

การหาค่าเหมาะสมที่สุดของการออกแบบตามแนวคิดของ กามิกาเซโดรอนปีกรูปตัวเอ็กซ์ขับเคลื่อนด้วยระบบไฟฟ้าด้วยเมต้าฮิวริสติกส์

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ
ภาควิชาวิศวกรรมศาสตร์, มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ^{1*}

วันที่รับ 19 เมษายน 2567 วันที่แก้ไข 3 พฤษภาคม 2567 วันที่ตอบรับ 23 พฤษภาคม 2567

บทคัดย่อ

งานวิจัยชิ้นนี้ได้นำเสนอการหาค่าเหมาะสมที่สุดของการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซโดรอนปีกรูปตัวเอ็กซ์ขับเคลื่อนด้วยระบบไฟฟ้าด้วยวิธีเมต้าฮิวริสติกส์ ฟังก์ชันเป้าหมายของการออกแบบประกอบไปด้วยการหาค่าต่ำสุดของน้ำหนักเครื่องบินและค่าสูงที่สุดของเวลาในการบิน โดยคำนึงถึงภารกิจในการบินและเสถียรภาพในการบินเป็นเงื่อนไขบังคับ วิธีแถบตาข่ายลมนวน (Vortex Lattice Method: VLM) ถูกนำมาใช้เพื่อคำนวณทางด้านอากาศพลศาสตร์และเสถียรภาพในการบิน และวิธีทฤษฎีโมเมนต์ใบเมเนตัม (Blade Element Momentum Theory: BEMT) ถูกนำมาใช้ในการวิเคราะห์ใบพัด อัลกอริทึม Multi-objective Metaheuristic with Interactive Parameter Distribution Estimation (MMIPDE) ถูกนำมาเป็นเครื่องมือในการหาค่าเหมาะสมที่สุด ผลการออกแบบได้ถูกเลือกออกมา 3 ตัวอย่าง จากขอบหน้าพาเรโต (Pareto front) ความจุแบตเตอรี่ส่งผลโดยตรงต่อฟังก์ชันเป้าหมายทั้งสอง พารามิเตอร์ของอากาศยานจะเปลี่ยนไปหากมีน้ำหนักที่เปลี่ยนแปลง ค่าเหมาะสมที่สุดจากการออกแบบอากาศยานจะถูกนำไปออกแบบในขั้นตอนการออกแบบขั้นกลาง

คำสำคัญ : การออกแบบตามแนวคิดของเครื่องบิน, เมต้าฮิวริสติกส์, กามิกาเซโดรอน, ใบพัด

¹ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ, คณะวิศวกรรมศาสตร์, มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
* ผู้แต่ง, อีเมล: pakin.c@eng.kmutnb.ac.th

Optimum Design of Electric X-Kamikaze Drone in Conceptual Design Phase using Metaheuristic

Pakin Champasak ^{1*}

Received 19 April 2024, Revised 3 May 2024, Accepted 23 May 2024

Abstract

This research presents the optimization of the concept design of an electrically powered X-wing kamikaze drone using metaheuristics. The objective function consists of finding the minimum of aircraft weight and maximum of endurance taking into account of the flight mission and flight stability requirement. Vortex lattice method (VLM) is used to calculate the aerodynamics and flight stability, and the blade element momentum theory (BEMT) method is used for the analysis the propeller. Multi-objective metaheuristic with new concept of parameter adaptation (MMIPDE) is used as an optimizer. Three optimal design results were selected from the pareto front. Battery capacity directly affects both objective functions. Another design variable of the aircraft will change up to weight. The optimum values from the aircraft design will be taken into consideration in the next phase.

Keywords : Aircraft conceptual design, Metaheuristic, Kamikaze drone, Propeller

¹ Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's University of Technology North Bangkok

* Corresponding author: pakin.c@eng.kmutnb.ac.th

1. บทนำ

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) หรือที่คุ้นเคยกันในชื่อโดรน (Drone) กลายเป็นเครื่องมือที่ถูกนำไปประยุกต์ใช้งานได้หลากหลาย ตั้งแต่การลาดตระเวนทางทหารไปจนถึงการใช้งานพลเรือน เช่น เกษตรกรรม การเฝ้าระวัง และการจัดการภัยพิบัติ ในช่วงไม่กี่ปีที่ผ่านมา มีการปรับเปลี่ยนแนวคิดเกี่ยวกับเรื่องโลกร้อน จึงส่งผลต่อระบบขับเคลื่อนของ UAV คือ เปลี่ยนจากเครื่องยนต์สันดาปสู่มอเตอร์ไฟฟ้า เพื่อที่จะเป็นมิตรต่อสิ่งแวดล้อมและลดค่าใช้จ่ายในการดำเนินงานลงเมื่อเทียบกับเครื่องยนต์ที่ใช้สันดาปแบบดั้งเดิม อย่างไรก็ตาม การออกแบบ UAV ไฟฟ้ายังมีความท้าทายที่สำคัญหลายประการในการออกแบบ ปัญหาหลักอย่างหนึ่งในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับโดยขับเคลื่อนด้วยไฟฟ้า (Electric Unmanned Aerial Vehicle: eUAV) คือ การจัดเก็บและการจัดการพลังงาน eUAV อาศัยแบตเตอรี่ในการขับเคลื่อน ความหนาแน่นของพลังงาน น้ำหนัก และประสิทธิภาพของแบตเตอรี่ส่งผลกระทบต่ออย่างมีนัยสำคัญต่อสมรรถนะและความสามารถในการบินของ eUAV แม้ว่าจะมีการปรับปรุงเทคโนโลยีแบตเตอรี่ในปัจจุบันอย่างต่อเนื่อง แต่ก็ยังเผชิญกับข้อจำกัดในแง่ของความหนาแน่นของพลังงานและความทนทานและความสามารถในการบรรทุกของ eUAV ดังนั้น การออกแบบ eUAV อย่างมีประสิทธิภาพ หรือการออกแบบ eUAV ให้เหมาะสมที่สุด จึงเป็นปัจจัยหลักของการรับประกันความสำเร็จของภารกิจในการบินโดรนถูกใช้อย่างแพร่หลายมากขึ้นในสงครามยุคใหม่ เนื่องจากความคล่องตัว การเข้าถึงเป้าหมายได้ง่าย และประสิทธิภาพในสถานการณ์การต่อสู้ต่าง ๆ โดรนเหล่านี้มีข้อได้เปรียบหลายประการสำหรับกองกำลังทหาร รวมถึงการลาดตระเวน การเฝ้าระวัง การได้มาซึ่งเป้าหมาย หรือ

แม้กระทั่งความสามารถในการรุก ประโยชน์หลักอีกประการหนึ่งของการใช้โดรนในสงครามร่วมสมัยคือ ความสามารถในการรวบรวมข้อมูลแบบเรียลไทม์ (Real time) โดยไม่ทำให้ทหารตกอยู่ในความเสี่ยง โดรนที่ติดตั้งกล้องความละเอียดสูงและเซนเซอร์ต่าง ๆ สามารถให้ข้อมูลอันมีค่าเกี่ยวกับตำแหน่ง การเคลื่อนไหว และโครงสร้างพื้นฐานของศัตรู ข้อมูลเหล่านี้ช่วยให้ผู้บัญชาการทหารสามารถตัดสินใจอย่างทันท่วงทีและวางแผนปฏิบัติการทางยุทธวิธีได้อย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้น นอกเหนือจากการลาดตระเวนและการเฝ้าระวังแล้ว โดรนยังถูกนำมาใช้เพื่อวัตถุประสงค์เชิงรุกในสงครามสมัยใหม่มากขึ้นอีกด้วย โดรนติดอาวุธหรือที่รู้จักกันในชื่อ กามิกาเซโดรน (Kamikaze drone) สามารถบรรทุกและปรับใช้อาวุธยุทธโธปกรณ์ต่าง ๆ ไม่ว่าจะเป็น หีวระเบิด และขีปนาวุธนำวิถี ความสามารถนี้ช่วยให้กองกำลังทหารทำการโจมตีเป้าหมายศัตรูได้อย่างแม่นยำโดยสร้างความเสียหายต่อตนเองให้น้อยที่สุด ซึ่งลดความเสี่ยงต่อพลเรือนและโครงสร้างพื้นฐาน ในสงครามระหว่างรัสเซียและยูเครน พบว่ามีกามิกาเซโดรนให้เห็นหลากหลายรูปแบบ ไม่ว่าจะเป็น Harop ที่มีรูปทรงแบบคานาร์ด (Canard) และมีลักษณะลำตัวแบบเบรนต์วิง (Blended wing) ซึ่งถูกพัฒนาโดย Israel Aerospace Industries [1] สวิตช์เบรต (Switchblade) ที่พัฒนาโดย Aero Vironment มีลักษณะเรียบง่ายแบบอากาศยานทั่วไป (Conventional aircraft) [2] หรือแลนเซต 3 (LANCET3) ซึ่งถูกพัฒนาโดย ZALA Aero Group ที่มีลักษณะเป็นปีกรูปตัวเอ็กซ์ โดยมีข้อดีคือ ประสิทธิภาพในการควบคุมรอบแกน z (Yawing) ที่สูงขึ้นกว่าเครื่องบินแบบ Conventional aircraft ส่งผลให้ความสามารถในการติดตามเป้าหมายที่เคลื่อนที่ได้ดีขึ้น [3]

การออกแบบอากาศยานแบ่งเป็น 3 ส่วน คือ การออกแบบตามแนวคิด (Conceptual Design) การออกแบบขั้นกลาง (Preliminary Design) และการออกแบบขั้นละเอียด (Detail Design) โดยการออกแบบตามแนวคิดและการออกแบบในขั้นกลางนั้น จะเป็นการออกแบบรูปร่างภายนอกและรายละเอียด โครงสร้างภายในเครื่องบินตามลำดับส่วนขั้นละเอียด จะเป็นการออกแบบรายละเอียดชิ้นส่วน การประกอบ การขึ้นรูป รวมถึงการวิเคราะห์อากาศยานที่สร้างขึ้น อย่างละเอียด ความสำคัญของการแก้ไขปัญหาที่กล่าวมา ในย่อหน้าก่อนหน้านี พบว่า ในขั้นตอนการออกแบบ ตามแนวคิดมีผลอย่างมากต่อระยะเวลาและค่าใช้จ่าย ในการออกแบบถึง 70% กล่าวคือ หากสามารถ ออกแบบในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดได้ดี จะช่วยลดเวลาและค่าใช้จ่ายได้เป็นอย่างมาก [4] การออกแบบอากาศยานในขั้นตอนการออกแบบตาม แนวคิด (Aircraft conceptual design) ในปัจจุบัน ได้ใช้องค์ความรู้ทางด้านคอมพิวเตอร์ช่วยในการ คำนวณทางวิศวกรรม (Computer-Aided Engineering: CAE) ร่วมกับการนำคอมพิวเตอร์มาช่วยในการออกแบบ (Computer-Aided Design: CAD) ในการวิเคราะห์ ประสิทธิภาพของอากาศยาน วิธีแลตตาข่ายลมนวน (Vortex Lattice Method: VLM) เป็นวิธีที่ได้รับความนิยมอย่างแพร่หลายในการออกแบบอากาศยาน ในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิด เนื่องจากสามารถ ทำนายโมเดลอากาศพลศาสตร์และสามารถ วิเคราะห์เสถียรภาพของอากาศยานได้อย่างแม่นยำ ใกล้เคียงการทดลองด้วยอุโมงค์โดยใช้เวลาในการ คำนวณที่ต่ำกว่าวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamic: CFD) หลายเท่าตัว ภายใต้อัจฉริยภาพที่วิธี VLM ไม่สามารถทำนายโมเดล ของอากาศพลศาสตร์เมื่อเกิดการไหลแยกของ

อากาศและไม่สามารถทำนายแรงเสียดทาน (Friction drag) ของอากาศได้ แต่ด้วยข้อดีที่ว่าวิธี VLM ใช้เวลาในการคำนวณค่อนข้างน้อยเมื่อเทียบกับวิธีอื่น ๆ จึงเหมาะใช้เป็นเครื่องมือในการวิเคราะห์ ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimisation) ที่ต้องอาศัยรอบในการคำนวณ ในการออกแบบ

โดยทั่วไปแล้วปัญหาการออกแบบเครื่องบิน ในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิด ด้วยวิธี Optimisation สามารถกำหนดฟังก์ชันเป้าหมาย (Objective function) ได้ทั้ง ฟังก์ชันเป้าหมายเดียว (Single-objectives) หรือแบบ แบบหลายฟังก์ชัน เป้าหมาย (Multi-objectives) ประกอบด้วย การหาค่า ต่ำที่สุดของน้ำหนักรวมของเครื่องบิน การหาค่าต่ำที่สุด ของระยะ take-off หรือ หาค่าสูงที่สุดของระยะทาง หรือระยะเวลาในการบิน ภายใต้งบประมาณของภารกิจ ในการบิน เสถียรภาพของอากาศยาน โดยวิธีที่นิยม นำมาแก้ไขปัญหาการออกแบบเครื่องบินในขั้นตอน การออกแบบตามแนวคิด คือ วิธีเมตาฮิวริสติกส์ ซึ่งข้อดีของวิธีนี้คือ เหมาะกับปัญหาที่ไม่สามารถ คำนวณเกรเดียน (Gradient) ได้ หรือ กล่าวคือ วิธี เมตาฮิวริสติกส์อยู่ในรูปแบบของการไม่ใช้เกรเดียน ในการออกแบบ (Gradient-free) อัลกอริทึมยอดนิยม ที่จัดอยู่ในประเภทของเมตาฮิวริสติกส์ ไม่ว่าจะเป็น Differential Evolution (DE) [5] หรือ Particle Swarm Optimization (PSO) [6] อัลกอริทึม ที่ใช้แก้ปัญหาแบบหลายฟังก์ชันเป้าหมาย ไม่ว่าจะเป็น Multi-objective Ant Lion Optimizer: A Multi-objective Optimization Algorithm (MOALO) [7] หรือ Multi-objective Whale Optimization Algorithm (MWO) [8] แม้กระทั่ง อัลกอริทึมที่ถูกปรับปรุงเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพ ในการหาค่าตอบ [9] - [10]

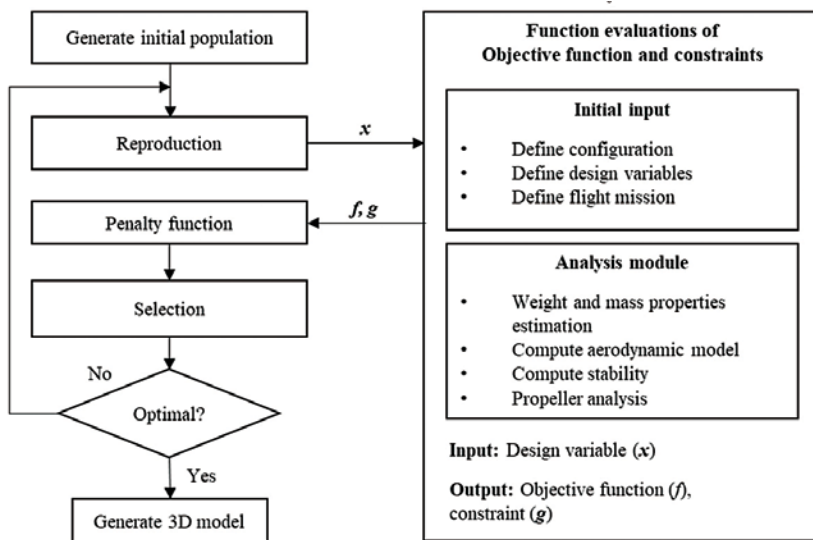
เป้าหมายของงานวิจัยชิ้นนี้คือ การหาค่าเหมาะสมที่สุดของการออกแบบกามิกาเซ่โดรนแบบปีกและหางรูปตัวเอ็กซ์โดยขับเคลื่อนด้วยระบบไฟฟ้า ด้วยวิธี MMIPDE [11] โดยมีฟังก์ชันเป้าหมายแบบ 2 ฟังก์ชันเป้าหมาย คือ หาค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักเครื่องบิน (Total weight) และหาค่าสูงที่สุดของเวลาในการบิน (Endurance) โดยมีตัวแปรในการออกแบบประกอบไปด้วยพารามิเตอร์ของรูปทรงและขนาดของอากาศยานและพารามิเตอร์ของใบพัด โดยมีเงื่อนไขบังคับประกอบด้วย การกำหนดภารกิจในการบินและเสถียรภาพของอากาศยาน ในหัวข้อที่ 2 จะกล่าวถึงหลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องของการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซ่โดรนปีกรูปตัวเอ็กซ์ด้วยวิธีเมตาฮิวริสติกส์ ไม่ว่าจะเป็น การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์และเสถียรภาพด้วยวิธี VLM ด้วยซอฟต์แวร์ AVL (Athena Vortex

Lattice) [12] การขึ้นรูปเครื่องบินสามมิติด้วยซอฟต์แวร์ OpenVSP (Open Vehicle Sketch Pad) [13] การกำหนดปัญหาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซ่โดรนปีกรูปตัวเอ็กซ์ จากนั้นกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดของปัญหาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซ่โดรนปีกรูปตัวเอ็กซ์ถูกแสดงในหัวข้อที่ 3 ผลการออกแบบ สรุปและอภิปรายผล จะแสดงให้เห็นในหัวข้อที่ 4 และ 5 ตามลำดับ

2. หลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องของการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซ่โดรนปีกรูปตัวเอ็กซ์ด้วยวิธีเมตาฮิวริสติกส์

ขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดของอากาศยานสามารถอธิบายได้ตามรูปที่ 1

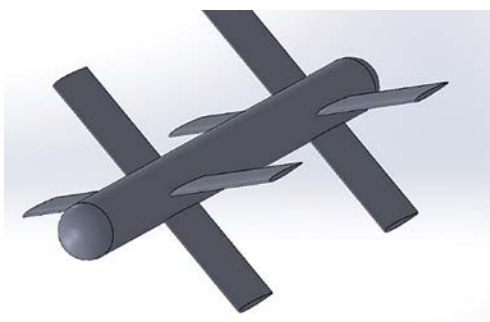
โดยเริ่มต้นการกำหนดรูปร่างของอากาศยาน โมเดลอากาศยานแบบปีกและหางรูปตัวเอ็กซ์



รูปที่ 1 ขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดของอากาศยาน

ดังรูปที่ 2 ได้ถูกนำมาออกแบบในงานวิจัยชิ้นนี้ ปีกทุกชั้นจะมีระยะความยาวปีก (Span), ความยาวของคอร์ดที่โคนปีก (Root chord) ความยาวของคอร์ดที่ปลายปีก (Tip chord) เท่ากัน และมีอัตราส่วนของความยาวคอร์ดที่ปลายปีก (Taper ratio) ที่เท่ากับ 1 แต่ละปีกจะทำมุมต่อกัน 45 องศา และเป็นปีกแบบไม่มีมุมลู่ออกของปีก (Non-sweep angle) โดยปีกด้านหน้าและด้านหลังจะใช้ แพนอากาศ (Airfoil) ที่มีชื่อว่า ClarkY และ naca0012 ตามลำดับ ขนาดของลำตัวจะถูกกำหนดให้เป็นค่าคงที่โดยมีความยาวเท่ากับ 0.8 เมตร และมีเส้นผ่านศูนย์กลางเท่ากับ 0.01 เมตร มอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดจะถูกติดตั้งอยู่ด้านหลังลำตัวในรูปแบบเครื่องยนต์หลักจากด้านหลัง (Pusher) เพื่อลดการก่อกวนของลมที่กระทำต่อแพนบังคับอากาศยาน (Control surface)

การกำหนดภารกิจการบิน (Flight mission) โดยอากาศยานที่ออกแบบจะต้องได้เวลาในการบิน



รูปที่ 2 โมเดลอากาศยานแบบปีกและหางรูปตัวเอ็กซ์

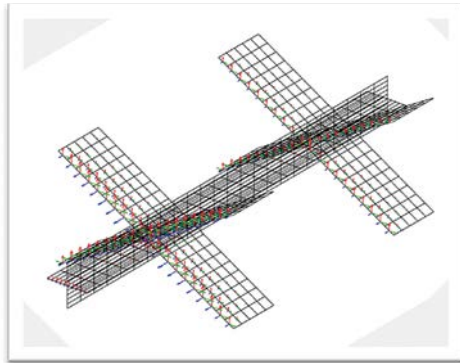
(Endurance) และระยะการบิน (Range) มากกว่า 30 นาที และ 40 กิโลเมตร ตามลำดับ โดยมีความเร็วครูซ (Cruise speed) น้อยกว่า 30 เมตรต่อวินาที และต้องแบกน้ำหนักบรรทุกเท่ากับ 0.8 กิโลกรัม ภายใต้งี้อ่อนไหวที่เครื่องบินจะต้องมีเสถียรภาพในการบิน

ในกระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของปัญหาในนี้ พารามิเตอร์ของปีกและหาง ไม่ว่าจะเป็น Span, Root Chord, มุมยกปีก (Incidence) และ พารามิเตอร์ของใบพัด เช่น รัศมีใบพัด (Blade radius) มุมบิดใบพัด (Blade twist angle), มุมพิตช์รวมใบพัด (Blade collective pitch angle) ถูกกำหนดให้เป็นตัวแปรออกแบบ เพื่อให้บรรลุฟังก์ชันเป้าหมาย คือ หาค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักเครื่องบิน (Minimum total weight) และค่าค่าสูงที่สุดของเวลาในการบิน (Maximum endurance) การคำนวณฟังก์ชันเป้าหมายและเงื่อนไขบังคับ (Function evaluation) ประกอบไปด้วย 4 หัวข้อหลัก ๆ คือ

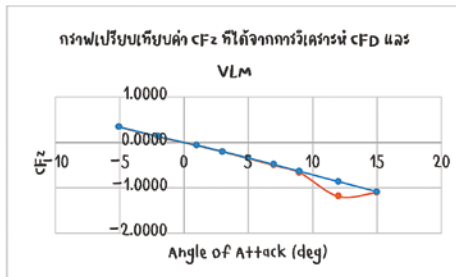
1. การคำนวณโมเดลทางอากาศพลศาสตร์ (Compute Aerodynamic Model) วิธีการ VLM มีพื้นฐานมากจากหลักการไหลแบบโพเทนเชียล (Potential flow) โดยวิธีนี้ใช้ในการประมาณค่าแรงอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic force) ซึ่งเป็นแรงที่เกิดจากความแตกต่างระหว่างผิวบนและล่างของปีก โดยแต่ละผิวนั้นถูกเรียกว่า พื้นที่ยกปีก (Lifting surface) ดังรูปที่ 3 โดยจุดเด่นของวิธี VLM คือใช้เวลาในการวิเคราะห์ Aerodynamic force ต่ำกว่าวิธี CFD มาก เนื่องจากการลดความซับซ้อนของสมการการไหล ดังนั้น วิธี VLM จึงเหมาะกับการออกแบบเครื่องบินในขั้นตอน Conceptual Design ซึ่งเป็นช่วงของการออกแบบที่อาศัยรอบในการคำนวณเป็นจำนวนมาก ดังนั้น หากต้องการนำวิธี VLM มาใช้ได้ จึงจะต้องทำการ Validated ผลกับวิธี CFD ซึ่งมีความแม่นยำกว่า เพื่อที่จะทราบข้อจำกัดและความเป็นไปได้ในการนำวิธี VLM มาใช้ในการ

ออกแบบในขั้นตอน Conceptual Design ดังนั้นผู้จัดทำจึงทำการวิเคราะห์ผลของแรงในแนวแกนลำตัว (Body axis) ของทั้งวิธี VLM และ CFD ของโมเดล ดังรูปที่ 3 เพื่อศึกษาความเป็นไปได้ของการนำวิธี VLM มาใช้ในการออกแบบอากาศยาน การศึกษาพบว่า ผลการเปรียบเทียบแสดงให้เห็นดังรูปที่ 4 และ 5 จากรูปที่ 4 พบว่า ตั้งแต่มุม Angle of attack ที่ -5 องศาถึง 9 องศา ค่า CFZ ของทั้งวิธี VLM และ CFD มีค่าใกล้เคียงกันมาก แต่ที่ 9 องศา ถึง 15 องศา กราฟมีความโค้ง ค่า CFZ ลดลง เมื่อ Angle of Attack (AOA) มากกว่า 12 องศา โดยเหตุการณ์นี้เกิดจากการไหลแยกเนื่องจากเกิดการไหลแยก (Stall) จากมุมปะทะที่สูง และจะสังเกตได้ว่าผลของ VLM ในช่วงนี้จะยังเป็นเส้นตรง เนื่องจากวิธี VLM ไม่สามารถทำนายของไหลที่เกิดการไหลแยกได้ เพราะฉะนั้นการออกแบบในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดควรตั้งลิมิต (Limit) ของการบินไว้ที่ Angle of Attack ต่ำกว่า 9 องศา เพื่อหลีกเลี่ยงความผิดพลาดจากการใช้วิธี VLM ผลจากรูปที่ 5 ที่ช่วง Angle of Attack ระหว่าง -5 ถึง 9 องศา ค่า CFx มีแนวโน้มขนานกัน ให้ค่าที่แตกต่างกันเล็กน้อย เกิดจากวิธี VLM ด้วยหลักการของ Potential flow ไม่สามารถคำนวณแรงต้านจากแรงเสียดทานได้ ต่างกับวิธี CFD ที่สามารถวิเคราะห์แรงเสียดทานของอากาศจากชั้นขอบ (Boundary layer) ได้ ดังนั้น หากต้องการใช้วิธี VLM ในการออกแบบ จะต้องเพิ่มผลจากแรงเสียดทานของอากาศเข้ามาด้วย เมื่อทราบข้อจำกัดของวิธี VLM แล้วงานวิจัยชิ้นนี้จะทำการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์โดยใช้วิธี VLM ด้วยซอฟต์แวร์ AVL โดยการป้อนรูปร่าง ขนาดและรูปทรงของอากาศยาน คุณสมบัติของน้ำหนักรวมและสถานะในการบิน

ที่ต้องการวิเคราะห์เป็นอินพุตของซอฟต์แวร์ ผลจากการวิเคราะห์ด้วยซอฟต์แวร์ AVL จะสามารถนำไปคำนวณหา Endurance, Range และ Cruise speed ซึ่งเป็นเงื่อนไขบังคับในการออกแบบได้



รูปที่ 3 Lifting surface ที่ใช้ในการวิเคราะห์ด้วยวิธี VLM



รูปที่ 4 กราฟเปรียบเทียบค่า C_{FX} ที่ได้จากวิธีการวิเคราะห์ CFD (ส้ม) และ VLM (น้ำเงิน)



รูปที่ 5 กราฟเปรียบเทียบค่า C_{FZ} ที่ได้จากวิธีการวิเคราะห์ CFD (น้ำเงิน) และ VLM (เหลือง)

2. การคำนวณเสถียรภาพของเครื่องบิน (Compute Aircraft Stability) สามารถวิเคราะห์ได้ด้วยซอฟต์แวร์ AVL เช่นกัน โดยปกติแล้วการออกแบบอากาศยานจะสามารถระบุเสถียรภาพในการบินทั้ง 3 แกน (Longitudinal axis, Lateral axis, Directional axis) ได้จากตัวแปร $C_{m,\alpha} < 0$, $C_{n,\beta} > 0$ และ $C_{l,\beta} < 0$ ตามลำดับ

3. การประมาณค่าน้ำหนัก (Weight Estimation) ปกติแล้วการประมาณค่าน้ำหนักในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดของอากาศยานสามารถทำได้โดยใช้ข้อมูลทางสถิติของอากาศยานที่มีอยู่แล้วในการทำนาย โดยวิธีนี้จะใช้ได้กับอากาศยานที่เคยสร้างขึ้นมาเป็นต้นแบบแล้ว เช่น เครื่องบินพาณิชย์ แต่จะไม่สามารถทำนายอากาศยานในรูปแบบใหม่ ๆ ได้แม่นยำ ดังนั้น เพื่อให้การประมาณค่าน้ำหนักมีประสิทธิภาพมากขึ้น จำนวนของชั้นคอมโพสิตที่ถูกใช้ในการขึ้นรูปผิวของอากาศยานได้กำหนดให้เท่ากับ 3 ชั้น และโครงสร้างของปีกประกอบด้วยโครงสร้างตามขวาง (Rib) และโครงสร้างตามยาว (Spar) ถูกกำหนดให้เท่ากับ 5 และ 2 ชั้น สำหรับแต่ละปีกตามลำดับ น้ำหนักของชั้นคอมโพสิตต่อพื้นที่ผิวสามารถหาได้จากการทดลองขึ้นรูปวัสดุคอมโพสิตของผ้าคาร์บอนลายหนึ่ง โดยมีการวางผ้าจำนวน 3 ชั้น แล้วทำการขึ้นรูปเป็นแผ่นด้วยวิธี Resin Infusion พบว่า มีน้ำหนักต่อพื้นที่ประมาณ 1,000 กิโลกรัมต่อตารางเมตร ดังนั้น น้ำหนักของอากาศยานจะสามารถคำนวณได้โดยการวัดพื้นที่ผิวทั้งหมดคูณกับความหนาแน่นของวัสดุคาร์บอนไฟเบอร์ก็จะประมาณค่าน้ำหนักที่แม่นยำของโครงสร้างได้ น้ำหนักของแบตเตอรี่สามารถคำนวณได้จากข้อมูลน้ำหนักของแบตเตอรี่ที่มีอยู่ในท้องตลาดโดยน้ำหนักแบตเตอรี่ประเภท Li-Po ขนาด 5500 mAh

จะมีน้ำหนัก 800 กรัมต่อ 1 ก้อน หรือสามารถคำนวณเป็นฟังก์ชันเส้นตรง 1 mAh ต่อน้ำหนัก 0.1454 กรัม

4. การวิเคราะห์ใบพัด (Propeller Analysis) การเลือกใบพัดให้เหมาะสมกับการออกแบบเป็นโจทย์ที่ทำนายสำหรับนักออกแบบ โดยปกติแล้วการเลือกใบพัดทำให้ได้โดยใช้ประสบการณ์ในการออกแบบ เพื่อลดการตัดสินใจในการออกแบบ ใบพัดถูกนำมาเป็นตัวแปรในการออกแบบ ดังนั้น ในการศึกษาค้นคว้าจึงได้นำวิธี BEMT [14] มาใช้ในการวิเคราะห์ประสิทธิภาพของใบพัด เช่น อัตราการกินพลังงาน (Power consumption) และ แรงขับ (Thrust)

3. กระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดของปัญหาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซ่โดรนปีกรูปตัวเอ็กซ์

การหาค่าเหมาะสมที่สุดของปัญหาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซ่โดรนปีกรูปตัวเอ็กซ์สามารถอธิบายได้ด้วยสมการที่ (1)

$$\min_x f(x) = \{f_1(x), f_2(x)\}^T = \{W_{total}, -E\}^T \quad (1)$$

subject to

$$g(x) \leq 0, i = 1, \dots, m$$

$$\underline{x}^L \leq x \leq \underline{x}^U$$

โดยที่สมการจัดอยู่ในรูปแบบของความสัมพันธ์ระหว่าง ฟังก์ชันเป้าหมาย (f) ตัวแปรในการออกแบบ (x) และเงื่อนไขบังคับ (g) เป้าหมายของการออกแบบคือ การหาค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักเครื่องบิน (W_{total}) และหาค่าสูงที่สุดของเวลาในการบิน (E) ภายใต้วแปรออกแบบทั้งหมด 12 ตัว ดังตารางที่ 1 ตัวแปร x_1 คือความจุแบตเตอรี่ที่ใช้ในการปฏิบัติการการบิน ตัวแปร $x_2 - x_6$ คือ พารามิเตอร์ของใบพัด ในขณะที่ตัวแปร $x_7 - x_{12}$

คือ พารามิเตอร์ของปีกอากาศยาน เงื่อนไขบังคับของการออกแบบแสดงให้เห็นดังตารางที่ 2 เงื่อนไขบังคับของภารกิจการบินแสดงให้เห็นดังตัวแปรที่ $g_1 - g_4$ โดยที่เสถียรภาพของการบินประกอบด้วย $g_5 - g_8$

อัลกอริทึม MMIPDE ถูกนำมาใช้เพื่อแก้ปัญหาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาชเโดรเนปีกรูปตัวเอ็กซ์ การตั้งค่าพารามิเตอร์เริ่มต้นของอัลกอริทึม MMIPDE และกระบวนการปรับแต่ง (Reproduction) และ การคัดเลือก (Selection)

ได้กำหนดตามอัลกอริทึมต้นฉบับ โดยในกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดได้กำหนดจำนวนประชากรเท่ากับ 50 แล้วให้จำนวนวนรอบซ้ำเท่ากับ 200 การเก็บจำนวนประชากรต่อรอบเท่ากับ 50 และให้จำนวนฐานสอง (Binary) เท่ากับ 16 การทดลองได้มีการทำซ้ำทั้งหมด 10 ครั้ง จากนั้นหาผลลัพธ์ที่ดีที่สุด โดยสามารถวัดค่าการเปรียบเทียบปริมาตรเกิน (Hypervolume) ผลที่ได้จะแสดงออกมาอยู่ในรูปแบบของ Pareto front ของทั้งสองฟังก์ชันเป้าหมาย

ตารางที่ 1 ตัวแปรออกแบบ

No.	Design variables	Lower limit	Upper limit
1	ความจุแบตเตอรี่ (Battery capacity, mAh)	5500	16500
2	เส้นผ่านศูนย์กลาง (Blade diameter, m)	0.20	0.30
3	ความยาวของคอร์ดที่โคนใบพัด (Blade root chord, m)	0.02	0.03
4	อัตราส่วนของความยาวคอร์ดที่ปลายใบพัด (Blade taper ratio)	0.40	0.60
5	มุมปะทะเริ่มต้นใบพัด (Blade incidence angle at tip, deg.)	4.00	8.00
6	มุมบิดใบพัด (Blade twist, deg.)	-45.00	-30.00
7	จุดศูนย์กลางถ่วงออกแบบ (Designed centre of gravity in x-axis, m)	0.30	0.50
8	ความยาวครึ่งปีก (Wing half span, m)	0.40	0.60
9	มุมยกปีก (Wing dihedral, deg.)	30.00	45.00
10	ความยาวของคอร์ดที่โคนปีก (Wing root chord) (m)	0.14	0.18
11	มุมปะทะเริ่มต้นปีก (Wing incidence, deg.)	3.00	6.00
12	จุดวางปีกในแนวแกนเอ็กซ์ (Wing translational position on x axis, m)	0.30	0.40

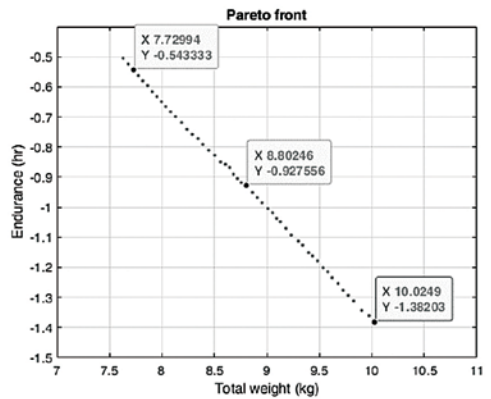
ตารางที่ 2 เงื่อนไขบังคับในการออกแบบ

No.	Constraints	Lower limit	Upper limit
1	เวลาการบิน (Endurance, hr.)	-	>0.5
2	ระยะทางการบิน (Range, km)	-	>50
3	ความเร็วครุซ (Cruise speed, m/s)	<30	-
4	ความเร็วปีน (Rate of climb, m/s)	-	>5
5	สัมประสิทธิ์โมเมนต์เงยเทียบกับมุมปะทะ (Coefficient of the pitching moment versus angle of attack)	<0	-
6	สัมประสิทธิ์โมเมนต์เอียงเทียบกับมุมปะทะ (Coefficient of the yawing moment versus side slip angle)	-	>0
7	สัมประสิทธิ์โมเมนต์หมุนเทียบกับมุมปะทะ (Coefficient of the rolling moment versus side slip angle)	<0	-
8	มุมปะทะสูงสุดของแพนบังคับ (Maximum deflection of the control surface, deg.)	-5	5
9	Static margin (%)	5	15

4. ผลการออกแบบ

หลังจากทำการทดลองซ้ำทั้งหมด 10 ครั้งของการแก้ปัญหาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาชโรนปีกรูปตัวเอ็กซ์ด้วยอัลกอริทึม MMIPDE พบว่า Pareto front ของการออกแบบที่ให้ค่า Hypervolume สูงที่สุดสามารถแสดงให้เห็นดังรูปที่ 6 ตัวอย่างผลการออกแบบ 3 จุดบน Pareto front ไม่ว่าจะเป็นฟังก์ชันเป้าหมายตัวแปรในการออกแบบและเงื่อนไขบังคับ ถูกนำมาแสดงให้เห็นดังตารางที่ 3, 4 และ 5 ตามลำดับ

จากผลลัพธ์ พบว่า ขนาดของความจุแบตเตอรี่ (x1) ส่งผลโดยตรงต่อฟังก์ชันเป้าหมาย ไม่ว่าจะเป็นน้ำหนักของอากาศยานและระยะเวลาในการบิน ยิ่งความจุของแบตเตอรี่มากก็จะทำให้น้ำหนักมากขึ้น เช่นเดียวกับความจุของแบตเตอรี่มากขึ้นก็จะทำให้ระยะเวลาในการบินมากขึ้นเช่นกัน



รูปที่ 6 Pareto front ของการหาค่าเหมาะสมที่สุด

ดังผลลัพธ์ของ Solution ที่ 1 เปรียบเทียบกับ Solution ที่ 2 พบว่า รูปทรงของอากาศยานและใบพัดแทบไม่มีความแตกต่างกัน แต่เมื่อเปรียบเทียบกับ Solution ที่ 3 พบว่า ตัวแปร x1 คือ ขนาดของแบตเตอรี่ได้เท่ากับค่าสูงสุดของขอบเขตตัวแปร

ตารางที่ 3 ฟังก์ชันเป้าหมายของผลลัพธ์ที่ถูกเลือก

No.	Objective functions	Solution 1	Solution 2	Solution 3
1	Total weight (kg)	7.7299	8.0823	10.0248
2	Endurance (hr)	0.5433	0.6830	1.3820

ตารางที่ 4 ตัวแปรในการออกแบบของผลลัพธ์ที่ถูกเลือก

No.	Design variables	Solution 1	Solution 2	Solution 3
1	Battery capacity (mAh)	7,385	9,737	16,500
2	Blade diameter (m)	0.2987	0.2986	0.2000
3	Blade root chord (m)	0.0300	0.0300	0.0200
4	Blade taper ratio	0.4000	0.4038	0.4000
5	Blade incidence angle at tip (deg.)	7.9911	8.0000	8.0000
6	Blade twist (deg.)	-44.9971	-44.9924	-45.0000
7	Designed centre of gravity in x-axis (m)	0.5000	0.5000	0.5000
8	Wing half span (m)	0.4000	0.4000	0.6000
9	Wing dihedral (deg.)	30.0000	30.0000	30.0000
10	Wing root chord (m)	0.1401	0.1400	0.1400
11	Wing incidence (deg.)	6.0000	6.0000	3.0000
12	Wing translational position on x axis (m)	0.3595	0.3583	0.3369

ตารางที่ 5 เงื่อนไขบังคับของผลลัพธ์ที่ถูกเลือก

No.	Constraints	Solution 1	Solution 2	Solution 3
1	Endurance (hr.)	0.5433	0.6831	1.3820
2	Range (km)	55.4086	71.6676	146.7115
3	Cruise speed (m/s)	29.2805	29.8990	29.9930
4	Rate of climb (m/s)	12.6496	12.9180	11.0142
5	Coefficient of the pitching moment versus angle of attack	-0.5426	-0.5336	-0.8692
6	Coefficient of the yawing moment versus side slip angle	0.2979	0.2948	0.4808
7	Coefficient of the rolling moment versus side slip angle	-0.1412	-0.1430	-0.150236
8	Maximum deflection of the control deflection (deg.)	1.4450	1.3801	4.1749
9	Static margin	8.34	8.21	7.46

ส่งผลให้มีระยะเวลาในการบินมากกว่า Solution ที่ 1 และ 2 เป็นเท่าตัว และด้วยเหตุผลนี้ทำให้น้ำหนักของ Solution ที่ 3 เท่ากับ 10.0248 กิโลกรัม เมื่อน้ำหนักอากาศยานมากขึ้นพื้นที่ปีกของอากาศยานก็เพิ่มขึ้นเช่นกัน ดังตัวแปร x_8 (Wing half span) มีค่าเท่ากับ 0.6 เมตร ซึ่งเท่ากับค่าสูงสุดของขอบเขตในการออกแบบ การเพิ่มขึ้นของความยาวปีกนั้นหมายความว่าปีกมีพื้นที่ผิวเพิ่มขึ้นเช่นกันในขณะที่ Wing root chord มีค่าเท่าเดิม ดังนั้น การเพิ่มขึ้นของความยาวปีกของ Solution ที่ 3 จะส่งผลให้อากาศยานสามารถเพิ่มแรงยก เพื่อช่วยในการต้านแรงจากน้ำหนักที่เพิ่มขึ้น จากตารางที่ 5 การเปรียบเทียบระหว่างเงื่อนไขบังคับของแต่ละผลลัพธ์พบว่า Cruise speed เป็นเงื่อนไขบังคับที่มีปัจจัยสำคัญในการออกแบบอากาศยาน เนื่องจากผลลัพธ์ที่ได้เข้าใกล้ค่ามากที่สุดของเขตบังคับ ค่า Endurance และ Range มีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน และผลลัพธ์จากเงื่อนไขบังคับ $g_5 - g_9$ บ่งบอกว่าเครื่องบินมีเสถียรภาพในทั้งสามแนวแกน

5. สรุปและอภิปรายผล

ในการศึกษาการออกแบบตามแนวคิดของกามิกาเซโดรอนปีกรูปตัวเอ็กซ์โดยใช้วิธีเมตาฮีริสติกส์ อัลกอริทึมที่ถูกนำมาใช้คือ MMIPDE ซึ่งสามารถใช้ในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดแบบหลายฟังก์ชันเป้าหมายได้ ฟังก์ชันเป้าหมายของการออกแบบคือหาค่าต่ำสุดของน้ำหนักเครื่องบินและหาค่าสูงที่สุดของเวลาในการบิน ตัวแปรในการออกแบบคือรูปร่างและขนาดของปีกอากาศยานและพารามิเตอร์ของใบพัดโดยมีภารกิจในการบินและเสถียรภาพในการบินเป็นเงื่อนไขบังคับในการออกแบบ ก่อนที่จะเริ่มทำการออกแบบได้มีการตรวจสอบเครื่องมือในการวิเคราะห์ผลของอากาศพลศาสตร์ของวิธี VLM เทียบกับวิธี

CFD พบว่า VLM ให้ผลที่ใกล้เคียงกับวิธี CFD และยังใช้เวลาในการคำนวณที่ต่ำกว่ามาก เหมาะสำหรับใช้ในการออกแบบร่วมกับวิธี Optimisation แต่จะต้องคำนึงถึงเงื่อนไขของการใช้งานวิธี VLM เช่นไม่สามารถวิเคราะห์การไหลแยกและแรงเสียดทานของอากาศได้ ผลของการออกแบบแสดงให้เห็นอยู่ในรูปของ Pareto front ตัวอย่างการออกแบบถูกเลือกมาทั้งสิ้น 3 ตัวอย่าง เพื่อวิเคราะห์ผลการออกแบบพบว่า ความจุของแบตเตอรี่ส่งผลต่อฟังก์ชันเป้าหมายโดยตรงต่อฟังก์ชันเป้าหมายพารามิเตอร์ของอากาศยานและใบพัดจะถูกนำไปออกแบบในการออกแบบขั้นกลาง (Preliminary Design) ต่อไป ในมุมมองภาพรวมของกระบวนการพบว่า วิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดสามารถใช้ในการออกแบบอากาศยานได้เป็นอย่างดี และสามารถใช้กับอากาศยานรูปแบบใหม่ ๆ ได้อย่างเหมาะสม แต่ต้องอาศัยองค์ความรู้ที่หลากหลาย เพื่อที่จะพัฒนาปัญหาให้ใกล้เคียงกับความเป็นจริงมากที่สุดข้อเสนอนี้ในการออกแบบแบ่งออกเป็นสองข้อ คือ 1. ควรพิจารณาความไม่แน่นอนของการออกแบบด้วย เช่น ความไม่แน่นอนของการประมาณค่าน้ำหนักความไม่แน่นอนของการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ และอื่น ๆ 2. ควรพิจารณาระบบควบคุมเบื้องต้นในกระบวนการออกแบบในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดด้วย

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] Wikipedia. "IAI Harop." EN.WIKIPEDIA.org. https://en.wikipedia.org/wiki/IAI_Harop (accessed Apr. 17, 2024).
- [2] AeroVironment. "SWITCHBLADE® 300 BLOCK 20." AVINC.com. <https://www.avinc.com/lms/switchblade> (accessed Apr. 17, 2024).

- [3] Wikipedia. "ZALA Lancet." EN.WIKIPEDIA.org. https://en.wikipedia.org/wiki/ZALA_Lancet (accessed Apr. 17, 2024).
- [4] M. H. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2012.
- [5] R. Storn and K. Price, "Differential Evolution - A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces," *J. Glob. Optim.*, vol. 11, no. 4, pp. 341 - 359, 1997, doi: 10.1023/A:1008202821328.
- [6] J. Kennedy and R. Eberhart, "Particle Swarm Optimization," *ICNN'95 - Int. Conf. Neural Netw.*, Perth, WA, Australia, 1995, pp.1942-1948, doi:10.1109/ICNN.1995.488968.
- [7] S. Mirjalili, P. Jangir, and S. Saremi, "Multi-objective Ant Lion Optimizer: A Multi-objective Optimization Algorithm for Solving Engineering Problems," *Appl. Intell.*, vol. 46, no. 1, pp. 79 - 95, 2017.
- [8] M. A. E. Aziz, A. A. Ewees, A. E. Hassanien, M. Mudhsh, and S. Xiong, "Multi-objective Whale Optimization Algorithm for Multilevel Thresholding Segmentation," in *Advances in Soft Computing and Machine Learning in Image Processing*, A. E. Hassanien and D. A. Oliva, Eds., Cham, Switzerland: Springer, 2018, pp. 23 - 39.
- [9] J. Zhang and A. C. Sanderson, "JADE: Adaptive Differential Evolution with Optional External Archive," *IEEE Trans. Evol. Comput.*, vol. 13, no. 5, pp. 945-958, 2009.
- [10] S. Wang, Y. Li, and H. Yang, "Self-adaptive Mutation Differential Evolution Algorithm based on Particle Swarm Optimization," *Appl. Soft Comput.*, vol. 81, p. 105496, 2019.
- [11] K. Wansasueb, N. Pholdee, N. Panagant, and S. Bureerat, "Multiobjective Meta-heuristic with Iterative Parameter Distribution Estimation for Aeroelastic Design of an Aircraft Wing," *Eng. Comput.*, vol. 38, pp. 695 - 713, 2022.
- [12] K. Budziak, *Aerodynamic Analysis with Athena Vortex Lattice (AVL)*. Hamburg, Germany: Hamburg Aircraft Design and Systems Group (AERO), Department of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2015. [Online]. Available: <https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero-2015-09-20.015>
- [13] R. A. McDonald and J. R. Gloude-mans, "Open Vehicle Sketch Pad: An Open Source Parametric Geometry and Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design," in *2022 AIAA SCITECH Forum*, 2022, doi: 10.2514/6.2022-0004.
- [14] Cotri. "Blade Element Momentum Theory: Developed during My Bachelor Thesis in Aerospace Engineering." GITHUB.com. <https://github.com/cotri/BEMT> (accessed Apr. 17, 2024).