

การศึกษาและวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศและ
ปีกอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง

Aerodynamic Study and Analysis of Airfoils and Wings of Tailless Mini-UAV

¹วันชัย เจียจันทร์, ²กนก ทองสว่าง และ ³นุกูล สุขประการ

^{1,2,3}ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน
กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

E-mail: ¹wanchai_j@rtaf.mi.th, ²kanok_t@rtaf.mi.th, ³nukul_s@rtaf.mi.th

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการศึกษาและวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศและรูปแบบของปีกของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง โดยใช้โปรแกรมการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) และโปรแกรม XFLR5 เพื่อค้นหาแบบของแพนอากาศและปีกของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง ที่มีสมรรถนะสูงสุดในด้านระยะเวลาและพิสัยการบิน รวมถึงมีเสถียรภาพสถิตเบื้องต้นในแนวแกนลำตัวในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว มีค่าเรย์โนลด์อยู่ในช่วง 100,000 - 500,000 โดยได้นำ Orbiter II มาเป็นอากาศยานเปรียบเทียบกับอากาศยานต้นแบบที่ทำการศึกษา ซึ่งใช้ในอัตราส่วนของน้ำหนักต่อพื้นที่ปีกที่เท่ากัน จากการศึกษาพบว่าอากาศยานต้นแบบ มีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์หรือค่าแรงยกต่อแรงต้านมากกว่า Orbiter II ถึง 13.6 เปอร์เซ็นต์ ส่งผลให้อากาศยานต้นแบบมีระยะเวลาทำการบินนานถึง 4.5 ชั่วโมง โดยอากาศยานต้นแบบมีเสถียรภาพสถิตเบื้องต้นที่ดีในแกนลำตัว

คำสำคัญ: อากาศพลศาสตร์ แพนอากาศ ปีกอากาศยาน อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง

ABSTRACT

This paper presented the study and analyze the aerodynamic characteristics of airfoils and wings of Tailless mini UAV by using Computational Fluid Dynamics (CFD) and Vortex Lattice Method (XFLR5 program). These methods were also employed to determine airfoils and wings that perform the best performance in terms of endurance and range at low subsonic speeds (Reynolds number 100,000-500,000), while providing longitudinal static stability. The Orbiter II was chosen as the benchmark model for comparing the performance. The study shown that the prototype tailless UAV provides significantly higher aerodynamic efficiency by up to 13.6% compared with the benchmark model. The prototype model performed for up to 4.5 hours for maximum endurance in addition. The prototype model was also statically stable in longitudinal axis.

Keywords: Aerodynamics, Airfoil, Wing, Tailless Mini-UAV

1. บทนำ

ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับ มีความเหมาะสมอย่างมากกับการกิจ 3D หรือ Dull, Dirty และ Dangerous โดยเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานที่ใช้คนขับ ซึ่งมีขีดจำกัดในการปฏิบัติการที่ต้องใช้เวลาปฏิบัติการนาน (Dull) การกิจที่ต้องปฏิบัติการในพื้นที่ปนเปื้อนสารอันตราย (Dirty) การกิจที่อันตราย (Dangerous) โดยเฉพาะอย่างยิ่ง อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่นิยมใช้ในการปฏิบัติการทางทหาร เนื่องจากตรวจจับได้ยาก มีความคล่องตัวสูง ใช้งานได้ง่าย และรวดเร็วและสามารถรับส่งข้อมูลข่าวสารในรูปแบบของภาพและตำแหน่งได้ทันที ในขณะที่ระบบมีราคาไม่สูงมาก เพราะเป็นระบบที่ไม่ซับซ้อน ทำให้ประหยัดงบประมาณในการผลิตและการซ่อมบำรุง อีกทั้งช่วยประหยัดพลังงานและลดค่าใช้จ่ายในการปฏิบัติงานได้อย่างมาก จากการวิจัยและสำรวจข้อมูลของการเปรียบเทียบสมรรถนะอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้มอเตอร์ไฟฟ้าทั้ง 2 รูปแบบ คือ อากาศยานไร้ 2 คนขับแบบทั่วไปที่มีชุดพวงหาง (Conventional UAV) และอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง (Tailless UAV) ที่ใช้ปฏิบัติการในทางทหารในปัจจุบัน [1] ดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 การเปรียบเทียบสมรรถนะอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก

UAV-name	Type	Wing span (m.)	Take-off weight(Kg.)	Range (km.)	Endurance (hr.)	Speed (km/h)
Orbiter UAV	Tailless	2.2	7	30	3	92.6
Zala 421-04	Tailless	1.6	4.8	25	2	95
Selex-Strix	Tailless	3	8	25	2.25	70
Skylite-B	Conventional	2.4	6.5	-	1.5	80
Remoeye	Conventional	2.72	6.5	-	1.5	70
Skylark-1LE	Conventional	2.4	5.5	-	1.5	70
Bayraktar	Conventional	2	5	20	1	60
AE-Puma	Conventional	2.8	5.9	15	2	80
ITU Tailles	Tailless	2.6	7.7	20	3	72

จากตารางที่ 1 พบว่า อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางมีสมรรถนะที่สูงกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับขนาดปีกและน้ำหนักที่ใกล้เคียงกัน ยกตัวอย่างเช่น อากาศยานไร้คนขับ

แบบไร้หาง ซึ่งมีนามเรียกขานว่า Orbiter UAV มีขนาดกางปีก 2.2 เมตร และน้ำหนักวิ่งขึ้น 7 กิโลกรัม มีสมรรถนะด้านระยะเวลาในการบินเดินทาง(Endurance) 3 ชั่วโมง ในขณะที่อากาศยานไร้คนขับแบบทั่วไป Skyline-B มีขนาดน้ำหนักวิ่งขึ้นและขนาดกางปีกใกล้เคียงกัน สามารถทำระยะเวลาในการบินเดินทางได้เพียง 1.5 ชั่วโมง ซึ่งมีค่าสมรรถนะในระยะเวลาการบินเดินทางน้อยกว่าอย่างมีนัยสำคัญคือประมาณ 50 เปอร์เซ็นต์ ทั้งนี้เนื่องจากการไร้ซึ่งชุดพวงหางของอากาศยานประเภทนี้ทำให้แรงต้านติดตัว (Parasite Drag) ของอากาศยานทั้งลำมีค่าลดลงอย่างมาก ทำให้อากาศยานสามารถบินได้เร็วขึ้นและเข้าสู่พื้นที่เป้าหมายได้รวดเร็ว รวมถึงการลดลงของแรงต้านมีผลทำให้ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift/Drag) ของอากาศยานทั้งลำสูงขึ้นซึ่งค่าอากาศพลศาสตร์นี้เป็นกุญแจสำคัญกับสมรรถนะของอากาศยาน ทำให้สามารถปฏิบัติการได้นานกว่าและมีพิสัยการบินที่ไกลกว่า สิ่งที่เป็นจุดอ่อนของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง ได้แก่ เสถียรภาพของอากาศยานและการออกแบบเพื่อกำหนดตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วง (Center of Gravity: C.G.) เนื่องจากการไม่มีชุดแพนหางตั้งและแพนหางระดับ ทำให้เสถียรภาพตามแนวแกนลำตัวของอากาศยานมีค่าลดลง ดังนั้นสิ่งที่มีความท้าทายในสร้างอากาศยานประเภทนี้คือการออกแบบอากาศยานแบบไร้หางให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นและมีเสถียรภาพดี จึงจำเป็นต้องทำการศึกษา และวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศและปีกอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางเพื่อหารูปแบบที่เหมาะสม และเกิดประสิทธิภาพสูงสุดในการบิน

2. วัตถุประสงค์

2.1 เพื่อศึกษาและวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศและรูปแบบของปีกของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง โดยใช้โปรแกรมการคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ (Computational Fluid Dynamics, CFD) และโปรแกรม XFRLR5 (โดยใช้วิธีการวอร์เทกแลตทิซ :Vortex Lattice Method)

2.2 เพื่อศึกษารูปแบบของแพนอากาศและปีกของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง ที่มีสมรรถนะสูงสุดในด้านระยะเวลาและพิสัยการบิน รวมถึงมีเสถียรภาพสถิตเบื้องต้นที่ดีในแกนลำตัว ในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว

3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

3.1 แพนอากาศสำหรับอากาศยานแบบไร้หาง

โดยทั่วไปอากาศยานจำเป็นต้องใช้ชุดแพนหางเพื่อรักษาเสถียรภาพ แต่อากาศยานแบบไร้หางสามารถรักษาเสถียรภาพด้วยตัวเอง โดยไม่จำเป็นต้องใช้ชุดแพนหาง โดยอากาศยานแบบไร้หางจะมีค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกยกเป็นค่าที่มีความสำคัญที่จะทำให้มีเสถียรภาพในแนวแกนลำตัวได้ ซึ่งในทางอากาศพลศาสตร์จะใช้ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกยกแบ่งประเภทของอากาศยานแบบไร้หางสามารถแบ่งได้ 2 แบบ [2] ดังนี้

3.1.1 อากาศยานแบบไร้หางที่ไม่ใช้การลูบปีก

การมีเสถียรภาพในแนวแกนลำตัวของปีกที่ไม่มีมุมลูบปีกจะขึ้นอยู่กับแพนอากาศโดยตรง ดังนั้นแพนอากาศที่ใช้จะต้องมีค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกยกรอบจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์เป็นบวกหรือใช้แพนอากาศแบบบริเฟลคซ์มาก ๆ

3.1.2 อากาศยานแบบไร้หางที่ใช้การลูบปีก

แพนอากาศทุกชนิดสามารถนำมาสร้างปีกชนิดนี้ได้ เนื่องจากค่าเสถียรภาพในแนวแกนลำตัว (Longitudinal Stability) สามารถแก้ไขได้โดยการเลือกมุมลูบปีกและการบิดปลายปีกที่เหมาะสม เพื่อให้เกิดสมรรถนะที่ดีแพนอากาศที่เหมาะสมคือ แพนอากาศที่มีค่าโมเมนต์ปีกยกที่มีค่าเข้าใกล้ศูนย์หรือประมาณศูนย์ หรือใช้แพนอากาศแบบบริเฟลคซ์น้อย ๆ เนื่องจากไม่จำเป็นต้องบิดที่ปลายมาก

3.2 การคำนวณอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางถูกคำนวณโดยวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของ Finite Volume Method โดยใช้โปรแกรม Ansys Fluent โปรแกรมนี้ใช้นำไปแก้สมการรูปแบบจำลองการไหลของอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation, RANS)

โดยกระแสอากาศถูกสมมุติให้เป็นการไหลแบบเทอร์บูเลนต์ และการไหลในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว (Incompressible Flow) ดังสมการที่ 1 และ 2 แสดงไว้ดังนี้

สมการที่ 1 กฎอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial(\bar{p})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}u_i)}{\partial x_i} = 0$$

สมการที่ 2 กฎอนุรักษ์โมเมนตัม

$$\frac{\partial(\bar{\rho}u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho}u_i' u_j']$$

โดย \bar{u}_i และ u_i' คือ ค่าความเร็วเฉลี่ย (Mean Velocity) และความเร็วแบบไร้ระเบียบ (Fluctuating Velocity) ในแต่ละระนาบคือแกน (x y z) จากระบบสมการนี้ จะเห็นได้ว่าสมการไม่เป็นรูปแบบเชิงเส้น (Non-Linear Equations) ซึ่งมีความซับซ้อนมากและไม่สามารถแก้สมการในรูปแบบของ Exact Solution ได้ ดังนั้นจึงมีความจำเป็นต้องเป็นแก้สมการในระบบเชิงตัวเลข ตามที่กล่าวในเบื้องต้น ในงานวิจัยนี้ค่าอากาศพลศาสตร์สถิตถูกคำนวณใน 3 มิติ เพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน แรงยก และโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานในมุมปะทะต่าง ๆ

เพื่อแก้ระบบสมการ 1 และ 2 เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ SST k- ω [3] จะถูกนำมาใช้ในงานวิจัยนี้ โดยมีเหตุผลประกอบ 2 ประการ ได้แก่

3.2.1 ประการแรก เทอร์บูเลนต์ โมเดลนี้ได้รับการยอมรับ จากองค์กร NASA ประเทศสหรัฐอเมริกา ว่า มีความถูกต้องแม่นยำสูง สามารถประยุกต์ใช้ได้ ในหลายรูปแบบของการไหล โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (Strong Adverse Pressure Gradient) การไหลแยกตัวของอากาศ (Flow Separations) และการไหลในชั้นซิดผิว (Boundary Layer) เป็นต้น

3.2.2 ประการที่สอง เทอร์บูเลนต์ โมเดลชนิดนี้เป็นเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบลูกผสมซึ่งได้ถูกออกแบบจากการนำเอาข้อดี ระหว่าง เทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบ Standard k- ω และเทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบตระกูล k- ϵ กล่าวคือ เทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบ Standard k- ω สามารถแก้ปัญหาการไหลได้ดีในชั้นซิดผิว และข้อดีของเทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบตระกูล k- ϵ ที่สามารถแก้ปัญหา

ได้ตีในชั้นการไหลนอกชั้นขีดผิว นั้นเป็นเหตุผลว่าทำไมเทอร์บูเลนต์โมเดลชนิดนี้ถึงได้รับการยอมรับอย่างกว้างขวาง

3.3 การคำนวณสมรรถนะด้านระยะเวลาในการบิน (Endurance)

สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางที่ทำการศึกษาใช้มอเตอร์ไฟฟ้าในการขับเคลื่อน ซึ่งแหล่งพลังงานหลักของอากาศยานขึ้นอยู่กับแบตเตอรี่มอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดของอากาศยาน โดยน้ำหนักของแบตเตอรี่ที่เลือกใช้จะขึ้นอยู่กับเทคโนโลยีของแบตเตอรี่ ความจุไฟฟ้าของแบตเตอรี่ ประสิทธิภาพของมอเตอร์ และประสิทธิภาพของใบพัด โดยสมรรถนะด้านระยะเวลาการบิน (Endurance) หรือ E ของอากาศยานไร้คนขับแบบใช้พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่เป็นตัวขับเคลื่อน สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 3 ดังนี้

$$E = \frac{W_{batt} \times e \times \frac{L}{D} \times \eta_{motor} \times \eta_{prop}}{W_{total} \times V}$$

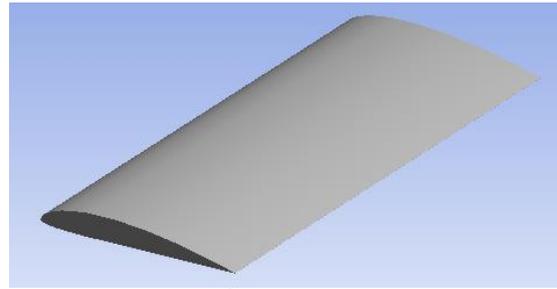
ซึ่ง W_{total} , W_{batt} คือน้ำหนักรวมทั้งค่าของอากาศยาน และน้ำหนักแบตเตอรี่ ส่วน e คือความจุไฟฟ้าของแบตเตอรี่ L/D คืออัตราส่วนของแรงยกต่อแรงต้าน η_{motor} คือประสิทธิภาพของมอเตอร์ไฟฟ้า η_{prop} คือประสิทธิภาพของใบพัด และ V ความเร็วของอากาศยาน

4. วิธีการดำเนินงานและผลการวิจัย

4.1 ขั้นตอนการเปรียบเทียบค่าความถูกต้อง

(Validation Study)

เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของวิธีการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD ในงานวิจัยนี้ ปีก Clark-Y และปีก Fauvel-14 ถูกเลือกมาเป็นปีกต้นแบบ (Benchmark Model) ในการหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ เนื่องจากปีกเหล่านี้มีฐานข้อมูลค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการทดลองในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง [4][5] ซึ่งจะเป็นประโยชน์เพื่อใช้ในการเปรียบเทียบ รูปร่างลักษณะของปีกได้แสดงไว้ดังรูปที่ 1 และ 2



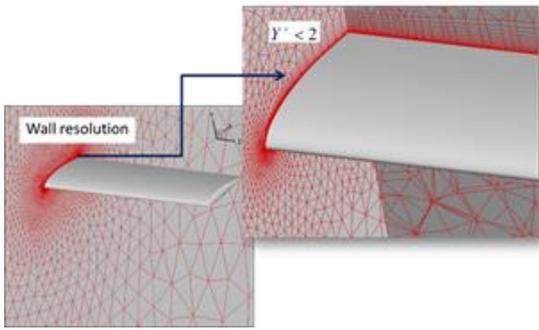
รูปที่ 1 ปีก Clark-Y



รูปที่ 2 ปีก Fauvel - 14

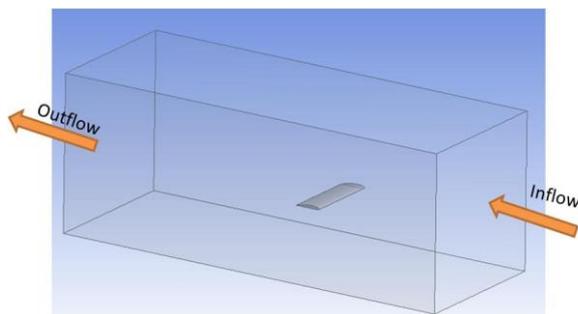
เพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS ในรูปแบบ 3 มิติ ตารางที่เป็นระเบียบ (Structured Grid) และไม่เป็นระเบียบ (Unstructured Grid) ได้ถูกสร้างตารางรอบปีกโดยใช้โปรแกรม Ansys Workbench 16.0 ดังรูปที่ 3 จากรูปแสดงให้เห็นว่า ความหนาแน่นของตารางอยู่ในบริเวณส่วนหน้า ส่วนท้าย และบริเวณใกล้ชั้นขีดผิว ทั้งนี้เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นขีดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub-Layer ที่อยู่ในชั้นขีดผิวแบบ เทอร์บูเลนต์จะมีความยากและซับซ้อน ในการคำนวณอย่างละเอียด ซึ่งการกำหนดระยะห่างจากขอบเขตโดเมนการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) ถึงส่วนหน้าของปีกจะมีค่าประมาณ 10 เท่าของความยาว Chord เล็ก และระยะจากส่วนท้ายปีกถึงขอบเขตโดเมนการไหลออกของอากาศ (Outflow) จะมีค่าประมาณ 15 เท่าของความยาว Chord เล็ก ตามลำดับ

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของโปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ เป็นดังรูปที่ 4 เงื่อนไขและขอบเขตการไหลเข้าและออกของอากาศ (Inflow and Outflow Boundaries) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงของค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล (101,325 kPa, 288 K) ในย่านเลขเรย์โนลด์ ($1 \times 10^5 - 5 \times 10^5$)



รูปที่ 3 การสร้างตารางรอบปีก Clark – Y

สำหรับค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด (Viscosity Ratio) ที่เงื่อนไขการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) จะกำหนดตั้งค่าเป็น 0.05 % และ 2 ตามลำดับ โดยค่าเหล่านี้ถูกกำหนดในเงื่อนไขของคุณสมบัติอากาศจากการทดสอบในอุโมงค์ลมที่ได้จากแหล่งข้อมูลอ้างอิง [4][5] และในส่วนที่ผิวของโมเดล ถูกกำหนดค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ (No-Slip Condition) และ อุณหภูมิผิวคงที่ (Isothermal 288 K)



รูปที่ 4 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของกระแสอากาศ

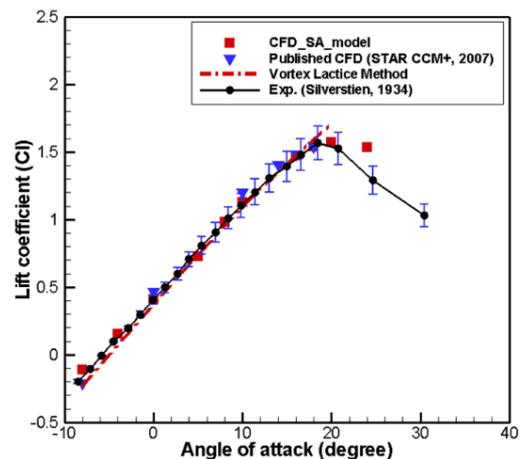
4.2 ผลการเปรียบเทียบค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์

ในการเปรียบเทียบค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของปีกต้นแบบ (Benchmark Model) ค่าคุณลักษณะมีการเปรียบเทียบ 2 ค่า ได้แก่ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient) และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient)

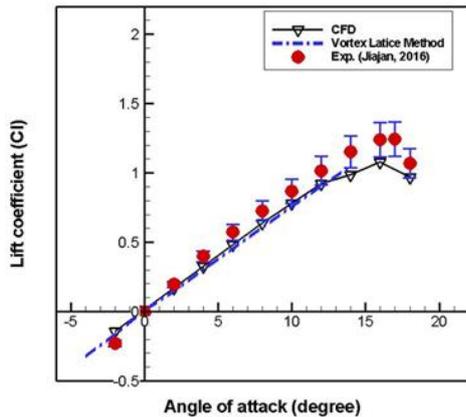
รูปที่ 5 ถึง 8 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน เทียบกับมุมปะทะของปีก

Clark- Y และ ปีก Fauvel - 14 ที่ได้จากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) วิธีวอร์เทคแลตทิซ (Vortex Lattice Method) และ การทดลองในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำกว่าเสียง

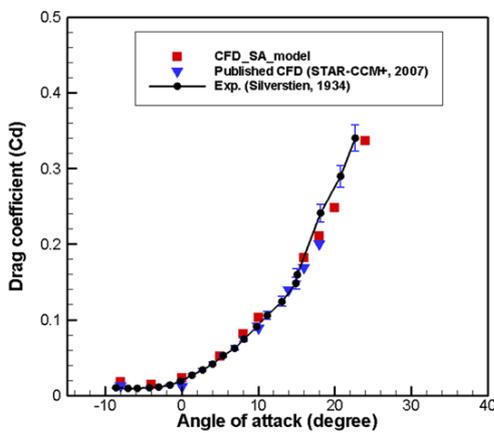
จากการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้จากทั้ง 3 วิธีในรูปที่ 5 และ 6 พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้ มีค่าสอดคล้องใกล้เคียงกันตลอดทุกมุมปะทะ โดยมีความแตกต่างไม่เกิน 7 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ปรากฏดังรูปที่ 7 และ 8 ที่มุมปะทะค่าประมาณ - 2 องศา ถึง 10 องศา สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ได้จากการคำนวณทั้ง 3 มีค่าใกล้เคียงกัน โดยมีความแตกต่างไม่เกิน 10 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งเป็นเปอร์เซ็นต์ความผิดพลาดที่ยอมรับได้ทางวิศวกรรม แสดงให้เห็นว่าการหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (CFD) และวิธีวอร์เทคแลตทิซ มีความถูกต้องและเชื่อถือได้ สามารถนำไปใช้ในการวิเคราะห์แผนอากาศและปีกของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางในย่านเลขเรย์โนลด์ที่ใกล้เคียงกันต่อไป



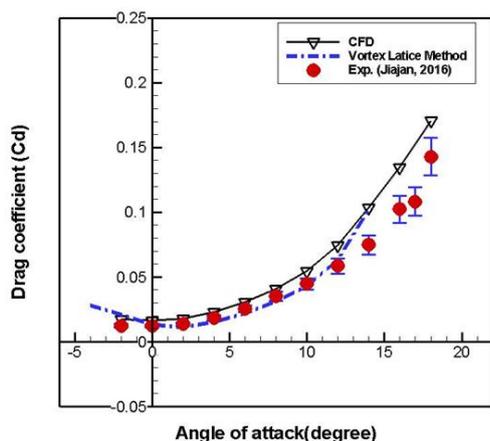
รูปที่ 5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของปีก Clark – Y



รูปที่ 6 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของปีก Fauvel – 14



รูปที่ 7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะของปีก Clark – Y



รูปที่ 8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะของปีก Fauvel – 14

4.2 ขั้นตอนการประยุกต์ใช้งาน โปรแกรมเพื่อหา รูปแบบแผนอากาศและปีกที่เหมาะสม ในขั้นตอนนี้เป็นการประยุกต์ใช้โปรแกรมทั้ง 2 ชนิดคำนวณหาแผนอากาศ และปีกที่มีค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่ดีและเหมาะสมที่สุดทั้งในแง่ของสมรรถนะ เสถียรภาพสถิตในแกนลำตัว รวมถึงการประยุกต์ใช้เพื่อวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ ดังนี้

4.2.1 การศึกษารูปร่างลักษณะและสมรรถนะของ อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II เพื่อความเข้าใจในการคำนวณหารูปแบบ อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ ในการวิจัยครั้งนี้ ได้เลือกอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II ดังรูปที่ 9 เป็นอากาศยานเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบ (Benchmark Model) ทั้งนี้เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางประเภทนี้มีสมรรถนะในด้านระยะการบินเดินทางค่อนข้างสูง เมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานไร้คนขับแบบอื่น ๆ ที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อน โดยรายละเอียดข้อมูลของรูปลักษณะและสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II [6] ดังตารางที่ 3



รูปที่ 9 อากาศยานไร้คนขับ Orbiter II

ตารางที่ 3 รายละเอียดและขนาดรูปลักษณะของ Orbiter II

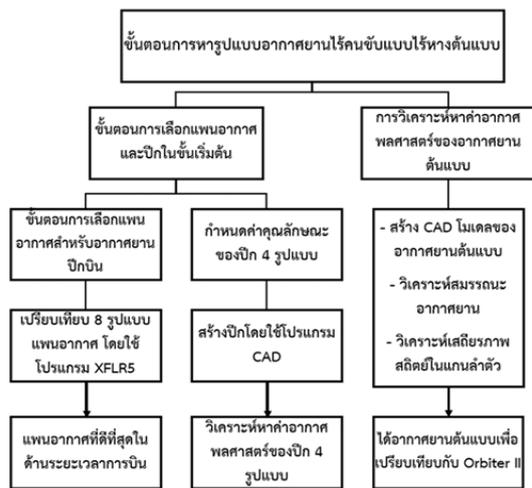
Parameter	Orbiter II
Wingspan	3 m
Wing Area	1.002 m ²
Max T/O Weight	9.5 kg

จากตารางที่ 3 สามารถคำนวณหา ประสิทธิภาพอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II โดยใช้สมการการหาระยะ

เวลาการบินของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าในการขับเคลื่อนดังสมการที่ 3 จากกรคำนวณจะได้ค่าประสิทธิภาพอากาศพลศาสตร์อยู่ในช่วง 15.3 ถึง 21.7 ซึ่งค่าทางอากาศพลศาสตร์นี้จะเป็นประโยชน์ในการนำไปใช้เปรียบเทียบกับค่าอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานต้นแบบต่อไป

4.2.2 ขั้นตอนการหารูปแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ

ในขั้นตอนการหารูปแบบของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบนี้ ประกอบด้วยขั้นตอนหลัก 2 ขั้นตอน ดังภาพที่ 10 โดยเริ่มจากขั้นตอนการเลือกแพนอากาศและปีกในขั้นเริ่มต้น (Initial Selection) และขั้นตอนการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานต้นแบบ ในขั้นตอนที่ 1 จะแบ่งเป็นขั้นตอนย่อย 2 ขั้นตอน ได้แก่ ขั้นตอนการเลือกแพนอากาศสำหรับอากาศยานปีกบิน (Airfoil Selection) และขั้นตอนการกำหนดรูปร่างของปีกทั้ง 4 รูปแบบ ด้วยการวาดรูปปีกในรูปแบบต่าง ๆ อาทิ เช่น รูปแบบการลู่อหลังของปีก โดยในขั้นตอนการเลือกแพนอากาศนั้น คณะผู้วิจัยได้เลือกรูปแบบแพนอากาศของอากาศยานแบบไร้หางทั้งหมด 8 รูปแบบ ได้แก่ Fauvel-14, E326, ESA, Eh1/7, Marske7, MH60, S5020 และ TSAG112



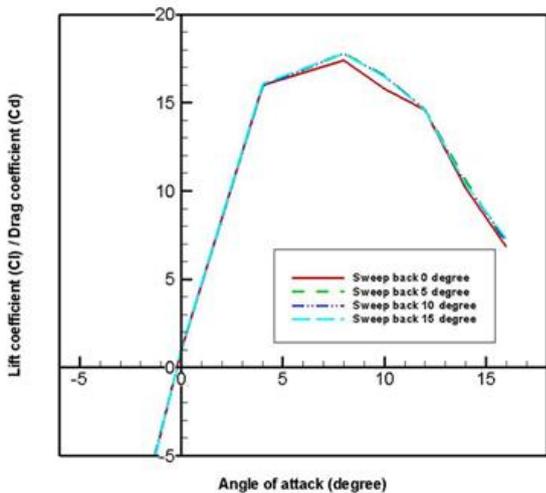
รูปที่ 10 ขั้นตอนการหารูปแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ

จากผลการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศทั้ง 8 รูปแบบ คณะผู้วิจัยได้เลือกแพนอากาศแบบ Fauvel-14 ทั้งนี้เนื่องจากมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านสูงที่สุด ซึ่งค่าอากาศพลศาสตร์นี้จะส่งผลโดยตรงกับสมรรถนะด้านระยะเวลาการบิน มากไปกว่านั้นแพนอากาศชนิดนี้ยังมีค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกงยมากกว่าศูนย์ ซึ่งสามารถรักษาเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวเมื่อขึ้นรูปแบบปีก ดังนั้นจึงไม่จำเป็นต้องใช้วิธีการลู่อปีกและบิดมุมที่ปลายปีกเพื่อรักษาเสถียรภาพในแกนลำตัว ซึ่งการลู่อและการบิดปีกจะส่งผลโดยตรงต่อการลดลงของสมรรถนะของอากาศยานเมื่อพิจารณาในแง่ของการสร้าง การใช้วิธีแบบบิดปลายปีกจะมีความยากในการขึ้น Mold ตลอดจนการสร้างอากาศยานต้นแบบทั้งลำ อย่างไรก็ตามการลู่อหลังของปีกจะมีประโยชน์ในด้านการเพิ่มเสถียรภาพในแกนทางลำตัว (Lateral Static Stability) ดังนั้นตามหลักการออกแบบจึงจำเป็นต้องมีการ Tradeoff ระหว่างสมรรถนะที่ลดลงและเสถียรภาพที่เพิ่มขึ้น ซึ่งมีความสำคัญเป็นอย่างยิ่งในการศึกษาผลกระทบของการลู่อหลังของปีกที่มีผลต่อประสิทธิภาพอากาศพลศาสตร์

การลู่อหลังของปีกจะส่งผลต่อการลดลงของสมรรถนะของอากาศยาน อย่างไรก็ตามการลู่อหลังของปีกมีประโยชน์ในด้านการเพิ่มเสถียรภาพในด้านข้างลำตัว ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในด้านข้างลำตัวนั้น ไม่อยู่ในขอบเขตของการวิจัยในครั้งนี้ ดังนั้นในการวิจัยครั้งนี้จะกล่าวถึงเพียงการวิเคราะห์ผลกระทบของการลู่อหลังของปีกที่มีผลต่อประสิทธิภาพอากาศพลศาสตร์ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้สร้างรูปแบบปีกต้นแบบ 4 รูปแบบ (แพนอากาศ Fauvel-14) โดยใช้โปรแกรม CAD ปีกทั้ง 4 แบบมีมุมลู่อหลังของปีกแตกต่างกัน ได้แก่ มุมลู่อ 0, 5, 10 และ 15 องศาตามลำดับ โดยได้กำหนดขนาดรูปลักษณะของปีกเหล่านี้ตามรูปลักษณะขนาดของปีกและพื้นที่ปีกของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II จากนั้น ผู้วิจัยได้นำรูปแบบปีก ทั้ง 4 แบบ ไปวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม CFD

ผลจากการวิเคราะห์พบว่าการทำมุมลู่อปีกที่ได้จากการศึกษาในครั้งนี้มีผลกระทบต่อค่าคุณลักษณะ

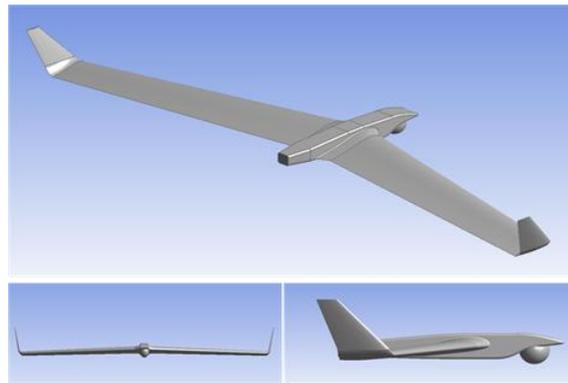
อากาศพลศาสตร์ และสมรรถนะน้อยมากเมื่อปีกอากาศยานมีมุมลู่อหลังไม่เกิน 15 องศา ดังรูปที่ 11



รูปที่ 11 กราฟเปรียบเทียบค่า Cl/Cd ของปีกที่มีมุมลู่อหลัง 4 รูปแบบ กับ มุมปะทะโดยใช้โปรแกรม CFD

4.2.3 ขั้นตอนการวิเคราะห์หาค่าอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หางต้นแบบ

ในขั้นตอนนี้คณะผู้วิจัยได้ออกแบบรูปแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบโดยใช้โปรแกรม CAD ซึ่งได้เลือกรูปแบบของปีกและมุมติดตั้งปีกตามการวิเคราะห์จากขั้นตอนที่แล้ว และเพื่อความสมบูรณ์ในการออกแบบอากาศยานต้นแบบ นักวิจัยจึงได้ออกแบบลำตัวและกล่องบริเวณส่วนหัวของอากาศยาน รวมถึงการออกแบบ Winglet ที่ปลายปีกทั้ง 2 ข้าง เพื่อรักษาเสถียรภาพสถิตในด้านทิศทาง (Directional Static Stability) โดยอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบมีรูปร่างดังภาพที่ 12 และมีรายละเอียดของขนาดรูปร่างดังตารางที่ 4 ซึ่งอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบนี้คณะผู้วิจัยได้กำหนดนามเรียกขานว่า Aero Raptor-E ทั้งนี้เพื่อความสะดวกในการเรียกชื่อ



รูปที่ 12 รูปร่างของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ (นามเรียกขาน Aero Raptor-E)

เมื่อเสร็จจากขั้นตอนการวาดออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางแล้ว จากนั้นผู้วิจัยได้นำมาวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรม CFD โดยผลการคำนวณได้แสดงไว้ดังรูปที่ 13 ถึง 16

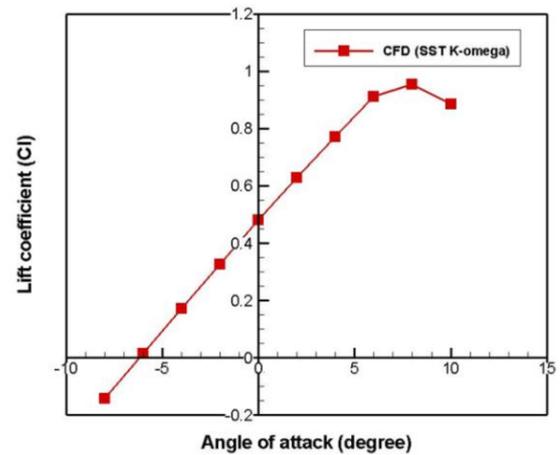
รูปที่ 13 เป็นกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้จากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลเทียบกับมุมปะทะ จากภาพเห็นได้ชัดว่าที่มุมปะทะ - 6 องศา จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับศูนย์ และที่มุมปะทะ 0 องศา ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าประมาณ 47.0 สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดมีค่าประมาณ 0.97 เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 9 ถึง 8 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้ปีกเริ่มมีอาการสั่น เนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีกเกิดขึ้นหรืออาการเริ่มไหลแยกตัว Stall สำหรับค่าความชันของสัมประสิทธิ์แรงยก ในช่วงที่เป็นเชิงเส้น กล่าวคือตั้งแต่ มุมปะทะ - 8 องศา ถึง 6 องศา จะมีค่าประมาณ 8761.4 rad^{-1} หรือ 0.085 deg^{-1}

ตารางที่ 4 รูปร่างลักษณะของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ Aero Raptor-E

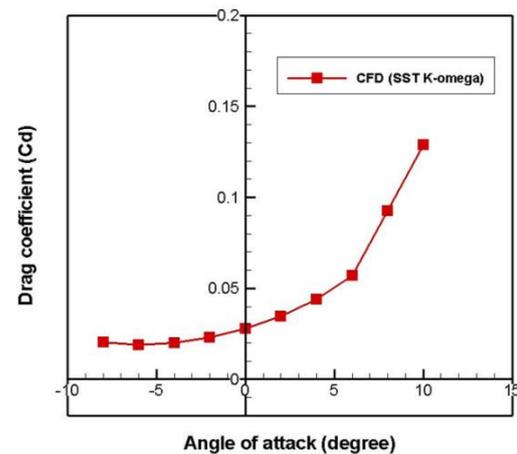
Aircraft Components	Tailless Mini-UAV
Wing Section	Fauvel -14
Winglet Section	NACA0012
Wing Span (m)	3
Mean Aerodynamic Chord (m)	0.338
Wing Area (m ²)	1.002
Wing Incidence	6 Degree
Sweep Angle (Degree)	10
Body Length (m)	0.75
Root Chord Length (m)	0.4
Tip Chord Length (m)	0.2
Gimbals Diameter (m)	0.13

รูปที่ 14 เป็นกราฟแสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่คำนวณได้จากโปรแกรม CFD จากรูปนี้พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะ โดยมีเส้น Profile เป็นรูปพาราโบลาอย่างชัดเจน คุณลักษณะของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าประมาณ 0.02 เกิดที่มุมปะทะ -6 องศา ถึง -4 องศา ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของโปรไฟล์รูปแบบพาราโบลาและเป็นจุดที่มีค่าแรงยกเท่ากับศูนย์ ในสภาวะการบินตรงระดับ อากาศยานมีสัมประสิทธิ์แรงต้าน เท่ากับ 0.028 ซึ่งมีค่าใกล้เคียงกับสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ต่ำที่สุด เมื่อมุมปะทะ สูงขึ้นในช่วงใกล้มุมวิกฤติ จะเห็นได้ชัดเจนว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว โดยสังเกตจากความชันที่สูงขึ้นในช่วงมุมปะทะ 6 องศาขึ้นไป ทั้งนี้เนื่องจากแรงต้านที่เกิดขึ้น โดยส่วนใหญ่เนื่องจากการกระจายความดันข้างหน้าปีกและหลังปีกมีค่าเริ่มแตกต่างกันมากขึ้น ซึ่งเป็นผลมาจากการเริ่มแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีก ส่งผลทำให้มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากความดันมากขึ้น รวมถึงค่าแรงต้านอีกส่วนหนึ่งที่ได้เป็นผลมาจากแรงยกที่เกิดขึ้น หรือแรงต้านเหนี่ยวนำ

(Drag Due to Lift or “Induced Drag”) ซึ่งแรงต้านนี้แปรผันโดยตรงตามสัมประสิทธิ์แรงยกกำลังสอง [7]



รูปที่ 13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ



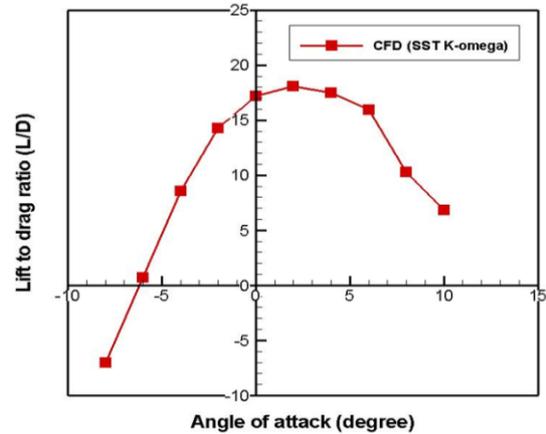
รูปที่ 14 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะ

จากรูปที่ 13 และ 14 ได้ค่าอากาศพลศาสตร์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน จากนั้นผู้วิจัยได้นำมาวิเคราะห์หาค่าประสิทธิภาพอากาศพลศาสตร์ (L/D) จุดนี้ถือได้ว่ามีความสำคัญในการนำมาวิเคราะห์สมรรถนะของอากาศยาน อาทิเช่น ระยะเวลาในการบินเดินทาง เป็นต้น

เมื่อนำอัตราส่วนของค่าอากาศพลศาสตร์ของ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านมาพล็อตกราฟเทียบกับมุมปะทะต่าง ๆ ดังรูปที่ 15 พบว่าค่า L/D มีค่าสูงสุดเท่ากับ

18.1 หรือประมาณ 24.2 ในเงื่อนไขสภาวะการไหลที่ดาร์มินาและเทอร์บูลนต์ที่ชั้นซิดผิว โดยเกิดขึ้นที่มุมปะทะ 2 องศา ในขณะที่ค่า L/D ที่สภาวะการบินตรงระดับจะมีค่าประมาณ 17.8 ซึ่งถือว่ามีความต่ำกว่าค่า L/D สูงสุดเพียง 1.5 เปอร์เซนต์ซึ่งมีความแตกต่างกันน้อยมาก อย่างไรก็ตาม เมื่อพิจารณาสัมประสิทธิ์แรงต้านทั้ง 2 เงื่อนไขการบิน จะเห็นได้อย่างชัดเจนว่าค่าอากาศพลศาสตร์นี้มีความแตกต่างกันอย่างมีนัยสำคัญ โดยที่สภาวะการบินตรงระดับ จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ต่ำกว่าเงื่อนไขการบินที่มีค่าประสิทธิภาพอากาศพลศาสตร์สูงสุด (มุมปะทะ 2 องศา) ถึง 20 เปอร์เซนต์ จึงเป็นที่มาของการออกแบบมุดติดตั้งปีกของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบไว้ที่มุม 6 องศา ซึ่งนอกจากเงื่อนไขในเรื่องของสัมประสิทธิ์แรงต้านแล้ว ยังต้องคำนึงถึงสัมประสิทธิ์แรงยกที่สภาวะการบินตรงระดับอีกด้วย กล่าวคือที่มุมปะทะ 6 องศา จะเป็นมุมที่สร้างแรงยกได้อย่างน้อยเท่ากับน้ำหนักของอากาศยานทั้งลำซึ่งมีค่าดังตารางที่ 5 มากไปกว่านั้นที่สภาวะการบินตรงระดับ ได้กำหนดความเร็วและความสูงในย่านความเร็วเท่ากับอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางดังตัวอย่าง Orbiter II

ซึ่งจากการเปรียบเทียบค่าประสิทธิภาพของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบกับอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II พบว่าค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบมีค่าสูงกว่าแบบมีนัยสำคัญ โดยอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบจะมีค่า L/D สูงกว่าประมาณ 18 เปอร์เซนต์ในสภาวะการบินตรงระดับที่ความเร็วเท่ากัน แสดงให้เห็นว่าถ้าอากาศยานทั้งสองมีน้ำหนักใกล้เคียงกันหรือเท่ากัน และใช้แหล่งพลังงานจากแบตเตอรี่เหมือนกัน จากการคำนวณโดยใช้สมการที่ 3 พบว่าอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบสามารถบินเดินทางได้ 3.5 ชั่วโมง ถึง 4.5 ชั่วโมง โดยมีสมรรถนะในด้านระยะเวลาการบินเดินทางที่สูงกว่าอากาศยาน Orbiter โดยมีการเปรียบเทียบสมรรถนะของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบดังตารางที่ 5



รูปที่ 15 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะ

ตารางที่ 5 การเปรียบเทียบสมรรถนะอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II และ Aero Raptor-E

Performance	Aero Raptor E	Orbiter II
$(L/D)_{max}$	24.2	21.3
To Weight	9.5 kg	9.5 kg
Endurance	4.5 hr	4 hr
Battery	23,000 mAh	23,000 mAh
Cruise Speed	40 knot ($Re=400,000$)	40 knot ($Re=400,000$)

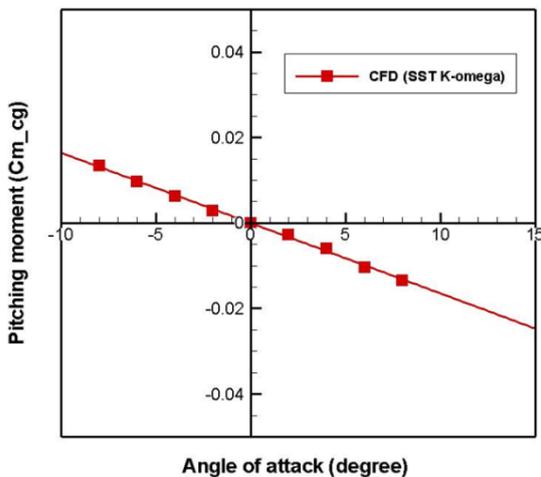
รูปที่ 16 และ 17 แสดงการวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวสามารถวิเคราะห์ได้จากค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์หัวปีก C_m รอบจุดศูนย์กลางของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะ α โดยอากาศยานจะมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวต้องอยู่ในเงื่อนไข $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$ หรืออาจกล่าวอีกนัยหนึ่งคือถ้าอากาศยานมีจุดเป็นกลาง (Neutral Point) อยู่หลังจุดศูนย์กลางถ่วง จะมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว

เมื่อพิจารณาค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกเงยรอบจุดศูนย์กลาง พบว่ามีค่า -0.096 deg^{-1} ดังรูปที่ 16 แสดงให้เห็นว่าอากาศยานมี

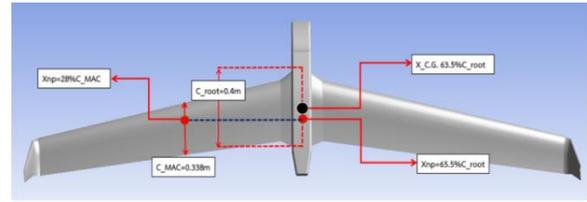
เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไข

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$$

การวิเคราะห์หาจุดเป็นกลางของอากาศยานหรือจุดที่โมเมนต์หัวปีกของอากาศยานมีค่าคงที่หรือไม่เปลี่ยนแปลงตามมุมปะทะ โดยอยู่ที่ 28 เปอร์เซ็นต์ของความยาว Chord เฉลี่ย และได้นำมาเปรียบเทียบกับช่วงระยะของศูนย์กลางของอากาศยานอยู่ที่ 26 เปอร์เซ็นต์ของความยาว Chord เฉลี่ย ค่าของจุดศูนย์กลางซึ่งได้จากการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม XFRL5 พบว่าเป็นจุดที่เกิดโมเมนต์ปีกของอากาศยานทั้งลำเป็นศูนย์ที่สภาวะการบินตรงระดับ ดังรูปที่ 17 แสดงจุดเป็นกลางอยู่หลังจุดศูนย์กลาง ซึ่งมีระยะ Static Margin ประมาณ 2 เปอร์เซ็นต์ของความยาว Chord เฉลี่ย จึงสรุปได้ว่าอากาศยานมีเสถียรภาพในแนวแกนลำตัว



รูปที่ 16 กราฟแสดงสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ



รูปที่ 17 รูปแสดงระยะจุดสะเทินกับจุดศูนย์กลางของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบ

5. สรุปผลงานวิจัย

5.1 ผลการเปรียบเทียบรูปแบบแผนอากาศที่ใช้ในการออกแบบปีกของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบไร้หาง พบว่าแผนอากาศที่มีสมรรถนะที่ดีที่สุดคือแผนอากาศแบบ Fauvel-14 เพราะมีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ หรือ Aerodynamic Efficiency สูงที่สุด และมีค่าโมเมนต์หัวปีกรอบจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์ที่มากกว่า 0 โดยไม่จำเป็นต้องใช้หลักการบิดปีกและคูล์หลังมาๆ เพื่อรักษาเสถียรภาพ ซึ่งเงื่อนไขในการเลือกใช้แผนอากาศชนิดนี้มีข้อดีเกี่ยวกับสมรรถนะที่ดีกว่าและง่ายสำหรับการสร้าง

5.2 ผลการเลือกรูปแบบปีกที่มีการคูล์หลัง 10 องศา การคูล์หลังของปีกจะส่งผลโดยตรงกับการเพิ่มเสถียรภาพด้านข้างลำตัว ในขณะที่สมรรถนะของอากาศยานเปลี่ยนแปลงน้อยมากแบบไม่มีนัยสำคัญ และยิ่งไปกว่านั้นผู้วิจัยได้เลือกมุมติดตั้งปีกที่ 6 องศา ซึ่งเป็นมุมที่เหมาะสมกับลำตัวที่ออกแบบใหม่ รวมถึงการออกแบบตำแหน่งติดตั้งกล่องบริเวณส่วนหัวของอากาศยาน

5.3 ผลจากการทำการบินของอากาศยานต้นแบบ พบว่าในการบินเดินทางสามารถบินได้ประมาณ 3.5 ชั่วโมง ถึง 4.5 ชั่วโมง ถือได้ว่ามีสมรรถนะด้านการบินเดินทางที่ใกล้เคียงหรือมากกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานแบบ Orbiter II

5.4 ผลจากการศึกษาแบบแผนอากาศที่ใช้ในการออกแบบปีกของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางครั้งนี้ พบว่าอากาศยานต้นแบบที่ทำการศึกษามีเสถียรภาพสถิตเบื้องต้นที่ดีในแกนลำตัว

6. ข้อเสนอแนะ

จากการวิจัยเรื่องการศึกษาและวิเคราะห์อากาศยาน พลศาสตร์ของแพนอากาศและปีกอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางครั้งนี้ เพื่อให้ได้มาซึ่งรูปลักษณะของอากาศยานเต็มรูปแบบควรทำการแสกนหรือทำวิศวกรรมย้อนรอย (Reverse Engineer) อากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง Orbiter II และนำไปวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรม CFD เพื่อนำผลที่ได้มาทำการเปรียบเทียบสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางทั้งสองรูปแบบซึ่งจะมีความน่าเชื่อถือยิ่งขึ้น

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] H. Karakas · E. “ITU Tailless UAV Design”, Koyuncu Controls and Avionics Laboratory, Istanbul Technical University, Istanbul, Turkey: 28 July 2012.
- [2] M. Hepperle. Basic Design of Flying Wing Models, December 2002.
- [3] F.R. Menter. “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” AIAA j., 32(8): 1598-1650, 1994.
- Andre Deperrois, XFRL5. 9 January 2016.
- [4] M.Barton and S.Mohamed, “UIUC Airfoil Coordinates Database” Lloyd MacLean's instructions, The UIUC Airfoil Data Site: December 1995.
- [5] W. Jiajan. “Aerodynamic Investigations of Low Speed Tailless Mini Unmanned Aerial Vehicle” Journal of Applied Mechanical Engineering, 40: 62-47, 2016.
- [6] Orbiter 3000. Tetris, Bukvoretz. A prototype of the Israeli UAV Orbiter, 2013.
- [7] กอบ พิษผา. เอกสารประกอบการเรียนวิชาอากาศพลศาสตร์. กรุงเทพมหานคร: โรงเรียนนายเรืออากาศ, 2550.