

การศึกษาอากาศพลศาสตร์และการออกแบบเชิงหลักการ ของอากาศยานไร้คนขับปีก Box-wing ขึ้น-ลงทางดิ่งขนาดเล็ก

ดนุพล สุทธิสน^{1*} ประสาทพร วงษ์คำช้าง¹ และนุกูล สุขุประการ¹
danupol.sutthison@gmail.com^{1*}, wongkamchang@hotmail.com¹, snukul@gmail.com¹

¹ สำนักบัณฑิตศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

Received	: 27-Sep-2021
Revised	: 24-Feb-2022
Accepted	: 31-Mar-2022

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้นำเสนอการศึกษาอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing ขึ้น-ลงทางดิ่งขนาดเล็ก โดยใช้แผนอากาศแบบ S3010 ซึ่งมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงจากผลการเปรียบเทียบกับแผนอากาศที่นิยมใช้ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กด้วยโปรแกรม XFLR5 จึงนำแผนอากาศดังกล่าวมาสร้างแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับที่มีปีกขึ้นเดียวเป็นลำต้นแบบและรูปทรงปีก box-wing ที่ถูกออกแบบขึ้นใหม่ เพื่อเปรียบเทียบลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ พบว่าที่ความเร็วอากาศเท่ากับ 17.5 เมตร/วินาที และมีมุมปะทะ 0° อากาศยานไร้คนขับปีก box-wing มีอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงต้านเพิ่มขึ้น 9.43% เมื่อเทียบกับอากาศยานไร้คนขับปีกขึ้นเดียว และมีการนำเสนอการติดตั้งชุดขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้าที่สามารถปรับมุมได้ เพื่อนำไปใช้ในการออกแบบร่าง (The preliminary design) ต่อไป

คำสำคัญ: อากาศพลศาสตร์ อากาศยานไร้คนขับ box-wing พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Aerodynamic Studies and Conceptual Design of a Small Box-Wing VTOL UAV

Danupol Sutthison^{1*}, Prasatporn Wongkamchang¹ and Nukul Sukuprakarn¹
danupol.sutthison@gmail.com^{1*}, wongkamchang@hotmail.com¹, snukul@gmail.com¹

¹ The Graduate School, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

Received	: 27-Sep-2021
Revised	: 24-Feb-2022
Accepted	: 31-Mar-2022

Abstract

This research presents a study of the aerodynamics of a small box-wing vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle with the airfoil S3010, which has a high lift coefficient from the results of a comparison of the airfoils commonly used in small UAV design by the XFLR5 program. This airfoil was used for the modeling of baseline mono-plane UAV and box-wing UAV to compare the aerodynamic characteristics using computational fluid dynamics methods. The results show that box-wing UAVs had a 9.43% higher lift-to-drag than mono-plane UAVs at a cruising speed of 17.5 m/s and an angle of attack of 0°. As the results, the installation of tilt motor has been proposed for the further proceeding in the preliminary design phase.

Keywords: Aerodynamics, Unmanned aerial vehicle, Box-wing, and Computational fluid dynamics

1. บทนำ

ในปัจจุบันการปฏิบัติการกิจต่าง ๆ ทางอากาศได้มีการนำอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicles: UAVs) เข้ามาแทนที่มากขึ้น เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับมีขีดความสามารถในการเข้าถึงพื้นที่ต่าง ๆ ได้อย่างคล่องตัว และสามารถเข้าปฏิบัติการกิจในพื้นที่เสี่ยงภัยแทนการใช้ทรัพยากรมนุษย์และอากาศยานขนาดใหญ่ ซึ่งเป็นการลดต้นทุนและป้องกันความสูญเสียที่อาจเกิดขึ้นจากการปฏิบัติการกิจต่าง ๆ ที่มีความเสี่ยงอันตราย อีกทั้งในปัจจุบันยังเกิดการแพร่ระบาดของโรคติดต่อร้ายแรงและมีภัยพิบัติทางธรรมชาติเกิดขึ้นอย่างต่อเนื่องและทวีความรุนแรงมากยิ่งขึ้น ซึ่งส่งผลให้เกิดความสูญเสียต่อชีวิตและทรัพย์สินของประชาชนภายในประเทศ การพัฒนาเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับจึงเป็นสิ่งหนึ่งที่จะสามารถนำไปต่อยอดในการช่วยเหลือและบรรเทาภัยพิบัติ เพื่อลดความสูญเสียต่าง ๆ ที่อาจจะเกิดขึ้นได้ อากาศยานไร้คนขับยังสามารถปฏิบัติการกิจบินลาดตระเวนเพื่อหาข่าวและรวบรวมข้อมูลที่สำคัญด้วยการติดตั้งกล้องถ่ายภาพหรือเซนเซอร์ต่าง ๆ ซึ่งสามารถนำข้อมูลเหล่านั้นมาวิเคราะห์เพื่อวางแผนยับยั้งการเกิดเหตุอันตรายหรือภัยพิบัติต่าง ๆ ได้ นอกจากนี้ยังมีการใช้งานอากาศยานไร้คนขับในด้านการเกษตร เพื่อเพิ่มผลผลิตให้สูงขึ้น ซึ่งเป็นการผสมผสานการใช้เทคโนโลยีใหม่ ๆ กับการทำการเกษตร ทั้งยังเป็นการส่งเสริมให้เกษตรกรและผู้ประกอบการทางนวัตกรรมมีส่วนร่วมในการพัฒนาธุรกิจด้านการเกษตรของประเทศ

อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่มีความนิยมในปัจจุบันนั้นใช้พลังงานไฟฟ้าที่ได้รับจากแบตเตอรี่เพื่อใช้สร้างแรงขับเคลื่อน กล่าวคือทำการขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้าหลาย ๆ ตัว (Multirotor UAVs) โดยมีทิศทางขึ้น ทำให้ต้องใช้พลังงานไฟฟ้าสูงเนื่องจากแรงยกที่เกิดขึ้นนั้นเกิดขึ้นจากมอเตอร์ไฟฟ้าเพียงอย่างเดียว อีกทั้งลำตัวของอากาศยานไร้คนขับยังมีลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic characteristics) ในการช่วยสร้างแรงยกที่ต่ำ จึงทำให้เกิดการพัฒนาลำตัวและรูปทรงของอากาศยานไร้คนขับให้มีลักษณะคล้ายกับอากาศยานปีกตรึงมากขึ้น (Fixed-wing

aircraft) และมีพื้นผิวแรงยก (Lifting surface) หรือปีก (Wing) ที่ช่วยสร้างแรงยกให้อากาศยานไร้คนขับ นอกเหนือจากการใช้พลังงานจากมอเตอร์ไฟฟ้า รวมถึงมีการใช้พื้นผิวบังคับ (Flight control surfaces) เพื่อให้อากาศยานไร้คนขับสามารถเปลี่ยนทิศทางการบินไปตามแนวแกนต่าง ๆ ได้

งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับเทคโนโลยีด้านอากาศยานไร้คนขับเกิดขึ้นอย่างแพร่หลาย ทั้งการพัฒนาระบบควบคุมการบิน อุปกรณ์ที่ใช้ในการปฏิบัติการกิจและการออกแบบรูปทรงของอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มขีดความสามารถทางการบิน ในอดีตการออกแบบอากาศยานจะทำได้โดยการสร้างแบบจำลองและนำไปทดสอบเพื่อหาค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ในอุโมงค์ลม (Wind tunnels) ซึ่งวิธีดังกล่าวนี้ มีงบประมาณในการดำเนินการสูง ในปัจจุบันจึงมีการประยุกต์ใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics: CFD) ซึ่งสามารถใช้คำนวณการทำงานของของไหล การไหลแบบปั่นป่วน และทิศทางการไหล เพื่อออกแบบและวิเคราะห์ในงานด้านวิศวกรรมต่าง ๆ เช่น การวิเคราะห์ประสิทธิภาพของเครื่องกังหันน้ำชนิดเพลดันโดยใช้เทคนิคพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ [1] นอกจากนี้ยังรวมไปถึงการคำนวณหาค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับ [2] ในขั้นตอนของการออกแบบ เพื่อนำไปสู่กระบวนการผลิตต่อไป

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาและพัฒนาารูปทรงของอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ให้สามารถสร้างแรงยก (Lift: L) ได้มากขึ้น ทั้งยังมีอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift-to-drag ratio: L/D) มากขึ้นด้วย โดยวิธีการศึกษาลักษณะเฉพาะของแผนอากาศหลาย ๆ แบบด้วยโปรแกรม XFLR5 เพื่อนำไปกำหนดเป็นแผนอากาศของปีกอากาศยานไร้คนขับลำต้นแบบ และพัฒนารูปทรงปีกให้เป็นแบบ Box-wing กล่าวคือการออกแบบปีกสองชั้นให้มีความเหลื่อมกัน (Staggered wing) และมีปลายปีก (Wingtip) ที่เชื่อมถึงกัน ซึ่งเป็นการเพิ่มแรงยกและลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced drag coefficient: C_{Di}) โดยทำการคำนวณหาค่า

ลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ในโปรแกรม Ansys Fluent ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ทั้งยังทำการศึกษาและออกแบบลำตัว (Fuselage) เพื่อลดการเกิดแรงต้านให้น้อยลง จึงเป็นการเพิ่มค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านให้กับอากาศยานไร้คนขับ นอกจากนี้ยังทำการศึกษานิวตริกในการติดตั้งชุดสร้างแรงขับเคลื่อนหรือมอเตอร์ไฟฟ้าที่สามารถปรับมุมได้ เพื่อเพิ่มขีดความสามารถในการขึ้น-

ลงทางดิ่ง (Vertical take-off and landing: VTOL) ให้อากาศยานไร้คนขับสามารถทำการบินเข้าถึงพื้นที่ต่าง ๆ ได้อย่างคล่องตัวมากขึ้น

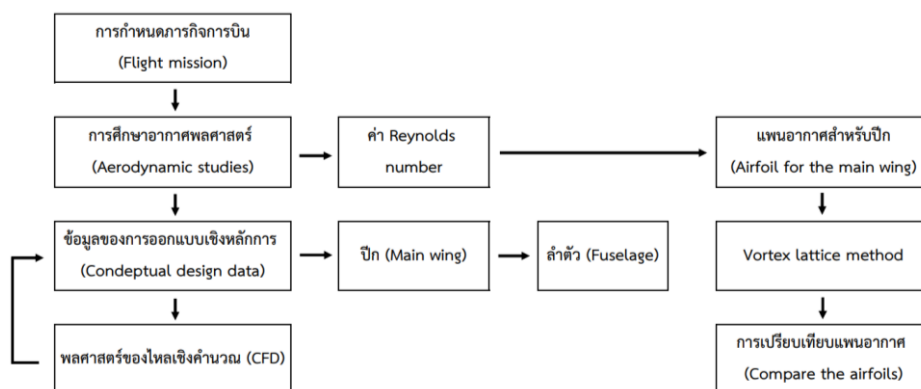
2. ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.1. การออกแบบอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicle design)

การออกแบบอากาศยานไร้คนขับ [3] ประกอบไปด้วยขั้นตอนการดำเนินงาน 3 ขั้นตอน คือ ขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ (The conceptual design phase) ขั้นตอนการออกแบบร่าง (The preliminary design phase) และขั้นตอนการออกแบบรายละเอียด (The detail design phase) ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการมีแนวคิดมากจากการผลิตสินค้าหรือผลิตภัณฑ์

ให้เกิดผลกำไรหรือให้ผลประโยชน์ต่อผู้ใช้งาน ขั้นการออกแบบเชิงหลักการจึงจำเป็นต้องคำนึงถึงประสิทธิภาพของผลิตภัณฑ์ ทำการศึกษาและวิเคราะห์ข้อมูลในการออกแบบผลิตภัณฑ์ให้เกิดความคุ้มค่ากับต้นทุนในการผลิต โดยสามารถเริ่มต้นจากการตั้งคำถามในด้านความต้องการของสินค้า ขนาดของตลาด ต้นทุนในการผลิต ค่าใช้จ่ายเนื่องจากการใช้งาน ความคุ้มค่าในการใช้งาน และกฎหมายที่เกี่ยวข้องกับผลิตภัณฑ์ การพิจารณาคำถามเหล่านี้เป็นการช่วยตัดสินใจในการริเริ่มการผลิตหรือปรับเปลี่ยนแนวคิดต่าง ๆ ให้เกิดผลประโยชน์สูงสุดได้

การออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับเป็นการศึกษาและวิเคราะห์ลักษณะรูปทรงของอากาศยานไร้คนขับ ขนาด น้ำหนัก และประสิทธิภาพทางการบิน โดยทำการทดสอบด้วยเครื่องมือต่าง ๆ เพื่อยืนยันทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ และอาจเกิดการดัดแปลงรูปทรงหรือประยุกต์ใช้เทคโนโลยีใหม่ ๆ เพิ่มเติมมากขึ้น เพื่อตอบคำถามในด้านความคุ้มค่าในการใช้งาน และทำให้เกิดการพัฒนาไปสู่การออกแบบในขั้นตอนถัดไป ในงานวิจัยนี้มีขั้นตอนในการออกแบบเชิงหลักการ แสดงดังรูปที่ 1



รูปที่ 1 ขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ

2.2. แพนอากาศความเร็วต่ำ (Low speed airfoil) แพนอากาศความเร็วต่ำหรือแพนอากาศที่มีค่า Reynolds number ต่ำ [4] นั้นถูกออกแบบมาให้สามารถใช้งานได้ดีที่ค่า Reynolds number ต่ำกว่า 500,000 ซึ่งนิยมนำไปใช้ในการออกแบบโครงสร้างปีก

ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก การเลือกแพนอากาศที่เหมาะสมนั้นต้องมีลักษณะเฉพาะที่สามารถสร้างแรงยกได้ดีหรือมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงและมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่น้อย ซึ่งสัมพันธ์กับมุมปะทะของอากาศที่กระทำต่อแพนอากาศนั้น ๆ ด้วย

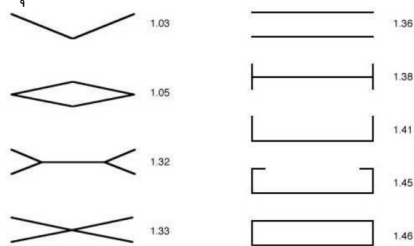
การหาค่า Reynolds number เพื่อศึกษา
แผนอากาศ แสดงดังสมการที่ 1

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (1)$$

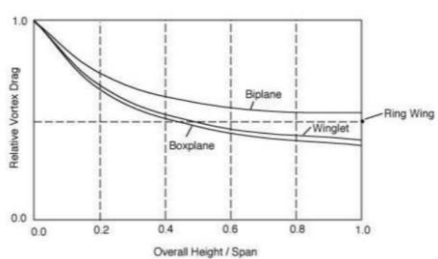
โดยที่ Re คือ ค่า Reynolds number ρ
คือ ความหนาแน่นของอากาศ v คือ ความเร็วของ
อากาศ l คือ ความยาวเส้นครีตของแผนอากาศ และ
 μ คือ ความหนืดพลวัตของอากาศ

2.3. การลดค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำ
(C_{Di}) ด้วยรูปทรงปีกแบบไม่ระนาบ (Reduction of
the induced drag using non-planar wing)

Kroo [5] ได้อธิบายวิธีการลดค่าสัมประสิทธิ์
แรงต้านเหนี่ยวนำด้วยการเพิ่มค่าประสิทธิภาพกางปีก
(Span efficiency factor) ให้มากขึ้น โดยวิธีการ
ออกแบบรูปทรงปีกแบบไม่ระนาบ ในรูปที่ 2 แสดงค่า
ประสิทธิภาพกางปีกที่ต่างกันไปในรูปทรงปีกแบบ
ไม่ระนาบแต่ละแบบ โดยมีอัตราส่วนความสูงต่อความ
กว้าง (Height-to-width ratio) ที่ 0.2 พบว่า รูปทรง
ปีกแบบ box-wing มีค่าประสิทธิภาพกางปีกมากที่สุด
และรูปที่ 3 แสดงให้เห็นว่า รูปทรงปีก box-wing มี
แรงต้านที่มาจากกระแสดึงอากาศวนที่ปลายปีก
น้อยที่สุด



รูปที่ 2 ค่าประสิทธิภาพกางปีกของรูปทรงปีกแบบไม่
ระนาบ



รูปที่ 3 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านจากกระแส
อากาศวนกับอัตราส่วนความสูงของปีกต่อระยะกางปีก

2.4. ทฤษฎี Best wing system (BWS)

Prandtl [6] ได้ทำการคำนวณการประมาณ
ประสิทธิภาพของปีกเนื่องจากการเกิดแรงต้านของปีก
รูปทรง Best wing system ที่มีลักษณะเดียวกับปีก
Box-wing โดยเปรียบเทียบกับปีกชั้นเดียว ซึ่งขึ้นอยู่กับ
ค่าความสูงของระยะห่างปีกทั้งสองชั้น (h) และความ
กว้างของปีก (b) ดังสมการที่ 2

$$\frac{D_{BWS}}{D_m} \approx \frac{1 + 0.45hb^{-1}}{1.04 + 2.81hb^{-1}} \quad (2)$$

2.5. การคำนวณอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธี
พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational
Fluid Dynamics)

โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ [7]
เป็นเครื่องมือในการจำลองผลลัพธ์ของการไหลที่มี
ความซับซ้อนของของไหล ซึ่งมีทั้งการไหลของความ
ร้อน การถ่ายเทมวล การเปลี่ยนสถานะของของไหล
ปฏิกิริยาเคมี และการเคลื่อนที่ของของไหลต่าง ๆ โดยใช้
คอมพิวเตอร์ช่วยแก้สมการคณิตศาสตร์ด้วยสถานะ
จำลองที่ต้องการจะศึกษา ซึ่งงานวิจัยนี้ใช้โปรแกรม
Ansys Fluent ในการแก้สมการรูปแบบจำลองการไหล
ของอากาศแบบเทอร์บูเลนซ์ (Reynolds Averaged
Navier-Stokes Equation: RANS) โดยใช้เทอร์บูเลนซ์
โมเดลแบบ SST k- ω [8] เนื่องจากมีความแม่นยำสูงใน
การเกิดการไหลในแบบต่าง ๆ ทั้งการไหลที่มีความดัน
ย้อนกลับสูง (Strong adverse pressure gradient)
การไหลแยกตัวของอากาศ (Flow separations) และ
การไหลในชั้นขีดผิว (Boundary layer) รวมถึงเทอร์บู
เลนซ์โมเดลชนิดนี้ยังถูกพัฒนามาจากการผสมผสาน
ข้อดีของเทอร์บูเลนซ์โมเดลแบบ Standard k- ω ที่มี
ความแม่นยำในการวิเคราะห์การไหลชั้นขีดผิว และ
เทอร์บูเลนซ์โมเดลตระกูล k- ϵ ที่เหมาะกับการ
วิเคราะห์การไหลนอกชั้นขีดผิว โดยมีสมการที่เกี่ยวข้อง
คือ สมการที่ 3 กฎอนุรักษ์มวล (Mass Conservation
Equation) และสมการที่ 4 กฎอนุรักษ์โมเมนตัม
(Momentum Conservation Equations)

$$\frac{\partial(\bar{\rho})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i u_j} \right] \quad (4)$$

2.6. งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

Palaia G, et al. [9] ได้นำเสนอการออกแบบอากาศยานไร้คนขับที่สามารถบินขึ้นลงทางดิ่งได้ (Vertical take-off and landing: VTOL) โดยผสมผสานกับทฤษฎี Best wing system [8] ของ Prandtl ซึ่งอากาศยานไร้คนขับที่ได้ทำการออกแบบนั้นมีชื่อว่า “Tiltone” เนื่องจากปีกนั้นสามารถปรับมุมได้ 90° เพื่อปรับเปลี่ยนจากการบินแบบ multicopter เป็นการบินแบบ fixed-wing ได้ ซึ่งแนวคิดดังกล่าวนี้เป็นการวางรากฐานการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับในปัจจุบันให้กลายเป็นเครื่องบินโดยสารขนาดเล็กได้ในอนาคต

Ma T, et al. [10] ได้นำเสนอการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับปีกตรึงที่มีรูปทรงแบบ box-wing โดยมีใบพัด (duct-fan) ติดตั้งอยู่ 2 ชุดซึ่งถูกขับเคลื่อนด้วยเครื่องยนต์ turboshaft ที่อยู่ในลำตัว ซึ่งใบพัดทั้งสองชุดสามารถปรับมุมมองได้เพื่อให้อากาศยานไร้คนขับลำนี้สามารถบินขึ้นลงทางดิ่งได้ จากการวิจัยพบว่าปีก box-wing ทำให้อากาศยานไร้คนขับมีเสถียรภาพทางการบินที่ดีขึ้นและยังมีค่าความเร็วร่วงหล่น (stall speed) ที่ต่ำอีกด้วย

Chau T, Zingg D W. [11] ได้นำเสนอการประยุกต์ใช้สมการ Reynolds-averaged Navier-Stokes เพื่อการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานปีก box-wing โดยพัฒนามาจากอากาศยานลำต้นแบบคือ Embraer E190 จากการศึกษาพบว่าอากาศยานปีก box-wing สามารถประหยัดน้ำมันเชื้อเพลิงได้มากกว่าอากาศยานลำต้นแบบถึง 7.2% เนื่องจากข้อดีในด้านการลดแรงต้านเหนี่ยวนำ

Andrews S A, Perez R E. [12] ได้นำเสนอการออกแบบอากาศยานปีก box-wing และทำการศึกษาร่วมกับอากาศยานปีกชั้นเดียวลำต้นแบบ พบว่าอากาศยานปีก box-wing มีค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมากกว่าถึง 2% และสามารถบรรจุน้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้ทำการบินได้มากขึ้นอีกด้วย

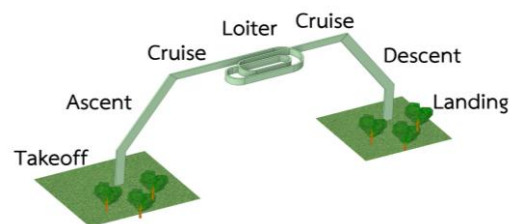
Kaparos P, et al. [13] ได้นำเสนอการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานปีก box-wing โดยมีต้นแบบมาจาก Airbus A320 จากการศึกษาด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและเปรียบเทียบคุณสมบัติ พบว่าอากาศยานปีก box-wing มีค่าประสิทธิภาพกางปีก (Span efficiency factor, Oswald factor: e) มากขึ้นถึง 58.9% ถึงช่วยให้อากาศยานมีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ยิ่งขึ้น

จากที่กล่าวมาจะเห็นได้ว่ารูปทรงปีก box-wing มีส่วนช่วยเพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์เป็นอย่างมาก อย่างไรก็ตามยังมียานวิจัยในหัวข้อนี้ไม่มากนัก ทั้งยังนำเสนอข้อมูลทางเทคนิคที่ใช้ในการออกแบบค่อนข้างน้อยและยากต่อการนำไปต่อยอดในขั้นถัดไป งานวิจัยนี้จึงเป็นงานวิจัยที่ท้าทายและเป็นการส่งเสริมให้เกิดนวัตกรรมใหม่ทางเทคโนโลยีด้านการบินในอนาคต

3. วิธีการวิจัยและผลการวิจัย

3.1. การกำหนดภารกิจการบิน

งานวิจัยนี้เริ่มขั้นตอนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับด้วยการกำหนดภารกิจการบินของอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในรูปที่ 4 โดยให้สามารถทำการบินขึ้นในแนวตั้ง (Take off) ได้เหมือนอากาศยานไร้คนขับหลายใบพัด (Multirotor UAVs) เมื่ออากาศยานไร้คนขับบินไต่ระดับ (Ascent) ถึงความสูงที่ต้องการก็สามารถเปลี่ยนรูปแบบเป็นการบินในแนวระดับได้ (Cruise) และยังสามารถทำการบินแบบลอยตัว (Loiter) เหนือพื้นที่ต่าง ๆ ได้ เมื่อเสร็จภารกิจก็ทำการบินไปยังที่หมาย ทำการลดระดับ (Descent) และลงจอดในแนวตั้ง (Landing)



รูปที่ 4 ภารกิจการบิน (Flight mission) ของอากาศยานไร้คนขับ

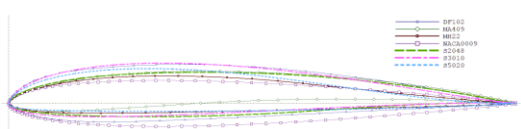
3.2. ลักษณะเฉพาะของอากาศยาน
งานวิจัยนี้มีการกำหนดขอบเขตการศึกษาตามลักษณะเฉพาะของอากาศยานไว้ดังนี้

- ระยะกางปีก (Wingspan) ไม่เกิน 1.3 เมตร
- ความสูงทั้งหมด ไม่เกิน 0.5 เมตร
- ความยาวของลำตัวทั้งหมด ไม่เกิน 1 เมตร
- ความเร็วปฏิบัติการ 17.5 เมตร/วินาที
- ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้า
- ทำการบินขึ้นและลงทางดิ่งได้

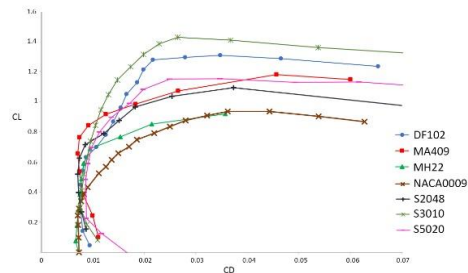
จากงานวิจัยด้านการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กจะทำการออกแบบให้มีค่า Aspect ratio เท่ากับ 10 [14] ซึ่งหากคำนวณจากระยะกางปีกที่กำหนดไว้ ทำให้ความยาวเส้นคอร์ด (Chord length) ของแพนอากาศเท่ากับ 0.245 เมตร และจากการคำนวณตามสมการที่ 1 โดยกำหนดให้มีค่าความหนาแน่นของอากาศเท่ากับ 1.225 กิโลกรัม/ลูกบาศก์เมตรและค่าความหนืดพลวัตของอากาศเท่ากับ 1.7894×10^{-5} กิโลกรัม/(เมตร.วินาที) จึงได้ค่า Reynolds number เท่ากับ 3×10^5

3.3. การเลือกแพนอากาศ

งานวิจัยนี้ศึกษาและเปรียบเทียบความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านด้วยโปรแกรม XFLR5 ที่ค่า Reynolds number เท่ากับ 3×10^5 โดยเลือกแพนอากาศที่นิยมใช้สำหรับการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก [15] ทั้งหมด 7 แบบ ได้แก่ DF102 MA409 MH22 NACA0009 S2048 S3010 และ S5020 ดังแสดงในรูปที่ 5 จากผลการคำนวณจากโปรแกรมด้วยวิธี Vortex Lattice Method พบว่าแพนอากาศ S3010 มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงที่สุดในขณะที่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเท่ากัน ดังแสดงในรูปที่ 6 จึงเลือกแพนอากาศ S3010 มาใช้ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับต่อไป



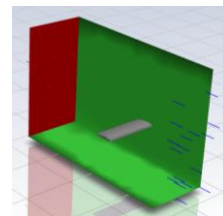
รูปที่ 5 แพนอากาศ 7 แบบ ที่ถูกเลือกนำมาศึกษา



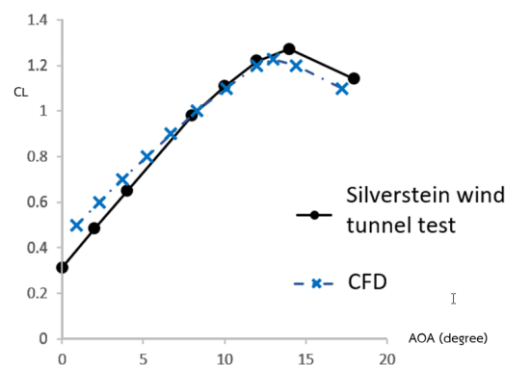
รูปที่ 6 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ

3.4. การตรวจสอบความถูกต้องของโปรแกรม CFD

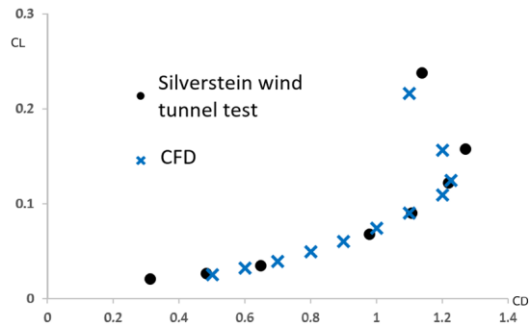
การตรวจสอบความถูกต้องในการใช้งานโปรแกรม CFD ทำโดยอ้างอิงจากค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ผ่านการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมของแพนอากาศ Clark Y ที่มีค่า Reynolds number เท่ากับ 1×10^6 [16] และทำการสร้างแบบจำลองปีกจากแพนอากาศ Clark Y ที่มีความยาวเส้นคอร์ด 0.245 เมตร และมีความเร็วของอากาศอยู่ที่ 55 เมตร/วินาที ดังรูปที่ 7 กราฟแสดงการเปรียบเทียบผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 8 และ 9



รูปที่ 7 การจำลองการไหลของอากาศเพื่อตรวจสอบความถูกต้องของโปรแกรม



รูปที่ 8 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของปีกแพนอากาศ Clark Y

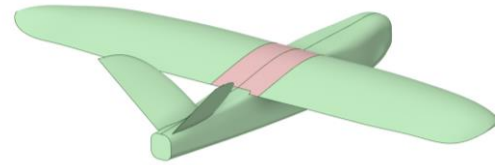


รูปที่ 9 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของปีกแพนอากาศ Clark Y

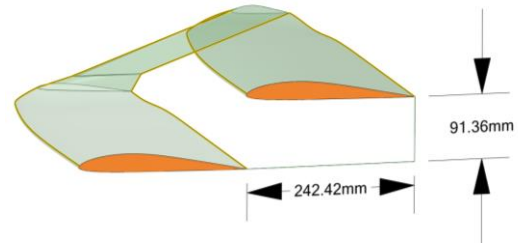
3.5. การสร้างแบบจำลองสามมิติ

ขั้นตอนนี้เป็นกรสร้างแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับปีก Box-wing โดยมีต้นแบบมาจากอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียวขนาดเล็กที่มีคุณสมบัติตามขอบเขตของงานวิจัย ดังรูปที่ 10 อากาศยานไร้คนขับลำต้นแบบมีขนาดลำตัวยาว 0.81 เมตร และความยาวกางปีก 1.28 เมตร มีโคนปีกเป็นแพนอากาศ S3010 ซึ่งการออกแบบรูปทรงปีก box-wing นั้นใช้วิธีการเพิ่มปีกอีกชั้นหนึ่งโดยจัดวางให้ปีกทั้งสองชั้นมีระยะความสูง (h) ห่างกันมากที่สุดเท่าที่จะสามารถเกาะยึดปีกกับลำตัวได้ เพื่อลดแรงต้านเหนียวน้ำที่จะเกิดขึ้นตามทฤษฎี Best wing system ในสมการที่ 2 จึงได้รูปทรงปีก box-wing แสดงดังรูปที่ 11 โดยมีระยะของแต่ละจุดที่ใช้สร้างเส้นโค้งเพื่อกำหนดชายหน้า (Leading edge) และชายหลัง (Trailing Edge) ของปีกขวา แสดงดังตารางที่ 1

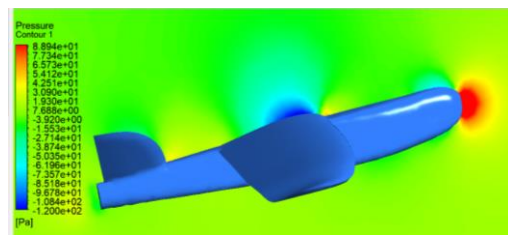
การออกแบบลำตัวของอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing ได้ทำการพัฒนาลำตัวมาจากอากาศยานไร้คนขับลำต้นแบบ โดยการวิเคราะห์จากเส้นสีแสดงระดับความดัน (Pressure contour) แสดงดังรูปที่ 12 พบว่าส่วนหัวของลำตัวมีแรงดันอากาศสูง จึงได้ทำการปรับเปลี่ยนรูปทรงของลำตัวขึ้นใหม่เพื่อให้อากาศไหลได้ราบเรียบยิ่งขึ้นและลดการเกิดแรงต้านโดยมีแนวคิดจากการสร้างลำตัวของ Goldschmied propulsor [17] จึงได้แบบจำลองอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing แสดงดังรูปที่ 13



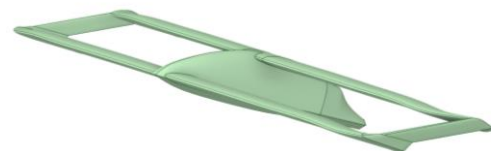
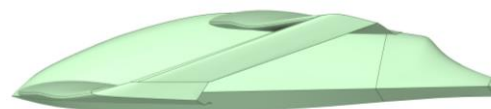
รูปที่ 10 แบบจำลองอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียวลำต้นแบบ



รูปที่ 11 รูปทรงปีก box-wing ที่ออกแบบขึ้นใหม่



รูปที่ 12 เส้นสีแสดงระดับความดัน (Pressure contour) รอบอากาศยานไร้คนขับลำต้นแบบ



รูปที่ 13 แบบจำลองอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing ที่ออกแบบขึ้นใหม่

ตารางที่ 1 ระยะจุดที่ใช้สร้างเส้นโค้งเพื่อกำหนดชายหน้าปีกขวา (a) และชายหลังปีกขวา (b)

a)			b)					
x	y	z	X	y	z	x	y	z
4.7	0.03	0.02	247.62	-14.82	0	243.71	12.73	-572.4
3.94	0.15	-231.39	247.49	-14.73	-36.39	458.31	89.43	-572.4
13.88	-0.45	-351.39	247.26	-14.57	-111.24	468.9	82.42	-554.75
33.74	-1.71	-466.39	247.27	-14.57	-186.09	474.34	77.9	-537.45
73.45	-4.22	-556.39	247.44	-14.69	-226.52	478.09	75.35	-519.3
94.35	-0.85	-576.38	247.73	-14.89	-260.94	480.76	74.53	-500.81
144.18	12.73	-576.88	247.93	-15.03	-298.37	483.93	75.83	-463.55
378.16	96.36	-576.9	245.39	-13.71	-410.59	484.98	76.83	-444.89
315.95	87.09	-534.64	244.47	-13.64	-429.28	486.97	77.67	-407.53
276.24	89.6	-444.64	242.48	-14.48	-466.64	487.89	77.6	-388.84
256.38	90.86	-329.64	241.43	-15.48	-485.3	489.4	76.97	-351.45
246.44	91.46	-209.64	240.12	-16.43	-503.94	490.25	76.4	-314.04
246.44	91.46	-14.64	235.59	-15.96	-541.05	490.23	76.42	-239.19
246.74	91.41	0	228.82	-10.87	-569.89	490.04	76.55	0

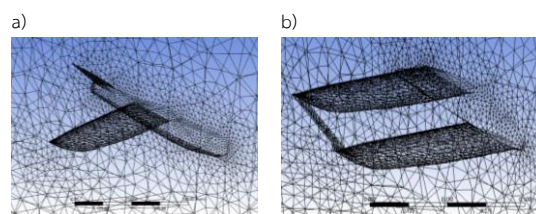
3.6. การสร้างกริด (Meshing)

งานวิจัยนี้จะทำการทดลองเฉพาะครึ่งส่วนขวาของอากาศยานไร้คนขับเท่านั้น ในขั้นตอนต่อไปเป็นการตั้งค่าในการจำลองเพื่อเปรียบเทียบลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับลำต้นแบบที่มีปีกชั้นเดียวและอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing โดยเริ่มจากการสร้างกริดของอากาศยานไร้คนขับ กริดที่ถูกสร้างขึ้นจะมีลักษณะเป็นโครงสร้างตาข่าย และทำการกำหนดขอบเขตพื้นที่ที่จะจำลอง แสดงตามรูปที่ 14 โดยขนาดของขอบเขตที่ใช้คำนวณจะถูกกำหนดให้เหมาะสมกับการปฏิบัติการกิจในพื้นที่แคบ หากกำหนดขอบเขตการคำนวณที่ใหญ่เกินไป อาจส่งผลให้สิ้นเปลืองต่อทรัพยากรต่าง ๆ ที่ใช้ในการคำนวณ

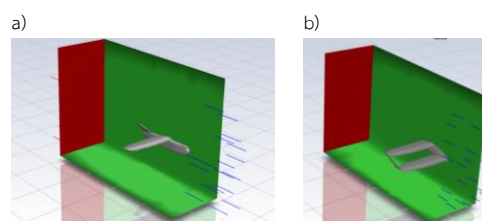
3.7. การจำลองการไหลของอากาศ

งานวิจัยใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณกำหนดให้อากาศที่ไหลผ่านแบบจำลองของอากาศยานไร้คนขับที่มีความเร็ว 17.5 เมตร/วินาที และทำการปรับมุมปะทะ (Angle of Attack) ตั้งแต่ -6° ถึง 18° ครึ่งละ 2° เพื่อศึกษาคุณสมบัติทางอากาศ

พลศาสตร์ที่เกิดขึ้นกับอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบขณะทำการบินที่มุมปะทะต่าง ๆ แสดงดังรูปที่ 15



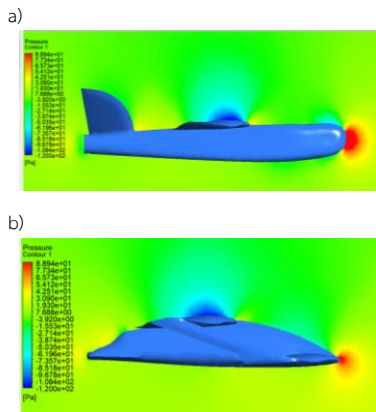
รูปที่ 14 การสร้างกริดของอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียว (a) และปีก box-wing (b)



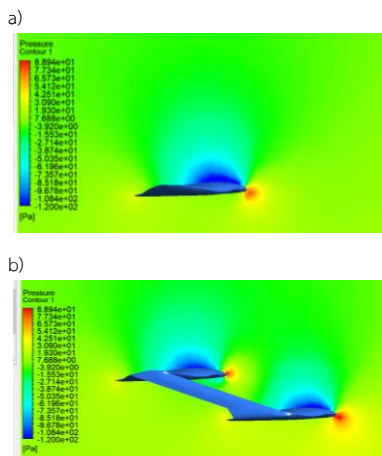
รูปที่ 15 การไหลของอากาศผ่านอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียว (a) และปีก box-wing (b)

3.8. เส้นสีแสดงระดับความดัน

จากการจำลองการไหลของอากาศรอบอากาศยานไร้คนขับทั้งสองลำ สามารถแสดงผลลัพธ์เป็นเส้นสีแสดงระดับความดัน พบว่าอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing ที่ได้ทำการออกแบบใหม่ เกิดแรงดันอากาศที่ส่วนหัวของลำตัวที่น้อยลง แสดงดังรูปที่ 16 และจากภาพตัดในแนวเส้นคอร์คของปีก จะเห็นได้ว่าปีก Box-wing สามารถสร้างแรงยกได้มากกว่าปีกชั้นเดียว แสดงดังรูปที่ 17 อย่างไรก็ตามต้องคำนึงถึงแรงต้านที่เกิดขึ้นด้วย



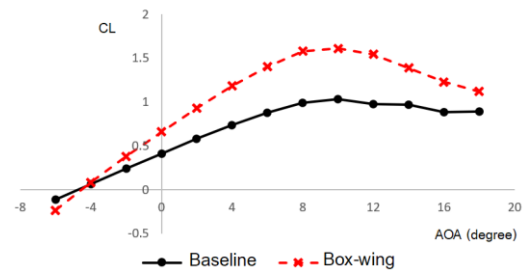
รูปที่ 16 เส้นสีแสดงระดับความดันรอบอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียว (a) และปีก box-wing (b)



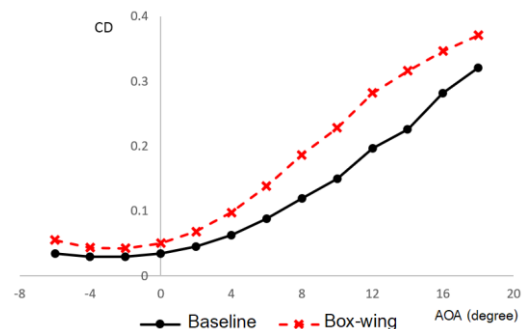
รูปที่ 17 เส้นสีแสดงระดับความดันรอบปีกชั้นเดียว (a) และปีก box-wing (b)

3.9. ลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์

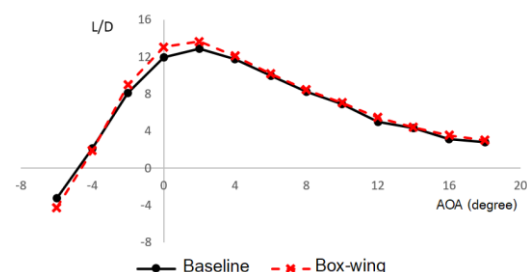
จากผลการทดสอบที่มุมปะทะตั้งแต่ -6° ถึง 18° ได้มีการนำลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองลำ ได้แก่ แรงยก (L) แรงต้าน (D) ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) และอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงต้าน (L/D) มาเปรียบเทียบกับ แสดงในรูปที่ 18 19 และ 20



รูปที่ 18 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ



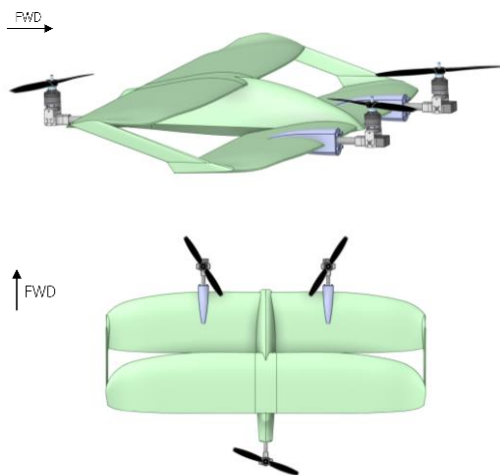
รูปที่ 19 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะ



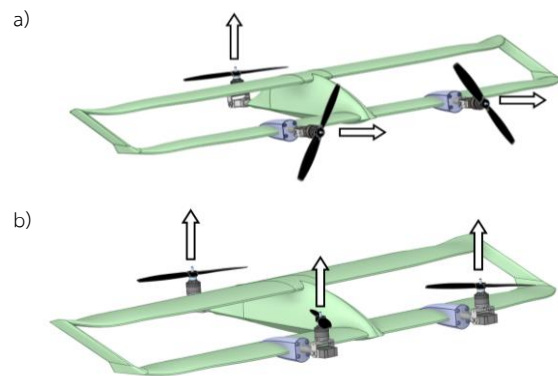
รูปที่ 20 ความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านกับมุมปะทะ

3.10. แนวคิดในการติดตั้งชุดขับเคลื่อน

จากผลลัพธ์ในค่าลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของการทดลองพบว่า อากาศยานไร้คนขับปีก box-wing มีค่าอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงต้านที่สูงขึ้น ผู้วิจัยจึงนำแบบจำลองสามมิติดังกล่าวเป็นต้นแบบของโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับเพื่อนำไปออกแบบการติดตั้งชุดขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้าที่นิยมใช้กับอากาศยานไร้คนขับ [18] ซึ่งงานวิจัยนี้ได้มีการแสดงการติดตั้งมอเตอร์ไฟฟ้า Brushless แบบ 2814 และใบพัดขนาด 11x6 นิ้ว จากการประยุกต์แนวคิดในการติดตั้งมอเตอร์ไฟฟ้ามาจากอากาศยานไร้คนขับแบบ 3 ปีกหมุน (Tri-rotor UAV) ดังรูปที่ 21 และกำหนดให้มอเตอร์สองตัวที่ติดตั้งอยู่บริเวณชายหน้าปีกสามารถปรับมุมได้ด้วยมอเตอร์ควบคุมกลไก (Servo motor) เพื่อให้อากาศยานไร้คนขับสามารถทำการบินในแนวระดับและขึ้น-ลงทางดิ่งได้ แสดงดังรูปที่ 21 และ 22 ซึ่งแนวคิดนี้สามารถนำไปใช้เป็นต้นแบบในการออกแบบร่าง (The preliminary design) ต่อไป



รูปที่ 21 การติดตั้งมอเตอร์ไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing



รูปที่ 22 การปรับมุมมอเตอร์ไฟฟ้าใน
รูปแบบการบินแนวระดับ (Cruise mode) (a)
และแนวตั้ง (Vertical mode) (b)

4. สรุปและอภิปรายผลการวิจัย

จากผลการวิจัยพบว่าที่มุมปะทะ 0° ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียวอยู่ที่ 0.4096 และอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing อยู่ที่ 0.6598 ซึ่งมีค่าเพิ่มขึ้น 61.08% ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียวอยู่ที่ 0.0343 และอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing อยู่ที่ 0.0505 ซึ่งมีค่าเพิ่มขึ้น 47.2% รวมถึงอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงต้านของอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียวอยู่ที่ 11.95 และอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing อยู่ที่ 13.08 ซึ่งมีค่าเพิ่มขึ้น 9.43% จากผลดังกล่าวแสดงให้เห็นว่าอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing มีอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงต้านสูงกว่าอากาศยานไร้คนขับปีกชั้นเดียว จากข้อดีของลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่เพิ่มขึ้นดังกล่าวทำให้ต้นแบบของอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing มีความเหมาะสมในการนำไปติดตั้งชุดขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้าที่สามารถปรับมุมได้ เพื่อนำไปใช้การออกแบบร่างของอากาศยานไร้คนขับปีก box-wing ขึ้น-ลงทางดิ่งขนาดเล็ก

5. เอกสารอ้างอิง (References)

- [1] Posew K, Ananchaipattana CH. Pelton turbine efficiency analysis using computational fluid dynamics technique. *Journal of Engineering, RMUTT*. 2016;14(2):11-9. (in Thai)
- [2] Sreelakshmi K, Jagadeeswar K. Aerodynamic analysis over Unmanned Aerial Vehicle (UAV) using CFD. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 2018;455
- [3] Austin R. Unmanned aircraft systems : UAVS design, development and deployment. John Wiley & Sons Ltd; 2010.
- [4] Winslow J, Otsuka H, Govindarajan B, Chopra I. Basic understanding of airfoil characteristics at low reynolds numbers (10^4 - 10^5). *Journal of Aircraft* 2018;55(3):1050-61
- [5] Kroo I. Nonplanar wing concepts for increased aircraft efficiency. Innovative configurations and advanced concepts for future civil aircraft. 2005.
- [6] Prandtl L. Induced Drag of Multiplanes. NACA Technical Report No. 182. National Advisory Committee for Aeronautics. 1924.
- [7] Manikantissar, Geete A. CFD analysis of conceptual aircraft body. *Int. J. Eng. Technol.* 2017;4(1):217-22
- [8] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA J.* 1994;32(8):1598-605
- [9] Palaia G, Cipolla V, Binante V, Rizzo E. Preliminary design of a box-wing VTOL UAV. *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.* 2019;92(5):737-43.
- [10] Ma T, Wang X, Wei Z, Zihan X, Bie D. Conceptual design of a VTOL box-wing UAV with rotatable duct-fans. *AIAA Scitech Forum.* 2019.
- [11] Chau T, Zingg D W. Aerodynamic shape optimization of a box-wing regional aircraft based on the Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2017.
- [12] Andrews S A, Perez R E. Comparison of box-wing and conventional aircraft mission performance using multidisciplinary analysis and optimization. *Aerosp Sci Technol.* 2018;79:336-51.
- [13] Kaparos P, Papadopoulos C, Yakinthos K. Conceptual design methodology of a box wing aircraft: A novel commercial airliner. *Proc Inst Mech Eng G J Aerosp Eng.* 2018:1-12.
- [14] Kody F, Bramesfeld G. Small UAV design using an integrated design tool. *Int. J. Micro Air Veh.* 2012;4(2):151-63.
- [15] Hamburg S D. Conceptual and preliminary design of a stowable ruggedized micro air vehicle [graduate Thesis]. Morgantown, WV: West Virginia University; 2010.
- [16] Silverstein A. Scale effect on Clark Y airfoil characteristics from NACA full-scale wind-tunnel tests. NACA Technical Report No. 502. National Advisory Committee for Aeronautics. 1934.
- [17] Seubert C A. Analysis of a Goldschmied Propulsor using computational fluid dynamics referencing California Polytechnic's Goldschmied Propulsor testing [master's thesis]. San Luis Obispo, CA : California Polytechnic State University; 2012.
- [18] Bacchini A. Electric VTOL preliminary design and wind tunnel tests [dissertation]. Torino TO, Italy: Politecnico di Torino; 2020.