต่างอย่างมีนัยสำคัญ ทั้งนี้เกิดจากการติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งทำให้พื้นที่ปีกเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อย

1.2 สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient: CD)

ภาพ 6 แสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านของแบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที โดยเมื่อเปรียบเทียบจะพบว่า การติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งส่งผลกระทบให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเพิ่มขึ้น 30-45% ซึ่งเมื่อพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เพิ่มขึ้นขณะที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกไม่แตกต่างกัน แสดงว่า เกิดแรงต้านเหนี่ยวนำ (induced drag) น้อยมาก และสามารถสรุปได้ว่า สัมประสิทธิ์แรงต้านที่เพิ่มขึ้นเป็นสัมประสิทธิ์แรงต้านติดตัว (parasite drag coefficient) อันเนื่องมาจากการติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่ง




**ภาพ 5** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะของแบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL โดยใช้อุโมงค์ลมที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที




**ภาพ 6** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะของแบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL โดยใช้อุโมงค์ลมที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที

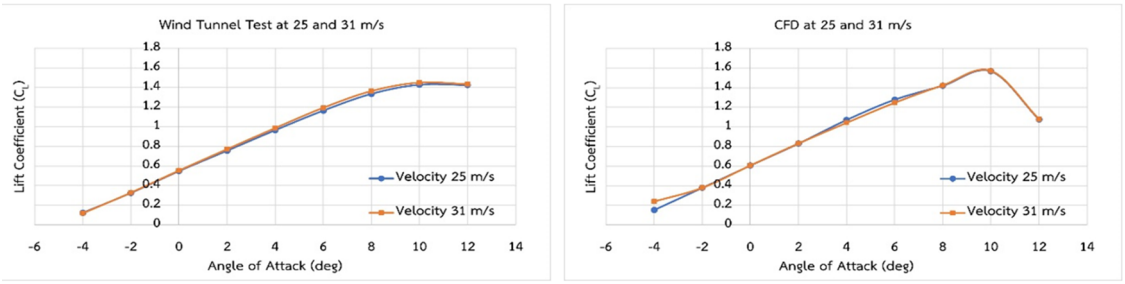
**2. การวิเคราะห์ผลกระทบของเลขเรย์โนลด์ต่อค่าอากาศพลศาสตร์**

จากการทดสอบที่ค่าเลขเรย์โนลด์ที่แตกต่างกัน พบว่า เลขเรย์โนลด์ที่เพิ่มมากขึ้นส่งผลกระทบให้สัมประสิทธิ์แรงยกสูงขึ้น ดังแสดงในภาพ 7 โดยมีผลในช่วงของสมการเส้นตรงน้อยมากประมาณ 1% แต่เมื่อมุมปะทะสูงขึ้นเลขเรย์โนลด์จะส่งผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยกมากขึ้นประมาณ 2-3% นอกจากนั้น ค่าของเลขเรย์โนลด์มีผลกระทบต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน ดังแสดงในภาพ 8 โดยพบว่า เมื่อเลขเรย์โนลด์เพิ่มมากขึ้น ส่งผลให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านลดลง โดยที่มุมปะทะต่ำจะลดลงประมาณ 2% และที่มุมปะทะสูงมากขึ้นหรือช่วงเกิดการร่วงหล่น ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านจะลดลงอย่างชัดเจน อยู่ที่ประมาณ 3-5% อันเป็นผลที่เกิดจากการไหลแยกตัวของกระแสอากาศที่มีการเคลื่อนที่ไปด้านหลังของแบบจำลองมากขึ้น ส่งผลให้กระแสอากาศที่ปั่นป่วนที่เกิดขึ้นบริเวณด้านหลังมีลักษณะแคบลง จึงทำให้ความแตกต่างระหว่างความดันด้านหน้าและด้านหลังลดลง จึงเป็นผลให้ค่า CD ลดลง

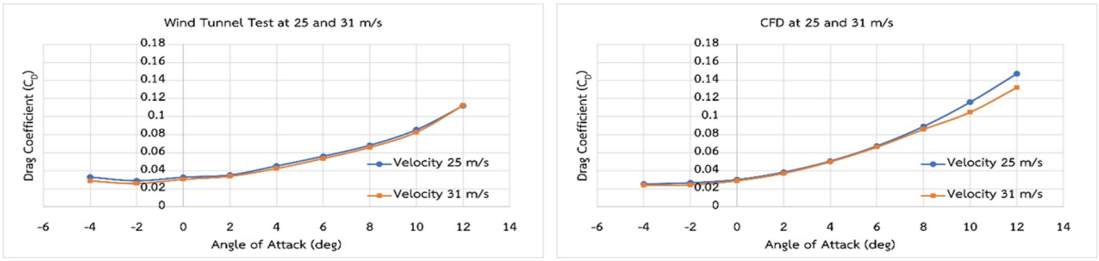
**3. เปรียบเทียบผลการทดสอบอุโมงค์ลมและการคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X**

3.1 สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient: CL)

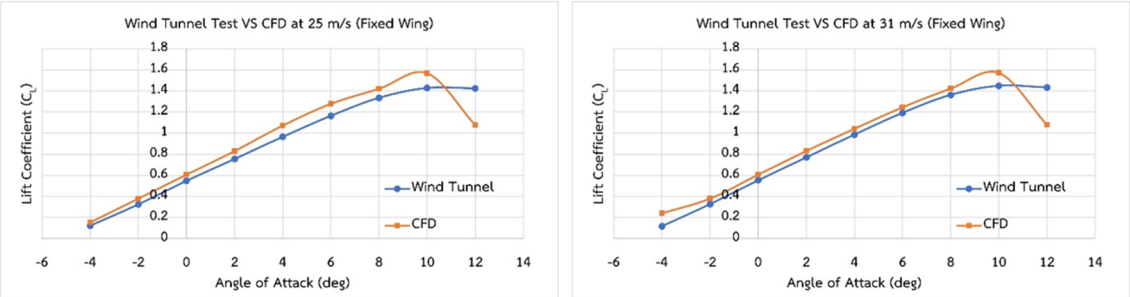
ภาพ 9 แสดงผลลัพธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้จากอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล โดยใช้แบบจำลอง M Solar-X พบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีแนวโน้มเดียวกันมีความแตกต่างกันประมาณ 3-5% ที่มุมปะทะต่ำ หรือช่วงสมการเส้นตรง และค่าจะแตกต่างกันมากขึ้นเมื่อมุมปะทะสูงขึ้น เนื่องจากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลไม่สามารถทำนายค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้แม่นยำในช่วงที่กราฟไม่เป็นสมการเส้นตรงหรือหลังเกิดการร่วงหล่นได้ ทั้งนี้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่มุมปะทะ 0 องศา ผลการทดสอบที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมมีสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าประมาณ 0.5484 และ 0.5527 และจากการคำนวณพลศาสตร์ของไหลมีค่า 0.6064 และ 0.6077 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด จากการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 10 องศา โดยมีค่าประมาณ 1.4282 และ 1.4490 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ และจากการคำนวณพลศาสตร์ของไหล มีค่าประมาณ 1.5675 และ 1.5707 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ ซึ่งค่าที่ได้จากการทดลองมีแนวโน้มต่ำกว่าค่าที่คำนวณจาก CFD เล็กน้อย ทั้งนี้อาจเกิดจากผลของ Tunnel Wall Interference และ Solid Blockage ซึ่งเป็นปัจจัยที่มักทำให้ค่าที่วัดได้ในอุโมงค์ลมคลาดเคลื่อนจากสภาวะอิสระจริง (Barlow et al., 1999)




**ภาพ 7** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะของแบบจำลอง M Solar-X ที่เลขเรย์โนลด์ 1.79x105 (ความเร็ว 25 m/s) และ 2.25x105 (ความเร็ว 31 m/s) โดยใช้อุโมงค์ลม (ซ้าย) และโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (ขวา)




**ภาพ 8** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะของแบบจำลอง M Solar-X ที่เลขเรย์โนลด์ 1.79x105 (ความเร็ว 25 m/s) และ 2.25x105 (ความเร็ว 31 m/s) โดยใช้อุโมงค์ลม (ซ้าย) และโปรแกรมคำนวณพลศาสตรของไหล (ขวา)




**ภาพ 9** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที

3.2 สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient: CD)

ภาพ 10 เป็นการเปรียบเทียบกราฟแสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและการคำนวณโดยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล โดยใช้แบบจำลอง M Solar-X ซึ่งพบว่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะโดยมีแนวโน้มเป็นรูปพาราโบลาทั้งการใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลและการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม โดยแตกต่างกันประมาณ 8-15% เนื่องจากข้อจำกัดต่าง ๆ ของโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลที่ไม่สามารถจำลองการไหลของกระแสอากาศจริงได้อย่างสมบูรณ์ อย่างไรก็ตาม ความแตกต่างกันดังกล่าวยังถือว่าอยู่ในช่วงที่ยอมรับได้สำหรับการเปรียบเทียบทางวิศวกรรม (Bertin & Cummings, 2014) ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดสำหรับการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมเกิดที่มุมปะทะ -2 องศา ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของพาราโบลาและเป็นจุดที่มีค่าแรงยก 0.3253 และ 0.3269 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน 0.0288 และ 0.0259 ตามลำดับ สำหรับโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดเกิดที่มุมปะทะ -4 องศา โดยมีค่า 0.02524 และ 0.02407 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ ที่มุมปะทะต่ำหรือมุมที่ใช้ในการบินตรงระดับอากาศยานไร้คนขับมีสัมประสิทธิ์แรงต้าน อยู่ในช่วง 0.0295-0.0506

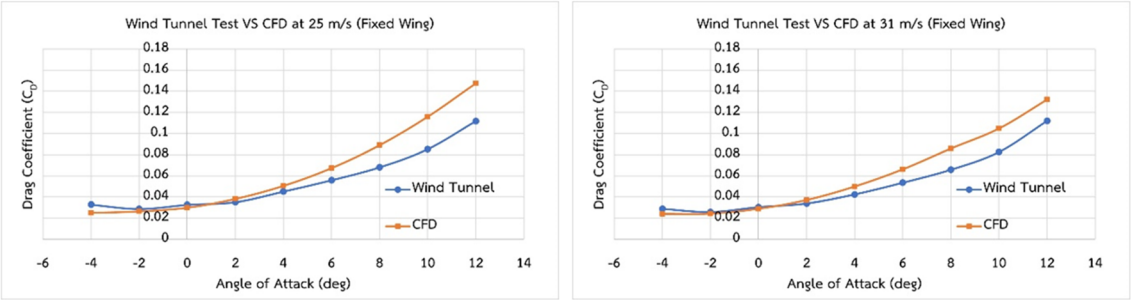
## 4. เปรียบเทียบผลการทดสอบอุโมงค์ลมและการคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X VTOL

4.1 สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient: CL)

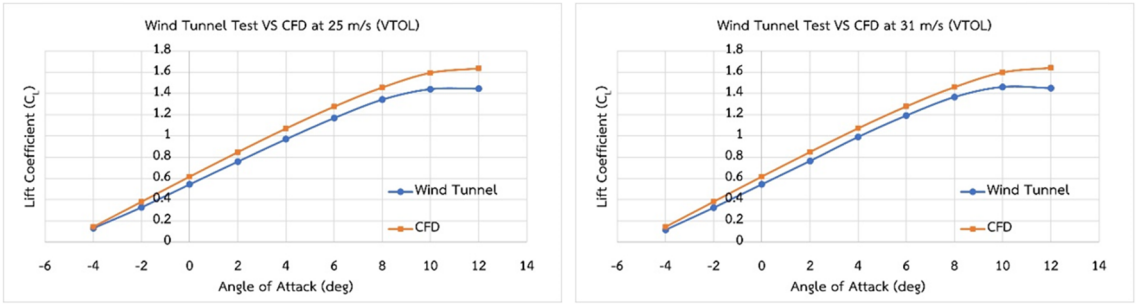
ภาพ 11 แสดงผลลัพธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของแบบจำลอง M Solar-X VTOL พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีแนวโน้มเดียวกันมีความแตกต่างกันประมาณ 3-6% ที่มุมปะทะต่ำและจะแตกต่างกันมากขึ้นเมื่อมุมปะทะสูงขึ้น โดยที่มุมปะทะ 0 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจากการทดสอบอุโมงค์ลมมีค่า 0.5439 และ 0.5437 จากการคำนวณพลศาสตร์ของไหลมีค่า 0.6156 และ 0.6170 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดของการทดสอบอุโมงค์ลมที่ความเร็ว 25 เมตรต่อวินาที เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 12 องศา โดยมีค่า 1.4451 และที่ความเร็ว 31 เมตรต่อวินาที ที่มุมปะทะ 10 องศา โดยมีค่า 1.4609

4.2 สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient: CD)

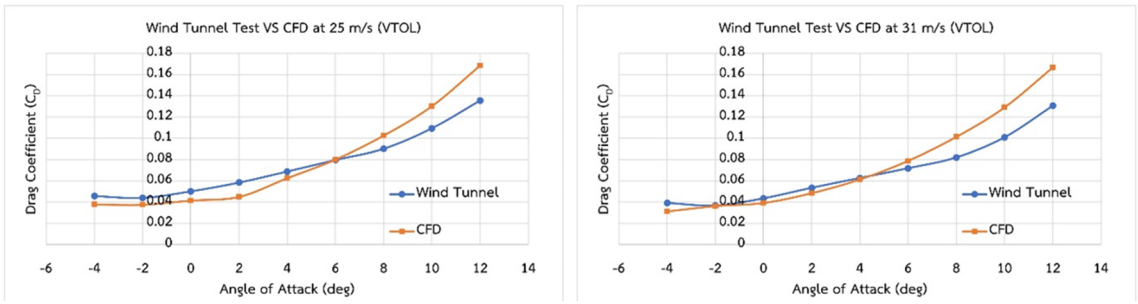
ภาพ 12 เป็นการเปรียบเทียบกราฟแสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและผลจากการคำนวณโดยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X VTOL ซึ่งพบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะโดยมีแนวโน้มเป็นรูปพาราโบลาทั้งการใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลและการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม โดยแตกต่างกันประมาณ 5-25% สำหรับการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด เกิดที่มุมปะทะ -2 องศา ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของพาราโบลาและเป็นจุดที่มีค่าแรงยกเท่ากับ 0.3283 และ 0.3239 ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ โดยจุดนี้สัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าประมาณ 0.044 และ 0.0367 ตามลำดับ




**ภาพ 10** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที




**ภาพ 11** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X VTOL ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที



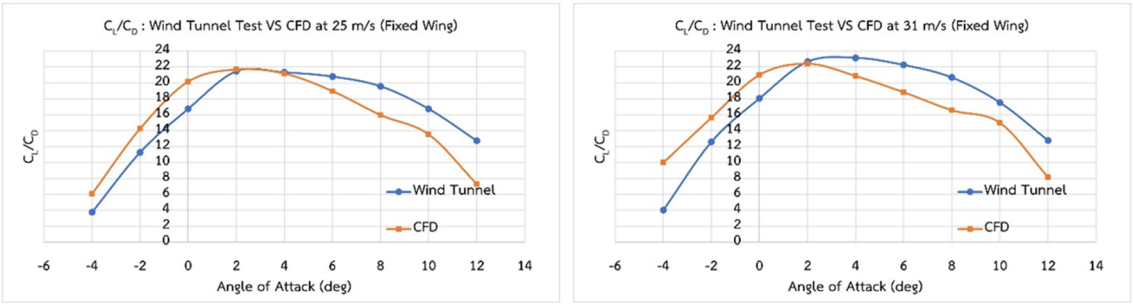

**ภาพ 12** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X VTOL ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที

4.3 สัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะ (CL/ CD VS $\alpha$)

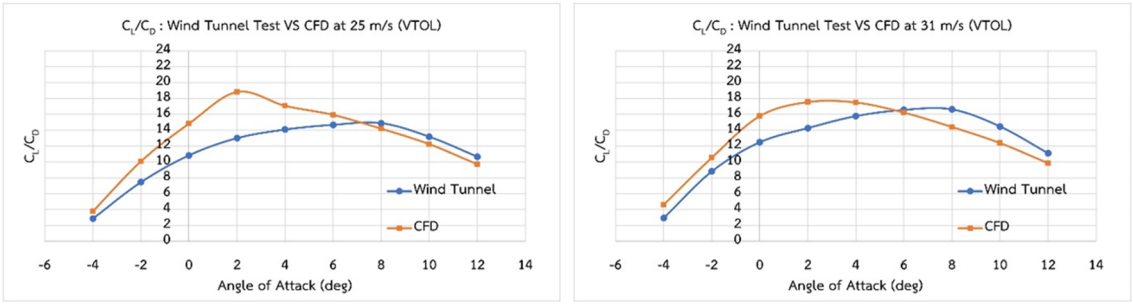
ภาพ 13 แสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะจากการทดสอบอุโมงค์ลมและการคำนวณโดยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X พบว่า การทดสอบอุโมงค์ลมและการคำนวณโดยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลให้ค่าที่แตกต่างกัน แต่ลักษณะของกราฟมีแนวโน้มเดียวกัน โดยค่าของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุดเท่ากันที่มุมปะทะ 2 องศา ที่ความเร็ว 25 เมตรต่อวินาที แต่ที่ความเร็ว 31 เมตรต่อวินาที มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุดที่มุมปะทะที่แตกต่างกัน ภาพ 14 แสดงผลลัพธ์ของแบบจำลอง M Solar-X VTOL ที่ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุดที่ 8 องศา เท่ากัน จากการทดสอบอุโมงค์ลมที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที แต่สำหรับโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล จะได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุดที่มุมปะทะ 2 องศา ที่ความเร็ว 25 เมตรต่อวินาที และที่มุมปะทะ 3 องศา ที่ความเร็ว 31 เมตรต่อวินาที

4.4 การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตตามแนวแกนลำตัว (longitudinal static stability)

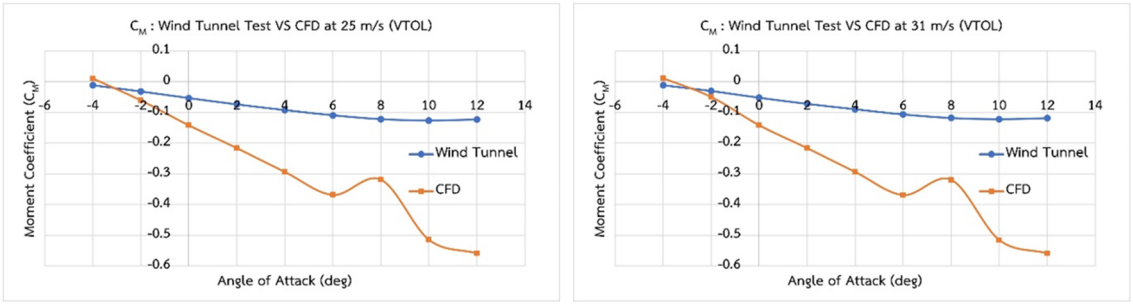
อากาศยานจะมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวต้องอยู่ในเงื่อนไขค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะมีค่าเป็นลบ (Hull, 2007) โดยตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของแบบจำลองในอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลอยู่ที่ 0.198 เมตร จากตำแหน่งหน้าสุดของแบบจำลอง ซึ่งผลการวิเคราะห์พบว่า แบบจำลองที่ติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งมีค่าอนุพันธ์ดังกล่าวเป็นลบ ดังแสดงในภาพ 15 จึงสามารถสรุปได้ว่า แบบจำลองมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว ทั้งนี้ความแตกต่างที่เกิดขึ้นน่าจะเกิดจากความคลาดเคลื่อนในการวัดระยะของอุปกรณ์และความแตกต่างของค่าแรงที่วัดได้จากอุโมงค์ลมกับโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล




**ภาพ 13** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที




**ภาพ 14** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X VTOL ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที




**ภาพ 15** กราฟเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลของแบบจำลอง M Solar-X VTOL ที่ความเร็ว 25 และ 31 เมตรต่อวินาที

## สรุปผลการวิจัย

การคำนวณและทดสอบค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ M Solar-X และ M Solar-X VTOL ที่ค่าเลขเรย์โนลด์ 1.79×105 และ 2.25×105 ในช่วงมุมปะทะตั้งแต่ -4 ถึง 12 องศา โดยการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม มีรายละเอียดของผลลัพธ์ดังแสดงในตาราง 4 ซึ่งสามารถนำค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากงานวิจัยไปต่อยอดหรือปรับปรุงพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบใหม่ที่มีขีดความสามารถและสมรรถนะที่สูงขึ้นสำหรับใช้ในการปฏิบัติภารกิจต่าง ๆ ไม่ว่าจะเป็นภารกิจด้านความมั่นคง การบรรเทาสาธารณภัยหรือการช่วยเหลือประชาชน โดยสามารถสรุปผลการทดสอบได้ ดังนี้

**ตาราง 4**

*สรุปผลการทดสอบแบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL โดยใช้อุโมงค์ลม*

| ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ | M Solar-X | M Solar-X VTOL |
|---|---|---|
| ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด | 1.4282 ถึง 1.4490 | 1.4451 ถึง 1.4609 |
| ค่ามุมปะทะวิกฤติ | 10 ถึง 12 องศา | 10 ถึง 12 องศา |
| ค่าความชันของสัมประสิทธิ์แรงยก | 0.0747 ถึง 0.0778 deg-1 | 0.0883 ถึง 0.0902 deg-1 |
| ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะเท่ากับศูนย์ | 0.5485 ถึง 0.5527 | 0.54375 ถึง 0.54395 |
| ค่ามุมปะทะที่สัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับศูนย์ | มุมกด 4 ถึง 6 องศา | มุมกด 4 ถึง 6 องศา |
| ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด | 0.02594 | 0.03675 |
| ค่ามุมปะทะที่สัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด | -2 องศา | -2 องศา |
| ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด | 23.1522 | 16.6385 |
| ค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์ปักเงย CM รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะ | -0.005 ถึง -0.0054 deg-1 | -0.0072 ถึง -0.0075 deg-1 |

1. การติดตั้งระบบขึ้น-ลงทางดิ่งไม่ส่งผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยกอย่างมีนัยสำคัญ เพราะไม่ได้เปลี่ยนแปลงพื้นที่ปีกที่เป็นส่วนในการสร้างแรงยก แต่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านซึ่งเพิ่มขึ้นประมาณ 30-45% โดยที่แบบจำลอง M Solar-X และ M Solar-X VTOL ยังคงมีเสถียรภาพสถิตตามแนวแกนลำตัว ทั้งนี้ สัมประสิทธิ์แรงต้านที่เพิ่มขึ้นส่งผลให้สมรรถนะต่าง ๆ ของ M Solar-X VTOL ลดลง และเกิดข้อจำกัดในการปฏิบัติภารกิจเพิ่มมากขึ้น อย่างไรก็ตาม ความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่งช่วยขยายขอบเขตการบิน เพิ่มความยืดหยุ่นในการปฏิบัติภารกิจในพื้นที่จำกัดและไม่ต้องใช้ทางวิ่ง

2. ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์จากการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมมีแนวโน้มสอดคล้องกับผลการคำนวณพลศาสตร์ของไหล โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงยกแตกต่างกันในช่วงสมการเส้นตรงประมาณ 3-6% และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านแตกต่างกันอยู่ในช่วง 5-25% ซึ่งความสอดคล้องของแนวโน้มดังกล่าวสะท้อนถึงความสอดคล้องกันระหว่างข้อมูลเชิงทดลองจากสภาวะการไหลจริงและแบบจำลองเชิงตัวเลขที่มีการกำหนดสมมติฐานต่าง ๆ ให้ใกล้เคียงกับการไหลจริงที่สามารถเพิ่มความเชื่อมั่นว่า ผลการทดลองไม่มีความคลาดเคลื่อนเชิงระบบอย่างมีนัยสำคัญ

3. ข้อจำกัดต่าง ๆ ของการวิจัย ได้แก่ ข้อจำกัดด้านโครงสร้างของแบบจำลองที่ไม่สามารถรองรับภาระกรรมในย่านความเร็วที่เทียบเท่าสภาวะการบินจริง จึงทำให้ต้องลดความเร็วในการทดสอบให้อยู่ในย่านความเร็วที่เหมาะสม คือ 25-31 เมตรต่อวินาที ส่งผลให้ย่านเลขเรย์โนลด์ที่ใช้ทำการทดสอบไม่ครอบคลุมย่านเลขเรย์โนลด์ที่เทียบเท่าสภาวะการบินจริง และข้อจำกัดจากโปรแกรมคำนวณ

พลศาสตร์ของไหลที่ไม่สามารถทำนายค่าที่มุมปะทะสูงได้อย่างแม่นยำ เนื่องจากการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมจะใช้กระแสลมจริงที่มีลักษณะการไหลแบบราบเรียบไหลผ่านแบบจำลอง แต่การจำลองกระแสอากาศในโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล จะเป็นกระแสอากาศที่มีลักษณะปั่นป่วนเนื่องจากเทอร์บูเลนท์โมเดลของโปรแกรมเป็นการจำลองการไหลแบบปั่นป่วน ซึ่งในการคำนวณอาจมีการกำหนด Boundary Layer ที่ไม่ถูกต้องครบถ้วน ประกอบกับการกำหนดจำนวน Mesh ที่ไม่เพียงพอ รวมถึงคุณภาพและชนิดของ Mesh ที่ใช้ จึงทำให้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้มีค่าแตกต่างกันเล็กน้อย

## References


Ansys Fluent. (2024). *Ansys Fluent theory guide*. Ansys Help Center. https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/flu_th/flu_th.html

BAE Systems. (2025). *PHASA-35*. https://www.baesystems.com/en/product/phasa-35#

Barlow, J. B., Rae, W. H., Jr., & Pope, A. (1999). *Low-speed wind tunnel testing* (3rd ed.). John Wiley & Sons.

Bertin, J. J., & Cummings, R. M. (2014). *Aerodynamics for engineers* (6th ed.). Pearson Education Limited.

Bierig, A., Nikodem, F., & Rothe, D. (2024). General design considerations for solar-electric high-altitude long-endurance aircraft. In International Council of the Aeronautical Sciences (Ed.), *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (pp. 1-17). Curran Associates, Inc.

Choosinworasakul, V., Wongkamchang, P., Bamrungthai, P., & Pedchote, C. (2025). Camouflaged target tracking using a thermal imaging and a true color camera fusion [In Thai]. *EAU Heritage Journal Science and Technology (Online), 19*(2), 142–156. https://he01.tci-thaijo.org/index.php/EAUHJSci/article/view/275531

Coleman, H. W., & Steele, W. G. (2009). *Experimentation, validation, and uncertainty analysis for engineers* (3rd ed.). John Wiley & Sons.

Eiampan, T., Wongkamchang, P., Kosanwat, P., Ruaengmaneeya, N., & Thothong, W. (2022). Safety risk management of human factors in flight operations with the Royal Thai Air Force vertical take-off and landing solar power UAV according to the standards of the International Civil Aviation Organization [In Thai]. *EAU Heritage Journal Science and Technology (Online), 16*(2), 91–104. https://he01.tcithaijo.org/index.php/EAUHJSci/article/view/253492

Hull, D. G. (2007). *Fundamentals of airplane flight mechanics*. Springer.

Islam, S., Samsuzzoha Ara, S., & Islam, N. (2013). Unsteady solutions of thermal boundary layer equations by using finite difference method. *Annals of Pure and Applied Mathematics, 3*(2), 142-154. http://www.researchmathsci.org/apamart/apam-v3n2-6.pdf

Jitt-Aer, K., Thana, K., Chunsuparerk, D., Vejchasarn, P., & Phansenee, Y. (2023). Applying normalized difference vegetation index from UAV for fertilizer cost reduction in rice RD33 cultivation [In Thai]. *Sripatum Review of Science and Technology, 15*(1), 101-114. https://ph02.tci-thaijo.org/index.php/spurst/article/view/248431/169862

Kumar, G., Sepat, S., & Bansal, S. (2015). Review paper of solar powered UAV. *International Journal of Scientific & Engineering Research, 6*(2), 41-44. https://www.scribd.com/document/405292491/Review-paper-of-Solar-Powered-UAV

Malaver, A., Motta, N., Corke, P., & Gonzalez, F. (2015). Development and integration of a solar powered unmanned aerial vehicle and a wireless sensor network to monitor greenhouse gasses. *Sensors, 15*(2), 4072-4096. https://doi.org/10.3390/s150204072

Maleki, M. H. (2011). Conceptual design method for solar powered aircraft. In American Institute of Aeronautics and Astronautics (Ed.), *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (pp. 1-18). Curran Associates, Inc.

Marta, A., & Gamboa, P. (2014). Long endurance electric UAV for civilian surveillance missions. In International Council of the Aeronautical Sciences (Ed.), *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (pp. 1-19). Curran Associates, Inc.

Noth, A. (2008). *Design of solar powered airplanes for continuous flight* [Doctoral dissertation, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, Switzerland]. ETH. https://doi.org/10.3929/ethz-a-005745622

Royal Thai Air Force. (2025a). *Royal Thai Air Force 20-year strategic plan (2018-2037)*, updated 2025 [In Thai]. https://drive.google.com/file/d/188l93jHLFbVPvY6tLLZONre3jfAP_5n_/view

Royal Thai Air Force. (2025b). *RTAF white paper 2025* [In Thai]. https://welcome-page.rtaf.mi.th/web/content/61334?unique=6862447cee8f48244ec60c883a87b86541438f15

Ruenpakdan, C., Jiajan, W., & Rojnpisit, T. (2024). Design and aerodynamic analysis of vertical take-off and landing solar powered UAV [In Thai]. *NKRAFA Journal of Science and Technology, 20*(1), 1-21. https://ph02.tci-thaijo.org/index.php/nkrafa-sct/article/view/251811/170894

Sonkar, S., Kumar, P., Puli, Y. T., George, R. C., Philip, D., & Ghosh, A. K. (2023). Design & implementation of an electric fixed-wing hybrid VTOL UAV for asset monitoring. *Journal of Aerospace Technology and Management, 15*(4), 1-16. https://doi.org/10.1590/jatm.v15.1297

Umprechar, T., Jiajan, W., & Sukpimai, P. (2025). Conceptual design of high altitude pseudo-satellite [In Thai]. *EAU Heritage Journal Science and Technology (Online), 19*(3), 153–172. https://he01.tci-thaijo.org/index.php/EAUHJSci/article/view/279489

Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An introduction to computational fluid dynamics* (2nd ed.). Pearson Education Limited.