การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง โดยใช้อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

Aerodynamic Investigations of Tailless Mini UAV by Using Subsonic Wind Tunnel

วันชัย เจียจันทร์, กนก ทองสว่าง และ คมกริช แก้วฉาย

ภาควิศวกรรมอากาศยาน กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

E-mail : wanchai_j@rtaf.mi.th

Received: August 18,2018

Revised: August 21,2018

Accepted: September 29,2018

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางด้วยอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงในย่านเลขเรย์โนลด์ $3x10^5$ - $4x10^5$ ทั้งนี้เพื่อนำผลการทดสอบที่ได้มาเปรียบเทียบ และยืนยันผลลัพธ์ที่ได้จากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics) จากผลการทดสอบพบว่าค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงสุดของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางมีค่าประมาณ 22 ซึ่งถือว่ามีค่าสูงแบบมีนัยสำคัญโดยเป็นกุญแจสำคัญต่อการเพิ่มสมรรถนะของอากาศยานทั้งในด้านระยะทางและเวลาในการบินเดินทาง มากไปกว่านั้นอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางยังคงรักษาเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว เมื่อเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้จากการทดสอบอุโมงค์ลมและการคำนวณเชิงตัวเลขโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล พบว่าผลลัพธ์สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านที่ได้มีความใกล้เคียง สอดคล้องและเป็นแนวโน้มเดียวกัน

คำสำคัญ : อากาศพลศาสตร์, อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง, อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

ABSTRACT

This paper presents a wind tunnel investigation of aerodynamic characteristics of Tailless Mini-UAV. The tests were performed at low subsonic speeds (Reynolds number $3x10^5$ - $4x10^5$). The experimental result was then compared and confirmed with numerical results obtain from Computational Fluid Dynamics (CFD). The experimental result shown that the Tailless Mini-UAV provides high aerodynamic efficiency by up to 22, which is desirable to enhance the aerodynamic performance in terms of both range and endurance. In additions, the Tailless Mini-UAV was also statically stable in longitudinal axis. In comparison with the numerical solutions, good agreement was observed for both lift and drag coefficient.

Keywords : Aerodynamics, Tailless Mini-UAV, Subsonic Wind Tunnel

1. บทนำ

จากวิสัยทัศน์กองทัพอากาศที่ต้องการเป็น “กองทัพอากาศชั้นนำในภูมิภาค” ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศประจำปีพุทธศักราช 2551 - 2562 กำหนดประเด็นยุทธศาสตร์เสริมสร้างสมรรถนะความพร้อมในการป้องกันประเทศ เป็นประเด็นหลักของกองทัพอากาศ ในการสนับสนุนให้บรรลุวิสัยทัศน์กองทัพอากาศอย่างเป็นรูปธรรม โดยกำหนดจุดเน้นด้านการเสริมสร้างนภานุภาพ การดำเนินงานด้านวิจัยและพัฒนาการสร้างอากาศยานไร้คนขับซึ่งเป็นส่วนหนึ่งในนโยบายที่สนับสนุนให้บรรลุวิสัยทัศน์กองทัพอากาศ โดยเน้นให้มีการดำเนินงานตามแผนอย่างต่อเนื่อง ทั้งนี้เพื่อให้เกิดการพัฒนาและพึ่งพาตนเองอย่างยั่งยืน ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับมีความเหมาะสมอย่างมากกับภารกิจ 3D (Dull, Dirty และ Dangerous) โดยเฉพาะอย่างยิ่งอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อนเป็นที่นิยมใช้ในภารกิจลาดตระเวนของการปฏิบัติการทางทหารอย่างแพร่หลายในหลายประเทศ เนื่องจาก ตรวจจับได้ยาก มีความคล่องตัวสูง ไม่ใช้ทางวิ่งขึ้นและลงจอดส่งผลต่อการใช้งานได้ง่ายและรวดเร็ว สามารถรับ ส่ง ข้อมูลข่าวสารในรูปแบบของภาพและตำแหน่งได้ทันทีในขณะนั้น (Real Time) ระบบมีราคาไม่แพง เพราะเป็นระบบที่ไม่ซับซ้อน ช่วยประหยัดพลังงานและลดค่าใช้จ่ายในการปฏิบัติงานได้อย่างมาก

จากข้อมูลการศึกษาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อน [1][2] พบว่าอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางมีสมรรถนะในด้านพิสัยการบินและระยะเวลาในการบินที่นานกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานไร้คนขับรูปทรงแบบอนุรักษ์ (Conventional Configurations) ที่มีขนาดปีกและน้ำหนักใกล้เคียงกัน นอกจากนี้อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางยังมีจุดเด่นในด้านโครงสร้างที่แข็งแรงเนื่องจากอากาศยานมีเฉพาะในส่วนของปีกและลำตัวเท่านั้น อย่างไรก็ตามจุดอ่อนของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางคือเสถียรภาพของอากาศยานมีค่อนข้างต่ำเนื่องจากไม่มีชุดแพนหางเพื่อรักษาเสถียรภาพ รวมถึงการกำหนดตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานต้องแม่นยำจึงจะทำให้อากาศยานสามารถทำการบินได้ ดังนั้นสิ่งที่เป็นความท้าทายในสร้างอากาศยานประเภทนี้คือการออกแบบอากาศยานแบบไร้หางให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นและมีเสถียรภาพที่ดี

งานวิจัยนี้เป็นงานวิจัยต่อเนื่องจากงานวิจัยที่ได้ดำเนินการเสร็จไปแล้วคือการออกแบบเชิงหลักการและการวิเคราะห์ค่าอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล [1] ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้จากงานวิจัยที่ผ่านมาคือรูปร่างอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบรวมถึงค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์เฉพาะในเบื้องต้นที่ได้จากการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลเพื่อให้เกิดความเชื่อมั่นและสามารถยืนยันในความถูกต้องของค่าอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีและการคำนวณด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ในงานวิจัยนี้จึงมีวัตถุประสงค์เพื่อการทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง ซึ่งประกอบด้วย สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน

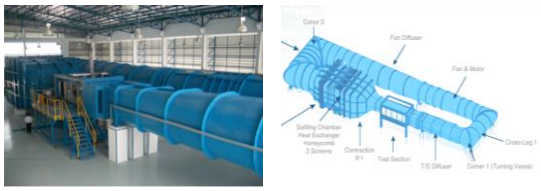
2. การทดสอบหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ด้วยอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

สำหรับจุดประสงค์ในการทดสอบคือ เพื่อทดสอบหาค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง (สัมประสิทธิ์แรงต้าน สัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงอากาศยาน)ที่ค่าเลขเรย์โนด์ $3x10^5$ - $4x10^5$ โดยใช้อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

2.1 อุโมงค์ลมและอุปกรณ์การทดลอง

อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัยโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช เป็นอุปกรณ์ในการทดสอบเพื่อหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ โดยอุโมงค์ลม มีขนาดห้องทดสอบ

Test section: 1.5 m x 2 m (พื้นที่หน้าตัด) x 5.5 m (ความยาวห้องทดลอง) ดังปรากฏในรูปที่ 1 [3]



รูปที่ 1 อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัย โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

นอกจากนี้ อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัยยังมีคุณลักษณะของกระแสอากาศ ดังต่อไปนี้

(1) ช่วงความเร็วของกระแสอากาศที่สามารถทำการทดสอบ: 15 m/s – 80 m/s

(2) คุณภาพการไหลของกระแสอากาศ (Flow Quality) : Flow Uniformity <0.15%, Flow Angularity < 1 Degree, and Turbulence level < 0.15%

สำหรับการวัดแรงและโมเมนต์ ในงานวิจัยนี้ใช้เครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์แบบติดตั้งภายในอุโมงค์ลม หรือที่เรียกว่า Internal Sting Balance แบบ 6 ทิศทาง (6 DOF) ดังแสดงไว้ในรูปที่ 2 โดยอุปกรณ์ชนิดนี้มีค่าขอบเขตของแรง และโมเมนต์ดังนี้

(1) Normal Force: 2669 N

(2) Axial Force : 1334 N

(3) Side Force: 712 N

(4) Pitching moment: 113 N-m

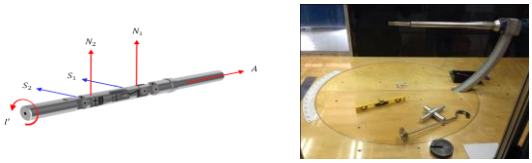
(5) Yawing moment: 56.5 N-m

(6) Rolling moment: 56.5 N-m

อุปกรณ์และเครื่องมือเพื่อเปลี่ยนท่าทางของหุ่นจำลองที่ทำการทดสอบ แสดงไว้ดังรูปที่ 2

(1) Crescent เปลี่ยนมุมปะทะอัตโนมัติตั้งแต่ -4 ถึง 36 Degree (Pitch)

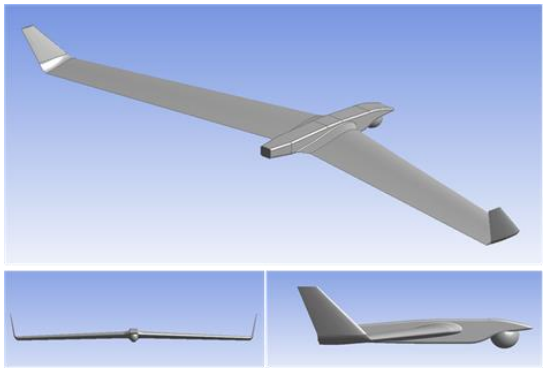
(2) Turn Table เปลี่ยนมุมทางข้างอัตโนมัติตั้งแต่ -30 ถึง 30 Degree (Yaw)



รูปที่ 2 รูปแสดงชุดอุปกรณ์ เครื่องมือวัดแรงโมเมนต์ และแสดงชุดการควบคุมท่าทาง

2.2 หุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง

จากผลลัพธ์ของงานวิจัยที่ผ่านมา อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางต้นแบบ Aero Raptor-E ที่ได้จากกระบวนการออกแบบเชิงหลักการมีรูปร่างลักษณะดังปรากฏดังรูปที่ 3 และมีรายละเอียดรูปร่างอากาศยาน ดังแสดงในตารางที่ 1



รูปที่ 3 รูปร่างลักษณะของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางต้นแบบ Aero Raptor-E [1]

ตารางที่ 1 รายละเอียดรูปร่างลักษณะของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางต้นแบบ Aero Raptor-E [1]

Aircraft Components	Tailless Mini-UAV
Wing Section	Fauvel -14
Winglet Section	NACA0012
Wing Span (m)	3
Mean Aerodynamic Chord (m)	0.338
Wing Area (m^2)	1.002
Wing Incidence	6 Degree
Sweep Angle (Degree)	10
Body Length (m)	0.75
Root Chord Length (m)	0.4
Tip Chord Length (m)	0.2
Gimbals Diameter (m)	0.13

ในงานวิจัยนี้ หุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง มีอัตราย่อส่วนเท่ากับ 1 : 2.45 โดยมีขนาดความยาวปีกของหุ่นจำลอง 1.3 m และความยาวเส้นชยาเฉลี่ยหรือคอร์ดเฉลี่ย 0.15 m ข้างล่างปีกยึดติดกับแท่นยึด (Adaptor) เพื่อทำการเชื่อมต่อ และติดตั้งกับเครื่องมือวัดแรง ดังปรากฏตามรูปที่ 4

รูปที่ 4 รูปร่างและขนาดหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง เมื่อติดตั้งกับแท่นยึดและเครื่องมือวัดแรง

จากรูปที่ 4 จะเห็นได้ว่าขนาดหุ่นจำลองนี้สร้างขึ้นมาโดยคำนึงถึงเงื่อนไข 3 ประการ ดังนี้

เงื่อนไขที่ 1 คำนึงถึงช่วงความเร็วของอุโมงค์ลมที่สามารถทำการทดสอบได้เพื่อทำให้ค่าเลขเรย์โนด์มีค่าใกล้เคียงหรือเทียบเท่าค่าเลขเรย์โนด์ที่ใช้ในการบินจริงที่เงื่อนไขการบินเดินทางที่ใช้คุณสมบัติอากาศมาตรฐาน (Standard Flight Conditions) ซึ่งในการทดสอบนี้กำหนดเงื่อนไขค่าเลขเรย์โนด์ของการบินจริงที่ $3x10^5$ - $4x10^5$

เงื่อนไขที่ 2 คำนึงถึงขนาดพื้นที่หน้าตัดของหุ่นจำลองปีกเปรียบเทียบกับพื้นที่หน้าตัดของห้องทดลอง โดยให้มีอัตราส่วนน้อยที่สุด ที่สามารถลดผลกระทบของ Solid Blockage และ Tunnel Wall Interference ได้ ในการทดลองนี้หุ่นจำลองปีกมีพื้นที่หน้าตัดเมื่อเปิดมุมปะทะถึงมุมร่วงหล่น ประมาณ 1.2x0.165 m^2 เปรียบเทียบกับขนาดพื้นที่หน้าตัดของห้องทดลองคือ 1.5x2 m^2 ได้อัตราส่วนประมาณ 1/20 ซึ่งถือว่าน้อยมาก ดังนั้นค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นกับส่วนนี้สามารถละทิ้งได้ อ้างอิงได้จาก Barrow et al. 1999 [4]

เงื่อนไขที่ 3 คำนึงถึงขอบเขตของแรงและโมเมนต์ของอุปกรณ์เครื่องวัดแรงที่สามารถรับได้ (Balance Load Limits) ในช่วงที่ทำการทดสอบ โดยใช้ผลลัพธ์ที่ได้จากโปรแกรม CFD ทำการคำนวณค่าแรงทางอากาศพลศาสตร์ ที่เกิดขึ้นในเบื้องต้นอย่างคร่าว ๆ

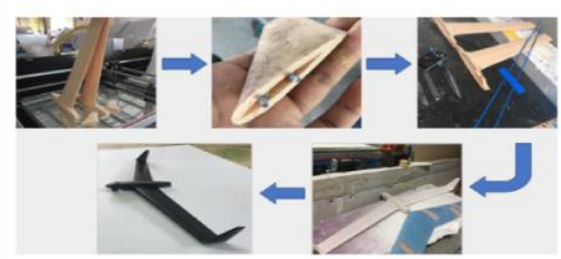
3. วิธีการทดสอบ

วิธีการทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง สามารถแบ่งออกได้เป็น 3 ช่วงหลัก คือ

3.1 ช่วงเตรียมการก่อนการทดสอบ (Pre-Testing)

3.1.1 สร้างหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง โดยในงานวิจัยนี้ใช้วิธีการขึ้นรูปหุ่นจำลองโดยใช้เทคโนโลยี Additive Manufacturing ในรูปแบบของ Fused Deposition Manufacturing (FDM) หรือการขึ้นรูปแบบสามมิติผ่านเครื่อง 3D Printer โดยมีความละเอียดในการสร้างชิ้นงานสูงในระดับ 15 μm หรือประมาณ 0.0015 mm ซึ่งวัสดุที่ใช้คือ PLA เสริมความแข็งแรงด้วยผ้าคาร์บอนไฟเบอร์และติดตั้งแกนเหล็กตรงตำแหน่งในแกนกลาง

ของปีก โดยขั้นตอนของการขึ้นรูปและสร้างหุ่นจำลองมีขั้นตอนพอสังเขปดังแสดงในรูปที่ 5



รูปที่ 5 ขั้นตอนการสร้างหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง ขนาดย่อส่วน 1:2.45

3.1.2 วางแผนการทดลอง โดยกำหนด ช่วงความเร็วที่ต้องการทดสอบ กำหนดอัตราการเพิ่มของมุมปะทะเพื่อให้ได้มาของข้อมูลที่ครอบคลุม และเกิดประสิทธิภาพสูงสุด โดยมีแผนเงื่อนไขตารางการทดสอบดังปรากฏในตารางที่ 2

ตารางที่ 2 เงื่อนไขการทดสอบหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง

เงื่อนไขการทดสอบ	ค่า
ความเร็ว	35-42 m/s
มุมปะทะ	-4 Degree ถึง มุมปะทะวิกฤต
ย่านเลขเรย์โนลด์	$3x10^5$ - $4x10^5$
อุณหภูมิ	25 C^o

3.1.3 ทำการปรับเทียบอุปกรณ์และเครื่องมือวัดแรง เพื่อหาค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากผลกระทบของแรงและโมเมนต์ในแนวแกนต่างๆ ของเครื่องมือวัดแรง (Balance Interactions)

3.1.4 ดำเนินการติดตั้งหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางเข้ากับเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์ 6 แนวแกน ซึ่งสามารถอธิบายได้ตามรูปที่ 6

รูปที่ 6 การติดตั้งหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางเข้ากับเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์ 6 แนวแกน

3.1.5 ตรวจเช็คความพร้อมของระบบโปรแกรมการปฏิบัติการและควบคุมอุโมงค์ลมที่ห้องปฏิบัติการควบคุม

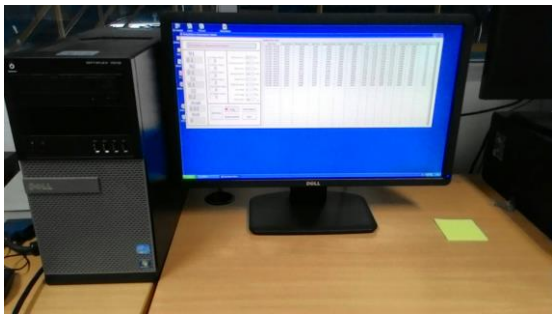
3.1.6 ตรวจเช็คความพร้อมของระบบบันทึกผลการทดลอง รวมทั้งกล้องที่แสดงภาพในห้องทดลอง

3.2 ช่วงการทดสอบและบันทึกผลการทดลอง (Testing and Recording)

ดำเนินการทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของหุ่นจำลองเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน และค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน ที่ค่าเลขเรย์โนลด์เท่ากับ $3x10^5$ - $4x10^5$ ซึ่งมีความเร็ว 35 - 42 m/s ที่มุมปะทะ -4 จนกระทั่งถึงมุมร่วงหล่น จากการทดสอบสามารถกำหนดมุมปะทะแบบอัตโนมัติได้ จากระบบการทำงานของ Crescent ที่สั่งการทำงานจากห้องควบคุมอุโมงค์ลม รวมถึงสามารถดำเนินการบันทึกค่าแรงและโมเมนต์จากการทดสอบได้แบบ Real Time โดยใช้ระบบ Data Acquisition ซึ่งมี Sampling ในการรับค่าประมาณ 1,000 Hz ดังรูปที่ 7 มากไปกว่านั้นค่าคุณสมบัติของกระแสอากาศในห้องทดลอง เช่น ความหนาแน่น อุณหภูมิ เป็นต้น ยังสามารถบันทึกค่าส่งมาในระบบเพื่อสามารถนำไปใช้ในการคำนวณหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ได้ต่อไป

แต่อย่างไรก็ตาม ข้อพิจารณาเพิ่มเติมในการทดสอบคือการหาค่า Tare Correction เนื่องจากมีการ

ติดตั้งชุด Adapter เข้าไปกับลำตัวหุ่นจำลองเพื่อยึดติดกับอุปกรณ์วัดแรงและโมเมนต์ดังแสดงในรูปที่ 8 ดังนั้นในการหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์จำเป็นต้องมีการหักลบออกจากค่าที่ได้จากการทดสอบ



รูปที่ 7 ระบบ Data Acquisition ของอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัย

รูปที่ 8 การติดตั้งแท่นยึดกับเครื่องมือวัดแรงเพื่อหาค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นจากแท่นยึด

3.3 วิเคราะห์ผลและหาค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นกับการทดลอง (Post-Testing)

เนื่องจากแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นบนหุ่นจำลอง ถูกอ่านค่าได้จากเครื่องมือวัดแรง ซึ่งเครื่องมือนี้สามารถวัดค่าแรงได้ตามแนวแกนลำตัว (Axial Force, A) และแนวตั้งฉากกับลำตัว (Normal Force, N) เท่านั้น ดังนั้นเพื่อหาค่า แรงยก (Lift, L) และแรงต้าน (Drag, D) ซึ่งเป็นแนวตั้งฉากและขนานกับทิศทางของกระแสอากาศสัมพัทธ์ จึงจำเป็นต้องคำนวณค่าแรงยกและแรงต้านตามสมการที่ (1) และ (2)

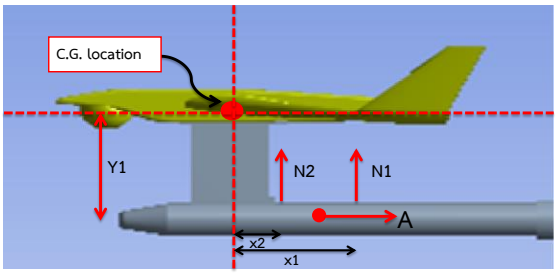
$$L = N\cos\alpha - A\sin\alpha \qquad (1)$$

$$D = N\sin\alpha + A\cos\alpha \qquad (2)$$

โดยที่ α คือมุมปะทะที่ทดสอบ

สำหรับค่าโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงอากาศยาน ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์นี้ไม่สามารถอ่านได้โดยตรงจากเครื่องมือวัดแรงและโมเมนต์ จึงจำเป็นต้องทำการคำนวณใหม่โดยการย้ายแรงตั้งฉากกับลำตัว 2 จุดและแรงขนานกับลำตัวที่เกิดขึ้นบนเครื่องมือวัดแรงไปที่จุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน เนื่องจาก มี 2 แรงหลักนี้ที่ทำให้เกิดโมเมนต์ปีกเงย ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3) และสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 9

$$M_{cg} = N_1 x_1 + N_2 x_2 + A y_1 \qquad (3)$$



รูปที่ 8 การย้ายแรงทางอากาศพลศาสตร์เพื่อคำนวณหาโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน

4. การวิเคราะห์ค่าความคลาดเคลื่อนของการทดสอบ (Uncertainty Analysis)

ความแม่นยำของค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการทดสอบเกี่ยวข้องโดยตรงกับคุณภาพของลมจากอุโมงค์ลมและระบบวัดค่าของอุโมงค์ลม ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ประกอบด้วย สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน โดยจากทฤษฎี ความแม่นยำของค่าการทดสอบมีผลมาจาก 2 ส่วนหลักๆ คือ ความไม่เที่ยงตรงจากระบบ (Systematic Error or Bias Error) และ ความไม่เที่ยงตรงจากข้อมูลที่วัดได้ (Precision Error) [5] ในงานวิจัยนี้ได้ดำเนินการคำนวณค่าความไม่แน่นอนจากทั้ง 2 ส่วนโดยมีวิธีการคำนวณจากงานวิจัยอ้างอิง [5] และได้ค่าความไม่แน่นอนดังต่อไปนี้

(1) สัมประสิทธิ์แรงยก มีค่าความไม่นอนประมาณ ±0.85%

(2) สัมประสิทธิ์แรงต้าน มีค่าความไม่นอนประมาณ ±1.75%

(3) สัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกเงย มีค่าความไม่นอนประมาน ±1.25%

ซึ่งค่าความไม่แน่นอนของการทดสอบจะปรากฏบนกราฟของค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ดังจะกล่าวในหัวข้อต่อไป

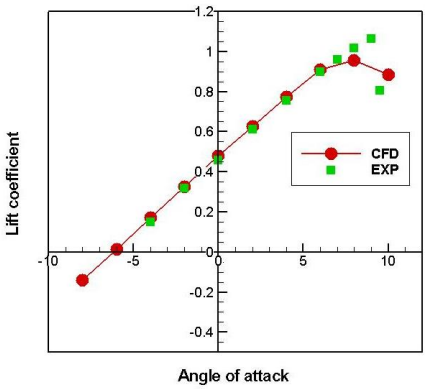
5. ผลการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

การวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของหุ่นจำลอง Aero Raptor-E

5.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient)

ผลการทดสอบของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลจากงานวิจัยที่ผ่านมา พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีความสอดคล้องใกล้เคียงกันโดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 5 % ตลอดทุกมุมปะทะที่ทำการศึกษาซึ่งเห็นได้ชัดจากค่า Error Bar ที่ปรากฏอยู่บนกราฟโดยมีค่าผลลัพธ์ CFD อยู่ในช่วงของความไม่แน่นอนของผลการทดสอบตามรูปที่ 9

จากการวิเคราะห์ค่าผลการทดสอบพบว่า ที่มุมปะทะ 0 Degree สัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าประมาณ 0.46 สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 8 ถึง 9 Degree โดยมีค่าประมาณ 1.063 ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้ปีกเริ่มมีอาการสั่นเนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีกเกิดขึ้นหรืออาการร่วงหล่น ซึ่งจะปรากฏชัดเจนในระหว่างดำเนินการทดสอบ หลังจากมุมปะทะประมาณ 9 Degree แรงยกที่อ่านได้จากการทดสอบจะลดลงอย่างรวดเร็วดังปรากฏในรูปที่ 9 ซึ่งจะเกิดการร่วงหล่นอย่างสมบูรณ์



รูปที่ 9 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ -4 ถึง 9.5 Degree

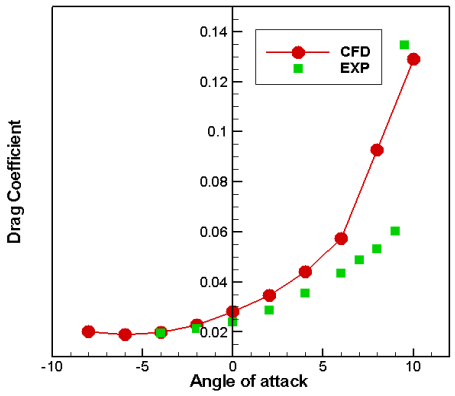
5.2 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient)

กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากการทดสอบเทียบกับมุมปะทะจากรูปนี้จะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะอย่างชัดเจน โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด เกิดที่มุมปะทะ ติดลบ 6 Degree ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของโปรไฟล์รูปแบบพาราโบลาและเป็นจุดที่มีค่าแรงยกเท่ากับศูนย์ โดยจุดนี้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าประมาณ 0.0188 สำหรับที่มุมปะทะ -2 ถึง 3 Degree หรือสภาวะการบินตรงระดับที่เงื่อนไขการบินเดินทาง จากขั้นตอนการออกแบบ หุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง มีสัมประสิทธิ์ แรงต้าน เท่ากับ 0.02 - 0.028 ตามรูปที่ 10

เมื่อเปรียบเทียบระหว่างผลการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมและผลลัพธ์จากการคำนวณด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีความสอดคล้องใกล้เคียงกันโดยมีค่าความแตกต่างอยู่ในช่วง 5 - 15% ในช่วงมุมปะทะ -4 ถึง 6 Degree โดยเฉพาะที่มุมปะทะต่ำจะมีค่าใกล้เคียงกัน ซึ่งแตกต่างไม่เกิน 10% โดยผลลัพธ์ของ CFD จะมีค่ามากกว่าตลอดทุกมุมปะทะ (Over-Predicted) ซึ่งความแตกต่างที่มีค่ามากกว่าที่เกิดขึ้นนี้อาจเป็นผลมาจากการสมมติการไหลของกระแสอากาศทั้งระบบเป็นแบบเทอร์บูเลนท์ของโปรแกรม CFD ซึ่งในความเป็นจริงแล้วการไหลจริงของ

อากาศผ่านอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางจะมีทั้งการไหลที่เป็นทั้งลามินาร์และเทอร์บูเลนท์

เมื่อพิจารณาผลการเปรียบเทียบของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะมากกว่า 6 Degree ขึ้นไป จะพบว่าผลลัพธ์ที่ได้จากทั้งสองวิธีมีความแตกต่างค่อนข้างสูงเนื่องจากในย่านการบินที่มุมปะทะสูงเริ่มมีการแยกตัวของกระแสอากาศขึ้นบนผิวปีกอากาศยานซึ่งวิธีการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD มีข้อจำกัดในหลายด้านเช่น จำนวนความละเอียดของเซลล์ที่ใช้ในการสร้างตารางรูปแบบตาข่าย (Grid Generation) รวมถึงรูปแบบเทอร์บูเลนท์โมเดลที่กำหนดขึ้นเพื่อใช้ในกระบวนการคำนวณ แต่อย่างไรก็ตามผลลัพธ์สัมประสิทธิ์แรงต้านของการทดสอบและการคำนวณมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน



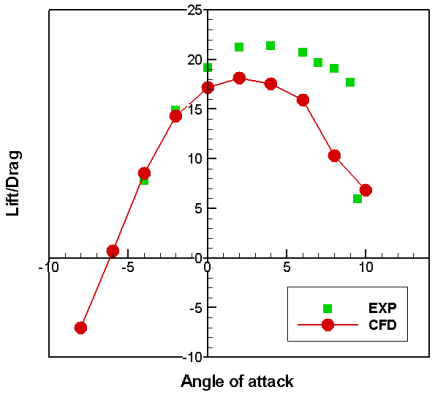
รูปที่ 10 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะ -4 ถึง 95 Degree

5.3 ค่าอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Lift to Drag Ratio, L/D)

เมื่อได้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านจากหัวข้อที่กล่าวมาในข้างต้น เราสามารถวิเคราะห์ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic Efficiency, L/D) ได้ ซึ่งถือได้ว่ามีส่วนสำคัญในการใช้วิเคราะห์สมรรถนะของอากาศยานเช่น พิสัยบินและระยะเวลาในการบินเดินทางเป็นต้น

รูปที่ 11 เป็นกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางเปรียบเทียบกับมุมปะทะจากรูปนี้ จะพบผลการทดสอบมีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงสุดเท่ากับ 22 โดยเกิดขึ้นที่มุมปะทะ 4 Degree โดยค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์นี้จะมีค่ามากอยู่ในช่วงมุมปะทะ -2 ถึง 4 Degree ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ใช้ทำการบินตรงระดับ

มากไปกว่านั้นพบว่าค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางมีค่ามากกว่าอากาศยานไร้คนขับที่มีรูปทรงแบบอนุรักษ์อย่างเป็นนัยสำคัญเนื่องจากมีเหตุผลหลักๆ มาจากอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางมีสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ค่อนข้างต่ำ โดยทั่วไปจากการศึกษาข้อมูลการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กรูปทรงอนุรักษ์ [6] ที่มีขนาดน้ำหนักและความยาวปีกใกล้เคียงกันจะมีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ประมาน 7 – 15 ซึ่งเป็นข้อมูลเพื่อใช้ในการอ้างอิงในการแผนแบบอากาศยานนั่นเป็นเหตุผลว่าทำไมอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางมีสมรรถนะในด้านเวลาบินเดินทางและระยะทางการบินเดินทางมากกว่าอากาศยานประเภทอนุรักษ์อย่างเป็นนัยสำคัญ



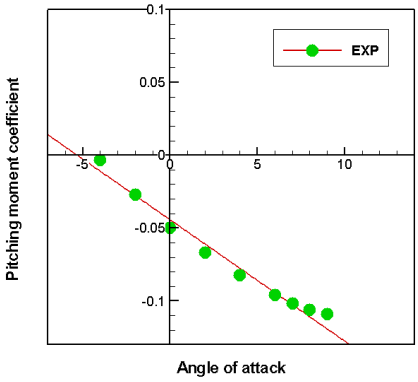
รูปที่ 11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะ -4 ถึง 9.5 Degree

5.4 การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว (Longitudinal Static Stability)

การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวสามารถวิเคราะห์ได้จากค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์ปีกเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะ

(α)โดยอากาศยานจะมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวต้องอยู่ในเงื่อนไข $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$ ซึ่งแสดงถึงการมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง [1]

รูปที่ 12 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงของหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางเปรียบเทียบกับมุมปะทะ จากการทดสอบพบว่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์มีค่าลดลงในลักษณะเชิงเส้นเมื่อหุ่นจำลองเปิดมุมปะทะมากขึ้น โดยมีค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงยรอบจุดศูนย์ถ่วงติดลบเท่ากับ -0.0081 deg^{-1} ดังปรากฏในรูปที่ 12 ดังนั้นจากผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่า อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไข $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$



รูปที่ 12 กราฟแสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปักเงย ที่มุมปะทะ -4 ถึง 9.5 Degree

6. สรุปผลงานวิจัย

จากการทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง Aero Raptor-E โดยใช้อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัยโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช ในช่วงความเร็วที่เลขเรย์โนลด์ $3x10^5$ - $4x10^5$ ที่มุมปะทะ ตั้งแต่ -4 ถึง 9.5 Degree โดยมีค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่สำคัญ ดังนี้

(1) ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด เท่ากับ 1.063

(2) ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด เท่ากับ 0.0188

(3) ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ (อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน) สูงสุด เท่ากับ 22

(4) ค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์ปักเงย เท่ากับ - 0.0081deg^{-1} (มีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว)

เมื่อเปรียบเทียบผลลัพธ์ของค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมและการคำนวณด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลพบว่ามีความสอดคล้องใกล้เคียงกันโดยมีค่าความแตกต่างอยู่ในช่วงไม่เกิน 5% สำหรับสัมประสิทธิ์แรงยก และในช่วง 5 - 15 % สำหรับสัมประสิทธิ์แรงต้าน ซึ่งอยู่ในช่วงสามารถยอมรับได้ทางวิศวกรรม

7. เอกสารอ้างอิง

[1] Jiajan, W., Tongsawang, K., & Sukuprakan, N. (2017). Aerodynamic Study and Analysis of Airfoils and Wings of Tailless Mini-UAV. *NKRAFA Journal of Science and Technology*, 13(13): 45-56(in thai)

[2] Karakas, H., Koyuncu, E., & Inalhan, G. (2013). ITU Tailless UAV Design. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 69: 131-146.

[3] Jiajan,W. (2016). Aerodynamic Investigations of Low Speed Tailless Mini Unmanned Aerial Vehicle. *Journal of Applied Mechanical Engineering*, 40: 62-47.

[4] Barlow, Jewel, B., Rae, William, H., &Pope, A. (1999). **Low-Speed Wind Tunnel Testing.** New York: Wiley & Sons.

[5] Coleman, H.W., & Steele, W.G. (1989). **Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers**, New York: Wiley & Sons.

[6] Boschetti, P. J., Cárdenas, E. M., & Amerio, A. (2008). Increasing the Lift-Drag Ratio of an Unmanned Aerial Vehicle using Local Twist. *Journal of Aircraft*, 45(1): 10-15.