

การทดสอบและพัฒนา ความแข็งแรงของโครงสร้างปีกอากาศยานไร้คนขับ

เจษฎา ชมดารา^{1*} และ ณัฐธิเบศ จารุเพ็ง¹

วันที่รับ 24 เมษายน 2567 วันที่แก้ไข 9 พฤษภาคม 2567 วันที่ตอบรับ 22 พฤษภาคม 2567

บทคัดย่อ

งานวิจัยฉบับนี้ได้ทำการเก็บรวบรวมข้อมูลการใช้งานอากาศยานไร้คนขับไทเกอร์ชาร์ก 2 (Tigershark II) จากศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีการบินและอวกาศกองทัพอากาศ จากข้อมูลพบว่า โครงสร้างปีกมีความแข็งแรง แต่มีน้ำหนักมาก จึงส่งผลให้อากาศยานบินด้วยความเร็วเดินทางที่สูงและทำให้สิ้นเปลืองเชื้อเพลิง คณะผู้วิจัยจึงต้องการลดน้ำหนักโครงสร้างปีก ปรับปรุงและพัฒนาองค์ประกอบโครงสร้างภายในให้มีน้ำหนักลดลง โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบโครงสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับไทเกอร์ชาร์ก 2 ตามแผนแบบเดิม โดยใช้วิธีการวิเคราะห์เชิงกล (Finite Element Analysis) ด้วยโปรแกรมวิเคราะห์เชิงกล (FEMAP และ NX-Nastran) และทำการสร้างปีกตามแผนแบบใหม่ ทดสอบสร้างแรงกระทำกับปีกด้วยถุงทราย ตามมาตรฐานการทดสอบปีกอากาศยานไร้คนขับ (NATO STANAG 4671) จากการทดสอบและการแผนแบบพบว่า ปีกอากาศยานไร้คนขับไทเกอร์ชาร์ก 2 ตามแผนแบบเดิม มีน้ำหนักรวม 26 กิโลกรัม รองรับภาระกรรมสูงสุดได้ 900 กิโลกรัม หรือคิดเป็น Load Factor ได้เท่ากับ 7.23 เท่าของน้ำหนักอากาศยาน และปีกที่สร้างตามแผนแบบใหม่มีน้ำหนักน้อยกว่าแผนแบบเดิมได้ถึงร้อยละ 38 (16 กิโลกรัม) มีความแข็งแรงผ่านตามาตรฐานการทดสอบปีกอากาศยานไร้คนขับ มากกว่าเกณฑ์พิสูจน์ภาระกรรม (Proof Load Factor) (4.37 เท่าของน้ำหนักอากาศยาน) อย่างไรก็ตาม ผลการวิจัยนี้ควรทำการศึกษาต่อยอดด้วยการทดสอบปีกแบบไดนามิก (Dynamic Wing Testing) หรือความล้า (Fatigue Testing) ต่อไป

คำสำคัญ : อากาศยานไร้คนขับ, การวิเคราะห์เชิงกล, การแผนแบบอากาศยาน

¹ แผนอากาศยานต้นแบบ, กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน, ศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีการบินและอวกาศกองทัพอากาศ
* ผู้แต่ง, อีเมล: jedsada_c@rtaf.mi.th

Testing and Developing the Strength of Unmanned Aircraft Wing Structures

Jedsada Chomdara^{1*} and Nuttibase Charupeng¹

Received 24 April 2024, Revised 9 May 2024, Accepted 22 May 2024

Abstract

This research has collected data on the use of the unmanned aerial vehicle Tigershark II from The Research and Development Centre for Space and Aeronautical Science and Technology, RTAF. From the data, it was found that the wing structure is robust but heavy, leading to high-speed flight and fuel inefficiency. Researchers aim to reduce wing structure weight by improving and developing internal components to decrease overall weight. The objective is to test the Tigershark II unmanned aerial vehicle wing structure according to the original plan using Finite Element Analysis with FEMAP and NX-Nastran software, and then create a new wing based on the results. Testing involved applying forces to the wing using sandbags according to NATO STANAG 4671 standards. Results showed that the original wing design weighed 26 kilograms, supporting a maximum load of 900 kilograms or a Load Factor of 7.23 times the aircraft weight. The new wing design weighed 16 kilograms less, achieving a weight reduction of 38%. It also met strength standards, exceeding the Proof Load Factor of 4.37 times the aircraft weight. However, further study is recommended, including dynamic wing testing or fatigue testing.

Keywords : Unmanned aerial vehicle (UAV), Finite element analysis, Aircraft design

¹ Aircraft Prototype Department, Aircraft Research Support Division, Research and Development Centre for Space and Aeronautical Science and Technology, RTAF

* Corresponding author, E-mail : jedsada_c@rtaf.mi.th

1. บทนำ

การลาดตระเวนทางอากาศโดยใช้อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) ได้เข้ามามีบทบาทในการปฏิบัติงานของกองทัพอากาศเป็นอย่างมากและมีผลต่อหลักนิยมการปฏิบัติทางอากาศ เนื่องจากเทคโนโลยีด้าน UAV มีความก้าวหน้าอย่างรวดเร็ว สามารถนำมาใช้ปฏิบัติการกิจลาดตระเวนทางอากาศและการช่วยเหลือผู้ประสบภัยพิบัติทดแทนวิธีการแบบเดิมที่ใช้เครื่องบินลาดตระเวนได้เป็นอย่างดี สามารถปฏิบัติงานได้ต่อเนื่องยาวนาน มีรัศมีปฏิบัติการไกล ประหยัดค่าใช้จ่ายและลดอันตรายในการปฏิบัติงานของนักบิน อากาศยานไร้คนขับไทเกอร์ชาร์ก 2 แสดงในรูปที่ 1 มีความยาวปีก 6 เมตรบินทำภารกิจได้นานถึง 8 ชั่วโมง จึงได้ถูกนำมาใช้ในการกิจลาดตระเวน



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับไทเกอร์ชาร์ก 2

1.1 ปัญหาและสาเหตุ

จากการใช้งานพบว่าอากาศยานไร้คนขับไทเกอร์ชาร์ก 2 มีน้ำหนักมาก ส่งผลต่อระยะเวลาปฏิบัติการอย่างเป็นนัยสำคัญ ผู้วิจัยจึงมีแนวคิดในการพัฒนาโครงสร้างปีกให้มีย่านปีกที่เบาและยังคงความแข็งแรงตามมาตรฐาน

1.2 วัตถุประสงค์

- เพื่อทดสอบโครงสร้างปีกของไทเกอร์ชาร์ก 2
- เพื่อยืนยันความแข็งแรงของโครงสร้างปีกตามมาตรฐาน NATO (STANAG 4671)
- เพื่อพัฒนาโครงสร้างปีกไทเกอร์ชาร์ก 2

ตารางที่ 1 การแบ่งกลุ่มอากาศยานไร้คนขับ [1]

UAS CLASSIFICATION TABLE						
Class	Category	Normal Employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example Platform
Class III (> 600 kg)	Strike/Combat*	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theatre COM	Reaper
	HALE	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theatre COM	Global Hawk
	MALE	Operational/Theatre	Up to 45,000 ft MSL	Unlimited (BLOS)	JTF COM	Heron
Class II (150 kg - 600 kg)	Tactical	Tactical Formation	Up to 10,000 ft AGL	200 km (LOS)	Bde COM	SPERWER
Class I (<150 kg)	Small (>15 kg)	Tactical Unit	Up to 5,000 ft AGL	50 km (LOS)	Battalion, Regiment	Scan Eagle
	Mini (<15 kg)	Tactical Sub-unit (manual or hand launch)	Up to 3,000 ft AGL	Up to 25 km (LOS)	Company Squad Platoon Squad	Skylark
	Micro** (<66 J)	Tactical Sub-unit (manual or hand launch)	Up to 200 ft AGL	Up to 5 km (LOS)	Platoon, Section	Black Widow

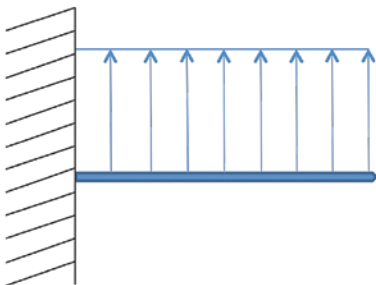
2. ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.1 อากาศยานไร้คนขับ

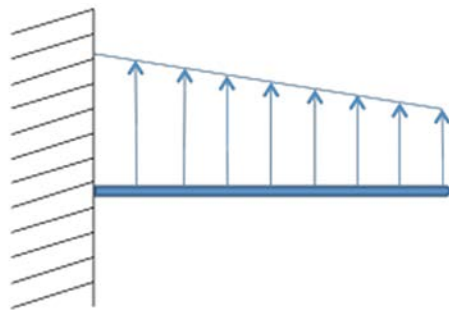
J. E. Mayer [1] อธิบายว่าอากาศยานไร้คนขับ คือ ยานพาหนะที่ขับเคลื่อนด้วยพลังงานโดยไม่มีคนขับ เคลื่อนที่ได้โดยอัตโนมัติหรือด้วยการควบคุม สามารถ บรรทุกอุปกรณ์ที่เป็นอันตรายหรือไม่ก็ได้ ยานพาหนะ ไร้คนขับเป็นส่วนประกอบขั้นพื้นฐานของระบบ อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Systems) อากาศยานไร้คนขับมีการเติบโตอย่างก้าวกระโดด เพื่อให้รองรับกับวัตถุประสงค์การใช้งานที่หลากหลาย จึงมีการแบ่งอากาศยานไร้คนขับออกเป็น 5 กลุ่ม ตามน้ำหนัก ความสูง และระยะเวลาทำการบินเป็นหลัก แสดงในตารางที่ 1 ซึ่ง ไทเกอร์ชาร์ก 2 มีน้ำหนัก 166 กิโลกรัม บินทำภารกิจที่ความสูง 10,000 ฟุต จึงจัดอยู่ใน Class II

2.2 การวิเคราะห์โครงสร้างอากาศยานตามหลัก โครงสร้างอากาศยาน

ปีกรูปทรงสี่เหลี่ยมผืนผ้าสามารถจำลองให้เป็น คานได้ [2] ตามรูปที่ 2 โดยมีลูกศรแสดงขนาดสัมพัทธ์และ ทิศทางของภาระกรรม (แรงยก) ที่กระทำกับปีก โมเดลดังกล่าวนี้จะเหมาะกับปีกที่มีอัตราส่วนของ ความยาวคอร์ดที่ปลายปีกต่อความยาวคอร์ดที่โคนปีก (Taper Ratio) เท่ากับ 1 หรือ $\lambda=1$ ซึ่งหมายความว่า ความยาวคอร์ดที่โคนปีกและความยาวคอร์ดที่ปลายปีก มีขนาดเท่ากันในรูปที่ 2 และขนาดไม่เท่ากันในรูปที่ 3



รูปที่ 2 ภาพจำลองภาระกรรมบนคาน (ปีก) สำหรับปีกทรงสี่เหลี่ยมผืนผ้า ($\lambda=1$)



รูปที่ 3 ภาพจำลองภาระกรรมบนคาน (ปีก) สำหรับปีกที่มี Taper Ratio ($\lambda \leq 1$)

โดย S. D. Lannoy [3] ได้แปลงสมการ สำหรับการคำนวณหาระยะโก่งตัวของปีก (Wing Deflection) ดังแสดงในสมการที่ (1)

$$\delta = \frac{2WL}{EI_{root}} \left\{ \frac{1+2\lambda}{(1+\lambda)(13+35\lambda)} \right\} y^2 \quad (1)$$

เมื่อ δ = ระยะโก่งของปีก (Wing Deflection) (เมตร)

W = น้ำหนักรวม (นิวตัน)

L = ความยาวครึ่งหนึ่งของปีก (เมตร)

E = ค่าโมดูลัสของยังส์ (ปาสคัล)

I_{root} = โมเมนต์ความเฉื่อยการโก่งตัว ที่โคนปีก (เมตร⁴)

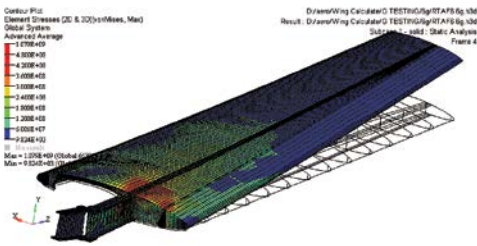
λ = อัตราส่วนของความยาวคอร์ดที่ปลายปีก ต่อความยาวคอร์ดที่โคนปีก (Taper Ratio) (ไม่มีหน่วย)

y = ระยะตามแนวยาวจากโคนปีก (เมตร)

2.3 การวิเคราะห์โครงสร้างอากาศยานด้วยวิธี วิเคราะห์เชิงกล (Finite Element Analysis: FEA)

เป็นการใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์สร้าง แบบจำลอง 3 มิติ โดยใช้ทฤษฎี Finite Element Method [4] จำลองภาระกรรมที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง

อากาศยาน เพื่อวิเคราะห์และหาค่าความเค้น (Stress) และค่าความเครียด (Strain) ที่เกิดขึ้น รวมถึงการพิจารณาตำบลวิกฤต ซึ่งเป็นบริเวณที่เกิดค่าความเค้นสูงสุด ดังแสดงในรูปที่ 4 ซึ่งเป็นเทคนิควิธีที่นิยมอย่างแพร่หลายในปัจจุบัน เนื่องจากมีโปรแกรมจำนวนมากที่ใช้ระเบียบวิธีวิเคราะห์เชิงกล



รูปที่ 4 ตัวอย่างการวิเคราะห์โครงสร้างด้วยโปรแกรม Finite Element Analysis [5]

เพราะมีความน่าเชื่อถือและให้ผลการคำนวณอย่างรวดเร็ว ประหยัดงบประมาณและเวลาในการทดสอบ

2.4 การสร้างชิ้นส่วนอากาศยานด้วยวัสดุผสม (Composite Materials)

การสร้างชิ้นส่วนอากาศยานไร้คนขับด้วยวัสดุผสมเป็นงานที่ซับซ้อนและต้องใช้ความชำนาญในหลายด้าน เพื่อให้มีความปลอดภัยและประสิทธิภาพ มีขั้นตอนดังนี้

2.4.1 การออกแบบ: ออกแบบชิ้นส่วนอากาศยานเพื่อให้สามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ เช่น ใช้โปรแกรมเขียนแบบ CAD (Computer-Aided Design) เพื่อสร้างแบบแปลนที่แม่นยำและเหมาะสมกับการทำงานของอากาศยานไร้คนขับ

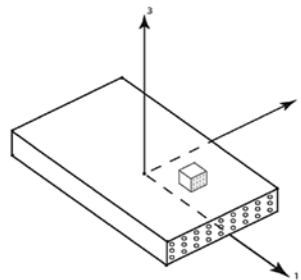
2.4.2 การเลือกวัสดุ: เลือกวัสดุที่มีความเหมาะสมสำหรับการใช้ในอากาศยาน เช่น พลาสติกเสริมแรง (Reinforced Plastic) พลาสติกเสริมใยแก้ว (Glass Fiber Reinforced Plastic: GFRP) พลาสติกเสริมใยคาร์บอน (Carbon Fiber Reinforced Plastic:

CFRP) พลาสติกเสริมใยสังเคราะห์ (Synthetic Reinforced Plastic) เป็นต้น

2.4.3 การผลิต: ทำการขึ้นรูปชิ้นงาน (Composite Lamination) โดยการนำวัสดุมาวางเรียงตามแบบและประสานด้วยน้ำยาเรซิน

2.5 การคำนวณความแข็งแรงของวัสดุผสม

พิจารณาชั้นของวัสดุผสม (Lamina) ตามรูปที่ 5 มีแกนหลัก 3 แกน ดังนี้ แกนที่ 1 ตามแนวของเส้นใย (Fiber) เรียกว่า Fiber Direction แกนที่ 2

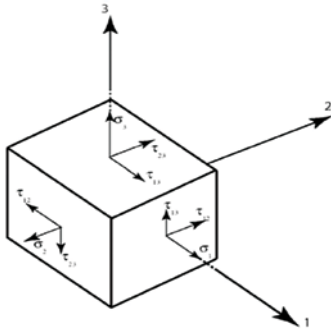


รูปที่ 5 แกนหลักของชั้นของวัสดุผสม

และแกนที่ 3 ทิศทางตั้งฉากกับแนวของเส้นใยไฟเบอร์ เรียกว่า Transverse Directions [5]

วัสดุผสมเป็นวัสดุชนิดที่มีสมบัติในแต่ละทิศทางไม่เท่ากัน (Orthotropic Material) เนื่องจากการคำนวณค่าความเค้นและค่าความเครียดจะตั้งสมมติฐานว่าวัสดุผสมระหว่างเส้นใย และเมทริกซ์เป็นวัสดุเนื้อเดียวกัน ไม่แยกคำนวณค่าความเค้นและค่าความเครียดของเมทริกซ์ และของเส้นใยแต่ละเส้น รูปที่ 6 แสดงความเค้นบนองค์ประกอบของวัสดุประกอบด้วย ความเค้นตั้งฉาก (Normal Stress) จำนวน 3 ค่า (σ_1 , σ_2 , σ_3) และมีความเค้นเฉือน (Shear Stress) จำนวน 3 ค่า (τ_1 , τ_2 , τ_3)

ความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นและความเครียดสามารถเขียนให้อยู่ในรูปเมทริกซ์ได้ตามรูปที่ 7



รูปที่ 6 Stress บน Element ของวัสดุ

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}$$

รูปที่ 7 สมการความสัมพันธ์ความเค้นและความเครียด

โดย 6x6 matrix เรียกว่า เมทริกซ์การปฏิบัติตาม (Compliance Matrix) สำหรับการคำนวณความแข็งแรงของวัสดุผสม เนื่องจากการแก้เมทริกซ์การปฏิบัติตามมีความซับซ้อนมาก โปรแกรมวิเคราะห์เชิงกลจึงเข้ามาช่วยในการแก้เมทริกซ์การปฏิบัติตามเพื่อวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างปีกไทเกอร์ชาร์ก 2

2.6 ความแข็งแรงของวัสดุผสม

ในการคำนวณค่าโมดูลัสของยังส์ (Young's Modulus) หรือค่า E ของวัสดุผสมแบบชั้น (Laminated Composites) ในทางปฏิบัติถือว่าผิวทุกชั้นรวมเป็นเนื้อเดียวกัน หรือกระบวนการรวมให้เป็นเนื้อเดียวกัน (Homogenization) จึงคิดหาค่า E แยกตามชั้น (Ply)

ของวัสดุโดยการคำนวณชั้นส่วนโมดูลัสยืดหยุ่น (Partial Modulus of Elasticity) ของเลเยอร์ (Layer) n ทำได้ตามสมการที่ (2) โดย D. Gay [6]

$$E_n^* = \frac{b_n}{B} E_n \quad (2)$$

เมื่อ N = จำนวนเลเยอร์ของวัสดุผสม ไม่รวมเมทริกซ์

n = Ply sequence: 1, 2, 3, ... , N

E_n = Modulus of Elastic ของเลเยอร์ n

E_n^* = Partial Modulus of Elasticity ของเลเยอร์ n

E = Total Modulus of Elasticity ของวัสดุผสม

b_n = ความหนาของวัสดุ n

B = ความหนารวมของวัสดุผสม

โมดูลัสยืดหยุ่นของวัสดุผสมสามารถคำนวณได้จากผลรวมของชั้นส่วนโมดูลัสของทุกชั้นได้ดังสมการที่ (3)

$$E = E_1^* + E_2^* + E_3^* + \dots + E_N^* \quad (3)$$

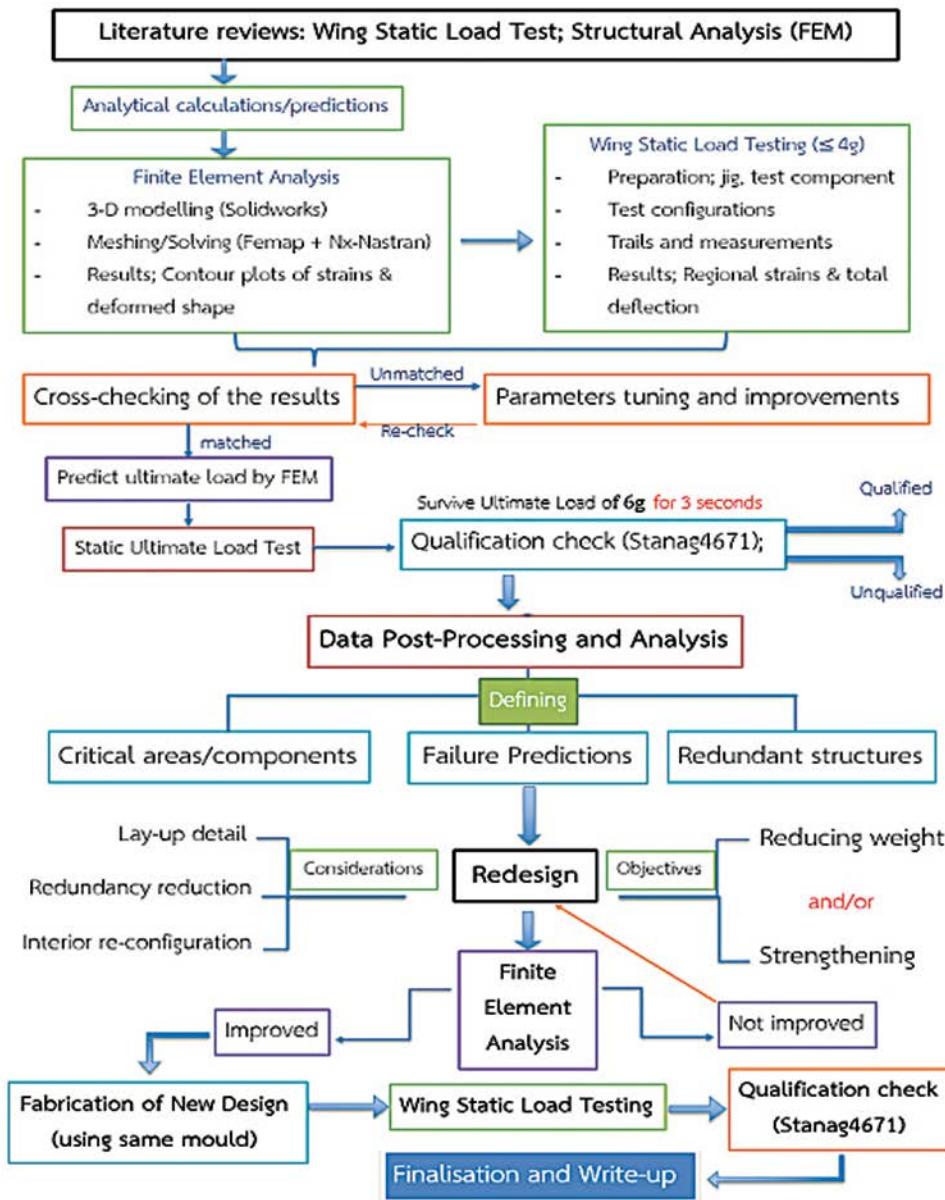
สามารถคำนวณค่าแรงดึงที่ยอมรับได้ (Allowable Tensile Strength) โดยพิจารณา ค่า $\varepsilon_{f,n}$ (Elongation at Failure) ของชั้นที่ต่ำสุดจากสมการที่ (4)

$$\sigma_a = (\varepsilon_{f,n})_{min} E \quad (4)$$

3. การดำเนินงานวิจัย

3.1 ขั้นตอนการดำเนินงาน

ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยเพื่อบรรลุวัตถุประสงค์ในการทดสอบความแข็งแรงและพัฒนาแผนแบบโครงสร้างปีกอากาศยานไร้คนขับ มีขั้นตอนดังแสดงในรูปที่ 8



รูปที่ 8 ขั้นตอนการดำเนินการวิจัย

3.2 การทดสอบวัสดุผสมด้วยวิธีทดสอบคูปองวัสดุ (Materials Coupon Testing)

ในการวิเคราะห์โครงสร้างปีกอากาศยาน ไร้คนขับ มีความจำเป็นที่จะต้องใช้อุปกรณ์เกี่ยวกับคุณสมบัติเชิงกลของวัสดุที่เป็นองค์ประกอบของโครงสร้าง เช่น ค่าโมดูลัสของยังส์ ค่าความแข็งแรงสูงสุด เป็นต้น องค์ประกอบของวัสดุโครงสร้างปีกของไทเกอร์ชาร์ก 2 ส่วนใหญ่เป็นวัสดุผสม และวัสดุผสมที่เกิดจากการขึ้นรูปด้วยรายละเอียดขั้นตอนที่ต่างกัน มีคุณสมบัติที่แตกต่างกัน ด้วยเหตุนี้ คณะผู้วิจัยจึงดำเนินการทดสอบวัสดุ ณ ศูนย์เทคโนโลยีโลหะและวัสดุแห่งชาติ ได้แก่ การทดสอบแรงดึง ในรูปที่ 9 การทดสอบแรงกด ในรูปที่ 10 และการทดสอบแรงดัด ในรูปที่ 11



รูปที่ 10 การทดสอบแรงกด



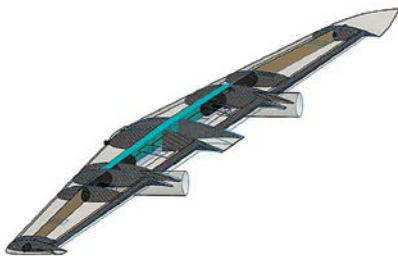
รูปที่ 9 การทดสอบแรงดึง



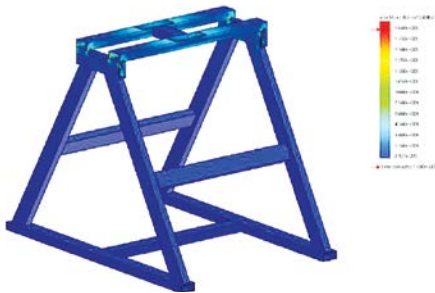
รูปที่ 11 การทดสอบแรงดัด

3.3 การแผนแบบโครงสร้างปีกไทเกอร์ชาร์ก 2 เพื่อการจำลอง 3 มิติ

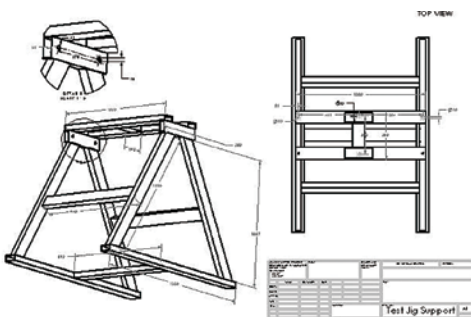
ทำการแผนแบบให้ตรงกับแบบสร้างไทเกอร์ชาร์ก 2 โดยมีความยาวปีก 6 เมตร ด้วยโปรแกรม Solidworks เป็นลักษณะโมเดลแบบผิวสามมิติ ซึ่งจะเหมาะสำหรับการจำลองและคำนวณต่อไป [7] ตามรูปที่ 12



รูปที่ 12 โมเดลสามมิติของปีกไทเกอร์ชาร์ก 2



รูปที่ 13 แบบสามมิติของแท่นทดสอบและการวิเคราะห์เชิงกล



รูปที่ 14 แบบสำหรับสร้างแท่นทดสอบ

3.4 การสร้างและออกแบบแท่นทดสอบโครงสร้างปีก (Test Jig Support)

ในการทดสอบโครงสร้างปีกนั้น จะต้อง มีแท่นสำหรับการยึดตรึงปีกให้อยู่กับที่ โดยจะต้อง นำปีกหงายขึ้นและมีการยึดตรึง ดังนั้น โครงสร้าง ที่จะต้องมารับภาระกรรมผ่านจุดยึดตรึงดังกล่าว จะต้องมีความแข็งแรงอย่างมาก จึงเลือกใช้โครงสร้างเหล็ก โดยได้มีการออกแบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ เริ่มด้วยการเขียนแบบสามมิติ และวิเคราะห์ความแข็งแรง ดังแสดงในรูปที่ 13 ซึ่งเมื่อให้ผลการคำนวณที่สามารถ นำมายืนยันได้ว่ามีความปลอดภัยในการใช้งาน ในการ ที่จะต้องแบกรับภาระกรรมตามลิมิต (Limit Loads) ที่ภาระกรรมขนาดต่าง ๆ ของน้ำหนักอากาศยานแล้ว จึงนำไปเขียนแบบสำหรับการสร้าง ดังแสดงในรูปที่ 14 แล้วดำเนินการสร้างตามแบบในรูปที่ 15 สุดท้ายนำ แท่นไปติดตั้งกับปีกเพื่อทำการทดสอบ ในรูปที่ 16

3.5 การคำนวณและวิเคราะห์โครงสร้างด้วยเทคนิค FEA

ในการออกแบบโครงสร้างอากาศยาน โดยเฉพาะอย่างยิ่ง โครงสร้างในส่วนที่ต้องรองรับ ภาระกรรม นอกจากจะต้องทดสอบภาระกรรมปีกแล้ว ตามมาตรฐานสากลความสมควรเดินอากาศได้ แนะนำว่าควรมีการจำลองการทดสอบโดยโปรแกรม เพื่อเป็นการตรวจสอบระหว่างการทดสอบและการ จำลองอีกด้วย โดยในโครงการวิจัยนี้ได้ใช้โปรแกรม Femap Version 12.0 [8] สำหรับการดูผลการ คำนวณและวิเคราะห์ผลต่าง ๆ ทางวิศวกรรม และ ใช้โปรแกรม NX-Nastran สำหรับการคำนวณด้วย วิธีวิเคราะห์เชิงกล ดังแสดงในรูปที่ 17

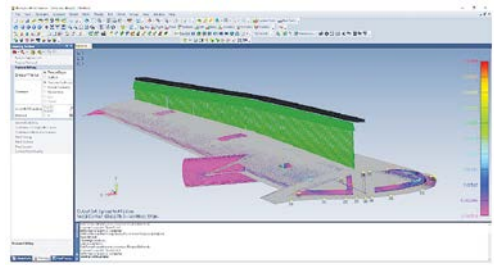


รูปที่ 15 การดำเนินการสร้างแท่นทดสอบ



รูปที่ 16 โครงสร้างปีกไทเกอร์ชาร์ก 2 (แผนแบบเดิม) ติดตั้งประจำแท่นทดสอบ

สำหรับตัวแปรสำคัญเกี่ยวกับการคำนวณนั้น คณะผู้วิจัยได้เลือกใช้การแบ่งองค์ประกอบแบบสี่เหลี่ยมขนาด 5 มิลลิเมตร และใช้เป็นองค์ประกอบสองมิติแบบ Q4 หรือ ฟังก์ชันการแก้ไขแบบไบลิเนียร์ (Bilinear Interpolation Functions) สำหรับการคำนวณ เนื่องจากการคำนวณที่ต้องใช้จำนวนองค์ประกอบค่อนข้างมาก จึงไม่สามารถแบ่งองค์ประกอบแบบ Q8 หรือสมการกำลังสองได้ เพราะจะทำให้ระยะเวลาในการคำนวณมากเกินไป นอกจากนี้ยังได้ควบคุมให้อัตราส่วนจาโคเบียน (Jacobian Ratio) มีค่าไม่เกิน 0.6 ซึ่งเป็นค่าที่มาตรฐานและให้ผลการคำนวณที่น่าเชื่อถือ งานวิจัยนี้ได้เลือกภาระกรรมขนาด 1 - 6 เท่าของน้ำหนักไทเกอร์ชาร์ก 2 โดยจำลองให้กระทำในลักษณะ



รูปที่ 17 FEMAP สำหรับการวิเคราะห์เชิงกล

ตามทฤษฎีที่กล่าวข้างต้นตามรูปที่ 3 กล่าวคือ จะมีลักษณะเป็นการกระจายแรงภาระกรรม (Distributed Load) และมีแรงขนาดใหญ่ที่สุดที่โคนปีกและลดลงแบบเส้นตรง (Linear Variation) จนน้อยที่สุดที่ปลายปีก (ดังแสดงในรูปที่ 17 ตามลูกศรสีเขียว) และในการยึดตรึง (Constraints) ของโมเดลนั้น เนื่องจากการจำลองปีกข้างเดียวโดยอาศัยหลักการสมมาตร จึงต้องใช้จุดยึดตรึงที่บริเวณแกนสมมาตร

ในการคำนวณด้วย FEA นั้น สิ่งที่มีความสำคัญต่อความแม่นยำและความถูกต้องของผลการคำนวณ นอกจากจะขึ้นอยู่กับโปรแกรมและวิธีในทาง FEA แล้ว อีกปัจจัยหนึ่งที่ส่งผลอย่างมาก คือ การกำหนดวัสดุและความหนา ซึ่งรวมไปถึงการกำหนดคุณสมบัติเชิงกลของแต่ละวัสดุ โดยงานวิจัยนี้ได้ทดสอบด้วยเทคนิคคูปอง ตามมาตรฐาน American Society for Testing and Materials (ASTM) ตามที่กล่าวในข้อ 3.2 แสดงในตารางที่ 2 และการออกแบบการวางผ้าเส้นใยของโครงสร้างปีก แสดงในตารางที่ 3

3.6 การทดสอบโครงสร้างปีกด้วยถุงทราย (Wing Sandbag Testing)

ใช้ถุงทรายวางกระจายตามแรงยก (Load Distribution) เตรียมสำหรับการถ่วงน้ำหนักทั้ง 2 ข้างตามหลักการสมมาตร แสดงในรูปที่ 18 และ 19 ใช้อุปกรณ์วัดค่าความเครียด (Strain Gauge) สำหรับ

ตารางที่ 2 ข้อมูลวัสดุที่ใช้ชั้นรูปไทเกอร์ชาร์ก 2

วัสดุ หรือ Ply	ชื่อย่อ Ply	Modulus of Elasticity (Gpa)	Tensile Strength (Mpa)	Compressive Strength (Mpa)	Poisson ratio (-)	ความหนา (mm)	น้ำหนักต่อพื้นที่ (g/m ²)
Plain-Woven Carbon/Epoxy	CF/E	26.9	450	300	0.10	0.25	400
Plain-Woven E-Glass/Epoxy	GF/E	15.3	337	81	0.10	0.10	150
Unidirectional Carbon/Epoxy	UD/E	51.9	1500	1200	0.30	N/A	N/A
Plain-Woven Carbon 2mm U-PICA foam Plain-Woven Carbon	CF/f/ CF	5.0	94	5	0.30	2.50	900
Foam Carbon Foam Carbon Foam	F/CF/ F	3.8	53	6	0.25	12.00	2000
ไม้อัด (Plywood)	PLW	6.7	70	45	0.25	3.50	2400

การวัดค่าความเครียด และการคำนวณค่าความเค้น ติดตั้งอุปกรณ์วัดค่าความเครียดแบบแกนเดียว (Axial) ตามแนวของแกนปีก (Wing Spar) ที่ปีกกลาง (Center Wing) จำนวน 9 ตำแหน่ง และติดตั้ง Strain Gauge ชนิดหลายแกน (Rosette) 0°/45°/90° จำนวน 8 ตำแหน่ง ที่จุดต่าง ๆ ของผิวปีก ดังแสดงในรูปที่ 20

3.7 การพัฒนาแผนแบบ

โครงสร้างหลักประกอบไปด้วย Center Wing Main Spar Ribs และ Rear Spars, Outer Wing Spar และผิวปีก คณะผู้วิจัยได้กำหนดแนวทางที่จะสามารถพัฒนาโครงสร้างภายในดังนี้

- 1) เพิ่มหรือลดจำนวน Ribs รวมไปถึงการวางตำแหน่ง
- 2) แบบ Profile ของ Center Wing Main Spar จาก C-beam เป็น I-beam พร้อมปรับเปลี่ยน



รูปที่ 18 รูปแบบการวางถุงทรายบนปีก



รูปที่ 19 การทดสอบความแข็งแรงโครงสร้างปีกด้วยถุงทราย ที่ภาระกรรมขนาด 900 กิโลกรัม



รูปที่ 20 การติดตั้ง Strain Gauges กับผิวปีก

ตารางที่ 3 การออกแบบการวางผ้าเส้นใยของโครงสร้างปีก

Wing Components	Sub-Part	Ply Sequence (Orientation)	Layer Thickness (mm)	Total Thickness (mm)
Skin	-	- GF/E ($\pm 45^\circ$)	0.10	3.95
		- 4xCF/E ($\pm 45^\circ$)	1.00	
		- CF/E (0/90°)	0.25	
		- CF/foam/CF (0/90°)	2.50	
		- GF/E ($\pm 45^\circ$)	0.10	
Centrewing Main Spar	Upper Flange	- GF/E (0/90°)	0.10	3.39
		- 3xCF/E (0/90°)	0.75	
		- UD/E	2.04	
		- 2xCF/E (0/90°)	0.5	
	Lower Flange	- 2xCF/E ($\pm 45^\circ$)	0.5	2.79
		- UD/E	1.44	
	Web	- 3xCF/E (0/90°)	0.75	1.35
		- GF/E (0/90°)	0.10	
Rear Spar	-	- GF/E ($\pm 45^\circ$)	1.25	4.00
		- 5xCF/E ($\pm 45^\circ$)	1.25	
		- CF/E (0/90°)	0.25	
Outer Wing Main Spar	-	PLW	3.50	12.00
		CF/E (0/90°)	0.25	
		F/CF/F	12.00	
Ribs	-	CF/E (0/90°)	0.25	4.00
		PLW	3.50	
		CF/E (0/90°)	0.25	
Carbon Tube	-	8xCF/E	2.00	2.00
Sleeve	-	8xGF/E	2.00	2.00

- ตำแหน่งการวางและเปลี่ยนแบบการวางผ้าเส้นใย
- 3) เปลี่ยนวัสดุในชั้นหลัก (Core Material) ของผิวจากโฟมประเภท PVC โฟม เป็นโฟมที่มีอัตราส่วนของความแข็งแรงต่อน้ำหนักมากกว่า
- 4) เปลี่ยนความยาวท่อคาร์บอน (Connector Tube)
- 5) เปลี่ยนแบบการยึดประกอบกันระหว่างปีกกลางและลำตัว

4. ผลการวิจัย

4.1 ผลการคำนวณ FEA

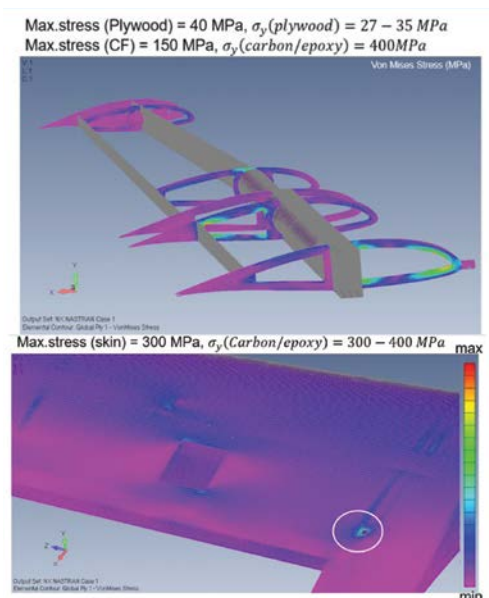
แสดงผล FEA การคำนวณความเครียดที่จะเกิดขึ้นเมื่อได้รับการกระแทกสูงสุดขนาด 900 กิโลกรัม กระทำกับปีก แสดงในรูปที่ 21 ซึ่งมุ่งเน้นวิเคราะห์ที่

จุดวิกฤตในบริเวณต่าง ๆ แสดงให้เห็นว่าโครงสร้างในจุดยึดตรึงและอื่น ๆ อาจเกิดการร้าวร้าวเพราะมีความเค้นใกล้เคียงกับค่าครากของวัสดุ (Yield Strength)

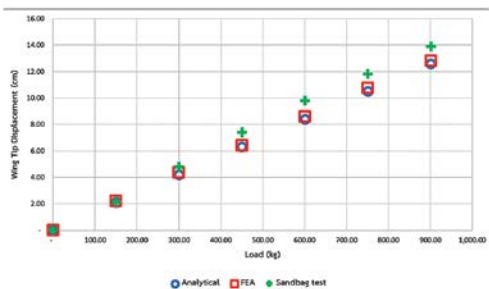
4.2 ผลการทดสอบโครงสร้างปีกด้วยถุงทราย (Sandbag Testing) (แผนแบบเดิม)

ผลการทดสอบด้วยการถ่วงถุงทรายได้แสดงในรูปที่ 22 โดยเป็นผลการโก่งตัวของปีกเป็นระยะขจัดที่ปลายปีก มีหน่วยเป็นเซนติเมตร ที่ขนาดภาระกรรมต่าง ๆ ซึ่งให้ผลค่าความแตกต่างระหว่างผลการคำนวณเปรียบเทียบกับผลการทดสอบไม่เกินร้อยละ 15

เมื่อได้ทำการสำรวจโครงสร้างภายในด้วยสายตา (Visual Inspection) ที่จุดวิกฤตต่าง ๆ ในรูปที่ 23 ไม่พบความเสียหายที่เด่นชัด เช่น รอยร้าว



รูปที่ 21 แสดงผลการคำนวณความเค้น (Von Mises Stresses) ณ จุดต่าง ๆ



รูปที่ 22 เปรียบเทียบประยชน์จัดที่ปลายปีก (แผนแบบเดิม) ณ ขนาดภาระกรรมต่าง ๆ

หรือรอยแยกชั้นผิวของวัสดุที่อาจจะเกิดจากการแยกชั้น (Debonding) สามารถอธิบายได้ว่าวัสดุยังไม่เกิดการ Debonding แต่มีการครากเกิดขึ้นเนื่องจากการยืนยันด้วยผลการวัดระยะขจัด (ปีกคั่นตัวไม่หมด) และการคำนวณด้วย FEA ซึ่งให้ผลว่าโครงสร้างบางจุดมีค่าความเค้นที่เกิดขึ้นจากภาระกรรมใกล้เคียงกับเกณฑ์ความเค้น ณ จุดคราก (Yield Strength) ของวัสดุ สามารถวิเคราะห์และสรุปได้ว่า

โครงสร้างปีกตามแผนแบบเดิมมีความแข็งแรงสูงสุด (Ultimate Strength) ที่ขนาดภาระกรรม 900 กิโลกรัม หรือ 7.26 เท่าของน้ำหนักอากาศยาน

4.3 การพัฒนาแผนแบบโครงสร้างปีกไทเกอร์ชาร์ก 2

คณะผู้วิจัยจึงได้ดำเนินการแผนแบบใหม่ตามตารางที่ 4 และ 5 ซึ่งจะทำให้โครงสร้างคงความแข็งแรงและลดน้ำหนักได้ โดยเน้นการลดความหนาของผิว เพิ่มประสิทธิภาพโครงสร้างภายในโดยการใช้โครงสร้างย่อยอื่น เช่น Stringers ตามแบบโครงสร้างแบบกึ่งไร้โครง Semi-Monocoque และเปลี่ยนรูปแบบคานปีกจาก C-Section เป็นแบบ I-beam ซึ่งได้มีการวิเคราะห์เบื้องต้นด้วย FEA ดังแสดงในรูปที่ 24 และโครงสร้างปีกภายในของทั้งสองแบบ แสดงในรูปที่ 25 พร้อมผลการคำนวณที่ขนาดภาระกรรม 2,000 นิวตันในตารางที่ 6



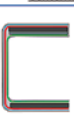
รูปที่ 23 การสำรวจความเสียหายของโครงสร้างปีก (แผนแบบเดิม) หลังการทดสอบ

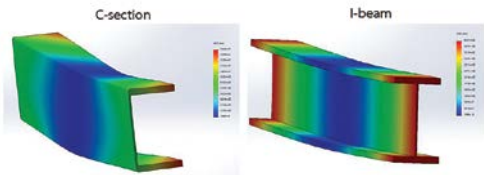
การดำเนินการขึ้นรูปโครงสร้างปีกตามแผนแบบใหม่ โดยรูปที่ 26 แสดงโครงสร้างภายในและสามารถสรุปน้ำหนักของปีกตามแผนแบบใหม่เท่ากับ 16 กิโลกรัม ซึ่งปีกตามแผนแบบเดิม มีน้ำหนัก 26 กิโลกรัม

ตารางที่ 4 เปรียบเทียบแผนแบบโครงสร้างปีกแผนแบบเดิมและแผนแบบใหม่

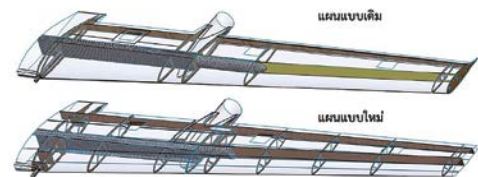
แผนแบบเดิม	แผนแบบใหม่
9 Ribs (Half-Wing)	10 Ribs (Half-Wing)
C-Section Spar	I-Beam Spar
No Stringers	Carbon Roving Stringers
Foam/Carbon Outer Spar	Carbon/Plywood Outer Spar
80 cm Tube	40 cm Tube
10-12 Layered Skin	6-8 Layered Skin
PVC Core Mat	Kevlar Nomex Honeycomb

ตารางที่ 5 เปรียบเทียบแผนแบบวางผ้าเส้นใยของชั้นวัสดุของผิวปีกและคานปีก

	Centrewing skin	Outer Wing skin	Centrewing's Main Spar
Original design	top 1x Glass 45° 100 g/m ² 1x Carbon 45° 200 g/m ² 3x Carbon 45° 200 g/m ² 1x Carbon 90° 200 g/m ² Foam 4 mm 2x Carbon 90° 200 g/m ² 1x Glass 160 g/m ² bottom	top 1x Glass 45° 80 g/m ² 4x Carbon 45° 200 g/m ² 3x Carbon 90° 200 g/m ² Foam 2 mm 2x Carbon 90° 200 g/m ² 1x Glass 45° 80 g/m ² bottom	 1x Glass 45° 80 g/m ² 3x Carbon 45° 200 g/m ² 12x Carbon UD 2x Carbon 45° 200 g/m ² 2x Carbon 45° 200 g/m ² 12x Carbon UD 3x Carbon 45° 200 g/m ² 1x Glass 45° 80 g/m ²
New design	top 1x Glass 90° 50 g/m ² 3x Carbon 45° 100 g/m ² 3x Carbon 45° 100 g/m ² bottom	top 1x Glass 90° 50 g/m ² 2x Carbon 45° 100 g/m ² 2x Carbon 45° 100 g/m ² bottom	 22x Carbon UD 200 6x Glass 15° 200 g/m ² 18x Carbon UD 200



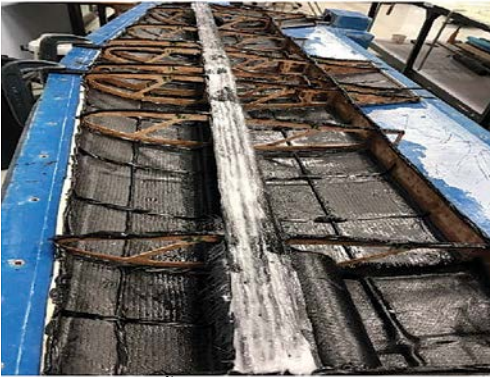
รูปที่ 24 การวิเคราะห์โครงสร้างคานปีกด้วย FEA แบบ C-section (ซ้าย) ตามแผนแบบเดิม และ I-beam (ขวา) ตามแผนแบบใหม่



รูปที่ 25 แผนแบบโครงสร้างปีก ตามแผนแบบเดิม (ซ้าย) และแผนแบบใหม่ (ขวา)

ตารางที่ 6 ผลคำนวณ FEA เพื่อเปรียบเทียบคานปีก

Numerical Result	C-Section Spar	I-Beam Spar
Maximum Displacement	16.3 mm	4.2 mm
Maximum Von Mises Stress	95 MPa	35 MPa

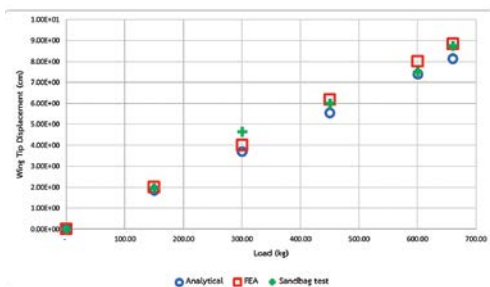


รูปที่ 26 การขึ้นรูปโครงสร้างปีก (แผนแบบใหม่)

4.4 การยืนยันความสมควรitenอากาศของโครงสร้างปีก (แผนแบบใหม่)

ทำการคำนวณวิเคราะห์ด้วยคณิตศาสตร์ (Analytical Method) และการใช้เทคนิค FEA โดยมุ่งเปรียบเทียบผลของระยะขจัดที่ปลายปีกเมื่อมีขนาดการกระกรรมต่าง ๆ มากกระทำและทำการทดสอบปีกด้วยถุงทราย นำผลวิเคราะห์เพื่อยืนยันความน่าเชื่อถือ (Cross-Validation) ตามรูปที่ 27

จะเห็นว่าให้ผลตัวเลขที่ใกล้เคียงกันไม่เกินร้อยละ 15 ใกล้เคียงกับกรณีแผนแบบเดิม เมื่อได้ตรวจสอบผลของค่าความเค้น (Von Mises Stress) จากการคำนวณด้วย FEA ณ จุดวิกฤต คือ บริเวณรอยต่อระหว่างปีกกลางและปีกนอก โดยเกิดความเค้นขึ้นมากกว่า 600 เมกะปาสคาล ตามรูปที่ 28 ซึ่งเกินจุด Ultimate Strength ของวัสดุ และให้ผลการทดสอบด้วยถุงทรายในทำนองเดียวกันตามรูปที่ 29 สามารถสรุปได้ว่าความแข็งแรงสูงสุด (Ultimate Load)



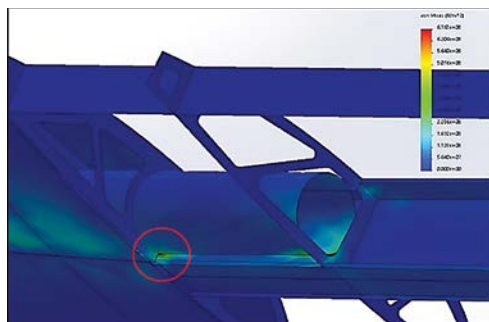
รูปที่ 27 เปรียบเทียบระยะขจัดที่ปลายปีก (แผนแบบใหม่) ณ ขนาดภาระกรรมต่าง ๆ

ของโครงสร้างปีกตามแผนแบบใหม่มีค่าเท่ากับ 660 กิโลกรัม หรือคิดเป็นอัตราส่วนภาระกรรม (Load Factor) เท่ากับ 5.32 เท่าของน้ำหนักอากาศยาน และสามารถลดน้ำหนักได้ถึงร้อยละ 38 มีความแข็งแรงต่อน้ำหนักมากขึ้นร้อยละ 19

5. สรุปผลและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผล

จากการทดสอบ Sandbag Testing กับโครงสร้างปีก ไทเกอร์ชาร์ก 2 ตามแผนแบบเดิม ซึ่งมีน้ำหนัก 26 กิโลกรัม โดยอ้างอิงเกณฑ์การทดสอบจากมาตรฐานสากล (STANAG 4671) พบว่า โครงสร้างปีกรองรับภาระกรรมสูงสุดได้ 900 กิโลกรัม คิดเป็นอัตราส่วนภาระกรรม เท่ากับ 7.23 เท่าของ น้ำหนักอากาศยาน และความแข็งแรงต่อน้ำหนัก (Strength-to-Weight Ratio) เท่ากับ 34.6 โดยผลการทดสอบดังกล่าวสามารถยืนยันได้จากการคำนวณ ด้วยหลักโครงสร้างอากาศยานและการคำนวณด้วย Finite Element Analysis จึงสามารถสรุปได้ว่า โครงสร้างตาม แผน แบบ เดิม มีน้ำหนักมากเกินไปเกินความจำเป็น (Oversized Structures) สมควรที่จะต้องมีการพัฒนาแผนแบบเพื่อลดน้ำหนักและมีความแข็งแรงผ่านเกณฑ์ขั้นต่ำ (Proof Load) ตามมาตรฐานสากล



รูปที่ 28 แสดงผลการคำนวณ FEA ของโครงสร้างปีก (แผนแบบใหม่) ณ จุดวิกฤตบริเวณรอยต่อระหว่าง ปีกกลางและปีกนอก ที่ขนาดภาระกรรม 660 กิโลกรัม



รูปที่ 29 การทดสอบปีก (แผนแบบใหม่) ด้วยถุงทราย

ในการปรับปรุงและพัฒนาแผนแบบ โครงสร้างปีกไทเกอร์ชาร์ก 2 เพื่อลดน้ำหนักนั้น ได้ทำการเปลี่ยนแปลงโครงสร้างและองค์ประกอบ ภายในใหม่ทั้งหมดโดยอาศัยแนวทางของโครงสร้าง แบบกึ่งไร้โครง Semi-Monocoque มุ่งเน้นทำให้ ผิวบางลง แต่โครงสร้างภายในหลัก เช่น โครงรับ (Ribs) แขนปีกหลัก (Spars) แล้วยาว (Stringers) มีความแข็งแรงมากขึ้น เมื่อทำการขึ้นรูป มีน้ำหนักรวม 16 กิโลกรัม ซึ่งน้อยกว่าแผนแบบเดิมได้ถึงร้อยละ 38 โดยส่วนใหญ่เป็นผลมาจากการลดชิ้นผิวของผ้าไฟเบอร์ เมื่อทำการทดสอบ พบว่า มีความแข็งแรงผ่านตาม มาตรฐานเกณฑ์ยืนยันภาระกรรม (Proof Load Factor)