

การออกแบบ และวิเคราะห์อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ ที่มีขีดความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่ง

Design and Aerodynamic Analysis of Vertical Take-Off and Landing Solar Powered UAV

^{1*}ชิตนุพงศ์ รื่นภาคแดน ^{2#}วันชัย เจียจันทร์ และ ^{3#}เทพวินทร์ ไรจนพิลิจู

^{1,2,3} กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

^{1*}Chitsanupong Ruenpakdan, ^{2#}Wanchai Jiajan and ^{3#}Thepwintr Rojnpisit

^{1,2,3} Aeronautical Engineering and Aviation Technology Division,

Academic Faculty, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

*Turk.chitsanupong@gmail.com, #Wanchai_j@rtaf.mi.th, #Thepwintr@gmail.com

Received : November 21, 2023

Revised : February 7, 2024

Accepted : February 28, 2024

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเพื่อออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์แบบปีกตรึง (M Solar-X Fixed-wing) ให้มีขีดความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่ง โดยเลือกใช้ระบบขึ้น-ลงทางดิ่ง (VTOL) ประเภท Separate Lift and Thrust, SLT โดยกระบวนการออกแบบที่นำเสนอมีความง่าย ไม่ซับซ้อน เนื่องจากระบบ VTOL ประเภทนี้มีระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้ากับระบบขับเคลื่อนในการขึ้นและลงในแนวตั้งที่ทำงานแยกกันอย่างชัดเจน นอกจากนี้กระบวนการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) ได้ถูกนำมาใช้ในกระบวนการออกแบบเพื่อตรวจสอบและยืนยันความถูกต้องของการออกแบบเชิงหลักการ ผลลัพธ์จากกระบวนการออกแบบ พบว่า อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ขึ้น-ลงทางดิ่ง (M Solar-X VTOL) มีน้ำหนักสุดท้ายรวมเท่ากับ 18.9 kg ซึ่งมีน้ำหนักเพิ่มมากขึ้นจากเดิม 57.5% โดยผลการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ พบว่า ระบบ VTOL ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ส่งผลกระทบบกับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกน้อยมาก ในขณะที่จะส่งผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอย่างมีนัยสำคัญ โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงขึ้นเฉลี่ยประมาณ 20% ในตลอดทุกมุมปะทะ และจากผลการคำนวณสมรรถนะอากาศยานเบื้องต้น พบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีค่าความเร็ววงแหวนเท่ากับ 13.4 m/s และสมรรถนะการบินนานสูงสุดเท่ากับ 2.21 hr (2 hr 13 min) ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขกำหนดความต้องการปฏิบัติการ

คำสำคัญ: อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์, ระบบขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทแยกส่วนระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า และระบบขึ้น-ลงทางดิ่งออกจากกัน, โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

Abstract

This paper presents a conceptual design process for designing and improving the M Solar-X fixed-wing solar-powered unmanned aerial vehicle to have vertical take-off and landing capability (VTOL). The separate lift and thrust vertical take-off and landing is selected for design system. The proposed conceptual design process is simple and not complicated because this type of vertical take-off and landing system has a forward propulsion system and a vertical take-off and landing propulsion system. The function areas of these propulsion systems are clearly separated. In addition, the process of analyzing aerodynamic characteristics using Computational Fluid Dynamics (CFD) is introduced into the design process to verify and validate the design principles. Results from the design process found that the M Solar - X VTOL has a final total weight of 18.9 kilograms, which is an increase of 57.5 percent from the original (fixed-wing). In addition, from the aerodynamic analysis, it is found that vertical take-off and landing propulsion systems installed on fixed wing unmanned aerial vehicles have slightly effect on the lift coefficient, while it will significantly affect the drag coefficient (approximately 20 percent higher at all angles of attack). From the results of preliminary aircraft performance calculations, it is found that the vertical take-off and landing of the solar-powered unmanned aerial vehicle (M Solar-X VTOL) has a stall speed of 13.4 m/s. And the maximum flight endurance performance is 2.21 hours or 2 hours 13 minutes, which satisfy the mission requirements.

Keywords: Solar Powered UAV, Separate Lift and Thrust (SLT) Vertical Take-Off and Landing, Computational Fluid Dynamics

1. บทนำ

ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับ มีความเหมาะสมอย่างมาก กับภารกิจ 3D หรือ Dull, Dirty และ Dangerous โดยเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานที่ใช้คนขับ ซึ่งมีข้อจำกัดในการปฏิบัติการภารกิจที่ต้องใช้เวลาปฏิบัติการนาน (Dull) ภารกิจที่ต้องปฏิบัติการในพื้นที่ปนเปื้อนสารอันตราย (Dirty) ภารกิจที่อันตราย (Dangerous) โดยเฉพาะอย่างยิ่ง อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่นิยมใช้ในการปฏิบัติการทางทหาร เนื่องจากตรวจจับได้ยาก มีความคล่องตัวสูง ใช้งานได้ง่ายและรวดเร็วและสามารถรับ-ส่ง ข้อมูลข่าวสารในรูปแบบของภาพและตำแหน่งได้ทันทีในขณะนั้น ระบบมีราคาไม่แพง เพราะเป็นระบบที่ไม่ซับซ้อน [1]

ในแง่ของการปฏิบัติการลาดตระเวนทางอากาศ สมรรถนะด้านการบินทนนาน (Endurance) คือคุณสมบัติที่สำคัญของการออกแบบระบบอากาศยานไร้คนขับ ดังนั้น โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช กองทัพอากาศ ได้เล็งเห็นถึงความสำคัญของเทคโนโลยีด้านอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้พลังงานแสงอาทิตย์เพื่อใช้ในการปฏิบัติการลาดตระเวนทางอากาศ เนื่องจากอากาศยานประเภทนี้มีจุดแข็งในด้านสมรรถนะของระยะเวลาปฏิบัติการที่ยาวนานและต่อเนื่อง มีต้นทุนในการผลิตต่ำ รวมถึงมีความคล่องตัวในการปฏิบัติการ จึงได้ริเริ่มทำการวิจัยและพัฒนา ระบบอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ที่มีสมรรถนะสูงเพดานบินต่ำสำหรับปฏิบัติการดังกล่าว

โครงการวิจัยและพัฒนา ระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X [2] เป็นโครงการที่ตอบโจทย์ยุทธศาสตร์ชาติและยุทธศาสตร์ กองทัพอากาศด้านเทคโนโลยีป้องกันประเทศที่สามารถนำไปประยุกต์ใช้ให้เป็นต้นแบบเทคโนโลยี 2 ทาง หรือ Dual-use technology คือสามารถนำไปใช้ได้กับการกิจทางทหารและพลเรือน เช่น การกิจลาดตระเวน เผ่าตรวจและค้นหา (ISR), การกิจสำรวจ

ทรัพยากรธรรมชาติ และ การกิจบรรเทาสาธารณภัย เป็นต้น ในแง่ของนวัตกรรม งานวิจัยนี้ เป็นการประยุกต์ใช้พลังงานแสงอาทิตย์ ที่ผสมผสานระหว่างเทคโนโลยีขั้นสูงด้านการออกแบบตามหลักอากาศพลศาสตร์ เทคโนโลยีเซลล์สุริยะและแหล่งพลังงานจาก แบตเตอรี่เข้าด้วยกัน ได้อย่างลงตัว โดยมีแหล่งอ้างอิงของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของ Wanchai J. et al. 2016 [3] ทั้งนี้ เพื่อสร้างต้นแบบระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ให้มีขีดความสามารถในการใช้ปฏิบัติการทางยุทธวิธีได้เป็นระยะเวลานานมากขึ้นแบบเป็นนัยสำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานไร้คนขับที่มีขนาดน้ำหนักเท่ากันที่ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงเป็นแหล่งพลังงานหลัก โดยต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ดังรูปที่ 1 สามารถปฏิบัติการได้ระยะเวลานานมากกว่า 4 - 10 hr ทั้งนี้ ขึ้นอยู่กับสภาพอากาศ โดยมีเพดานบินสูงสุด 1,500 m จากระดับน้ำทะเล ในขณะที่มีน้ำหนักคำนวณเพียง 12 kg



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X

จากรูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X มีข้อมูลด้านกายภาพ คือ ขนาดความยาวกางปีก 4.2 m ขนาดความยาวลำตัว 2 m พื้นที่ปีก 1.18 m² และมีน้ำหนักพร้อมวิ่งขึ้นเท่ากับ 12 kg รวมถึงมีข้อมูลด้านสมรรถนะด้านอื่น ๆ ดังนี้

- มีพิสัยการบิน 40 km
- ความเร็วการบินปฏิบัติการ 45 - 70 km/hr
- น้ำหนักกระวางบรรทุก 2 kg
- แหล่งพลังงานหลัก High Efficiency Flexible Thin Solar Cell /Lithium Ion battery
- การวิ่งขึ้นโดยใช้ Catapult launcher และลงจอดโดยใช้ Belly landing

โดยระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X นี้ ได้มีการทดสอบใช้งานจริงในด้านความมั่นคงในส่วนของการบินลาดตระเวน ป้องกันฐานบิน ณ ที่ตั้ง กกล.ทอ.ฉ.9 จว.ปัตตานี ดังรูปที่ 2 โดยมีชั่วโมงสะสมในการบินทดสอบถึง 250 hr นอกเหนือจากนี้ กระบวนการออกแบบเป็นไปตามข้อกำหนดมาตรฐานสมควรถิ่นอากาศ ทั้งนี้เพื่อสามารถขยายผลสู่การรับรองมาตรฐานอาวุธ ยุทธโปกรณ์และเข้าสู่อุตสาหกรรมผลิตในอนาคตได้ต่อไป



รูปที่ 2 การทดลองใช้ปฏิบัติการลาดตระเวนทางอากาศโดยอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ณ ที่ตั้ง กกล.ทอ.ฉ.9 จว. ปัตตานี

อย่างไรก็ตาม เนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X เป็นอากาศยานประเภทแบบปีกตรึง จะมีอัตลักษณ์เฉพาะที่จำเป็นต้องใช้แนวร่อนหรือสนามบินในการวิ่งขึ้นและลงจอด ซึ่งเป็นข้อจำกัดในการประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับชนิดนี้ในการปฏิบัติการที่มีขนาดพื้นที่ขึ้นและลงจอด ยกตัวอย่างเช่น การนำไปประยุกต์ใช้ในพื้นที่ในเขตป่าสงวน อุทยานแห่งชาติ แนวตะเข็บชายแดน เป็นต้น รวมถึงพื้นที่ที่ไม่มีสนามบินในการวิ่งขึ้นและลงจอด

เพื่อตอบโจทย์ปัญหาดังกล่าว อากาศยานไร้คนขับ VTOL เป็นหนึ่งในนวัตกรรมด้านเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับที่ถูกพัฒนาขึ้นให้มีขีดความสามารถในการปฏิบัติการวิ่งขึ้นและลงในพื้นที่จำกัด และเมื่อพิจารณารูปแบบของอากาศยานไร้คนขับ VTOL ประเภทแยกส่วนระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้าและส่วนระบบขับเคลื่อนในแนวดิ่งออกจากกัน SLT [4] ดังรูปที่ 3 เป็นประเภทที่ได้รับความนิยมสูงในการพัฒนาเพื่อนำไปประยุกต์ใช้งานในการกิจที่หลากหลายรูปแบบ [4] เนื่องจากมีความง่ายในการออกแบบ เพราะเป็นระบบที่แยกส่วนกันอย่างชัดเจน กลไกระบบไม่ซับซ้อน และใช้งานง่าย รวมถึงสามารถปรับปรุง หรือ ออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing ให้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่งได้ ดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 รูปแบบอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT

จากรูปที่ 3 จะเห็นได้ชัดเจนว่าระบบ VTOL แบบ SLT ประเภทนี้ได้ผสมผสานข้อดีของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนแบบ 4 ใบพัดที่มีขีดความสามารถขึ้นและลงในแนวดิ่งและข้อดีของอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing ที่มีสมรรถนะการบินทนนานที่สูงและบรรทุกสัมภาระได้ค่อนข้างมาก ทำให้อากาศยานไร้คนขับประเภทนี้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่งได้ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งสมรรถนะด้านระยะเวลาการบินปฏิบัติการที่ เหมาะสม ด้วยเหตุผลนี้อากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT จะสามารถตอบโจทย์ภารกิจที่เป็นจุดอ่อนของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ได้ แต่อย่างไรก็ตาม การได้มาซึ่งการออกแบบเพื่อปรับปรุงระบบอากาศยานไร้คนขับ Fixed-wing ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่ง ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งขีดความสามารถด้านสมรรถนะการบินทนนานที่เหมาะสมและตอบสนองต่อความต้องการของภารกิจเป็นความท้าทายของงานวิจัยนี้ เนื่องจากการปรับปรุงขีดความสามารถดังกล่าวจะต้องมีการเพิ่มระบบขับเคลื่อนในแนวดิ่ง ซึ่งส่งผลโดยตรงต่อการเพิ่มน้ำหนักรวมของอากาศยาน รวมถึงการเพิ่มขึ้นของแรงต้านจากรูปทรงที่เปลี่ยนไปจะส่งผลโดยตรงต่อการลดลงของสมรรถนะด้านการบินทนนานอย่างเป็นนัยสำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับระบบอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing

2. การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT [4] - [8] พบว่ามีงานวิจัยจำนวนมากได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้ในหลากหลายรูปแบบ เช่น Dewi, P.T. et al. (2016) [4] ได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT โดยใช้รูปแบบการประมาณค่าน้ำหนักแบบ Component weight built up และมีการคำนวณวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้วิธีการเวอร์เทคเลททิซ (VLM) และการคำนวณโดยใช้ CFD ในขณะที่ Rahman, Y.A.A, et al. (2018) [5] ได้นำเสนอวิธีการออกแบบเชิงหลักการอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้โดยใช้วิธี Take-off weight build up ร่วมกับการสำรวจข้อมูลในท้องตลาด (Market survey) ของการประมาณค่าน้ำหนักรวม และมีการสร้างต้นแบบเพื่อบินทดสอบในการประเมินกระบวนการออกแบบ Dundar, O. et al. (2020) [6] แสดงขั้นตอนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นและลงทางดิ่งชื่อ Kuzgun โดยใช้การประมาณค่าน้ำหนักรวมจากฐานข้อมูลเชิงสถิติ (Historical data) รวมถึงการวิเคราะห์สมรรถนะเบื้องต้นโดยใช้สมการประมาณค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์จากวิธี Semi-empirical method

นอกจากนี้ Sonkar, S. et al. (2022) [7] ได้เสนอการออกแบบเชิงหลักการแบบองค์รวมซึ่งใช้กระบวนการออกแบบตามหลักขั้นตอนการออกแบบอากาศยานแบบ Fixed-wing โดยทั่วไปและเพิ่มขั้นตอนการออกแบบระบบ VTOL ในกระบวนการด้วย นอกจากนี้ในงานวิจัยได้สร้างลำดับแบบและบินทดสอบเพื่อยืนยันกระบวนการออกแบบ

ในขณะที่กระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้โดยส่วนใหญ่หลีกเลี่ยงความซับซ้อนของกระบวนการออกแบบ แต่ในงานวิจัยของ Palaia, G. and Cipolla, V. (2019) [8] ได้นำเสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการโดยใช้วิธีในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด หรือ Optimization method ซึ่งเป็นเครื่องมือที่ใช้ในหน่วยงานภายในองค์กร หรือ In-house optimization tool ซึ่งถูกนำมาใช้ในกระบวนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเบาที่ปีกเป็นลักษณะกล่องสี่เหลี่ยม (Box wing)

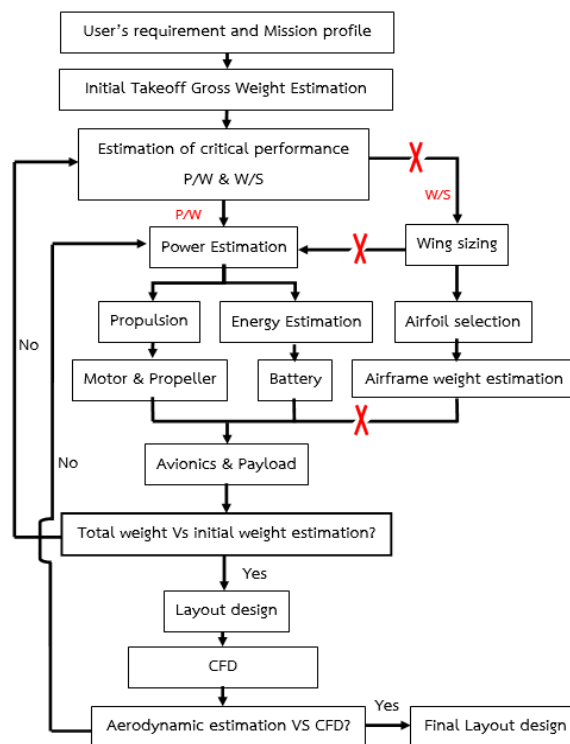
จากการทบทวนวรรณกรรมที่กล่าวมาในเบื้องต้น พบว่า งานวิจัยโดยส่วนใหญ่เน้นการพัฒนากระบวนการออกแบบให้มีความง่าย ไม่ซับซ้อน และใช้ขั้นตอนการคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่มีความแม่นยำมาใช้ในการออกแบบเชิงหลักการ รวมถึงมีกระบวนการสร้างต้นแบบและบินทดสอบเพื่อยืนยันกระบวนการออกแบบ แต่อย่างไรก็ตามกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเพื่อปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรงที่มีอยู่เดิมให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่งและยังคงไว้ซึ่งขีดความสามารถด้านการปฏิบัติการกิจที่เหมาะสมไม่ปรากฏในแหล่งข้อมูลอ้างอิง

ดังนั้นในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยจึงมีความสนใจที่จะเสนอระเบียบวิธีดำเนินการออกแบบเชิงหลักการเพื่อปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่ง ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งขีดความสามารถด้านสมรรถนะการบินนานที่เหมาะสมตามความต้องการของภารกิจ โดยระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการ มีความง่ายไม่ซับซ้อน นอกจากนี้ยังรวมกระบวนการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์อย่างละเอียดโดยใช้ CFD เข้าในกระบวนการการออกแบบเพื่อยืนยันความถูกต้องของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการ

3. วิธีดำเนินการวิจัย

3.1 แผนผังวงจรกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT

งานวิจัยนี้ได้เสนอแผนผังวงจรระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT ที่ใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นแหล่งพลังงานหลัก โดยเน้นขั้นตอนกระบวนการตามแผนผัง ดังรูปที่ 4



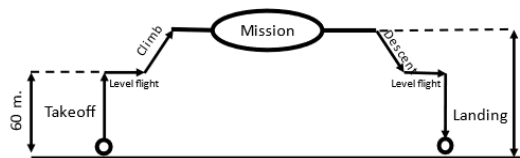
รูปที่ 4 แผนผังวงจรการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X แบบ Fixed-wing

จากแผนผังวงจรในรูปที่ 4 จะมีลักษณะระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการเหมือนกันกับระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการของแหล่งข้อมูลอ้างอิง [9] แต่ต่างกันรายละเอียดของการเลือกแผนอากาศและกำหนดขนาดของปีก ลำตัวและหาง เนื่องจากในงานวิจัยนี้ เป็นการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ที่มีอยู่เดิม (ซึ่งมีขนาดพื้นที่ปีกและแผนอากาศอยู่เดิม) ให้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่ง จึงไม่จำเป็นต้องดำเนินการในขั้นตอนนี้ นอกจากนี้การกำหนดขนาดของระบบขับเคลื่อน VTOL จะดำเนินการโดยใช้ข้อมูลทางสถิติซึ่งเป็นกระบวนการออกแบบระบบที่มีความง่ายไม่ซับซ้อน ทั้งนี้เนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้มีการแยกส่วนระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้าและส่วนระบบขับเคลื่อนในแนวดิ่งออกจากกันอย่างชัดเจน

จากรูปที่ 4 สามารถแสดงรายละเอียดของแต่ละขั้นตอนได้ดังนี้

3.1.1 การกำหนดความต้องการและรูปแบบการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับ (User's Requirements and Mission Profile)

ในงานวิจัยนี้ต้องการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่งประเภท SLT ที่มีลักษณะระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า แบบ 1 ใบพัด และระบบขึ้นและลงในแนวดิ่งแบบ 4 ใบพัด ดังรูปที่ 3 ซึ่งมีรูปแบบการบินปฏิบัติการกิจ ดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 รูปแบบการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL แบบ SLT

นอกจากนี้ ในงานวิจัยนี้ได้กำหนดความต้องการเพื่อใช้ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL แบบ SLT นี้ไว้ดังนี้

- อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL แบบ SLT ต้องมีน้ำหนักรวมไม่เกิน 20 kg ในขณะที่ยังคงขีดความสามารถด้านการบรรทุกสัมภาระได้ 2 kg

- สามารถบินทำภารกิจได้นานมากกว่า 2 hr

- บินเดินทางด้วยความเร็ว 17 - 20 m/s และอัตราการขึ้นและลงในแนวดิ่ง 1 m/s

- ความเร็วร่วงหล่น (Stall speed) 14 m/s

3.1.2 การประมาณค่าเริ่มต้นน้ำหนักรวม (Initial Weight Estimation)

ในงานวิจัยนี้ วิธีการประมาณค่าเริ่มต้นของน้ำหนักรวมอากาศยานก่อนขึ้นบิน เลือกใช้วิธีการจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง [9] โดยเลือกใช้วิธีการประมาณค่าน้ำหนักของอากาศยานที่ใช้พลังงานไฟฟ้า (Electrical Engine UAV) ตามทฤษฎีของ Giuseppe [10] ซึ่งใช้หลักการคำนวณจากค่าข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วน อุปกรณ์บรรทุก (Payload) เทียบต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน หรือ Payload Weight Fraction (W_P/W_{TO})

จากการศึกษาฐานข้อมูลของการสำรวจตลาด ของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT ที่ใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อนทั้งหมด 6 รูปแบบ [11 -16] พบว่า ค่าเฉลี่ยของอัตราส่วนอุปกรณ์บรรทุก (Payload) เทียบต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน หรือค่า W_P/W_{TO} มีค่าเฉลี่ยประมาณ 0.11 หรือ 11 % ดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนน้ำหนักบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT [11 -16]

UAV	Wing span (m)	Take-off weight (kg)	Payload (kg)	Endurance (hr)	Stall speed (m/s)	Speed Cruise- Max(m/s)	Wp/Wt
<i>Eagle hreo</i>	3.5	18	1.1	120	13	24-35	0.06
<i>Tiger shark</i>	3.5	22	1.5	120	19	26-33	0.07
<i>Daegon VTOL</i>	3.05	14	1.5	120	17	23-33	0.11
<i>Ranger VTOL</i>	3	14	1	120	17	23-33	0.07
<i>EWG E2V</i>	2.9	12.75	2	90	13	16-25	0.16
<i>CW10</i>	2.6	12	2	90		20-30	0.17
						Average	0.11

ดังนั้น จากการกำหนดค่าอุปกรณ์บรรทุกหรือน้ำหนัก Payload ในขั้นตอนที่ 1 (ประมาณ 2 kg) สามารถนำมาคำนวณหาค่าเริ่มต้นของน้ำหนักรวมของอากาศยานได้ โดยมีค่าประมาณเท่ากับ $2 / 0.11 = 18.18$ kg (Take-off weight) นอกจากนี้ ทางคณะผู้วิจัยยังสามารถกำหนดน้ำหนักเริ่มต้นจากการประมาณน้ำหนักของอุปกรณ์แต่ละชนิดในรูปที่ 6 ได้ ดังปรากฏในตารางที่ 2



รูปที่ 6 ส่วนประกอบอุปกรณ์แต่ละชนิด

ตารางที่ 2 การประมาณค่าน้ำหนักบรรทุกเริ่มต้นของอากาศยาน

Main Components	Sub-Components	Weight (g)
Avionics + Payload	Servos x4	160
	Receiver	120
	Flight Control	150
	Speed Control	100
	Gimbal	2000
Battery	Li-po Battery	1500
	Li-Ion Battery	4000
Propulsion Group	Vertical Thrust Motor x4	2000
	Forward Thrust	650
Airframe	Empty Airframe	7,500
Initial Total Weight		18,180

3.1.3 การประมาณค่าสมรรถนะวิกฤติของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT (Estimation of Critical Performance)

ขั้นตอนนี้เป็นหัวใจสำคัญของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT จากที่กล่าวไปแล้วในหัวข้อที่ 1 อากาศยานไร้คนขับมีรูปแบบการบินที่ผสมผสานระหว่างอากาศยานแบบปีกหมุนในการขึ้นและลงทางดิ่งและการบินในลักษณะแบบ Fixed-wing ในการบินเดินทาง ดังนั้นในงานวิจัยนี้ได้กำหนดหลักการในการเลือกใช้สมการสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับที่เป็นลักษณะลูกผสมระหว่างอากาศยานแบบปีกหมุนและปีกตรึง [9] แต่อย่างไรก็ตามเนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT มีการแยกส่วนการทำงานกันอย่างชัดเจน ดังนั้นการวิเคราะห์สมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้จึงสามารถทำแยกส่วนกันได้ โดยสมรรถนะด้านการบิน Forward flight จะอ้างอิงจาก Raymer,D., 2012 [17] ทั้งนี้เพื่อหาจุดที่เหมาะสมของค่าตัวแปรที่สำคัญที่ประกอบด้วย ค่า Power loading (W/P) ค่า Wing Loading (W/S) ซึ่งมีสมการดังสมการที่ (1), (2), (3) และ (4) ต่อไปนี้

- (1) สมรรถนะการเลี้ยว (Maximum Load/Turn)

$$\frac{HP}{W} = \frac{1}{550 \eta_p} \left[\frac{1}{2} \rho V^3 C_{D,0} \left(\frac{S}{W} \right) + 2K \frac{n^2}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right] \quad (1)$$

- (2) สมรรถนะการบินเดินทาง (Cruise Performance)

$$\frac{HP}{W} = \frac{2}{550 \eta_p} C_{D,0}^{\frac{1}{4}} K^{\frac{3}{4}} \left(\frac{2W}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

- (3) สมรรถนะ การบินทนนาน (Endurance Performance)

$$\frac{HP}{W} = \frac{4}{550 \eta_p} C_{D,0}^{\frac{1}{4}} \left(\frac{K}{3} \right)^{\frac{3}{4}} \left(\frac{2W}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

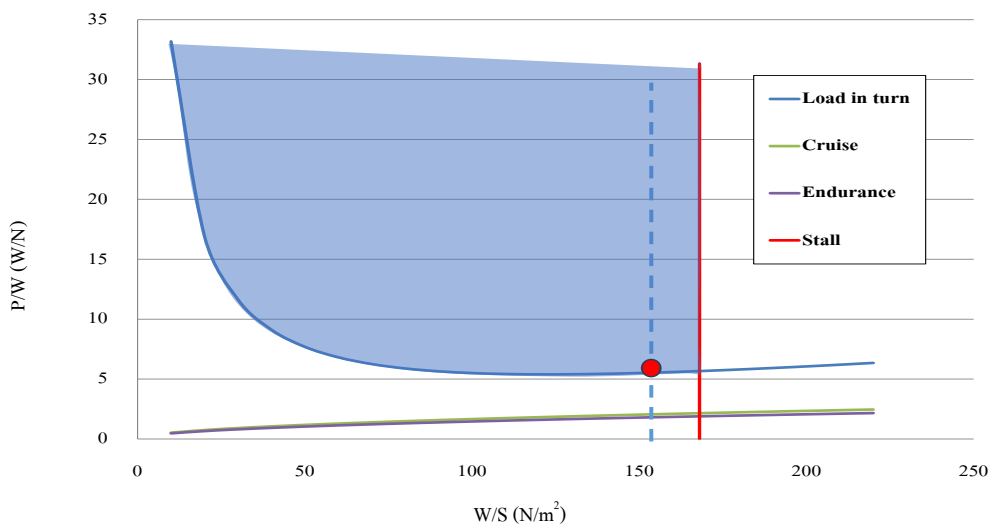
(4) สมรรถนะภาวะร่วงหล่น (Stall Condition)

$$\frac{W}{WS} = \frac{\rho}{2} C_{L,max} V_{So}^2 \quad (4)$$

โดยจากการคำนวณด้วยสมการที่ (1) ถึง (4) และค่าคงที่ในตารางที่ 3 ทำให้สามารถเขียนกราฟ สมรรถนะวิกฤต Constraint Diagram ได้ดังรูปที่ 7

ตารางที่ 3 ตารางการกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นในสมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบ Fixed-wing

V_{stall} (m/s)	V_{loiter} (m/s)	$\rho_{@150m}$ (Kg/m ³)	$\rho_{@SL}$ (Kg/m ³)
14	18	1.207	1.225
η_p	ROC (m/s)	e	K
0.7	5	0.8	0.099432
C_{Lmax}	C_{D0}	AR	n
1.4	0.05	14.8	2.05



รูปที่ 7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง Power to Weight Ratio กับ Wing Loading ของสมรรถนะด้านต่าง ๆ ประกอบการพิจารณาในการเลือกตำแหน่งเพื่อออกแบบ

รูปที่ 7 แสดงให้เห็นว่าสามารถเลือกตำแหน่งในความสัมพันธ์ระหว่าง Power to Weight Ratio (P/W) กับ W/S ได้ โดยพิจารณาจากการตัดกันของกราฟ ซึ่งตามทฤษฎีของการเลือกจุดในการกราฟ สมรรถนะวิกฤต Constraint Diagram จะสามารถเลือกได้จากพื้นที่ที่แรเงาในกราฟขึ้นไป ดังได้กล่าวไปแล้ว เนื่องจากในงานวิจัยนี้ไม่ได้มีการเปลี่ยนแปลง โครงสร้างอากาศยานเดิม (พื้นที่ปีกคงเดิม 1.18 m²) ดังนั้นจะทำให้ค่า W/S มีค่าเท่ากับ 150.986 N/m² ดังนั้นจุดที่สามารถเลือกได้คือ ค่า P/W โดยในงานวิจัยจะเลือกจุด (150.986, 5.5) ซึ่งหมายถึงการเลือกจุด W/S เท่ากับ 150.986 N/m² และเลือกจุด P/W เท่ากับ 5.5 W/N ซึ่งในการเลือกจุดของค่า P/W จำเป็นต้องเลือกจุดที่ต่ำที่สุดเพื่อให้ได้กำลังขับน้อยที่สุด เพื่อให้ได้มอเตอร์ที่มีกำลังขับน้อยที่สุด ในการบินเดินทาง

3.1.4 การประมาณค่ากำลังขับและพลังงานที่ใช้ในการบินเดินทาง (Forward Flight Power and Energy estimation)

3.1.4.1 การประมาณพลังงานที่ใช้ซึ่งเป็นที่มาของค่าความจุแบตเตอรี่ของอากาศยาน สามารถคำนวณได้ ดังนี้

การคำนวณพลังงานไฟฟ้าของการบินเดินทางด้วยความเร็วคงที่ ที่กำหนด 18 m/s โดยใช้เวลา 2 hr

ในการปฏิบัติการกิจ

จากสมการกำลังขับที่ต้องการ (Power required, P_r) ของการบินตรงระดับด้วยความเร็วคงที่ ดังสมการที่ (5)

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho V S} \left(\frac{1}{\pi e A R} \right) \quad (5)$$

และสมการกำลังทางไฟฟ้าที่ต้องการ (Electric power, P_e) ดังสมการที่ (6) และสมการที่ (7)

$$P_e = \frac{P_r}{\eta_m \eta_p} \quad (6)$$

$$P_e = I E \quad (7)$$

โดยที่ I คือ กระแสไฟฟ้า หน่วย แอมแปร์ (A) E คือ ค่าความต่างศักย์ หน่วย โวลต์ (V), η_m คือ ค่าประสิทธิภาพมอเตอร์ และ η_p คือ ค่าประสิทธิภาพใบพัด จากสมการที่ (5) - (7) เมื่อแทนค่าเริ่มต้นของตัวแปรต่าง ๆ ที่กำหนดในตารางที่ 3 สามารถคำนวณอัตราการใช้กระแสไฟฟ้าในช่วงการบินเดินทางหรือ Cruise current draw ได้เท่ากับ 22.77 A (อ้างอิงจากแบตเตอรี่ 6S 22.2V) ดังนั้น จากกำหนดความต้องการของ Endurance เท่ากับ 2 hr จะมีความต้องการพลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ เท่ากับ 45,540mAh ซึ่งในงานวิจัยเลือกใช้แบตเตอรี่ชนิด 6 เซลล์แบบลิเทียมไอออน แต่อย่างไรก็ตามในการใช้งานจริง แบตเตอรี่จะถูกใช้งานเพียงแค่ 90 % Depth of discharge (DOD) ทำให้สามารถคำนวณค่าความจุของแบตเตอรี่ที่ต้องใช้เท่ากับ 50,600 mAh ดังนั้น จากข้อมูลความต้องการพลังงานไฟฟ้าดังกล่าว ในงานวิจัยนี้ได้เลือกแบตเตอรี่ลิเทียมไอออน (Li-ion 6S 52,000 mAh) น้ำหนัก 4.7 kg ดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 แบตเตอรี่สำหรับระบบการบินตรงระดับ

3.1.4.2 การประมาณแรงขับของมอเตอร์ของอากาศยาน (Motor and Propeller)

จากการกำหนดค่า P/W ในหัวข้อ 3.1.3 สามารถนำมาคำนวณหาค่ากำลังขับที่ต้องการของมอเตอร์ได้ แต่อย่างไรก็ตามเพื่อความสะดวกในการเลือกขนาดกำลังขับของมอเตอร์ที่เหมาะสม ในงานวิจัยนี้ จะเลือกขนาดมอเตอร์และใบพัดโดยใช้ขนาดของแรงขับที่ต้องการ ทั้งนี้เนื่องจากข้อมูลขนาดมอเตอร์และใบพัดในท้องตลาดโดยส่วนใหญ่จะบอกคุณลักษณะของขนาดของแรงขับที่ได้ ดังนั้น การเปลี่ยนค่ากำลังขับเป็นแรงขับ สามารถทำได้โดยการเปลี่ยนค่า P/W เป็นค่าแรงขับต่อน้ำหนัก หรือ Thrust to Weight ratio (T/W) ด้วยการหารความเร็วในการบินเดินทาง

ดังนั้น จากการกำหนดค่า P/W เท่ากับ 5.5 W/N เมื่อหารความเร็วเดินทาง 18 m/s จะทำให้ได้ค่า T/W เท่ากับ 0.5 ซึ่งค่าที่ได้จะมีความสอดคล้องกับข้อมูลทางสถิติ [4] ซึ่งกำหนดค่าที่เหมาะสมของ T/W มีค่าอยู่ระหว่าง 0.3 ถึง 0.5 ซึ่งสามารถทำให้คำนวณค่าแรงขับของมอเตอร์และใบพัด ที่เหมาะสมได้เท่ากับ 8.341 kg โดยงานวิจัยนี้ ได้เลือก ระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า (มอเตอร์และใบพัด) คือ รุ่น Dual sky 5322 6S 380KV (น้ำหนัก 510 g) ใบพัด ขนาด 18"x10" ที่สามารถให้แรงขับเท่ากับ 9.678 kg ดังปรากฏในรูปที่ 9



รูปที่ 9 มอเตอร์สำหรับระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า

3.1.5 การประมาณค่ากำลังขับและพลังงานที่ใช้ในการบินขึ้นและลงทางดิ่ง

ดังได้กล่าวไปแล้ว เนื่องจากระบบ VTOL แบบ SLT มีการแยกส่วนการทำงานกันอย่างชัดเจน ดังนั้นการหาค่า สมรรถนะวิกฤตสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้จึงสามารถทำแยกส่วนกันได้ โดยในหัวข้อนี้ การหาค่า สมรรถนะวิกฤตของระบบขับเคลื่อนขึ้นและลงทางดิ่ง สามารถหาได้จากแหล่งข้อมูลทางสถิติเพื่อกำหนดเลือกใช้ขนาด ใบพัดและมอเตอร์ที่เหมาะสม ทั้งนี้เพื่อความสะดวกในการออกแบบและปรับปรุง

ในการคำนวณหาค่ากำลังขับมอเตอร์ในระบบ VTOL โดยใช้วิธีเชิงสถิติ [18] พบว่า จากข้อมูลทางสถิติ ค่าแรงขับต่อน้ำหนัก หรือ ค่า T/W ของระบบอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT มีค่าอยู่ระหว่าง 1.2 ถึง 1.5 ซึ่งจาก น้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับมีค่าเท่ากับ 18.18 kg หรือ 178.164 N จะทำให้แรงขับที่ต้องการเท่ากับ 213.7968 N หรือ 21.816 kg ดังนั้นจะได้แรงขับของมอเตอร์แต่ละตัวมีค่าเท่ากับ 5.454 kg (ทั้งหมด 4 ตัว และ เลือก $T/W = 1.2$)

จากข้อมูลดังกล่าวทำให้สามารถเลือกมอเตอร์ในส่วนของระบบ VTOL ได้ คือ ยี่ห้อ Hobby-wing รุ่น X6 KV180 12S (44.4V) ใบพัดขนาด 23"x 8.8" ที่สามารถให้แรงขับสูงสุด เท่ากับ 12 kg (น้ำหนักมอเตอร์และใบพัดรวม 710 g) ดังรูปที่ 10



รูปที่ 10 มอเตอร์สำหรับระบบ VTOL

สำหรับการเลือกแบตเตอรี่ในส่วนของระบบ VTOL นั้นใช้วิธีการคำนวณ ดังนี้ พลังงานที่ใช้ในการขึ้นและลงทางดิ่ง (3 min.)

$$\begin{aligned} E_{(T/O\&L/D)} &= I \times t \times \text{motors} \times 1,000 \text{ mAh} \\ &= 17.8 \times 3 / 60 \times 4 \times 1,000 \\ &= 3,560 \text{ mAh} \end{aligned}$$

โดยที่ E คือ พลังงานแบตเตอรี่ที่ใช้ในการขึ้นและลงทางดิ่ง (mAh), I คือ กระแสไฟฟ้า (A) ที่ใช้ในการขึ้นและลงแนวดิ่ง (โดยใช้อัตราการขึ้นและลงทางดิ่ง 1 m/s) และ t คือ เวลา (hr)

เมื่อพิจารณาการคิดประสิทธิภาพการใช้งาน DOD 90% จะสามารถคำนวณพลังงานที่ต้องการให้กับระบบ VTOL ได้เท่ากับ 3,955 mAh ดังนั้นจึงสามารถดำเนินการเลือกขนาดความจุแบตเตอรี่ได้ โดยคณะวิจัยได้เลือกแบตเตอรี่รุ่น ManiaX 22.2V 5,100 mAh 70C (น้ำหนัก 780 g) ดังรูปที่ 11 จำนวน 2 ชุดต่ออนุกรมกันเพื่อให้ขนาดความต่างศักย์เหมาะสมกับระบบมอเตอร์ที่เลือกใช้ ดังรูปที่ 11



รูปที่ 11 แบตเตอรี่สำหรับระบบ VTOL

3.1.6 การประเมินน้ำหนักรวมขั้นตอนสุดท้าย

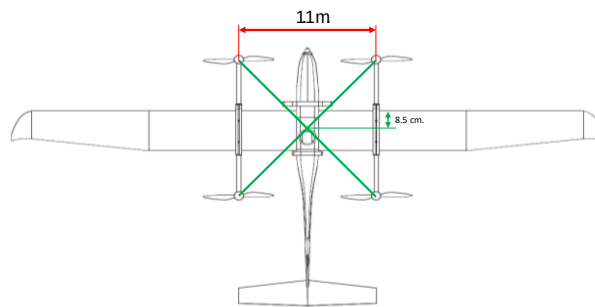
สำหรับในขั้นตอนสุดท้ายของการออกแบบ คือการคำนวณแบบวนซ้ำของเงื่อนไขน้ำหนักรวม โดยเงื่อนไข คือ ถ้าการคำนวณลำดับครั้งถัดไป มีค่าใกล้เคียงกับน้ำหนักรวมที่ได้ในลำดับก่อนหน้า การคำนวณในการออกแบบจะถือว่าเสร็จสิ้น ซึ่งการคำนวณแบบวนซ้ำในขั้นตอนนี้มีทั้งหมดเพียง 3 รอบ ทำให้ได้คำตอบที่เป็นไปตามเงื่อนไขของการคำนวณ ซึ่งค่าตัวแปร ขอบเขตสมรรถนะที่เหมาะสม คือ $W/S = 156.96 \text{ N/m}^2$ และ $P/W = 5.7 \text{ W/N}$ โดยมีผลลัพธ์ของน้ำหนักรวมเท่ากับ 18.6 kg

3.1.7 การดำเนินงานวาดแบบโครงร่างอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL

ขั้นตอนการวาดแบบโครงร่างหรือ Layout Design นับเป็นขั้นตอนสุดท้ายในการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL ให้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่ง ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้ดำเนินการวาดแบบโดยใช้โปรแกรมสร้างรูปแบบ 3 มิติ (CATIA) ดังแสดงในรูปที่ 12 และมีการแผนแบบการติดตั้งระบบ VTOL โดยใช้จุดศูนย์กลางของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X เป็นจุดอ้างอิงทั้งนี้เพื่อหลีกเลี่ยงปัญหาด้านเสถียรภาพและการควบคุมอากาศยาน ดังรูปที่ 13



รูปที่ 12 โครงร่างแบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X แบบ SLT

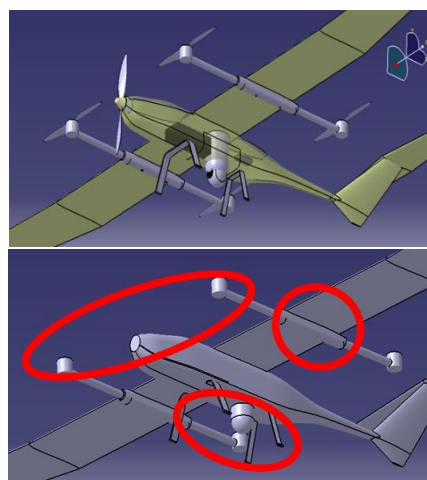


รูปที่ 13 การแผนแบบการติดตั้งระบบ VTOL ใช้จุดศูนย์กลางเป็นจุดอ้างอิง

การวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานเบื้องต้นด้วย CFD ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X แบบ SLT ถูกคำนวณโดยวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของ Finite Volume Method โดยใช้โปรแกรม Ansys Fluent 16 [19] โปรแกรมนี้ใช้เข้าไปแก้สมการรูปแบบจำลองการไหลของอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation, RANS) โดยกระแสอากาศถูกสมมติให้เป็นการไหลแบบเทอร์บูเลนต์ และการไหลในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว (Incompressible Flow) เพื่อแก้ระบบสมการ RANS เทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบ SST k- ω [20] ได้เลือกนำมาใช้ในงานวิจัยนี้ เนื่องจากโมเดลนี้ได้รับการยอมรับ จากองค์การ NASA ประเทศสหรัฐอเมริกา ว่ามีความถูกต้องแม่นยำสูงสามารถประยุกต์ใช้ได้ ในหลายรูปแบบของการไหล โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (Strong- Adverse Pressure Gradient) การไหลแยกตัวของอากาศ (Flow Separations) และการไหลในชั้นซิดผิว (Boundary Layer) [4]

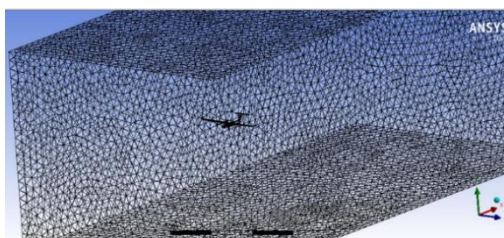
3.2 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน (Grid Generation) ของวิธีไฟไนต์วอลุ่ม

เพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS ตารางรูปแบบตาข่ายที่เป็นระเบียบ (Structured Mesh) ได้ถูกสร้างรอบตัวอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL โดยใช้โปรแกรม Ansys Meshing ซึ่งขั้นตอนนี้จะเริ่มจากการตรวจสอบรูปแบบของ CAD ของอากาศยานไร้คนขับที่สามารถทำการสร้างตาราง รูปแบบตาข่ายได้ หรือที่เรียกว่า Geometry Clean-up ดังรูปที่ 14 เนื่องจากมีผลต่อความง่ายในการสร้างตารางรูปแบบตาข่าย รวมถึงสามารถส่งผลให้เงื่อนไขการคำนวณลู่เข้าหาคำตอบได้ง่ายยิ่งขึ้น



รูปที่ 14 Geometry Clean-up

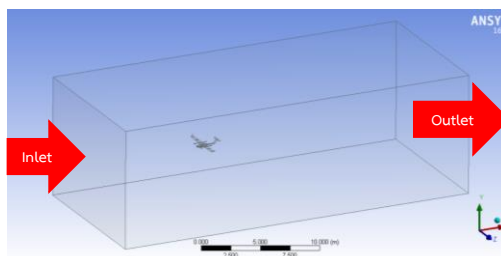
ขั้นตอนต่อไปคือ การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน ดังรูปที่ 15 ซึ่งจากรูปนี้แสดงให้เห็นว่า รายละเอียดความหนาแน่นของตารางจะอยู่บริเวณรอบลำตัวของอากาศยานและบริเวณใกล้ชั้นขี้นผิว ทั้งนี้ เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียดของกระแสอากาศไหลวนที่ท้ายลำตัวอากาศยาน และสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นขี้นผิวแบบเทอร์บูเลนต์ที่ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub Layer ที่อยู่ในชั้นขี้นผิวซึ่งมีความยากและซับซ้อนที่จะคำนวณโดยละเอียดอย่างไรก็ตามเพื่อให้ค่าความถูกต้องของ ชั้นขี้นผิวมีความแม่นยำมากขึ้นโดยใช้เทอร์บูเลนต์ SST k- ω ดังที่กล่าวไว้ในเบื้องต้นค่า y^+ ที่คำนวณได้ ถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข $y^+ < 2$ ดังนั้น ความห่างของรูปแบบตาข่าย หรือเซลล์ (Cells) ในชั้นแรกที่ติดกับผิวอากาศยานจึงมีค่าประมาณ 10^{-5} mm และสำหรับชั้นต่อไปของ Cells จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) อยู่ที่ประมาณ 1.25



รูปที่ 15 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน

3.3 เงื่อนไขและขอบเขตการไหล (Boundary Conditions)

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของโปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ แสดงดังรูปที่ 16 ซึ่งขอบเขตการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) และขอบเขตการไหลออกของอากาศ (Outflow) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงของค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับความสูง ของการบินที่ความสูง 150 - 300 m จากระดับน้ำทะเล ความเร็วในการบินระดับคือ 64.8 km/hr หรือ 18 m/s ซึ่งสามารถคำนวณเป็นย่าน Reynolds Number เท่ากับ 344,546 สำหรับค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด Viscosity Ratio การไหลเข้าของอากาศ ถูกตั้งค่า เป็น 0.1% และ 2% ตามลำดับ ที่ผิวของโมเดล ถูกตั้งค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ No-Slip Condition และอุณหภูมิผิวคงที่ Isothermal (300 K)



รูปที่ 16 เงื่อนไขและขอบเขตการไหล

เป็นที่ทราบกันดีว่าจำนวนเซลล์ในการสร้างตารางมีผลกระทบกับผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD ดังนั้นเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าที่ถูกต้องแม่นยำของผลลัพธ์ ไม่มีการแปรผันตามจำนวนเซลล์ จึงสร้างเซลล์ไว้ 3 รูปแบบ ได้แก่ 1) จำนวนเซลล์ที่หยาบ (Coarse Mesh) 2) จำนวนเซลล์ระดับกลาง (Medium Mesh) และ 3) จำนวนเซลล์ที่ละเอียด (Fine Mesh) ซึ่งผลลัพธ์ของจำนวนเซลล์แต่ละรูปแบบได้นำมาเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างเซลล์ดังตารางที่ 4

ตารางที่ 4 เปรอ์เซ็นต์ความแตกต่างของค่าอากาศพลศาสตร์ของ M Solar-X VTOL ได้จาก CFD โดยใช้จำนวนเซลล์ในระดับกลาง เป็นตัวเปรียบเทียบ

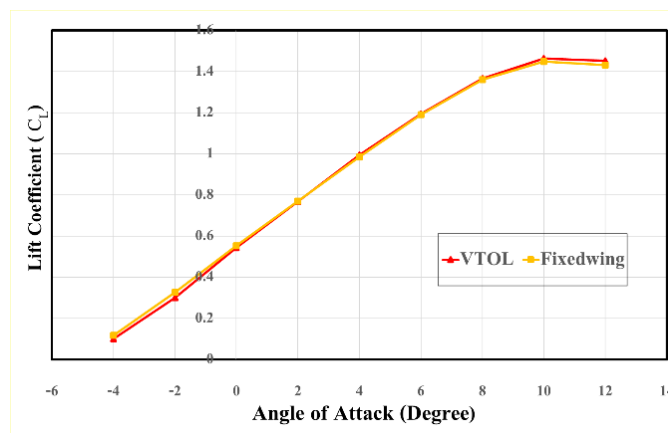
	เปอร์เซ็นต์ความแตกต่าง (%) ระหว่าง Cell รูปแบบต่าง ๆ (ที่มุมปะทะ 0 องศา)	
รูปแบบ Cell	C_D	C_L
Coarse – Medium Cell	8.3	7.7
Medium-Fine Cell	2.2	0.5

จากตารางที่ 4 พบว่า จำนวนเซลล์ในระดับกลาง Medium Mesh มีค่าความถูกต้องเพียงพอต่อการคำนวณ ดังจะเห็นได้จากผลลัพธ์ที่ได้ระหว่างรูปแบบเซลล์ทั้งสอง ได้แก่ Medium Mesh และ Fine Mesh นั้นแตกต่างกันน้อยมาก ซึ่งถือได้ว่าจำนวนเซลล์ไม่มีผลกระทบต่อผลลัพธ์ CFD อีกต่อไป แม้จะมีการเพิ่มจำนวนเซลล์ขึ้นไปอีก ดังนั้นจึงไม่มีความจำเป็นในการเพิ่มจำนวนเซลล์เพื่อให้ได้มาซึ่งคำตอบที่ถูกต้อง

4. ผลการวิจัยจากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD

4.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient, C_L)

รูปที่ 17 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L ที่ได้จากโปรแกรม CFD กับมุมปะทะ (Angle of Attack, AOA) ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL พบว่า ที่มุม AOA -5° ค่า C_L เท่ากับศูนย์ และที่ AOA 0° ค่า C_L มีค่าประมาณ 0.52 สำหรับค่า $C_{L_{max}}$ เกิดขึ้นที่ AOA 8° โดยมีค่าประมาณ 1.42 ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้ปีกเริ่มมีอาการสั่นเนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีกเกิดขึ้นหรืออาการเริ่ม Stall สำหรับค่าความชันของสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงที่เป็นเชิงเส้น กล่าวคือตั้งแต่ AOA -5° ถึง 8° องศา จะมีค่าประมาณ 5.73 rad^{-1} หรือ 0.1 deg^{-1}

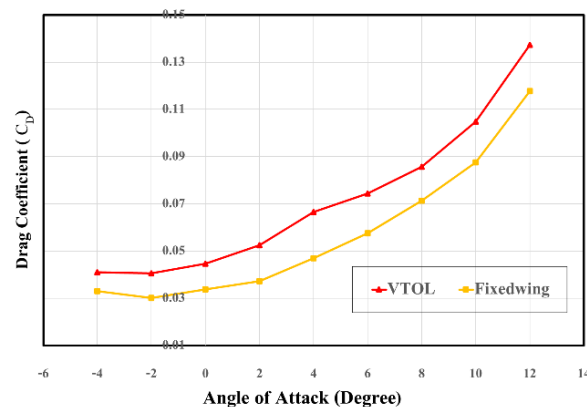


รูปที่ 17 การเปรียบเทียบกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L กับ AOA ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

นอกจากนี้ เมื่อพิจารณาผลกระทบของการติดตั้งระบบ VTOL จากการเปรียบเทียบค่า C_L ของอากาศยานไร้คนขับ VTOL และอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing (จากข้อมูลอ้างอิง [7]) พบว่าค่า C_L ของอากาศยานไร้คนขับทั้ง 2 รูปแบบมีค่าไม่แตกต่างกันเป็นนัยสำคัญ โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 0.5 % ตลอดทุกมุมปะทะในเงื่อนไขการคำนวณ แสดงให้เห็นว่าระบบ VTOL ส่งผลน้อยมากต่อค่า C_L

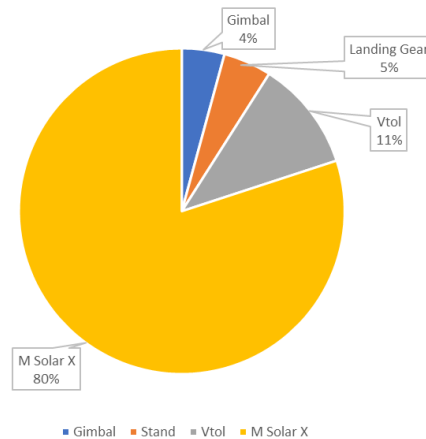
4.2 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient, C_D)

จากรูปที่ 18 แสดงกราฟผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL พบว่าค่า C_D มีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะ โดยมีเส้นโปรไฟล์เป็นรูปพาราโบลาอย่างชัดเจน คุณลักษณะของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดเกิดที่ AOA -3° ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของโปรไฟล์รูปแบบ พาราโบลาและเป็นจุดที่มีค่า C_L เท่ากับประมาณ 0.216 โดยจุดนี้มี C_D มีค่าประมาณ 0.0412 และที่ AOA ต่ำหรือมุมที่ใช้ในการบินตรงระดับอากาศยานไร้คนขับมี C_D เท่ากับ 0.0444 - 0.0613 เมื่อ AOA สูงขึ้นในช่วงใกล้มุม Stall ค่า C_D จะเพิ่มขึ้น อย่างรวดเร็ว โดยสังเกตจากความชันที่สูงขึ้นในช่วง AOA 6° ขึ้นไป



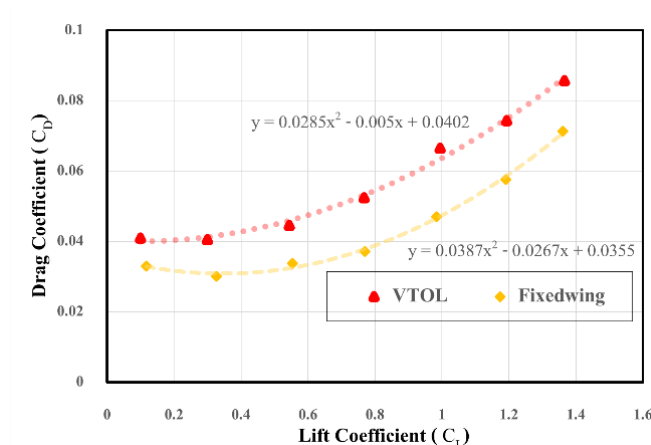
รูปที่ 18 การเปรียบเทียบกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_D กับ AOA ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

เมื่อพิจารณาผลกระทบของการติดตั้งระบบ VTOL จากการเปรียบเทียบค่า C_D ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL และอากาศยานไร้คนขับแบบ M Solar-X Fixed-wing (จากข้อมูลอ้างอิง [7]) พบว่า M Solar-X VTOL จะมีแรงต้านที่มากกว่า M Solar-X อย่างมีนัยสำคัญโดยเฉลี่ยประมาณ 18 - 25 % ตลอดทุก AOA ที่ทำการศึกษา ซึ่งเมื่อวิเคราะห์เงื่อนไขในสภาวะการบินตรงระดับที่ AOA 2° ดังรูปที่ 19 พบว่า C_D ที่เพิ่มขึ้นโดยส่วนใหญ่ จะเกิดบนระบบ VTOL ที่ติดตั้งเพิ่มขึ้นยกตัวอย่างเช่น ส่วนชุดระบบ VTOL เป็นส่วนประกอบที่มีแรงต้านมากที่สุดถึง 11 % ส่วนขาตั้ง (Landing Gear) 5 % ซึ่ง ข้อมูลการกระจายส่วนของแรงต้านเหล่านี้จะเป็นประโยชน์ในการพัฒนาต่อยอดเพื่อเพิ่มสมรรถนะของอากาศยานได้ต่อไป



รูปที่ 19 แผนภูมิวงกลมแสดงการเปรียบเทียบอัตราส่วนค่า C_D

รูปที่ 20 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ C_D หรือ Drag polar เพื่อ Plot หาค่าสมการความสัมพันธ์หรือเส้นแนวโน้ม (Trendline) ให้ได้มาซึ่งค่า C_D ที่แรงยกเท่ากับศูนย์ (Zero-lift Drag Coefficient) ซึ่งมีความสำคัญในการตรวจสอบความถูกต้องของการกำหนดค่า C_{D0} ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้ค่านี้จะส่งผลกระทบต่อปริมาณกำลังขับและพลังงานที่ต้องใช้ในการบินเดินทางต่อไป



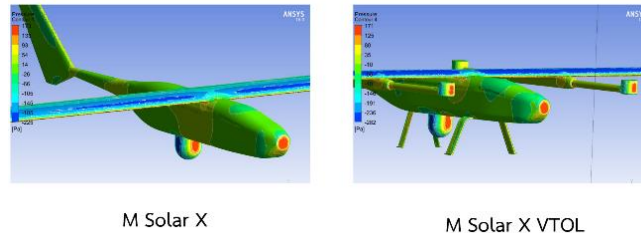
รูปที่ 20 การเปรียบเทียบระหว่างกราฟ Drag polar ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL และ M Solar-X Fixed-wing

จากรูป 20 จะพบว่ากราฟโปรไฟล์รูปพาราโบลาของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีค่าที่สูงกว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และจากเส้นแนวโน้ม จะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่แรงยกเท่ากับศูนย์ (Zero-lift Drag Coefficient, C_{D0}) ของ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL จะมีค่าเท่ากับ 0.0378 และ 0.0473 ตามลำดับ (โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเพิ่มขึ้น 25.13%)

4.3 การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพของการจำลองรูปแบบการกระจายความดัน (Pressure Contour) บริเวณรอบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

ในรูปที่ 21 แสดงถึงการกระจายความดันบริเวณรอบอากาศยาน M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL ในรูปแบบของระดับสีในสภาวะการบินตรงระดับที่ AOA 2° โดยผลลัพธ์แสดงถึงการกระจายตัวของความดันโดยรอบ ซึ่งแสดงให้เห็นที่มาของการเกิดแรงต้านที่เพิ่มขึ้นในกรณีที่มีการติดตั้งระบบ VTOL เมื่อเปรียบเทียบกับกรณีไม่มีการติดตั้งระบบ VTOL

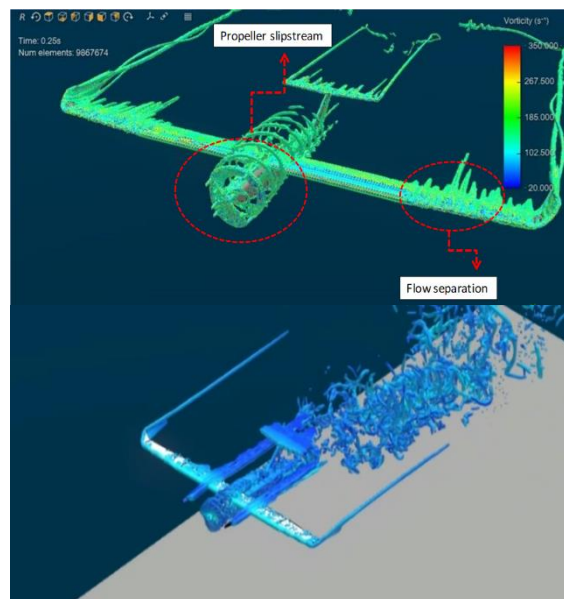
โดยจะพบว่าจุดที่มีความดันสูงในส่วนของ M Solar-X Fixed-wing จะมีอยู่สองจุดคือ ส่วนหัวอากาศยานและส่วนกลิ้งใต้อากาศยาน ซึ่งจุดที่มีความดันสูงในส่วนของ M Solar-X VTOL จะมีเพิ่มเติมคือส่วนของแขนระบบ VTOL ซึ่งเป็นสาเหตุหลักที่ทำให้เกิดแรงต้านเนื่องจากความดัน (Pressure Drag) ที่เพิ่มขึ้น



รูปที่ 21 การกระจายความดันบริเวณรอบอากาศยาน M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL ในรูปแบบของระดับสี

4.4 การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพของการจำลองรูปแบบการไหล (Flow visualization) บริเวณรอบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

รูปที่ 22 แสดงถึงการเปรียบเทียบการจำลองการไหลของกระแสอากาศผ่านอากาศยานไร้คนขับทั้ง 2 รูปแบบในสภาวะการบินตรงระดับที่มุมปะทะ 2° เพื่อเปรียบเทียบผลกระทบที่เกิดจากการติดตั้งระบบ VTOL จากรูปแสดงให้เห็นที่มาของการเกิดแรงต้านที่เพิ่มขึ้นในกรณีที่มีการติดตั้งระบบ VTOL เมื่อเปรียบเทียบกรณีไม่มีการติดตั้งระบบ VTOL ทั้งนี้เนื่องจากรูปทรงของระบบ VTOL มีรูปทรงที่ด้านการไหลของกระแสอากาศอย่างชัดเจน โดยเฉพาะรูปทรงของมอเตอร์ส่งผลให้เกิดการไหลแยกตัวของกระแสอากาศด้านหลัง รวมถึงส่งผลให้เกิดกระแสอากาศหมุนวน (wake) เป็นบริเวณกว้างอย่างมีนัยสำคัญ โดยสามารถสังเกตได้จากเส้นกระแสอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ทอดยาวจากบริเวณส่วนท้ายของมอเตอร์ไปตลอดแนวลำตัวอากาศยาน ดังรูปที่ 22 ซึ่งเป็นหลักฐานเชิงประจักษ์ของที่มาของแรงต้านที่เพิ่มขึ้นอย่างมีนัยสำคัญของระบบขึ้นและลงทางดิ่งที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง



รูปที่ 22 การเปรียบเทียบการจำลองการไหลของกระแสอากาศบริเวณรอบอากาศยานไร้คนขับทั้ง 2 รูปแบบในสภาวะการบินตรงระดับที่ AOA 2°

4.5 การคำนวณสมรรถนะเบื้องต้น

ดังได้กล่าวไปแล้ว จุดมุ่งหมายของการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับด้วยวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของการออกแบบเชิงหลักการ (Conceptual Design) เนื่องจากการออกแบบได้มีการกำหนดค่าโดยใช้ข้อมูลทางสถิติ ซึ่งอาจมีความคลาดเคลื่อน โดยในการวิเคราะห์ค่าสมรรถนะประกอบด้วย Endurance และ Stall Speed โดยใช้ทฤษฎีสมรรถนะของอากาศยานที่ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้า

4.5.1 สมรรถนะการบินทนนาน (Endurance)

การคำนวณสมรรถนะด้านการบินทนนานสามารถหาได้จากสมการที่ (8) โดยมีสมการดังนี้

$$E = \frac{(\text{const})V_{\text{batt}}C_{\text{batt}}}{P_{\text{req}}} \quad (8)$$

โดยที่ E คือ สมรรถนะการบินทนนาน

C_{batt} คือ ค่าความจุพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่มีหน่วยเป็นจูล ซึ่งในการวิจัยนี้ ค่าความจุพลังงานไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 52,000 mAh

V_{batt} คือ แรงดันของแบตเตอรี่ ซึ่งในการวิจัยนี้ใช้แบตเตอรี่ 6 S เท่ากับ 22.2 v

P_{req} คือ กำลังที่ต้องใช้ในการบินตรงบินระดับ ซึ่งคำนวณจากสมการที่ (5) โดยใช้ค่า C_{D0} ที่ได้จากผลลัพธ์การวิเคราะห์ด้วยวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล ซึ่งมีค่าเท่ากับ 0.0473 โดยใช้ค่าประสิทธิภาพโดยรวมของแบตเตอรี่และมอเตอร์เท่ากับ 54 % (จาก 60% ของมอเตอร์และ 90 % ของแบตเตอรี่) ที่สภาวะการบินตรงระดับที่ความสูง 150 m จากระดับน้ำทะเล

(const) คือ ค่าที่ใช้ในการแปลงหน่วยเท่ากับ 3.6 ใน mAh เป็น Asec

จากการคำนวณสมรรถนะด้านการบินทนนานของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL พบว่า ผลลัพธ์สมรรถนะด้านการบินทนมีค่าสูงสุดเท่ากับ 2.21 hr หรือ 2 hr 13 min ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขความต้องการในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการที่เงื่อนไขสภาวะการบินตรงระดับที่ความเร็ว 18 m/s ในสภาวะการบินตรงบินระดับ ที่ความสูง 150 m จากระดับน้ำทะเล

4.5.2 ความเร็วร่วงหล่น (Stall Speed)

ในหัวข้อนี้เป็นการคำนวณหาค่าสมรรถนะความเร็วร่วงหล่นที่อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL สามารถบินตรงระดับอยู่ได้ในสภาวะการบินที่ใช้ความเร็วต่ำที่สุดหรือความเร็วในสภาวะร่วงหล่นของอากาศยาน โดยสมรรถนะนี้สามารถคำนวณหาได้จากสมการที่ (9)

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2w}{\rho S C_{L_{\text{max}}}}} \quad (9)$$

โดยที่ $C_{L_{\text{max}}}$ คือค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ซึ่งมีผลลัพธ์จากการวิเคราะห์เท่ากับ 1.42 ดังนั้นจะสามารถคำนวณหาค่าความเร็วร่วงหล่น หรือ V_{stall} ได้เท่ากับ 13.47 m/s ซึ่งมีความสอดคล้องกับกับเงื่อนไขความต้องการในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ

5. สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเพื่อออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางคั้ง โดยใช้ระบบ VTOL แบบ SLT โดยกระบวนการออกแบบมีความง่าย ไม่ซับซ้อน เนื่องจากระบบ VTOL ประเภทนี้มีระบบขับเคลื่อนที่แยกกันอย่างชัดเจน นอกจากนี้ ในงานวิจัยนี้ได้นำกระบวนการวิเคราะห์ห่อากาศ-พลศาสตร์อย่างละเอียดโดย CFD เข้ากับระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้เพื่อตรวจสอบความเชื่อถือได้ของผลลัพธ์กระบวนการออกแบบ

จากผลลัพธ์การออกแบบและปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing เพื่อให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางคั้ง พบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีน้ำหนักรวมเท่ากับ 18.9 kg (น้ำหนักเพิ่มมากขึ้นจากเดิม 57.5 %) ในส่วนของการวิเคราะห์ห่อากาศ-พลศาสตร์เฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรม CFD พบว่า ระบบ VTOL ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ส่งผลกระทบบกับค่า C_L น้อยมาก แต่จะส่งผลกระทบบกับค่า C_D อย่างมีนัยสำคัญ ซึ่งพบว่า ค่า C_D มีค่าสูงขึ้นโดยเฉลี่ยประมาณ 20 % และเมื่อพิจารณาผลลัพธ์การวิเคราะห์สมรรถนะอากาศยานเบื้องต้น พบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีค่าความเร็วร่วงหล่นเท่ากับ 13.4 m/s และสมรรถนะการบินทนนานสูงสุดเท่ากับ 2.21 hr หรือ 2 hr 13 min ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขกำหนดความต้องการปฏิบัติการกิจ

6. ข้อเสนอแนะงานวิจัยในอนาคต

ควรดำเนินการหาแนวทางการลดแรงต้านและแนวทางการลดน้ำหนักรวมของอากาศยานไร้คนขับ โดยเฉพาะระบบ VTOL ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับ ซึ่งการเพิ่มของแรงต้านและน้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับเป็นสาเหตุหลักทำให้สมรรถนะการบินทนนานลดลงอย่างมีนัยสำคัญ นอกจากนี้ควรมีการทดสอบอุโมงค์ลมเพื่อหาห่ออากาศพลศาสตร์เพื่อยืนยันความถูกต้องของผลวิเคราะห์โดยใช้โปรแกรม CFD

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Jiajan, W. (2017). Aerodynamic Study and Analysis of Airfoils and Wings of Tailless Mini-UAV. *NKRAFA Journal of Science and Technology*. 13(13): 45-56.
- [2] Royal Thai Air Force. (2017). M Solar-X UAV. Retrieved on July 10, 2023, from <https://www.facebook.com/RTAFpage/videos/289643482130295/>
- [3] Jiajan, W., Kumpoom, Klongtrujrok, J. and Yutthayanon, I. (2018). Conceptual Design of Tactical Solar Power UAV. 9International Conference on Mechanical Engineering TSME (ICoME).
- [4] Dewi, P.T., Hadi, G.S., Kusnaedi, M.R., Budiarto, A., and Budiyo. (2016). A Design of Separate Lift and Thrust Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. *The Journal of Instrumentation, Automation and Systems*. 2(2): 45-51.
- [5] Rahman, Y.A.A., Hajibeigy1, M.T., Al-Obaidi, A.H.M., and Cheah, K.H. (2018). Design and Fabrication of Small Vertical-TakeOff-Landing Unmanned Aerial Vehicle. *MATEC Web of 152Conferences*.
- [6] Dündar, O., Bilici, M., and Ünler, T. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV. *Engineering Science and Technology, an International Journal*. 23(5): 1182-1193.
- [7] Sonkar, S., Kumar, P., Puli, Y.T., George, R.C., Philip, D., and Ghosh, A.K. (2023). Design & Implementation of an Electric Fixed-wing Hybrid VTOL UAV for Asset Monitoring. *Journal of Aerospace Technology and Management*. São José dos Campos. 15(1): 8-23.

- [8] Palaia, G., Rizzo, E., and Vincenzo, B. (2019). Design of Box-wing VTOL UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 92(25):737-743.
- [9] นกคณ ปุณประเสริฐ และ วันชัย เกียรติจันทร์. (2021). การออกแบบเชิงหลักการและการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง. *วิศวกรรมลาดกระบัง*. 38(4): 130-150.
- [10] G. Landolfo. (2008). Aerodynamic and Structural Design of a small Nonplanar Wing UAV. M.S. Thesis, Dept Aerospace Eng., Univ. Dayton, Dayton, OH, USA.
- [11] Sparkletech. (2016). Eagle Hero. . Retrieved on July 25, 2023, from <https://www.sparkletech.hk/uav-product/eaglehero/>
- [12] Sparkletech, (2016). Fixed Wing VTOL Drone - Tiger Shark Battery power. Retrieved on July 25, 2023, from <https://www.sparkleuav.com/drones-vtol/fixed-wing-hybrid-drone.html>.
- [13] Sparkletech, (2016). Long Range Drones - Dragon VTOL. Retrieved on July 25, 2023, from <https://www.sparkleuav.com/drones-vtol/long-range-fixed-wing-drones.html>
- [14] Sparkletech. (2016). VTOL Survey Drone - Ranger. Retrieved on November 28, 2023, from <https://www.sparkleuav.com/drones-vtol/vtol-survey-drone.html>.
- [15] Ewatt Technology Co.,Ltd. (2016). EWG-E2V VTOL Fixed-wing UAV. Retrieved on November 28, 2023, from https://ewttechnology2010.en.ec21.com/EWG_E2V_VTOL_Fixed_wing--10777852_10777908.html.
- [16] SUAS news. (2016). JOUAV/CW-10 Electric Hybrid VTOL Fixed-wing UAV. Retrieved on November 28, 2023, from <https://www.suasnews.com/2016/06/44305/>.
- [17] Raymer D. (2012). Sizing from a Conceptual Sketch Aircraft. In *Design: A Conceptual Approach*, 5th ed. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, ch3–6, pp. 11-113.
- [18] X. Lyu, H. Gu, Y. Wang, Z. Li, S. Shen, and F. Zhang. (2017). Design and implementation of a quadrotor tail-sitter vtol uav. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*.
- [19] FLUENT. (2006). **FLUENT 6.3 User's Guide**. ANSYS Inc.
- [20] Menter, F.R. (1994). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIJ*. 32(8): 1598-1650.