

การออกแบบเชิงหลักการและการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

Conceptual Design and Aerodynamic Analysis of Tail-Sitter VTOL UAV

นภดล ปุ่นประเสริฐ¹ และ วันชัย เกียจันทร^{1,*}

¹ สำนักบัณฑิตศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช สายไหม สายไหม กรุงเทพมหานคร 10220

Noppadon Punprasert¹ and Wanchai Jiajan^{1,*}

Graduate School Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Thai Air Force, Saimai, Saimai, Bangkok, 10220, Thailand

*Corresponding Author E-mail: aerowanchai@gmail.com

Received: MMM DD, YEAR; **Revised:** MMM DD, YEAR; **Accepted:** MMM DD, YEAR

บทคัดย่อ

อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง (Tail-Sitter VTOL UAV) เป็นหนึ่งในนวัตกรรมด้านเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับที่มีแนวโน้มได้รับความนิยมสูงในการพัฒนาเพื่อนำไปประยุกต์ใช้งานในการกิจที่หลากหลายรูปแบบ ทั้งนี้เนื่องจากมีขนาดกระทัดรัด น้ำหนักเบา พกพาสะดวก และระบบไม่ซับซ้อน ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งสมรรถนะด้านระยะเวลาการบินปฏิบัติการที่เหมาะสม แต่การพัฒนาอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้ให้ตอบโจทย์ภารกิจ มีความยากและท้าทาย โดยเฉพาะอย่างยิ่งความซับซ้อนด้านการออกแบบ ดังนั้น งานวิจัยนี้จึงมีวัตถุประสงค์เพื่อสร้างกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง ที่มีความง่าย ไม่ซับซ้อน และมีวิธีการแบบตรง ๆ ในระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการอย่างเป็นขั้นตอน รวมถึงการสร้างกราฟขอบเขตสมรรถนะอากาศยานสำหรับเลือกจุดที่เหมาะสมสำหรับการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง มากไปกว่านั้น ในงานวิจัยนี้ได้ประยุกต์ใช้กระบวนการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์โดยการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) เข้ากับระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้เพื่อเปรียบเทียบผลการคำนวณกับการประมาณค่าเริ่มต้นอากาศพลศาสตร์ และสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับ เพื่อยืนยันความเชื่อถือได้ของผลลัพธ์กระบวนการออกแบบ ซึ่งผลลัพธ์จากระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการแสดงให้เห็นถึงความง่ายและความรวดเร็วในการเลือกจุดที่เหมาะสมเพื่อใช้ในการกำหนดขนาดรูปร่างอากาศยานไร้คนขับ และกำลังขับของระบบขับเคลื่อนอากาศยาน โดยปราศจากความซับซ้อนของกระบวนการออกแบบเมื่อเปรียบเทียบกับกระบวนการหาจุดที่เหมาะสมโดยใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลข

คำสำคัญ: อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง, การออกแบบเชิงหลักการ, อากาศพลศาสตร์, โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

Abstract

Tail-Sitter VTOL unmanned aerial vehicle (Tail-Sitter VTOL UAV) is one of the most popular UAV novel technology for various missions. Compact size, light weight, user-friendly, and reasonable flight endurance of this configuration are the main reasons for many applications. However, design methodology to meet the mission's requirements for this type of UAV is the most difficult and challenge, especially complexities of the design processes. The purpose of this paper is to develop a conceptual design process for Tail-Sitter VTOL UAV. This methodology is simple and straightforward methodology to generate a design procedures and performance constraint diagram for selecting the

critical performance parameters for Tail-sitter VTOL UAV systems. Moreover, to ensure the design methodology, computational fluid dynamics (CFD) is also integrated into design processes to analyze the aerodynamics of layout design. It also allows the designer to verify initial aerodynamic estimations and performance analysis. As a result, this methodology provides rapid selection of the optimum preliminary sizing parameters without the complexities compared with the traditional numerical optimization methods.

Keywords: Tail-Sitter VTOL UAV, Conceptual Design, Aerodynamics, Computational Fluid Dynamic

ศัพท์เฉพาะ

A	= พื้นที่หมุนใบพัด, m^2
AR	= อัตราส่วนระหว่างกลางปีกขยาเฉลี่ย
C_d	= สัมประสิทธิ์แรงต้านปีกเฉลี่ย
C_{dB}	= สัมประสิทธิ์แรงต้านใบพัดเฉลี่ย
D_{Do}	= สัมประสิทธิ์แรงต้านคัตตัว
e	= ประสิทธิภาพการกระจายแรงบนปีก
K	= $1/\pi e AR$
k_i	= ค่าตัวประกอบพลังงานเหนียว
S	= พื้นที่ปีก, m^2
V, V_∞	= ความเร็วการบินแนวระดับ, m/s
V_s	= ความเร็วร่วงหล่น, m/s
V_y	= ความเร็วที่ใช้ในการไต่ระดับ, m/s
$V_{y,c}$	= ความเร็วการไต่ในระดับกำหนด, m/s
V_i	= ความเร็วเหนียวใบพัด, m/s
V_{tip}	= ความเร็วปลายปีกใบพัด, m/s
W	= น้ำหนักอากาศยาน, N
W_{Empty}	= น้ำหนักเปล่าอากาศยาน, N
W_{TO}	= น้ำหนักรวมบรรทุกขึ้นอากาศยาน, N
η_p	= ประสิทธิภาพใบพัด
η_m	= ประสิทธิภาพมอเตอร์
ρ_o	= ความหนาแน่นอากาศที่ความสูงระดับน้ำทะเล, kg/m^3
ρ_c	= ความหนาแน่นอากาศที่ระดับความสูงการบินลอยตัว, kg/m^3
σ	= อัตราส่วนความแข็งใบพัด
σ_{air}	= ความหนาแน่นอากาศสัมพัทธ์
μ	= $V_\infty \cos(\alpha) / V_{tip}$
θ_{tilt}	= มุมเปลี่ยนท่าทางการบิน
α	= มุมที่กระแสอากาศกระทำต่อจานใบพัด

P = ความดันที่อากาศยาน

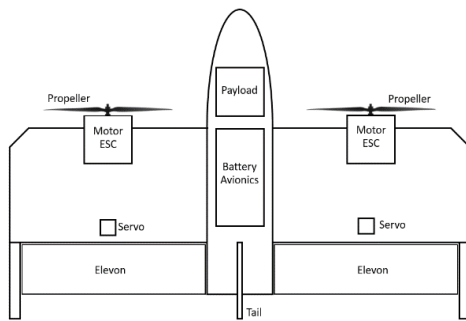
P_{atm} = ความดันบรรยากาศรอบข้าง

1. บทนำ

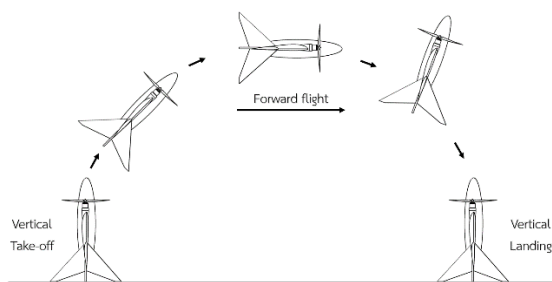
ปัจจุบัน อากาศยานไร้คนขับเป็นนวัตกรรมที่ตอบโจทย์ยุทธศาสตร์ชาติด้านเทคโนโลยีป้องกันประเทศซึ่งนอกเหนือจากการใช้งานในภารกิจด้านความมั่นคงแล้ว ยังเป็นเทคโนโลยีนำร่องในด้าน Dual-Use Technology ที่นำไปใช้งานในด้านกิจการพลเรือน ทั้งนี้เพื่อแก้ปัญหาในระดับชาติได้ เช่น การบินลาดตระเวนทางอากาศเชิงรุกเพื่อการป้องกันการบุกรุกเขตป่าสงวน การสำรวจทรัพยากรธรรมชาติและสัตว์ป่าและการบินลาดตระเวนเฝ้าตรวจแจ้งเตือนปัญหาไฟป่าและหมอกควัน เป็นต้น โดยเฉพาะอย่างยิ่งอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก ซึ่งใช้ระบบขับเคลื่อนด้วยชุดมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดโดยอาศัยแหล่งพลังงานจากแบตเตอรี่เป็นแหล่งพลังงานหลัก อากาศยานไร้คนขับประเภทนี้มีจุดแข็งในด้านความคล่องตัวในการปฏิบัติการกิจ ใช้งานง่าย มีข้อดีด้านความเงียบในการปฏิบัติการกิจ รวมไปถึงมีมูลค่าในการซ่อมแซมบำรุงต่ำ ซึ่งปัจจุบัน นวัตกรรมด้านอากาศยานไร้คนขับพลังงานไฟฟ้าขนาดเล็กได้พัฒนาอย่างต่อเนื่องเพื่อเพิ่มขีดความสามารถ และตอบสนองกับภารกิจด้านต่าง ๆ ให้มีประสิทธิภาพและประสิทธิผลมากยิ่งขึ้น

อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กขึ้น-ลงทางตั้ง (Vertical Take-Off and Landing, VTOL) เป็นหนึ่งในนวัตกรรมด้านเทคโนโลยี อากาศยานไร้คนขับที่ถูกพัฒนาขึ้นให้มีขีดความสามารถในการปฏิบัติการกิจขึ้น-ลงในพื้นที่จำกัด เช่น พื้นที่ในเขตป่าสงวน อุทยานแห่งชาติ แนวตะเข็บชายแดน เป็นต้น รวมถึงพื้นที่ที่ไม่มีสนามบินในการใช้วิ่งขึ้นและลงจอด เมื่อพิจารณาารูปแบบของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้

อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง หรือ Tail-Sitter VTOL UAV (ดังรูปที่ 1) มีแนวโน้มได้รับความนิยมสูงในการพัฒนาเพื่อนำไปประยุกต์ใช้งานในภารกิจที่หลากหลายรูปแบบ ทั้งนี้เนื่องจากมีขนาดกระทัดรัด น้ำหนักเบา พกพาสะดวก และระบบไม่ซับซ้อน ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งสมรรถนะด้านระยะเวลาการบินปฏิบัติการที่ เหมาะสมซึ่งเป็นผลที่เกิดขึ้นโดยตรงจากการออกแบบรูปทรงอากาศยานไร้คนขับที่มีลักษณะ เหมือนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยทั่วไป แต่มีความแตกต่างกันตรงลักษณะการบินในช่วง เปลี่ยนผ่านจากท่าทางการบินขึ้นลงในลักษณะแนวดิ่ง (Vertical Flight) แล้วค่อยเปลี่ยนเป็นการบินแบบแนวนอน (Horizontal Flight) หรือการบินตรงระดับในท้ายที่สุด ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง



รูปที่ 2 รูปแบบท่าทางการบินของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง

จากท่าทางการบินของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กขึ้น-ลงทางดิ่งแบบหางตั้งในรูปที่ 2 แสดงให้เห็นถึงการผสมผสานถึงจุดแข็งของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนในการขึ้น-ลงทางดิ่ง และจุดแข็งด้านสมรรถนะการบิน

ทนทาน (Endurance) ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงได้อย่างลงตัว อย่างไรก็ตามการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้ให้ตอบโจทย์ภารกิจ มีความยากและท้าทาย ทั้งในแง่ของการออกแบบอากาศยานไร้คนขับ ที่มีความถูกต้องและเชื่อถือได้ รวมถึงการใช้เวลาในการออกแบบที่มีความเหมาะสม ลดความซับซ้อนในการออกแบบ นอกจากนี้ความเข้าใจในหลักอากาศพลศาสตร์ที่ซับซ้อนในช่วงการบินเปลี่ยนผ่านหรือ Transition Flight เป็นกุญแจสำคัญเพื่อประกอบการพิจารณาในการออกแบบ

จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง [1-5] พบว่ามีงานวิจัยจำนวนมากได้แสดงผลงานวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้ในหลากหลายรูปแบบ ยกตัวอย่าง เช่น อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่ง Martial Tailsitter ที่พัฒนาโดย University of Surrey[1] อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่ง T-wing [2] และ Bidule [3] พัฒนาโดย University of Sydney ITU-Tailsitter จาก Istanbul Technical University [4] และ ATOMS Tailsitter ที่พัฒนาจาก Delft University of Technology [5] แต่อย่างไรก็ตาม ในบรรดา งานวิจัยที่กล่าวมานี้ มีเพียง อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่ง Martial Tailsitter [1] T-wing [2] และ ITU-Tailsitter [4] ที่มีการเสนอถึงที่มาของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการ และมีแหล่งข้อมูลอ้างอิงที่เปิดเผย นอกจากนี้ ในแง่ของการบินและการควบคุมอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทนี้ Dizhou 2012 [6] ได้เสนอวิธีการปรับพื้นบังคับ (Control Surface) เพื่อใช้ในการเปลี่ยนท่าทางการบินจากแนวดิ่งเป็นแนวระดับ หรือช่วง Transition Flight เพื่อลดโอกาสการขับเคลื่อนการเปลี่ยนท่าทางการบินจากการใช้ปรับเอียงมอเตอร์หรือปีก ซึ่งส่งผลให้ลดน้ำหนักและความซับซ้อนของอุปกรณ์ ทางกลได้เป็นนัยสำคัญ นอกจากนี้ในงานวิจัยนี้พบว่า ระบบขับเคลื่อนอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่งหางตั้งที่มีใบพัดจำนวนใบพัด 2 ใบ ที่ติดตั้งบนปีกทั้ง 2 ข้าง ทำให้อากาศยานรักษาเสถียรภาพการบินแนวดิ่งได้ดีที่สุดเมื่อเปรียบเทียบกับ การติดตั้งระบบขับเคลื่อนรูปแบบอื่น ๆ

สำหรับงานวิจัยในด้านการออกแบบ Stone R.H., 1999 [7] ได้แสดงวิธีการออกแบบอากาศยานไร้คนขับประเภทหางตั้งที่มีรูปแบบเป็น Canard หรือชุดควบคุมเสถียรภาพในแนวระดับที่ติดตั้งอยู่ส่วนหน้าของอากาศยานโดยใช้วิธี Multidiscipline Optimization ซึ่งวิธีการนี้มี 36 ค่าตัวแปรที่เปลี่ยนแปลงได้ และมีค่าคงที่ถึง 75 ค่า ในสมการที่รวมค่าน้ำหนักของชุดอุปกรณ์ต่าง ๆ และโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับ Bo w et al., 2015 [8] ได้เสนอวิธีการออกแบบอากาศยานประเภทนี้โดยใช้วิธีการหาจุดที่เหมาะสมโดยใช้การประมาณน้ำหนักรวมสุทธิของอากาศยานไร้คนขับเป็น Objective Function เพื่อหาตัวแปรในการกำหนดขนาดของอากาศยานไร้คนขับที่เหมาะสม ผลลัพธ์ของวิธีการได้นำไปใช้ในการปรับเทียบกับอากาศยานไร้คนขับที่ได้มีการพัฒนาแล้วเช่น อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งหางตั้ง T-wing [2] และ ITU-Tailsitter [4] เป็นต้น ทั้งนี้เพื่อสร้างความเชื่อถือได้ของกระบวนการออกแบบ Luk S. et al., 2020 [9] ได้เสนอวิธีการออกแบบขั้นต้นของอากาศยานไร้คนขับประเภทหางตั้ง โดยใช้วิธีการหาจุดที่เหมาะสมหรือ Optimization Method โดยสามารถลดระยะเวลาในการออกแบบลงได้เฉลี่ย 55 เปอร์เซ็นต์ เมื่อเปรียบเทียบกับเวลาในการหาชุดอุปกรณ์ที่เหมาะสม ทั้งนี้เพื่อแก้ปัญหการออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนขับที่มีความคลาดเคลื่อนไปจากความจริง

จากการศึกษางานวิจัยที่กล่าวมาข้างต้นพบว่า ระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบ [2-4] สามารถตอบโจทย์ให้ได้มาซึ่งขนาดและรูปร่างของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งแบบหางตั้งและสร้างความน่าเชื่อถือของกระบวนการออกแบบ แต่อย่างไรก็ตามการออกแบบด้วยวิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดยังมีความซับซ้อนในรูปแบบของสมการทางคณิตศาสตร์และมีความยาก ที่จะนำไปใช้ในการออกแบบได้ในเวลาจำกัด รวมถึงจำเป็นต้องมีการเขียนโปรแกรมเพื่อสามารถสร้างระเบียบวิธีในการคำนวณโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ได้ นอกจากนี้ระเบียบวิธีการออกแบบในแหล่งข้อมูล [2-4] โดยส่วนใหญ่ ไม่ได้รวมการคำนวณอากาศพลศาสตร์เชิงลึกของผลลัพธ์ที่ได้จากกระบวนการออกแบบเชิงหลักการ ซึ่งเป็นกุญแจสำคัญใน

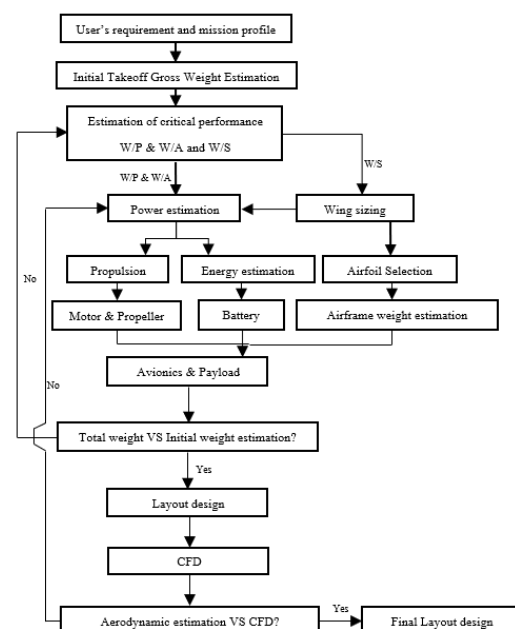
การวิเคราะห์สมรรถนะอากาศยานในเบื้องต้นที่ตอบโจทย์กับความต้องการของภารกิจที่กำหนดไว้ตั้งแต่ต้น

ดังนั้น งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์ในการสร้างระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบเชิงหลักการที่มีความง่าย ไม่ซับซ้อนเมื่อเปรียบเทียบกับกระบวนการออกแบบโดยวิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งความเชื่อถือได้ของกระบวนการออกแบบ นอกจากนี้ยังรวมกระบวนการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์อย่างละเอียดโดยการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) เข้ากับระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้เพื่อตรวจสอบความเชื่อถือได้ของผลลัพธ์กระบวนการออกแบบ

2. วิธีดำเนินการวิจัย

2.1.แผนผังวงจรกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง (Tail-Sitter VTOL UAV)

งานวิจัยนี้ได้เสนอแผนผังวงจรระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้งที่ใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นแหล่งพลังงานหลัก โดยเน้นขั้นตอนกระบวนการตามแผนผังรูปที่ 3



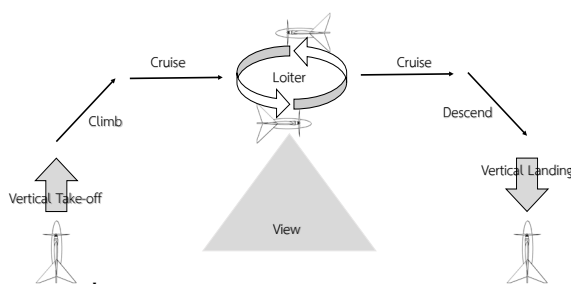
รูปที่ 3 แผนผังวงจรระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

จากรูปที่ 3 สามารถแสดงรายละเอียดของแต่ละขั้นตอนได้ดังนี้

2.1.1 การกำหนดความต้องการและรูปแบบการปฏิบัติการของอากาศยานไร้คนขับ (User's Requirements and Mission Profile)

ในงานวิจัยนี้ต้องการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่งที่มีลักษณะระบบขับเคลื่อน แบบ 2 ใบพัด (ดังรูปที่ 1) เพื่อใช้ในการฝึกลาดตระเวน เผาตรวจ และค้นหา ซึ่งมีรูปแบบการบินปฏิบัติการดังรูปที่ 4 รวมถึงได้กำหนดความต้องการเพื่อใช้ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่งไว้ดังนี้

- อากาศยานไร้คนขับต้นแบบต้องมีน้ำหนักรวมไม่เกิน 4 กิโลกรัม และมีความยาวปีกไม่เกิน 1.2 เมตร ทั้งนี้เพื่อความสะดวกในการขนส่งและง่ายต่อการใช้งาน รวมถึงสามารถใช้ปฏิบัติการได้ด้วยจำนวนคนเพียง 1-2 คน
- สามารถบรรทุกสัมภาระได้สูงสุด 800 กรัม
- สามารถบินทำภารกิจได้นานมากกว่า 1 ชั่วโมง
- มีอัตราการไต่ในการขึ้น-ลงทางดิ่งด้วยความเร็ว 1 เมตร/วินาที
- ความสูงในการบิน 150-350 เมตร
- บินเดินทางด้วยความเร็ว 16 เมตรต่อวินาที และความเร็วร่วงหล่นต่ำกว่า 12 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 4 รูปแบบการปฏิบัติการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง

2.1.2 การประมาณค่าเริ่มต้นน้ำหนักรวม (Initial Weight Estimation)

วิธีการประมาณค่าเริ่มต้นของน้ำหนักรวมอากาศยานก่อนขึ้นบิน สามารถแบ่งตามประเภทของอากาศยานที่ต้องการออกแบบ ซึ่งประกอบด้วย 2 วิธีหลัก ๆ ได้แก่ วิธีการประมาณค่า

น้ำหนักของอากาศยานประเภทที่ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงเป็นแหล่งพลังงานหลัก อ้างอิงตามทฤษฎีของ Raymer, D., 2012 [10] ซึ่งใช้หลักการคำนวณจากวิธี Fuel Weight Fraction ทั้งนี้เนื่องจากอากาศยานมีน้ำหนักที่ไม่คงที่ระหว่างทำการบินเดินทางเนื่องจากการใช้น้ำมันเชื้อเพลิง และวิธีการประมาณค่าน้ำหนักของอากาศยานที่ใช้พลังงานไฟฟ้า (Electrical Engine UAV) ตามทฤษฎีของ Giuseppe [11] ซึ่งใช้หลักการคำนวณจากค่าข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนอุปกรณ์บรรทุก (Payload) เทียบต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน หรือ Payload Weight Fraction ซึ่งจากวิธีการประมาณค่าน้ำหนักของอากาศยานตามที่กล่าวข้างต้น ในงานวิจัยนี้จะเลือกใช้วิธีการประมาณค่าน้ำหนักของอากาศยานที่ใช้พลังงานไฟฟ้าตามทฤษฎีของ Giuseppe [11] เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับใช้พลังงานไฟฟ้าในการขับเคลื่อน และน้ำหนักของอากาศยานจะมีค่าคงที่ตลอดในระหว่างทำการบินเดินทาง โดยมีรายละเอียดขั้นตอนย่อยดังต่อไปนี้

1.) การสำรวจข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนน้ำหนักกระวางบรรทุก (Payload) ต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน (Take off Gross Weight) ที่ใช้วัสดุชนิดต่าง ๆ ในการทำโครงสร้าง [11] เช่น วัสดุผสมโฟม และไม้บัลซ่า เป็นต้น โดยมีข้อมูลทางสถิติดังแสดงในตารางที่ 1

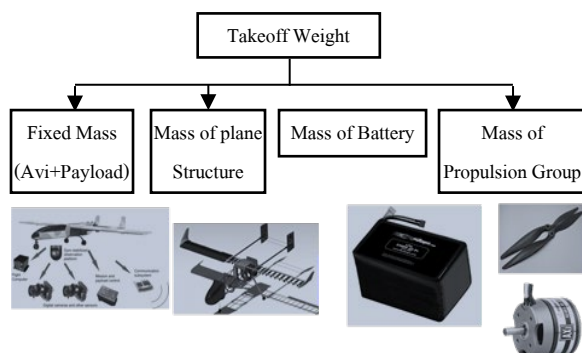
ตารางที่ 1 ข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนน้ำหนักบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยานจากชนิดของวัสดุ [11]

TYPICAL FRACTIONS	PAYLOAD
COMPOSITE	15 – 20 %
BALSA	8 – 10 %
FOAM	< 8 %

2) การเลือกอัตราส่วนน้ำหนักกระวางบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน โดยจากข้อมูลทางสถิติในตารางที่ 1 ในงานวิจัยนี้จะเลือกใช้ Payload Weight Fraction เท่ากับ 20 เปอร์เซ็นต์ เนื่องจากเหตุผล 2 ประการ คือ

2.1) งานวิจัยนี้ใช้วัสดุผสม (Composite Material) เป็นโครงสร้างหลัก จึงสามารถเลือกใช้ค่าอัตราส่วนน้ำหนักกระวาง

บรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน อยู่ในช่วง 15–20 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งน้ำหนักรวมบินขึ้นของอากาศยาน สามารถแบ่งน้ำหนักของส่วนประกอบต่าง ๆ ได้ทั้งหมด 4 ส่วน คือน้ำหนักของชุด Avionics และ Payload น้ำหนักของโครงสร้างอากาศยาน น้ำหนักของแบตเตอรี่ และน้ำหนักของชุดขับเคลื่อนอากาศยาน (มอเตอร์และใบพัด) ดังแสดงในรูปที่ 5



รูปที่ 5 ส่วนประกอบของน้ำหนักรวมของอากาศยานไร้คนขับทั้งหมด 4 ส่วน

2.2) จากการศึกษาฐานข้อมูลของการสำรวจตลาด (Market Survey) ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่งที่ใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อนทั้งหมด 6 รูปแบบ [11] พบว่า ค่าเฉลี่ยของอัตราส่วนอุปกรณ์บรรทุก (Payload) เทียบต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน หรือค่า WP/WTO มีค่าเฉลี่ยประมาณ 0.21 หรือ 21 เปอร์เซ็นต์ ดังตารางที่ 2 ซึ่งมีค่าใกล้เคียงและความสอดคล้องกับฐานข้อมูลทางสถิติในตารางที่ 1

ตารางที่ 2 ข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนน้ำหนักบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน [11]

UAV	Wingspan (m)	TOW (kg)	PL (kg)	Endurance (mins)	Cruise (m/s)	Wp/Wt
Hong hu	0.9	2	0.4	38	15	0.2
Wingtra One	1.25	3.7	0.8	58	16	0.22
Alfa Pixhawk	1.2	1.8	0.4	30	12	0.22

ตารางที่ 2 ข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนน้ำหนักบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน [11] (ต่อ)

UAV	Wingspan (m)	TOW (kg)	PL (kg)	Endurance (mins)	Cruise (m/s)	Wp/Wt
xCraft x2 Geo	0.84	1.27	0.3	45	20	0.24
Atmos Marlyn	1.6	5.7	1	50	12.5	0.18
Quantix	1	2.26	0.5	45	16.6	0.22
						0.212

ดังนั้นจากการกำหนดค่าอุปกรณ์บรรทุกหรือค่าน้ำหนัก Payload ในขั้นตอนที่ 1 (ประมาณ 0.8 กิโลกรัม) สามารถคำนวณค่าน้ำหนักรวมของอากาศยานได้โดยมีค่าประมาณน้ำหนักรวมอากาศยาน = $0.8 / 0.21 = 3.8$ กิโลกรัมก่อนวิ่งขึ้น (Take-off weight)

นอกจากนี้ ทางคณะผู้วิจัยยังสามารถกำหนดน้ำหนักเริ่มต้นจากการประมาณน้ำหนักของอุปกรณ์แต่ละชนิดในรูปที่ 5 ได้ดังปรากฏในตารางที่ 3

ตารางที่ 3 การประมาณค่าน้ำหนักบรรทุกขึ้นเริ่มต้นของอากาศยาน

Main Components	Sub-Components	Weight (g)
Avionics + Payload		
	Servos x2	150
	Receiver	100
	Flight Control	100
	Speed Control	100
	Gimbal	800
Battery		
	Li-po Battery	950
Propulsion Group		
	Vertical Thrust Motor x2	600
Airframe		
	Empty Airframe	1,000
Initial Total Weight		3,800

2.1.3 การประมาณค่าสมรรถนะวิกฤติ ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง (Estimation of Critical Performance)

ขั้นตอนนี้เป็นหัวใจสำคัญของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่งจากที่กล่าวไปแล้วในหัวข้อที่ 1 อากาศยานไร้คนขับมีรูปแบบการบินที่ผสมผสานระหว่างอากาศยานแบบปีกหมุนในการขึ้น-ลงทางดิ่งและการบินในลักษณะแบบปีกตรึงในการบินเดินทาง ดังนั้นในงานวิจัยนี้ได้กำหนดหลักการในการเลือกใช้สมการสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับที่เป็นลักษณะลูกผสมระหว่างอากาศยานแบบปีกหมุนและปีกตรึงเครื่องยนต์ใบพัดเข้าด้วยกัน ซึ่งอ้างอิงจาก Johnson W., 1980 [12] และ Raymer, D., 2012 [10] ทั้งนี้เพื่อหาจุดที่เหมาะสมของค่าตัวแปรที่สำคัญที่ประกอบด้วย ค่า Power loading (W/P) ค่า Wing Loading (W/S) และ ค่า Disk Loading (W/A) ซึ่งตัวแปรเหล่านี้สามารถนำไปใช้ในการคำนวณกำหนดขนาดและรูปร่าง รวมทั้งกำลังของระบบขับเคลื่อนของอากาศยานไร้คนขับได้ต่อไป

1) สมการขอบเขตของสมรรถนะอากาศยานแบบปีกหมุน (Rotorcraft Performance Constraints Equation)

ในการกำหนดหาขนาดของอากาศยานแบบปีกหมุนขึ้นลงทางดิ่ง Kamal M.A. และ Alex, R., 2018 [13] ได้เสนอรูปแบบสมการสมรรถนะเพื่อกำหนดขอบเขตการกำหนดขนาดใบพัดและระบบขับเคลื่อนอากาศยานโดยอ้างอิงสมการพื้นฐานสมรรถนะของอากาศยานแบบปีกหมุน [12] ซึ่งในรูปแบบการบินของอากาศยานแบบปีกหมุน นั้นจะมีท่าทางการบินแบบขึ้นลงทางดิ่ง และบินรักษาระดับแบบลอยตัวในแนวดิ่ง ดังนั้นจำเป็นต้องนำสมการสมรรถนะของอากาศยานปีกหมุนพื้นฐานมาคำนวณโดยอ้างอิงจากทฤษฎีอากาศยานแบบปีกหมุน [12] ซึ่งสมการสมรรถนะจะเป็นตัวกำหนดขนาดของกำลังระบบขับเคลื่อนที่เหมาะสมและเพียงพอในการยกน้ำหนักอากาศยานที่ประมาณไว้ โดยสมการเหล่านี้ ประกอบด้วย สมการสมรรถนะการลอยตัวนิ่งของอากาศยาน (Hovering Flight Performance) สมการสมรรถนะการบินไต่ขึ้น-ลงแนวดิ่ง (Vertical Climb Flight Performance) สมการสมรรถนะการบินไปข้างหน้าด้วย

ท่าทางแบบปีกหมุน (Transition Flight Performance) และ สมรรถนะการบินลอยตัวในระดับความสูงที่กำหนด (Hovering Ceiling) โดยมีสมการสมรรถนะดังต่อไปนี้

1.1) สมการที่ (1) สมรรถนะการลอยตัวนิ่งของอากาศยาน (Hovering Flight Performance)

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \left(\frac{k_f \frac{W^2}{\sqrt{2\rho A}} + \rho A V_{tip}^3 \left(\frac{\sigma_{cdB}}{8}\right)}{k_f \frac{W^2}{\sqrt{2\rho A}} \left(\frac{W}{P}\right)^{\frac{1}{2p}} + \frac{\rho A V_{tip}^3 \left(\frac{\sigma_{cdB}}{8}\right)}{\left(\frac{W}{P}\right)^{\frac{1}{2p}}}} \right) \quad (1)$$

1.2) สมการที่ (2) สมรรถนะการบินไต่ขึ้น-ลงแนวดิ่ง (Vertical Climb Flight Performance)

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{1}{V_y \cdot \frac{k_f V_y}{2} + \frac{k_f}{2} \sqrt{V_y^2 + \frac{2}{\rho_0} \left(\frac{W}{A}\right) + \frac{\rho_0 V_{tip}^3 \left(\frac{\sigma_{cdB}}{8}\right)}{\left(\frac{W}{A}\right)}}} \quad (2)$$

1.3) สมการที่ (3) สมรรถนะการลอยตัวที่ความสูงกำหนด (Hovering Ceiling Performance)

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\sigma_{air}}{V_{yc} \cdot \frac{k_f V_{yc}}{2} + \frac{k_f}{2} \sqrt{V_{yc}^2 + \frac{2}{\rho_c} \left(\frac{W}{A}\right) + \frac{\rho_0 V_{tip}^3 \left(\frac{\sigma_{cdB}}{8}\right)}{\left(\frac{W}{A}\right)}}} \quad (3)$$

1.4) สมรรถนะการบินไปข้างหน้าด้วยท่าทางแบบปีกหมุน (Transition Flight Performance) ดังสมการที่ (4)

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{1}{\frac{k_f}{\sin(\theta_{tilt})} \sqrt{\frac{V_\infty^2}{2} + \left(\frac{V_\infty^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{W}{2\rho \sin(\theta_{tilt}) A}\right)^2} + \frac{\rho V_{tip}^3 \left(\frac{\sigma_{cdB}}{8}\right) (1 + 4.6\mu^2)}{\left(\frac{W}{A}\right)} + \left(0.5\rho_0 V_\infty^3 C_{ad} \left(\frac{S}{W}\right) + \frac{2K}{\rho_0 V_\infty} \left(\frac{W}{S}\right)} \right) \quad (4)$$

จากสมการที่ (1)–(4) เพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณ จำเป็นต้องมีการกำหนดตัวแปรในสมการตามข้อมูลบันทึกที่ได้จากการทดลองและข้อมูลทางสถิติที่คาดว่าจะมีอิทธิพลมากที่สุดต่อการเลือกจุดที่เหมาะสมในการออกแบบ [13] รวมถึงค่าที่กำหนดขึ้นตามความต้องการสมรรถนะของอากาศยานที่กำหนดไว้ในขั้นตอนการออกแบบที่ 1 ดังปรากฏในตารางที่ 4 จากนั้นจึงนำค่าตัวแปรเหล่านี้แทนเข้าในสมการที่ (1)–(4) ซึ่งเมื่อนำสมการไปสร้างกราฟ จะได้กราฟที่มีความสัมพันธ์ระหว่าง W/A

(Disk Loading) กับ W/HP (Power Loading) โดยค่า W/A จะใช้เพื่อกำหนดขนาดของใบพัดที่ต้องใช้ในการบินขึ้น-ลงทางคิ่ง และในส่วนของ W/HP จะสามารถนำไปคำนวณกำลังของระบบขับเคลื่อนที่เหมาะสมได้ต่อไป

ตารางที่ 4 การกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นในสมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบปีกหมุน

Vy (m/s)	A (m ²)	Vtip (m/s)	σ
1	0.17118	145.229	0.04
ki	Vy,c (m/s)	Cd _B	V _∞ (m/s)
1.15	0.5	0.018	16

2) สมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบปีกตรึง

(Fixed-Wing Performance Constraints Equation)

ในการคำนวณเพื่อกำหนดขนาดอากาศยานแบบปีกตรึง รวมถึงกำลังของระบบขับเคลื่อนที่เหมาะสมเพื่อใช้ในการการบินตรงระดับ สามารถคำนวณโดยใช้สมการขอบเขตสมรรถนะของอากาศยานแบบปีกตรึงระบบขับเคลื่อนแบบใบพัดได้โดยอ้างอิงวิธีการจาก Raymer, P., 2012 [10] ซึ่งมีปรากฏในสมการที่ (5)–(8) ดังนี้

2.1) สมการสมรรถนะการเลี้ยว (Turn Performance)

$$\left(\frac{W}{HP}\right) = \frac{1}{\frac{1}{550\eta_p} \left[\frac{1}{2} \rho V^3 C_{d0} \left(\frac{S}{W}\right) + 2K \frac{W^2}{\rho V^3} \right]} \quad (5)$$

2.2) สมการสมรรถนะการบินทนนาน (Endurance Performance)

$$\left(\frac{W}{HP}\right) = \frac{1}{\frac{4}{550\eta_p} C_{d0} \frac{1}{K} \left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{3}{4}} \left(\frac{2W}{\rho S}\right)^{\frac{1}{2}}} \quad (6)$$

2.3) สมการสมรรถนะการบินเดินทาง (Cruise Performance)

$$\left(\frac{W}{HP}\right) = \frac{1}{\frac{2}{550\eta_p} C_{d0} \frac{1}{K} \left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{3}{4}} \left(\frac{2W}{\rho S}\right)^{\frac{1}{2}}} \quad (7)$$

2.4) สมการสมรรถนะการร่วงหล่น (Stall Performance)

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{\rho}{2} C_{L_{max}} V_{SO}^2 \quad (8)$$

จากสมการที่ (5)–(8) เพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณจำเป็นต้องมีการกำหนดตัวแปรในสมการตามข้อมูลบันทึกที่ได้จากการทดลองและข้อมูลทางสถิติซึ่งจะมีลักษณะการดำเนินการเช่นเดียวกันกับการคำนวณสมรรถนะอากาศยานปีกหมุน รวมถึงค่าที่กำหนดขึ้นตามความต้องการสมรรถนะของอากาศยานที่กำหนดไว้ในกรออกแบบสมรรถนะของอากาศยานที่กำหนดไว้ในกรออกแบบขั้นตอนที่ 1 ดังแสดงในตารางที่ 5

ตารางที่ 5 ตารางการกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นในสมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบปีกตรึง

V _{stall} (m/s)	V _{loiter} (m/s)	$\rho@150m$ (Kg/m ³)	$\rho@SL$ (Kg/m ³)
12	16	1.207	1.225
η_p	ROC (m/s)	e	K
0.8	5	0.8	0.099432
CL _{max}	Cd ₀	AR	n
1.1	0.04	4	2.5

จากตารางที่ 5 เมื่อนำค่าตัวแปรแทนค่าลงในสมการที่ (5)–(8) จะพบว่าสมการเหล่านี้สามารถนำมาสร้างกราฟได้ผลลัพธ์คือ ความสัมพันธ์ระหว่าง ค่า W/S (Wing Loading) และ W/HP (Power Loading) โดยค่า W/S จะสามารถกำหนดขนาดของปีก ในขณะที่ค่า W/HP สามารถใช้ในการกำหนดขนาดระบบขับเคลื่อนที่เหมาะสมได้

3) การรวมค่าสมการขอบเขตของสมรรถนะอากาศยานแบบปีกหมุนและปีกตรึงเข้าด้วยกันเพื่อเลือกจุดที่เหมาะสม (Combination of Rotorcraft and Fixed-Wing Performance Constraints Equation)

สำหรับการเลือกจุดที่เหมาะสมเพื่อใช้ในการกำหนดขนาดรูปร่างและกำลังขับของระบบของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางคิ่งแบบหางตั้ง ในงานวิจัยนี้ได้แสดงความสัมพันธ์ของค่าตัวแปรที่สำคัญ คือ ค่า Power Loading

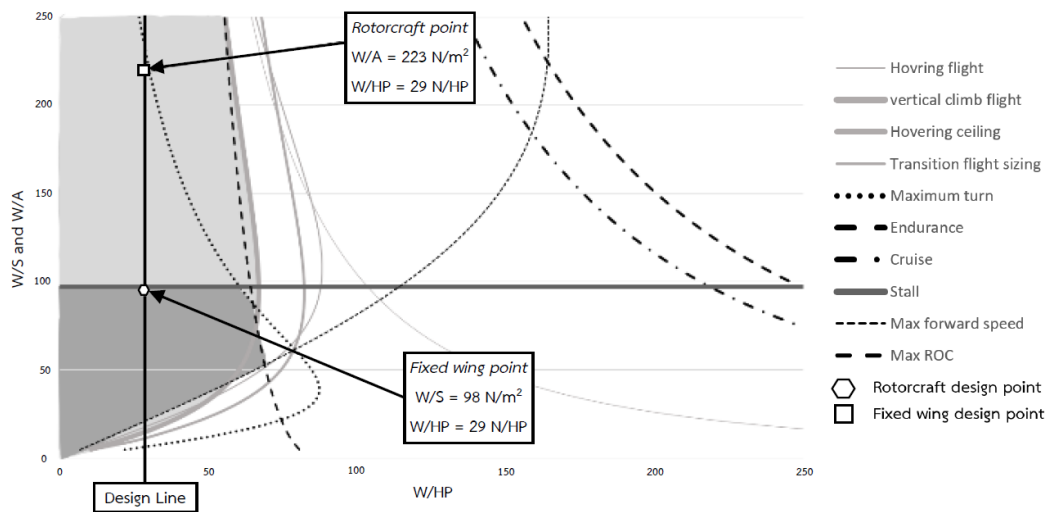
(W/P) ค่า Wing Loading (W/S) และ ค่า Disk Loading (W/A) ในรูปแบบของกราฟดังแสดงในรูปที่ 6

วิธีการเลือกจุดที่เหมาะสมจากความสัมพันธ์ของกราฟค่าสมการขอบเขตของสมรรถนะอากาศยานแบบปีกหมุน และ ปีกตรึง ดังรูปที่ 6 ในทางทฤษฎี สำหรับอากาศยานแบบปีกตรึงสามารถทำได้โดยการเลือกจุดที่มีค่า Wing Loading (W/S) และ Power Loading (W/HP) สูงสุด ซึ่งค่าเหล่านี้ต้องอยู่

ภายใต้เงื่อนไขพื้นที่ขอบเขตที่เป็นจุดตัดระหว่างกราฟสมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบปีกตรึงของสมการที่ (5)–(8) ซึ่งพื้นที่ที่เกิดขึ้นได้จุดตัดของกราฟสมการเหล่านี้ถูกเรียกว่า พื้นที่ที่เป็นไปได้ในการออกแบบ

อากาศยานแบบปีกตรึง (Fixed-Wing Feasible Design Region) ดังแสดงในรูปที่ 6

ในขณะที่ การเลือกจุดที่เหมาะสมสำหรับอากาศยานแบบปีกหมุนในทางทฤษฎี สามารถทำได้โดยการเลือกจุดที่มีค่า Disk Loading (W/A) และ Power Loading (W/HP) สูงสุด ในทำนองเดียวกัน ค่าเหล่านี้ต้องอยู่ภายใต้เงื่อนไขพื้นที่ขอบเขตที่เป็นจุดตัดระหว่างกราฟสมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบปีกหมุนของสมการที่ (1)–(4) ซึ่งพื้นที่ที่เกิดขึ้นได้จุดตัดของกราฟสมการเหล่านี้ถูกเรียกว่า พื้นที่ที่เป็นไปได้ในการออกแบบอากาศยานแบบปีกหมุน (Rotorcraft Feasible Design Region) ดังแสดงในพื้นที่เรณาดังรูปที่ 6



รูปที่ 6 รูปแสดงพื้นที่ออกแบบอากาศยานไร้คนขับทางดั่งขนาดเล็กแบบขึ้นลงทางดั่ง

ดังนั้น จากการวิเคราะห์กราฟเพื่อหาจุดที่เหมาะสมในการออกแบบของค่าตัวแปรที่สำคัญกล่าวคือค่า Power Loading (W/HP) ค่า Wing Loading (W/S) และ ค่า Disk Loading (W/A) ตามเงื่อนไขที่กล่าวมาข้างต้น ในงานวิจัยนี้ได้กำหนดเลือกจุดค่า Wing Loading (W/S) ของอากาศยานแบบปีกตรึงเท่ากับ 98 N/m^2 และค่า Disk Loading (W/A) อากาศยานแบบปีกหมุนเท่ากับ 223 N/m^2 ตามลำดับ ในขณะที่ได้กำหนดเลือกจุดค่า Power Loading (W/HP) เท่ากับ 29 N/HP ของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบ ทั้งนี้เนื่องจากเงื่อนไขการกำหนดความต้องการในขั้นตอนที่ 1 ได้กำหนดรูปแบบของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดั่งประเภททางดั่ง ให้เป็นการใช้ระบบขับเคลื่อน 2 ใบพัด ทั้งในลักษณะการ

บินขึ้น-ลงทางดั่งและการบินตรงระดับ ดังนั้นระบบขับเคลื่อนของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบเป็นระบบที่ทำงานร่วมกัน ดังแสดงในรูปที่ 1

4) การประมาณค่ากำลังขับที่ต้องการ (Power Estimation)

สำหรับการประมาณค่ากำลังขับที่ต้องการ หรือกล่าวอีกนัยหนึ่ง คือ การเลือกมอเตอร์ไฟฟ้าซึ่งเป็นระบบขับเคลื่อนหลักของงานวิจัยนี้ จากการเลือกจุดที่เหมาะสมของค่า Power Loading (W/HP) เท่ากับ 29 N/HP ในขั้นตอนการออกแบบในหัวข้อ 2.1 ข้อ 3.3 สามารถคำนวณย้อนกลับเพื่อกำหนดขนาดกำลังของมอเตอร์ได้ จากการประมาณค่าเริ่มต้นของน้ำหนักอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดั่งแบบทางดั่งที่ได้จากการออกแบบขั้นตอนที่ 1 สามารถคำนวณได้ขนาดกำลังมอเตอร์ต่ำสุดเท่ากับ 958 วัตต์

ที่ทำให้อากาศยานสามารถบินขึ้น-ลงในแนวดิ่งด้วยอัตราการไต่ 1 m/s ได้เพียงพอ และสามารถบินในแนวระดับได้ตามภารกิจ

ดังนั้น จากการกำหนดความต้องการของรูปแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้งโดยใช้ระบบขับเคลื่อนแบบ 2 ใบพัด จึงทำให้สามารถเลือกขนาดของกำลังมอเตอร์ในแต่ละตัวมีค่าน้อยเท่ากับ 479 วัตต์ ซึ่งจากข้อมูลการคำนวณของกำลังมอเตอร์ดังที่กล่าวมาข้างต้น ในงานวิจัยนี้จึงกำหนดเลือกใช้มอเตอร์ที่มีขายตามท้องตลาดดังรูปที่ 7 และมีข้อมูลลักษณะเฉพาะตามตารางที่ 6 ตามลำดับ



รูปที่ 7 ตัวอย่างมอเตอร์ที่เลือกใช้เป็นระบบขับเคลื่อนหลักของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

ตารางที่ 6 ข้อมูลลักษณะเฉพาะมอเตอร์ที่เลือกใช้เป็นระบบขับเคลื่อนหลักของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

ชื่อ/รุ่นของมอเตอร์	EMAX Brushless Motor BL2826
ความเร็วรอบ	850 KV
กำลังขับสูงสุด	732 w
แรงขับสูงสุด	2.65 kg
ขนาดใบพัดที่เหมาะสม	13 inch x 6.5 inch
ความต่างศักย์	14.8 V
น้ำหนัก	182 g
กระแสไฟฟ้าที่ใช้สูงสุด	61A
อุปกรณ์ควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์ (ESC)	80A

จากตารางที่ 6 พบว่า ข้อมูลลักษณะเฉพาะของมอเตอร์ที่วางขายในท้องตลาด มีข้อมูลเพิ่มเติมสำหรับขนาดใบพัดที่เหมาะสมและขนาดแรงขับสูงสุดที่ความเร็วรอบต่าง ๆ ของมอเตอร์ ซึ่งข้อมูลเหล่านี้เป็นประโยชน์ในการเปรียบเทียบค่า

ความถูกต้องของค่าตัวแปรที่ได้จากสมการขอบเขตสมรรถนะกับการมีอยู่จริงของระบบขับเคลื่อนมอเตอร์และใบพัดในท้องตลาด โดยเฉพาะอย่างยิ่ง ค่าตัวแปร Disk Loading (W/A) ที่เหมาะสมที่เลือกไว้ในขั้นตอนที่ 6 มีค่าเท่ากับ 223 N/m^2 เมื่อกำหนดย้อนกลับเพื่อหาขนาดพื้นที่ของใบพัดที่หมุน 1 รอบเป็นลักษณะของวงกลมมีค่าเท่ากับ 0.1711 m^2 ซึ่งมีค่าสอดคล้องกับกับขนาดใบพัดที่เลือกใช้ในงานวิจัยนี้คือ ใบพัดมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 13 นิ้ว หรือ 0.33 เมตร มากไปกว่านั้นจากค่าแรงขับสูงสุดที่ให้ในตารางที่ 6 พบว่า คุณลักษณะเฉพาะของมอเตอร์ที่เลือกใช้ในงานวิจัยนี้มีอัตราส่วนของขนาดแรงขับเปรียบเทียบกับน้ำหนักของอากาศยาน (Thrust to Weight Ratio (T/W)) เท่ากับ 1.325:1 ซึ่งสอดคล้องกับข้อมูลทางสถิติของการเลือกระบบขับเคลื่อนของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทนี้ [14] ซึ่งควรมีค่า T/W เท่ากับ 1.2–1.5:1 ทั้งนี้เนื่องจากค่าอัตราส่วนนี้ทำให้อากาศยานมีการใช้พลังงานที่เหมาะสมและสามารถรักษาเสถียรภาพการบินแนวดิ่งได้ค่อนข้างคงที่

5) การกำหนดค่าขนาดของปีกอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง (Wing Sizing)

จากการเลือกจุดที่เหมาะสมของค่า Wing Loading (W/S) เท่ากับ 98 N/m^2 ในขั้นตอนการออกแบบในหัวข้อ 2.1 ข้อ 3.3 สามารถนำน้ำหนักรวมเริ่มต้นไปคำนวณหาพื้นที่ของปีกอากาศยานได้ โดยผลลัพธ์จากการคำนวณพื้นที่ปีกของอากาศยานไร้คนขับมีค่าเท่ากับ 0.417 m^2

6) การประมาณค่าพลังงานที่ต้องใช้ ในการบินปฏิบัติการกิจ (Energy estimation)

จากรูปแบบการบินปฏิบัติการกิจที่กำหนดไว้ในการออกแบบขั้นตอนที่ 1 (ดังรูปที่ 4) สามารถสรุปรูปแบบการบินได้ทั้งหมด 3 ระยะหลัก ๆ คือ ระยะการบินขึ้นแนวดิ่ง (Vertical Take-Off) ระยะการบินเดินทาง (Cruise) และระยะการลงจอดในแนวดิ่ง (Vertical Landing) ซึ่งทั้ง 3 ระยะการบินนี้สามารถนำไปคำนวณพลังงานไฟฟ้าที่ต้องการได้ดังนี้

- การคำนวณพลังงานไฟฟ้าของระยะการบินขึ้น-ลงแนวดิ่ง โดยใช้เวลา 2 นาที

- ในระยะการบินช่วงนี้ สามารถคำนวณหาปริมาณพลังงานไฟฟ้าหรือขนาดความจุของแบตเตอรี่ เพื่อกำหนดขนาดแบตเตอรี่ได้ดังนี้
- ปริมาณกระแสไฟฟ้าที่ใช้ต่อมอเตอร์ 1 ตัว = 61 A (จากข้อมูลตามตารางคุณลักษณะของชุดขับเคลื่อนในแหล่งข้อมูลอ้างอิง ในตารางที่ 6) ดังนั้นจากตารางที่ 6 ปริมาณกระแสไฟฟ้าที่ใช้ต่อมอเตอร์ทั้งหมด 2 ตัว (แบตเตอรี่ 4 เซลล์) = $61 \times 2 = 122 \text{ A}$
จากข้อมูลในเบื้องต้นสามารถคำนวณพลังงานไฟฟ้าที่ใช้ในการขึ้นและลงทางดิ่ง (ใช้เวลา 2 นาที) = $122 \times 2 / 60 = 4.06 \text{ Ah}$ หรือ 4,066 mAh

การคำนวณพลังงานไฟฟ้าของการบินเดินทางด้วยความเร็วคงที่ 16 m/s โดยใช้เวลา 60 นาที ในการปฏิบัติภารกิจ

จากสมการกำลังขับที่ต้องการ (Power Required, Pr) ของการบินตรงระดับด้วยความเร็วคงที่

$$P_r = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{d0} + \frac{2W^2}{\rho V S} \left(\frac{1}{\pi e A R} \right) \quad (9)$$

และ สมการกำลังทางไฟฟ้าที่ต้องการ (Electric power, Pe)

$$P_e = \frac{P_r}{\eta_m \eta_p} \quad (10)$$

$$P_e = IE \quad (11)$$

โดยที่ I คือ กระแสไฟฟ้า หน่วย แอมแปร์(A) E คือค่าความต่างศักย์ หน่วย โวลต์ (V) η_m คือ ค่าประสิทธิภาพมอเตอร์ และ η_p คือ ค่าประสิทธิภาพใบพัด จากสมการที่ (9)–(11) เมื่อแทนค่าเริ่มต้นของตัวแปรต่างๆ ที่กำหนดในตารางที่ 5 สามารถคำนวณอัตราการใช้กระแสไฟฟ้าในช่วงการบินเดินทางหรือ Cruise current draw ได้เท่ากับ 9.54A (อ้างอิงจากแบตเตอรี่ 4 เซลล์ 14.8V) ดังนั้น จากกำหนดความต้องการของสมรรถนะบินทนนาน (Endurance) เท่ากับ 1 ชั่วโมง จะมีความต้องการพลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ดังนี้
พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ = $9.54 \text{ A} \times 1 \text{ h} = 9.54 \text{ Ah} = 9,540 \text{ mAh}$

สรุปผลการคำนวณหาขนาดพลังงานไฟฟ้าที่ใช้ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่งในการบินปฏิบัติการกิจในเวลาทั้งหมด 1 ชั่วโมง พบว่าพลังงานไฟฟ้าที่ต้องการรวมเท่ากับ 13,606 mAh โดยใช้แบตเตอรี่ชนิด 4 เซลล์แบบลิเทียมพอลิเมอร์ แต่อย่างไรก็ตามในทางปฏิบัติของการใช้พลังงานจากแบตเตอรี่ชนิดนี้สามารถใช้ค่าประจุไฟฟ้าได้สูงสุดหรือค่า Depth of Discharge (DOD) เท่ากับ 90 % ซึ่งเมื่อนำไปคำนวณหาพลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่รวมมีค่าเท่ากับ 15,117 mAh ดังนั้น จากข้อมูลความต้องการพลังงานไฟฟ้าดังกล่าว ในงานวิจัยนี้ได้เลือกแบตเตอรี่ รุ่น Maxsmp ขนาดความจุพลังงาน 16,000 mAh ค่าความต่างศักย์ 14.8V และมีน้ำหนัก 1,332 g ซึ่งจากข้อมูลแบตเตอรี่จะพบว่ามีขนาดพลังงานที่เพียงพอและมีแหล่งข้อมูลอ้างอิงที่เชื่อถือได้ [15] ดังปรากฏในรูปที่ 8

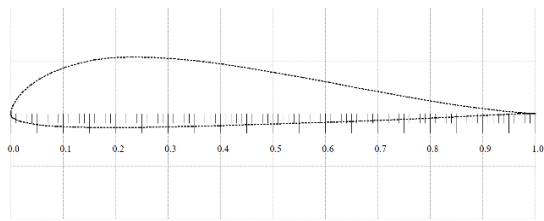


รูปที่ 8 ตัวอย่างแบตเตอรี่สำหรับอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง

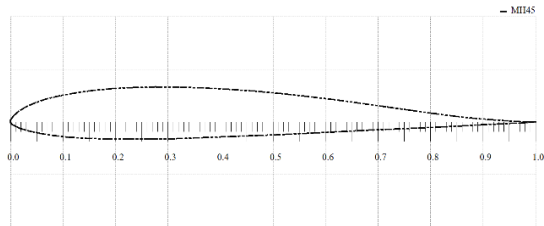
7) การเลือกรูปแบบแผนอากาศของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง

ในงานวิจัยนี้ได้เลือกแผนอากาศสำหรับอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง จากฐานข้อมูลแผนอากาศ UIUC [16] มาทั้งหมด 4 รูปแบบคือ MH82 MH45 MH46 และ S5010 ดังปรากฏในรูปที่ 9 ซึ่งในขั้นตอนนี้ มีวัตถุประสงค์เพื่อคำนวณหาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของแผนอากาศทั้ง 4 รูปแบบ โดยใช้โปรแกรม XFRL5 [17] จากนั้นจะเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณของแผนอากาศทั้ง 4 รูปแบบเพื่อหาแผนอากาศที่มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดที่ ค่าแรงยกที่ออกแบบไว้ (CL_design) ในการบินตรงระดับความเร็วคงที่ 16 m/s ซึ่งจากผลการเลือกจุดที่เหมาะสมของค่า Wing Loading (W/S)

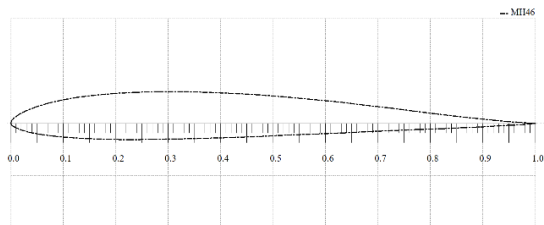
เท่ากับ 98 N/m^2 ในขั้นตอนการออกแบบในหัวข้อ 2.1 ข้อ 3.3 สามารถคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้เท่ากับ 0.65



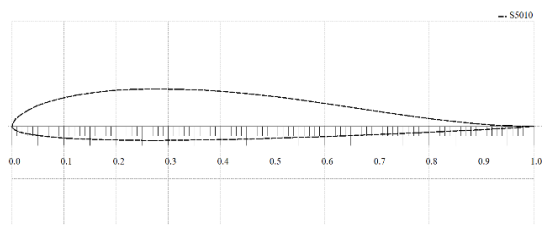
(ก)



(ข)



(ค)

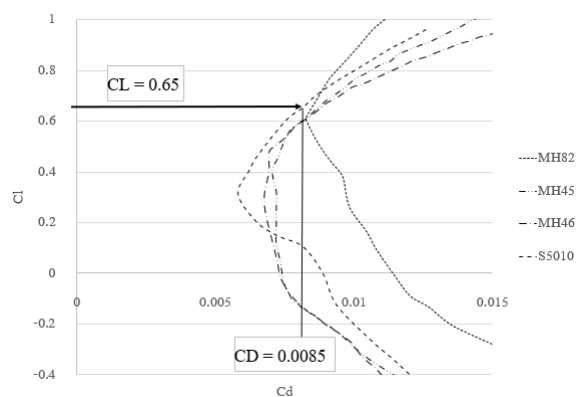


(ง)

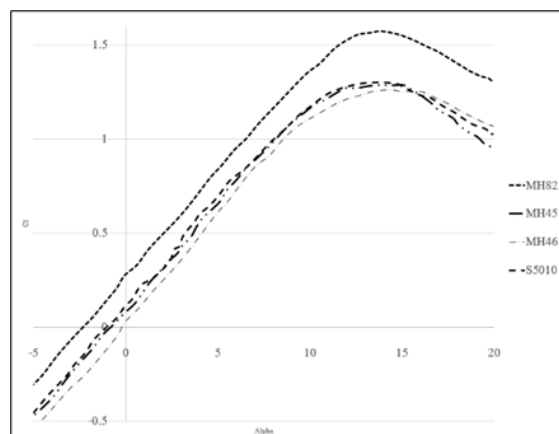
รูปที่ 9 แพนอากาศทั้ง 4 รูปแบบเพื่อใช้ในการเลือก
แพนอากาศที่เหมาะสมที่สุด (ก) MH82 (ข) MH45
(ค) MH46 (ง) S5010

จากรูปที่ 9 พบว่า แพนอากาศเหล่านี้เป็นแพนอากาศสำหรับอากาศยานแบบปีกบิน (Flying Wing) ทั้งนี้เนื่องจากในงานวิจัยนี้ต้องการออกแบบอากาศยานไร้คนขับที่มีขนาดกะทัดรัด พกพาสะดวก นอกจากนี้ ในแง่ทางอากาศพลศาสตร์ รูปทรงอากาศยานไร้คนขับแบบปีกบินมีค่าประสิทธิภาพสูงกว่าอากาศยานรูปทรงเชิงอนุรักษ์ (Conventional Aircraft) อย่างเป็นนัยสำคัญ [18] โดยจะส่งผลโดยตรงต่อสมรรถนะ

ด้านการบินทนนานซึ่งเป็นหัวใจสำคัญของอากาศยานไร้คนขับที่มีภารกิจในการลาดตระเวน นอกจากนี้ แพนอากาศที่เลือกมาต้องมีความเหมาะสมที่อยู่ในเงื่อนไขความต้องการของภารกิจที่กำหนดการบินความเร็วช่วงหล่นน้อยกว่า 12 เมตร/วินาที ในขณะที่ยังสามารถสร้างเสถียรภาพในแกนลำตัวได้ โดยผลลัพธ์การคำนวณโดยใช้โปรแกรม XFRLR [17] ของแพนอากาศทั้ง 4 รูปแบบสามารถแสดงการเปรียบเทียบให้อยู่ในรูปกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับสัมประสิทธิ์แรงต้าน และ สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะ ดังรูปที่ 10 และ 11 ตามลำดับ



รูปที่ 10 กราฟเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับ
สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศทั้ง 4 รูปแบบ



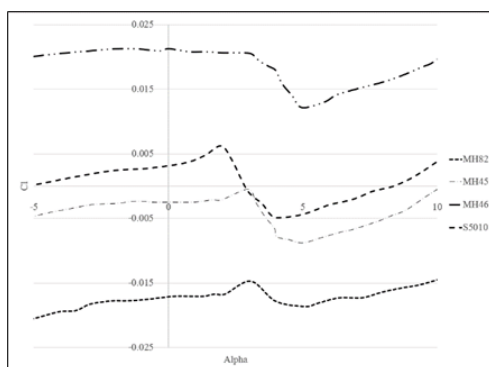
รูปที่ 11 กราฟเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับ
มุมปะทะของแพนอากาศทั้ง 4 รูปแบบ

จากรูปที่ 10 พบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศแบบ S5010 มีค่าต่ำสุดที่สัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0.3–

0.6 ซึ่งเป็นค่าที่กำหนดในความต้องการของการออกแบบไว้ที่
สภาวะการบินตรงระดับด้วยความเร็ว 16–20 เมตร/วินาที

เมื่อพิจารณาค่าความต้องการของความเร็วร่ว่งหล่นที่กำหนดไว้ในขั้นตอนการกำหนดความต้องการในการทำภารกิจ ซึ่งมีค่าต่ำกว่า 12 เมตร/วินาที โดยสามารถเลือกแผนอากาศได้จากการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดหรือค่า CL_{max} ของแผนอากาศทั้ง 4 รูปแบบได้ดังกราฟที่ปรากฏในรูปที่ 11 จากรูปนี้พบว่า แผนอากาศ MH82 มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดคือมีค่าเท่ากับ 1.6 อันดับรองลงมาคือแผนอากาศ S5010 และ MH45 มีค่าเท่ากับ 1.25 สำหรับแผนอากาศ MH4 มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่ำสุดประมาณ 1.2 โดยจากการคำนวณหาค่าความเร็วร่ว่งหล่นที่ได้จากการคำนวณในสมการที่ (8) พบว่า แผนอากาศทั้ง 4 รูปแบบมีค่าความเร็วร่ว่งหล่นต่ำกว่า 12 เมตร/วินาทีซึ่งตรงกับความต้องการที่กำหนดขึ้น ในขั้นตอนการออกแบบขั้นที่ 1

สำหรับค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์กับมุมปะทะที่ได้จากวิธีการวอร์เทคแลททิซ ดังรูปที่ 12 รูปนี้แสดงให้เห็นว่าโมเมนต์ปีกของแผนอากาศแบบ S5010 มีค่าเข้าใกล้ศูนย์ตลอดทุกมุมปะทะที่พิจารณา ซึ่งจะส่งผลต่อการรักษาเสถียรภาพสถิตในแกนลำตัว ดังนั้นจึงไม่จำเป็นต้องใช้วิธีการลู๊ปกและบิดมุมที่ปลายปีกเพื่อรักษาเสถียรภาพในแกนลำตัวหรือ Longitudinal Static Stability สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกบิน [19]



รูปที่ 12 กราฟเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์เทียบกับมุมปะทะของแผนอากาศทั้ง 4 รูปแบบ

จากผลการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของแผนอากาศทั้ง 4 รูปแบบ คณะผู้วิจัยได้เลือกแผนอากาศแบบ S5010 ทั้งนี้เนื่องจากมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำที่สุดที่สภาวะเงื่อนไขการบินที่กำหนด ซึ่งค่าอากาศพลศาสตร์นี้จะส่งผลโดยตรงกับสมรรถนะด้านระยะเวลาการบิน และแผนอากาศชนิดนี้มีค่าความเร็วร่ว่งหล่นเป็นไปตามเงื่อนไขการออกแบบ นอกจากนี้ แผนอากาศชนิดนี้มีค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกจะมีค่าเข้าใกล้ศูนย์ ซึ่งจะส่งผลดีในการรักษาเสถียรภาพสถิตในแกนลำตัวได้เมื่อเปรียบเทียบกับแผนอากาศชนิดอื่น ๆ

8) การเลือกส่วนประกอบติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับ (Component Selection)

ในขั้นตอนการเลือกส่วนประกอบติดตั้งให้กับอากาศยานไร้คนขับ จำเป็นต้องพิจารณาและตัดสินใจในการเลือกส่วนประกอบต่าง ๆ ที่เหมาะสมกับสมรรถนะและข้อจำกัดของอากาศยาน และสามารถทำให้อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กสามารถปฏิบัติการได้ตรงตามกำหนดความต้องการและรูปแบบภารกิจ ซึ่งส่วนประกอบหลักที่จะทำการพิจารณาและเลือกในขั้นตอนนี้ประกอบด้วย 2 ส่วน โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

8.1) ระบบอุปกรณ์บรรทุก (Payload) ซึ่งเป็นการติดตั้งระบบอุปกรณ์การภาพสำหรับการปฏิบัติการลาดตระเวนและเฝ้าตรวจทางอากาศ โดยอากาศยานไร้คนขับสามารถรองรับอุปกรณ์บรรทุกได้ไม่เกิน 0.8 กิโลกรัม จึงจะสามารถปฏิบัติการได้ตามสมรรถนะที่กำหนด

8.2) ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติและระบบเอวียอนิกส์พื้นฐาน ซึ่งอากาศยานไร้คนขับสามารถรองรับน้ำหนักในส่วนนี้ได้ประมาณ 0.3 กิโลกรัม

9) การประมาณค่าน้ำหนักโครงสร้างอากาศยาน

ในงานวิจัยนี้ได้ประยุกต์ใช้วิธีการคำนวณเพื่อประมาณค่าน้ำหนักลำตัวของโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับ โดยใช้สมการของ Stender [20] ซึ่งเป็นสมการความสัมพันธ์ระหว่างน้ำหนักโครงสร้างค่า Aspect Ratio และพื้นที่ปีกดังสมการที่ (12)

$$W_{af} = 8.763AR^{0.467}S^{0.778} \quad (12)$$

จากสมการนี้ สามารถคำนวณค่าเปล่าของโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้งได้เท่ากับ 0.912 กิโลกรัม

10) การประเมินน้ำหนักรวมในขั้นตอนสุดท้าย

สำหรับในขั้นตอนสุดท้ายของการออกแบบ คือการนำข้อมูลน้ำหนักเริ่มต้นมาเปรียบเทียบกับน้ำหนักใหม่ซึ่งเกิดขึ้นในลักษณะของการคำนวณแบบวนซ้ำถ้าเงื่อนไขของน้ำหนักรวมในการคำนวณลำดับครั้งถัดไปมีค่าใกล้เคียงกับน้ำหนักรวมที่คำนวณได้ในลำดับก่อนหน้า การคำนวณในการออกแบบจะถือว่าเสร็จสิ้น ซึ่งในงานวิจัยนี้ใช้การคำนวณแบบวนซ้ำในขั้นตอนนี้เพียง 4 รอบ ก็สามารรถได้คำตอบที่เป็นไปตามเงื่อนไขการวนซ้ำของการคำนวณ ซึ่งผลลัพธ์น้ำหนักรวมและค่าตัวแปรขอบเขตสมรรถนะที่เหมาะสมได้แสดงในตารางที่ 7

ตารางที่ 7 การคำนวณแบบวนซ้ำเพื่อหาน้ำหนักอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

Iterations	Take-Off weight	W/S	W/A	W/Hp
1	3,800	98	216	27
2	3,892	98	222	29
3	3,910	98	223	29
4	3,910	98	223	29

11) การดำเนินการวาดแบบโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง (Layout Design)

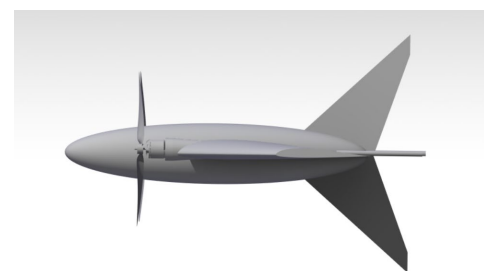
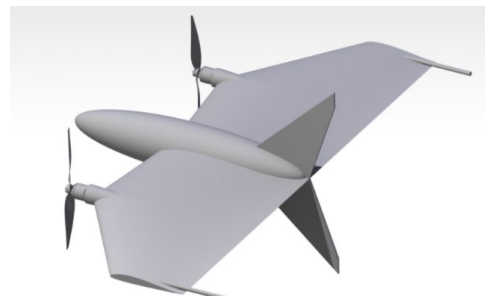
ขั้นตอนการการวาดแบบโครงสร้างหรือ Layout Design นับเป็นขั้นตอนสุดท้ายในการออกแบบเชิงหลักการ ภายหลังจากที่ดำเนินการออกแบบในขั้นตอนที่ 1-10 เป็นที่เรียบร้อยแล้ว และทำการวิเคราะห์พร้อมทั้งรวบรวมข้อมูลในการดำเนินการทั้งหมด ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้ดำเนินการวาดแบบโครงสร้างของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้งโดยใช้โปรแกรมสร้างรูปแบบ 3 มิติ (CATIA) ดังแสดงในรูปที่ 13 และมีรายละเอียดตามตารางที่ 8

จากรูปที่ 13 จะพบว่ารูปแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งเป็นอากาศยานไร้คนขับประเภทแบบปีกบิน โดยมีระบบขับเคลื่อนแบบ 2 มอเตอร์และ 2 ใบพัด ตามความ

ต้องการในการออกแบบ และมีการสร้างเสถียรภาพในด้านทิศทางหรือ Directional Static Stability โดยใช้เพนหางตั้ง ซึ่งติดตั้งบริเวณทั้งบนและล่างลำตัวอากาศยาน นอกจากนี้เพนหางตั้งยังสามารถใช้ประโยชน์เป็นชุดขาตั้งเพื่อใช้ในการบินขึ้น-ลงทางดิ่งได้

ตารางที่ 8 ข้อมูลขนาดและรูปร่างอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

ส่วนประกอบต่าง ๆ	รายละเอียด
Wing section	S5010
Wingspan (m)	1.21
MAC (m)	0.355
Wing area (m ²)	0.417
Body Length (m)	0.61
Root chord length (m)	0.38
Tip chord length (m)	0.20



รูปที่ 13 โครงร่างแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

2.2.การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง

เพื่อสร้างความเชื่อมั่นในการคำนวณสมรรถนะด้านการบินทนนานของอากาศยานไร้คนขับซึ่งเป็นผลลัพธ์ในขั้นตอน

การออกแบบเชิงหลักการ รวมถึงเพื่อเปรียบเทียบการประมาณเริ่มต้นของค่าอากาศพลศาสตร์ในกระบวนการออกแบบที่นำเสนอในงานวิจัยนี้ ในหัวข้อนี้จะนำเสนอผลการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์โดยใช้วิธีการวอร์เทคแลตทิซ [21] และโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหลในการวิเคราะห์เชิงลึกของค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์อากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้งที่ได้จากกระบวนการออกแบบดังกล่าวมาข้างต้น ซึ่งประกอบด้วยค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์สถิต พื้นฐาน ได้แก่ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน และค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วง

1) การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics)

ในหัวข้อนี้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง ดังรูปที่ 15 ถูกนำมาคำนวณโดยวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของ Finite Volume Method โดยใช้โปรแกรม Ansys Fluent โปรแกรมนี้ใช้เข้าไปแก้สมการรูปแบบจำลองการไหลของอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation, RANS) โดยกระแสน้ำถูกสมมติให้เป็น การไหลแบบเทอร์บูเลนต์ และการไหลในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว (Incompressible Flow) ดังสมการที่ (13) และ (14) แสดงไว้ดังนี้

กฎอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad \frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad \frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (13)$$

สมการที่ 2 กฎอนุรักษ์โมเมนตัม

$$\frac{\partial(\rho \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{u_i'' u_j''} \right] \quad (14)$$

โดย $\tilde{u}_i$ และ u_i'' คือ ค่าความเร็วเฉลี่ย (Mean Velocity) และความเร็วแบบไร้ระเบียบ (Fluctuating Velocity) ในแต่ละระนาบ คือ แกน (x y z) จากระบบสมการนี้ จะเห็นได้ว่าสมการไม่เป็นรูปแบบเชิงเส้น (Non-Linear Equations) ซึ่งมีความซับซ้อนมากและไม่สามารถแก้สมการในรูปแบบของ Exact

Solution ได้ ดังนั้นจึงมีความจำเป็นต้องเป็นแก้สมการในระบบเชิงตัวเลข ตามที่กล่าวในเบื้องต้น ในงานวิจัยนี้ค่าอากาศพลศาสตร์สถิตถูกคำนวณใน 3 มิติ เพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน แรงยก และโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานในมุมปะทะต่าง ๆ ดังนั้น เพื่อสามารถปิดระบบสมการ (13) และ (14) เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ SST k- ω [22] จะถูกนำมาใช้ในงานวิจัยนี้ โดยมีเหตุผลประกอบ 2 ประการ ได้แก่

1.1) เทอร์บูเลนต์ โมเดลนี้ได้รับการยอมรับ จากองค์การ NASA ประเทศสหรัฐอเมริกา ว่า มีความถูกต้องแม่นยำสูง สามารถประยุกต์ใช้ได้ ในหลายรูปแบบของการไหล [22] โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (Strong Adverse Pressure Gradient) การไหลแยกตัวของอากาศ (Flow Separations) และการไหลในชั้นซิดผิว (Boundary Layer) เป็นต้น

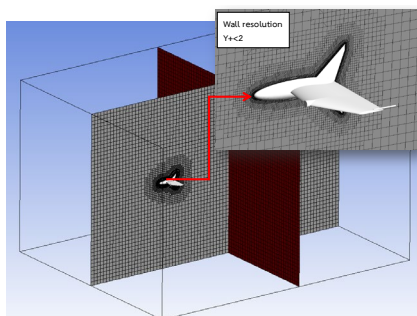
1.2) เทอร์บูเลนต์ โมเดลชนิดนี้ เป็นเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบถูกผสมซึ่งได้ถูกออกแบบจากการนำเอาข้อดี ระหว่าง เทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบ Standard k- ω และเทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบตระกูล k- ϵ กล่าวคือ เทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบ Standard k- ω สามารถแก้ปัญหการไหลได้ดีในชั้นซิดผิว และข้อดีของเทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบตระกูล k- ϵ ที่สามารถแก้ปัญหได้ดีในชั้นการไหลนอกชั้นซิดผิว นั่นเป็นเหตุผลว่าทำไมเทอร์บูเลนต์โมเดลชนิดนี้ถึงได้รับการยอมรับอย่างกว้างขวาง

เพื่อแก้ระบบสมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS ในรูปแบบ 3 มิติ ตารางที่เป็นระเบียบ (Structured grid) ได้ถูกสร้างรอบอากาศยานโดยใช้โปรแกรม Ansys Workbench 16.0 ดังรูปที่ 14 จากรูปแสดงให้เห็นว่า ความหนาแน่นของตารางอยู่ในบริเวณส่วนหน้า ส่วนท้าย และบริเวณใกล้ชั้นซิดผิว ทั้งนี้เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นซิดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub-Layer ที่อยู่ในชั้นซิดผิวแบบ เทอร์บูเลนต์จะมีความยากและซับซ้อนในการคำนวณอย่างละเอียด อย่างไรก็ตามเพื่อให้ค่าความถูกต้องของชั้นซิดผิวมีความแม่นยำมากขึ้นโดยใช้เทอร์บูเลนต์ SST k- ω ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ ค่า y^+ ที่คำนวณได้ ถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข $y^+ < 2$ ดังนั้นความห่างของรูปแบบตาข่าย หรือ

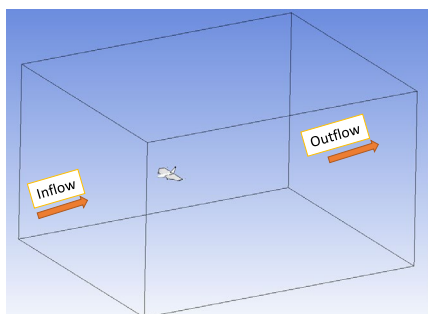
เซลล์ (Cells) ในชั้นแรกที่ตั้งกับผิวอากาศยานจึงมีค่าประมาณ 10^{-5} mm และสำหรับชั้นต่อไปของ Cells จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) อยู่ประมาณ 1.25

สำหรับการสร้างโดเมนการไหลของกระแสอากาศ ในงานวิจัยนี้กำหนดระยะห่างจากขอบเขตโดเมนการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) ถึงส่วนหน้าของปีกจะมีค่าประมาณ 10 เท่าของความยาว Chord เฉลี่ย และระยะจากส่วนท้ายปีก ถึงขอบเขตโดเมนการไหลออกของอากาศ (Outflow) จะมีค่าประมาณ 25 เท่าของความยาว Chord เฉลี่ย ตามลำดับ

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของโปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ เป็นดังรูปที่ 15 เงื่อนไขและขอบเขตการไหลเข้าและออกของอากาศ (Inflow and Outflow Boundaries) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงของค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล (101,325 Pa, 288 K) ในย่านเลขเรย์โนลด์ ($3 \times 10^5 - 5 \times 10^5$) ที่มุมปะทะ -4 ถึง 18 องศา



รูปที่ 14 การสร้างกริดรอบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง



รูปที่ 15 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของกระแสอากาศ

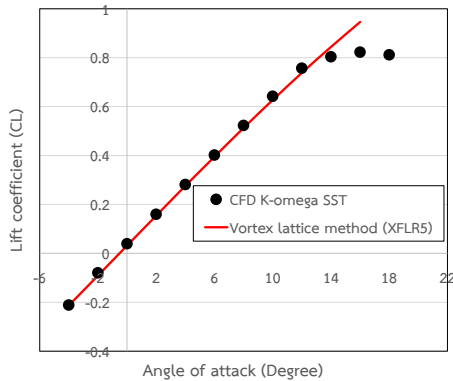
สำหรับค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด (Viscosity Ratio) ที่เงื่อนไขการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) จะกำหนดตั้งค่าเป็น 0.05 % และ 2 ตามลำดับ โดยค่าเหล่านี้ ถูกกำหนดในเงื่อนไขของคุณสมบัติอากาศในชั้นบรรยากาศมาตรฐานที่ได้จากแหล่งข้อมูลอ้างอิง [4],[5] และในส่วนที่ผิวของโมเดล ถูกกำหนดค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์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

2) ผลลัพธ์การวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภททางดิ่ง

2.1) ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient, CL)

รูปที่ 16 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะที่ได้จากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์และโปรแกรม XFLR5 [17] จากรูปนี้พบว่า ผลลัพธ์ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้จากการคำนวณทั้ง 2 วิธีมีความสอดคล้องใกล้เคียงกันเกือบตลอดทุกมุมปะทะโดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 2 เปอร์เซ็นต์ ยกเว้นที่มุมปะทะสูงๆใกล้มุมปะทะวิกฤติ ซึ่งผลลัพธ์ของการคำนวณทั้งสองวิธีมีความแตกต่างอย่างเห็นได้ชัด เนื่องจากมีการแยกตัวของกระแสอากาศทำให้การคำนวณโดยใช้วิธีวอร์เทกแลตทิซ [21] ที่มีสมมติฐานหลักการคำนวณบนพื้นฐานของการไหลแบบไร้ความหนืดไม่สามารถคำนวณการไหลในย่านนี้ได้

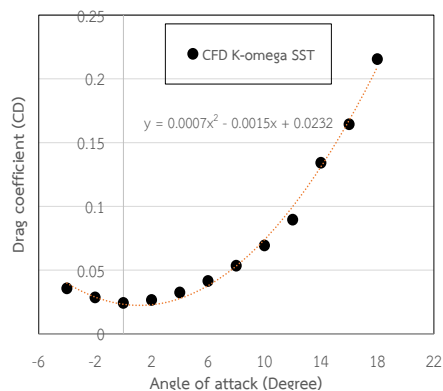
เมื่อพิจารณาการวิเคราะห์เชิงตัวเลขในกราฟ พบว่า ที่มุมปะทะ -1 องศา สัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเท่ากับศูนย์ ในขณะที่สัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบไว้ หรือ Design Lift coefficient (Design CL = 0.65) ในเงื่อนไขการบินเดินทางที่ความเร็ว 16 m/s มีมุมปะทะในการบินที่ 8-10 องศา สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 16 องศา โดยมีค่าประมาณ 0.82 ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้อากาศยานเริ่มมีอาการสั่นเนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีก



รูปที่ 16 ผลลัพธ์สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะ

2.2) ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient, CD)

รูปที่ 17 เป็นผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะที่คำนวณได้จากโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล จากรูปนี้พบว่า ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะ โดยมีเส้นโปรไฟล์เป็นรูปพาราโบลาอย่างชัดเจน โดยที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดเกิดที่มุมปะทะ 0 องศา ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของโปรไฟล์รูปแบบพาราโบลา และจุดนี้มีสัมประสิทธิ์แรงต้านเท่ากับ 0.0232 ในขณะที่สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเป็นศูนย์ (Zero-lift drag coefficient, C_{D0}) มีค่าเท่ากับ 0.02442 ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบกับการประมาณค่าเริ่มต้นอากาศพลศาสตร์ในตารางที่ 5 จะพบว่ามีความแตกต่างกันไม่เป็นนัยสำคัญ โดยมีค่าประมาณ 3 เปอร์เซ็นต์ ดังแสดงการเปรียบเทียบความแตกต่างในตารางที่ 9 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าการประมาณค่าเริ่มต้นของค่า C_{D0} โดยอ้างอิงจากข้อมูลทางสถิติของอากาศยานแบบปีกบินมีความแม่นยำและเชื่อถือได้ ซึ่งจะส่งผลโดยตรงต่อการคำนวณสมรรถนะบินทนนานของอากาศยานไว้คนขับ



รูปที่ 17 ผลลัพธ์สัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะ

ตารางที่ 9 ตารางการเปรียบเทียบค่า Zero-lift drag coefficient

Parameters	Initial estimation	CFD	% Dif.
C_{D0}	0.025	0.0242	3.3

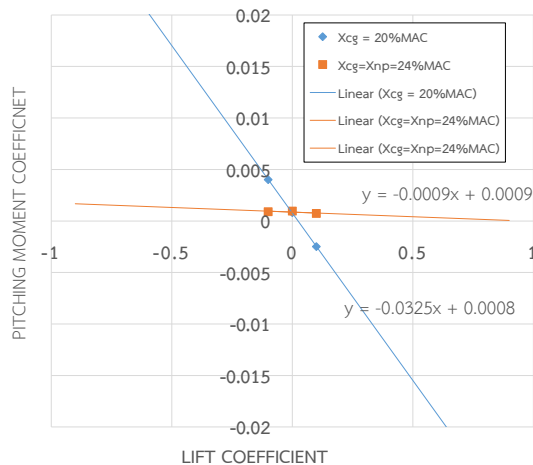
2.3) การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว (Longitudinal Static Stability)

การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว สามารถวิเคราะห์ได้จากค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเทียบกับมุมปะทะ โดยอากาศยานจะมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวต้องอยู่ในเงื่อนไข $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้กำหนดค่าตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานมีค่าเท่ากับ 20 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ดเฉลี่ย ดังนั้นเพื่อวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวในเบื้องต้นการวิเคราะห์หาจุดสะเทินของอากาศยาน และการวิเคราะห์ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงเทียบกับมุมปะทะมีแสดงในรูปที่ 18

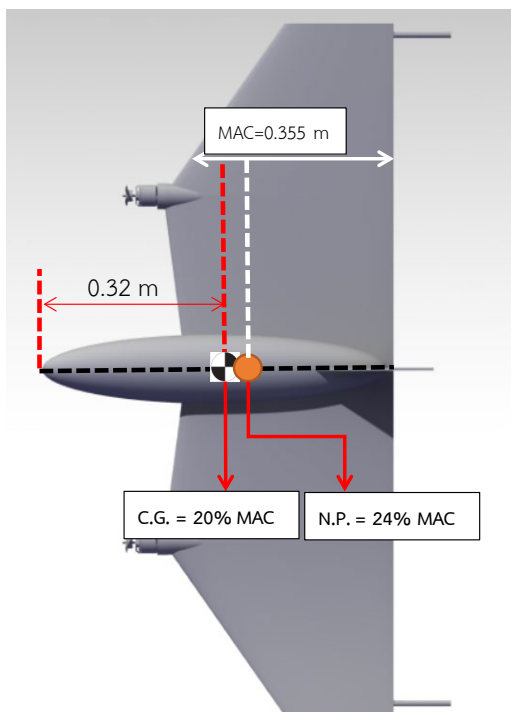
จากรูปนี้ พบว่า จุดสะเทิน (Neutral point) มีตำแหน่งอยู่ที่ 24 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ดเฉลี่ย โดยสามารถสังเกตได้จากกราฟโมเมนต์รอบจุดนี้ของอากาศยานมีค่าความชันเข้าใกล้ศูนย์ ซึ่งเมื่อเทียบกับกราฟโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานที่ 20 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ดเฉลี่ย จะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์มีแนวโน้มลดลงเมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้น โดยกราฟมีค่าความชันเท่ากับ -0.0325 rad^{-1} นอกจากนี้จากรูปที่ 19 จะเห็นได้ว่าจุดสะเทินอยู่หลังจุดศูนย์ถ่วง ซึ่งมีระยะ Static Margin ประมาณ 4 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ดเฉลี่ย ดังนั้นสามารถสรุปได้ว่าค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์หวั้บรอบจุดศูนย์ถ่วง มีค่าน้อยกว่าศูนย์ ซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไขการมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวของอากาศยานไว้คนขับ

นอกจากนี้ เมื่อวิเคราะห์ความสามารถการทริม (Trim ability) ของอากาศยาน โดยการปรับพื้นบังคับควบคุม (Elevons) ขึ้นเพื่อทริมในมุมต่างๆ ประกอบด้วย 1.5-4.5 องศา จากการคำนวณพบว่า การปรับทริมของพื้นบังคับควบคุมที่ 4.5 องศา ทำให้อากาศยานมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเป็น 0.65 ซึ่งเป็นสภาวะการบินตรงระดับที่กำหนดไว้ในความต้องการ

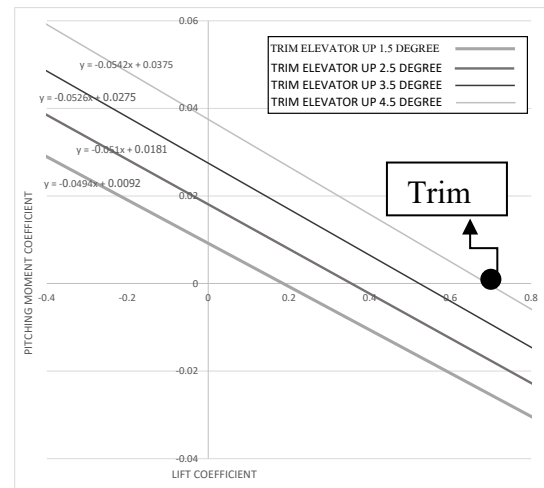
ตั้งแต่ต้น ตามรูปที่ 20 ซึ่งมีค่าใกล้เคียงกับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบไว้ ในขณะที่สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดในสภาวะการtrimมีค่า 0.78 ดังนั้นแสดงให้เห็นว่า อากาศยานไร้คนขับทางตั้งต้นแบบมีความสามารถในการtrimในสภาวะการบินตรงระดับได้



รูปที่ 18 กราฟแสดงสัมประสิทธิ์โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวตั้งประเภททางตั้ง



รูปที่ 19 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางของอากาศยานไร้คนขับ

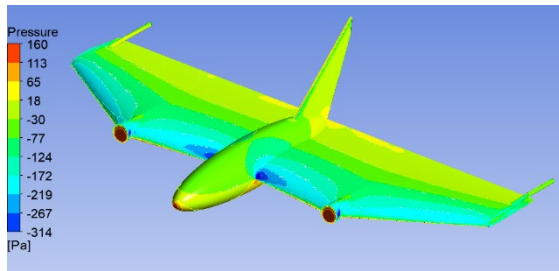


รูปที่ 20 กราฟแสดงความสัมพันธ์สัมประสิทธิ์โมเมนต์เทียบกับสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อมีการปรับtrimแพนหางขึ้นลง (Elevons) ที่มุม 1.5, 2.5, 3.5 และ 4.5 องศา

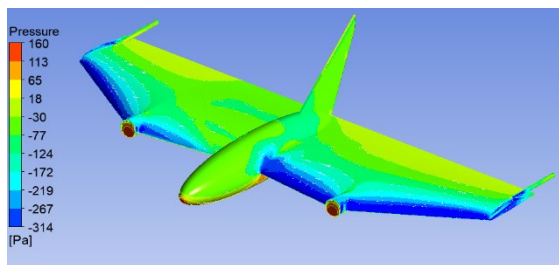
2.4) การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพของการจำลองรูปแบบการกระจายความดันและการจำลองการไหลของกระแสอากาศ (Pressure Contour and Flow Visualization)

รูปที่ 21 แสดงการเปรียบเทียบการกระจายความดันบนพื้นผิวของอากาศยานในรูปแบบของระดับสี ในสภาวะการบินตรงระดับที่มุมปะทะ 8 และ 14 องศา โดยผลลัพธ์ตัวเลขความดันที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD คือ Pressure Difference, $P - P_{atm}$ ซึ่งก็คือความแตกต่างระหว่างความดันที่ผิวของอากาศยานและความดันบรรยากาศรอบข้างในสภาวะการบินที่กำหนด จากรูปแสดงให้เห็นที่มาของการเกิดแรงยก โดยการสังเกตระดับสีของความแตกต่างการกระจายความดันที่ผิวปีกด้านบนและผิวปีกด้านล่าง ซึ่งการกระจายความดันของผิวปีกด้านล่างจะมีค่าที่สูงกว่าผิวปีกด้านบนจึงส่งผลให้เกิดแรงยก นอกจากนี้ เมื่อสังเกตระดับสีบริเวณผิวปีกด้านบนในสภาวะการบินตรงระดับที่มุมปะทะสูง คือ 14 องศา (ดังรูป 21(ข)) จะพบว่าบริเวณผลต่างความดันที่มีค่าติดลบมีพื้นที่มากกว่าสภาวะการบินตรงระดับที่ 8 องศาอย่างชัดเจน (ดังรูปที่ 21(ก)) ซึ่งแสดงให้เห็นถึงความแตกต่างของสัมประสิทธิ์แรงยกของ 2 สภาวะการบินตรงระดับได้อย่างชัดเจน ในขณะที่ การกระจายความดันในรูปแบบการแบ่งระดับสี ยังสามารถแสดงให้เห็นถึงที่มาของความแตกต่างของแรงดันในส่วนประกอบต่าง ๆ ของอากาศ

ยานที่ส่งผลต่อสมรรถนะอากาศยานของอากาศยานทั้งลำ ยกตัวอย่างเช่น แรงต้านที่เกิดขึ้นที่แทนวาระบบขับเคลื่อนมอเตอร์ ซึ่งมีลักษณะรูปทรงมู่ทุ้งรูปที่ 21 โดยสามารถสังเกตได้จากความดันสูงอย่างมีนัยสำคัญของการกระจายความดันบนพื้นที่บริเวณแทนวาระ ความแตกต่างระหว่างความดันนี้จะส่งผลโดยตรงต่อการเกิดแรงต้าน ซึ่งแรงต้านนี้ถูกเรียกว่า แรงต้านเนื่องจากความดัน หรือ Form Drags



(ก)

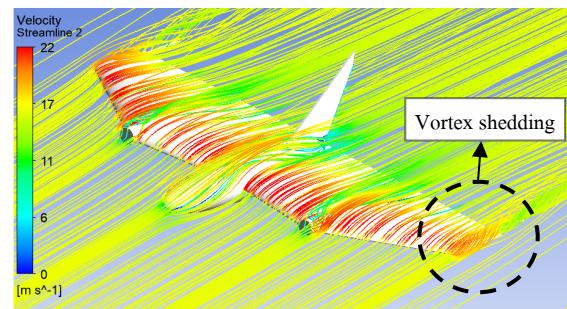


(ข)

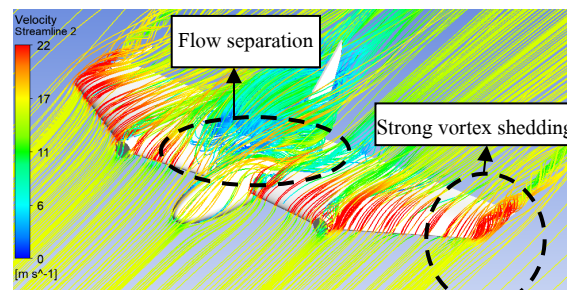
รูปที่ 21 การกระจายความดันบนพื้นผิวของอากาศยานไร้คนขับที่สภาวะการบิน 2 รูปแบบ (ก) มุมปะทะ 8 องศา และ (ข) มุมปะทะ 14 องศา

รูปที่ 22 แสดงการจำลองไหลของกระแสอากาศผ่านแนวกางปีกของอากาศยานในสภาวะการบินตรงระดับระดับที่มุมปะทะ 8 และ 14 องศา จาก รูปที่ 22(ก) แสดงให้เห็นถึงกระแสอากาศที่ไหลราบเรียบเกาะผิวปีกด้านบนและวอร์เทกซ์ที่เกิดขึ้นที่ปลายปีกของอากาศยานโดยวอร์เทกซ์นี้เป็นตัวแปรสำคัญของแรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag) ในขณะที่ เมื่อเปรียบเทียบกับรูปแบบการไหลของกระแสอากาศผ่านปีกอากาศยานในเงื่อนไขการบินในมุมปะทะที่สูงขึ้นใกล้มุมปะทะวิกฤตที่ 14 องศา ดังรูปที่ 22(ข) จากรูปนี้จะพบว่ากระแสอากาศเกิดการไหลแยกตัวไม่เกาะกับผิวปีกและเกิดการไหลย้อนกลับ ม้วนตัวของกระแสอากาศตรงบริเวณผิวโคนปีกด้านบนอย่างเห็น ได้ชัด ซึ่งรูปแบบ

การไหลแยกตัวของกระแสอากาศจะเป็นสาเหตุหลักของสภาวะร่วงหล่นของอากาศยาน โดยลักษณะพฤติกรรมของอาการสละจะเริ่มจากพื้นที่โคนปีกไปยังปลายปีก นอกจากนี้ ที่มุมปะทะสูงขึ้นจะพบว่า วอร์เทกซ์ที่ปลายปีกจะมีกำลังค่อนข้างสูงขึ้น (Strong Vortex) เมื่อเปรียบเทียบกับมุมปะทะที่ต่ำกว่าอย่างเห็นได้ชัดเจน



(ก)



(ข)

รูปที่ 22 การจำลองการไหลของกระแสอากาศผ่านผิวปีกของอากาศยานไร้คนขับที่ที่สภาวะการบิน 2 รูปแบบ (ก) มุมปะทะ 8 องศา และ (ข) มุมปะทะ 14 องศา

3. สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงแนวดิ่งประเภทหางตั้ง ที่มีความง่าย ไม่ซับซ้อน และมีวิธีการแบบตรงๆ ในระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการอย่างเป็นขั้นตอนตามแผนผังกระบวนการดังรูปที่ 1 ซึ่งกระบวนการนี้มีหัวใจสำคัญคือกระบวนการ การสร้างกราฟขอบเขตสมรรถนะอากาศยาน สำหรับเลือกจุดที่เหมาะสมสำหรับการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง โดยการรวมกราฟสมการขอบเขตสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนและปีกตรึงเข้าด้วยกัน ทั้งนี้เพื่อให้ช่วยในการสร้าง

พื้นที่ที่เป็นไปได้ในการออกแบบอากาศยานแบบปีกหมุนและปีกตรึง ตามลำดับ

ซึ่งผลลัพธ์จากระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการแสดงให้เห็นถึงความง่ายและความรวดเร็วในการเลือกจุดที่เหมาะสมเพื่อใช้ในการกำหนดขนาดรูปร่างอากาศยานไร้คนขับ และกำลังขับของระบบขับเคลื่อนอากาศยานโดยใช้การคำนวณแบบวนซ้ำเพียงจำนวน 4 รอบ ซึ่งสามารถได้ขนาดและรูปร่างของอากาศยานไร้คนขับที่ตอบโจทย์ความต้องการของภารกิจได้ โดยปราศจากความซับซ้อนของกระบวนการออกแบบเมื่อเปรียบเทียบกับกระบวนการหาคู่ที่เหมาะสมโดยใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลข

ในงานวิจัยนี้ได้นำกระบวนการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์อย่างละเอียดโดยการคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) เข้ากับระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้เพื่อตรวจสอบความเชื่อถือได้ของผลลัพธ์กระบวนการออกแบบ โดยการเปรียบเทียบเปรียบเทียบกับค่าประมาณค่าเริ่มต้นอากาศพลศาสตร์โดยเฉพาะค่า C_{D0} ซึ่งจากผลการเปรียบเทียบจะพบว่ามีค่าความแตกต่างกันไม่เกิน 3 เปอร์เซ็นต์ แสดงให้เห็นว่าการประมาณค่าเริ่มต้นของค่า C_{D0} โดยอ้างอิงจากข้อมูลทางสถิติของอากาศยานแบบปีกบินมีความแม่นยำและเชื่อถือได้ ซึ่งจะส่งผลโดยตรงต่อการคำนวณสมรรถนะบินทนนานของอากาศยานไร้คนขับ นอกจากนี้กระบวนการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงลึกทั้งในรูปแบบเชิงปริมาณและคุณภาพยังสามารถแสดงให้เห็นถึงความเป็นไปได้ของการออกแบบอากาศยานไร้คนขับที่สามารถบินปฏิบัติการได้อย่างมีประสิทธิภาพในเบื้องต้นรวมถึงสามารถทำการกิจได้ตรงกับความต้องการได้

เอกสารอ้างอิง

- [1] J. L. Forshaw and V. J. Lappas, "Architecture and systems design of a reusable Martian twin rotor tailsitter," *Acta Astronautica*, vol. 80, pp. 166–180, 2012, doi: 10.1016/j.actaastro.2012.05.008.
- [2] R. H. Stone, "The T-wing tail-sitter unmanned air vehicle: from design concept to research flight vehicle," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 218, no. 6, pp. 417–433, 2004, doi: 10.1243/0954410042794920.
- [3] K. C. Wong, J. A. Guerrero, D. Lara and R. Lozano, "Attitude stabilization in hover flight of a mini tail-sitter UAV with variable pitch propeller," in *Proc. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS '07)*, San Diego, CA, USA, 2007, pp. 2642–2647, doi: 10.1109/IROS.2007.4399278.
- [4] M. Aksugur and G. Inalhan, "Design methodology of a hybrid propulsion driven electric powered miniature tailsitter unmanned aerial vehicle," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 57, no. 1–4, pp. 505–529, 2010, doi: 10.1007/s10846-009-9368-0.
- [5] C. D. Wagter, D. Dokter, G. D. Croon and B. Remes, "Multilifting-device UAV autonomous flight at any transition percentage," in *Proc. European Guidance, Navigation, and Control Conference (EuroGNC '13)*, Delft, The Netherlands, 2013.
- [6] D. Zhang, Z. Chen and J. Lv, "Lift System Design of Tail-Sitter Unmanned Aerial Vehicle," *Intelligent Control and Automation*, Vol. 3 No. 4, pp. 285–290, 2012, doi: 10.4236/ica.2012.34033.
- [7] R. H. Stone, "Configuration design of a canard configured tail sitter unmanned air vehicle using multidisciplinary optimization," Ph.D. thesis, Dept. Aerodynamics Eng. , Univ. Sydney, 1999.
- [8] B. Wang, Hou, Z., Liu, Z., Chen, Q., & Zhu, X. (2016). Preliminary Design of a Small Unmanned Battery Powered Tailsitter. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2016.
- [9] L. Sawatdipon, C. Thipyopas, V. Sripawadkul, and T. Chayanon, "A preliminary design by using optimization for tail-sitter VTOL UAV," *The Journal of KMUTNB*, vol. 30, no. 4, pp. 600–611, 2020.
- [10] Raymer D, "Sizing from a Conceptual Sketch Aircraft," in *Design: A Conceptual Approach*, 5th ed.

- Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, ch 3–6, pp. 11–113.
- [11] G. Landolfo, “Aerodynamic and Structural Design of a small Nonplanar Wing UAV,” M.S. Thesis, Dept Aerospace Eng., Univ. Dayton, Dayton, OH, USA, 2008.
- [12] W. Johnson, “Vertical Flight I,” in *Helicopter theory*. New York, NY, USA: Dover Publications; 1980, ch 2–7, pp. 28–340.
- [13] A. M. Kamal and A. Ramirez-Serrano, “Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles,” *Aeronautics and Aerospace Open Access Journal*, vol. 2, no. 3, pp. 165–176, 2018, doi: 10.15406/aoaj.2018.02.00047
- [14] X. Lyu, H. Gu, Y. Wang, Z. Li, S. Shen and F. Zhang, “Design and implementation of a quadrotor tail-sitter vtol uav,” in *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Bayfront Ave, Singapore, 2017, pp. 3924–3930 doi: 10.1109/ICRA.2017.7989452.
- [15] LiPo 16,000 6S 22.2v Battery Pack, MaxAmps, Date Mon. [online] Available: <https://www.maxamps.com/lipo-16000-6s-22-2v-battery-pack>, (accessed: Aug. 20, 2020).
- [16] MH82, MH45, MH46 and S5010, UIUC Airfoil Coordinates Database, Aug. 2020, [Online] Available: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html.
- [17] A. Deperrois. XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. Guidelines for QFLR5 v0.03, 2009. Accessed: Sep. 15, 2020 [Online]. Available: https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%28%29/Release/Guidelines.pdf
- [18] R. Martínez-Val, and E. Schoep, “Flying wing versus conventional transport airplane: the 300-seat case,” in *Proc. 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Harrogate, United Kingdom, CD-ROM, pp. 113.1–113.12, 2000.
- [19] M. V. Cook, “Static Equilibrium and Trim,” in *Flight Dynamics Principles*, Burlington, MA, USA: Elsevier, 1997, ch 3, pp. 32–57.
- [20] A. N. Stender, “Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight,” Ph.D. dissertation, ETH Zurich, Citizen of Zumholz, Switzerland, 2008.
- [21] P. Konstadinopoulos, D. F. Thrasher, D. T. Mook, A. H. Nayfeh and L. Watson, “A vortex-lattice method for general, unsteady aerodynamics,” *AIAA Journal*, vol. 22, no. 1, 1985, doi: 10.2514/3.45078.
- [22] F. R. Menter, “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 269–289, 1994, doi: 10.2514/3.12149.