

การออกแบบตามแนวคิดของเครื่องบินพาณิชย์โดยการหาค่าเหมาะที่สุดแบบหลายเป้าหมาย : ศึกษาโดยการเปรียบเทียบ

Aircraft Conceptual Design using Multi-Objective Evolutionary Optimization: Comparative study

ภาคิน จำปาศักดิ์¹, สิริภาพ อึ้งดำรงกุล¹, นที พนาภานต์¹, สุจินต์ บุรีรัตน์¹

Pakin Champasak¹, Sirapop Ungdumrongkool¹, Natee Panagant¹, Sujin Bureerat¹

Received: 7 July 2019; Revised: 2 August 2019; Accepted: 10 September 2019

บทคัดย่อ

บทความนี้แสดงให้เห็นถึงการออกแบบของเครื่องบินพาณิชย์ในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดโดยพิจารณา 2 เป้าหมายคือ ค่าน้อยที่สุดของน้ำหนักเครื่องบิน และค่ามากที่สุดของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านโดยใช้ Multi-Objective Evolutionary Optimization (MOEAs) เสถียรภาพเชิงกลถูกนำมาพิจารณาเป็นเงื่อนไขบังคับ เมื่อตัวแปรออกแบบของรูปทรงเครื่องบินประกอบด้วย ปีก, หาง และลำตัว ค่าสัมประสิทธิ์ทางด้านอากาศพลศาสตร์ถูกคำนวณโดยซอฟต์แวร์ SUAVE (Aerospace Conceptual Design Environment) ในขณะที่การวิเคราะห์เสถียรภาพเชิงกลสามารถทำได้โดยใช้ซอฟต์แวร์ Athena vortex lattice (AVL) แถบหน้าพาเรโตจากหลากหลาย MOEAs ประกอบด้วย MOEA/D, Two-Arch2, RPBILDE, PICEA-g, KnEA/A-ENS และ KnEA จะถูกนำมาเปรียบเทียบค่า Hypervolume ผลเฉลยที่ได้รับจากการออกแบบสามารถนำไปใช้สำหรับการออกแบบเพิ่มเติมในขั้นตอนการออกแบบขั้นกลางและขั้นละเอียด

คำสำคัญ: การออกแบบเครื่องบินเบื้องต้น การหาค่าเหมาะที่สุดแบบหลายฟังก์ชันเป้าหมาย เครื่องบินพาณิชย์

Abstract

This paper demonstrates design of a commercial aircraft at the conceptual design stage by considering 2 objective functions i.e. minimization of aircraft maximum takeoff weight and maximization of lift-to-drag ratio multi-objective evolutionary algorithms (MOEAs). Dynamic stability is taken as a design constraint while design variables include geometrical properties of the plane, consisting of the wing, empennage and fuselage. The aerodynamic coefficients of flight were calculated by using SUAVE (Aerospace Conceptual Design Environment) whereas dynamic stability analysis was achieved through using Athena vortex lattice (AVL) software. Pareto front obtained from various MOEAs are compared by Hypervolume. MOEAs are contained as MOEA / D, Two-Arch2, RPBILDE, PICEA-g, KnEA/A-ENS and KnEA. The obtained solutions for aircraft can be used for further design in the preliminary design stage.

Keywords: Aircraft conceptual design, Multi-objective optimization, Commercial aircraft

¹ ศูนย์วิจัยและพัฒนาโครงสร้างมูลฐานอย่างยั่งยืน, สาขาวิศวกรรมเครื่องกล, มหาวิทยาลัยขอนแก่น, ประเทศไทย
โทร 043-202845 โทรสาร 043-202849 E-mail sujbur@kku.ac.th

บทนำ

ในปัจจุบันกระแสการท่องเที่ยวในประเทศไทยเป็นที่สนใจของนักท่องเที่ยวทั้งในประเทศและต่างประเทศเป็นอย่างมาก สังเกตได้จากตัวเลขนักท่องเที่ยวที่สูงขึ้นในแต่ละจังหวัด¹ ดังนั้นความต้องการใช้เครื่องบินพาณิชย์ของสนามบินแต่ละจังหวัดจึงสูงขึ้นอย่างมีนัยสำคัญ ในทางตรงกันข้ามการจราจรทางอากาศที่สูงขึ้นเป็นปัจจัยที่ทำให้เกิดมลพิษทางอากาศและการใช้ปริมาณเชื้อเพลิงที่เพิ่มขึ้น ดังนั้น การออกแบบเครื่องบินพาณิชย์ให้มีประสิทธิภาพสูงจึงเป็นหัวข้อที่น่าสนใจในการศึกษาและสอดคล้องกับยุทธศาสตร์การพัฒนาอุตสาหกรรมไทย 4.0 ของกระทรวงอุตสาหกรรมอุตสาหกรรมการบิน จัดว่าเป็นหนึ่งในอุตสาหกรรมสำหรับอนาคต (New S-Curve) ที่จำเป็นสำหรับประเทศ การวิจัยและพัฒนาทางด้านเครื่องบินรูปแบบต่าง ๆ จึงมีความจำเป็นเพื่อตอบสนองนโยบายและแนวคิดนั้น² กระบวนการออกแบบเครื่องบินซึ่งประกอบด้วย การออกแบบตามแนวคิด การออกแบบขั้นต้นและการออกแบบละเอียด จากการวิจัยพบว่า การออกแบบตามแนวคิดมีอิทธิพลต่อการออกแบบทั้งหมดถึง 70-90% ดังนั้น การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับการออกแบบเครื่องบินพาณิชย์ในขั้นตอนการออกแบบตามแนวคิดจึงเป็นขั้นตอนที่สำคัญในการออกแบบ³ จากการศึกษาการออกแบบตามแนวของเครื่องบินพาณิชย์ในอดีต ได้ออกแบบที่ละขั้นตอน สามารถทำให้เสร็จได้ภายในรอบเดียว ซึ่งผลที่ได้คือเครื่องบินที่สามารถบินทดสอบได้ แต่ข้อเสียของวิธีนี้คือ เครื่องบินที่ได้ยังคงมีรูปร่างที่ใหญ่มากกว่าเครื่องบินปกติในปัจจุบัน ทำให้มีน้ำหนักมาก ประสิทธิภาพในการบินไม่ดีเท่าที่ควร และค่าใช้จ่ายที่ต้องจ่ายสูงขึ้น ดังนั้น โจทย์การออกแบบตามแนวคิดของเครื่องบินควรที่จะเริ่มต้นด้วยการกำหนดภารกิจการบินและรูปแบบของเครื่องบิน จากนั้นการประเมินสมรรถนะ ประมาณค่าน้ำหนัก การวิเคราะห์ความเสถียรภาพ เพื่อเป็นตัวบ่งชี้ประสิทธิภาพของเครื่องบิน^{4,5} เพื่อให้การออกแบบมีประสิทธิภาพมากที่สุด จึงมีการประยุกต์ใช้วิธีหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization) ในการออกแบบตามแนวคิดของเครื่องบิน จากการค้นคว้างานวิจัยในอดีต นักวิจัยได้ออกแบบเครื่องบินพาณิชย์โดยใช้วิธี Genetic algorithm optimization เพื่อหาค่าที่น้อยที่สุดของน้ำหนักเครื่องบินในขณะ Take-off โดยกำหนดลักษณะของปีก ลำตัว และแพนหางเป็นตัวแปรออกแบบภายใต้เงื่อนไขบังคับ เช่น take-off distance, wing loading, thrust loading และอื่น ๆ ถูกนำมาประกอบในกระบวนการนี้ด้วย แต่การเลือกน้ำหนักเป็นฟังก์ชันเป้าหมายเดียวนั้นไม่เพียงพอต่อการออกแบบ⁶ นักวิจัยได้ออกแบบเครื่องบินเพื่อค้นหาแบบที่มีความซับซ้อนในการออกแบบเนื่องจากในระหว่างการบิน ยาน้ำแม่ลง

และน้ำมันเชื้อเพลิงจะลดลงในขณะที่บิน ทำให้จุด CG. ของเครื่องบินเปลี่ยนไปทำให้การวิเคราะห์ Aerodynamic force มีความซับซ้อนมากยิ่งขึ้น ผู้ออกแบบได้ใช้ Simulated Annealing optimization algorithm ในการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบหลายฟังก์ชันเป้าหมายที่ละคู่ เช่น Minimize takeoff gross weight และ Minimize equivalent flat plate area, Minimize take-off distance และ Maximize endurance การที่มีหลายเป้าหมายนั้นจะทำให้ผู้ออกแบบสามารถมีตัวเลือกได้หลากหลายและครอบคลุมฟังก์ชันเป้าหมาย ปัจจุบันคอมพิวเตอร์ได้มีบทบาทสำคัญในคำนวณ นักวิจัยทางด้านเครื่องบินจึงได้มีการพัฒนาโปรแกรมคำนวณเกี่ยวกับเครื่องบินออกมา⁷ ในปี 2018 ผู้จัดทำได้ออกแบบเครื่องบินไร้คนขับเพื่อใช้ในการตรวจลาดตระเวนบริเวณ Pacific ring of fire การออกแบบนั้นมีความซับซ้อนเนื่องจากบริเวณนั้นมีความร้อนและซี้ถั่วลอยขึ้นมาบนอากาศ ดังนั้น เพื่อความแม่นยำของการออกแบบ ผู้ออกแบบจึงได้วิเคราะห์ทั้งหมด 3 วิธีร่วมกับการ Optimisation ซึ่งทั้งสามวิธีนี้มีข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไป 1. แบบ Analytical ใช้ software XFLR5 ในการวิเคราะห์ Aerodynamic force จะได้ผลที่มีความแม่นยำในขณะที่บินความเร็ว sub-sonic และที่มุมปะทะน้อยกว่ามุมวิกฤต ข้อดีของวิธีนี้คือใช้เวลาน้อย เหมาะกับการออกแบบในขั้นตอนออกแบบตามแนวคิด 2. Numerical จะเป็นการใช้ Software CFD ในการวิเคราะห์ จะได้ผลที่มีความแม่นยำสูงแต่ใช้เวลามาก ไม่เหมาะกับวิธีออกแบบตามแนวคิด 3. Experimental คือการทดสอบในอุโมงค์ลม ผลที่ได้จะเป็นผลจริง (8)real-time data aids for evaluating and communicating reports about volcanic hazards. For this reason, the present research aims the aerodynamic design of a low-cost unmanned aerial vehicle (UAV)

ภายในบทความนี้จะแสดงให้เห็นถึงการเปรียบเทียบสมรรถนะของการหาค่าตอบของแต่ละ Optimizer ทั้งหมด 6 algorithms โดยใช้วิธีวัด Hypervolume จากนั้นวัดลำดับทางสถิติโดยใช้ Fried man test บทนำที่กล่าวมาในเบื้องต้นจะอยู่ในส่วนที่ 1 ในส่วนที่ 2 จะอธิบายเกี่ยวกับการออกแบบเครื่องบินพาณิชย์ในขั้นตอนออกแบบตามแนวคิด จากนั้นกระบวนการ Optimization จะแสดงให้เห็นในส่วนที่ 3 ในส่วนที่ 4 และ 5 จะแสดงผลลัพธ์จากการออกแบบและสรุปผลตามลำดับ

การออกแบบตามแนวคิดของเครื่องบินพาณิชย์

กระบวนการออกแบบแนวคิดของเครื่องบินพาณิชย์ โดยใช้วิธีการ Optimization รายละเอียดของการออกแบบทั้งกระบวนการจะแสดงดัง Figure 1 จากที่แสดงให้เห็นในแผนผัง

กระบวนการ Optimization เป็นกระบวนการที่ต้องทำซ้ำหลาย ๆ ครั้งจนกว่าจะได้คำตอบที่เหมาะสม เริ่มจากการกำหนดภารกิจในการบิน การกำหนดครุปร่าง กำหนดตัวแปรออกแบบและกำหนดขอบเขตบังคับ โดยค่าเหล่านี้จะกำหนดโดยผู้ออกแบบ จากนั้นการประมาณค่าตัวแปรอากาศพลศาสตร์ การประมาณค่าสมรรถนะและการประมาณค่าน้ำหนักจะใช้โปรแกรม SUAVE (Aerospace Conceptual Design Environment) ที่เขียนด้วยภาษา Python ในการคำนวณ เนื่องจากการประมาณค่าเสถียรภาพเชิงกลของซอฟต์แวร์ SUAVE อยู่ในขั้นตอนการพัฒนา ผู้จัดทำจึงผนวกซอฟต์แวร์ Athena vortex lattice (AVL) มาใช้ในการคำนวณแทน การหาค่าที่เหมาะสมที่สุดเป็นแบบ 2 ฟังก์ชันเป้าหมาย ดังนั้น ชุดคำตอบจะอยู่ในรูปแบบแถบหน้า พาเรโต 2 มิติ เมื่อทราบถึงตัวแปรการออกแบบที่ให้คำตอบที่เหมาะสมที่สุดแล้ว ผู้ออกแบบสามารถนำผลลัพธ์เพื่อทำการตัดสินใจต่อไปสำหรับการออกแบบเบื้องต้นและการออกแบบรายละเอียดได้ วิธีการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดจะนำไปใช้กับปัญหาการออกแบบแนวคิดของเครื่องบินพาณิชย์ ต้องใช้การคำนวณซ้ำและไม่สามารถคำนวณด้วยตนเองได้เนื่องจากการคำนวณแต่ละรอบการคำนวณใช้เวลาในระดับวินาที นั่นคือเหตุผลที่ใช้การโค้ด MATLAB เพื่อส่งการ API (Application Programming Interface) ร่วมกับโปรแกรม AVL และ SUAVE

SUAVE

SUAVE หรือ (Aerospace Conceptual Design Environment) คือซอฟต์แวร์รวบรวมเครื่องมือในการออกแบบตามแนวคิดของเครื่องบินที่เขียนอยู่ในรูปแบบโค้ดภาษา Python แต่ละโมดูลที่ใช้ในการออกแบบแสดงให้เห็นด้านล่าง¹⁰⁻¹³ a conceptual level aircraft design environment, incorporates multiple information sources to analyze unconventional configurations. Developing the capability of producing credible conceptual level design conclusions for futuristic aircraft with advanced technologies is a primary directive. Many software tools for aircraft conceptual design rely upon empirical correlations and other handbook approximations. SUAVE proposes a way to design aircraft featuring advanced technologies by augmenting relevant correlations with physics-based methods. SUAVE is constructed as a modular set of analysis tools written compactly and evaluated with minimal programming effort. Additional capabilities can be incorporated using extensible interfaces and prototyped with a top-level script.

The flexibility of the environment allows the creation of arbitrary mission profiles, unconventional propulsion networks, and right-fidelity at right-time discipline analyses. This article will first explain how SUAVE’s analysis capabilities are organized to enable flexibility. Then, it will summarize the analysis strategies for the various disciplines required to evaluate a mission. Of particular interest will be the construction of unconventional energy networks necessary to evaluate configurations such as hybrid-electric commercial transports and solar-electric unmanned aerial vehicles (UAVs)

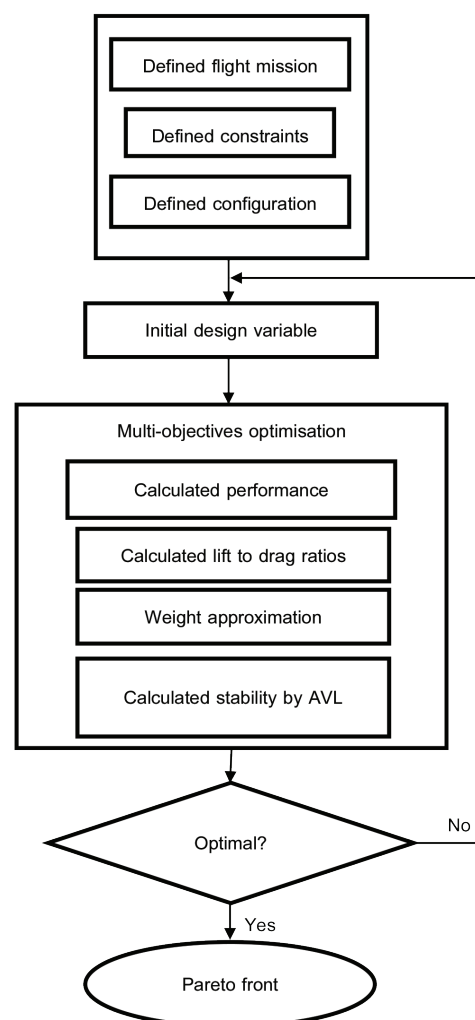


Figure 1 Flow chart of aircraft conceptual design

- โมดูลประมาณค่าน้ำหนัก
- โมดูลการกำหนดภารกิจการบิน
- โมดูลการประมาณ
- โมดูลแบบจำลองการขับเคลื่อน
- โมดูลประสิทธิภาพ เช่น ระยะเวลาการออกตัวและลงจอด, แผนภาพภารกิจการบิน

Athena vortex lattice (AVL)

AVL เป็นโปรแกรม opensource ที่ใช้วิธี vortex lattice โดย Mark drela ซึ่งเป็นวิธีที่มีความแม่นยำใกล้เคียงกับการทดลองเมื่อออกแบบในช่วงความเร็วต่ำกว่าเสียงและมุมปะทะต่ำกว่า Stall angle (8)real-time data aids for evaluating and communicating reports about volcanic hazards. For this reason, the present research aims the aerodynamic design of a low-cost unmanned aerial vehicle (UAV ในส่วนของงานวิจัย AVL ถูกนำมาคำนวณเสถียรภาพเชิงกลเพื่อใช้เป็นเงื่อนไขบังคับในกระบวนการ optimization โดยโมเดลที่ใช้ในการวิเคราะห์แสดงให้เห็นใน Figure 7¹⁴

ปัญหาการออกแบบเครื่องบินพาณิชย์

การกำหนดปัญหาในการออกแบบเครื่องบินพาณิชย์เป็นขั้นตอนแรกของการออกแบบตามแนวคิด ผู้ออกแบบจะต้องกำหนดรูปแบบและค่าคงที่ของตัวแปรของปัญหา เพื่อนำไปใช้ในการประมาณค่าน้ำมันที่ใช้ในการบิน โดยรูปทรงเครื่องบินที่ใช้ศึกษาในงานวิจัยนี้คือ เครื่องบินพาณิชย์แบบ conventional อ้างอิงรูปร่างจาก Boeing 737-800 เป็นเครื่องบินขนาดกลางสามารถบรรทุกผู้โดยสาร สัมภาระและลูกเรือได้ไม่น้อยกว่า 170 คน โดยภารกิจในการบินจะเป็นการบินขนส่งผู้โดยสารจากต้นทางไปยังปลายทางโดยแสดงให้เห็นดัง Figure 2 รายละเอียดของแต่ละส่วนของการบินแสดงให้เห็นดังต่อไปนี้

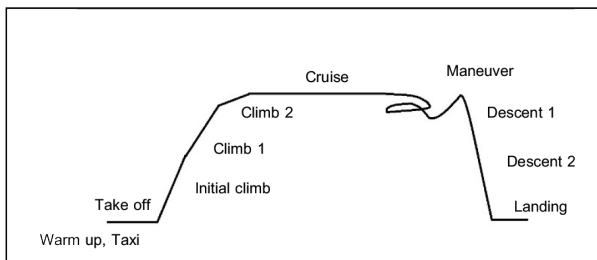


Figure 2 Flight mission

1. “Warm up and Taxi” ใช้เวลาประมาณ 10 นาที ที่สภาวะระดับน้ำทะเล
2. “Take-off” ระยะในการ take-off ให้ได้ความสูงมากกว่า 50 ft. มุม flaps กดลงที่ 20 deg. และ Cross wind 20 knots.
3. “Initial climb” ใต้ขึ้นไปยังความสูง 2000 m. ด้วยอัตรา 6 m/s ที่ความเร็ว 125 m/s
4. “climb 1” ใต้ขึ้นไปยังความสูง 5000 m. ด้วยอัตรา 6 m/s ที่ความเร็ว 190 m/s
5. “climb 2” ใต้ขึ้นไปยังความสูง 7000 m. ด้วย

อัตรา 1.5 m/s ที่ความเร็ว 226 m/s

6. “Cruise” ระดับในการบินและความเร็วในช่วง cruise เป็นตัวแปรออกแบบ ระยะในการบินถูกกำหนดไว้ที่ 3000 NM.
7. “Maneuvers” ได้กำหนดภารกิจในการเลี้ยวเพื่อเป็นเงื่อนไขบังคับในการออกแบบ
8. “Descent 1” ร่อนลงไปยังความสูง 3000 m. ด้วยอัตรา 5 m/s ที่ความเร็ว 170 m/s
9. “Descent 2” ร่อนลงไปยังความสูงระดับน้ำทะเล ด้วยอัตรา 3 m/s ที่ความเร็ว 145 m/s
10. “Landing” กด flaps ลง 30 deg. และกาง slats ทำมุม 25 deg. เพื่อทำการลงจอด

กระบวนการ Optimization

ฟังก์ชันเป้าหมายของการออกแบบ คือ ค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักรวม และส่วนกลับของอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านตามสมการที่ 1 ผลที่ได้เป็นค่าของแต่ละประชากร โดยมีเงื่อนไขบังคับ ซึ่ง penalty function ถูกนำมาใช้ในการออกแบบครั้งนี้ ดังสมการที่ 2 คือจำนวนของเงื่อนไขบังคับ, ใช้ค่าเริ่มต้นคือ 0.001, และ เท่ากับ 10 และ 1000 ตามลำดับค่าที่ได้นำมาจาก¹⁵ ประชากรและเงื่อนไขบังคับในการออกแบบแสดงให้เห็นดัง Table 2 และ 3 ตามลำดับ

$$Min: f(x) = \left\{ W_G \frac{1}{L/D} \right\} (1)$$

$$s.t. \prod g_i(x) \leq 0 \quad i = 1, 2, \dots, n_g$$

มีการใช้อัลกอริทึม Meta-heuristic 6 รายการ เพื่อเปรียบเทียบปัญหาการหาค่าเหมาะสมหลายวัตถุประสงค์ซึ่งประกอบด้วย RPBLDE¹⁵, MOEA/D¹⁷, Two-Arch2¹⁶, PICEA-g¹⁷, KnEA/A-ENS¹⁸ และ KnEA¹⁹ โดยการตั้งค่าพารามิเตอร์เริ่มต้นนำมาจากค่าเริ่มต้นของแต่ละอัลกอริทึม

ผลการออกแบบ

การหาค่าเหมาะสมที่สุดของเครื่องบินพาณิชย์ในขั้นตอนการวิเคราะห์ตามแนวคิดจาก 6 อัลกอริทึมโดยแต่ละรันจะทำซ้ำทั้งหมด 100 รอบ จำนวนประชากรที่ใช้คือ 50 ประชากร จากนั้น ค่าที่เหมาะสมที่สุดจำนวน 50 ประชากรจะถูกเก็บไว้และแสดงให้เห็นอยู่ในรูปของขอบหน้าพาเรโต ดัง Figure 3 เพื่อให้ผลการทดลองมีความน่าเชื่อถือ แต่ละอัลกอริทึมจะมีการทดลองซ้ำทั้งหมด 10 ครั้ง ผลของ Hypervolume จะ

นำไปหาค่าเฉลี่ย ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของการทดลองซ้ำ จากนั้นนำไปจัดอันดับเพื่อหาอัลกอริทึมที่ดีที่สุดโดยวิธี Friedman test เมื่อทราบถึงชุดคำตอบที่เหมาะสมที่สุดจากแถบหน้า Pareto แล้ว ผู้ออกแบบจะมีตัวเลือกในการออกแบบที่หลากหลายเพื่อใช้ในการประกอบการตัดสินใจ ตัวอย่างของประชากรที่เลือกมาจากแถบหน้า Pareto ได้แสดงให้เห็นในคอลัม Optimal result ใน Table 1 โดยสมรรถนะจะแสดงให้เห็นใน Figure 3-6 และ Figure 7 จะแสดงให้เห็นภาพตัวอย่างของ Optimal result เครื่องบินพาณิชย์ในกระบวนการออกแบบตามแนวคิดโดยใช้ OpenVSP ในการสร้างพิกัด Degengeom แล้วใช้ MATLAB ในการพล็อตผิวของเครื่องบิน

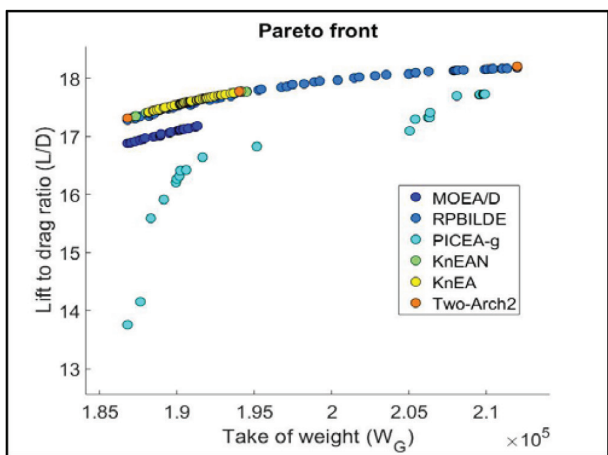


Figure 3 Pareto front of Lift to drag ratio and Take of weight

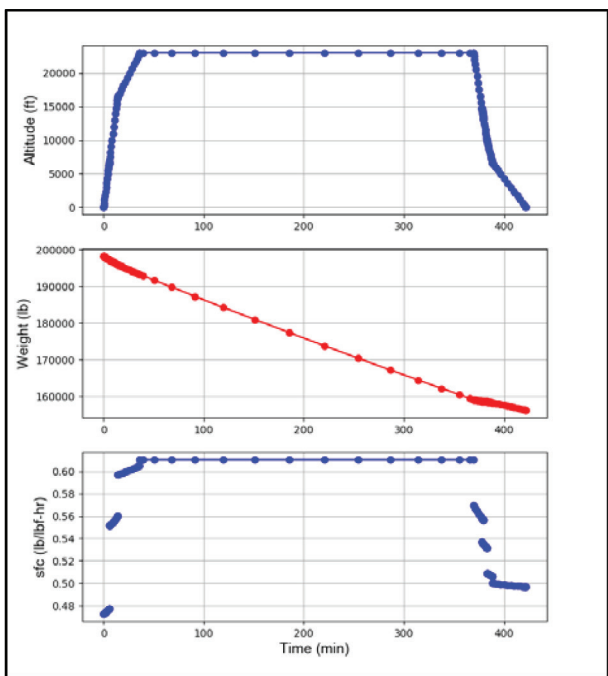


Figure 4 Attitude weight and SFC versus time

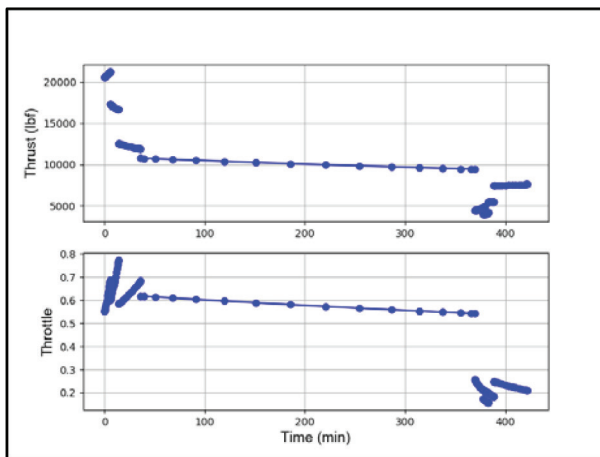


Figure 5 Thrust and Throttle versus time

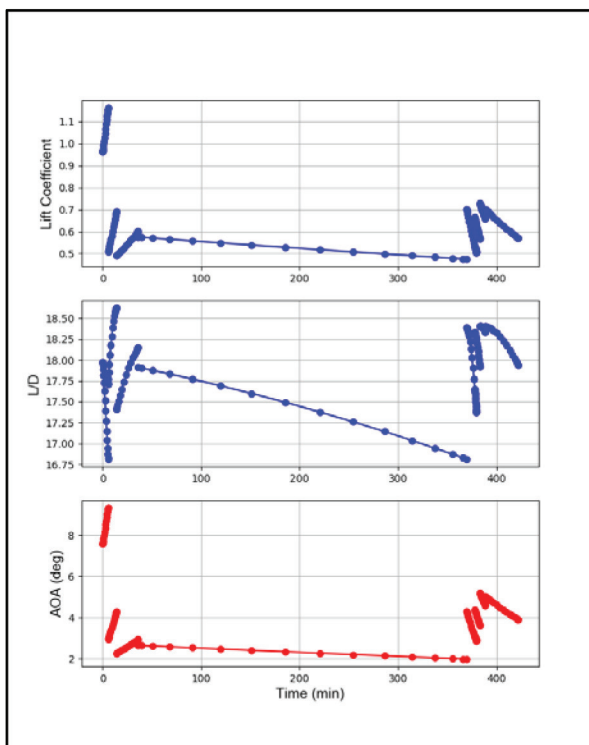


Figure 6 Lift coefficient, Lift to drag ratio and Angle of attack versus time

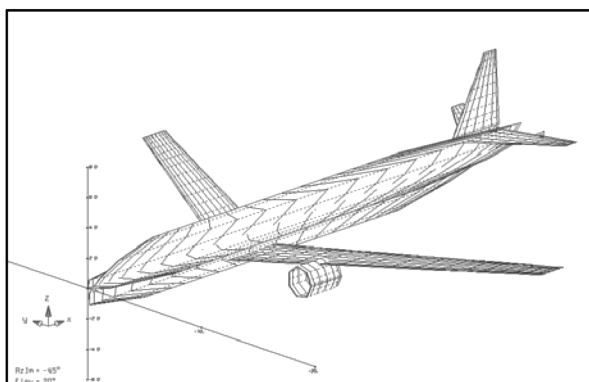


Figure 7 AVL model

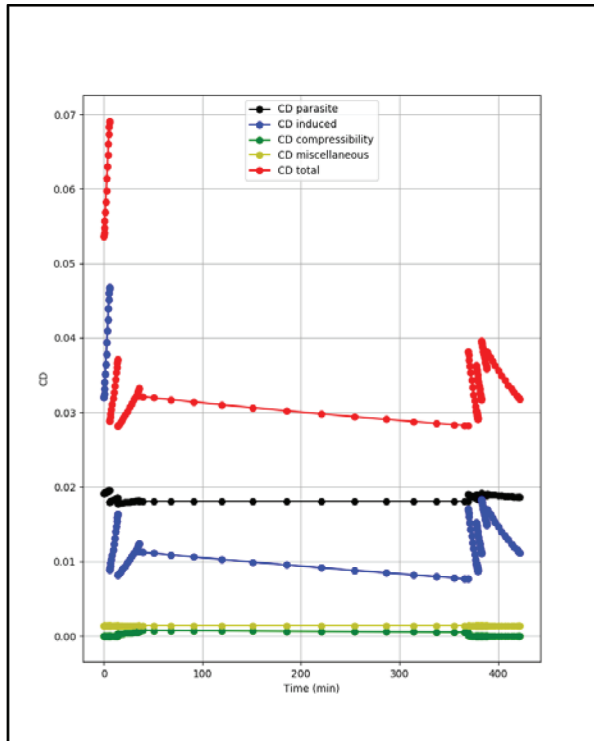


Figure 8 Drag coefficient versus time

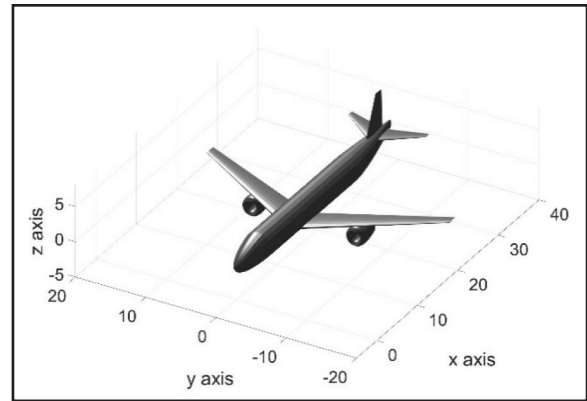


Figure 9 The Optimal result model of conventional aircraft

Table 1 Hypervolume values from various meta-heuristics

Algorithms	Mean Hypervolume	Standard deviation	Ranking
MOEA/D	93.1733	2.9978	3
RPBILDE	104.4809	0.0234	1
PICEA-g	78.3110	0.3290	6
MnKnEA	96.8586	3.6633	5
KnEA/A-ENS	92.9765	2.9562	4
Two-Arch2	103.5148	0.3732	2

Table 2 Design variables

Table of design variables.				
No.	design variables	Lower bound	Upper bound	Optimal result
1.	Wing quarter chord sweeps angle (deg.)	10.00	30.00	30.00
2.	Wing taper ratio	0.30	0.70	0.47
3.	Wing spans (m.)	20.00	35.00	35.00
4.	Wing root chords (m.)	4.00	8.00	4.09
5.	Wing incidence (deg.)	0.00	4.00	0.78
6.	Flaps end of wing span (start at 0.1)	0.15	0.30	0.25
7.	Ratio of flaps with mean chord	0.50	0.70	0.67
8.	Ailerons end of wing span	0.80	0.95	0.86
9.	Ratio of ailerons with mean chord	0.10	0.25	0.14
10.	Horizontal tail quarter chord sweeps angle (deg.)	20.00	40.00	39.18
11.	Horizontal tail taper ratio	0.35	0.65	0.36
12.	Horizontal tail span (m.)	10.00	18.50	10.00
13.	Horizontal tail root chords (m.)	3.50	6.20	3.50
14.	Horizontal tail incidence (deg.)	-8.00	-4.00	-4.98
15.	Ratio of elevator with mean chord	0.15	0.30	0.30
16.	Vertical tail quarter chord sweeps angle (deg.)	20.00	35.00	28.99
17.	Vertical tail taper ratio	0.25	0.50	0.25
18.	Vertical tail span (m.)	5.00	8.00	5.00
19.	Vertical tail root chord (m.)	4.00	8.00	4.10
20.	Ratio of rudder with mean chord	0.15	0.30	0.15
21.	Thrust require (kN.)	20	30	25.28
22.	Flight attitude at cruise (km.)	6.00	11.00	8.50
23.	Wing translation of x axis (m.)	-3.00	3.00	-1.40
24.	Cruise speed (Mach number)	0.65	0.85	0.74

Table 3 Constraints

Table of limit constraint.				
NO.	Constraints	Lower limit	Upper limit	Optimal result
	Throttle	0	0.9	Figure 5
	Time to 30 deg of bank angle	1	2.5	1.43
	Coefficient of pitching moment versus angle of attack	-	-0.1	-6.24
	Angle of attack	-	10	Figure 6
	Coefficient of yawing moment versus side slip angle	0	-	0.075
	Deflection of elevator (deg)	-10	10	-1.59
	Deflection of rudder (deg)	-10	10	-4.30
	Deflection of aileron (deg)	-10	10	10
	Short period frequency	1	-	6.13

Table 3 Constraints (Continue)

Table of limit constraint.				
NO.	Constraints	Lower limit	Upper limit	Optimal result
	Short period damping ratio	0.5	1.1	0.51
	Phugoid frequency	0.1	1	0.12
	Phugoid damping ratio	0.04	0.4	0.06
	Dutch roll frequency	1	-	2.43
	Dutch roll damping ratio	0.08	0.6	0.42
	Spiral time constant	1	-	2.59
	Rolling time constant	0	1	0.32

สรุปและอภิปรายผล

ตลอดบทความนี้ ผู้จัดทำได้แสดงให้เห็นถึงการเปรียบเทียบประสิทธิภาพของหาค่าเหมาะที่สุดแบบหลายเป้าหมายทั้งหมด 6 อัลกอริทึมที่แตกต่างกัน คือ MOEA/D, Two-Arch2, RPBIL-DE, PICEA-g, KnEA/A-ENS และ KnEA กับปัญหาการออกแบบเครื่องบินพาณิชย์ตามแนวคิดเพื่อหาอัลกอริทึมที่เหมาะสมกับปัญหา โดยใช้ Hypervolume เป็นเครื่องมือในการวัดประสิทธิภาพของแต่ละอัลกอริทึม ร่วมกับการใช้ซอฟต์แวร์ SUAVE ในการประมาณค่าประสิทธิภาพทางด้านอากาศพลศาสตร์และ AVL ที่ใช้ในการประมาณค่าเสถียรภาพเชิงกล ผลการออกแบบพบว่า RPBILDE ให้ค่า Hypervolume สูงที่สุดดัง Table 2 ซึ่งใกล้เคียงกับ Two-Arch2 ซึ่งหมายความว่าจะได้ชุดคำตอบของน้ำหนักรวมและอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านที่เข้าใกล้ค่าที่ดีที่สุดโดยคำตอบจะแสดงให้เห็นอยู่ในรูปแบบขอบหน้าพาเรโตซึ่งจะเป็นทางเลือกสำหรับนักออกแบบเพื่อนำไปใช้ในการออกแบบขั้นต้นและขั้นละเอียดต่อไป ค่าสมรรถนะทางด้านอากาศพลศาสตร์ เส้นทางการบินและอื่น ๆ สามารถแสดงให้เห็นผ่านกราฟผลการออกแบบของซอฟต์แวร์ SUAVE และรูปร่างของเครื่องบินพาณิชย์สามารถสร้างได้ด้วยการ API ระหว่าง OpenVSP และ MATLAB ผ่าน Degengeom

เอกสารอ้างอิง

- กระทรวงการท่องเที่ยวและกีฬา. สถิตินักท่องเที่ยว.
- Matana Wiboonysake. ประเทศไทย 4.0 | Thailand 4.0 (ไทยแลนด์) และ Industry 4.0 คืออะไร? - Aware.
- Bae B, Kim S, Lee J, Nguyen N Van. Process of establishing design requirements and selecting alternative configurations for conceptual design of a VLA. Chinese J Aeronaut. 2017;30(2):738–51.
- Sadraey MH. AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach [Internet]. Daniel Webster College, New Hampshire, USA; 2013. 19–48 p. Available from: <http://doi.wiley.com/10.1002/9781118352700.ch2%5Cnhttp://doi.wiley.com/10.1002/9781118352700>
- Raymer D. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition. 2018.
- Singh V, Sharma SK, Vaibhav S. Transport Aircraft Conceptual Design Optimization Using Real Coded Genetic Algorithm. 2016;2016.
- Özdemir S. MULTI OBJECTIVE CONCEPTUAL DESIGN OPTIMIZATION OF AN AGRICULTURAL AERIAL ROBOT (AAR). 2012.
- Bravo-Mosquera PD, Botero-Bolivar L, Acevedo-Giraldo D, Cerón-Muñoz HD. Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environments. Aerosp Sci Technol [Internet]. 2017;70:600–14. Available from: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2017.09.005>
- Pholdee N, Bureerat S. Hybrid real-code population-based incremental learning and approximate gradients for multi-objective truss design. Eng Optim. 2014 Aug;46(8):1032–51.
- MacDonald T, Clarke M, Botero EM, Vegh JM, Alonso JJ. SUAVE: An Open-Source Environment Enabling Multi-Fidelity Vehicle Optimization. 2017;1–14.
- Botero E, Wendorff AD, Macdonald T, Variyar A, Vegh JM, Lukaczyk T, et al. SUAVE : An Open-Source Environment for Conceptual Vehicle Design and Optimization. :1–16.

12. Botero EM, Alonso JJ. Conceptual Design and Optimization of Small Transitioning UAVs using SUAVE. 2017;1–15.
13. Wendorff A, Botero E, Alonso JJ. Comparing Different Off-the-Shelf Optimizers' Performance in Conceptual Aircraft Design. 2016;1–14.
14. Drela M. AVL program for the aerodynamic and flight-dynamic analysis of rigid aircraft of arbitrary configuration.
15. Pholdee N, Bureerat S, Yıldız AR. Hybrid real-code population-based incremental learning and differential evolution for many-objective optimisation of an automotive floor-frame. *Int J Veh Des*. 2017;73(1/2/3):20.
16. Wang H, Jiao L, Yao X. Two_Arch2: An Improved Two-Archive Algorithm for Many-Objective Optimization. *IEEE Trans Evol Comput*. 2015;19(4):524–41.
17. Wang R, Purshouse RC, Fleming PJ. Preference-Inspired Coevolutionary Algorithms for Many-Objective Optimization. *IEEE Trans Evol Comput*. 2013;17(4):474–94.
18. Zhang X, Tian Y, Jin Y. Approximate non-dominated sorting for evolutionary many-objective optimization. Vol. 369, *Information Sciences*. 2016.
19. Zhang X, Tian Y, Jin Y. A Knee Point Driven Evolutionary Algorithm for Many-Objective Optimization. Vol. 19, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. 2014.