

การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของแกนปีกอากาศยานกองทัพอากาศแบบที่ 6 (Topology optimization RTAF6 main spar)

ชุมพล สวณเตรทอง*¹, ชานาญ เพชรโชติ² สมชาย หาญกล้า³ และ ไชยวัฒน์ กล้าพล⁴

¹ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ กรุงเทพฯ 10900

²ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล โรงเรียนนายเรืออากาศ สายใหม่ กรุงเทพฯ 10220

³กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน โรงเรียนนายเรืออากาศ สายใหม่ กรุงเทพฯ 10220

⁴ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ บางเขน กรุงเทพฯ 10900

*ติดต่อ: โทรศัพท์ 082 636 4887

E-mail: chumpon_43@hotmail.com

บทคัดย่อ

เนื่องจากกองทัพอากาศมีความประสงค์ที่จะสร้างอากาศยานฝึกนักบิน จึงดำเนินการให้กรมช่างอากาศทำการสร้างอากาศยานฝึกนักบินต้นแบบจำนวน 1 เครื่อง และตั้งชื่อว่า บ.ทอ6 ซึ่งเป็นการสร้างโดยใช้หลักการวิศวกรรมย้อนกลับ (Reverse engineering) โดยมีการเปลี่ยนเครื่องยนต์ใหม่ที่มีสมรรถนะที่สูงขึ้นจึงทำให้มีน้ำหนักมากกว่าเครื่องยนต์ตัวเดิม เพื่อชดเชยน้ำหนักส่วนเกินจึงทำการลดน้ำหนักโครงสร้างส่วนอื่นๆ งานวิจัยนี้ให้ความสนใจกับการลดน้ำหนักของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ6 ซึ่งเดิมเป็นแบบแผ่นเรียบ (Plate-like) ไปเป็นแบบโครงข้ออ่อน (Truss-like) ด้วยวิธี Topology optimization และใช้แนวคิดแบบ SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) ซึ่งโมเดลนี้ไม่จำเป็นต้องใช้ Mesh ที่ละเอียด ควบคุมด้วยการกำหนดค่าของ Volume fraction of void วิธีนี้เป็นการหารูปร่างที่เหมาะสมของโครงสร้างแกนปีกเมื่อมีแรงกระทำตามขวางต่อโครงสร้างแกนปีก โดยจำลองรูปแบบของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ6 ด้วยโปรแกรม Solidworks และวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสม ภายใต้การกรรมตามมาตรฐานการบิน แล้วคำนวณความแข็งแรงจาก โปรแกรม Advanced Finite Element Analysis จนได้โครงสร้างแกนปีกที่ยังคงให้ความแข็งแรงไม่น้อยไปกว่าโครงสร้างเดิมที่ทำจากวัสดุชนิดเดียวกัน และมีน้ำหนักที่น้อยกว่าโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบและมีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบาอย่างน้อย 10%

คำหลัก: บ.ทอ6, วิศวกรรมย้อนกลับ, Topology optimization, SIMP, Advanced Finite Element Analysis.

Abstract

Royal Thai Air Force (RTAF) has objected to construct the training aircraft. RTAF has assigned this work to Directorate of Aeronautical Engineering to build a prototype of training Aircraft. It's name is "RTAF6" that was built by Reverse Engineering technique. Because of changing new engine for gaining high performance more than the old version, to reduce weight from new engine, we reduce the weight from other structure. This research pays attention to reduce weight from main wing spar of RTAF6. The old type is plate-like. The target will be truss-like by using Topology optimization method. SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) is applied because this model don't want complicate mesh with a suitable volume fraction of void. This method is a way to find appropriate configuration of wing spar

subjected by transversal force. The main wing spar RTAF6 was modeled by Solidworks and analyzed with standard load for aviation. Then the model was simulated by using Advance Finite Element Analysis until the weight of main wing spar is enough diminished but the strength remains as the old structure. Finally, 10% of weight reduction was attainable.

Keywords: RTAF6 , Reverse Engineering , Topology optimization, SIMP, Advanced FEA.

1. บทนำ

เนื่องจากกองทัพอากาศได้มีโครงการสร้างอากาศยานฝึกนักบินโดยสร้างอากาศยานต้นแบบจำนวน 1 เครื่อง คือ บ.ชอ 2 ในปี พ.ศ. 2548 อากาศยานแบบ บ.ชอ 2 นั้นเป็นการสร้างแบบวิศวกรรมย้อนกลับและสำเร็จในปี พ.ศ. 2551 กรมช่างอากาศจึงได้นำประสบการณ์และความรู้ในการสร้าง บ.ชอ 2 มาประยุกต์ใช้ในการสร้างอากาศยานที่มีสมรรถนะที่สูงกว่า นั่นก็คือ บ.ทอ 6 ตั้งแต่ปี พ.ศ. 2551 เป็นต้นมาซึ่งได้มีการปรับปรุงและเปลี่ยนแปลงในส่วนของโครงสร้างและเครื่องยนต์ ให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นจากเดิม จึงทำให้มีน้ำหนักของเครื่องยนต์เพิ่มมากขึ้น ดังนั้นก็ควรที่จะลดน้ำหนักของโครงสร้างปีกเพื่อที่จะทำให้อากาศยานนั้นมีความสามารถที่จะปฏิบัติตามภารกิจฝึกนักบินได้ตามที่กองทัพอากาศต้องการ

2. ทฤษฎีที่นำมาใช้

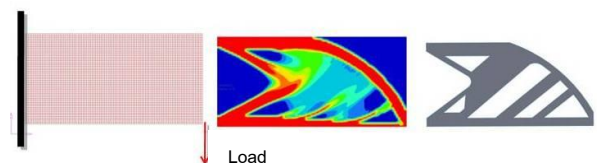
2.1 ระเบียบวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์

หลักการของ ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element) ในขั้นต้น เริ่มจากการแบ่งรูปร่างของปัญหาออกเป็นพื้นที่หลายๆพื้นที่หรือเป็นปริมาตรหลายๆปริมาตรอย่างต่อเนื่อง ซึ่งจะเรียกว่าเอลิเมนต์ (Element) ผลเฉลยที่ได้รับจะเป็นผลเฉลยที่จุดต่อ (Node) ของแต่ละเอลิเมนต์ โดยผลเฉลยของแต่ละเอลิเมนต์ ต้องสอดคล้องกับสมการเชิงอนุพันธ์และเงื่อนไขขอบเขตที่กำหนดมาให้ซึ่งก็หมายความว่าหลักการระเบียบวิธี ไฟไนต์เอลิเมนต์จะเริ่มต้นจากการพิจารณาเอลิเมนต์ ทีละเอลิเมนต์ และทำการสร้างสมการสำหรับเอลิเมนต์ จากนั้นนำสมการของแต่ละเอลิเมนต์ มาประกอบรวมกันก่อให้เกิดระบบสมการรวมซึ่งในความหมายทางกายภาพก็คล้ายกับการนำทุกเอ

ลิเมนต์ มาประกอบรวมกันก่อให้เกิดเป็นรูปร่างของปัญหาที่จะทำการวิเคราะห์ [1]

2.2 การหาค่าความเหมาะสมทางโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน

หลักการของการหาค่าความเหมาะสมทางโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน (Topology optimization) คือ การหาโครงร่างหรือรูปทรงโดยประมาณของวัตถุหรือโครงสร้างที่เราต้องการนำมาใช้งานอย่างใดอย่างหนึ่งในมุมมองทางคณิตศาสตร์ปัญหาการออกแบบนี้คือการหาค่าความเหมาะสมที่สุดสำหรับโครงสร้างแบบแผ่นนั้น โดยทั่วไปจะแบ่งพื้นที่ออกแบบ (Design domain) ออกเป็นเอลิเมนต์เล็ก ๆ สำหรับการวิเคราะห์โครงสร้างด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ ดังรูปที่ 1



รูปที่ 1 รูปแบบของกระบวนการหาค่าความเหมาะสมทาง โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันสำหรับโครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบ

ฟังก์ชันเป้าหมายที่นิยมใช้คือค่าพลังงานความเครียด ความถี่ธรรมชาติ และน้ำหนักของโครงสร้าง ส่วนตัวแปรออกแบบที่เป็นไปได้คือ ความหนาของเอลิเมนต์ หลังจากการหาค่าความเหมาะสมที่สุดแล้วถ้าเอลิเมนต์ไหนมีความหนาเข้าใกล้ศูนย์แสดงว่าต้องทำการเจาะรู [2] พื้นที่ตรงนั้น นอกจากนี้ยังสามารถพิจารณาใช้ตัวแปรอื่น เช่นความหนาแน่นของเอลิเมนต์ ค่ายังโมดูลัสของเอลิเมนต์ เป็นต้น การหาค่าความเหมาะสมทางโทโปโลยีออฟติไมส์เซชันแบ่งเป็น 2 วิธีใหญ่ คือวิธี Solid Isotropic Material with Penalization (SIMP)

และ Evolutionary Structural Optimization (ESO) ส่วนในงานวิจัยนี้เลือกใช้วิธี SIMP คือการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้างแบบต่อเนื่องโดยต้องการให้ค่า Compliance น้อยที่สุดและกำหนดค่าของ volume fraction ตามที่ต้องการ โดยค่าของ volume fraction นั้น คือ อัตราส่วนระหว่าง ความหนาแน่นของเอลิเมนต์ ที่สามารถดึงออกได้ต่อความหนาแน่นของเอลิเมนต์ ทั้งหมด และวิธี SIMP นี้จะให้รูปร่างค่าความเหมาะสมที่ละเอียดและไม่มีข้อจำกัดด้วยจำนวนของ mesh [2] โดยกำหนดการหาค่าที่เหมาะสมเริ่มแรกคือ

$$\text{Min: } C \quad (1)$$

Subject to: $V < V_c$

Vector coordinates $\xi \in \Omega$

เมื่อ $C = \text{Compliance}$

$V = \text{Volume fraction}$

$\xi = \text{Vector coordinates}$

$\Omega = \text{Design domain}$

กำหนดสมการ ไฟไนต์เอลิเมนต์ในสมการที่ 2

$$F = Ku \quad (2)$$

เมื่อ $K = \text{Global stiffness matrix}$

$F = \text{Load vector}$

$u = \text{Displacement}$

stiffness สามารถเขียนให้อยู่ในเทอมของ x

$$x = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$$

$$K_i = x_i^p K_0$$

เมื่อ $x_i \in (0, 1]$

$K_i = \text{Element stiffness constant}$

กำหนดสมการ Compliance ในสมการที่ 3

$$C_p = F^T u = u^T K u = \sum_i x_i^p u_i^T K_0 u_i \quad (3)$$

เมื่อ $p = \text{Penalised by power-low}(p \sim 3)$

กำหนดกระบวนการ SIMP optimization เพื่อทำการหาค่าโทโบลีย์สามารถทำได้ตามสมการ (4)

$$\min_x : C_p(x) = \sum_{i=1}^n x_i^p u_i^T K_0 u_i$$

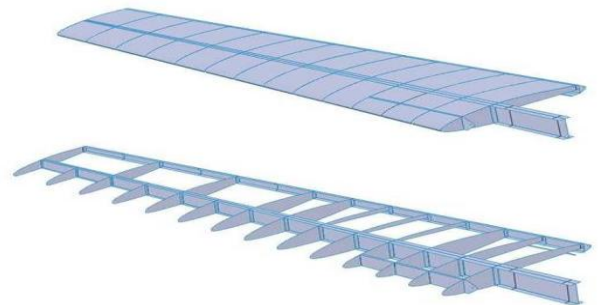
$$\text{subject to : } V(x) \leq V_c \quad (4)$$

$$: 0 < x(\xi)_{\min} \leq x(\xi) \leq 1$$

3. ขั้นตอนการทำงาน

3.1 สร้างแบบจำลอง

ในขั้นตอนการดำเนินงานนั้นจะเริ่มต้นจากการสร้างแบบจำลองปีกอากาศยานบ.ทอ6 ด้วยโปรแกรม Solidworks โดยที่ปีกจะประกอบด้วยโครงสร้างภายในที่เหมือนปีกจริงโดยการสร้างแบบจำลองนั้นจะสร้างให้มีลักษณะเป็น surface ทั้งหมด ดังรูปที่ 2



รูปที่ 2 แบบจำลองปีก บ.ทอ6 ที่สร้างจากโปรแกรม Solidworks

เมื่อได้ปีก บ.ทอ6 ที่เป็นแบบแผ่นเรียบแล้ว ต่อมาทำการสร้างแบบจำลองปีก บ.ทอ6 ที่แกนปีกมีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบาเพื่อที่จะเป็นแบบจำลองที่นำมาเปรียบเทียบน้ำหนักและความแข็งแรงกับโครงสร้างที่ผ่านกระบวนการโทโบลีย์ กับโครงสร้างแผ่นเรียบ โดยรูปแบบของปีกทั้ง 2 แบบนั้นสร้างจากวัสดุอะลูมิเนียม 2024-T3 โดยมีความหนาและคุณสมบัติของวัสดุคือ

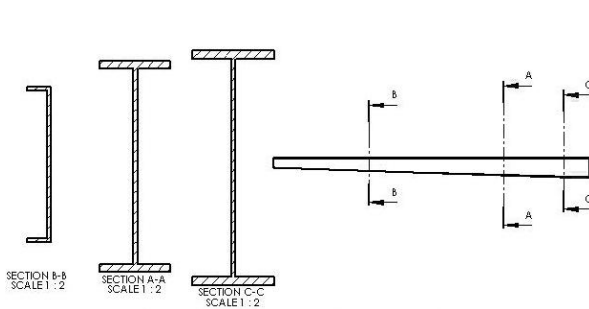
1. ความหนาของผิวปีกมีค่าเท่ากับ 0.8 mm
2. ความหนาของ rib เท่ากับ 0.8 mm
3. ความหนาของ web main spar เท่ากับ 1.6 mm
4. ความหนาของ web front spar เท่ากับ 0.8 mm
5. ความหนาของ web rear spar เท่ากับ 0.8 mm

6. ความหนาของ flange main spar มีด้วยกัน 2 ช่วงคือ rib 1-6 มีความหนา 2.5 mm rib 6-14 มีความหนา 2 mm

7. Young's modulus เท่ากับ 72.4 GPa

8. Posion's ratio เท่ากับ 0.33

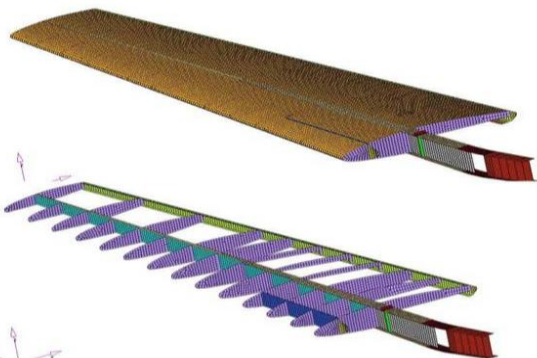
โดยโครงสร้างที่จะนำมาหาค่าของโทโปโลยี นั้นคือ web main spar โดยมีลักษณะรูปร่างตามขวางและรูปร่างหน้าตัดในช่วงต่างๆตามความยาว ดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 รูปร่างตามขวางและรูปร่างหน้าตัดขวางของ main spar ของปีกอากาศยานในแต่ละของปีก บ.ทอ6

3.2 เอลิเมนต์ที่ใช้ในแบบจำลอง

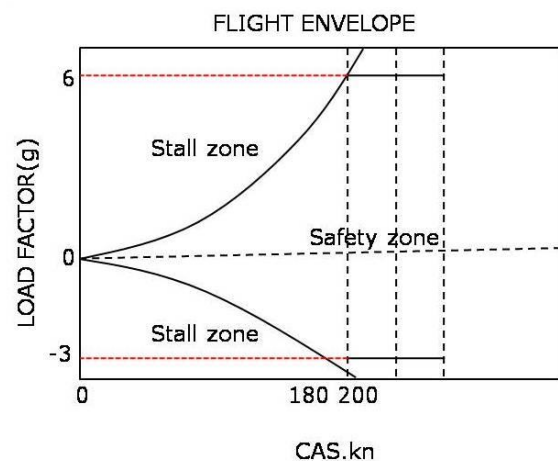
แบบจำลอง ถูกแบ่งออกเป็นเอลิเมนต์ทั้งหมดเท่ากับ 21,326 เอลิเมนต์ และ จุดต่อ 20,678 จุดต่อ รูปแบบของเอลิเมนต์ที่ใช้เป็นแบบ 2D-Pshell แบบสี่เหลี่ยมและสามเหลี่ยมซึ่งมีการรับแรง, stiffness matrix และรูปแบบของค่า stress ที่เหมือนกับเอลิเมนต์แบบ QUAD4 และ TRI3 ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 แบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์ของปีก บ.ทอ6

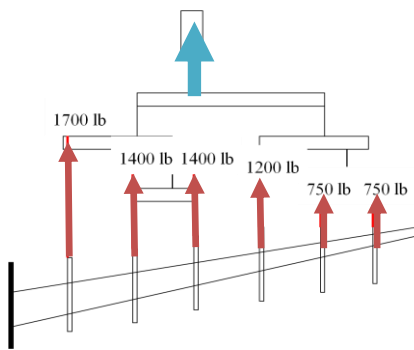
3.3 แรงที่กระทำกับโครงสร้างปีก บ.ทอ6

นำแบบจำลองที่ได้นั้นมาทำการจำลองการกรรมที่เกิดขึ้นและจุดจับยึดของปีกโดยการกรรมของปีกนั้นได้มาจากกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง Load factor กับ ความเร็ว ดังกราฟที่ 1 จากนั้นเมื่อทราบถึงภาระกรรมสูงสุดที่ปีกอากาศยานได้รับแล้วนำมาคำนวณหาว่าแรงกระทำนั้นจะส่งผลมายังโครงสร้าง rib แต่ละ rib มีค่าเท่าไรโดยแรงที่ได้นั้นมี การอ้างอิงมาจากการทดสอบโครงสร้างปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 จากกองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน ศูนย์วิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบิน กองทัพอากาศ โดยมีการทดสอบด้วยวิธี wiffle tree ซึ่งเป็นการใช้ชุดสร้างแรงกระทำ (actuator) ทำการดึงปีกที่ตำแหน่ง rib 2,4,6,8,10 และ 12 ตามลำดับ ระยะยึดของชุดสร้างแรงกระทำนั้นมีค่าเท่ากับ ± 6 นิ้ว ดังรูปที่ 5



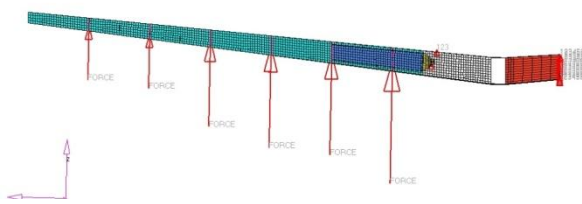
กราฟที่ 1 กราฟแสดงภาระกรรมสูงสุดเทียบกับความเร็ว ที่ปีกอากาศยาน บ.ทอ6 ได้รับจะมีค่าอยู่ที่ +6g และ -3g

แรงกระทำต่อปีกที่ได้จากการคำนวณและมากระทำที่ตำแหน่ง rib นั้นมีค่าเท่ากับ 1700 lb, 1400 lb, 1400 lb, 1200 lb, 750 lb, 750 lb ตามลำดับดังรูปที่ 5

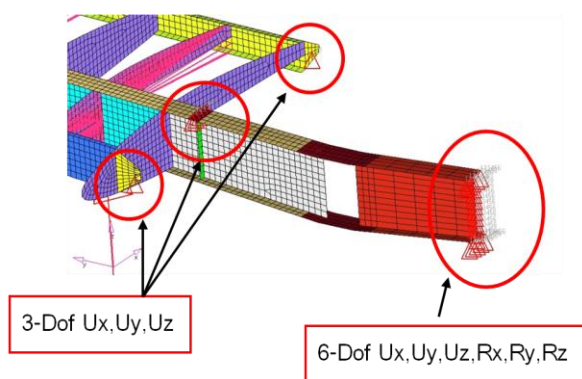


รูปที่ 5 แรงกระทำที่ได้จากการคำนวณและกระทำที่ตำแหน่ง rib ของปีก บ.ทอ6

เมื่อได้ภารกรรมที่กระทำต่อปีกแล้วนำมาใส่ลงในแบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์โดย load ที่ใส่ในจะมีค่าเท่ากับ +6g ดังรูปที่ 6-ก และกำหนดจุดจับยึดให้เหมือนกับการทดสอบ จุดจับยึดนั้นจะมีด้วยกัน 3 จุด ดังรูปที่ 6-ข



รูปที่ 6-ก ภารกรรมที่จำลองลงในแบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์

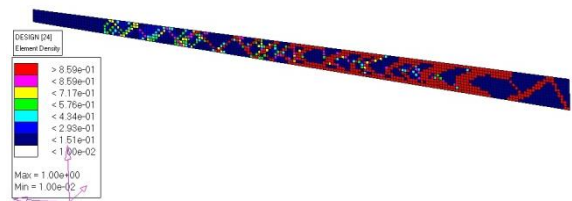


รูปที่ 6-ข จุดจับยึดที่จำลองลงในแบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์

3.4 กำหนดตัวแปรกระบวนการ Topology optimization

เมื่อทำการใส่ภารกรรมและเงื่อนไขบังคับให้กับแบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์แล้วดำเนินการหา

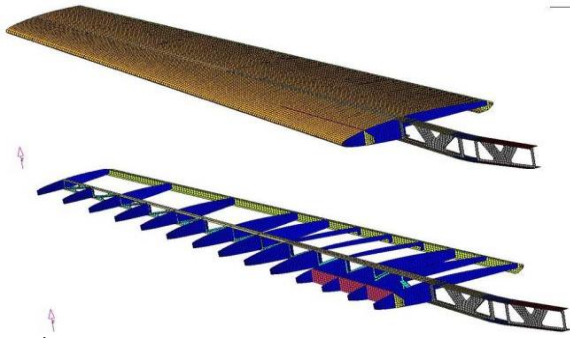
ค่าที่เหมาะสมด้วยกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันโดยที่กำหนดให้ค่าของ compliance ให้มีค่าที่น้อยที่สุด และกำหนดค่าของ volume fraction ให้มีการเปลี่ยนแปลง โดยการกำหนดค่า volume fraction นั้น จะเป็นการทดลองเปลี่ยนค่าไปเรื่อยๆ โดยในงานวิจัยนี้ ขั้นแรกจะกำหนดค่า volume fraction ที่ 50% และทำการลดค่าของ volume fraction ลงทีละ 10% โดยค่าของ volume fraction ในงานวิจัยนี้จะอยู่ที่ 40% เพราะรูปแบบของโครงสร้างที่ 40% นั้นจะมีน้ำหนักที่น้อยกว่าโครงสร้างแบบเดิมอย่างน้อย 10% และยังสามารถรับภารกรรมที่ปีกได้รับได้ตามต้องการ โดยรูปแบบของโครงสร้างที่ผ่านกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันแล้วนั้นมีลักษณะที่เหมือนกับโครงสร้าง truss ดังรูปที่ 7



รูปที่ 7 main spar ที่ผ่านกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน มี volume fraction เท่ากับ 40% ส่วนที่เป็นสีแดงนั้นจะเป็นส่วนที่ยังสามารถคงอยู่ไว้ได้ ส่วนสีน้ำเงินนั้นเป็นส่วนที่สามารถตัดออกได้

3.5. แบบจำลองปีก บ.ทอ.6 ที่ได้จาก Topology optimization

สร้างแบบจำลองปีก บ.ทอ6 ที่ได้มีการหาค่าความเหมาะสมด้วยวิธี โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันที่มีค่าของ volume fraction เท่ากับ 40% ด้วยโปรแกรม Solidworks จากนั้นสร้างแบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์ของปีกที่เป็นรูปแบบของ truss ที่มีการหาค่าความเหมาะสมด้วยวิธี โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันโดยมีความหนาของชั้นส่วนต่างๆ เหมือนกับปีกจริงเอลิเมนต์ ที่ใช้นั้นเป็น 2-D P-shell element แบบสี่เหลี่ยมและสามเหลี่ยมผสมกัน มีเอลิเมนต์ ทั้งหมด 23,234เอลิเมนต์ และมี จุดต่อ 22,871 จุดต่อ ดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 แบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์ของปีก บ.ทอ6 ที่มีการหาค่าความเหมาะสมด้วยวิธี โทปอโลยีออฟติไมส์เซชันที่มีค่าของ volume fraction เท่ากับ 40%

4. ผลลัพธ์

4.1 น้ำหนักโครงสร้างแกนปีก

โครงสร้างแกนปีกของอากาศยาน บ.ทอ6 นั้นทำด้วยอะลูมิเนียม 2024-T3 ซึ่งมีค่าความหนาแน่นเท่ากับ 2.78g/cm^3 โดยที่น้ำหนักของแกนปีกนั้นมีค่าเท่ากับ 2.73 kg และเมื่อมีการลดน้ำหนักโดยการเจาะรูเบาแกนปีกของอากาศยาน บ.ทอ6 นั้นจะมีน้ำหนัก 2.1 kg ส่วนแกนปีกของอากาศยาน บ.ทอ6 ที่หาค่าความเหมาะสมด้วยกระบวนการ โทปอโลยีออฟติไมส์เซชันนั้นมีน้ำหนัก 1.95 kg ดังตารางที่ 1

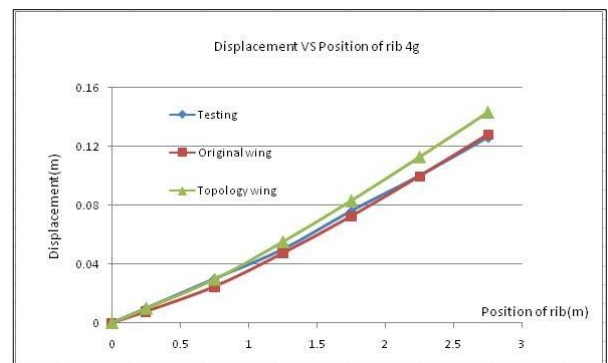
ตารางที่ 1 เปรียบเทียบน้ำหนักของแกนปีกอากาศยานและเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างของน้ำหนัก

รูปแบบปีก	Original wing	Lighting hole wing	Topology optimization wing
น้ำหนัก(kg)	2.73	2.1	1.95
%ที่ลดลงเทียบกับ original wing		23%	27%

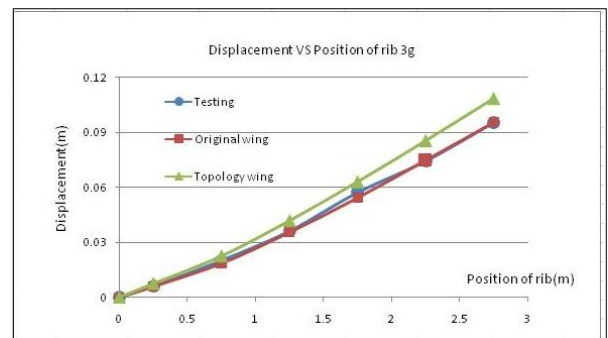
4.2 ระยะโก่งตัวของโครงสร้างแกนปีก

ระยะโก่งตัวของโครงสร้างแกนปีกนั้นจะทำการเปรียบเทียบกับทดสอบของ กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน ศูนย์วิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบินกองทัพอากาศ โดยทำการเปรียบเทียบเมื่อปีกได้รับการกระตุ้นตั้งแต่ $+1\text{g}$ จนถึง $+4\text{g}$ เนื่องจากการทดสอบ

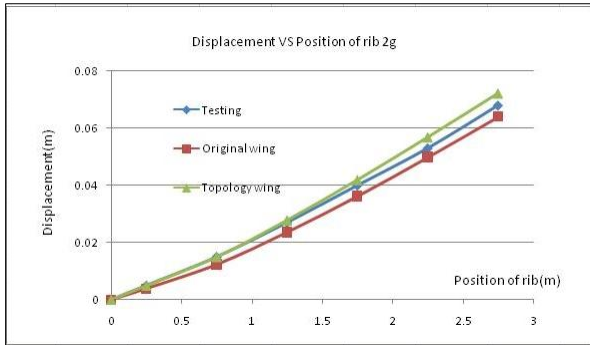
ความแข็งแรงโครงสร้างปีก บ.ทอ6 ของกองสนับสนุนการวิจัยอากาศยานนั้นได้ทำการทดสอบเพียงแค่ $+4\text{g}$ เพราะปีก บ.ทอ6 ที่นำมาทดสอบนั้นมีอยู่จำนวน 1 ปีกเท่านั้น ดังนั้นการทดสอบเก็บผลการทดสอบจึงยังไม่ให้แรงกระทำถึง $+6\text{g}$ เพราะปีกอาจเกิดการชำรุดเสียหาย จากการทดสอบและการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม FEA ได้ทำการเปรียบเทียบระยะโก่งตัวของปีกที่ แรงกระทำ $+1\text{g}$ ถึง $+4\text{g}$ เพื่อสังเกตแนวโน้มการโก่งตัวของปีกที่แรงกระทำต่างๆตามลำดับ ระยะโก่งตัวนั้นจะวัดจากการโก่งของแต่ละ rib ดังกราฟที่ 2 แสดงการเปรียบเทียบที่ภาระกรรม $+1\text{g}$ ถึง $+4\text{g}$



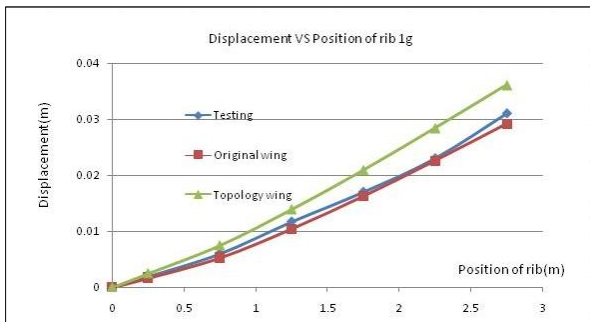
กราฟที่ 2-ก แสดงค่าระยะโก่งระหว่างการทดสอบกับ Topology optimization wing ที่ภาระกรรม $+4\text{g}$



กราฟที่ 2-ข แสดงค่าระยะโก่งระหว่างการทดสอบกับ Topology optimization wing ที่ภาระกรรม $+3\text{g}$



กราฟที่ 2-ค แสดงค่าระยะโก่งระหว่างการทดสอบกับ Topology optimization wing ที่ภาระกรรม +2g



กราฟที่ 2-ง แสดงค่าระยะโก่งระหว่างการทดสอบกับ Topology optimization wing ที่ภาระกรรม +1g

จากกราฟที่แสดงสรุปได้ว่าปีกที่มีโครงสร้างแกนปีกที่เป็นรูปแบบของ truss จะมีระยะโก่งตัวที่มากกว่าปีกที่เป็นโครงสร้างแบบแผ่นเรียบที่ทุกภาระกรรมที่ปีกได้รับเพราะการรับแรงของโครงสร้างแบบแผ่นเรียบกับแบบ truss ไม่เหมือนกัน โครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบนั้นจะรับแรงที่เป็นแรงเฉือนส่วนโครงสร้างที่มีลักษณะเป็น truss นั้นจะรับแรงในแนวแกนในแต่ละ member คือแรงกดและแรงดึง ดังนั้นจึงทำให้รูปแบบของการโก่งตัวแตกต่างกันไปจากเดิมที่เป็นแบบแผ่นเรียบ ที่ภาระกรรม +1g มีแนวโน้มของการโก่งที่ต่างกันมากเนื่องจาก ภาระกรรมที่ +1g นั้นเป็นแรงที่น้อยจึงทำให้เกิดค่าความผิดพลาดที่มาก ดังนั้นลักษณะของการโก่งจึงแตกต่างจากที่แรงกระทำอื่นๆ

4.3 ความแข็งแรงของโครงสร้าง

ความแข็งแรงของโครงสร้างนั้นสามารถวัดได้จากค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างโดยที่การบอกค่าความเค้นนั้นเปรียบเทียบกับค่าคุณสมบัติของวัสดุ

คือ อะลูมิเนียม 2024-T3 โดยที่มีค่าความเค้นสูงสุดเท่ากับ 483 MPa ความเค้นที่ยอมรับได้มีค่าเท่ากับ 340 MPa ค่าความเค้นเฉือนเท่ากับ 283 MPa ค่าความเค้นที่นำมาเปรียบเทียบนั้นคือ

-Vonmises stress ซึ่งเป็นค่าความเค้นโดยรวมที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง

-Principle stress 1 (P1 Major) เป็นค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X ของเอลิเมนต์ เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X

-Principle stress 2 (P2 Minor) เป็นค่าความเค้นรองตามแนวแกน Y ของเอลิเมนต์ เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X

-Normal stress X (NX) เป็นค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีก

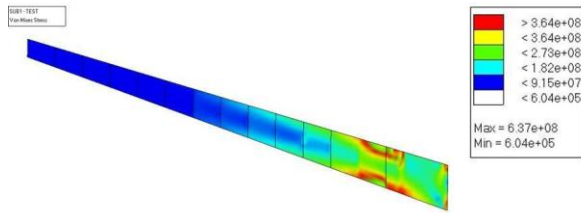
-Normal stress Y (NY) เป็นความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางของโครงสร้างปีก

-Shear stress XY เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง

ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกแบบแผ่นเรียบแสดงดังตารางที่ 2

ตารางที่ 2 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปีกที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบ ที่ได้จากโปรแกรม FEA

Load factor	Max.stress(MPa)	Min.stress(MPa)
+4g		
Vonmises	233.8	0.621
P1-Major	209	-208
P2-Minor	13.9	-221
Normal X	183	-212
Normal Y	32.2	-22.7
Shear XY	80	-0.635

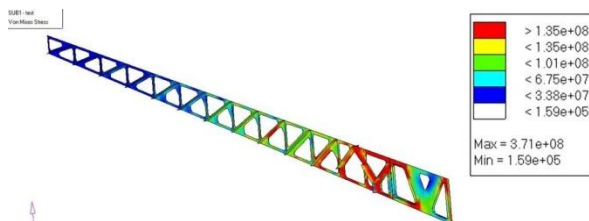


รูปที่ 9 แถบสีแสดงค่าความเค้นแบบ Vonmises ที่เกิดขึ้นกับแกนปิก บ.ทอ6 ที่มีลักษณะเป็นแผ่นเรียบ

ในรูปแบบแกนปิกที่เป็นแผ่นเรียบนั้นมีค่าของความเค้นที่ไม่เกินกว่าค่าที่สามารถรับได้ดังนั้นสามารถรับภาระกรรมที่ +4g ได้ตามต้องการ จากนั้นหาค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปิกที่มีแกนปิกผ่านกระบวนการโทปอโลยีออฟติไมส์เซชันดังตารางที่ 3

ตารางที่ 3 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปิกที่มีแกนปิกเป็นรูปแบบของ truss ที่ได้จากโปรแกรม FEA

Load factor	Max.stress(MPa)	Min.stress(MPa)
+4g		
Vonmises	371	0.159
P1-Major	356	-47
P2-Minor	59.9	-291
Normal X	324	-224
Normal Y	218	-254
Shear XY	181	-205

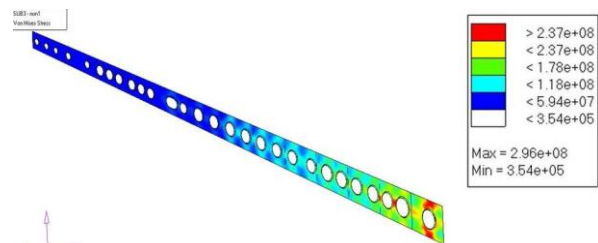


รูปที่ 10 แถบสีแสดงค่าความเค้นแบบ Vonmises ที่เกิดขึ้นกับแกนปิกที่มีโครงสร้างเป็นแบบ truss

ในรูปแบบแกนปิกที่ผ่านกระบวนการ โทปอโลยีออฟติไมส์เซชันนั้นมีค่าของความเค้นที่ไม่เกินกว่าค่าที่สามารถรับได้ดังนั้นสามารถรับภาระกรรมที่ +4g ได้ตามต้องการ จากนั้นหาค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปิกที่มีแกนปิกเป็นแผ่นเรียบและมีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบา ดังตารางที่ 4

ตารางที่ 4 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปิกที่มีแกนปิกเป็นแผ่นเรียบเจาะรูเบา ที่ได้จากโปรแกรม FEA

Load factor	Max.stress(MPa)	Min.stress(MPa)
+4g		
Vonmises	296	0.354
P1-Major	251	-46.6
P2-Minor	56.2	-265
Normal X	198	-218
Normal Y	157	-164
Shear XY	150	-64.7



รูปที่ 11 แถบสีแสดงค่าความเค้นแบบ Vonmises ที่เกิดขึ้นกับแกนปิกที่เป็นแผ่นเรียบและมีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบา

ตารางที่ 5 เปรียบเทียบค่าความเค้นของแกนปิกทั้ง 3 รูปแบบ

Stress	Original	Lingting Hole	Topology Optimization
Max.Vonmises (MPa)	233.5	296	371
Min.Vonmises (MPa)	0.621	0.354	0.159
P1 Max.Major(MPa)	209	251	356
P1 Min.Major(MPa)	-208	-46.6	-47
P2 Max.Minor(MPa)	13.9	56.2	59.9
P2 Min.Minor(MPa)	-221	-265	-291
Max.Normal X(MPa)	183	198	324

ตารางที่ 5 เปรียบเทียบค่าความเค้นของแกนปีกทั้ง 3 รูปแบบ (ต่อ)

Min.Normal X(MPa)	-212	-218	-224
Max.Normal Y(MPa)	32.2	157	218
Min.Normal Y(MPa)	-22.7	-164	-254
Max.Shear XY(MPa)	80	150	181
Min.Shear XY(MPa)	-0.635	-64.7	-205

จากตารางที่ 5 จะสามารถสรุปได้ว่าแกนปีกที่ผ่านกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันและมีค่าของความแข็งแรงไม่เกินกว่าที่กำหนดและมีน้ำหนักเบา กว่าปีกรูปแบบเดิมอยู่ 27% ดังนั้นจึงพิจารณาถึงรายละเอียดของแกนปีกที่เป็นรูปแบบของ truss ว่าแต่ละ member ของโครงสร้างแกนปีกนั้นมีค่าความเค้นเกิดขึ้นเท่าไร ดังตารางที่ 6

ตารางที่ 6 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นแต่ละ member ของโครงสร้างแกนปีกรูปแบบ truss

Member	Vonmises MPa	P1 MPa	P2 MPa	NX MPa	NY MPa	S XY MPa
1	156.8	0.022	-155	-40.5	-111	37.8
2	137	0.71	-136	-35.7	-98	37.1
3	136	0.25	-133	-69.6	-64	41.3
4	89.7	-0.069	-88	-42.2	-43	27.1
5	153.8	0.25	-147.8	-80.6	-67	46.8
6	104	-0.9	-99	-53.5	-45.2	31.0
7	93.45	-0.0768	-90	-49.9	-38.8	28.9
8	45.3	0.0718	-43	-24.4	-18.6	13.1
9	52.12	-0.1788	-47	-29.7	-20.3	14.8
10	27.17	0.0142	-26	-16.2	-9.9	6.92
11	32.37	-0.219	-31	-20.4	-11.3	8.06
12	34.42	3.42	0.025	2.25	1.22	-0.07
13	25.06	2.4	0.017	1.65	0.7	-0.05

5. สรุปผลและข้อเสนอแนะ

วิธีการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้างแบบ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันนั้นสามารถลดน้ำหนักของโครงสร้างโดยที่ยังสามารถคงความแข็งแรงไว้ได้นั้นขึ้นอยู่กับข้อกำหนดค่า volume fraction ถ้ามีค่าที่มากก็จะทำให้โครงสร้างนั้นมีความแข็งแรงที่น้อยกว่าเดิมดังนั้นการกำหนด volume fraction เป็นสิ่งที่สำคัญของกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันและการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้างแบบ SIMP นั้นจะมีข้อดีอยู่ที่ไม่จำเป็นที่ต้องทำให้ design domain มีจำนวนเอลิเมนต์ให้มีความละเอียดมาก รูปร่างความเหมาะสมที่แสดงออกมานั้นก็มีลักษณะที่ชัดเจนสำหรับแกนปีก บ.ทอ6 ที่เป็นโครงสร้างแบบ truss ที่ได้ผ่านกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันนั้นจะกำหนดค่าของ volume fraction อยู่ที่ 40% ทำให้น้ำหนักลดลง 27% ซึ่งเกินกว่าเป้าหมาย (10%) และมีค่าความเค้นที่เกิดขึ้นไม่เกินกว่าที่กำหนดคือ 483 MPa ซึ่งเป็นค่าที่ได้มาจากค่าคุณสมบัติของวัสดุ AL-2024-T3 ดังนั้นกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันนี้สามารถนำไปพัฒนาไปกับโครงสร้างอื่นๆของอากาศยานได้อีกเช่น rib , landing gear และอื่นๆรวมทั้งอาจจะใช้การหาค่าความเหมาะสมแบบ ESO หาค่าความเหมาะสมเพื่อมาเปรียบเทียบกับแบบ SIMP ได้อีกเช่นกัน และในการศึกษาวิจัยต่อไปนั้นควรจะทำการศึกษาวิเคราะห์ค่าของความเค้นเฉือนในแนวแกนด้วยว่าความเค้นเฉือนในแต่ละ member นั้นจะต้องมีค่าที่เข้าใกล้ศูนย์ เพราะเมื่อโครงสร้างเป็นแบบ truss แล้วจะต้องมีค่าความเค้นกดและความเค้นดึงเท่านั้น

6. เอกสารอ้างอิง

6.1 บทความจากวารสาร (Journal)

[1] Lars Krong,Alastair Tucker and Gerrit Rollema Airbus UK Ltd, Application of topology,sizing and shape optimization methodsTo optimization design of aircraft component

[2] P.Cervellera,M.Zhou,U.Schramm, Optimization driven design of sell structure under stiffness , strength and stability requirement

[3] E. L. Cardoso; J. S. O. Fonseca, Complexity control in the topology optimization of continuum structures

6.2 หนังสือ

[1] Daryl L. Logan (2002).A First Course in the Finite Element Method,CA.USA : Brooks/Cole

[2] M.P. Bendsøe,O.sigmund (2003). Topology Optimization :Theory,Methods and Application , Germany :Springer