

การทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง

Experimental Investigation on Motor and Propeller Efficiency of Tailless Mini UAV

¹วันชัย เจียจันทร, ²โอพาร บัวทอง, ³กมล ถิ่นสุราษฎร์¹Wanchai Jiajan, ²Oran Buathong, ³Kamon Thinsurat

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

Faculty of Academic Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

³สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยวลัยลักษณ์³School of Engineering and Technology, Walailak University¹wanchai_j@rtaf.mi.th, ²oran@rtaf.mi.th, ³kamon.th@mail.wu.ac.th

Received : October 21, 2020

Revised : December 23, 2020

Accepted : December 28, 2020

บทคัดย่อ

บทความวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดของของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง โดยมีเงื่อนไขการทดสอบอยู่ในย่านความเร็วของกระแสอากาศ 15 – 25 เมตร/วินาที และมีความเร็วรอบของมอเตอร์อยู่ในช่วง 5,500 รอบ/นาที, 6,500 รอบ/นาที และ 7,500 รอบ/นาที ซึ่งขนาดมอเตอร์ที่เลือกใช้ในงานวิจัยนี้ คือ มอเตอร์ OS motor 5020-420KV และมีขนาดใบพัด 14 x 8 นิ้ว ผลลัพธ์ของค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดจะเป็นหัวใจสำคัญของการออกแบบและการบินทดสอบหาค่าสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ จากผลการทดสอบ พบว่า ค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดมีค่าเปลี่ยนแปลงน้อยมากไม่เป็นนัยสำคัญเมื่อมีการเพิ่มความเร็วรอบของมอเตอร์และความเร็วของกระแสอากาศในช่วงความเร็วที่กำหนด โดยมีค่าเฉลี่ยประมาณ 0.625 หรือ 62.5 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ค่ากำลังขับที่ให้ (รอบมอเตอร์สูงสุด) ที่ความเร็วของกระแสอากาศในช่วงต่าง ๆ มีลักษณะแนวโน้มเป็นกราฟพาราโบลาคว่ำ โดยค่ากำลังขับสูงสุดอยู่ที่ความเร็วของกระแสอากาศ 25 เมตร/วินาที

คำสำคัญ: อากาศพลศาสตร์, อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง, พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ, อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง

Abstract

The objective of this paper is to investigate the efficiency of motor and propeller of tailless mini UAV by using subsonic wind tunnel. The tests were performed at low subsonic speeds (15 – 25 m/s) and the motor speed was controlled in range 5,500 RPM, 6,500 RPM and 7,500 RPM. The OS motor 5020-420KV and the propeller size: 14 x 8 inch were selected as the main electric propulsion in the current study. The efficiency of electric engine obtained from the tests is the key for the design and performance flight testing of tailless mini UAV. The experimental results shown that the efficiency of motor and propeller is about 60% throughout the range of motor speeds and the test air speeds, while the power available (fastest motor speeds) provides the trend of upside down parabolic curve which vary with the tested air speeds. The maximum power available is occur at 25 m/s air speed.

Keywords: Aerodynamics, Subsonic Wind Tunnel, Computational Fluid Dynamics, Tailless Mini-UAV

1. บทนำ

ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับ มีความเหมาะสมอย่างมากกับการกิจ 3D (Dull, Dirty และ Dangerous) โดยเฉพาะอย่างยิ่งอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้อิเล็กทรอนิกส์เป็นตัวขับเคลื่อนเป็นที่นิยมใช้ในการกิจลาดตระเวนของการปฏิบัติการทางทหารอย่างแพร่หลายในหลายประเทศ เนื่องจากตรวจจับได้ยาก มีความคล่องตัวสูง ไม่ใช้ทางวิ่งขึ้นและลงจอด ส่งผลต่อการใช้งานได้ง่ายและรวดเร็ว สามารถรับ-ส่งข้อมูลข่าวสารในรูปแบบของภาพและตำแหน่งได้ทันทีในขณะนั้น ระบบมีราคาไม่แพง เพราะเป็นระบบที่ไม่ซับซ้อน จึงช่วยลดค่าใช้จ่ายในการปฏิบัติงานได้อย่างมาก

จากข้อมูลการศึกษาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้อิเล็กทรอนิกส์เป็นตัวขับเคลื่อน [1,2] พบว่าอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางมีสมรรถนะในด้านพิสัยการบินและระยะเวลาในการบินที่นานกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานไร้คนขับรูปทรงแบบอนุรักษ์ (Conventional configurations) ที่มีขนาดปีกและน้ำหนักใกล้เคียงกัน นอกจากนี้อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางยังมีจุดเด่นในด้านโครงสร้างที่แข็งแรง เนื่องจากอากาศยานมีเฉพาะในส่วนของปีกและลำตัวเพียงเท่านั้น แต่อย่างไรก็ตามจุดอ่อนของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง คือ เสถียรภาพของอากาศยานมีค่อนข้างต่ำ เนื่องจากไม่มีชุดแพนหางเพื่อรักษาเสถียรภาพ และการกำหนดตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานต้องแม่นยำจึงจะทำให้อากาศยานสามารถทำการบินได้ ดังนั้นสิ่งที่มีความท้าทายในการสร้างอากาศยานประเภทนี้นั่นคือ การออกแบบอากาศยานแบบไร้หางให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นและมีเสถียรภาพที่ดี

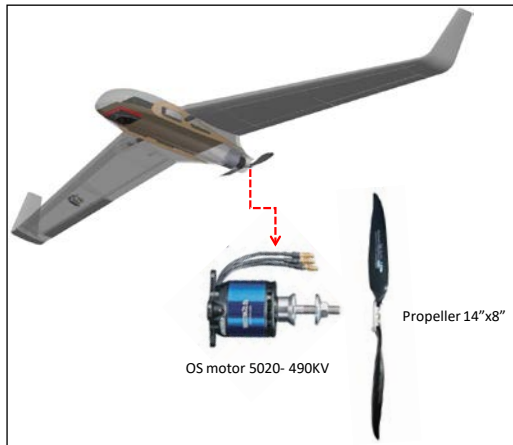
งานวิจัยนี้เป็นงานวิจัยต่อเนื่องจากงานวิจัยการออกแบบเชิงหลักการและวิเคราะห์ค่าอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล [2] การทดสอบหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้อุโมงค์ลม

ความเร็วต่ำกว่าเสียง [3] รวมไปถึงการสร้างต้นแบบอากาศยานไร้คนขับด้วยวัสดุคอมโพสิต ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้จากงานวิจัยที่ผ่านมา คือ รูปร่างและขนาดของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบโดยมีชื่อเรียก Aero Raptor - E (ดังรูปที่ 1) รวมถึงได้ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์เฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ และต้นแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางที่สร้างจากวัสดุคอมโพสิตที่พร้อมบินทดสอบหาสมรรถนะเบื้องต้น (ดังรูปที่ 2)

ทั้งนี้เพื่อให้เกิดความเชื่อมั่นและสามารถยืนยันในความถูกต้องของกระบวนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ โดยเฉพาะขั้นตอนการคำนวณสมรรถนะอากาศยานไร้คนขับในเบื้องต้นจากกระบวนการออกแบบเชิงหลักการ จึงจำเป็นต้องมีการบินทดสอบ เพื่อสามารถหาค่าสมรรถนะเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับ เช่น สมรรถนะด้านการบินทนนาน (Endurance) พิสัยการบิน (Range) และอัตราการไต่ (Rate of Climb) เป็นต้น

อย่างไรก็ตามกฎเกณฑ์สำคัญของการได้มาซึ่งค่าสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับเหล่านี้ คือ ค่าประสิทธิภาพของชุดขับเคลื่อนหลักของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ ซึ่งเป็นเป็นชุดขับเคลื่อนโดยใช้พลังงานไฟฟ้า โดยมีชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้าแบบไร้แปดถ่านรุ่น OS motor 5020-420KV และใบพัดขนาด 14 x 8 นิ้ว (รุ่น Aeronaut CAM แบบพับได้) (ดังรูปที่ 1) ซึ่งได้ถูกเลือกในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับต้นแบบ โดยชุดขับเคลื่อนนี้มีความจำเป็นต้องได้รับการทดสอบเทียบกับการไหลจริงของกระแสอากาศด้วยอุโมงค์ลม อย่างไรก็ตาม ถึงแม้ว่าใบพัดขนาด 14 x 8 นิ้ว ได้ถูกทดสอบเพื่อหาค่าประสิทธิภาพและมีข้อมูลสืบค้นในแหล่งข้อมูลอ้างอิง [4] แต่ข้อมูลที่ได้จากการทดสอบเป็นเพียงข้อมูลค่าประสิทธิภาพ

ใบพัดเพียงอย่างเดียวเท่านั้น ไม่ได้รวมถึงค่าประสิทธิภาพรวมที่เกิดจากมอเตอร์และอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Control, ESC) เพื่อควบคุมความเร่งมอเตอร์เข้าไปด้วย

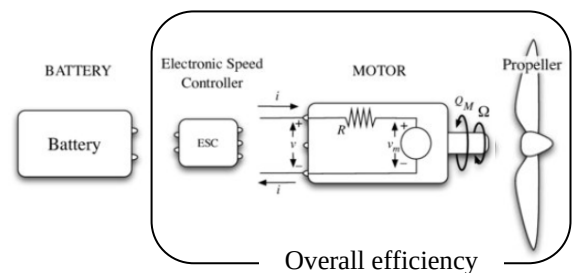


รูปที่ 1 รูปร่างลักษณะอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบจากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ

โดยทั่วไปแล้วค่าคุณลักษณะของประสิทธิภาพมอเตอร์และอุปกรณ์ควบคุมความเร่งมอเตอร์ในแต่ละชนิดจะมีค่าที่แตกต่างกันไปขึ้นอยู่กับรุ่น หรือยี่ห้อของบริษัทผู้ผลิต ดังนั้นเพื่อให้ได้มาซึ่งความสมบูรณ์ของค่าประสิทธิภาพรวมของชุดขับเคลื่อนไฟฟ้าอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ (ดังแสดงในรูปที่ 3) งานวิจัยนี้จึงมีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง รวมถึงดำเนินการทดสอบหาค่ากำลังขับที่สูงที่สุดของมอเตอร์ไฟฟ้าในช่วงความเร็วของกระแสอากาศต่าง ๆ ทั้งนี้เพื่อเป็นฐานข้อมูลในการใช้ประกอบการทดสอบหาค่าสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้การบินทดสอบแบบอัตโนมัติได้ต่อไป



รูปที่ 2 ต้นแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางที่สร้างด้วยวัสดุคอมโพสิต



รูปที่ 3 องค์ประกอบประสิทธิภาพรวมของชุดขับเคลื่อนไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ

2. วัตถุประสงค์

เพื่อทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดของของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงที่สำคัญ คือ ทฤษฎีการหาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับโดยใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อน โดยในการหาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับแบบใช้มอเตอร์ไฟฟ้าขับเคลื่อนจะมีความแตกต่างกับการหาสมรรถนะของอากาศยานแบบใช้เครื่องยนต์อย่างสิ้นเชิง โดยมีเหตุผลประกอบอยู่ด้วยกัน 3 ประการ คือ 1) อากาศยานประเภทใช้มอเตอร์ไฟฟ้าในการขับเคลื่อนไม่สามารถวัดอัตราการเผาผลาญน้ำมันได้เหมือนเครื่องยนต์สันดาปภายใน 2) อากาศยานแบบใช้มอเตอร์ไฟฟ้า

ขับเคลื่อนมีน้ำหนักที่คงที่ตลอดการบิน เพราะใช้แหล่งพลังงานหลัก คือ แบตเตอรี่ และ 3) อากาศยานแบบใช้มอเตอร์ไฟฟ้าขับเคลื่อนไม่สามารถบรรทุกเครื่องมือวัดที่ใช้ในการวัดค่าที่สำคัญได้จำนวนมาก เช่น เครื่องมือวัดมุมปะทะของอากาศยาน เนื่องจากขนาดของลำตัวอากาศยานที่มีขนาดเล็ก และบรรทุกสัมภาระได้น้อย ซึ่งในงานวิจัยนี้คณะผู้วิจัยได้นำงานวิจัยของ Ostler et al., 2016 [5] มาใช้เป็นเอกสารอ้างอิงและเป็นทฤษฎีที่เกี่ยวข้องเพื่อเป็นแนวทางในการศึกษา

จากการศึกษาทฤษฎีดังกล่าวทำให้ทราบว่า การหาค่าสมรรถนะของอากาศยานแบบใช้มอเตอร์ไฟฟ้าขับเคลื่อนนั้นสามารถหาได้จากการบินทดสอบเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยก หรือ Drag Polar และการทดสอบในอุโมงค์ลมเพื่อหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัด แล้วนำค่าที่ได้ทั้งหมดมาเข้าสู่กระบวนการคำนวณทางคณิตศาสตร์ เพื่อคำนวณหาค่าสมรรถนะของอากาศยานไว้คนขับแบบไร้ทางเดินแบบยกตัวอย่างเช่น กำลังขับที่ต้องการ (Power required) ความเร็วสูงสุด (Maximum velocity) อัตราการไต่ (Rate of climb) พิสัยบินและชั่วโมงบินมากที่สุด (Range and Endurance) และ สมรรถนะการเลี้ยว (Turn performance) เป็นต้น โดยสามารถคำนวณได้จากสภาวะการบินตรงระดับ ดังสมการที่ (1) และ (2) ตามลำดับ

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

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

โดยที่ W คือ น้ำหนักรวมของอากาศยาน
L คือ แรงยก
(N), D คือ แรงต้าน
(N), T_r คือ แรงขับที่ต้องการ
(N) V คือ ความเร็วของอากาศยาน
(m/s), S คือ พื้นที่ปีกอ้างอิง
(m^2), ρ คือ ความหนาแน่น (Kg/m^3)

ดังนั้นค่าของกำลังขับที่ต้องการ (Power required, P_r) (มีหน่วยเป็นวัตต์) ณ สภาวะการบินตรงระดับ สามารถแสดงได้ดังสมการที่ (3)

$$P_r = T_r V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_D S \quad (3)$$

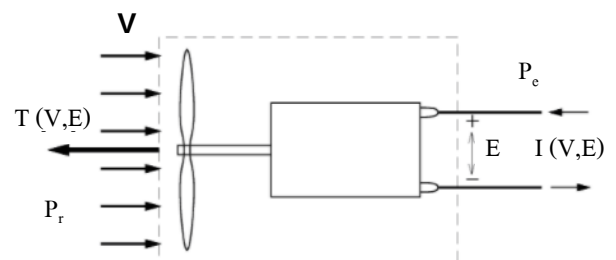
นอกจากนี้ สามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับที่ต้องการกับกำลังไฟฟ้าที่มี หรือ Electrical Power (P_e) ได้ดังสมการที่ (4)

$$P_r = \eta P_e \quad (4)$$

โดยที่ η คือ ประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัด กำลังไฟฟ้าที่มี หรือ Electrical Power (P_e) (มีหน่วยเป็นวัตต์) เป็นผลลัพธ์ที่ได้จากการนำความต่างศักย์ไฟฟ้า (E) (มีหน่วยเป็นโวลต์) กับกระแสไฟฟ้า (I) (มีหน่วยเป็นแอมแปร์) มาคำนวณได้ดังสมการที่ (5)

$$P_e = iE \quad (5)$$

สามารถแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสมการที่ (4) และ (5) ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 รูปความสัมพันธ์ของการเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานกล

จากสมการที่ (3), (4) และ (5) สามารถจัดรูปสมการใหม่ได้ดังสมการที่ (6)

$$C_D = \frac{2iE\eta}{\rho V^3 S} \quad (6)$$

นอกจากนี้สามารถนำสมการที่ (1) มาจัดรูปใหม่ได้ดังสมการที่ (7)

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (7)$$

จากสมการที่ (6) และ (7) สามารถนำผลการบินทดสอบมาสร้างเป็นกราฟในรูปของ Drag polar ได้แต่อย่างไรก็ตาม ก่อนการดำเนินการทดสอบเพื่อหาค่า Drag Polar จากการบินทดสอบได้นั้น จำเป็นต้องทราบค่าประสิทธิภาพของมอเตอร์และใบพัด ทั้งนี้เนื่องจากเป็นค่าที่เกี่ยวข้องโดยตรงกับกำลังขับของอากาศยานในสภาวะการตรงระดับ ซึ่งแสดงไว้ในสมการที่ (4) โดยค่าตัวแปรนี้สามารถหาได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมเท่านั้น โดยการนำมอเตอร์และใบพัดติดตั้งบนแท่นวัดแรงในอุโมงค์ลมเพื่อวัดแรงขับจากมอเตอร์ โดยที่ผลลัพธ์การคูณระหว่างแรงขับที่วัดได้จากเครื่องวัดแรง (T) กับความเร็วของกระแสอากาศในอุโมงค์ลมคือกำลังที่ได้ (P_{out}) เมื่อเทียบเป็นอัตราส่วนกับกำลังไฟฟ้าที่ให้กับระบบหรือ กำลังที่ให้ (P_{in} or P_e) จะได้เป็นค่าประสิทธิภาพดังสมการที่ (8)

$$\eta = \frac{P_{out}}{P_e} = \frac{TV}{iE} \quad (8)$$

สำหรับการทดสอบหาค่าประสิทธิภาพของมอเตอร์และใบพัดนั้น จะทำการเร่งความเร็วรอบมอเตอร์ให้มีรอบความเร็วที่กำหนด ณ ความเร็วต่าง ๆ ของกระแสอากาศในอุโมงค์ลม โดยเฉพาะในช่วงความเร็วของการบินเดินทางของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางที่ได้ออกแบบไว้ตามภารกิจ ดังนั้น เพื่อความสะดวกในการเชื่อมความสัมพันธ์ระหว่างค่าความเร็วรอบของมอเตอร์ไฟฟ้าและความเร็วของกระแสอากาศ โดยสามารถแสดงความสัมพันธ์ได้จากสมการตัวแปรไร้หน่วยของใบพัดที่เรียกว่า สมการ Advance ratio [6] ดังสมการที่ (9)

$$J = V/nD \quad (9)$$

โดยที่ J คือ ค่า Advance Ratio

n คือ ค่าความเร็วรอบมอเตอร์ มีหน่วยเป็น Hz

D คือ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัด มีหน่วยเป็น m

งานวิจัยนี้ได้มีการทดสอบหาค่า กำลังขับที่มี (Power Available) โดยการกำหนดรอบมอเตอร์ให้มีความเร็วรอบสูงสุดในแต่ละช่วงความเร็วของกระแสอากาศในอุโมงค์ลมที่กำหนด ทั้งนี้ เพื่อให้ได้เป็นฐานข้อมูลและสามารถนำไปใช้ในการหาค่าสมรรถนะต่อไป

4. การดำเนินการวิจัย

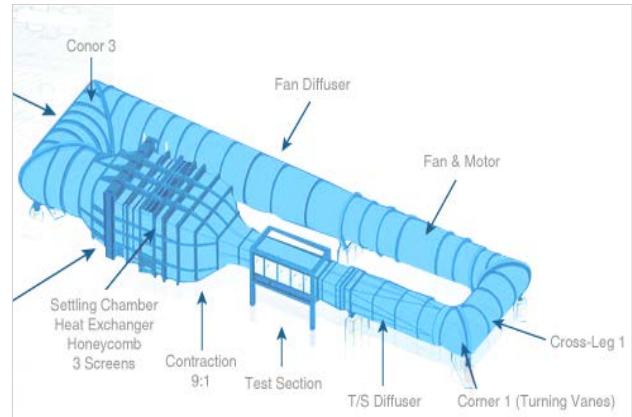
การทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางในครั้งนี้ มีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง Aero Raptor-E ที่ค่าความเร็ว 15 – 25 เมตร/วินาที โดยใช้อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง เพื่อนำค่าที่ได้มาใช้อ้างอิงหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากการบินทดสอบต่อไป ทั้งนี้ในการดำเนินการวิจัยประกอบด้วย

- 1) วัสดุ อุปกรณ์ และองค์ประกอบในการทดสอบ
- และ 2) วิธีการทดสอบ ดังรายละเอียดต่อไปนี้

4.1 วัสดุ อุปกรณ์ และองค์ประกอบในการทดสอบ

4.1.1 อุโมงค์ลมและอุปกรณ์การทดลอง

อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัยโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช เป็นอุปกรณ์ในการทดสอบเพื่อหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ โดยอุโมงค์ลม มีขนาดห้องทดสอบ Test section: 1.5 เมตร x 2 เมตร (พื้นที่หน้าตัด) x 5.5 เมตร (ความยาวห้องทดลอง) แสดงดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัย โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

นอกจากนี้ อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัยยังมีคุณลักษณะของกระแสอากาศ ดังต่อไปนี้

- ช่วงความเร็วของกระแสอากาศที่สามารถทำการทดสอบ: 15 เมตร/วินาที - 80 เมตร/วินาที
- คุณภาพการไหลของกระแสอากาศ (Flow quality) : Flow uniformity < 0.15%, Flow angularity < 1 องศา, and turbulence level < 0.15%

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

- Normal Force: 2669 N
- Axial Force : 1334 N
- Side Force: 712 N
- Pitching moment: 113 N-m
- Yawing moment: 56.5 N-m
- Rolling moment: 56.5 N-m

4.1.2 มอเตอร์และใบพัด

ในงานวิจัยนี้ ตัวขับเคลื่อนอากาศยานเป็นประเภทมอเตอร์ไฟฟ้า ซึ่งในกระบวนการออกแบบเชิงหลักการได้เลือกใช้มอเตอร์รุ่น OS motor 5020-420KV ของบริษัท OS motor Ltd [6] ประกอบกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ควบคุมความเร็วมอเตอร์ รุ่น Castle Talon 90 A และใบพัดขนาด 14 x 8 นิ้ว (ดังรูปที่ 1) โดยมีรายละเอียดลักษณะสมรรถนะกำลังมอเตอร์ ดังแสดงในตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ข้อมูลแสดงสมรรถนะกำลังมอเตอร์รุ่น OS motor 5020-420KV ที่รอบความเร็วของมอเตอร์ และใบพัดขนาดต่าง ๆ

Propeller Size	LiPo Cell	Voltage	Current	Wattage	Thrust	r.p.m.
14x7E	6S	25.2V	47A	1,184W	4.8kg	10,000
14x8	6S	25.2V	64A	1,613W	5.2kg	9,900
14x10	6S	25.2V	70A	1,764W	5.8kg	9,400
15x8E	6S	25.2V	70A	1,764W	5.9kg	9,400
15x10E	5S	21.0V	57A	1,197W	5.2kg	7,900
16x8E	5S	21.0V	59A	1,239W	5.1kg	7,900
16x10E	5S	21.0V	68A	1,428W	5.9kg	7,600
16x12E	4S	16.8V	62A	1,042W	4.4kg	6,000
17x8E	5S	21.0V	75A	1,575W	5.0kg	7,500

4.1.3 แบตเตอรี่ (Lithium Polymer, Li-Po)

แหล่งพลังงานหลักในการขับเคลื่อนมอเตอร์และใบพัดในการทดสอบในอุโมงค์ลมความเร็ว

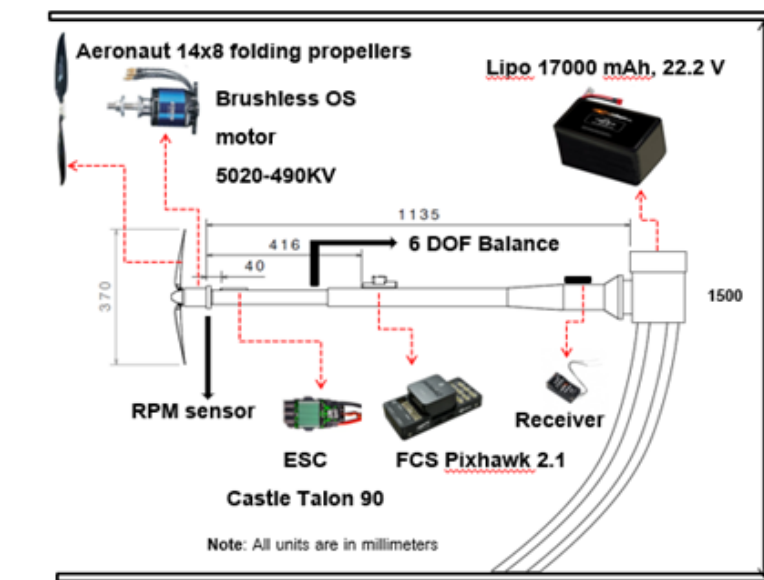
ต่ำกว่าเสียง คือ แบตเตอรี่แบบลิเทียมพอลิเมอร์ ยี่ห้อ Maxamps ซึ่งมีขนาดพลังงานความจุ 17,000 mAh และมีความต่างศักย์ 22.2 โวลต์ ดังรูปที่ 6



รูปที่ 6 แบตเตอรี่ลิเทียมพอลิเมอร์ ขนาดความจุ 17,000 mAh

4.1.4 อุปกรณ์ การรับ-ส่งข้อมูล (Data link system)

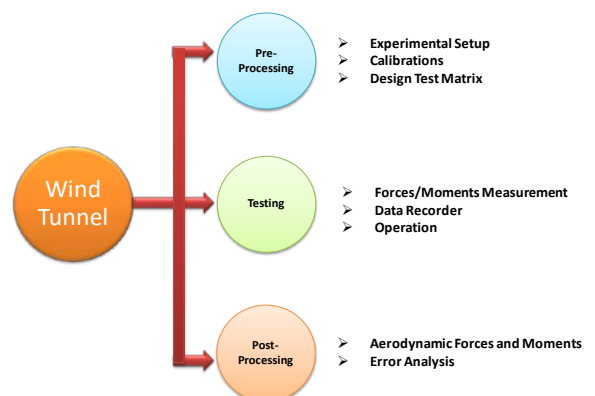
ในการรับส่งข้อมูลที่ได้จากการทดสอบ เช่น กระแสไฟฟ้าและความต่างศักย์จากแบตเตอรี่ที่จ่ายให้กับระบบขับเคลื่อนมอเตอร์และใบพัดที่ความเร็วรอบต่างๆ สามารถวัดได้จากระบบการส่งข้อมูลที่ประกอบด้วยระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ รุ่น Pixhawk 2.1 [7] และตัวรับส่งสัญญาณจากวิทยุบังคับ (Transmitter and Receiver) เพื่อควบคุมความเร็วมอเตอร์ โดยข้อมูลจะถูกส่งมายังระบบสถานีควบคุม (Control Station) ที่อยู่ภายนอกอุโมงค์ลม โดยมีโปรแกรมคุมภาคพื้น (Mission planner) [8] ในการบันทึกค่าแบบ Real-time ดังรูปที่ 7



รูปที่ 7 รูปแบบการติดตั้งระบบการทดลองในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

4.2 วิธีการทดสอบ

วิธีการทดสอบแบ่งออกเป็น 3 ช่วงหลัก ๆ ได้แก่ 1) ช่วงเตรียมการก่อนการทดสอบ (Pre-testing) 2) ช่วงการทดสอบและบันทึกผลการทดสอบ (Testing) และ 3) ช่วงวิเคราะห์ผลและหาค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นกับการทดลอง (Post - testing) โดยมีขั้นตอนตามแผนภูมิการไหลดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 แผนภูมิการไหลแสดงขั้นตอนการทดสอบ

วิธีการทดสอบ 3 ช่วงดังกล่าวมีรายละเอียด ดังนี้

4.2.1 ช่วงเตรียมการก่อนการทดสอบ (Pre-testing)

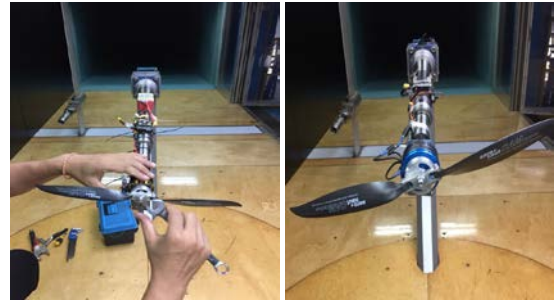
ดำเนินการออกแบบการติดตั้งระบบการทดลอง โดยมีรูปแบบการติดตั้งอุปกรณ์ต่าง ๆ ในอุโมงค์ลม ดังแสดงไว้ในรูปที่ 7 สำหรับเงื่อนไขการทดสอบ ในงานวิจัยนี้ได้กำหนดช่วงความเร็วที่ต้องการทดสอบคือช่วง 15 – 25 เมตร/วินาที ซึ่งเป็นค่าความเร็วที่อยู่ในย่านเลขเรย์โนลด์ใกล้เคียงกับการบินจริงของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง ซึ่งใช้ในการบินปฏิบัติการกิจตามเงื่อนไขการออกแบบที่กำหนดไว้ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ [2] โดยเงื่อนไขการทดสอบมีรายละเอียดดังแสดงในตารางที่ 2

ตารางที่ 2 เงื่อนไขการทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัด

เงื่อนไขการทดสอบ	ค่า
ความเร็วกระแสอากาศ	15 - 25 เมตร/วินาที
ความเร็วรอบมอเตอร์	5,500 รอบ/นาที 6,500 รอบ/นาที 7,500 รอบ/นาที
ค่า Advance Ratio	0.3 - 0.8
มุมปะทะ	0 องศา
ความหนาแน่นอากาศ	1.14 kg/m ³
อุณหภูมิ	25 องศาเซลเซียส

สำหรับการดำเนินการติดตั้งระบบการทดสอบกับเครื่องมือวัดแรงเป็นขั้นตอนที่ต้องใช้ความระมัดระวังในการดำเนินการ เพราะการติดตั้งระบบอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บางชนิด เช่น อุปกรณ์ควบคุมความเร็วของมอเตอร์ไฟฟ้า มีผลกระทบต่อความถูกต้องของอุปกรณ์วัดแรง และคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าจากระบบสื่อสาร จากชุดควบคุมมอเตอร์แบบไร้สาย สามารถส่งผลกระทบต่อการใช้งาน

ดิจิทัลไปยังห้องควบคุมอุโมงค์ลมได้ โดยตัวอย่างรูปแบบการติดตั้งชุดขับเคลื่อนไฟฟ้า แสดงดังรูปที่ 9



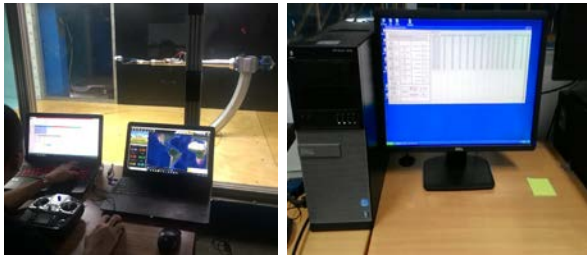
รูปที่ 9 การติดตั้งระบบมอเตอร์และใบพัดกับเครื่องมือวัดแรง

4.2.2 ช่วงการทดสอบและบันทึกผลการทดสอบ (Testing)

ดำเนินการทดสอบหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง Aero Raptor-E ที่ความเร็วรอบมอเตอร์ 3 ค่าความเร็ว คือ 5,500 รอบ/นาที, 6,500 รอบ/นาที และ 7,500 รอบ/นาที โดยควบคุมผ่านเครื่องวิทยุบังคับ (Transmitter) ซึ่งความเร็วรอบสามารถวัดได้จากเครื่องวัดความเร็วรอบของมอเตอร์ โดยมีขั้นตอนย่อยดังนี้

4.2.2.1 เปิดระบบอุโมงค์ลม เพื่อเพิ่มความเร็วของกระแสอากาศในช่วงที่กำหนด คือ 15 เมตร/วินาที ในขณะเดียวกันดำเนินการเพิ่มความเร็วรอบมอเตอร์ให้อ่านค่าได้ตามความเร็วรอบรอบที่กำหนด คือ 5,500 รอบ/นาที

4.2.2.2 เมื่อความเร็วรอบถึงความเร็วที่กำหนด ให้นำบันทึกค่ากระแสไฟฟ้า (I) และความต่างศักย์ (E) ที่อ่านได้จากโปรแกรม Mission planner โดยเก็บบันทึกค่าอยู่ในรูปของตารางอย่างน้อย 10 ค่า ทั้งนี้เพื่อนำมาหาค่าเฉลี่ยต่อไป ในขณะเดียวกันดำเนินการบันทึกค่าแรงขับในแนวตามแกนอุปกรณ์วัดแรงหรือ Axial Force โดยค่าที่ได้จะถูกส่งเข้าไปในระบบ Data Acquisition แบบ Realtime ไปในห้องควบคุม ซึ่งมี sampling ในการรับค่าประมาณ 1,000 Hz (ดังรูปที่ 10)



รูปที่ 10 ระบบ data acquisition ของอุโมงค์ลม
ความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัย

4.2.2.3 เพิ่มความเร็วกระแสอากาศในอุโมงค์ลม เป็น 16 เมตร/วินาที 18 เมตร/วินาที ไปจนกระทั่งถึงความเร็วที่ 25 เมตร/วินาที ตามแผนเงื่อนไขการทดสอบ โดยควบคุมค่าความเร็วรอบให้มีค่าคงที่ 5,500 รอบ/นาที แล้วดำเนินการบันทึกค่าเช่นเดียวกับข้อ 4.2.2.2 ในแต่ละความเร็วกระแสอากาศที่ทำการทดสอบ

4.2.2.4 เมื่อดำเนินการแล้วเสร็จ ให้ปิดระบบอุโมงค์ลม แล้วดำเนินการเปลี่ยนแบตเตอรี่ เนื่องจากชุดขับเคลื่อนไฟฟ้ามีการใช้พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ ซึ่งทำให้ค่าความต่างศักย์ไฟฟ้ามีค่าลดลง ดังนั้นในการทดสอบจะมีการเปลี่ยนแบตเตอรี่ที่เต็มความจุ ทั้งนี้เพื่อพยายามควบคุมค่าความต่างศักย์ให้คงที่มากที่สุด หรือเปลี่ยนแปลงน้อยที่สุด

4.2.2.5 ทำซ้ำเหมือนข้อ 4.2.2.1 - 4.2.2.4 โดยเปลี่ยนค่าความเร็วรอบมอเตอร์เป็น 6,500 รอบ/นาที และ 7,500 รอบ/นาที ตามลำดับ และดำเนินการบันทึกค่า

4.2.2.6 สำหรับการทดสอบหาค่ากำลังขับที่มีให้ดำเนินการทำซ้ำเหมือนขั้นตอนที่ 4.2.2.1 - 4.2.2.4 แต่เพิ่มความเร็วรอบมอเตอร์ให้เป็นความเร็วรอบสูงสุด (Throttle เป็น 100%) อย่างไรก็ตาม เพื่อป้องกันไม่ให้เกิดไฟฟ้าสูงที่สุดที่ความเร็วรอบมอเตอร์สูงสุด ควรปรับลดความเร็วรอบให้อยู่รอบต่ำหรือประมาณ 30-50% ก่อนทุกครั้ง ในระหว่างที่รอการปรับเพิ่มความเร็วของ

กระแสอากาศให้สูงขึ้นไปตามค่าที่กำหนดในเงื่อนไขการทดสอบ

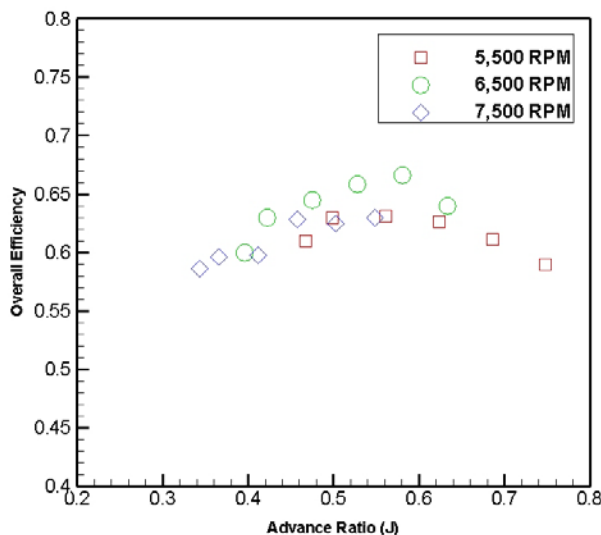
4.2.3 ช่วงวิเคราะห์ผลและหาค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นกับการทดลอง (Post - testing)

ความแม่นยำของค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดที่ได้จากการทดสอบเกี่ยวข้องโดยตรงกับคุณภาพของลมจากอุโมงค์ลมและระบบวัดค่าต่าง ๆ ของอุโมงค์ลม โดยจากทฤษฎี ความแม่นยำของค่าการทดสอบมีผลมาจาก 2 ส่วนหลัก ๆ คือ ความไม่เที่ยงตรงจากระบบ (Systematic error or Bias error) และ ความไม่เที่ยงตรงจากข้อมูลที่วัดได้ (Precision error) [9] เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของค่าที่ได้จากการทดสอบประสิทธิภาพของมอเตอร์และใบพัด สามารถทำได้โดยการสอบเทียบกับข้อมูลอ้างอิงจากตารางที่ 1 ซึ่งเป็นผลการทดสอบระบบขับเคลื่อนที่ได้จากการทดสอบในเบื้องต้นจากบริษัทผู้จำหน่าย [6] ซึ่งได้ทดสอบในกรณีไม่มีความเร็วลมสัมพัทธ์ในงานวิจัยนี้ จากการทดสอบมอเตอร์และใบพัด 14 x 8 นิ้ว ด้วยแบตเตอรี่ชนิด Li-Po ขนาด 6 เซลล์ พบว่าผลค่าแรงขับที่ได้จากการทดสอบมีค่าใกล้เคียงกัน โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 2 เปอร์เซ็นต์ เทียบกับแหล่งข้อมูลอ้างอิง ดังนั้นจากผลการเปรียบเทียบค่าความถูกต้องของค่าแรงขับของมอเตอร์กับแหล่งข้อมูลอ้างอิง แสดงให้เห็นว่าค่าที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมมีความเชื่อถือได้ทางวิศวกรรม

5. ผลการวิจัย

จากรูปที่ 11 แสดงผลลัพธ์ของค่าความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิภาพรวมของชุดขับเคลื่อนไฟฟ้าที่ค่า Advance ratio ต่าง ๆ พบว่า ค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดที่ความเร็วรอบของมอเตอร์ที่กำหนด คือ 5,500 รอบ/นาที, 6,500 รอบ/นาที และ 7,500 รอบ/นาที ตามลำดับ มีค่าความสอดคล้องเป็นลักษณะแนวโน้มเดียวกันซึ่งมีค่าอยู่ในช่วง 0.58 - 0.67 และมีค่าเฉลี่ยประมาณ 0.625 โดยกราฟทั้งสามมีลักษณะเป็นโค้งพาราโบลาคว่ำ โดยมีจุดสูงสุดหรือค่าประสิทธิภาพสูงสุดเท่ากับ 0.67 ซึ่งเกิดขึ้นที่ความเร็วรอบ 6,500 รอบ/นาที โดยมีค่าสูงกว่า

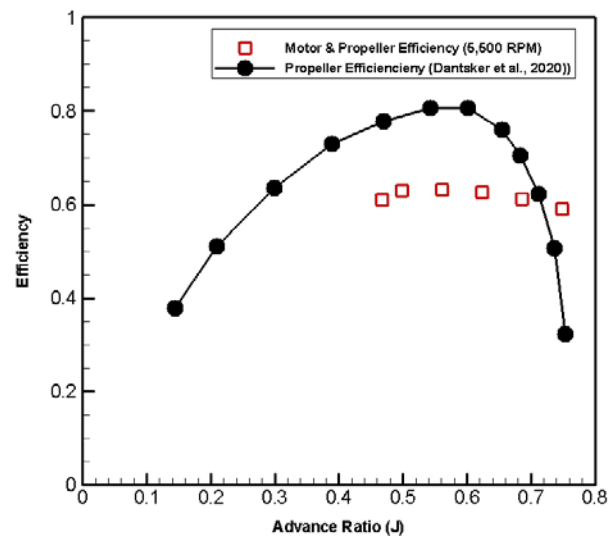
ค่าประสิทธิภาพสูงสุดที่ความเร็วรอบ 5,500 รอบ/นาที และ 7,500 รอบ/นาที ประมาณ 6 – 7 เปอร์เซ็นต์ นอกจากนี้ ค่าประสิทธิภาพสูงสุดของกราฟทั้งสาม ความเร็วรอบมอเตอร์เกิดขึ้นที่ค่า Advance ratio อยู่ในช่วง 0.55 - 0.6 ดังรูปที่ 11



รูปที่ 11 ค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัด ที่ความเร็วรอบมอเตอร์ต่าง ๆ

เมื่อพิจารณาการเปรียบเทียบผลการทดสอบค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดกับแหล่งข้อมูลอ้างอิง [3] ดังรูปที่ 12 พบว่า ค่าที่ได้จากการทดสอบมีแนวโน้มเป็นลักษณะเดียวกันคือมีกราฟเป็นลักษณะพาราโบลาคว่ำ แต่อย่างไรก็ตามค่าประสิทธิภาพสูงสุดโดยเฉลี่ยที่อยู่ในช่วง Advance ratio เดียวกัน คือช่วง 0.55 – 0.6 ค่าประสิทธิภาพโดยเฉลี่ยสูงสุดที่ได้จากการทดสอบมีค่าแตกต่างจากค่าแหล่งข้อมูลอ้างอิง [4] ประมาณ 24 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งถือว่ามีความแตกต่างกันอย่างเป็นนัยสำคัญ ทั้งนี้ เนื่องจากกราฟที่ได้จากแหล่งข้อมูลอ้างอิงเป็นกราฟที่เกิดจากการทดสอบหาค่าประสิทธิภาพใบพัดเพียงอย่างเดียว จึงทำให้ค่าประสิทธิภาพสูงสุดที่อยู่ในช่วง Advance ratio เดียวกันมีค่าสูงกว่าเป็นนัยสำคัญ ซึ่งข้อมูลค่าประสิทธิภาพจากแหล่งข้อมูลอ้างอิงนี้ ไม่สามารถนำไปใช้ได้โดยตรงในการหาค่าสมรรถนะเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง ดังนั้นจากผลการทดสอบค่าประสิทธิภาพชุดขับเคลื่อนไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง

ต้นแบบ แสดงให้เห็นว่า การทดสอบหาค่าประสิทธิภาพรวมของมอเตอร์และใบพัดมีความสำคัญเป็นอย่างยิ่งในการได้มาซึ่งความสมบูรณ์และความถูกต้องในการนำไปใช้ประโยชน์เพื่อเป็นข้อมูลสำคัญในการหาค่าสมรรถนะทางอากาศยานศาสตร์จากการบินทดสอบที่ถูกต้องได้ต่อไป

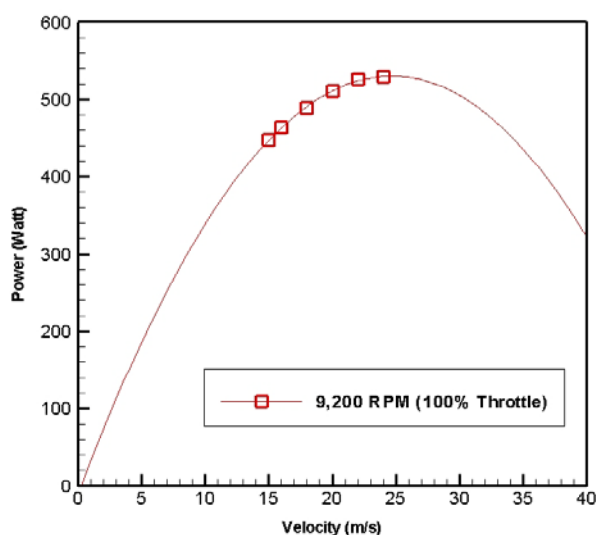


รูปที่ 12 การเปรียบเทียบระหว่างค่าประสิทธิภาพใบพัดของแหล่งข้อมูลอ้างอิงและข้อมูลที่ได้จากการทดสอบในงานวิจัยปัจจุบัน

นอกจากการหาค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัดแล้ว ค่ากำลังขับที่มี (Power available) ถือเป็นส่วนสำคัญที่จำเป็นต้องดำเนินการทดสอบในอุโมงค์ลมเพื่อหาขอบเขตหรือขีดจำกัดของกำลังสูงสุดของมอเตอร์และใบพัดที่ให้กับระบบที่ความเร็วของกระแสอากาศต่างๆ รวมทั้งค่ากำลังขับที่สามารถนำไปคำนวณหาสมรรถนะต่างๆ ที่สำคัญของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบได้ เช่น สมรรถนะด้านความเร็วสูงสุด (Maximum velocity) และอัตราการไต่ (Rate of climb) เป็นต้น

จากการทดสอบหาค่ากำลังขับที่มีของมอเตอร์และใบพัดในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง สามารถแสดงผลในรูปของกราฟของความสัมพันธ์ของกำลังขับที่มีกับความเร็วของกระแสอากาศในช่วงต่างๆ ได้ดังรูปที่ 13 ซึ่งจากรูปนี้ พบว่า กำลังขับที่มี มีแนวโน้มเพิ่มสูงขึ้นตามความเร็วของกระแสอากาศ โดยมีลักษณะเพิ่มขึ้นเป็นเส้นโค้งพาราโบลาคว่ำซึ่งมีจุดสูงสุดของกราฟอยู่ที่

ความเร็วประมาณ 25 เมตร/วินาที โดยกราฟมีค่ากำลังขับสูงสุดประมาณ 530 วัตต์ ซึ่งค่ากำลังขับที่มี เกิดจากผลคูณของค่าแรงขับ (Thrust) ที่ความเร็วรอบสูงสุด (การควบคุม Throttle ที่ 100 เปอร์เซ็นต์) ที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดแรงของอุโมงค์ลมกับความเร็วยกของกระแสน้ำอากาศในช่วงต่าง ๆ ที่กำหนดในอุโมงค์ลม



รูปที่ 13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของกำลังขับที่มีและความเร็วของกระแสน้ำอากาศที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

6. สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้ทดสอบหาค่าประสิทธิภาพรวมของชุดขับเคลื่อนไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง Aero Raptor-E โดยใช้อุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียงเพื่อการวิจัย โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช ในช่วงความเร็วของกระแสน้ำอากาศ 15- 25 เมตร/วินาที และมีความเร็วรอบของมอเตอร์อยู่ในช่วง 5,500 รอบ/นาที, 6,500 รอบ/นาที และ 7,500 รอบ/นาที ซึ่งขนาดมอเตอร์ที่เลือกใช้ในงานวิจัยนี้คือมอเตอร์ OS motor 5020-420KV และมีขนาดใบพัด 14 x 8 นิ้ว (รุ่น Aeronaut CAM แบบพับได้) โดยมีผลลัพธ์ที่ได้จากการทดสอบที่สำคัญ ดังนี้

6.1 ค่าประสิทธิภาพรวมของมอเตอร์และใบพัดมีค่าอยู่ในช่วง 0.58 – 0.67 และมีค่าเฉลี่ยประมาณ 0.625

รวมถึงค่าประสิทธิภาพสูงสุดเท่ากับ 0.67 ซึ่งเกิดขึ้นที่ความเร็วรอบ 6,500 รอบ/นาที

6.2 ค่ากำลังขับที่มี (Power available) มีลักษณะเพิ่มขึ้นเป็นเส้นโค้งพาราโบลาคว่ำซึ่งมีจุดสูงสุดของกราฟอยู่ที่ความเร็วประมาณ 25 เมตร/วินาที โดยกราฟมีค่ากำลังขับสูงสุดประมาณ 530 วัตต์

ผลลัพธ์ของค่าประสิทธิภาพรวมของมอเตอร์และใบพัด รวมถึงค่ากำลังขับที่มีที่ความเร็วต่าง ๆ ดังกล่าวมาข้างต้นจะเป็นตัวแปรสำคัญในการนำไปใช้ประโยชน์ในการหาค่าสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ Aero Raptor - E โดยใช้การบินทดสอบที่ถูกต้องได้ต่อไป

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Hakki, K., Emre, K. and Gokhan, I. (2012). ITU Tailless UAV Design. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 69: 131–146.
- [2] Jiajan, W., Tongsawang, K. and Sukuprakan, N. (2017). Aerodynamic Study and Analysis of Airfoils and Wings of Tailless Mini-UAV. *NKRAFA Journal of Science and Technology*, 13: 45-56.
- [3] Jiajan, W., Tongsawang, K. and Kaewchai, K. (2018). Aerodynamic Investigations of Tailless Mini UAV by Using Subsonic Wind Tunnel. *NKRAFA Journal of Science and Technology*, 14: 77-85.
- [4] Dansker, D., Caccamo, M., Deters, R.W. and Selig, M.S. (2020). Performance Testing of Aero-Naut CAM Folding Propellers. *AIAA Aviation Forum 2020*, 15-20.
- [5] Ostler, J.N., Jerry Bowman, W., Snyder, D.O. and Mclane, T.W. (2009). Performance Flight Testing of Small, Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 1(3): 155 - 171.
- [6] O.S. Motor. (2020). OS motor 5020-490KV specification. Retrieved on Oct 21, 2020, from <https://www.singahobby.com/index.php/catalog/product/gallery/id/5232/image/6547>.

- [7] PX4 Dev Team. (2020). Hex Cube Black Flight Controller. Retrieved on Oct 23, 2020, from https://docs.px4.io/master/en/flight_controller/pixhawk-2.html.
- [8] Michael, O. (2020). Mission Planner Program. Retrieved on Oct 23, 2020, from <https://ardupilot.org/planner/>.
- [9] Coleman, H.W. and Steele, W.G. (1989). **Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers**. New York: John Wiley & Sons.