

การหาค่าแอโรอีลาสติกที่เหมาะสมที่สุดของปีกเครื่องบินโดยพิจารณาการลดผลกระทบจากลมกระโชก Multi-Objective Aeroelastic Optimization of an Aircraft Wing with an Effect of Gust Alleviation

¹ประจวบ บัวเพชร, ¹สุจินต์ บุรีรัตน์, ^{1*}ภาคิน จำปาศักดิ์

Pachuab Buapech, ¹Sujin Bureerat, ^{1*}Pakin Champasak

¹ศูนย์วิจัยและพัฒนาโครงสร้างมูลฐานอย่างยั่งยืน สาขาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยขอนแก่น

¹Sustainable Infrastructure Research and Development Center (SIRDC), Department of Mechanical Engineering,
Faculty of Engineering, Khon Kaen University

*ผู้นิพนธ์หลัก: pakin.c@kkumail.com

*Corresponding author: pakin.c@kkumail.com

Received	Reviewed	Revised	Accepted
29/08/2022	17/10/2022	14/12/2022	30/12/2022

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เสนอการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของโครงสร้างปีกเครื่องบินโดยพิจารณาผลของลมกระโชก ปัญหาการออกแบบมีสองฟังก์ชันเป้าหมายคือ การหาค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักปีกและการหาค่าต่ำสุดของค่าสูงสุดของโมเมนต์ดัดที่โคนปีก อันเนื่องมาจากการที่ปีกรับภาระลมกระโชก (gust loading) โดยตัวแปรในการออกแบบ ได้แก่ ความหนาและทิศทางการวางเส้นใยของแต่ละชั้นคอมโพสิต (composite skin layer) ความหนาของ Ribs และ Spars ภายใต้ข้อจำกัดในการออกแบบ คือ เลี่ยงการเกิดการกระพือปีกรุนแรง ความเสียหายจากความเครียดทั้งบนวัสดุคอมโพสิตและอลูมิเนียม วิธีเมตะฮิวริสติกถูกนำมาใช้หาค่าที่เหมาะสมที่สุดของปัญหา โดยมีกรณีศึกษาคือปีก Goland การวิเคราะห์โครงสร้างใช้วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ร่วมกับวิธีวิเคราะห์อากาศพลวัต doublet lattice method ปีกที่ถูกออกแบบจะได้รับทั้งแรงจากอากาศพลศาสตร์และภาระลมกระโชก โดยงานนี้จะแสดงให้เห็นว่าการหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยพิจารณาหลายวัตถุประสงค์ของปีก Goland สามารถรับมือกับลมกระโชกได้ โปรแกรม MSC Nastran ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ใช้สำหรับวิเคราะห์โครงสร้างในทางวิศวกรรมหรือแม้กระทั่งปีกของวิเคราะห์โครงสร้างของเครื่องบิน ถูกนำมาใช้เพื่อเป็นเครื่องมือในการคำนวณฟังก์ชันเป้าหมาย ประกอบด้วยค่าต่ำสุดของน้ำหนักโครงสร้างปีกและค่าต่ำสุดของค่าสูงสุดของโมเมนต์ที่กระทำต่อโคนปีกภายใต้ข้อจำกัดในการออกแบบ คือ เลี่ยงการเกิดการกระพือปีกรุนแรง ความเสียหายจากความเครียดและความเสียหายจากการโก่งงอของปีกเครื่องบิน การหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยใช้วิธีเมตะฮิวริสติกถูกนำมาใช้เพื่อช่วยในการออกแบบสองอัลกอริทึม ประกอบด้วย RPBILDE และ MM-IPDE ถูกนำมาเปรียบเทียบประสิทธิภาพในการหาค่าตอบที่เหมาะสมที่สุด ผลลัพธ์ที่ได้จะถูกบ่งชี้ด้วยค่า Hypervolume ผลจากการวิเคราะห์แสดงให้เห็นว่าลมกระโชกแบบ H9M ส่งผลต่อโมเมนต์สูงสุดที่โคนปีก ตัวอย่างผลลัพธ์จากการออกแบบประกอบด้วย ค่าฟังก์ชันเป้าหมาย ตัวแปรออกแบบ และเงื่อนไขบังคับของวิธี RPBILDE จะถูกนำมาแสดงให้เห็นก่อนที่จะถูกนำไปออกแบบในขั้นละเอียดต่อไป

คำสำคัญ: ความเร็วการกระพือ, ลมกระโชก, การหาค่าเหมาะสมที่สุด

Abstract

This paper presents a study on aeroelastic multi-objective optimization of an aircraft wing taking into account gust alleviation. The design problem is posed to minimize two objective functions including wing mass and reaction moments due to gust loadings. Design variables include the values of the composite ply thickness and orientations of wing skins, ribs and spars whereas design constraints are flutter, stress and bifurcation buckling. Two multi-objective metaheuristic algorithms are used to solve the optimization problem while the Goland wing is used as a model for design demonstration. In structural analysis, the finite element (FE) method

is used along with the double lattice method for unsteady aerodynamics. The wing is subject to discrete gust loadings and steady aerodynamic loads. The results of the study reveal that passive gust alleviation can be achieved through the proposed multi-objective optimization problem. MSC Nastran, a program used for structural analysis in engineering or even the wing of an aircraft structure analysis. It is used as a tool for calculating objective functions consisted of minimum of the wing structure weight and a minimum of the maximum bending moment at wing root subjected to design constraints such as flutter, stress and bifurcation buckling. Optimization using the metaheuristic method was used to design Goland wing. Two algorithms, Hybridisation of real-code population-based incremental learning and differential evolution (RPBILDE) and Multiobjective metaheuristic with new concept of parameter adaptation (MM-IPDE), were compared their searching performance for solving this problem. The results are indicated by the Hypervolume value. From the analysis of structure influenced by gust response founds that H9M strongly affect to bending moment at root chord. Optimal results from optimization consisted of objective functions, design variables and constraints of RPBILDE are shown. The results will be designed in next stage, detail design.

Keywords: Flutter speed, Gust response, Optimization

บทนำ

อุตสาหกรรมการบินมีความสำคัญในการคมนาคมทางอากาศ ซึ่งมีการแข่งขันสูงในหลาย ๆ ประเทศทั่วโลก การออกแบบชิ้นส่วนด้านอากาศยานจึงเป็นตัวแปรสำคัญที่ต้องพิจารณา ทั้งโครงสร้าง ค่าใช้จ่ายในการออกแบบและผลิตชิ้นส่วน ที่กล่าวมานี้ไม่ใช่แค่เพียงผลิตให้สอดคล้องกับมาตรฐานอย่างเดียว แต่ต้องคำนึงถึงศักยภาพในการออกแบบในหลาย ๆ ด้าน เช่น โครงสร้างที่แข็งแรง ความคล่องตัวในการเคลื่อนที่ ความสะดวกสบายของผู้โดยสาร รวมถึงการปล่อยของเสียและใช้ชิ้นส่วนผลิตให้คุ้มค่าที่สุดเพื่อลดต้นทุนในการผลิต (Robert et al., 2000; Singh et al., 2016; Kowalski et al., 2021; Higor et al., 2021) จากสิ่งที่กล่าวมานี้ ปีกเครื่องบินต้องมีน้ำหนักเบาและมีความคล่องตัวสูง ความยืดหยุ่นทางอากาศ (aeroelasticity) (Panagiotou et al., 2016; Hürlimann et al., 2011; Jesus et al., 2021) เป็นสิ่งที่ต้องคำนึงถึงในกระบวนการออกแบบและเป็นสิ่งที่สำคัญ และการเพิ่มประสิทธิภาพความยืดหยุ่นมักจะเกี่ยวกับโครงสร้างของปีก ขั้นตอนออกแบบจะอาศัยหลักการออกแบบตามแนวคิด (Conceptual design) (Champasak et al., 2020; Champasak et al., 2019) เพื่อควบคุมปัจจัยทางด้านวัสดุ ปัญหาของการออกแบบมักจะเกี่ยวกับการหาค่าต่ำสุดของมวลและการหาค่าต่ำสุดของค่าสูงสุดของโมเมนต์ดัดที่โคนปีกอันเนื่องมาจากการที่ปีกรับภาระลมกระโชก อีกทั้ง ตัวแปรของการออกแบบจะอยู่ในส่วนของโครงสร้างภายใน Rib, Spar และ Skin layer ในส่วนของปีกที่ทำมาจากคาร์บอนไฟเบอร์และอะลูมิเนียมที่ใช้เป็นส่วนประกอบของ Rib และ Spar การออกแบบจะใช้กระบวนการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพให้เครื่องบินมีเสถียรภาพมากขึ้น (Caughey, 2011; Babaei et al., 2018; Gao et al., 2019)

ในปัจจุบันมีงานวิจัยหลากหลายที่ได้ออกแบบเครื่องบินโดยพิจารณาผลของลมกระโชก (Caverly et al., 2017; Hönlinger et al., 1994; Guo et al., 2015) เครื่องบินจะต้องสัมผัสกับอากาศที่รบกวนในระดับความรุนแรงต่างกันอย่างหลักเสี่ยงไม่ได้ในระหว่างการบินแต่ละครั้ง ลมกระโชกทำให้ปีกได้รับแรงเพิ่มเติม แรงที่กระทำนั้นมีความไม่แน่นอนขึ้นอยู่กับการสภาวะอากาศของแต่ละภารกิจการบิน โดยแรงจากลมกระโชกทำให้เกิดแรงที่กระทำเพิ่มเติมบนโครงสร้าง โดยเฉพาะอย่างยิ่งโครงสร้างปีกซึ่งเป็นชิ้นส่วนที่ต้องรับแรงมากที่สุด แรงที่กระทำนั้นเป็นแบบพลวัต (Dynamic load) (Drela, & Youngren, n.d.; Hitzel, & Osterhuber, 2017) ซึ่งอาจจะทำให้เครื่องบินขาดสมดุลชั่วขณะหนึ่งหรืออาจจะทำให้เครื่องบินเคลื่อนไหวไม่ได้ดังที่ต้องการจากข้อความข้างต้นจะแสดงให้เห็นว่าการออกแบบปีกที่วิเคราะห์แรงแบบสถิต (Static load) อย่างเดียวอาจจะไม่ครอบคลุม เนื่องจากเมื่อมีลมกระโชกมากระทำกับปีก ปีกจะได้รับแรงแบบพลวัต ซึ่งจะก่อให้เกิดความเค้นเพิ่มขึ้นกว่าการวิเคราะห์แบบสถิตหรืออาจจะมากกว่าแม้กระทั่งการบินแบบภาระกิจการหลบหลีก โดยเฉพาะปีกที่มีค่า Aspect ratio (AR) ที่สูง (Bordogna et al., 2016) ดังนั้นเพื่อให้มั่นใจว่าเครื่องบินจะปลอดภัยภายใต้สภาพอากาศที่แปรปรวน การออกแบบควรที่จะพิจารณาผลของแรงลมกระโชกให้เป็นหนึ่งในความต้องการในการออกแบบโครงสร้างของปีกด้วย ลมกระโชกนั้นเป็นสิ่งที่เกิดในธรรมชาติ อาจจะมองได้ว่าเป็นความไม่แน่นอนของการออกแบบ แต่การพิจารณาลมกระโชกในการออกแบบนิยมใช้ลมกระโชก

แบบไม่ต่อเนื่อง (Discrete gust) หลากหลายรูปแบบ (Xu, & Kroo, 2014; Wildschek et al., 2009) ในยุคที่การออกแบบโครงสร้างได้มีการพัฒนาอย่างต่อเนื่อง ทั้งในเรื่องการพัฒนาของโครงสร้างและวัสดุสมัยใหม่ ปีกของเครื่องบินได้รับการปรับปรุงอย่างมากโดยใช้วัสดุคอมโพสิต (Composite material) และโลหะผสมขั้นสูง (Aluminum alloy) (Jsselmuide et al., 2008) อย่างไรก็ตาม แรงลมกระโชกแรงจะทำให้น้ำหนักของโครงสร้างเครื่องบินเพิ่มขึ้น ลดอายุความล้าของโครงสร้าง และค่าบำรุงรักษาที่สูงขึ้น ดังนั้นการที่จะบรรเทาภาระกระโชกแรงสามารถทำได้โดยการออกแบบเพื่อให้โครงสร้างสามารถรับแรงให้ได้มากที่สุดเพื่อที่จะลดภาระบนจุดใดจุดหนึ่งของปีก

งานวิจัยชิ้นนี้ได้นำเสนอการออกแบบปีกแบบ Goland (Beran et al., 2004; Goland, 2021) โดยพิจารณาการตอบสนองของลมกระโชกที่มีผลต่อโครงสร้าง โดยวิธีเมตาฮิวริสติก (Metaheuristic, MHs) (Liu et al., 2021; Sattar, & Salim, 2021) ที่ถูกนำมาใช้ในการออกแบบในงานวิจัยครั้งนี้ประกอบด้วย Multi-objective metaheuristic with new concept of parameter adaptation (RPBILDE) (Pholdee, & Bureerat, 2013) และ Hybridization of real-code population-based incremental learning and differential evolution (MM-IPDE) (Wansasueb et al., 2020) ซึ่งถูกประยุกต์มาจาก MHs เป็นระยะเวลาหลายสิบปีที่ผ่านมา มีกลไก MHs หลายกลไกที่เกี่ยวข้องกับการเพิ่มประสิทธิภาพได้ถูกนำเสนอในงานวิจัยทั้งในส่วนที่เป็นจุดประสงค์เดียวและหลายจุดประสงค์ งานวิจัยได้ใช้ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์เพื่อวิเคราะห์ปัญหาด้านโครงสร้างเพื่อหลีกเลี่ยงการเกิดความเสียหายต่อปีกที่มีผลมาจาก Aerodynamic และลมกระโชก โดยซอฟต์แวร์ NASTRAN ได้ถูกนำมาใช้เป็นเครื่องมือในการวิเคราะห์ในขณะที่ยังคงทางด้าน Aerodynamic ถูกวิเคราะห์ด้วย AVL การออกแบบงานวิจัยในครั้งนี้ได้กำหนดฟังก์ชันเป้าหมายเป็นแบบสองฟังก์ชัน ประกอบด้วยค่าน้อยที่สุดของน้ำหนักปีกและค่าน้อยที่สุดของค่าโมเมนต์สูงสุดที่โคนปีก ตัวแปรออกแบบคือขนาดของผิวและโครงสร้างของปีก Goland โดยมีเงื่อนไขบังคับคือขอบเขตบนและล่างของตัวแปรออกแบบและตัวชี้วัดความเสียหายของโครงสร้าง ผลการออกแบบจะอยู่มาอยู่ในรูปของ Pareto front ซึ่งสามารถนำไปใช้เป็นต้นแบบในขั้นตอน Detail design ต่อไป

บททวนวรรณกรรม

Aeroelastic ประกอบด้วยองค์ประกอบสามส่วนที่เกี่ยวข้องกันประกอบด้วย Aerodynamic, Elastic and Inertial forces ที่กระทำกับโครงสร้าง โดยส่วนมากแล้วการวิเคราะห์ Aeroelastic ถูกใช้เป็นเกณฑ์ในการออกแบบโครงสร้างของอากาศยาน การวิเคราะห์ Aeroelastic ประกอบด้วย

1. Static aeroelastic คือ การวิเคราะห์เพียงแค่ Aerodynamic และ Elastic ซึ่งแรงและการเคลื่อนไหวนั้นไม่ขึ้นกับเวลา เนื่องจากปัญหาสถิตไม่รวม Inertial forces และไม่ขึ้นกับเวลา การวิเคราะห์จึงง่ายกว่าปัญหา Dynamic หัวข้อที่จะต้องวิเคราะห์ประกอบด้วย

1.1 การวิเคราะห์โครงสร้างของปีกที่เปลี่ยนไปขณะที่มีแรงมากระทำ

1.2 Control Effectiveness คือ การวิเคราะห์ประสิทธิภาพการควบคุมของ Control surface ประกอบด้วย Ailerons, rudders and elevators ที่เกิดจากการเสียรูปของปีก

1.3 Divergence เกิดขึ้นเมื่อปีกได้รับแรงแล้วทำให้โครงสร้างเกิดการเปลี่ยนแปลง โดยการเปลี่ยนแปลงนั้นส่งผลต่อมุมประทะของปีก เมื่อมุมประทะปีกมากขึ้นก็ยิ่งจะเพิ่มแรงที่กระทำกับปีก

1.4 Static aeroelastic on static stability เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงโครงสร้างที่ส่งผลต่อรูปทรงของปีก ค่าความเสถียรภาพสถิต (static stability) ของเครื่องบินก็จะเปลี่ยนแปลงไปด้วย ยกตัวอย่างเช่น เมื่อปีกได้รับแรงจากการไหลผ่านของอากาศ ปีกจะเกิดการงอขึ้นตามทิศของแรงที่กระทำ ส่งผลให้ค่า Dihedral ของปีกเพิ่มขึ้นด้วยเช่นกัน โดยค่า Dihedral ที่เพิ่มขึ้นส่งผลโดยตรงต่อ Spiral stability

2. Dynamic Aeroelasticity ในหัวข้อนี้ Inertia จะมีบทบาทสำคัญพอๆ กับ Aerodynamic และ Elastic โดยหัวข้อที่น่าสนใจในการวิเคราะห์ Dynamic Aeroelasticity ประกอบไปด้วย flutter, buffeting, dynamic response และ aeroelastic effects on dynamic stability

2.1 Flutter เกิดขึ้นมาจากความถี่ของแรงที่กระทำกับปีกมีความถี่ตรงกับความถี่ธรรมชาติของโครงสร้างปีก ส่งผลให้เกิดการสั่นอย่างรุนแรงซึ่งอาจจะทำให้ปีกเกิดความเสียหายได้โดยง่าย ความถี่ของแรงที่กระทำกับปีกนั้นส่วนมากแล้ว

จะอยู่กับความเร็วและการกีดขวางของอากาศยานนั้นๆ ในขณะที่ความถี่ธรรมชาติของปีกจะขึ้นอยู่กับโครงสร้างภายในของปีก ซึ่งสามารถออกแบบเพื่อให้หลีกเลี่ยงการเกิด Flutter ได้

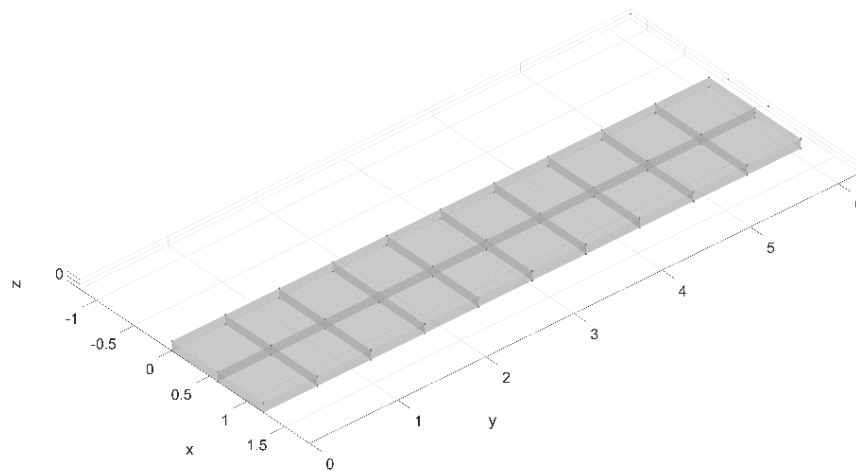
2.2 Buffeting คือการวิเคราะห์การสั่นที่ขึ้นกับเวลาของชิ้นส่วนต่างๆ ของเครื่องบินที่เกิดจากแรงส่งผลมาจาก wake ที่เกิดขึ้นด้านหลังของปีก โดยอีกหัวข้อหนึ่งคือการวิเคราะห์แรงที่เกิดจาก Gust หรือลมกระโชก ที่เกิดขึ้นแบบสุ่มในธรรมชาติ ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของเครื่องบิน

ปัญหาและการออกแบบปีก Goland wing โดยพิจารณาการลมกระโชก

การออกแบบปีกเครื่องบินเป็นปัญหาที่ซับซ้อนเนื่องจากต้องใช้องค์ความรู้ในการออกแบบหลากหลายด้าน วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดถูกนำมาใช้ในการออกแบบเพื่อให้ได้ค่าเหมาะสมที่สุดของตัวแปรออกแบบ ร่วมกับการวิเคราะห์ฟังก์ชันเป้าหมาย ตัวอย่างเช่น น้ำหนักของปีกที่ต้องเหมาะสมที่สุดเพื่อสามารถรับแรงที่ถูกกระทำได้ตามขอบเขตที่ได้กำหนด โดยเงื่อนไขบังคับของการออกแบบปีกเครื่องบินส่วนมากจะประกอบด้วย การวิเคราะห์ความเครียดภายในวัสดุ, ระยะการงอตัวของวัสดุ, การวิเคราะห์การบิดงอเนื่องจากแรงอัด, การวิเคราะห์ความเร็วที่ทำให้เกิดการเสียหายเนื่องจากการกระพือและการวิเคราะห์โมเมนต์ที่โคนปีก ซึ่งอาจจะทำให้เกิดความล้าของรอยเชื่อมที่โคนปีก หรืออาจทำให้เกิดความไม่เสถียรของเครื่องบินขณะทำการบิน โดยเงื่อนไขเหล่านี้สามารถวิเคราะห์ได้ด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite element method, FEA) ประกอบกับแรงที่กระทำอันเนื่องมาจากอากาศพลศาสตร์ซึ่งสามารถคำนวณได้ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) [33,34] ซึ่งสามารถวิเคราะห์แรงที่เกิดจากการไหลของอากาศที่กระทบกับปีกได้ แต่เนื่องจากการวิเคราะห์ด้วยวิธี CFD ใช้เวลาในการคำนวณสูง จึงไม่เหมาะสมในการนำมาใช้ในการออกแบบที่ต้องใช้ optimization algorithm ในอีกด้านหนึ่ง วิธีการ Vortex lattice method (VLM) สำหรับ steady aerodynamics และวิธี Doublet lattice method (DLM) สำหรับ unsteady aerodynamics เป็นวิธีที่ใช้ในการคำนวณแรงที่กระทำต่อปีก ซึ่งมีข้อดีคือใช้เวลาในการคำนวณที่น้อยกว่าเมื่อเทียบกับวิธี CFD และยังได้ผลที่ใกล้เคียงกับเมื่อบินอยู่บนมุมประทุนน้อยกว่ามุมประทุนวิกฤต

1.ปัญหาการออกแบบปีก Goland

ในการศึกษาการออกแบบปีกเครื่องบินโดยพิจารณาผลของลมกระโชกแรง ปีก Goland ถูกนำมาใช้เป็นโมเดลศึกษาดังภาพที่ 1 โดยปีก Goland ถูกนำมาใช้ในงานวิจัยอย่างแพร่หลาย เนื่องจากเป็นปีกที่ไม่มีโครงสร้างที่ซับซ้อน จำนวนชิ้นส่วนในโครงสร้างไม่มากนัก ส่งผลให้ลดเวลาคำนวณมาก การออกแบบจะวิเคราะห์ปีกด้านขวาเพียงด้านเดียว เนื่องจากปีกทั้งสองด้านมีความสมมาตรซึ่งกันและกัน ปีกจะมีโครงสร้างหลักอยู่ 3 อย่าง ประกอบด้วย ผิวบนและล่างของปีกจะถูกขึ้นรูปด้วยวัสดุคอมโพสิต โดยมีชั้นของ composite layer ทั้งหมด 3 ชั้น วางเส้นใยคาร์บอนในทิศที่แตกต่างกัน โครงสร้างของ spar จะมีทั้งหมด 3 ชั้น และ rib จะมีทั้งหมด 10 ชั้น โดยทั้งสองนี้จะใช้ Aluminum เป็นวัสดุในการออกแบบโดยคุณสมบัติของวัสดุของปีก Goland แสดงในตารางที่ 1 ขนาดความยาวครึ่งปีกเท่ากับ 6.4864 เมตร ความยาว chord เท่ากับ 1.2192 เมตร และระยะระหว่าง ผิวบนและผิวล่างเท่ากับ 0.1016 m ความยาวทั้งสามค่าเป็นตัวเลขที่ไม่ลงตัวเนื่องจากเดิม ปีก Goland ได้ใช้หน่วยอังกฤษในการวิเคราะห์ เพื่อให้งานวิจัยเป็นสากล หน่วยทั้งหมดจึงถูกเปลี่ยนมาใช้เป็นหน่วย SI ทั้งหมด และโมเดลปีก Goland จะใช้โอเลเมนต์ทั้งหมดเป็นแบบทรงสี่หน้า (Quadrilateral element)



ภาพที่ 1 โครงสร้างปีก Goland

ตารางที่ 1 คุณสมบัติของวัสดุของปีก Goland

Material	Properties name	Value	Unit
Aluminum	Young's modulus (E)	6.00×10^{10}	Pa
	Poisson's ratio (ζ)	0.3	-
	Density (ρ)	4000	kg/m ³
	Young's modulus (E_{11})	1.49×10^{11}	Pa
Carbon fiber	Young's modulus (E_{22})	8.83×10^9	Pa
	Shear modulus (G_{12})	5.38×10^9	Pa
	Shear modulus (G_{13})	5.38×10^9	Pa
	Shear modulus (G_{23})	2.98×10^9	Pa
	Poisson's ratio (ν)	0.342	-
	Density (ρ)	1800	kg/m ³

2. ลมกระโชกแบบดิสครีต

การจำลองลมกระโชกแบบดิสครีต คือ ฟังก์ชันของลมที่ปะทะกับโครงสร้างในรูปแบบและทิศทางต่างๆ ในแต่ละช่วงเวลา สมการควบคุมของโครงสร้างปีกเครื่องบินที่มีการเพิ่มลมกระโชกแบบดิสครีตแสดงให้เห็นดัง สมการที่ 1 เมื่อ M , D และ K คือ เมตริกของ mass, damping และ stiffness ของระบบตามลำดับ

$$[M]\{\ddot{u}\} + [D]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{L(t)\} + \{F_G(t)\} \quad (1)$$

เมื่อ L คือ แรงอากาศพลวัตที่กระทำต่อโครงสร้างในรูปแบบของอันตรกิริยาระหว่างของอากาศและโครงสร้าง (Fluid-structure interaction, FSI) และ F_G คือแรงจากลมกระโชก โดยสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของ Laplace domain ได้ดังสมการที่ 2

$$(s^2[M] + s[D] + [K])\{\xi\} = q[Q(s)]\{\xi\} + \{F_G(s)\} \quad (2)$$

เมื่อ $\{\xi\}$ คือ generalized coordinates ที่ได้จากการลดอันดับของแบบจำลองการสั่นสะเทือนของโครงสร้างจากนั้นเราสามารถคำนวณแรงจากลมกระโชกได้ดังสมการที่ 3 โดย q คือ ความดันพลศาสตร์ และ V คือ ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านโครงสร้าง ซึ่งแสดงอยู่ในรูปของ generalized aerodynamic force (GAF) ของลมกระโชกและฟังก์ชันของลมกระโชกที่สมมูลกับ downwash หรือที่นิยมเรียกว่า gustwash

$$\{F_G(i\omega)\} = q\{Q_G(ik)\} \frac{w_G(i\omega)}{V} \quad (3)$$

สำหรับการคำนวณฟังก์ชันความเร็วของลมกระโชก (design gust velocity, w_G) ขึ้นกับเวลาใด ๆ t , ความสัมพันธ์แบบ 1-cosine gust model ถูกกำหนดและนำมาใช้ในงานวิจัยครั้งนี้ ดังสมการที่ 4

$$w_G(t) = \frac{w_D}{2} \left(1 - \cos\left(\frac{\pi V}{H} t\right)\right) \quad (4)$$

เมื่อ H คือ Gust gradient โดยจะมีค่าแปรผกผันกับระยะเวลาที่ลมกระแทกปีกและ w_D คือ design gust velocity ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 5

$$w_D = 17.03 \left(\frac{H}{107}\right)^{\frac{1}{6}} \quad (5)$$

เมตริกซ์ GAF สำหรับ FSI และลมกระโชก สามารถประมาณค่าใน Laplace domain โดยใช้ฟังก์ชัน rational ดังนี้

$$[\hat{Q}(s)] = [\hat{Q}_F | \hat{Q}_G] = [\hat{A}_0] + [\hat{A}_1] \left(\frac{cs}{2V}\right) + [\hat{A}_2] \left(\frac{cs}{2V}\right)^2 + \sum_{m=1}^L \frac{[\hat{B}_m]s}{s + \frac{2V}{c} \beta_m} \quad (6)$$

เมื่อ β_m คือค่า aerodynamic lag และ c คือค่าคอर्डของปีกเครื่องบิน เมื่อรวมสมการ 2 6 และเงื่อนไขของ aerodynamic lags เข้าด้วยกัน จะได้สมการปริภูมิสแตในการจำลองการตอบสนองของปีกเครื่องบินต่อลมกระโชกดังนี้

$$\begin{pmatrix} s\xi_F \\ s^2\xi_F \\ sx_{\beta_1} \\ sx_{\beta_2} \\ \vdots \\ sx_{\beta_L} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} [0] & [I] & [0] & [0] & \cdots & [0] \\ -[\bar{M}]^{-1}[\bar{K}] & -[\bar{M}]^{-1}[\bar{D}] & [\bar{M}]^{-1} & [\bar{M}]^{-1} & \cdots & [\bar{M}]^{-1} \\ [0] & q[\hat{B}_1]_F & -\frac{2V}{c}\beta_1[I] & [0] & \cdots & [0] \\ [0] & q[\hat{B}_2]_F & [0] & -\frac{2V}{c}\beta_2[I] & \cdots & [0] \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ [0] & q[\hat{B}_L]_F & [0] & [0] & \cdots & -\frac{2V}{c}\beta_L[I] \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \xi_F \\ s\xi_F \\ x_{\beta_1} \\ x_{\beta_2} \\ \vdots \\ x_{\beta_L} \end{pmatrix} + \frac{q}{V} \begin{bmatrix} [0] & [0] & [0] \\ [\bar{M}]^{-1}[\hat{A}_0]_G & [\bar{M}]^{-1}[\hat{A}_1]_G \left(\frac{c}{2V}\right) & [\bar{M}]^{-1}[\hat{A}_2]_G \left(\frac{c}{2V}\right)^2 \\ [0] & [\hat{B}_1]_G & [0] \\ [0] & [\hat{B}_2]_G & [0] \\ [0] & \vdots & [0] \\ [0] & [\hat{B}_L]_G & [0] \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \xi_G \\ s\xi_G \\ s^2\xi_G \end{pmatrix} \quad (7)$$

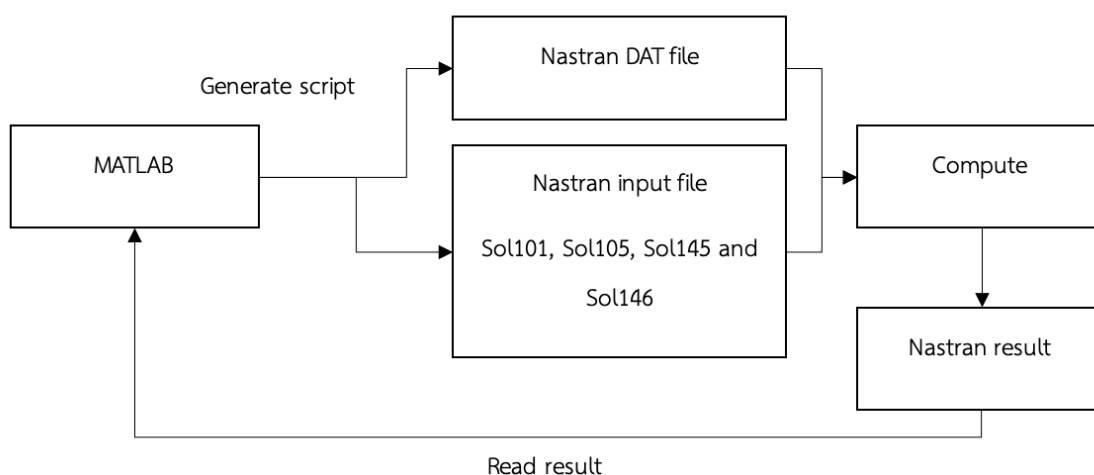
หรือแสดงในรูปอย่างง่ายดังนี้

$$\{\dot{x}\} = [A]\{x\} + [B_G]\{x_G\} \quad (8)$$

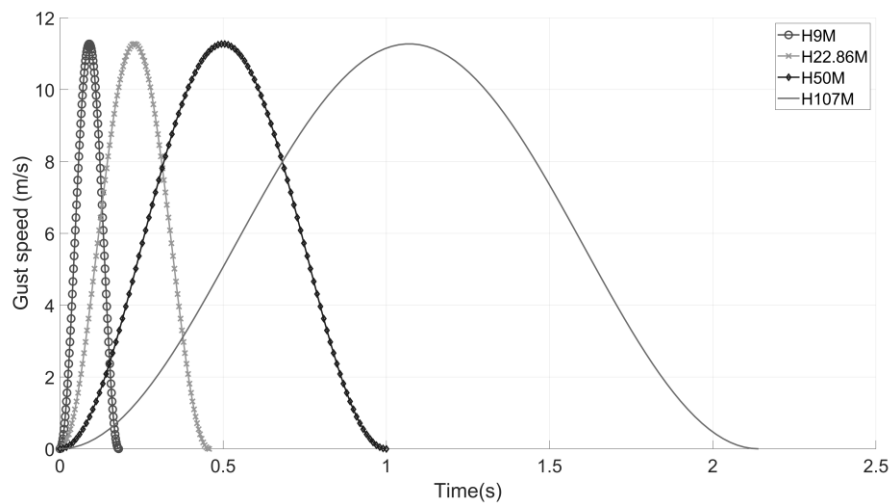
ซึ่งสามารถใช้คำนวณหา time response ของการกระจัดและแรงปฏิกิริยาที่โคนปีกของเครื่องบินได้

3. การวิเคราะห์ความเสียหายของปีก Goland โดยใช้ Nastran

ในส่วนนี้จะอธิบายเครื่องมือที่ใช้ในการวิเคราะห์ปีก Goland โดยโปรแกรมที่ใช้คือ MSC Nastran จำนวน 4 โมดูล ประกอบด้วย Solution101, Solution105, Solution145 และ Solution146 ร่วมกับการควบคุมด้วย MATLAB code สำหรับการหาค่าเหมาะที่สุดดังภาพที่ 2 การวิเคราะห์โครงสร้างของปีกเครื่องบินนั้นประกอบด้วย 1) น้ำหนักของโครงสร้าง เพื่อให้ต้นทุนของการสร้างคัมค่ามากที่สุด น้ำหนักของปีกจะต้องมีค่าน้อยที่สุดแต่ยังสามารถรับแรงที่กระทำในกรณีต่างๆ ได้ 2) การวิเคราะห์ความเสียหายจากความเครียด (Stress) ส่วนนี้จะวิเคราะห์ความเสียหายที่เกิดจากการที่วัสดุรับแรงซึ่งทำให้เกิดเกิดความเครียดภายในเนื้อวัสดุ แรงที่กระทำต่อปีกสามารถคำนวณได้จากวิธี VLM โดยเงื่อนไขในการคำนวณหาแรงประกอบด้วย ความเร็ว (diving speed) เท่ากับ 100 m/s, มุมประทะปีก (Angle of attack) เท่ากับ 1 องศา และที่ความหนาแน่นของอากาศเท่ากับ 1.15 kg/m^3 ซึ่งจะหลีกเลี่ยงไม่ให้เกิดความเสียหายของวัสดุที่สามารถรองรับได้โดยสามารถคำนวณได้ด้วย Solution101 3) ความเสียหายเนื่องจากการบิดงอ (Buckling) สามารถเกิดขึ้นได้กับปีกเครื่องบินเมื่อโครงสร้างรับแรงอัดและขนาดของโครงสร้างในการออกแบบที่ไม่เหมาะสมโดยสามารถประเมินได้ด้วยการใช้ Solution105 4) การวิเคราะห์ความเสียหายเนื่องจากเกิดการกระพืออย่างรุนแรง (Flutter) เครื่องมือที่ใช้คือ Solution145 จะสามารถคำนวณหาความเร็วที่ทำให้เกิดการกระพืออย่างรุนแรงได้ โดยการออกแบบจะต้องเลี่ยงไม่ให้ Flutter speed ต่ำกว่าความเร็วในระหว่างทำการบิน 5) การวิเคราะห์โมเมนต์ที่กระทำต่อโคนปีกอันเนื่องมาจากลมกระโชก ในหัวข้อก่อนหน้านี้ (2-4) จะวิเคราะห์โครงสร้างในสภาวะคงที่ (Steady state) แต่ส่วนนี้จะเป็นการวิเคราะห์ที่ขึ้นกับเวลา (Transient) เพื่อศึกษาพฤติกรรมของลมกระโชกที่มีต่อโครงสร้างได้อย่างใกล้เคียงที่สุด โดยได้วิเคราะห์ลมกระโชกทั้งหมด 4 กรณี แสดงดังภาพที่ 3 ประกอบด้วย H9M, H22.86M, H50M, H107M ตัวเลขที่แสดงในกรณีต่าง ๆ แสดงให้เห็นถึงค่า Gust gradient (H) ของแต่ละกรณี ดังสมการที่ 5 โดยจะมีความดันกระทำด้านล่างของปีกตามขนาดของความเร็วลมกระโชก (Gust speed) ในภาพที่ 3 โดยจะมีทิศขึ้นตามแนวแกน z อ้างอิงจากแกนในภาพที่ 2 การวิเคราะห์ Gust response จะใช้โมดูล Solution146 โดยลมกระโชกแต่ละแบบจะถูกแยกคิดเป็น 4 กรณี แล้วบันทึกผลจากลมกระโชกที่มีผลสูงสุดต่อโมเมนต์ที่กระทำต่อโคนปีกมาวิเคราะห์หาพื้นที่โมเมนต์สูงสุดและผลที่ได้จะนำมาวิเคราะห์หาโมเมนต์ในแต่ละช่วงเวลาที่กระทำต่อโคนปีกเพื่อศึกษาผลของกระแทกของลมกระโชกแต่ละกรณีที่มีผลต่อการออกแบบปีก โดยการวิเคราะห์แบบ Transient จะกำหนดให้ Time step เท่ากับ 500 โดยแต่ละ Time step เท่ากับ 0.01 วินาที จะรวมเป็นเวลาทั้งหมด 5 วินาที การกำหนดครั้งนี้เพื่อที่จะครอบคลุมเวลาที่ลมกระโชกกระทำกับปีกเป็นเวลาต่ำกว่า 2.5 วินาที โดยยังคงเวลาที่เหลืออีก 2.5 วินาทีเพื่อดูพฤติกรรมของปีกต่อไป



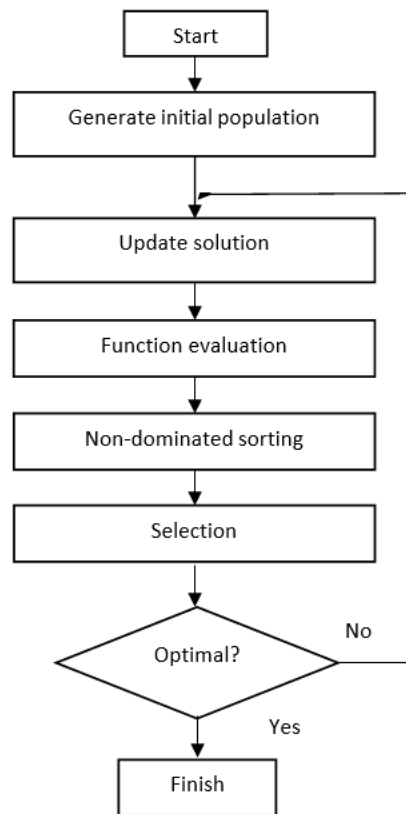
ภาพที่ 2 การวิเคราะห์โดย MSC Nastran



ภาพที่ 3 รูปแบบของลมกระโชกแบบดิสครีต

การหาค่าเหมาะสมที่สุดและการกำหนดปัญหา

Meta-heuristic เป็นหนึ่งในวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยเลียนแบบพฤติกรรมของธรรมชาติ ผสมผสานกับวิธี Random based โดยวิธี Meta-heuristic นั้น ถูกพัฒนาขึ้นอย่างแพร่หลายทั้งในรูปแบบ Single-Objective, Multi-Objective และ Many-Objective เพื่อที่จะใช้ในการแก้ปัญหาทางวิศวกรรม ยกตัวอย่างเช่น ปัญหา Truss optimization, Heat exchanger, Automotive design และ Aerospace design โดยข้อดีของ Meta-heuristic เมื่อเปรียบเทียบกับ Gradient based คือ ไม่ต้องการการหา Gradient ของปัญหานั้น ๆ ในการออกแบบ ซึ่งกล่าวได้ว่า Meta-heuristic จะเหมาะกับปัญหาที่มีความซับซ้อนสูงที่ไม่สามารถคำนวณ Gradient ได้อย่างแม่นยำ วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดด้วยวิธี Meta-heuristic กระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดสามารถแสดงให้เห็นดัง Flowchart ที่ 4



ภาพที่ 4 การหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยใช้วิธี Multi-heuristic

วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยใช้วิธี Multi-heuristic เริ่มต้นจากสร้างประชากรเริ่มต้นเพื่อหาประชากรเริ่มต้นตามที่ได้กำหนดจำนวนประชากรเอาไว้ในเบื้องต้น ซึ่งจะเป็น Parent บนรอบการคำนวณเริ่มต้น โดยในการวนซ้ำรอบแรกนั้น ขั้นตอน Update solution จะถูกข้าม Parent จะถูกนำไปคำนวณฟังก์ชันวัตถุประสงค์และเงื่อนไขบังคับ โดยขั้นตอนนี้ถูกเรียกว่า Function evaluation เมื่อทราบฟังก์ชันวัตถุประสงค์และเงื่อนไขบังคับแล้ว ประชากรจะถูกคัดออกด้วยวิธี Non-dominated sorting และถ้าหากว่าจำนวนประชากรในรอบนั้นๆ มากกว่าจำนวนประชากรเริ่มต้น ประชากรที่เกิน จะถูกคัดออกด้วยกระบวนการ Selection โดยประชากรที่ดีที่สุดจะถูกเก็บไว้ใน Pareto archive จากนั้นถ้าหากจำนวนรอบในการคำนวณยังไม่เสร็จสิ้น ประชากรจำถูกวนซ้ำกลับขึ้นไปยังกระบวนการ Update solution โดยประชากรจะถูกสร้างขึ้นใหม่โดยอ้างอิงจาก Parent โดยผลผลิตที่ได้จาก Update solution จะถูกเรียกว่า offspring ดังนั้นจะเห็นได้ว่า การออกแบบด้วยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดโดยใช้ Multi-heuristic จะต้องอาศัยจำนวนรอบในการคำนวณ เวลาในการคำนวณต่อหนึ่ง function evaluation ส่งผลอย่างมากต่อเวลาในการออกแบบทั้งหมดเพื่อที่จะหาผลลัพธ์ที่เหมาะสมที่สุด

การหาค่าเหมาะสมที่สุดของปัญหาการออกแบบปีก Goland

การหาค่าเหมาะสมที่สุดของปีก Goland โดยพิจารณาผลของลมกระโชก ฟังก์ชันเป้าหมาย (f) คือ ค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักโครงสร้าง (m_w) และค่าต่ำที่สุดของพื้นที่จากโมเมนต์ที่เกิดจากลมกระโชกบริเวณโคนปีก (A_{Mmax}) ดังสมการที่ 9

$$\min_x f(x) = f(x) = \{m_w, A_{Mmax}\} \quad (9)$$

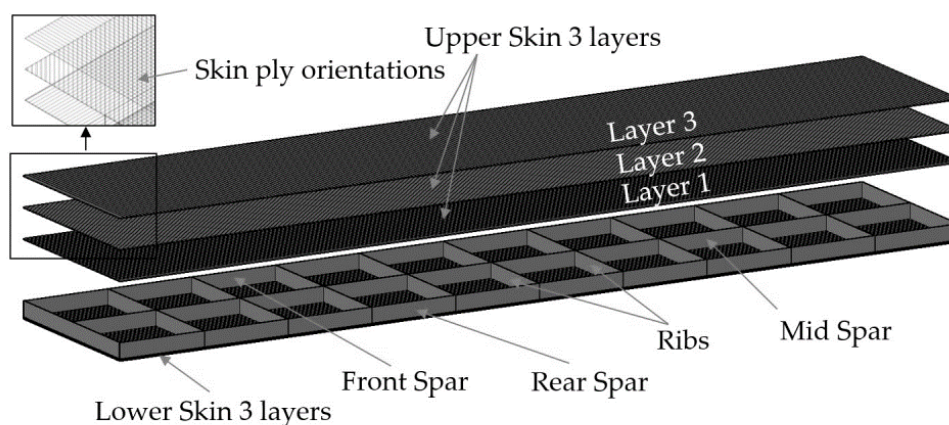
subject to

$$g(x) \leq 0$$

$$x^L \leq x \leq x^U$$

ในการศึกษาการออกแบบปีกเครื่องบินโดยพิจารณาผลของลมกระโชกแรง ปีก Goland ถูกนำมาใช้เป็นโมเดลเพื่อศึกษาการออกแบบจะวิเคราะห์ปีกด้านขวาเพียงด้านเดียว เนื่องจากปีกทั้งสองด้านมีความสมมาตรซึ่งกันและกัน ปีกจะมีโครงสร้างหลักอยู่ 3 อย่าง ประกอบด้วย ผิวบนและล่างของปีกจะถูกขึ้นรูปด้วยวัสดุคอมโพสิต โดยมีชั้นของ composite layer ทั้งหมด 3 ชั้น วางเส้นใยคาร์บอนในทิศที่แตกต่างกัน โครงสร้างของ spar จะมีทั้งหมด 3 ชั้น และ rib จะมีทั้งหมด 10 ชั้น โดยทั้งสองนี้จะใช้อะลูมิเนียมเป็นวัสดุในการออกแบบ ขนาดความยาวครึ่งปีกจะอยู่ที่ 6.4864 เมตร ความยาว chord เฉลี่ยเท่ากับ 1.2192 เมตร และระยะระหว่างผิวบนและผิวล่างเท่ากับ 0.1016 เมตร ความยาวทั้งสามค่าเป็นตัวเลขที่ไม่ลงตัวเนื่องจากเดิม ปีก Goland ได้ใช้หน่วยอังกฤษในการวิเคราะห์ เพื่อให้งานวิจัยเป็นสากล หน่วยทั้งหมดจึงถูกเปลี่ยนมาใช้เป็นหน่วย SI ทั้งหมด และโมเดลปีก Goland จะใช้อิเลเมนต์ทั้งหมดเป็นแบบ Quadrilateral แบบ Shell element

จากสมการที่ 3.1 ตัวแปรออกแบบ (x) ทั้งหมด 23 ตัวแปรภายใต้ขอบเขตของการออกแบบดังตารางที่ 3.1 ตัวแปรที่ 1 - 12 จะเป็นความหนาและมุมการวางของ fibre แต่ละชั้นคอมโพสิตของผิวบนและผิวล่างปีก ตัวแปรที่ 13 - 18 จะเป็นความหนาของ spar โดยที่โคนแต่ละชั้นจะเท่ากับตัวแปรความหนาของโคน spar (ตัวแปรที่ 13, 15 และ 17) จากนั้นขนาดของ spar จะลดลงแบบเป็นฟังก์ชันเส้นตรงจนเท่ากับตัวแปรความหนาของปลาย spar (ตัวแปรที่ 14, 16 และ 18) ตัวแปรที่เหลือจะเป็นความหนาของ rib เพื่อลดจำนวนตัวแปรลง จึงกำหนดให้ 1 ตัวแปรต่อ rib 1 คู่ ดังภาพที่ 5



ภาพที่ 5 โครงสร้างปีก Goland

เงื่อนไขบังคับและขอบเขตบังคับถูกกำหนด แสดงให้เห็นดังตารางที่ 3.2 โดยใช้เกณฑ์ของ Tsai-Wu (Tsai, & Wu, 1971) เป็นเงื่อนไขบังคับลำดับที่ 1 แสดงให้เห็นถึงความเสียหายวัสดุคอมโพสิต โดยค่าของ Tsai-Wu criterion ต้อง มีค่าไม่เกิน 1 ถึงจะแสดงให้เห็นว่าชิ้นส่วน คอมโพสิตที่ layer ต่าง ๆ จะไม่มีความเสียหาย เงื่อนไขบังคับที่ 2 เป็นเงื่อนไขที่ใช้กำหนดขอบเขตของความเสียหายของวัสดุ เงื่อนไขบังคับที่ 3 จะกำหนดค่า Flutter speed ไม่ให้ต่ำกว่าความเร็วในการบินที่กำหนด และเงื่อนไขบังคับสุดท้ายคือ buckling factor โดยทั่วไปแล้วจะต้องมีค่ามากกว่า 1 เพื่อหลีกเลี่ยงความเสียหายเนื่องจากความเสียหายจากการโก่ง

Exterior Penalty Function Method ถูกนำมาใช้เพื่อจัดการกับปัญหาการออกแบบที่พิจารณาเงื่อนไขบังคับ (Pholdee, & Bureerat, 2014) ดังสมการที่ 10 โดยค่า r มีค่าเท่ากับ 1000

$$f_p(x) = \begin{cases} \hat{f} = f & \text{if } \max[g_i(\mathbf{x})] \leq 0 \\ f + r|\max[g_i(\mathbf{x})]| & \text{otherwise} \end{cases} \quad (10)$$

ในการออกแบบด้วยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุด อัลกอริทึม MM-IPDE กับ RPBILDE ถูกนำมาใช้ในการศึกษาค้นคว้าครั้งนี้โดยการตั้งค่าพารามิเตอร์เริ่มต้นนำมาจากค่าเริ่มต้นของแต่ละอัลกอริทึม โดยจำนวนรอบในการคำนวณเท่ากับ 100 จำนวนประชากรเท่ากับ 30 โดยจำนวนการทำซ้ำเท่ากับ 3 จากนั้น Friedman test ถูกนำมาใช้เพื่อวิเคราะห์ประสิทธิภาพของแต่ละอัลกอริทึมในทางสถิติ

ตารางที่ 2 ตัวแปรออกแบบ

ลำดับ	ตัวแปรออกแบบ	ขอบเขตล่าง	ขอบเขตบน
1	ผิวบนของชั้น composite ที่ 1 (mm.)	2	50
2	มุม fibre ของผิวบนชั้นที่ 1 (deg)	0	90
3	ผิวบนของชั้น composite ที่ 2 (mm.)	2	50
4	มุม fibre ของผิวบนชั้นที่ 2 (deg)	0	90
5	ผิวบนของชั้น composite ที่ 3 (mm.)	2	50
6	มุม fibre ของผิวบนชั้นที่ 3 (deg)	0	90
7	ผิวล่างของชั้น composite ที่ 1 (mm.)	2	50
8	มุม fibre ของผิวล่างชั้นที่ 1 (deg)	0	90
9	ผิวล่างของชั้น composite ที่ 2 (mm.)	2	50
10	มุม fibre ของผิวล่างชั้นที่ 2 (deg)	0	90
11	ผิวล่างของชั้น composite ที่ 3 (mm.)	2	50
12	มุม fibre ของผิวล่างชั้นที่ 3 (deg)	0	90
13	ความหนาของโคน spar ชั้นที่ 1 (mm.)	3	60
14	ความหนาของปลาย spar ชั้นที่ 1 (mm.)	2	5
15	ความหนาของโคน spar ชั้นที่ 2 (mm.)	3	60
16	ความหนาของปลาย spar ชั้นที่ 2 (mm.)	2	5
17	ความหนาของโคน spar ชั้นที่ 3 (mm.)	3	60
18	ความหนาของปลาย spar ชั้นที่ 3 (mm.)	2	5
19	ความหนาที่ (1,2) ของ Rib (mm.)	2	5
20	ความหนาที่ (3,4) ของ Rib (mm.)	2	5
21	ความหนาที่ (5,6) ของ Rib (mm.)	2	5
22	ความหนาที่ (7,8) ของ Rib (mm.)	2	5
23	ความหนาที่ (9,10) ของ Rib (mm.)	2	5

ตารางที่ 3 เงื่อนไขบังคับ

ลำดับ	เงื่อนไขบังคับ	ขอบเขตล่าง	ขอบเขตบน
1	Maximum Tsai-Wu	0	1
2	Maximum stress in quadrilateral (MPa)	0	150
3	Flutter speed (m/s)	>100	
4	Buckling factor	>1	

ผลการออกแบบ

ผลลัพธ์จากการใช้วิธี RPBLDE และ MM-IPDE เพื่อใช้ในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของการออกแบบปีก Goland แสดงให้เห็น ดังตารางที่ 3.3 โดย Hypervolume ถูกนำมาใช้เป็นตัวบ่งชี้ประสิทธิภาพในการหาคำตอบของแต่ละอัลกอริทึม โดยอัลกอริทึมที่มีประสิทธิภาพในการหาคำตอบได้ดีกว่าจะให้ค่า Hypervolume ที่สูงกว่า ซึ่งการหาค่า Hypervolume จะต้องใช้จุดอ้างอิงในการประกอบหาคำนวน การหาจุดอ้างอิงนั้นทำได้จากการหาค่าต่ำสุดและสูงสุดของแต่ละฟังก์ชันวัตถุประสงค์ในทุก ๆ รอบการคำนวณเพื่อเป็นกรอบในการคำนวณ Hypervolume

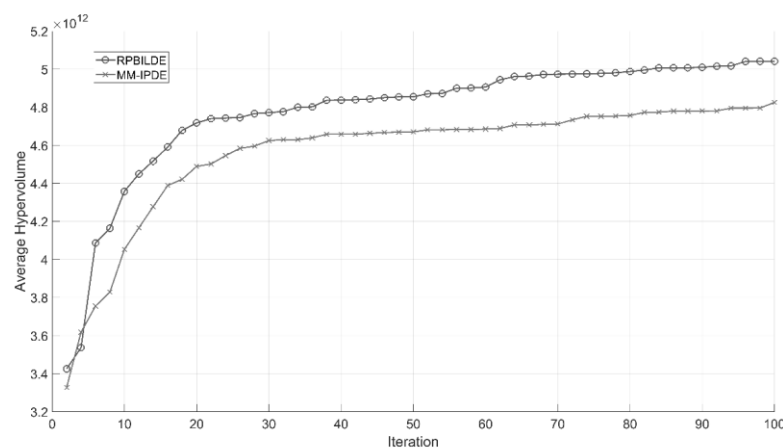
ผลลัพธ์จากที่ได้คือ RPBLDE มีค่า Hypervolume เฉลี่ยเท่ากับ 5.04×10^{12} ซึ่งสูงกว่าวิธี MM-IPDE ที่มีค่าเท่ากับ 4.83×10^{12} ไม่เพียงเท่านั้น วิธี RPBLDE ยังให้ค่าต่ำสุด ค่าสูงสุดและส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานที่ดีกว่าวิธี MM-IPDE จากผลลัพธ์

ในข้างต้นจึงแสดงให้เห็นว่า อันดับของวิธี RPBILDE ได้อยู่อันดับ 1.33 ต่ำกว่าวิธี MM-IPDE ที่มีอันดับอยู่ที่ 1.67 จากการวิเคราะห์ด้วยวิธี Friedman test

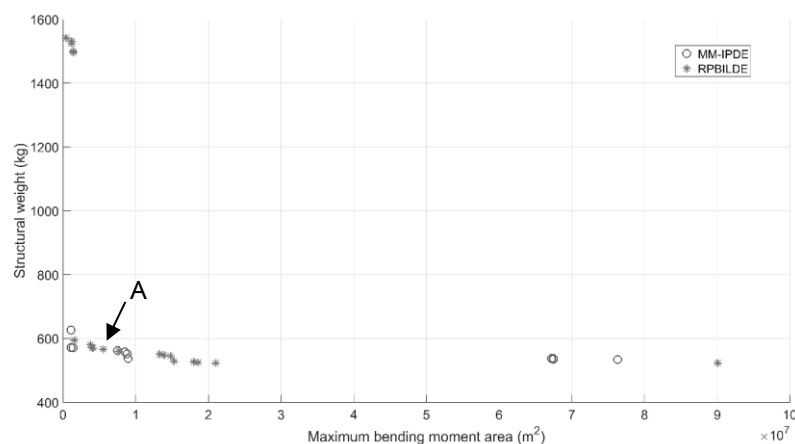
ตารางที่ 4 เปรียบเทียบ Hypervolume

อัลกอริทึม/ตัวชี้วัด	ค่าเฉลี่ย	ค่าต่ำสุด	ค่าสูงสุด	ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน	อันดับ
RPBILDE	5.04×10^{12}	5.02×10^{12}	5.08×10^{12}	3.09×10^{10}	1.33
MM-IPDE	4.83×10^{12}	4.48×10^{12}	5.06×10^{12}	3.07×10^{11}	1.67

เมื่อวิเคราะห์กราฟ Hypervolume เปรียบเทียบกับ Iteration ของทั้งสองอัลกอริทึมซึ่งแสดงให้เห็นดังภาพที่ 6 พบว่าการวิธี RPBILDE มีความสามารถในการหาคำตอบได้ดีกว่า MM-IPDE ตั้งแต่เริ่มต้นจนกระทั่ง Iteration สุดท้าย โดยแถบหน้าพาเรโตของผลลัพธ์ที่ให้ค่า Hypervolume สูงสุดจากทั้งสองอัลกอริทึมแสดงให้เห็นดังภาพที่ 7



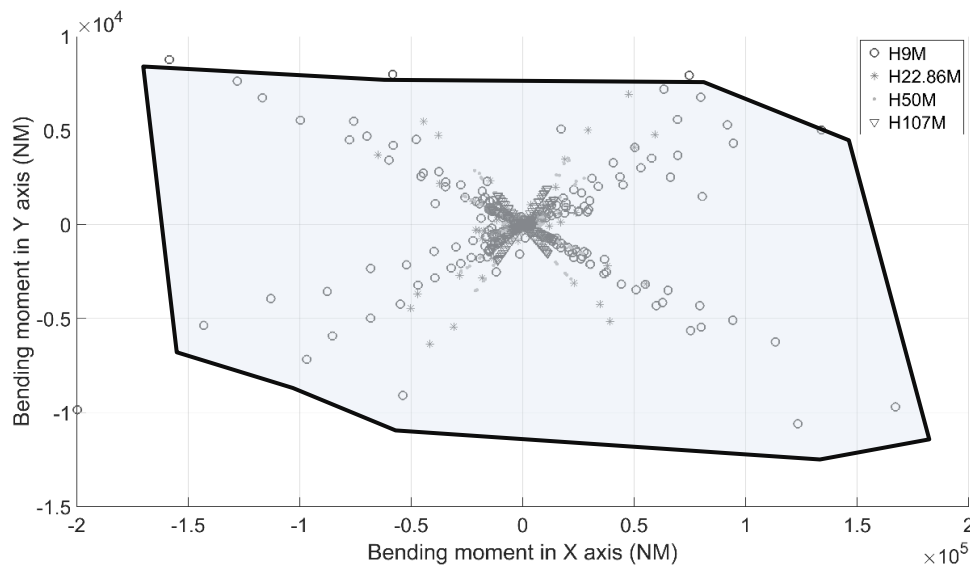
ภาพที่ 6 เปรียบเทียบค่า Hypervolume ระหว่าง RPBILDE และ MMIPDE



ภาพที่ 7 เปรียบเทียบแถบหน้าพาเรโตของ MM-IPDE และ RPBILDE

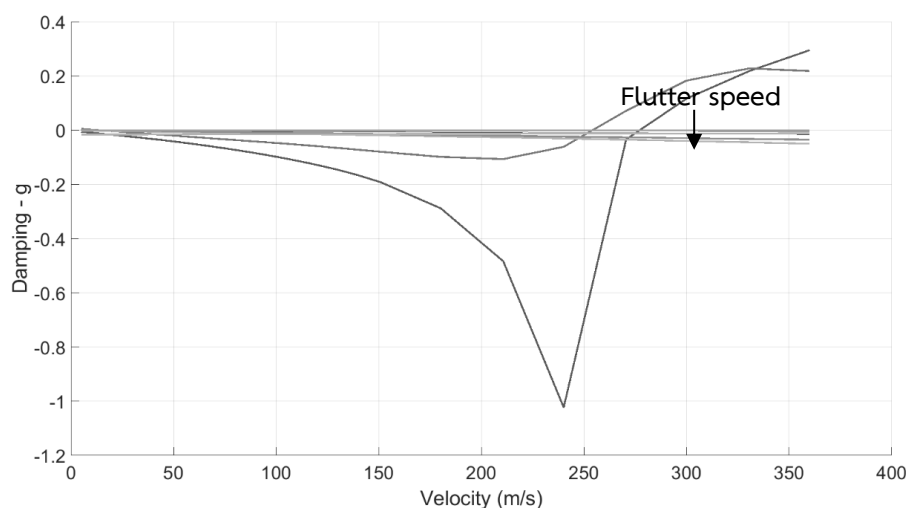
จุด A บนแถบหน้าพาเรโตของอัลกอริทึม RPBILDE ถูกเลือกเพื่อแสดงเป็นชุดคำตอบที่เหมาะสมที่สุดของการออกแบบในครั้งนี้ โดยคำตอบที่ถูกเลือกให้ค่าฟังก์ชันเป้าหมาย น้ำหนักโครงสร้าง เท่ากับ 579.85 kg และพื้นที่ของโมเมนต์สูงสุดที่เกิดจาก

ผลของลมกระโชกที่โคนปีกเท่ากับ $3.78 \times 10^6 \text{ m}^2$ จะแสดงให้เห็นดังพื้นที่สีน้ำเงินดังภาพที่ 8 พบว่าลมกระโชกรูปแบบ H9M ส่งผลกระทบบนพื้นที่ทำให้เกิดโมเมนต์สูงสุดที่โคนปีก



ภาพที่ 8 พื้นที่ Bending moment ที่โคนปีกจากผลของลมกระโชก

ค่าที่เหมาะสมที่สุดของตัวแปรออกแบบที่ถูกเลือกแสดงให้เห็นดังตารางที่ 5 และเงื่อนไขบังคับของคำตอบที่ถูกเลือกแสดงดังตารางที่ 6 โดยข้อสังเกตของการออกแบบจะพบว่า เงื่อนไขบังคับลำดับที่ 1 คือ Maximum Tsai-Wu นั้นเข้าใกล้ขอบเขตความเสียหายของการออกแบบ ซึ่งจะหมายความว่าปีกจะมีโอกาสที่จะได้รับความเสียหายจากการเสียหายที่ชั้นวัสดุคอมโพสิตเนื่องจากแรงที่ได้รับจากลมกระโชก โดยค่า Maximum Tsai-Wu คือค่าที่ใช้บ่งชี้ความเสียหายของวัสดุคอมโพสิตมีค่าเท่ากับ 0.9149 หรือสามารถกล่าวอีกอย่างได้ว่าความเค้นที่กระทำต่อวัสดุคอมโพสิตมีค่าเท่ากับ 0.9149 เท่าของค่า Yield strength of composite material เมื่อสังเกตที่ Maximum stress in quadrilateral หรือค่าความเค้นที่ Rib และ Spar ที่ขึ้นรูปด้วยอะลูมิเนียมมีค่าเท่ากับ 73.04 MPa ซึ่งเมื่อเทียบกับ Yield strength ของอะลูมิเนียมที่มีค่าเท่ากับ 150 MPa แล้วจะได้ว่าอัตราส่วนความเค้นที่กระทำกับ Yield strength ของอะลูมิเนียมมีค่าเพียง 0.4869 ดังนั้นเมื่อเปรียบเทียบอัตราส่วนทั้งสองแล้วจะพบว่าปีกมีโอกาสที่จะรูปก่อนโครงสร้าง เมื่อวิเคราะห์ในส่วนของ Flutter พบว่าค่า Flutter speed เท่ากับ 240.18 m/s ดัง V-g plot แสดงให้เห็นดังภาพที่ 9 หมายความว่าปีกสามารถรับความเร็วลมที่กระทำได้อย่างปลอดภัยตั้งแต่เริ่มต้นจนกระทั่ง 240.18 m/s



ภาพที่ 9 V-g Diagram ของคำตอบที่ถูกเลือก

ตารางที่ 5 ค่าที่เหมาะสมที่สุดของตัวแปรออกแบบที่ถูกเลือก

ลำดับ	ตัวแปรออกแบบ	ค่าที่เหมาะสมที่สุด
1	ผิวบนของชั้น composite ที่ 1 (mm.)	2.16
2	มุม fibre ของผิวบนชั้นที่ 1 (deg)	2.85
3	ผิวบนของชั้น composite ที่ 2 (mm.)	2.34
4	มุม fibre ของผิวบนชั้นที่ 2 (deg)	0.00
5	ผิวบนของชั้น composite ที่ 3 (mm.)	9.60
6	มุม fibre ของผิวบนชั้นที่ 3 (deg)	90.00
7	ผิวล่างของชั้น composite ที่ 1 (mm.)	10.81
8	มุม fibre ของผิวล่างชั้นที่ 1 (deg)	87.64
9	ผิวล่างของชั้น composite ที่ 2 (mm.)	2.67
10	มุม fibre ของผิวล่างชั้นที่ 2 (deg)	13.12
11	ผิวล่างของชั้น composite ที่ 3 (mm.)	2.00
12	มุม fibre ของผิวล่างชั้นที่ 3 (deg)	1.04
13	ความหนาของโคน spar ชั้นที่ 1 (mm.)	3.97
14	ความหนาของปลาย spar ชั้นที่ 1 (mm.)	2.00
15	ความหนาของโคน spar ชั้นที่ 2 (mm.)	3.43
16	ความหนาของปลาย spar ชั้นที่ 2 (mm.)	2.01
17	ความหนาของโคน spar ชั้นที่ 3 (mm.)	11.05
18	ความหนาของปลาย spar ชั้นที่ 3 (mm.)	3.03
19	ความหนาคู่ที่ (1,2) ของ Rib (mm.)	2.00
20	ความหนาคู่ที่ (3,4) ของ Rib (mm.)	2.93
21	ความหนาคู่ที่ (5,6) ของ Rib (mm.)	2.22
22	ความหนาคู่ที่ (7,8) ของ Rib (mm.)	5.00
23	ความหนาคู่ที่ (9,10) ของ Rib (mm.)	2.83

ตารางที่ 6 เงื่อนไขบังคับที่ของคำตอบที่ถูกเลือก

ลำดับ	เงื่อนไขบังคับ	ค่าที่ยอมรับได้	ค่าที่เหมาะสมที่สุด
1	Maximum Tsai-Wu	$0 < \text{Tsai-Wu} < 1$	0.9149
2	Maximum stress in quadrilateral (MPa)	$< 150 \text{ MPa}$	73.04 MPa
3	Flutter speed (m/s)	$> 100 \text{ m/s}$	240.18
4	Buckling factor	> 1	421.5

สรุปและอภิปรายผล

บทความการวิจัยนี้ ได้นำเสนอการออกแบบปีก Goland โดยพิจารณาผลของลมกระโชก โดยมีตัวแปรออกแบบทั้งหมด 23 ตัว ประกอบด้วยโครงสร้าง Skin, Rib และ Spar บนขอบเขตเงื่อนไขบังคับ Maximum Tsai-Wu, Maximum stress in quadrilateral, Flutter speed และ buckling เพื่อที่จะหาค่าต่ำที่สุดของน้ำหนักโครงสร้างและค่าต่ำที่สุดของค่าสูงสุดของพื้นที่โมเมนต์ที่กระทำต่อโคนปีก อัลกอริทึมที่ใช้ในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดแบบสองฟังก์ชันเป้าหมายคือ RPILDE และ MMIPDE การออกแบบจะถูกทำซ้ำทั้งหมด 3 รอบ โดยใช้ Hypervolume เป็นตัวชี้วัดประสิทธิภาพในการหาคำตอบของการแก้ปัญหาการออกแบบปีก Goland ผลการออกแบบพบว่าวิธีการ RPILDE มีประสิทธิภาพในการหาคำตอบได้ดีกว่าวิธี MMIPDE ผลลัพธ์จากการออกแบบประกอบด้วย ค่าฟังก์ชันเป้าหมาย ตัวแปรออกแบบ และเงื่อนไขบังคับที่เลือกมาจากวิธี RPILDE แสดงให้เห็นดังตารางที่ 5 และ 6 ข้อเสนอแนะของงานวิจัยในครั้งนี้ คือ ควรเพิ่มจำนวนประชากรและจำนวนรอบในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด

เพื่อที่เพิ่มประสิทธิภาพในการหาคำตอบมากยิ่งขึ้น หรือหากมีข้อจำกัดทางด้านเวลา การประยุกต์ใช้ Surrogate model เป็นอีกหนึ่งเครื่องมือที่ช่วยลดเวลาในการออกแบบได้ ข้อเสนอแนะในการออกแบบครั้งนี้พบว่า การออกแบบปีกโดยพิจารณาสมรรถนะของในครั้งนี้อย่างตรงปึกเป็น Fix-support ยังไม่ได้พิจารณาผลของการเคลื่อนที่ในทิศทางต่างๆ เครื่องบินเข้าไปด้วย หากจะต้องออกแบบให้เข้าใกล้ความเป็นจริงมากขึ้นจะต้องพิจารณาผลกระทบของความยืดหยุ่นของโครงสร้างและมีการควบคุมเครื่องบินมาเกี่ยวข้องด้วย

References

- Babaei, A.R., Setayandeh, M.R., & Farrokhfal, H. (2018). Aircraft robust multidisciplinary design optimization methodology based on fuzzy preference function. *Chinese Journal of Aeronautics*, 31(12), 1-12.
- Beran, P.S., Strganac, T.W., Kim, K., & Nichkawde, C. (2004). Studies of Store-Induced Limit-Cycle Oscillations Using a Model with Full System Nonlinearities," *Nonlinear Dynamics*, 37(4), 323–339.
- Bordogna, M.T., Macquart, T., Bettebghor, D., & De Breuker, R. (2016). Aeroelastic Optimization of Variable Stiffness Composite Wing with Blending Constraints. *17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Caughey, D.A. (2011). *Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes for M & AE 5070*. Ithaca, New York: Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering Cornell University.
- Caverly, R., Forbes, J.R., Danowsky, B.P., & Suh, P.M. (2017). Gust-Load Alleviation of a Flexible Aircraft using a Disturbance Observer. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1-14.
- Champasak, P., Panagant, N., Pholdee, N., Bureerat, S., & Yildiz, A.R. (2020). Self-adaptive many-objective meta-heuristic based on decomposition for many-objective conceptual design of a fixed wing unmanned aerial vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 100, 105783.
- Champasak, P., Ungdumrongkool, S., Panagant, N., & Bureerat, S. (2019). Aircraft Conceptual Design using Multi-Objective Evolutionary Optimization: Comparative study. *Journal of Science and Technology Mahasarakham University*, 38(5), 470–478.
- Drela, M., & Youngren, H. (n.d.). *Aerodynamic and flight-dynamic analysis of rigid aircraft of arbitrary configuration*. Retrieved from <http://web.mit.edu/drela/Public/web/av/>
- Gao, H., He, A., Gao, Z., NA, Y., & DENG, Y. (2019). Flight dynamics characteristics of canard rotor/wing aircraft in helicopter flight mode. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(7), 1577–1587.
- Goland, M. (2021). The Flutter of a Uniform Cantilever Wing," *Journal of Applied Mechanics.*, 12(4), A197–A208.
- Guo, S., De Los Monteros, J. E., & Liu, Y. (2015). Gust Alleviation of a Large Aircraft with a Passive Twist Wingtip. *Aerospace*, 2(2). 135–154.
- Higor, L.S., Gustavo, J.R., Roberto, M.C.N., André, R.D.C., Alexandre, A.G., Mateus, A.A.C., & Thiago, A.M.G. (2021). A multidisciplinary design optimization for conceptual design of hybrid-electric aircraft. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 64, 3505–3526.
- Hitzel, S.M., & Osterhuber, R. (2017). Enhanced Maneuverability of a Delta-Canard Combat Aircraft by Vortex Flow Control. *Journal of Aircraft*, 55(3), 1090–1102.
- Hönlinger, H., Zimmermann, H., Sensburg, O., & Becker, J. (1994). *Structural Aspects of Active Control Technology*. AGARD Flight Mechanics Panel Symposium. Turin, Italy.
- Hürlimann, F., Kelm, R., Dugas, M., Oltmann, K., & Kress, G. (2011). Mass estimation of transport aircraft wingbox structures with a CAD/CAE-based multidisciplinary process. *Aerospace Science and Technology*, 15(4), 323–333, 2011.

- IJsselmuiden, S.T., Abdalla, M.M., & Gürdal, Z. (2008). Implementation of Strength-Based Failure Criteria in the Lamination Parameter Design Space. *AIAA Journal*, 46(7), 1826–1834.
- Jesus, T., Sohst, M., do Vale, J.L., & Suleman, A. (2021). Surrogate based MDO of a canard configuration aircraft. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 64(6), 3747–3771.
- Kowalski, M., Goraj, Z.J., & Goliszek, B. (2021). The use of FEA and semi-empirical equations for weight estimation of a passenger aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(9), 1412–1420.
- Liu, Q., Li, X., Liu, H., & Guo, Z. (2020). Multi-objective metaheuristics for discrete optimization problems: A review of the state-of-the-art. *Applied Soft Computing*, 93, 106382.
- Panagiotou, P., Kaparos, P., Salpingidou, C., & Yakinthos, K. (2016). Aerodynamic design of a MALE UAV. *Aerospace Science and Technology*, 50, 127–138.
- Pholdee, N., & Bureerat, S. (2013). Hybridisation of real-code population-based incremental learning and differential evolution for multiobjective design of trusses. *Information Sciences (Ny)*, 223, 136–152.
- Pholdee, N., & Bureerat, S. (2014). Hybrid real-code population-based incremental learning and approximate gradients for multi-objective truss design. *Engineering Optimization*, 46(8), 1032–1051
- Robert, T.B., Steven, B.J., & Thomas, D.A. (2000). Aeroservoelastic Analysis of the B-2 Bomber. *Journal of Aircraft*, 37(5), 745–752.
- Sattar, D., & Salim, R. (2021). A smart metaheuristic algorithm for solving engineering problems,” *Engineering with Computers*, 37(3), 2389–2417.
- Singh, V., Sharma, S.K., & Vaibhav, S. (2016). Transport Aircraft Conceptual Design Optimization Using Real Coded Genetic Algorithm. *International Journal of Aerospace Engineering*, (2016), 1–11.
- Tsai, S.W., & Wu, E.M. (1971). A General Theory of Strength for Anisotropic Materials. *Journal of Composite Material.*, 5(1), 58–80.
- Wansasueb, K., Pholdee, N., Panagant, N., & Bureerat, S. (2020). Multiobjective meta-heuristic with iterative parameter distribution estimation for aeroelastic design of an aircraft wing. *Engineering with Computers*, 38, 695–713.
- Wildschek, A., Maier, R., Hahn, K.-U., Leissling, D., Press, M., & Zach, A. (2009). Flight Test with an Adaptive Feed-Forward Controller for Alleviation of Turbulence Excited Wing Bending Vibrations. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Xu J., & Kroo, I. (2014). Aircraft Design with Active Load Alleviation and Natural Laminar Flow,” *Journal of Aircraft*, 51(5), 1532–1545.