

การหาค่าเหมาะสมที่สุดในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับที่สามารถขึ้นลง แนวดิ่งได้

The Design Optimization of VTOL UAV

นายเรืองยศ หนานเจียง¹, นายสหัสวรรษ รัตนมงคล¹, นายกมลภัทร สิทธิธรรณ¹,
และ อาจารย์ ดร.อัฐพล อริยฤทธิ์²

¹นักศึกษาสาขาวิชาวิศวกรรมอากาศยาน, ²อาจารย์ประจำสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
โทรศัพท์ 0-4422-3561 โทรสาร 0-4422-4613 อีเมล ariyarit@sut.ac.th

บทคัดย่อ

ในรายงานนี้จะบรรยายถึงกระบวนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับในรูปแบบ VTOL และเป็น VTOL ที่ใช้ในการทำแผนที่ (Mapping UAV) จากพลังงานไฟฟ้า การที่จะให้ VTOL สามารถทำแผนที่ได้พื้นที่มากๆ จะต้องออกแบบ VTOL ให้ได้ Range ที่สูงที่สุดเท่าที่จะทำได้ แล้วการที่จะทำให้ Range สูงที่สุดนั้นขึ้นอยู่กับ Drag Coefficient เป็นหลัก ดังนั้นในการออกแบบครั้งนี้ จะอาศัย Genetic Algorithm มาช่วยในการ Optimization ในส่วนของ Sizing ต่างๆ เพื่อให้ได้ค่า Drag Coefficient ที่น้อยที่สุด โดยความแม่นยำในระดับ Low Fidelity และนำค่า Sizing ที่ได้ไป Validate กับ XFLR5 จากนั้นจึงทำการคำนวณหา Motor ที่ต้องใช้ จาก Thrust Required ทั้งใน Fixed Wing และ Hover Mode โดย Range นั้นจะคำนวณจาก Mode Fixed Wing

คำสำคัญ : การออกแบบอากาศยาน, อากาศยานที่ขึ้นลงแนวดิ่งได้, กระบวนการพันธุศาสตร์, การหาค่าที่เหมาะสมที่สุดโดยใช้ความเที่ยงตรงต่ำ

Abstract

VTOL or other UAVs design can be normally separated into 3 parts as conceptual, preliminary, and detail design. This paper would be described about the process of conceptual design for Mapping VTOL with electric power. To maximize the performance of Mapping VTOL, depends on drag coefficients. Then design with Genetic Algorithms for optimization of sizing. With this method can confidently bring out minimum drag coefficients with low fidelity information and use these parameters to validate with XFLR5. Some parameters will be used for calculating the minimum thrust required for Fixed Wing and Hover Mode, Range would be used from Fixed Wing.

Keyword : Aircraft Design, VTOL UAV, Genetic Algorithms, Low Fidelity Optimization

1. บทนำ

ปัจจุบันในอากาศยานนั้นเป็นที่นิยมและได้รับการยอมรับเป็นวงกว้าง เนื่องจากมีกระบวนการออกแบบอย่างพิถีพิถัน ทั้งนี้เพื่อความปลอดภัยสูงสุดในการนำไปใช้งาน เพื่อลดอุบัติเหตุที่จะเกิดขึ้น ดังนั้นจึงส่งผลในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับด้วยเช่นกัน หลักการออกแบบอากาศยานนั้นถูกออกแบบมาเพื่อให้ได้อากาศยานที่สามารถปฏิบัติการกิจและวัตถุประสงค์ที่ตั้งไว้ได้ลุล่วง อาทิ การออกแบบเครื่องบินรบ มุ่งเน้นไปที่สมรรถนะและประสิทธิภาพ ในการรบ การออกแบบเครื่องบินพาณิชย์ สำหรับธุรกิจขนส่ง

Mission Profile

หากกล่าวถึงการออกแบบรูปแบบเดิม นั้นเริ่มด้วยการคำนวณและแปลงให้กลายเป็นกราฟ หรือเรียกว่า Design Space แล้วจึงเลือกช่วงนำไปคำนวณต่อไป หากผลลัพธ์ออกมาไม่ตรงกับที่ต้องการแล้วนั้น ต้องย้อนกลับไปเริ่มใหม่ แน่่อนว่าระยะเวลาที่ใช้ นั้นนานพอสมควร หรือจะเป็นการออกแบบ 10 ตัวอย่างแล้วเลือกผลลัพธ์ที่ดีที่สุด ดังนั้นรูปแบบใหม่นั้นเป็นการประยุกต์กับการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization) ซึ่งสามารถย่นระยะเวลาได้ และสามารถให้ผลลัพธ์ที่ดีที่สุด

การหาค่าที่เหมาะสมที่สุด ในทาง

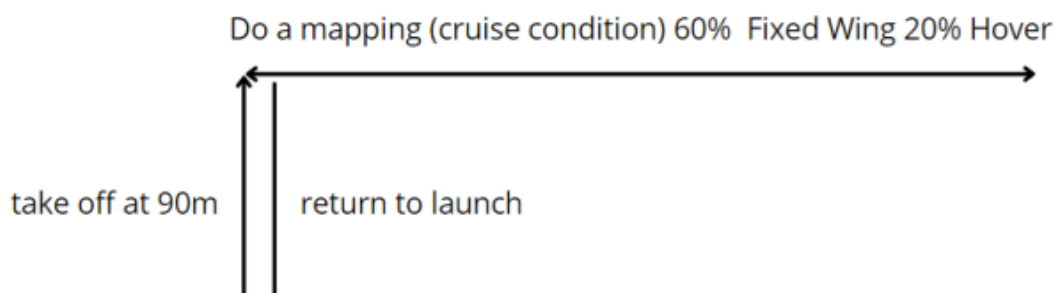


Fig.1 Aircraft Flight Mission

เป็นต้น เมื่อใช้หลักการเดียวกัน อากาศยานไร้คนขับจึงมีภารกิจและวัตถุประสงค์เช่นเดียวกันกับข้างต้น ในการรังสรรค์นั้นภารกิจย่อมแตกต่างกันออกไป ประกอบกับขั้นตอนการออกแบบนั้นมีลำดับขั้นตอนที่ซับซ้อนและใช้เวลานาน รวมไปถึงต้องมีเหตุผลรองรับว่าเหตุใดจึงเลือกใช้ หรือเหตุใดถึงกระทำลักษณะนี้ การพิจารณามุ่งเน้นสิ่งใดเป็นหลัก ระยะทาง ความเร็วขณะทำการบิน หรือ ระยะเวลาสูงสุดในการทำภารกิจ 1 ครั้ง

คณิตศาสตร์ หมายถึงการหาตัวเลือกที่ดีที่สุดตามเงื่อนไขทางคณิตศาสตร์ที่กำหนด โดยเลือกตัวแปรจากเซตที่กำหนดให้เป็นฟังก์ชันสำหรับกำหนดเป็นวัตถุประสงค์ มีค่าที่เหมาะสมที่สุด เช่น ค่าต่ำสุดหรือค่าสูงสุด วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดได้รับประยุกต์ใช้ในสาขาต่าง ๆ เช่น ฟิสิกส์ วิศวกรรมศาสตร์ เศรษฐศาสตร์ เป็นต้น

สำหรับการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในสาขาวิศวกรรมอากาศยานนั้น เริ่มต้นจากการกำหนดคุณลักษณะที่ต้องการของอากาศยาน โดยสามารถกำหนด 1 ตัวแปร หรือมากกว่า 1

ตัวแปร เพื่อแปลงเป็นสมการทางคณิตศาสตร์ โดยถูกเรียกว่า “Objective Function” สำหรับการนำไปใช้ต่อยอด โดยใช้คอมพิวเตอร์ช่วยคำนวณและวิเคราะห์ทางวิศวกรรม (Computer Aided Engineering) บนพื้นฐานของการออกแบบอากาศยาน (Aircraft Design) และกลศาสตร์การบิน (Flight Mechanics)

ท้ายที่สุดนั้นผลลัพธ์ที่ได้เป็นการกำหนดขอบเขตของการออกแบบเพื่อนำมาปรับเปลี่ยนรูปทรงของอากาศยานเพื่อที่จะสามารถทำให้อากาศยานนั้นมีประสิทธิภาพและสมรรถนะ ตรงตามที่ตั้งไว้

2. หลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

Design methodology คือวิธีในการออกแบบอากาศยาน การออกแบบนั้นคำนึงถึงแรงยก จะต้องมากกว่าแรงฉุด จึงจะทำให้อากาศยานนั้นบินได้ โดยแน่นอนว่าจะต้องมีการกำหนด Mission Profile ขึ้นมาสำหรับนำไปใช้พิจารณาการกำหนด Requirement เพื่อที่จะสามารถเป็นตัวช่วยในการออกแบบได้ว่าควรออกแบบมาในลักษณะใด และควรมี Sizing แบบไหน

จาก Fig. 1. Mission Profile สำหรับการออกแบบครั้งนี้ มุ่งเน้นไปที่ Mode Fixed Wing ในร้อยละ 60 ของการปฏิบัติการ ร้อยละ 20 สำหรับการบินรูปแบบ Hover และมีการเผื่อร้อยละ 20 ไว้สำหรับการ Takeoff และ Return to launch

หลักการคำนวณ Power Required

กำหนดให้พลังงานที่อากาศยานต้องการเป็น P_{req} นั้นสามารถหาค่าได้จาก Drag ที่เกิดขึ้นจากอากาศยาน (D) คูณกับ ความเร็วของ

อากาศยานขณะทำการปฏิบัติการกิจ (U) ซึ่งสามารถเขียนสมการได้ว่า

$$P_{req} = D \times U \quad (1)$$

หากขยายความเพิ่มในส่วนของ แรงฉุด (Drag) นั้นอยู่บนพื้นฐานของการคำนวณการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ ซึ่งถูกเขียนออกเป็นสมการ

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (2)$$

C_{D0} นั้นคือแรงฉุดเมื่อแรงยกมีค่าเท่ากับศูนย์ พร้อมกับผลของความหนืดที่เกิดขึ้น รวมถึงแรงเฉือนและความเสียดทานจากผิวของวัสดุที่ใช้ ส่วน KC_L^2 นั้นสามารถขยายความได้เป็นแรงยกที่ขึ้นกับแรงฉุดซึ่งประกอบไปด้วย Vortex Drag และ Viscous Pressure Drag จากสมการที่ (2) นั้นสามารถจัดรูปให้เป็นอีกสมการได้โดยถูกคำนวณกับ Dynamic Pressure (q) และ พื้นที่อ้างอิง (S)

$$D = qs(C_{D0} + KC_L^2) \quad (3)$$

เมื่อกำหนดให้เป็น Steady Level flight ดังนั้นต้องใช้สมการแรงยก L และน้ำหนัก W มาคำนวณในลำดับถัดไป เมื่อให้ $L = W = 0.5\rho U^2 SC_L$ ใส่เข้าไปในสมการที่ (3) แล้วย้อนกลับไปในสมการที่ (1) จะได้ว่า

$$P_{req} = \frac{1}{2}\rho U^3 SC_{D0} + \frac{2W^2K}{\rho US} \quad (4)$$

สำหรับอากาศยานที่ใช้ไฟฟ้าเป็นระบบขับเคลื่อนหลักแล้วนั้นจะต้องมีการแปลง Power Required ให้เป็น Battery Required เพื่อที่จะสามารถคำนวณ Endurance ออกมาได้ การที่ Power Required สามารถเอาชนะแรงฉุดได้นั้นมีแหล่งพลังงานมาจาก Battery โดยปรกติแล้ว ความจุของแบตเตอรี่นั้นมีหน่วยเป็น ampere hours หรือสามารถใช้ milliampere hours เช่นเดียวกัน แต่

ประสิทธิภาพของแบตเตอรี่นั้นขึ้นอยู่กับกระแสไฟฟ้าที่นำไปใช้ จึงต้องใช้สมการของ Peukert มาขยายความสามารถเขียนสมการได้ว่า

$$t = \frac{C}{in} \quad (5a)$$

เมื่อ t คือเวลาในหน่วยชั่วโมง ส่วน i หมายถึง กระแสที่ดึงไปใช้ และ C คือความจุของ แบตเตอรี่ในหน่วยของ ampere hour ตัวที่ถูกดึงไปใช้นั้นแปรผันกับ ชนิดของแบตเตอรี่ และ อุณหภูมิ n อย่างไรก็ตามสมการข้างต้น นั้นสามารถเปลี่ยนแปลงได้ตามแบตเตอรี่ที่ถูก ใช้ไปตามกาลเวลา จึงทำให้ความแม่นยำในการคำนวณยังไม่สามารถนำไปใช้ได้จึงต้องทำการแปลงสมการให้เที่ยงตรงกับผลของการดึง กระแสไฟฟ้าไปใช้ สามารถเขียนใหม่ได้ว่า

$$t = \frac{Rt}{in} \left(\frac{C}{Rt} \right)^n \quad (5b)$$

Rt หมายถึง Battery hour rating กล่าวคือ อัตราการดึงกระแสไปใช้ตามกาลเวลา ซึ่ง ความจุนั้นจะต้องมีการคำนวณควบคู่ไปกับ พลังงานที่ได้ออกมา (output power) ซึ่ง สามารถ เขียนเป็นสมการได้คือ

$$P_B = V_i \quad (6)$$

นำสมการที่ (5b) มาแทนในสมการที่ (6) จะได้ว่า

$$P_B = V \frac{C}{Rt} \left(\frac{Rt}{t} \right)^{1/n} \quad (7)$$

พลังงานที่ปล่อยออกมาของแบตเตอรี่นั้นจะมีการสูญเสียในระบบขับเคลื่อน เช่น มอเตอร์ , ตัวควบคุมมอเตอร์ และใบพัด ในแต่ละชิ้นส่วน ล้วนแต่มีประสิทธิภาพของตัวเอง เพื่อนำมาใช้ ในการคำนวณจึงกำหนดให้แต่ประสิทธิภาพ ของแต่ละชิ้นส่วนถูกรวบรวมให้เป็น

ประสิทธิภาพรวม เรียกว่า η_{tot} โดยนำสมการ ที่ (4) และ (7) มาจับเท่ากันจะได้ว่า

$$\left(\frac{Rt}{t} \right)^{1/n} \left(\frac{C}{Rt} \right) = \frac{1}{\eta_{tot} v} \left[\frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D0} + \frac{2w^2 K}{\rho U S} \right] \quad (8)$$

แก้สมการหาค่า t จะได้ว่า

$$E = t = Rt^{1-n} \left[\frac{\eta_{tot} V \times C}{\frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D0} + \frac{2w^2 K}{\rho U S}} \right] \quad (9)$$

เมื่อ E นั้นคือ Endurance ในหน่วยชั่วโมง ซึ่ง สมการที่ (9) สามารถนำไปใช้ในการประมาณ ค่าของระยะเวลาของพลังงานแบตเตอรี่ในการ ใช้ปฏิบัติการ 1 ครั้ง

หลักการคำนวณของ Range

ในการคำนวณหาระยะทางนั้น สมการการ คำนวณแรงดูด (D) นั้นสามารถแปลงให้เป็น Thrust Required ได้โดย

$$T_{req} = D \quad (10)$$

อ้างอิงจากสมการที่ (1) Power Required นั้นถูกจัดรูปใหม่ให้เป็น

$$P_{req} = T_{req} \times V \quad (11)$$

เมื่อ V ในสมการที่ (11) นั้นคือ Cruise Speed การจะหาระยะทางสามารถทำได้โดยนำ Cruise Speed คูณกับ Endurance

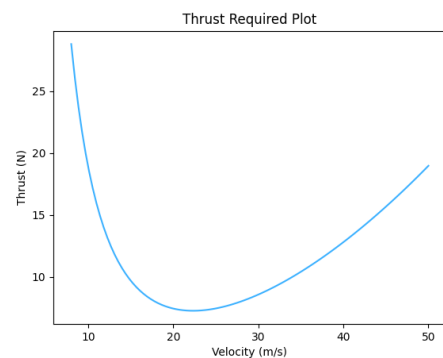


Fig. 2 กราฟเปรียบเทียบความสัมพันธ์ของ Thrust กับ ความเร็ว

จากรูปด้านบนเป็นกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง Thrust Required เทียบกับความเร็ว Cruise Speed

กราฟเส้นโค้งข้างต้นสามารถบ่งชี้ได้ว่า ณ จุดที่ Thrust Required มีค่าต่ำที่สุดนั้นสามารถระบุความเร็ว Cruise Speed สำหรับระยะทางที่ไกลที่สุดได้

ท้ายที่สุดนี้การคำนวณ Range สามารถเขียนเป็นสมการได้ว่า

$$R = Vmt \times E \quad (12)$$

Vmt คือ ความเร็วเมื่อ Thrust มีค่าต่ำที่สุด และ E คือ Endurance และ R คือระยะทาง

แรงฉุด (Drag)

การอธิบายแรงฉุดนั้นต้องมีการอธิบายในเรื่องของ Boundary Layers ซึ่งในสมการของ Conservation of momentum ได้รับการพัฒนามาจากกฎของนิวตันที่ได้กล่าวถึงแรงที่กระทำกับของไหลในระดับอนุภาค มีค่าเท่ากับ อัตราการเปลี่ยนแปลงของ linear momentum ของอนุภาคในของไหล ณ ปัจจุบันนั้นพัฒนาจนเป็นสมการ Navier-Stokes ซึ่งสามารถอธิบายพฤติกรรมของ viscous fluid ได้จะถูกแบ่งเป็น 3 รูปแบบได้แก่

- 1.Laminar flow
- 2.Transient flow
- 3.Turbulent flow

การไหลแบบชนิดทั้ง 3 รูปแบบนี้ถูกแบ่งโดย Reynold Number เพื่อใช้ในการอธิบายพฤติกรรมของไหลสำหรับนำไปใช้ในการคำนวณหา Skin-friction drag coefficient (C_f) พฤติกรรมของไหลนั้นเริ่มจากการไหล

แบบ Laminar ที่มี Reynold Number น้อยกว่า 500,000 ซึ่งหาก Reynold Number มีค่ามากกว่า 500,000 แล้วนั้นจะต้องคำนวณในรูปแบบของ Transient หรือในรูปแบบของ Turbulent แต่เนื่องจากว่า ของไหลเมื่อไหลผ่านวัตถุนั้น ช่วงแรกของการไหลจะเป็นการไหลแบบ Laminar หากผ่านไประยะหนึ่งการไหลจะเข้าสู่ช่วงของ Turbulent จึงต้องใช้สมการ C_f ช่วง Transient และ Turbulent ในการคำนวณเพื่อให้ได้ความแม่นยำมากขึ้น สมการของ Reynold Number สามารถเขียนได้ว่า

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (13)$$

ตามปรกตินี้ L นิยมใช้ความยาวของ mean aerodynamics chord เพื่อประมาณค่า Reynold number ในชิ้นส่วนที่มีรูปร่างคล้ายปีก

Skin-friction Drag Coefficient ในการไหลแบบ Laminar นั้นใช้สมการ

$$\overline{C_f} = \frac{1.328}{\sqrt{Re_L}} \quad (14)$$

Skin-friction Drag Coefficient ในการไหลแบบ Turbulent นั้นใช้สมการ

$$\overline{C_f} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_L)^{2.58}} \quad (15)$$

Skin-friction Drag Coefficient ในการไหลแบบ Transient นั้นใช้สมการ

$$\overline{C_f} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_L)^{2.58}} - \frac{1700}{Re_L} \quad (16)$$

สำหรับการประมาณค่า Sizing เพื่อที่จะนำไปใช้สำหรับชิ้นส่วนต่าง ๆ ของอากาศยานนั้น Skin-friction Drag Coefficient จะถูกนำไปใส่ในสมการของ Parasite Drag โดยสามารถเขียนได้ว่า

$$C_{D0} = \sum_{i=1}^N \frac{K_i \overline{Cf}_{fi} S_{wet_i}}{S_{ref}} \quad (17)$$

เมื่อ K คือ form factor

$$k = 1 + \frac{2C(t/c \cos(A)^2)}{\sqrt{(1-M^2(\cos(A))^2)}} + \frac{C^2 \cos(A)^2 (t/c)^2 (1+5 \cos(A)^2)}{2(1-(M \cos(A))^2)}$$

Cf คือ skin-friction drag coefficient

Swet คือ พื้นที่สัมผัสกับอากาศสองชิ้นส่วนนั้น

Sref คือ พื้นที่ปีกในรูปแบบ projection ในแนวแกน x y

การประมาณน้ำหนัก (Weight Estimation)

ระหว่างการคำนวณจะต้องมีการประมาณน้ำหนักของแต่ละชิ้นส่วนสำหรับการป้องกันไม่ให้อากาศยานมีน้ำหนักมากกว่าที่ตั้งไว้ และสำหรับการหาจุด Centre of Gravity (CG)

การประมาณน้ำหนักนั้นมีการคำนวณอยู่ 3 ส่วนคือ

1. ส่วนปีก
2. ส่วน Horizontal Tail
3. ส่วน Vertical Tail

สำหรับส่วนปีก การประมาณน้ำหนักนั้นนิยมใช้สมการ

$$W_w = 45.42S + 8.71 \times 10^{-5} \frac{N_{lift} b^3 \sqrt{W_o W}}{S_T} \quad (18)$$

เมื่อ N_{lift} และ คือ น้ำหนัก Ultimate design load factor สำหรับใช้ในการออกแบบโดยทั่วไปนิยมใช้ค่าเท่ากับ 2.5

Disk Loading เป็นการคำนวณเพื่อหาแรงดันเฉลี่ยที่กดทับ จานหมุนหรือเรียกว่าพื้นที่ใบพัด ในเฮลิคอปเตอร์ สำหรับการออกแบบ VTOL นั้นจะต้องใช้ทฤษฎี Disk Loading ในการคำนวณโดยจะใช้สมการ

$$T = 2\rho v_i^2 A \quad (19)$$

เมื่อ T คือ Thrust ที่ใช้ต่อ 1 ใบพัด

V_i คือ ความเร็วในแนวตั้ง

A คือ พื้นที่ของใบพัด

การประยุกต์และ Software ที่ใช้ในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Application & Optimization)

จากงานวิจัยอ้างอิงของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยี Delhi พบว่าหากจะทำการเก็บข้อมูลอากาศยานนั้นจะต้องใช้ Software ในการดำเนินการความสะดวก และข้อมูลที่จะต้องทำการรวบรวมนั้นมีอยู่อย่างจำกัดและไม่สามารถหาได้มากที่ควร และในระดับปริญาตรีการใช้ Software สำหรับการพัฒนาหรือวิจัยจะต้องมีการเสียเงิน ดังนั้นตัวเลือกที่เหลือจึงต้องหันมาใช้ Open source แทน ข้อเสียจึงได้แก่ Libraries หรือ Component มีอยู่อย่างจำกัด โดยในการศึกษาโครงการนี้ได้ใช้โปรแกรม XFLR5 ตามคำแนะนำของอาจารย์ด้วยเหตุนี้เนื่องจาก XFLR5 เป็นโปรแกรม Open source และข้อมูลที่ได้มานั้นจะอยู่ในรูปแบบของ Low-Fidelity กล่าวคือข้อมูลจะมีความแม่นยำที่ต่ำ แต่สามารถให้ชุดหรือจำนวนข้อมูลที่มากกว่าหากเทียบกับ High-Fidelity

สำหรับโปรแกรม XFLR 5 นั้นเป็นโปรแกรมที่ใช้ในการวิเคราะห์ Airfoil , ปีก และ อากาศยาน ที่ถูกวางขอบเขตในช่วงของ Reynold Number ที่น้อยซึ่งอ้างอิงมาจากโปรแกรม Xfoil แล้วจึงทำการวิเคราะห์ ในการออกแบบ Conceptual นั้นจะใช้โปรแกรมที่ได้กล่าวข้างต้นควบคู่ไปกับภาษา Python ในการดำเนินการ Optimization แต่กระนั้นการ Optimization ยังต้องใช้กระบวนการ

หนึ่งในการวิเคราะห์นั่นก็คือ Algorithm สำหรับ Algorithm ที่ใช้คือ Genetic Algorithm

โปรแกรม X foil เป็นโปรแกรมที่สามารถระบุค่าทางอากาศพลศาสตร์จากการใส่ Airfoil แล้วดำเนินการให้ผลลัพธ์ออกมาในรูปแบบของกราฟ Lift Coefficient, Drag Coefficient, Angle of Attack

Evolutionary Algorithm ที่จะใช้คือ Genetic Algorithm เป็นวิธีการแก้ไขปัญหาคู่ constrained และ unconstrained optimization problem โดยอ้างอิงมาจากทฤษฎีของ ชาร์ลส์ ดาร์วิน คือการคัดสรรโดยธรรมชาติ ซึ่งวิธีการนี้ลอกเลียนให้คล้ายกับการวิวัฒนาการทางชีวศาสตร์ ซึ่งผู้พัฒนา Genetic algorithm นี้คือ John Henry Holland นักวิทยาศาสตร์และศาสตราจารย์ชาวอเมริกา

วิธีการนี้จะเป็นการค้นหาแบบสุ่มซึ่งใช้หลักการทำงานของ การคัดสรรทางธรรมชาติ และ ยีนส์ โดยหลักการทำงานนั้นจะทำงานบนโครงสร้างของสายพันธุ์กรรม ซึ่งจะพัฒนาเรื่อย ๆ ภายใต้กฎของการอยู่รอด ซึ่งพันธุ์กรรมของตัวที่แข็งแรงที่สุดจะสืบทอดไปให้กับรุ่นถัดไป โดยการสุ่ม และใส่เข้าไปในสายพันธุ์กรรม ซึ่งเราจะเรียกสายพันธุ์กรรมนั้นว่า Generations หรือ รุ่นพันธุ์กรรม โดยลักษณะจำเพาะของวิธีการประกอบไปด้วย

- การทำงานของ genetic algorithm ทำงานร่วมกันกับ code ของเซตตัวแปร ไม่สามารถทำงานบนตัวแปรได้

- Genetic algorithm นั้นเริ่มต้นที่ค้นหาชุดของประชากร โดยไม่สามารถทำงานได้กับ 1 ข้อมูล

- Genetic algorithm นั้นใช้ payoff information ไม่ใช่การหาค่าอนุพันธ์ เพื่อที่จะสามารถดำเนินการวิธีการนี้จะเริ่มต้นด้วยการสุ่มจากการจับคู่ในประชากร แล้วจึงใช้ กระบวนการตามหลักธรรมชาติคัดสรรคือการคัดสรร (selection) การผสมโครโมโซม (crossover) และ การกลายพันธุ์ (mutation) ดำเนินอยู่อย่างนี้จะกระทั่งรุ่นกรรมพันธุ์ดำเนินจนถึงขีดสุด

การคัดสรร Selection

การคัดสรรนั้นเป็นการจับคู่พ่อแม่มาผสมพันธุ์กรรม เพื่อทำให้เกิดการสืบทอดสู่พันธุ์กรรมรุ่นถัดไป ซึ่งขั้นตอนนี้เป็นขั้นตอนที่สำคัญในการใช้วิธีการนี้ มีเป้าหมายเพื่อให้ชุดข้อมูลที่เหมาะสมที่สุดนั้นสามารถถูกเลือกเพื่อนำไปใช้ในกระบวนการ reproduce

การผสมโครโมโซม crossover

ขั้นตอนของ crossover กำหนดไว้เป็นตัวดำเนินการของ genetic algorithm ซึ่งตอบสนองกับการ recombination ของโครงสร้าง และช่วยให้เกิดการ convergence ขึ้นอีกด้วย โดยถูกนำมาประยุกต์ใช้ด้วยค่าความน่าจะเป็นในช่วงของ 0.6 ถึง 0.9 หลังจากที่เกิดการคัดสรร การผสมโครโมโซมดำเนินไปอย่างเรียบง่าย วัตถุประสงค์หลักเพื่อที่จะทำการจัดการชุดข้อมูลของพ่อแม่มาเรียบเรียงใหม่เพื่อให้เกิดลูกออกมา

การกลายพันธุ์ mutation

กระบวนการกลายพันธุ์เป็นขั้นตอนที่ดำเนินการอยู่เบื้องหลัง เป็นการเกิดเองโดย

ธรรมชาติภายใน ตัวโครโมโซม ในระบบของยีนประดิษฐ์ (artificial genetic system) ขั้นตอนการกลายพันธุ์นั้นมีไว้เพื่อป้องกันโครโมโซมมีชุดข้อมูลซ้ำไม่สามารถแก้ไขปัญหาได้ โดยที่โอกาสเกิดนั้นจะมีโอกาสต่ำหากไม่มีการกลายพันธุ์กระบวนการคัดสรรและ ผสม จะดำเนินไปอย่างไร้จุดหมาย โดยที่สามารถเสียชุดข้อมูลที่เป็นคำตอบได้ด้วยเช่นกัน
ตามปกติแล้วนั้นจะใช้ Mutation Rate อยู่ที่ 3% และ Crossover Rate 95% ในการดำเนินการนี้

Factor Of Safety

งานวิจัยที่ศึกษานั้นได้ระบุว่า Factor of Safety สำหรับอากาศยาน ควรใช้ค่าอยู่ที่ 1.5 จาก Revision G of The Handbook of Instruction for Airplane Design (March 1934) โดยเป็นการคำนวณอย่างพิถีพิถันและได้รับการพิสูจน์แล้ว
สำหรับตัวแปร และขอบเขตเริ่มต้น จะถูกจัดทำเป็นตารางเพื่อให้ง่ายต่อการอ่าน อ้างอิงจากการเก็บข้อมูลนั้นจะต้องทำการหาข้อมูลที่แต่ละ VTOL สามารถระบุได้จากนั้น จึงนำมาวิเคราะห์ผ่าน Genetics Algorithms หลังการดำเนินงานผ่านขั้นตอนนี้จะได้ค่าสำหรับการกำหนด Sizing ออกมาเพื่อนำไปใช้ในการดำเนินงานลำดับอื่น ๆ

Table 1

ตัวแปร และ ขอบเขต

ลำดับที่	Design Parameter	คำอธิบาย	Lower limits	Upper limits
1	$MTOW$	Maximum Weight Take-off	5kg	25kg
2.	λ_w	Wing Taper ratio	0.3	0.6
3.	Λ_w	Wing Swept Angle	0 deg	0 deg
4.	t/c_w	Thickness Ratio	0.08	0.12
5.	b_w	Wingspan	3 m	3.5 m
6.	t/ch	Horizontal Tail Thickness Ratio	0.09	0.12
7.	Λ_h	Horizontal Tail Swept Angle	0 deg	0 deg
8.	AR_v	Vertical Tail Aspect Ratio	1.5	2
9.	λ_v	Vertical Tail Taper Ratio	0.4	0.6
10.	t/c_v	Vertical Tail Thickness Ratio	0.09	0.12
11.	Λ_v	Vertical Tail Swept Angle	0 deg	30 deg

3. วิธีการดำเนินโครงการ

3.1 ขั้นตอนการเก็บข้อมูล

ในการเก็บข้อมูลนั้นมีการเก็บข้อมูล 3 ชนิดได้แก่ ข้อมูลของ VTOL ข้อมูลของ Fixed Wing และ ข้อมูลของ Multirotor โดยในการเก็บข้อมูลเหล่านี้มุ่งเน้นไปที่สมรรถนะ เช่น ระยะเวลาการปฏิบัติการ ความจุของแบตเตอรี่ ความกว้าง ความสูง

สำหรับ VTOL นั้นมุ่งเน้นการเก็บข้อมูล อันได้แก่ ชื่อของอากาศยาน ความยาวของปีก ความยาวลำตัว จำนวนมอเตอร์ น้ำหนักสูงสุดในการบินขึ้น น้ำหนักเปล่า น้ำหนักสัมภาระที่สามารถบรรทุกได้ ความเร็วขณะทำการบิน ระยะเวลาในการปฏิบัติการ ระยะเวลาทางสูงสุด ความจุแบตเตอรี่ เพดานบินสูงสุด โดยเงื่อนไขในการเก็บข้อมูลนั้น จะต้องมียุทธศาสตร์ที่กำหนดไว้มากที่สุด เกณฑ์ในการเก็บข้อมูลนั้นจะต้องเป็น VTOL ลักษณะ Miniature น้ำหนักต่ำสุด 5 กิโลกรัม และมีน้ำหนักสูงสุดไม่เกิน 25 กิโลกรัม

ข้อมูลที่เก็บได้นั้นจะถูกบันทึกลงโปรแกรม Excel ระบุไว้ชัดเจน และง่ายต่อการค้นหาจึงระบุแหล่งที่มาของข้อมูลข้างต้นไว้

ข้อจำกัดที่พบคือ ข้อมูลของอากาศยานจากผู้ผลิตนั้นบางข้อมูลไม่ถูกเปิดเผยเนื่องจากเป็นความลับทางการค้า ข้อมูลที่ได้กล่าวไปข้างต้นนั้นเป็นข้อมูลที่สำคัญต่อการกำหนดขนาด หลังจากทำการเก็บข้อมูลขั้นตอนที่ 1 แล้วจึงเข้าสู่การเก็บข้อมูลในขั้นตอนต่อไป

3.2 กระบวนการกำหนดขอบเขต

จากตารางที่ 1 เป็นขอบเขตที่ได้มาจากการข้อมูล เมื่อกำหนดขอบเขตเสร็จสิ้นแล้วจะเข้าสู่กระบวนการ Genetic Algorithm ที่ดำเนินการผ่าน Python 3 โดย

กระบวนการนี้ใช้ประชากรทั้งสิ้น 20 40 80 และ 160 ตามลำดับ ประชากร มีการดำเนินการจนได้รุ่นที่ 400 มีกระบวนการซ้ำเพื่อยืนยันผลอยู่ที่ 3 รอบ

(สามารถดู Code การเขียนโดยใช้ Python ได้ที่

https://github.com/Rayato159/VTOL_Optimization_with_XFLR5) เพื่อให้ได้ผลลัพธ์ออกมาดำเนินการขั้นตอนถัดไปโดยใช้โปรแกรม XFLR 5 ความแม่นยำของ Software นี้มีความเที่ยงตรงอย่างมากเมื่อทำการคำนวณ CL เทียบกับการคำนวณโดยใช้สมการจากทฤษฎีที่ได้กล่าวไปข้างต้น แต่หากกล่าวถึงการคาดคะเน Cd แล้วพบว่ายังมีความคลาดเคลื่อนสูงเมื่อเทียบกับสมการจากทฤษฎีและหลักการที่ได้อธิบายไป

3.3 การเลือก Airfoil โดยใช้ Xfoil เนื่องจาก Xfoil สามารถระบุ CL, AoA, Cd, CM ได้ โดยทำการระบุ Airfoil ที่ต้องการ จาก Airfoiltools libraries ของ Airfoil

ในการทำ Airfoil Selection นั้นได้มาจากการบวนการ Genetic Algorithms ซึ่งให้ผลลัพธ์แค่ CL ที่คำนวณได้ออกมาจากนั้นจึงเลือก Airfoil ที่มีค่าใกล้เคียงกับการทำ Estimation เป็นกระบวนการ Trial and Error ที่จะต้องค้นหา Airfoil ไปเรื่อย ๆ จนกว่าจะได้ Airfoil ที่มีค่าใกล้เคียง

3.4 XFLR 5 Simulation

เป็นขั้นตอน Simulation เพื่อปรับจุด CG ให้ได้ค่าติ ดลบ และ Angle of Attack มีค่าใกล้เคียงกับ 0 เพื่อหาค่าทางอากาศพลศาสตร์ได้ดัง fig. 3

airfoil	alpha	CL	CD	CDp	CM
sa7024	0.377	0.46	0.00478	0.00109	-0.0917
sa7025	0.241	0.46	0.0048	0.00126	-0.0934
s4110	0.477	0.46	0.00499	0.00136	-0.0901
s2060	1.792	0.46	0.00504	0.00125	-0.0602
s7075	0.535	0.46	0.00512	0.00161	-0.0899

Fig.3 ผลการดำเนินการ Simulation ผ่าน XFLR 5

โดยวิธีดำเนินการสามารถดำเนินการได้โดยหลังจากได้ Airfoil ที่มีค่าใกล้เคียงจากการดำเนินการ Genetics Algorithms แล้วใช้ค่าผลลัพธ์อื่น ๆ จากกระบวนการเดียวกันมาเป็นการกำหนดขนาด Sizing Output สำหรับการทำให้ Simulation

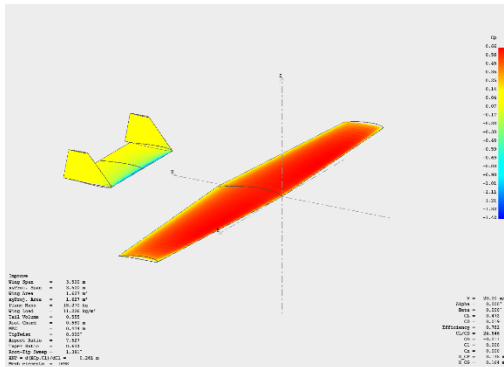


Fig. 4 รูประหว่างการดำเนินการ Simulation โดยใช้ XFLR 5

หลังจากการทำ Simulation แล้วจึงเริ่มขั้นตอน Stability Simulation สำหรับการปรับจุด CG ให้มีค่าติดลบ ตาม Fig 2 หลังจากนั้นจึงทำการหา Thrust Required แล้วบันทึกผลเป็นกราฟ เพื่อหา Minimum Velocity

หลังจากที่ได้ Sizing จากโปรแกรม XFLR 5 แล้วจะทำการเขียนเป็นไฟล์ CAD เพื่อความสวยงามและนำไปใช้สำหรับภาระงานอื่น ๆ โดยครั้งนี้จะดำเนินการด้วยโปรแกรม Solidworks 2019

3.5 ขั้นตอนการทดสอบ

ในขั้นตอนนี้จะเป็นการทดสอบผลลัพธ์ที่ได้จาก XFLR 5 เทียบกับ GA (Genetic Algorithm) โดยทั้ง XFLR 5 และ GA นั้นอ้างอิงมาจากสมการการหาค่า Weight

Estimation, Lift Coefficient Equation ทั้งนี้ การกำหนด Reynold Number กำหนดให้มีค่าเท่ากัน โดยจะใช้ XFLR 5 เป็นหลักในการเปรียบเทียบผล หลังจากนั้นจึงคำนวณเป็นความคลาดเคลื่อนในหน่วยร้อยละ เพื่อดูผลความแม่นยำ จุดมุ่งเน้นของขั้นตอนนี้มุ่งเน้นไปที่การหาค่า C_d จากทั้ง 2 กระบวนการ อ้างอิงจากสมการที่ (10) การหา Minimum Thrust Required จะถูกแปลงเป็นสมการ

$$T_{min} = \frac{Lift}{c_l/c_d} \quad (20)$$

จากสมการข้างต้นเมื่อนำไปเปรียบเทียบกับ Fig. 2 แล้ว เมื่อ Thrust มีค่าต่ำที่สุด จะให้ค่า CL/C_d มากที่สุด ทั้งนี้ตัวแปรสำคัญที่ส่งผลโดยตรงนั้นคือค่าของ C_d

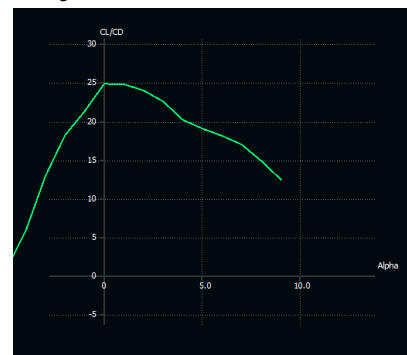


Fig. 5 กราฟแสดงผลค่า CL/C_d จากโปรแกรม XFLR 5

ดังนั้น C_d จึงเป็นตัวแปรสำคัญที่มีผลต่อระยะทางที่สามารถคำนวณออกมาได้

4. ผลและการอภิปรายผล

Table 2

ลำดับที่	Parameter	Value	หน่วย
1	$MTOW$	20	kg
2	Cr_w	0.58	m
3	Ct_w	0.38	m
4	λ_w	0.6	-
5	Λ_w	0	deg
6	b_w	3.5	m
7	mac_w	0.48	m
8	S_w	1.67	m ²
9	AR_w	7.3	-
10	Cl	0.40	-
11	C_{Di}	0.008421	-
12	$C_{D_{0,w}}$	0.007	-
13	t/c_w	0.09	-
14	Λ_h	0	deg
15	b_h	0.94	m
16	Cr_h, Ct_h	0.38	m
17	$C_{D_{0,h}}$	0.000642	-
18	AR_v	1.5	-
19	λ_v	0.4	-
20	t/c_v	0.09	-
21	Λ_v	29.98	deg
22	b_v	0.47	m

23	Cr_v	0.38	m
24	Ct_v	0.15	m
25	mac_v	0.28	m
26	$C_{D_{0,v}}$	0.000227	-
27	W_w	7.7	kg
28	W_h	1.76	kg
29	W_v	0.66	kg

Table 3

ผลลัพธ์ที่ได้จากการดำเนินโครงการ

ลำดับที่	Parameter	Value	หน่วย
1	Battery Capacity	22000	mAh
2	Battery Cell	12	-
3	Voltage	44.4	V
4	Power	767.81	Watts
5	Cruise Speed	22.5	m/s
6	Maximum Speed	34	m/s
7	Endurance	2.27	h
8	Range	184	km
9	Hover Velocity	9.5	m/s
10	Hover Time	23	min
11	Camera GSD	2.78	cm/px
12	Coverage Mapping Area	14.66	km ²

ค่า Cd ที่ได้จากกระบวนการ GA = 0.01623

ค่า Cd ที่ได้จาก XFLR 5 = 0.019

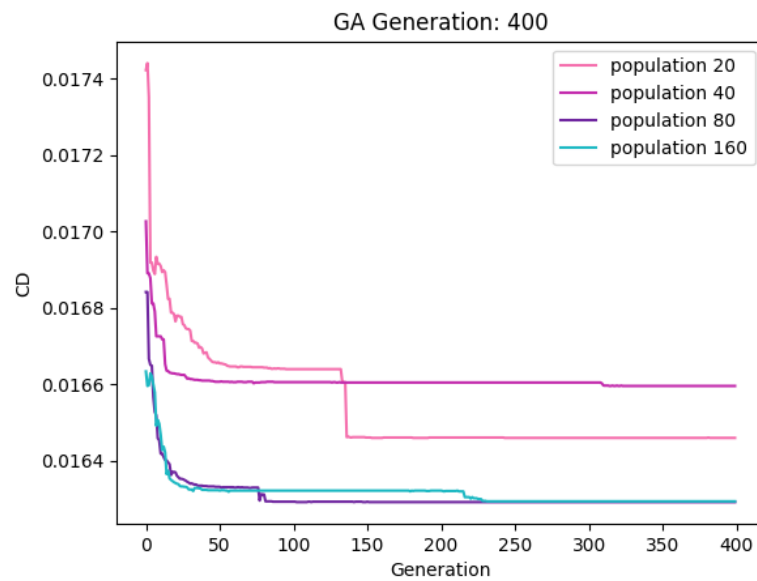


Fig.6 ภาพแสดง Generation เทียบกับ C_d

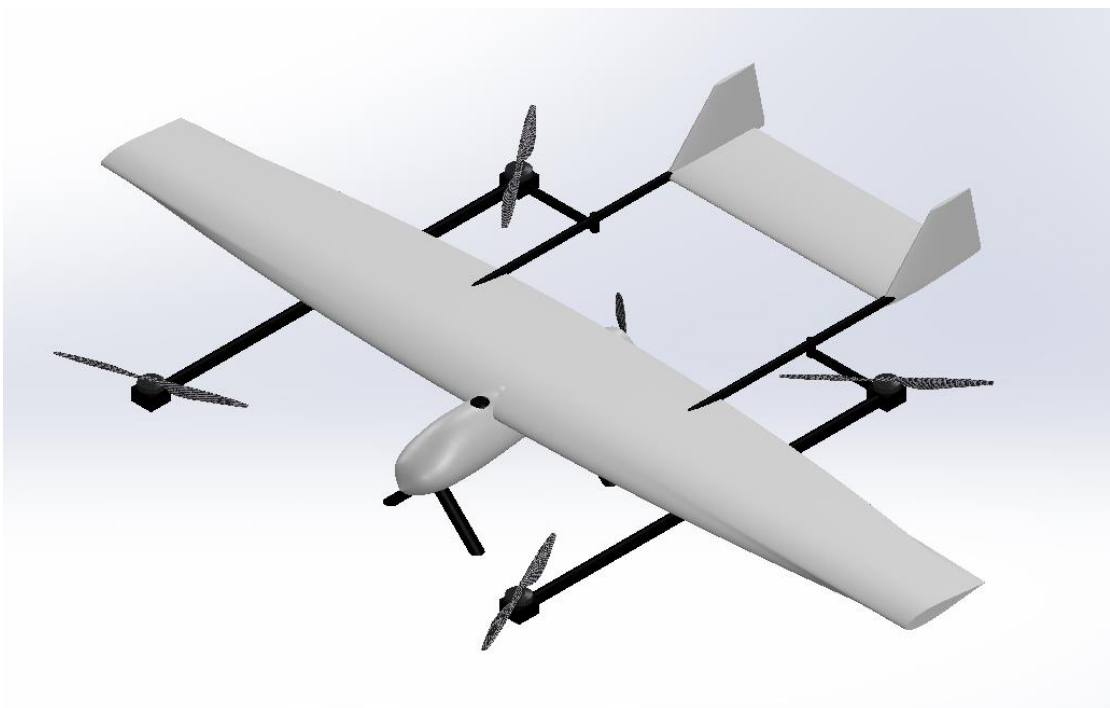


Fig. 7 รูป Conceptual ที่ได้จาก XFLR 5 แล้วดำเนินการต่อด้วย Solidworks 2019

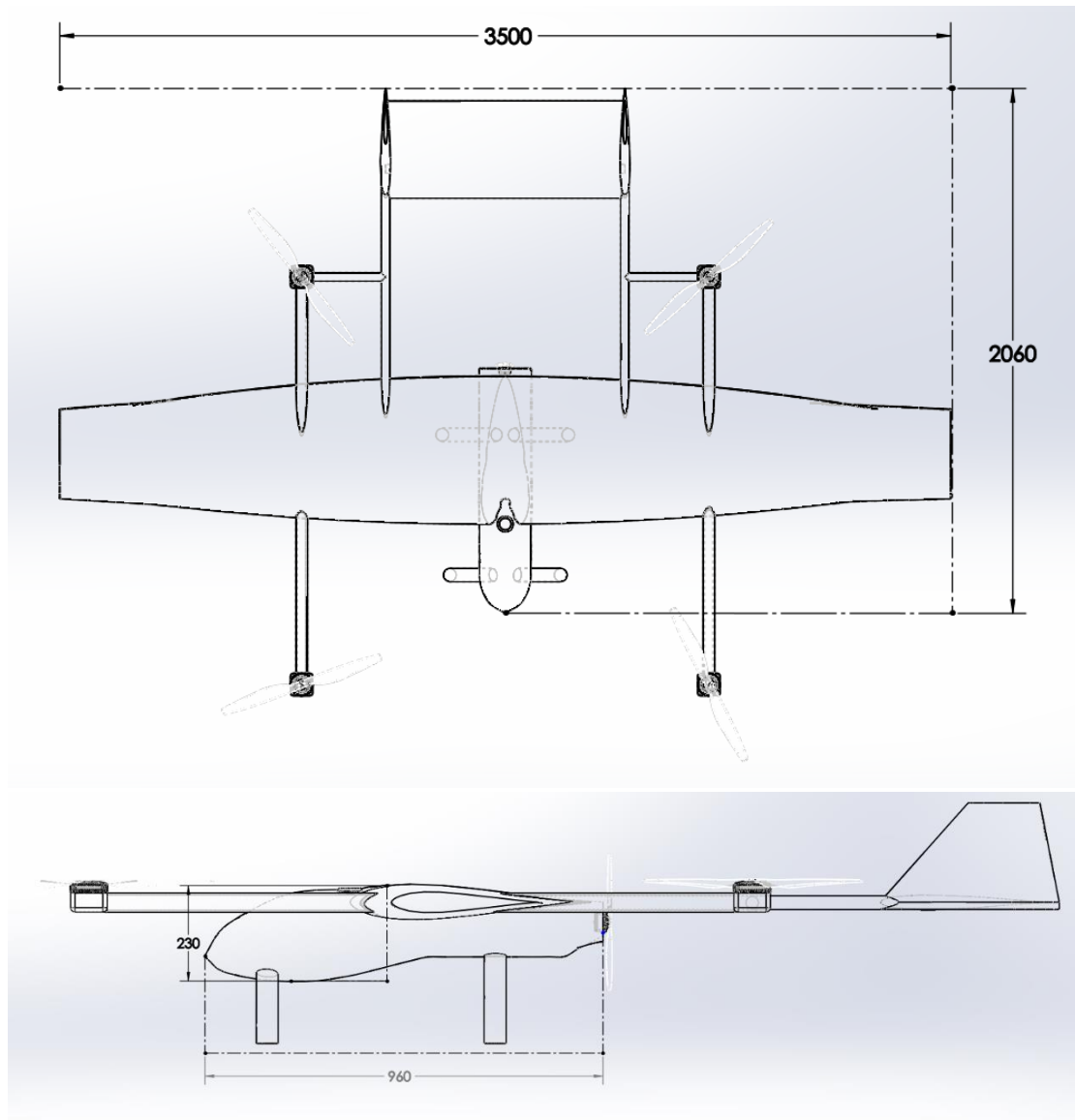


Fig. 8 และ 9 รูปแบบ Drawing มุมมอง Top View และ Side View ตามลำดับ

5. บทสรุปและข้อเสนอแนะ

โครงการเป็นโครงการที่มุ่งเน้นในการออกแบบ VTOL เฉพาะขั้นตอนของ Conceptual Design โดยใช้วิธีการออกแบบอากาศยานสมัยใหม่ โดยใช้วิธีการ Optimization เข้ามาประยุกต์ ในขั้นตอนแรกเริ่มได้ทำการเก็บข้อมูล VTOL ชนิด Miniature จากนั้นได้ทำการใช้ Genetics Algorithm ช่วยในการคำนวณ สำหรับการคำนวณนั้นใช้หลักการออกแบบจากวิชา Aircraft Design ทั้ง Thrust Required, Weight Estimation, Airfoil Selection

จากนั้นนำข้อมูลที่ได้จากการ Optimization ไปดำเนินการผ่านโปรแกรม XFLR5 เป็นโปรแกรม Open Source โดยใช้วิธีการปรับ Sizing ให้ได้ค่าใกล้เคียงกับผลลัพธ์ของ Genetic Algorithm เมื่อเสร็จสิ้นแล้วจึงดำเนินการให้เป็นรูปร่างด้วยโปรแกรม Solidworks 2019 ผลการดำเนินการนั้นอยู่ในส่วนของผลการดำเนินโครงการ ได้ผลลัพธ์เป็นที่พอใจ เนื่องจาก ค่าความคลาดเคลื่อนของ C_d ทั้ง GA และ XFLR 5 มีความคลาดเคลื่อนอยู่ที่ 14.58 % โดยให้ XFLR 5 เป็นข้อมูลหลักในการวัดผล

จาก Fig. 6 เป็นกราฟที่แสดงให้เห็นว่าจำนวนประชากรมีผลต่อค่าการลู่เข้า หมายความว่า ยิ่งจำนวนประชากรเยอะ ผลลัพธ์ที่ได้จากแต่ละรุ่นจะเป็นข้อมูลที่ลู่เข้าไวขึ้นนั่นเอง

ทั้งหมดที่กล่าวมานี้ถึงแม้ว่าจะดำเนินการได้เสร็จสิ้น แต่ยังมีส่วนที่ต้องปรับปรุงคือ 1. ส่วนของการคำนวณ

ควรเขียน code เป็น script แล้วรันเพื่อ optimize สามารถได้ค่าที่แม่นยำกว่านี้ได้

2. อาจมีการใช้งาน surrogate model เทียบเพิ่มเติมเพื่อเป็นตัวเลือกเพิ่มเติมในการวัดความแม่นยำ

ส่วนเพิ่มเติมเป็น Bill of Materials

Table 4 Bill of Materials

Components	ผลิตภัณฑ์ที่เลือก	Link	น้ำหนักรวม (kg)
Wing		-	7.72
Elevator		-	1.76
Fin		-	0.66
Motor_hover	MN801S KV150	https://uav-en.tmotor.com/html/2018/navigato_0402/45.html	1.92
Motor_main	AM480 KV650	https://uav-en.tmotor.com/html/2021/AM_0526/728.html	0.145
Prop_hover	T26*8.5	https://www.foxtechfpv.com/t-motor-g26-8-5-prop-2pcs-pair.html	0.12
Prop_main	T13*6.5	https://store.tmotor.com/goods.php?id=1174	0.087
ESC_hover	FLAME 60A 12S	https://store.tmotor.com/goods.php?id=370	0.294
ESC_main	AM66 A	https://rc-innovations.es/esc-am66-66a-bec-t-motor-with-telemetry	0.148
Flight_contorller	CUAV V5 Nano Flight Controller	https://store.cuav.net/shop/v5-nano/	0.043
GPS_module	NEO 3 Pro GNSS Module	https://store.cuav.net/shop/neo-3-pro/	0.04
Battery	Tattu Plus 1.0 22000mAh 44.4V 25C 12S1P Lipo	https://th.aliexpress.com/i/32976294703.html	6
Camera	HERO10 Black	https://gopro.com/en/us/shop/cameras/hero10-black/CHDXH-101-master.html	0.153
รวม			13.37

6. กิตติกรรมประกาศ

ผู้เขียนขอกล่าวขอบพระคุณ อาจารย์ ดร. อัฐพล อริยฤทธิ์ สำหรับให้กำลังใจในการดำเนินโครงการ เป็นอาจารย์ผู้สอนรายวิชา Fluid Dynamics, Aerodynamics, Flight Mechanics อีกทั้งเป็นที่ปรึกษาโครงการนี้

อาจารย์ ดร. สุรเดช ตัญตรัยรัตน์ สำหรับเป็นผู้มอบโอกาสในการส่งชื่อเข้าร่วมการแข่งขัน AAVC 2021-2022 เปิดประสบการณ์ใหม่ในการเรียนรู้อากาศยานไร้คนขับ ผู้รับผิดชอบรายวิชา Unmanned Aerial Vehicle, Fluid Dynamics, Artificial Intelligence, Aircraft Design เนื้อหาสำคัญในการออกแบบอากาศยาน

อาจารย์ ดร. วิฑูรย์ เข็มสุวรรณ สำหรับคำแนะนำและเทคนิคการสอนที่เป็นแรงบันดาลใจให้ศึกษาต่อจนถึงชั้นปีการศึกษาที่ 4 ผู้รับผิดชอบรายวิชา Engineering Dynamics, Computer Aided Engineering

นายธราเทพ พิบูลย์ นักศึกษาปริญญาโท ผู้ให้คำแนะนำระหว่างจัดทำโครงการรายวิชา Aerodynamics และ Computer Aided Engineering อีกทั้งยังเป็นผู้ให้คำแนะนำขณะประชุมโครงการหัวข้อนี้

ขอขอบคุณทุกกำลังใจจากครอบครัว คนรอบข้างที่ให้กำลังใจขณะที่ทำ

ขอบคุณ Spotify สำหรับการฟังเพลงร่วมกันกับสมาชิกคนอื่น ๆ ได้ในช่วงวิกฤต Covid-19 ที่ไม่สามารถออกนอกสถานที่ได้ แต่สามารถฟังร่วมกันผ่าน Discord ได้

ขอบคุณ Indian Youtuber สำหรับการสอนทักษะการเขียนภาษา Python การเขียน Genetic Algorithms

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Lance W Traub, **Range and Endurance Estimation for Battery-Powered Aircraft**, Embry-Riddle Aeronautical University, DOI 10.2514/1.C031027 reserchgate
- [2] Nikhil Sethi, Saurav Ahlwat and Prof. N. S. Raghava, **Low Fidelity VTOL UAV Design Optimization Using an Open Source Framework**, Delhi Technological University ,2020
- [3] Warren Woodrow Hoburg, **Aircraft Design Optimization as a Geometric Program**, University of California, Berkeley, Fall 2013
- [4] National Aeronautics And Space Administration (NASA), **Range Summary**, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sumran.html>
- [5] Abdulhakim Essari (2015), **Estimation Of Component Design Weights In Conceptual Design Phase For Tactical UAVs**, Faculty of Mechanical Engineering, University of Belgrade, 2015
- [6] Pakin Champasak, Natee Panagat, Nantiwat Pholdee, Sujin Bureerat and Ali Riza Yildiz, **Self-adaptive many-objective meta-heuristic based on decomposition for many-objective conceptual Design of a fixed wing unmanned aerial vehicle**, Faculty of Engineering, Khon Kaen University and Department of Automotive Engineering, Bursa Uludag University, 2020
- [7] M. H Sadraey, **Aircraft Design : A Systems Engineering Approach**, Wiley, ISBN 978-1-119-95340-1, 2012
- [8] Ahmad Hassanat, Khalid Almohammadi, Ers'a Alkafaween, Eman Abunawas, Awni Hammouri and

V. B. Surya Prasath, **Choosing Mutation and Crossover Ratios for Genetic Algorithms- A Review with a New Dynamic Approach**, MDPI journal, doi:10.3390/info10120390, 2019

[9] John N. Ostler, W. Jerry Bowman, Deryl O. Snyder and Timothy W. McLain (2009), **Performance Flight Testing of Small Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles**, Brigham Young University, BYU ScholarsArchive, 2019

[10] Ashraf M Kamal, Alex Ramirez-Serrano (2018), **Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles**, Department of Mechanical & Manufacturing Engineering, University of Calgary, Canada, MedCrave, Aeronautics and Aerospace Open Access Journal, 2018

[11] Daniel Moëll and Joachim Nordin, **VTOL UAV – A Concept Study**, Department of Management and Engineering, Linköping University, Sweden, 2008

[12] C. T. Modlin and J. J. Zipay, **The 1.5 & 1.4 Ultimate Factors of Safety for Aircraft & Spacecraft – History, Definition and Application**, February 2014

[13] John D. Anderson Jr, **Introduction to Flight 8th edition**, Mc Graw Hill Education, ISBN 978-981-4636:18-6, 2016

[14] John D. Anderson Jr, **Fundamental of Aerodynamics 6th edition**, Mc Graw Hill Education, ISBN 9781259129919, 2016

[15] John J. Bertin and Russell M. Cummings, **Aerodynamics for Engineers 6th edition**, Pearson Education Limited, ISBN 978-0-273-79327-4, 2014

8. เกี่ยวกับผู้ดำเนินโครงการ

B6113056 สหสวรรษ รัตนมงคลกุล (นิว)

B6116736 เรืองยศ หนานเจียง (ลูกหิน)

B6130268 กมลภัทร สิทธิธรรานนท์ (ปาล์ม)

นักศึกษาวิศวกรรมอากาศยาน ดำเนินกิจกรรมต่าง ๆ ด้วยกันตั้งแต่ชั้นปีที่ 2 จนถึงปัจจุบัน มีความชอบ งาน อติเรก คล้าย ๆ กัน เช่น เล่นเกม คำนวณ วางแผน

รูปประกอบระหว่างการดำเนินโครงการโดยส่วนใหญ่ :

