ใบรับรองวิทยานิพนธ์

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

วิศวกรรมศาสตร์มหาบัณฑิต (วิศวกรรมการบินและอวกาศ)

ปริญญา

วิศวกรรมการบินและอวกาศ	วิศวกรรมการบินและอวกาศ
สาขา	**ภาควิชา**

เรื่อง การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของแกนปีกอากาศยานกองทัพอากาศแบบที่ 6

Topology Optimization RTAF 6 Main Spar

นามผู้วิจัย เรืออากาศโท ชุมพล สวยเนตรทอง

ได้พิจารณาเห็นชอบโดย

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก ....

(นาวาอากาศตรี ชำนาญ เพชรโชติ, Ph.D)

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ร่วม ....

(รองศาสตราจารย์ นาวาอากาศเอก สมชาย หาญกล้า, Ph.D)

หัวหน้าภาควิชา ....

(รองศาสตราจารย์ศานติ วิริยะวิทย์, Ph.D)

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์รับรองแล้ว

....

(รองศาสตราจารย์กัญจนา ธีระกุล, D.Agr.)

คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย

วันที่.............. **เดือน** .... **พ.ศ.** ....

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

วิทยานิพนธ์

เรื่อง

การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของแกนปีกอากาศยานกองทัพอากาศแบบที่ 6

Topology Optimization RTAF 6 Main Spar

โดย

เรืออากาศโท ชุมพล สวยเนตรทอง

เสนอ

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์
เพื่อความสมบูรณ์แห่งปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต (วิศวกรรมการบินและอวกาศ)
พ.ศ. 2554

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ชุมพล สวยเนตรทอง, เรืออากาศโท 2554: การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของแกนปีกอากาศยานกองทัพอากาศแบบที่ 6 ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต (วิศวกรรมการบินและอวกาศ) สาขาวิศวกรรมการบินและอวกาศ ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก: นาวาอากาศตรี ชำนาญ เพชรโชติ, Ph.D. 75 หน้า

เนื่องจากกองทัพอากาศมีความประสงค์ที่จะสร้างอากาศยานฝึกนักบิน จึงดำเนินการให้กรมช่างอากาศทำการสร้างอากาศยานฝึกนักบินต้นแบบจำนวน 1 เครื่อง และตั้งชื่อว่า บ.ทอ. 6 ซึ่งเป็นการสร้างโดยใช้หลักการวิศวกรรมย้อนกลับ (Reverse engineering) โดยมีการเปลี่ยนเครื่องยนต์ใหม่ที่มีสมรรถนะที่สูงขึ้นและน้ำหนักมากกว่าเครื่องยนต์ตัวเดิม เพื่อชดเชยน้ำหนักส่วนเกินจึงทำการลดน้ำหนักโครงสร้างส่วนอื่นๆ งานวิจัยนี้ให้ความสนใจกับการลดน้ำหนักของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ6 ซึ่งเดิมเป็นแบบแผ่นเรียบ (Plate-like) ไปเป็นแบบโครงข้ออ่อน (Truss-like) ด้วยวิธี Topology optimization และใช้แนวคิดแบบ SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) ซึ่งโมเดลนี้ไม่จำเป็นต้องใช้โครงข่าย (Mesh) ที่ละเอียด ควบคู่ด้วยการกำกับอัตราส่วนของเนื่องวัสดุที่เอาออกต่อเนื้อวัสดุเดิม (Volume fraction of void) วิธีนี้เป็นการหารูปร่างที่เหมาะสมของโครงสร้างแกนปีกเมื่อมีแรงกระทำต่อโครงสร้างแกนปีก โดยจำลองรูปแบบของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ด้วยโปรแกรม Solidworks และวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสม ภายใต้ภารกรรมตามมาตรฐานการบิน แล้วคำนวณความแข็งแรงจาก โปรแกรมสำเร็จรูป (Advanced Finite Element Analysis) จนได้โครงสร้างแกนปีกที่ยังคงให้ความแข็งแรงไม่น้อยไปกว่าโครงสร้างเดิมที่ทำจากวัสดุชนิดเดียวกัน และมีน้ำหนักที่น้อยกว่าโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบรวมทั้งโครงสร้างที่มีการเจาะรูเบาได้มากกว่า 10%

____________________ ____________________ ___ / ___ / ___

ลายมือชื่อนิสิต ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

Chumpon Suawnarttong, Flying Officer 2011: Topology Optimization RTAF6 Main Spar. Master of Engineering (Aerospace Engineering), Major Field: Aerospace Engineering, Department of Aerospace Engineering. Thesis Advisor: Squadron Leader Chamnan Pedchote, Ph.D. 75 pages.

One of many research and development project of RTAF was to design and build its own training aircraft. The RTAF has assigned this work to Directorate of Aeronautics. The project has been established and initially aimed to design and build a prototype in training aircraft. The aircraft was named RTAF-6, which was built by Reverse Engineering technique.

Several modifications were made during the design process. The important change was to increase the performance of the aircraft. This was achieved by installing a bigger-size engine. However this has a drawback of a heavier load to the aircraft. One way overcome this problem was to reduce the weight of other part of the aircraft structure, such that the total weight of the aircraft remained the same as the original one. This research pays attention to reduce weight from main spar of RTAF6. The web of main spar is plate-like. The target will be truss-like by using Topology optimization method. SIMP (Solid Isotropic Material with Peralization) is applied because this model 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 analyses with standard load for aviation. Then the model was simulated by Advance Finite Element Analysis until the weight of main wing spar is enough diminished but the strength remains as the original structure. Finally the weight was reduce 10%

________________________ ________________________ ___ / ___ / ___

Student's signature Thesis Advisor's signature

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

กิตติกรรมประกาศ

ข้าพเจ้าขอขอบพระคุณ นาวาอากาศตรี ชำนาญ เพชรโชติ, Ph.D. ประธานกรรมการที่ปรึกษา ที่ได้กรุณาให้ความรู้ แนวทาง ให้คำปรึกษา แนะนำ และตรวจแก้ไขข้อบกพร่องต่าง ๆ ในการทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนเสร็จสมบูรณ์

ขอขอบพระคุณ นาวาอากาศเอก สมชาย หาญกล้า, Ph.D. รองประธานกรรมการ ที่ให้คำปรึกษา แนะนำ และตรวจแก้ไขข้อบกพร่องต่าง ๆ ในการทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนเสร็จสมบูรณ์

ขอขอบพระคุณอาจารย์และเจ้าหน้าที่ สาขาวิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ และอาจารย์โรงเรียนนายเรืออากาศ ที่ได้สั่งสอน ให้วิชาความรู้ แนะนำ ให้คำปรึกษา และช่วยเหลือมาโดยตลอด

ขอขอบคุณ คุณพ่อ คุณแม่ และพี่ ๆ ทุกคนที่คอยให้ความช่วยเหลือ แนะนำ และให้กำลังใจที่ดี ในการศึกษาและการทำวิทยานิพนธ์จนเสร็จลุล่วงได้

ชุมพล สวยเนตรทอง
มีนาคม 2554

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญ

หน้า

สารบัญ	(1)
สารบัญตาราง	(2)
สารบัญภาพ	(3)
คำอธิบายลักษณะและอักษรย่อ	(11)
คำนำ	1
วัตถุประสงค์ของการวิจัย	2
การตรวจเอกสาร	3
อุปกรณ์และวิธีการ	34
อุปกรณ์	34
วิธีการ	34
ผลและวิจารณ์	52
สรุป	72
ข้อเสนอแนะ	73
เอกสารและสิ่งอ้างอิง	74
ประวัติการศึกษา และการทำงาน	75

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญตาราง

ตารางที่ **หน้า**

1	เปรียบเทียบค่าความเค้นและระยะยืดตัว	14
2	เปรียบเทียบระยะโก่งตัวและความเค้นของแบบจำลองคาน	16
3	เปรียบเทียบน้ำหนัก, ความแข็งแรงและค่าของระยะโก่งของโครงสร้างที่เป็นรูปแบบ โครงข้ออ่อน และรูปแบบที่เป็นแผ่นเรียบ	32
4	เปรียบเทียบน้ำหนักของโครงสร้างแกนปีก	52
5	ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปีกที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันเมื่อรับภารกรรม +4g ที่ได้จากโปรแกรม FEA	60
6	ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปีกที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม เมื่อรับภารกรรม +4g ที่ได้จากโปรแกรม FEA	63
7	ค่าความเค้นที่เกิดกับแกนปีกที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน เมื่อรับภารกรรม +4g ที่ได้จากโปรแกรม FEA	66
8	เปรียบเทียบค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับแกนปีกทั้งสามรูปแบบ	66
9	ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นในแต่ละโครงข้ออ่อนของโครงสร้างแกนปีกแบบโครงข้ออ่อนที่ภารกรรม +4g	68
10	มุมของโครงข้ออ่อน	69
11	แสดงค่าความเค้นอัดและความเค้นดึง	71

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ

ภาพที่ หน้า

ภาพที่		หน้า
1	อากาศยานฝึกนักบิน บ.ชอ 2	1
2	รูปแบบของกระบวนการหาค่าความเหมาะสมทางวิธีโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน สำหรับโครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบ (ก) โครงสร้างโครงข่าย (ข) เอลิเมนต์ที่สามารถดึงออกได้และเอลิเมนต์ที่ยังต้องคงอยู่ (ค) แบบจำลองโครงสร้าง	4
3	Tie beam ที่ยังไม่ได้หาค่าความเหมาะสมมีค่า volume ของ เอลิเมนต์ เท่ากับ 100 compliance, เท่ากับ 390 strain energy เท่ากับ 38986	6
4	โครงสร้าง Tie beam ที่ผ่านการหารูปร่างที่เหมาะสมแล้ว มีค่า volume ของ เอลิเมนต์ เท่ากับ 40 compliance เท่ากับ 1117 strain energy, เท่ากับ 44684	6
5	รูปร่างของ Tie beam แบบ ESO ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดใหญ่ ทำให้ได้ค่าของ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 101 และ ค่า compliance เท่ากับ 396,ค่า strain energy เท่ากับ 39997	7
6	รูปร่างของ Tie beam แบบ ESO ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดเล็ก ทำให้ได้ค่าของ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 39 และค่า compliance เท่ากับ 1058,ค่า strain energy เท่ากับ 41699	7
7	รูปร่างของ Tie beam แบบ SIMP ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดใหญ่ ทำให้ได้ค่าของ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 40 และค่า compliance เท่ากับ 1050,ค่า strain energy เท่ากับ 42214	8
8	รูปร่างของ Tie beam แบบ SIMP ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดเล็ก ทำให้ได้ค่าของ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 43 และค่า compliance เท่ากับ 935,ค่า strain energy เท่ากับ 40996	8

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
9	กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบบ SIMP ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 45% และค่าของ compliance เท่ากับ 562	10
10	รูปแบบของ เอลิเมนต์ ที่เป็นพื้นผิวสามเหลี่ยมและแบบทรงสี่หน้า	11
11	โครงสร้างทดสอบความเค้นและระยะยืดตัว	12
12	(ก) รูปแบบของ เอลิเมนต์ ที่เป็นแบบ QUAD4 และ P-Shell ที่เป็นแบบสี่เหลี่ยมและแบบผสมกันระหว่างสี่เหลี่ยมกับสามเหลี่ยม (ข) รูปแบบของความเค้นในแนวแกนตามยาวของชิ้นทดสอบที่เป็นแบบ QUAD4 และ P-Shell ที่เป็นแบบสี่เหลี่ยมและแบบผสมกันระหว่างสี่เหลี่ยมกับสามเหลี่ยม (ค) รูปแบบระยะยืดตัวตามยาวของชิ้นทดสอบที่เป็นแบบ QUAD4 และ P-Shell ที่เป็นแบบสี่เหลี่ยมและแบบผสมกันระหว่างสี่เหลี่ยมกับสามเหลี่ยม	13
13	โครงสร้างทดสอบระยะโก่ง	14
14	(ก) เอลิเมนต์ QUAD4 (ข) 2D-Pshell เอลิเมนต์	15
15	แถบสีระยะโก่งที่เกิดกับโครงสร้างคาน (ก) เอลิเมนต์ QUAD4 (ข) 2D-Pshell เอลิเมนต์	16
16	แถบสีความเค้นแบบวอนมีสที่เกิดกับโครงสร้างคาน (ก) เอลิเมนต์ QUAD4 (ข) 2D-Pshell เอลิเมนต์	16
17	(ก) รูปแบบคานที่มีจำนวนโครงข่ายลดลง (ข) แถบสีแสดงค่าการโก่งตัวของโครงสร้างคานที่มีจำนวนโครงข่ายลดลง	17
18	รูปแบบที่เหมาะสมบริเวณด้านหน้ากงปีกของ A380	18
19	แบบจำลอง ไฟไนต์เอลิเมนต์ ของบริเวณด้านหน้ากงปีก A380 ซึ่งใช้เอลิเมนต์ ที่เป็น 2-D Pshell สามเหลี่ยมและสี่เหลี่ยมผสมกัน	19
20	ลักษณะรูปร่างที่เหมาะสมของบริเวณด้านหน้าของกงปีก A380 ที่ผ่านโปรแกรมโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยรูปร่างนั้นมีลักษณะเหมือนกับโครงสร้าง โครงข้ออ่อน	19

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
21	บริเวณส่วนด้านหน้าของ กงปีก Airbus A380 ที่ได้วิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมและมีการเพิ่มความแข็งแรงด้วยการขึ้นขอบ	20
22	บริเวณด้านหน้าของ กงปีก Airbus A380 ที่ได้ผ่านการวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมและความแข็งแรงเรียบร้อยแล้ว	21
23	แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ ที่ใช้ในการวิเคราะห์ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน	22
24	กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน (ก) ความต้องการน้ำหนักน้อยสุด ระยะยืดมากสุดน้อยกว่า 0.3 (ข) ความต้องการ compliance น้อยที่สุด ความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.5 (ค) ความต้องการ compliance น้อยที่สุดความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.3 (ง) ความต้องการ compliance น้อยที่สุดความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.15	23
25	การวิเคราะห์แบบ Topology and sizing optimization (ก) ความต้องการน้ำหนักน้อยที่สุด ค่าระยะยืดมากสุด น้อยกว่า 0.3 (ข) ความต้องการ compliance น้อยที่สุดความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.15	24
26	การวิเคราะห์แบบ ฟรีไซซิ่ง ออฟติไมส์เซชัน ค่าความต้องการ น้ำหนักน้อยที่สุด ระยะยืดมากสุด น้อยกว่า 0.3	25
27	การปรับเปลี่ยนขนาดโครงสร้าง โดยกำหนดระยะยืดตัวคงที่ (Sizing optimization with displacement constrain) (ก) แผ่นบาง 0.8 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.27 กิโลกรัม (ข) แผ่นบาง 0.85 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.25 กิโลกรัม (ค) แผ่นบาง 1.67 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.28 กิโลกรัม (ง) แผ่นบาง 2.48 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.31 กิโลกรัม	26

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
28	การปรับเปลี่ยนขนาดของโครงสร้างโดยกำหนดให้มีเสถียรภาพคงที่ (Sizing optimization with stability constraints) (ก) แผ่นบาง 1.18 มิลลิเมตร ขอบหนา 0.87 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.44 กิโลกรัม (ข) แผ่นบาง 1.25 มิลลิเมตร ขอบหนา 0.76 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.44 กิโลกรัม (ค) แผ่นบาง 0.93 มิลลิเมตร ขอบหนา 1.29 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.25 กิโลกรัม (ง) แผ่นบาง 1.00 มิลลิเมตร ขอบหนา 0.69 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.17 กิโลกรัม	28
29	ผลเปรียบเทียบการวิเคราะห์ทั้ง 4 รูปแบบ	29
30	(ก) ประตูห้องโดยสารของอากาศยาน (ข) คานในแนวนอนของประตูห้องโดยสารของอากาศยาน	30
31	รูปแบบของโครงสร้างคานประตูห้องโดยสารอากาศยานจากการะบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน	31
32	รูปแบบของโครงสร้างคานประตูห้องโดยสารอากาศยานจากการะบวนการ Free sizing optimization	31
33	ลักษณะของปีก บ.ทอ 6 มีความยาวของปีกทั้งหมดมีค่าเท่ากับ 3.82 เมตร	34
34	โคนปีก บ.ทอ 6 ซึ่งใช้แพนอากาศ NACA 64212 มีความยาวคอร์ด 1.5 เมตร	35
35	ปลายปีก บ.ทอ 6 ซึ่งใช้แพนอากาศ NACA 64210 ซึ่งมีความยาวคอร์ด 1 เมตร	35
36	การประกอบปีกเข้ากับลำตัวเป็นแบบแกนปีกเข้าไปชนกันภายในลำตัว	35
37	แกนปีกด้านหน้า, แกนปีกหลัก และแกนปีกด้านหลังของปีก บ.ทอ 6	36
38	ลักษณะพื้นที่หน้าตัดของแกนปีกด้านหน้าของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6	36
39	ลักษณะพื้นที่หน้าตัดขวางของแกนปีกด้านหลังของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6	37
40	ลักษณะพื้นที่หน้าตัดขวางของแกนปีกหลักของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ซึ่งมี 2 ลักษณะพื้นที่หน้าตัดเป็นตัว I และตัว C	37
41	แบบจำลองปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่สร้างด้วยโปรแกรม Solidworks ที่มีลักษณะเป็นแผ่นบางเรียบ	38

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
42	รูปแบบโดยรวมของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่สร้างด้วยโปรแกรม Solidworks ที่มีเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลมที่แกนปีกหลักเพื่อลดน้ำหนักของโครงสร้าง	38
43	รูปแบบปีก บ.ทอ 6 ที่เป็นโครงข่าย ,มี 21326 เอลิเมนต์ และ 20678 จุดต่อ	39
44	รูปแบบปีก บ.ทอ 6 ที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบาเป็นวงกลมในรูปแบบของโครงข่าย มี 16946 เอลิเมนต์ 16601 จุดต่อ	40
45	กราฟแสดงภาระกรรมที่เกิดกับโครงสร้างอากาศยานเทียบกับความเร็ว มีค่ามากสุดอยู่ที่ +6g และ -3g	41
46	การทดสอบปีกอากาศยานแบบ วิฟเฟอล์ทรี และภารกรรมที่กระทำกับโครงสร้างปีก	42
47	การจำลองภารกรรมที่ตำแหน่งของกงปีก	42
48	บริเวณที่กำหนดเงื่อนไขสมมาตรที่แกนปีกหลัก	43
49	กำหนดเงื่อนไขบริเวณโคนแกนปีกด้านหน้าและแกนปีกด้านหลัง	43
50	กำหนดเงื่อนไขบริเวณด้านบนของแกนปีกหลัก	44
51	ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 50% สีแดงหมายถึงบริเวณที่ยังต้องคงอยู่ไว้ สีน้ำเงินคือบริเวณที่สามารถดึงเอลิเมนต์ออกได้ ในการวิเคราะห์ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1676 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 2.3 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 15.75%	45
52	ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 40% ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,202 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.95 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 27% รูปแบบที่ได้มีลักษณะคล้ายโครงข้ออ่อนตลอดแนวแกนปีก	45

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
53	ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 30% ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,356 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.85 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 32.23% มีลักษณะคล้ายโครงข้ออ่อนตลอดแนวแกนปีก	46
54	ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 20% ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 456 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.38 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 49.45% ลักษณะที่ได้ไม่เป็นโครงข้ออ่อน	46
55	แบบจำลองปีก บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 40%	47
56	รูปแบบปีก บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 40% ในรูปแบบของโครงข่าย	48
57	ระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +4g	53
58	แสดงระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +3g	54
59	แสดงระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +2g	55
60	แสดงระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +1g	56

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
61	(1) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นแบบวอนมิส ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน (2) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิด ขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน (3) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน Y เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน (4) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน (5) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวาง ของโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับ โครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน (6) เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับ โครงสร้าง ที่เกิดขึ้นกับ โครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน	57
62	(1) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นแบบวอนมิส ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม (2) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับ โครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม (3) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน Y เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม (4) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม(5) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางของโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับ โครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม (6) เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างที่เกิดขึ้นกับ โครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบ ตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม	61

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่		หน้า
63	(1) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นแบบวอนมิส ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกโครงข้ออ่อน (2) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกโครงข้ออ่อน (3) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน Y เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกโครงข้ออ่อน (4) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีก ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกโครงข้ออ่อน (5) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางของโครงสร้างปีก ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกโครงข้ออ่อน (6) เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกโครงข้ออ่อน	64
64	รูปแบบของการแปลงค่าความเค้นแนวแกน X และแนวแกน Y เป็นค่าตามแนวแกนของโครงข้ออ่อน	69

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

Compliance	=	ค่าที่ยอมรับได้
V_c	=	ค่าความหนาแน่นเอลิเมนต์
Ω	=	พื้นที่ออกแบบ
F	=	แรงกระทำ
K	=	ค่าความแข็งของวัสดุ
u	=	ระยะโก่งตัว
σ	=	ความเค้น
σ_{max}	=	ความเค้นสูงสุด
σ_o	=	ความเค้าเริ่มต้น
E	=	ค่าคงที่ความยืดหยุ่น (Young's modulus)
dof	=	ระดับความเสรี (Degree of freedom)
ρ	=	ค่าคงที่ความหนาแน่น
M	=	น้ำหนัก
V	=	ปริมาตร
FEA	=	Finite element analysis
P1	=	ค่าความเค้นหลัก (Principle stress 1)
P2	=	ค่าความเค้นรอง (Principle stress 2)
Nx	=	ค่าความเค้นตามแนวแกน X
Ny	=	ค่าความเค้นตามแนวแกน Y
Sxy	=	ค่าความเค้นเฉือน
Pa	=	หน่วยวัดค่าความดันและความเค้น
δ_{max}	=	ระยะโก่งสูงสุด

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของแกนปีกอากาศยาน กองทัพอากาศแบบที่ 6

Topology Optimization RTAF6 Main Spar

คำนำ

เนื่องจากกองทัพอากาศได้มีโครงการสร้างอากาศยานฝึกนักบินโดยสร้างอากาศยานต้นแบบจำนวน 1 เครื่อง คือ บ.ชอ 2 ดังภาพที่ 1 ในปี พ.ศ. 2548 อากาศยานแบบ บ.ชอ 2 นั้นเป็นการสร้างแบบวิศวกรรมย้อนกลับ (Reverse engineering) โดยให้กรมช่างอากาศเป็นหน่วยที่รับผิดชอบในการสร้างอากาศยานต้นแบบ ซึ่งได้ใช้งบประมาณของกระทรวงกลาโหมตั้งแต่ปี พ.ศ. 2548 จนถึง พ.ศ. 2550 และได้ทำการขึ้นบินแล้วในปี พ.ศ. 2551 กรมช่างอากาศจึงได้นำประสบการณ์และความรู้ในการสร้าง บ.ชอ 2 มาประยุกต์ใช้ในการสร้างอากาศยานที่มีสมรรถนะที่สูงกว่า ก็คือ บ.ทอ.6 ตั้งแต่ปี พ.ศ. 2551 เป็นต้นมา ซึ่งได้มีการปรับปรุงและเปลี่ยนแปลงในส่วนของโครงสร้างและเครื่องยนต์ให้มีกำลังที่สูงขึ้น แต่มีน้ำหนักมากกว่าเครื่องยนต์เดิม ให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นจากเดิมในด้านสมรรถนะอากาศยาน ดังนั้นก็ควรที่จะลดน้ำหนักในส่วนของโครงสร้างเพื่อที่จะทำให้อากาศยานนั้นมีความสามารถที่จะปฏิบัติตามภารกิจฝึกนักบินได้ตามที่กองทัพอากาศต้องการ

ภาพที่ 1 อากาศยานฝึกนักบิน บ.ชอ 2

ที่มา: Royal Thai Air Force (2008)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

วัตถุประสงค์ของการวิจัย

วิทยานิพนธ์เล่มนี้มีวัตถุประสงค์ เพื่อลดน้ำหนักของโครงสร้างแกนปีกลงอย่างน้อย 10% ของน้ำหนักโครงสร้างเดิม โดยต้องการพัฒนาและออกแบบโครงสร้างของแกนปีกของ บ.ทอ 6 จากรูปแบบของแผ่นเรียบตัน (Shear web) เป็นโครงสร้างแบบโครงข้ออ่อน (Truss-like) โดยลักษณะของโครงข้ออ่อนนั้นความเค้นตามแนวแกนซึ่งเป็นความเค้นอัดหรือความเค้นดึงจะมีความโดดเด่นมากกว่าในแนวแกนอื่น และค่าของความเค้นเฉือนจะมีค่าที่เข้าใกล้ศูนย์ และโครงสร้างที่ได้นั้นยังคงความแข็งแรงและความสามารถในการรับภารกรรมต่างๆไว้ โดยการวิเคราะห์ความแข็งแรงจะเป็นการวิเคราะห์ระยะโก่งตัวของปีก และวิเคราะห์ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างปีกโดยค่าของความแข็งแรงที่ได้ออกมานั้นจะต้องมีค่าที่ไม่น้อยกว่าโครงสร้างเดิม

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

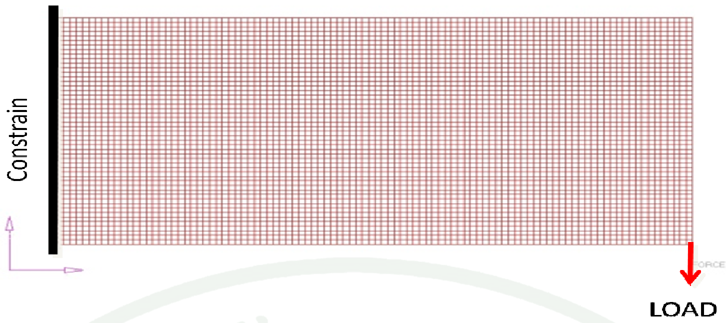
การตรวจเอกสาร

1. การหาค่าความเหมาะสมด้วยวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน (Topology optimization)

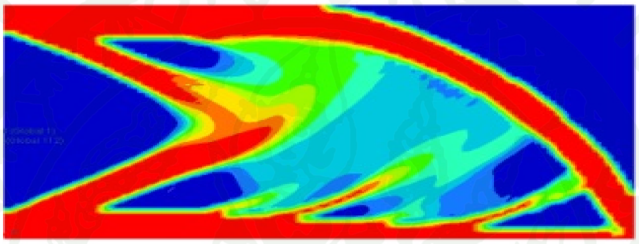
หลักการของการหาค่าความเหมาะสมทางวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน คือ การหาโครงร่างหรือรูปร่างโดยประมาณของวัตถุหรือรูปทรงโดยประมาณของวัตถุหรือโครงสร้างที่ต้องการนำมาใช้งานอย่างใดอย่างหนึ่ง ในมุมมองทางคณิตศาสตร์ปัญหาการออกแบบนี้คือการหาค่าเหมาะสมที่สุด สำหรับโครงสร้างแบบแผ่นนั้นโดยทั่วไปจะแบ่งพื้นที่ออกแบบ (Design domain) ออกเป็นเอลิเมนต์ (Element) เล็กๆ ดังภาพที่ 2 (ก) และได้มีการจำลองภารกรรมลงบนแบบจำลองรวมทั้งสร้างเงื่อนไขในการเคลื่อนที่ให้กับโครงสร้าง เมื่อกระบวนการวิเคราะห์แบบโทโปโลยีออฟติไมส์เซชันเสร็จสมบูรณ์ รูปแบบที่แสดงออกมาจะเป็นตำแหน่งที่สามารถลดพื้นที่ได้ ดังภาพที่ 2 (ข) รูปแบบของโครงสร้างที่ผ่านกระบวนการวิเคราะห์ด้วยวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันเรียบร้อยแล้วนำมาสร้างเป็นแบบจำลองเพื่อทำการวิเคราะห์หาค่าความแข็งแรงและน้ำหนักที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง ดังภาพที่ 2 (ค)

E.L. Cardoso and J.S.O. Fonseca (2003) กระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน มีฟังก์ชั่นเป้าหมายที่นิยมใช้คือค่าพลังงานความเครียด ความถี่ธรรมชาติ และน้ำหนักของโครงสร้าง ส่วนตัวแปรออกแบบที่เป็นไปได้คือความหนาของเอลิเมนต์ หลังจากการหาค่าเหมาะสมที่สุดแล้ว ถ้าเอลิเมนต์ ไหนมีความหนาเข้าใกล้ศูนย์แสดงว่าต้องทำการเจาะรู พื้นที่ตรงนั้น นอกจากนี้ยังสามารถพิจารณาใช้ตัวแปร อื่น เช่นความหนาแน่นของ เอลิเมนต์ ค่ายังโมดูลัสของ เอลิเมนต์ เป็นต้น การหาค่าความเหมาะสมทางวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบ่งเป็น 2 วิธีใหญ่ คือ Solid Isotropic Material with Penalization (SIMP) และEvolutionary Structural Optimization (ESO)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ก)



(ข)

(ค)

ภาพที่ 2 รูปแบบของกระบวนการหาค่าความเหมาะสมทางวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน สำหรับโครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบ (ก) โครงสร้างโครงข่าย (ข) เอลิเมนต์ที่สามารถเอาออกได้และเอลิเมนต์ที่ยังต้องคงอยู่ไว้ (ค) แบบจำลองโครงสร้าง

ที่มา: Mechanical Sciences and Engineering (2003)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

1.1 ESO and SIMP

Solid Isotropic Material with Penalization เป็นการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้าง โดยความต้องการคือ ค่าของ compliance ของพื้นที่ออกแบบนั้นมีค่าน้อยที่สุด โดยจะเปลี่ยนแปลงค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์ (volume fraction) ส่วน Evolutionary Structural Optimization เป็นการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้าง โดยดูค่าของความเค้นแบบวอนมีส (Von mises) และค่า ความเครียดในพื้นที่ออกแบบเป็นหลัก ข้อแตกต่างระหว่าง SIMP กับ ESO นั้นมีดังนี้

วิธี SIMP

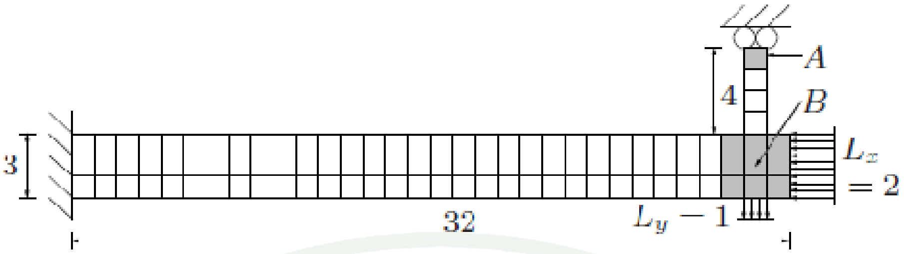
1. ใช้ในการแก้ปัญหาที่เป็นแบบต่อเนื่อง (Continuum Media)
2. ค่าความต้องการของกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน คือค่าของ compliance ที่มีค่าน้อยที่สุด
3. จำนวนเอลิเมนต์ในพื้นที่ออกแบบไม่มีผลกระทบกับผลการคำนวณค่าความ เหมาะสม
4. ให้ผลของรูปร่างที่เหมาะสมมีรายละเอียดที่ชัดเจน

วิธี ESO

1. ใช้ในการแก้ปัญหาที่เป็นแบบโครงสร้าง (Structure) ที่ไม่ต่อเนื่อง
2. ความต้องการของกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันคือการลดจำนวนของเอลิเมนต์ ที่มีค่า strain energy ที่มีค่าน้อยออก
3. การคำนวณรูปร่างที่เหมาะสมนั้น ความแม่นยำจะขึ้นอยู่กับจำนวน เอลิเมนต์ในพื้นที่ออกแบบถ้า เอลิเมนต์ ในพื้นที่ออกแบบ มีจำนวนมากความแม่นยำก็จะมีค่ามากตามไปด้วย
4. ให้ผลของรูปร่างที่เหมาะสมไม่มีรายละเอียดที่ชัดเจน

C.S. Edwards et al. (2003) ในการวิเคราะห์ความแตกต่างระหว่าง SIMP กับ ESO นั้น ใช้โครงสร้างที่เป็น Tie beam มีลักษณะเป็น L-shape และมีข้อกำหนดจุดจับยึด (support) ที่ด้านบนของคาน (beam) แรงที่กระทำต่อ Tie beam มี แรงดึงในแนวดิ่ง (vertical tensile load) และแรงกระทำในแนวระดับ(horizontal load) ค่า ยังโมดูลัส (Young’s modulus) มีค่าเท่ากับ 1 ปัวซองค์เรโซ (Poisson ratio) มีค่าเท่ากับ 0 และมีจำนวนของ เอลิเมนต์ 100 เอลิเมนต์ ลักษณะเป็น เอลิเมนต์สี่เหลี่ยมแผ่นบาง ดังภาพที่ 3 เป็น ลักษณะของTie beam ที่ยังไม่ได้ทำการหาค่าความเหมาะสม และภาพที่ 4 เป็น Tie beam ที่ผ่านการหารูปร่างที่เหมาะสมแล้ว

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 3 Tie beam ที่ยังไม่ได้ทำการหาค่าความเหมาะสม มีค่า volume ของ เอลิเมนต์ เท่ากับ 100 compliance เท่ากับ 390 , strain energy เท่ากับ 38986

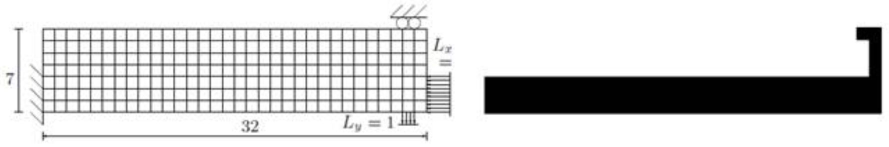
ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)

ภาพที่ 4 โครงสร้าง Tie beam ที่ผ่านการหารูปร่างที่เหมาะสมแล้ว มีค่า volume ของ เอลิเมนต์ เท่ากับ 40 , compliance เท่ากับ 1117 , strain energy เท่ากับ 44684

ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)

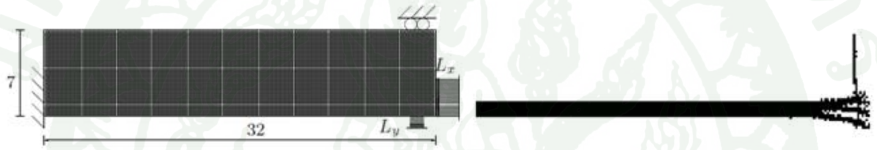
เมื่อใช้ กระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันแบบ ESO ในการหารูปร่างที่เหมาะสมโดยใช้ เอลิเมนต์ที่มีขนาดใหญ่ผลที่ได้ออกมานั้นจะมีลักษณะที่แตกต่างกับลักษณะที่ได้คำนวณไว้ในภาพที่ 4 ซึ่งจะเป็นดังภาพที่ 5 และเมื่อใช้ เอลิเมนต์ ที่มีขนาดเล็ก รูปร่างที่ได้นั้นจะออกมาใกล้เคียงกับภาพที่ 4 ซึ่งจะเป็นดังภาพที่ 6 จากการวิเคราะห์พบว่าเมื่อใช้ เอลิเมนต์ ที่มีขนาดใหญ่นั้นรูปร่างที่ออกมามีค่าของ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 101 และค่า compliance เท่ากับ 396 , ค่า strain energy เท่ากับ 39997 ทำให้มีน้ำหนักที่มากและมีความแข็งแรงที่มาก แต่เมื่อใช้ เอลิเมนต์ ที่มีขนาดเล็ก รูปร่างที่ออกมามีค่า ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 39 และค่า compliance เท่ากับ 1058 ค่า strain energy เท่ากับ 41699 ทำให้มีน้ำหนักที่น้อยลงแต่ความแข็งแรงมีค่าใกล้เคียงกับค่าที่ได้กำหนดไว้คือ ค่า strain energy เท่ากับ 44684

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 5 รูปร่างของ Tie beam แบบ ESO ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดใหญ่ ทำให้ได้ค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 101 และค่า compliance เท่ากับ 396 , ค่า strain energy เท่ากับ 39997

ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)

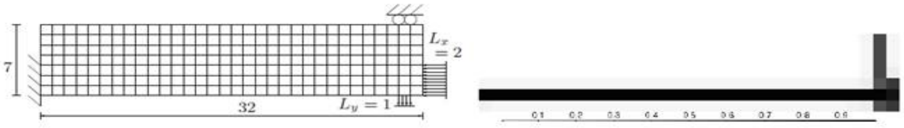


ภาพที่ 6 รูปร่างของ Tie beam แบบ ESO ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดเล็ก ทำให้ได้ค่าของ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 39 และค่า compliance เท่ากับ 1058 , ค่า strain energy เท่ากับ 41699

ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)

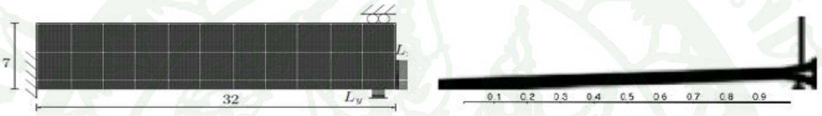
เมื่อใช้วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบบ SIMP ในการหารูปร่างที่เหมาะสมโดยใช้เอลิเมนต์ ที่มีขนาดใหญ่ ผลที่ได้ออกมานั้นจะมีลักษณะที่ใกล้เคียงกับลักษณะที่ได้คำนวณไว้ในภาพที่ 4 ซึ่งจะเป็นดังภาพที่ 7 และเมื่อใช้ เอลิเมนต์ ที่มีขนาดเล็ก รูปร่างที่ได้นั้นจะออกมาใกล้เคียงกับภาพที่ 4 ซึ่งจะเป็นดังภาพที่ 8 จากการวิเคราะห์พบว่าเมื่อใช้ เอลิเมนต์ ที่มีขนาดใหญ่นั้นรูปร่างที่ออกมามีค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 40 และค่า compliance เท่ากับ 1050 , ค่า strain energy เท่ากับ 42214 มีน้ำหนักและความแข็งแรงที่ใกล้เคียงกับค่าที่ได้กำหนดไว้ และเมื่อใช้ เอลิเมนต์ ที่มีขนาดเล็ก รูปร่างที่ออกมามีค่า ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 43 และค่า compliance เท่ากับ 935 , ค่า strain energy เท่ากับ 40996 มีน้ำหนักและความแข็งแรงที่ใกล้เคียงกับค่าที่ได้กำหนดไว้ เช่นกัน

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 7 รูปร่างของ Tie beam แบบ SIMP ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดใหญ่ ทำให้ได้ค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 40 และค่า compliance เท่ากับ 1050 ค่า strain energy เท่ากับ 42214

ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)



ภาพที่ 8 รูปร่างของ Tie beam แบบ SIMP ที่ใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ ขนาดเล็ก ทำให้ได้ค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 43 และค่า compliance เท่ากับ 935 ค่า strain energy เท่ากับ 40996

ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)

การวิเคราะห์เปรียบเทียบผลระหว่าง SIMP กับ ESO สรุปได้ดังนี้คือ เมื่อใช้วิธี SIMP ขนาดของ เอลิเมนต์ นั้นไม่มีผลกระทบต่อรูปร่างที่เหมาะสมไม่ว่าจะใช้ขนาดของ เอลิเมนต์ที่มีขนาดใหญ่หรือเล็กก็ตาม ส่วนวิธี ESO นั้นขนาดของ เอลิเมนต์ มีความจำเป็นต่อผลที่ออกมาถ้ามีขนาดของ เอลิเมนต์ ใหญ่ผลที่ออกมานั้นจะขาดความแม่นยำ แต่เมื่อใช้ เอลิเมนต์ ขนาดเล็ก รูปร่างที่ออกมานั้นจะมีความแม่นยำมากขึ้น ดังนั้นในงานวิจัยการวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของโครงสร้างปีกอากาศยานแบบ บ.ทอ 6 จึงเลือกใช้ กระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันแบบ SIMP เนื่องจากการวิเคราะห์ด้วยวิธี ESO นั้นจะต้องใช้เอลิเมนต์บนพื้นที่ออกแบบจำนวนมาก คอมพิวเตอร์ที่ใช้ประมวลผลนั้นมีค่าความสามารถที่ไม่เพียงพอ และรูปแบบที่ได้ออกมามาจากวิธี SIMP มีรูปแบบที่ชัดเจนดังนั้นจึงมีความแม่นยำที่จะออกแบบสร้างชิ้นงานที่สมบูรณ์แบบในขั้นตอนถัดไป

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

2. กระบวนการ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบบ SIMP

M.P. Bendsφe and O.sigmund (2003) SIMP คือการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้างแบบต่อเนื่องโดยต้องการค่าความต้อง โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันคือ compliance น้อยที่สุดและกำหนดค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ตามที่เป็นค่าที่สามารถปรับเปลี่ยนได้ โดยค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์นั้น คือ อัตราส่วนระหว่าง ความหนาแน่นของ เอลิเมนต์ ที่สามารถดึงออกได้ต่อความหนาแน่นของ เอลิเมนต์ทั้งหมด และวิธี SIMP นี้จะให้รูปร่างค่าความเหมาะสมที่ละเอียดและไม่มีข้อจำกัดด้วยจำนวนของโครงข่าย (Mesh) โดยกำหนดการหาค่าที่เหมาะสมในสมการที่ 1 คือ

Min: C

Subject to: $V<V_c$ (1)

Vector coordinates $\xi \in \Omega$

เมื่อ C= Compliance

V= Volume fraction

V_c= Volume fraction of compliance

ξ =Vector coordinates

Ω = Design domain

กำหนดสมการ ไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite element) ในสมการที่ 2

$$F = Ku \tag{2}$$

เมื่อ K = Global stiffness matrix

F = Load vector

u = Displacement

stiffness matrix สามารถเขียนให้อยู่ในเทอมของ x

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

$$K_i = x_i^p K_0$$

เมื่อ $x_i \in (0,1]$

K_0 = Element stiffness constant

กำหนดสมการ Compliance ในสมการที่ 3

$$C_p = F^T u = u^T K u = \sum_i x_i^p u_i^T K_0 u_i \tag{3}$$

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เมื่อ p = Penalised by power-low (p~3)

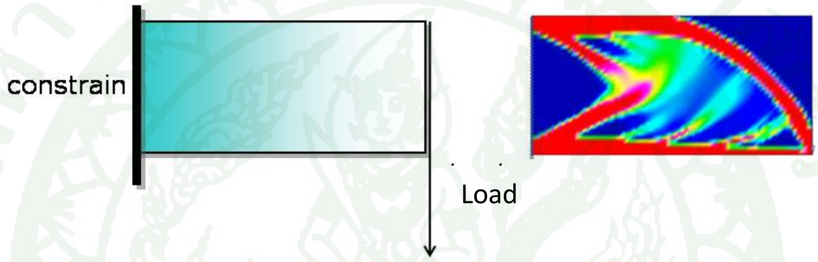
กำหนดกระบวนการ SIMP optimization เพื่อหาค่าโทโปโลยี ตามสมการ 4

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

$$\text{subject to} : V(x) \le V_c \qquad (4)$$

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

รูปแบบที่ได้จากกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบบ SIMP จะมีลักษณะดังภาพที่ 9



ภาพที่ 9 กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบบ SIMP ที่มีค่า ความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 45% และค่าของ compliance เท่ากับ 562

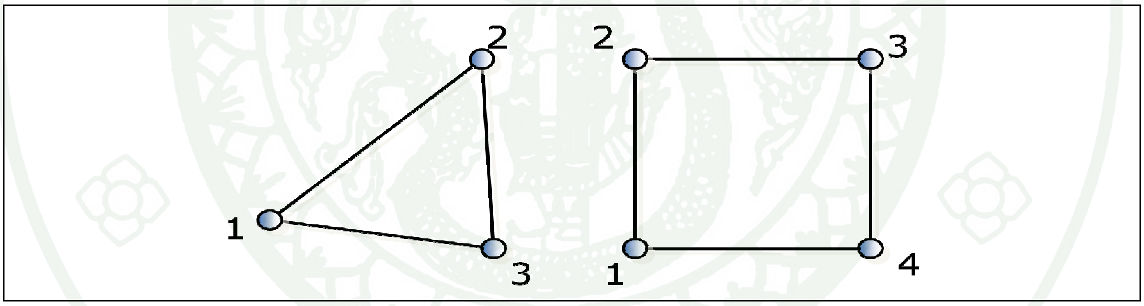
ที่มา: Department of Mechanical Engineering University of Bath (2003)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

3. เอลิเมนต์

ศุภชัย และ สถาพร (2549) อธิบายถึงการเลือกใช้ชนิดของเอลิเมนต์ ในการสร้างโครงร่างตาข่ายด้วยชิ้นประกอบที่เหมาะสม โดยจะส่งผลต่อความถูกต้องในการคำนวณ และส่งผลต่อความแม่นยำในการจำลองสถานการณ์ต่าง ๆ ซึ่งในโปรแกรมวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์โดยทั่วไปจะใช้เอลิเมนต์ 4 แบบ ได้แก่ เอลิเมนต์ลำดับที่หนึ่งทรงสี่หน้า, เอลิเมนต์ลำดับที่สองทรงสี่หน้า เอลิเมนต์ลำดับที่หนึ่งแบบพื้นผิวสามเหลี่ยม และเอลิเมนต์ลำดับที่สองแบบพื้นผิวสามเหลี่ยม (Tetrahedral Solid) จะเหมาะสำหรับชิ้นงานทรงตัน และใช้เอลิเมนต์พื้นผิวสามเหลี่ยม (Triangular Shell) สำหรับชิ้นงานผิวบาง

3.1 2D-Pshell element เป็น เอลิเมนต์ลำดับที่หนึ่ง มีทั้งแบบทรงสี่หน้าและแบบพื้นผิวสามเหลี่ยมดังภาพที่ 10 โดยการรับแรง, stiffness matrix และรูปแบบของความเค้น (Stress) เหมือนกับเอลิเมนต์ที่ใช้กันทั่วๆไปในโปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์ คือ QUARD4 และ TRI3



ภาพที่ 10 รูปแบบของ เอลิเมนต์ ที่เป็นพื้นผิวสามเหลี่ยมและแบบทรงสี่หน้า

ที่มา: ศุภชัย และ สถาพร (2549)

3.2 วิเคราะห์ความแตกต่างของ เอลิเมนต์ ระหว่าง 2D-Pshell element และ QUARD4 เป็นการเปรียบเทียบค่าระยะยืดตัวตามแนวแกน X และค่าความเค้น ในรูปแบบของแผ่นเรียบและมีช่องว่างเป็นรูปวงกลมตรงกลาง การวิเคราะห์จะแบ่งโครงสร้างแผ่นเรียบนั้นออกเป็นสี่ส่วน เนื่องจากผลการคำนวณค่าระยะยืดและค่าความเค้นจะมีค่าที่เท่ากันทั้งสี่ส่วน รูปแบบของแผ่นเรียบเป็นดังภาพที่ 11 เอลิเมนต์ที่ใช้นั้นจะเป็นแบบ QUARD4 ทั้งหมด และแบบ 2D-Pshell ที่เป็นสี่เหลี่ยมทั้งหมดและ 2D-Pshell ที่ผสมกันระหว่าง เอลิเมนต์ที่เป็นสี่เหลี่ยมและสามเหลี่ยม

ดังภาพที่ 12(ก) โดยจะเปรียบเทียบกับการคำนวณค่าความเค้นตามสมการที่ 5 แสดงในภาพที่ 12(ข) และคำนวณระยะยืดตัวตามสมการที่ 6 ได้ผลแสดงในภาพที่ 12(ค)

Experimental of far field stress (ความเค้นห่างไกล)

$$\sigma_{max} = (1+2\frac{a}{b})\sigma_0 \qquad (5)$$

a = ความกว้างของขอบรูชิ้นทดสอบ

b = ความยาวของขอบรูชิ้นทดสอบ

σ_{max} = ความเค้นสูงสุด

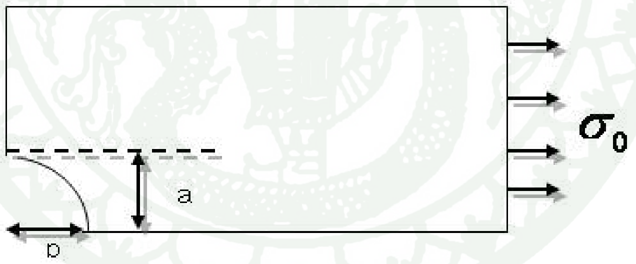
σ_0 = ความเค้นที่ให้กับชิ้นทดสอบ

Displacement (ระยะยืด)

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \qquad (6)$$

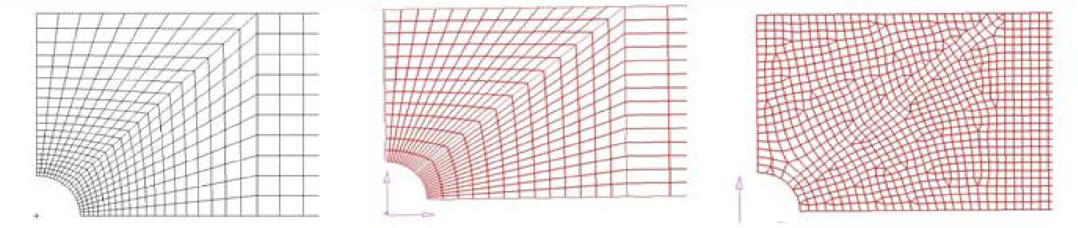
ε = strain

E= 210 GPa



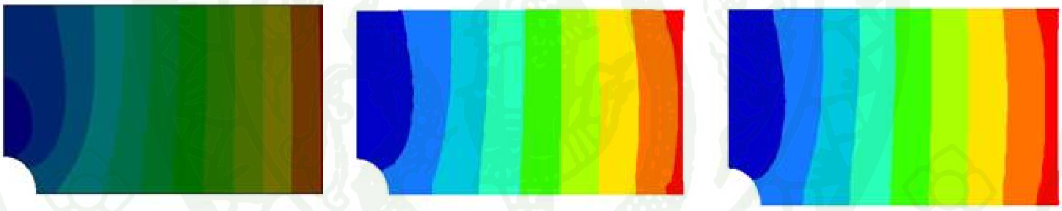
ภาพที่ 11 โครงสร้างทดสอบความเค้นและระยะยืดตัว

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ก)

(ข)



(ค)

ภาพที่ 12 (ก) รูปแบบของ เอลิเมนต์ ที่เป็นแบบ QUAD4 และ 2D-Pshell ที่เป็นแบบสี่เหลี่ยมและแบบผสมกันระหว่างสี่เหลี่ยมกับสามเหลี่ยม

(ข) รูปแบบของความเค้นในแนวแกนตามยาวของชิ้นทดสอบที่เป็นแบบ QUAD4 และ 2D-Pshell ที่เป็นแบบสี่เหลี่ยมและแบบผสมกันระหว่างสี่เหลี่ยมกับสามเหลี่ยม

(ค) รูปแบบระยะยืดตัวตามยาวของชิ้นทดสอบที่เป็นแบบ QUAD4 และ 2D-Pshell ที่เป็นแบบสี่เหลี่ยมและแบบผสมกันระหว่างสี่เหลี่ยมกับสามเหลี่ยม

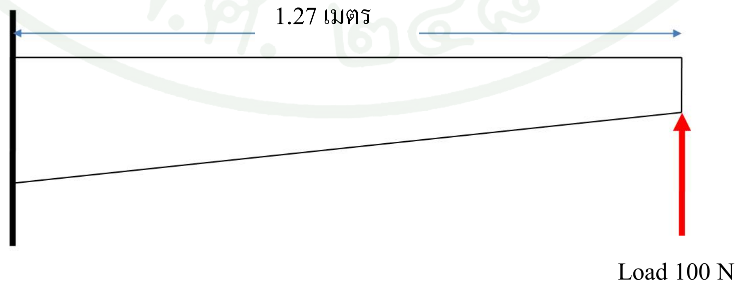
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ตารางที่ 1 เปรียบเทียบค่าความเค้นและระยะยืดตัว

Stress X axis	QUAD4	2-D Pshell 4 node	2-D Pshell Mix	Analytical Solution
Max.	66.9 MPa	63.4 MPa	58.2 MPa	60 MPa
Min	20.0 MPa	20.6 MPa	19.8 MPa	20.0 MPa
Strain X	9.52E-4	9.809E-4	9.42E-4	9.52E-4
Displacement	0.952 mm	0.9809 mm	0.942 mm	0.952 mm

จากตารางที่ 1 สามารถวิเคราะห์ได้ว่าเอลิเมนต์ที่เป็นแบบ QUAD4 ให้ข้อมูลของระยะยืดตามแนวแกน X เท่ากับผลการคำนวณแต่ความเค้นสูงสุดในแนวแกน X มีค่าแตกต่างจากความเค้นที่ได้จากการคำนวณมากส่วนการใช้ เอลิเมนต์ที่เป็น 2D-Pshell นั้นจะได้ค่าออกมาใกล้เคียงกับผลการคำนวณ ดังนั้นจึงสามารถใช้ เอลิเมนต์ ชนิดนี้ในการวิเคราะห์ความแข็งแรงได้

การวิเคราะห์ระยะโก่งตัวระหว่างเอลิเมนต์ที่เป็น QUAD4 กับ 2D-Pshell แบบจำลองที่เลือกใช้เป็นรูปแบบของคานมีความยาว 1.27 เมตร หนา 1 มิลลิเมตร แรงกระทำที่ให้มีค่า 100 นิวตันในทิศทางของการดันขึ้นด้านบนดังภาพที่ 13 มีค่า Young'modulus 205 GPa และค่าโมเมนต์ ออฟอินนิเชียร์ เฉลี่ยเท่ากับ 0.81×10^{-6} m^4 การเปรียบเทียบลักษณะเอลิเมนต์ ดังภาพที่ 14 เปรียบเทียบแถบสี่ระยะโก่งตัวที่เกิดกับโครงสร้างคาน ดังภาพที่ 15 และแถบสีแสดงค่าความเค้นแบบวอนมีสดังภาพที่ 16 แล้วแสดงค่าระยะโก่งตัวและความเค้นที่เกิดกับโครงสร้างคาน ดังตารางที่ 2



ภาพที่ 13 โครงสร้างทดสอบระยะโก่ง

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

การคำนวณระยะโก่งของคาน ดังสมการที่ 7

$$\delta_{max} = \frac{Pl^3}{3EI} \tag{7}$$

δ_{max} = ระยะโก่งมากสุด

P = แรงกระทำ

l = ความยาวของคาน

E = Young'modulus 205 GPa

I = moment of initial

การคำนวณค่าความเค้นที่บริเวณโคนของคาน ดังสมการที่ 8

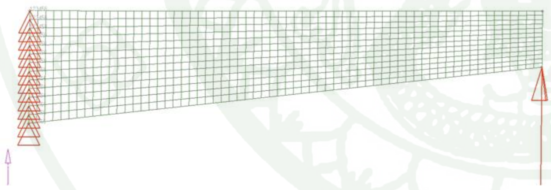
$$\sigma_{max} = \frac{Mc}{I} \tag{8}$$

σ_{max} = ค่าความเค้นสูงสุด

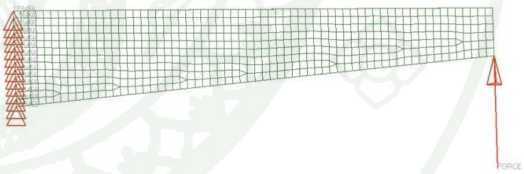
M = โมเมนต์ที่เกิดกับโครงสร้าง

C = ระยะความสูงของคาน

ที่มา: T.H.G. Megson, Elsevier Ltd (2007)



(ก)

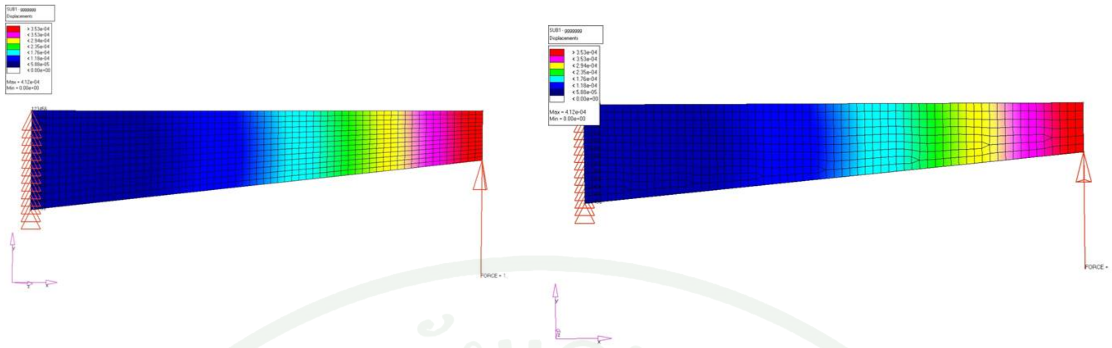


(ข)

ภาพที่ 14 (ก) เอลิเมนต์ QUAD4

(ข) 2D-Pshell เอลิเมนต์

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

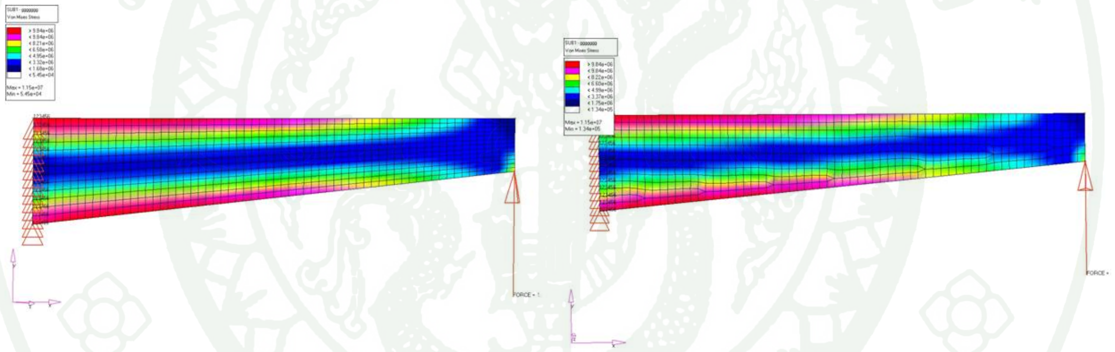


(ก) (ข)

ภาพที่ 15 แถบสีระยะโก่งที่เกิดกับโครงสร้างคาน

(ก) เอลิเมนต์ QUAD4

(ข) 2D-Pshell เอลิเมนต์



(ก) (ข)

ภาพที่ 16 แถบสีความเค้นแบบวอนมีสที่เกิดกับโครงสร้างคาน

(ก) เอลิเมนต์ QUAD4

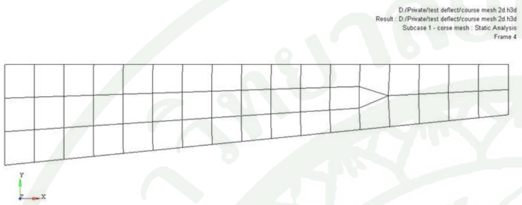
(ข) 2D-Pshell เอลิเมนต์

ตารางที่ 2 เปรียบเทียบระยะโก่งตัวและความเค้นของแบบจำลองคาน

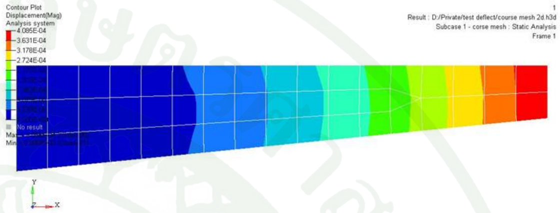
ลักษณะเอลิเมนต์	QUAD4	2D-Pshell	Analytical Solution
ระยะโก่ง (เมตร)	4.12×10^{-4}	4.15×10^{-4}	4.11×10^{-4}
ความเค้นแบบวอนมีส	1.15×10^{7} Pa	1.15×10^{7} Pa	1.15×10^{7} Pa

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

จากตารางที่ 2 ระยะโก่งตัวในแบบจำลองคานที่มีเอลิเมนต์เป็น QUAD4 และ 2D-Pshell มีค่าใกล้เคียงกับการคำนวณ แต่เอลิเมนต์ที่เป็น 2D-Pshell มีค่าที่มากกว่าดังนั้นจึงได้ทำการลดจำนวนโครงข่ายของเอลิเมนต์แบบ 2D-Pshell เพื่อปรับให้มีค่าของ stiffness ให้มีความใกล้เคียงกับ QUAD4 และการคำนวณ รูปแบบของคานที่ลดจำนวนของโครงข่ายและแถบสีของระยะโก่งตัวดังภาพที่ 17



(ก)



(ข)

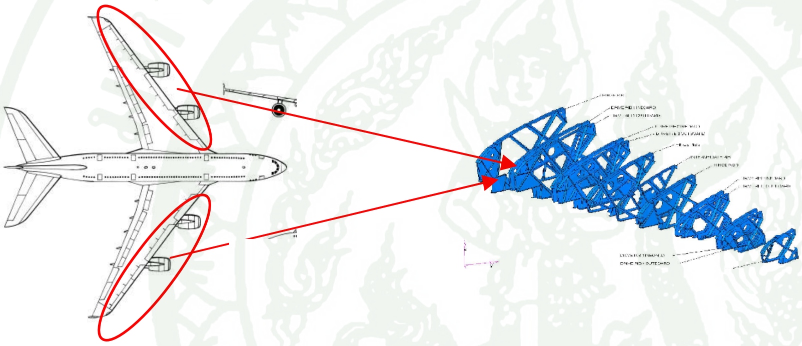
ภาพที่ 17 (ก) รูปแบบคานที่มีจำนวนโครงข่ายลดลง
(ข) แถบสีแสดงค่าการโก่งตัวของโครงสร้างคานที่มีจำนวนโครงข่ายลดลง

จากที่ได้ทำการลดจำนวนโครงข่ายของคานที่ใช้เอลิเมนต์ 2D-Pshell ได้ค่าของระยะโก่งที่เท่ากับแบบ QUAD4 และการคำนวณคือ 4.11×10^{-4} เมตร ดังนั้นการเลือกใช้เอลิเมนต์ที่เป็น 2D-Pshell จึงไม่ต้องการเอลิเมนต์ที่มีจำนวนมาก ซึ่งเป็นข้อได้เปรียบกับการใช้เอลิเมนต์แบบ QUAD4 คือเป็นการลดเวลาในการประมวลผลและลดการใช้หน่วยความจำของเครื่องคอมพิวเตอร์ที่ใช้คำนวณ ดังนั้นการเลือกใช้เอลิเมนต์แบบ 2D-Pshell ในการสร้างแบบจำลองปีกอากาศยานก็จะให้ความแม่นยำในส่วนของค่าความเค้นแบบวอนมีสแต่จะมีระยะโก่งที่มากขึ้น

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

4. Airbus A380 Droop Nose Rib

Airbus UK Ltd. (2002) ได้สร้างอากาศยานโดยสารขนาดใหญ่คือ Airbus A380 ซึ่งเป็นอากาศยานโดยสารที่มีขนาดใหญ่ที่สุดในปัจจุบัน จึงมีการวิจัยเพื่อที่จะลดน้ำหนักของโครงสร้างอากาศยานให้มีความสามารถในการรับน้ำหนักผู้โดยสารหรือสัมภาระได้มากขึ้น บริษัท Airbus ได้ใช้กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ในการหาโครงสร้างที่มีน้ำหนักเบาและเหมาะสมกับภารกรรมที่โครงสร้างได้รับ ในการวิจัยนี้ได้มีการลดน้ำหนักของโครงสร้างปีก โดยการหารูปแบบโครงสร้างที่เหมาะสมของบริเวณด้านหน้าของกงปีก (Rib) ดังภาพที่ 18

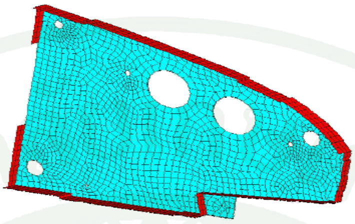


ภาพที่ 18 รูปแบบที่เหมาะสมบริเวณด้านหน้ากงปีก ของ Airbus A380

ที่มา: Airbus UK Ltd. (2002)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

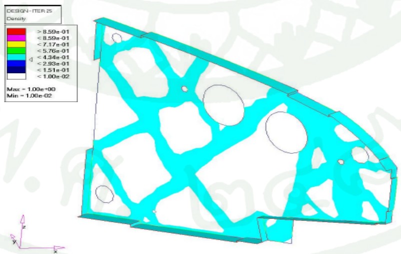
ในการสร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ ในส่วนของบริเวณด้านหน้าของกงปีก ได้ใช้เอลิเมนต์ที่มีลักษณะเป็นแผ่นเรียบ โดยเอลิเมนต์ ที่ใช้นั้นเป็นแบบ 2-D P-shell สามเหลี่ยมและสี่เหลี่ยมผสมกันเพื่อใช้วิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมในขั้นตอนต่อไป ดังภาพที่ 19



ภาพที่ 19 แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ ของบริเวณด้านหน้า กงปีก Airbus A380 ซึ่งใช้ เอลิเมนต์ที่เป็น 2-D Pshell สามเหลี่ยมและสี่เหลี่ยมผสมกัน

ที่มา: Airbus UK Ltd. (2002)

ขั้นตอนต่อจากที่ได้แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ ของบริเวณด้านหน้าของกงปีกแล้วเป็นการกำหนดภาระกรรมที่เกิดขึ้นกับปีก แล้ววิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมด้วยโปรแกรมโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน จะได้ลักษณะรูปร่างของโครงสร้างที่เหมาะสม โดยรูปแบบนั้นจะมีลักษณะที่เหมือนกับโครงสร้างที่เป็น โครงข้ออ่อน ดังภาพที่ 20

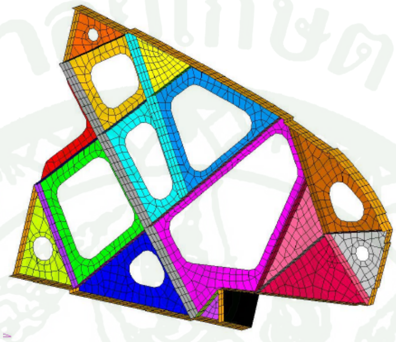


ภาพที่ 20 ลักษณะรูปร่างที่เหมาะสมของบริเวณด้านหน้าของกงปีก Airbus A380 ที่ผ่านโปรแกรมโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยรูปร่างนั้นมีลักษณะเหมือนกับโครงสร้างโครงข้ออ่อน

ที่มา: Airbus UK Ltd. (2002)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เมื่อได้รูปแบบโดยประมาณของโครงสร้างแล้ว นำมาสร้างแบบจำลองและนำไปวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม ไฟไนต์เอลิเมนต์ เพื่อวิเคราะห์ความแข็งแรงที่จะเกิดขึ้นกับโครงสร้างที่มีการเปลี่ยนแปลงรูปร่างไปแล้ว และเมื่อได้ผลออกมาแล้วพบว่าเกิดความเค้นที่มากบริเวณขอบของช่องว่างที่มีการดึงเนื้อวัสดุออก จึงเสริมขอบที่บริเวณช่องว่างนั้นเพื่อให้โครงสร้างมีความแข็งแรงเพิ่มมากขึ้นได้รูปแบบโครงสร้าง ดังภาพที่ 21



ภาพที่ 21 บริเวณส่วนด้านหน้าของกงปีก Airbus A380 ที่ได้วิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมและมีการเพิ่มความแข็งแรงด้วยการขึ้นขอบ

ที่มา: Airbus UK Ltd. (2002)

เมื่อได้โครงสร้างที่มีเหมาะสมและมีค่าความแข็งแรงที่ไม่น้อยกว่าโครงสร้างเดิมแล้ว ขั้นตอนสุดท้ายคือการสร้างชิ้นงาน เนื่องจากเทคโนโลยีของ Airbus นั้นมีความก้าวหน้าจึงสามารถเจาะช่องว่างได้ตามที่กำหนดได้โครงสร้างที่เหมือนกับโครงสร้างที่ได้ออกแบบได้ บริเวณด้านหน้าของปีกนั้นมีขนาดใหญ่และช่องว่างเป็นรูปแบบที่ไม่มาตรฐาน ดังนั้นจึงต้องใช้เครื่อง CNC ในการสร้างชิ้นงานออกมา ดังภาพที่ 22

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ภาพที่ 22 บริเวณด้านหน้าของกงปีก Airbus A380 ที่ได้ผ่านการวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมและความแข็งแรงเรียบร้อยแล้ว

ที่มา: Airbus UK Ltd. (2002)

5. การวิเคราะห์หาโครงสร้างแผ่นเรียบที่เหมาะสมภายใต้ของกำหนดของความแข็งแรงและเสถียรภาพ (Optimization driven design of shell structures under stiffness , strength and stability requirements.)

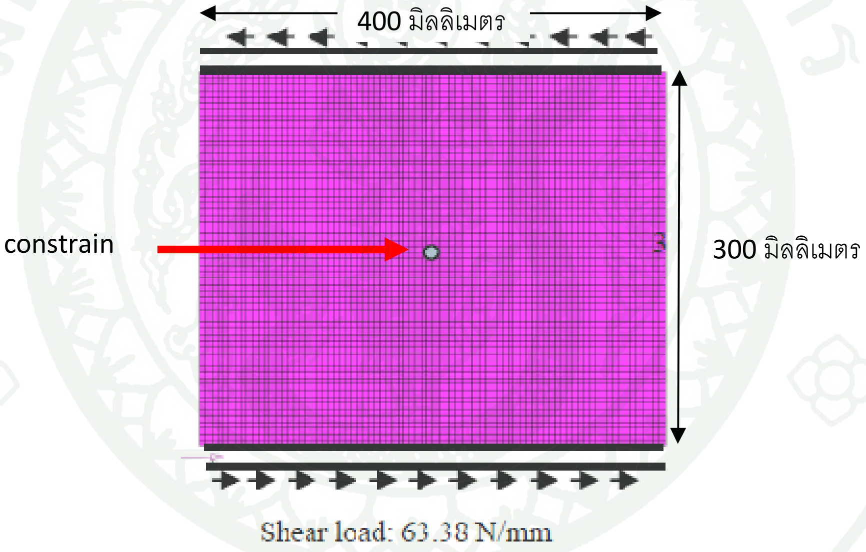
P.Cerveller et al. (2007) ในปัจจุบันความก้าวหน้าทางด้านอุตสาหกรรมอากาศยานมีการเปลี่ยนแปลงไปอย่างรวดเร็วและได้มีความสนใจในการใช้กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน มาวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของชิ้นส่วนอากาศยาน ในงานวิจัยนี้ศึกษาพฤติกรรมของโครงสร้างภายใต้ข้อกำหนดของความแข็งแรงและเสถียรภาพ โดยการสร้างแบบจำลองไฟไนต์ เอลิเมนต์ ที่เป็นสี่เหลี่ยมและมีแรงที่กระทำคือแรงเฉือนและมีรูปแบบของการเปรียบเทียบคือ

1. รูปแบบของวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่พิจารณาช่องว่างที่เกิดขึ้น
2. รูปแบบของ โทโปโลยี ไซส์ ออฟติไมส์เซชัน (Topology-size optimization) ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบ
3. ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน (Free sizing optimization)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

5.1 การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมภายใต้ข้อกำหนดของความแข็งแรง

ในการวิเคราะห์กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่ใช้แนวคิดของ SIMP มีเป้าหมายอยู่ที่รูปแบบของช่องว่างที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง โดยกำหนดความหนาของโครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบให้มีค่าคงที่ มีการสร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ที่เป็นแผ่นสี่เหลี่ยมใช้เอลิเมนต์ทั้งหมด 4,800 เอลิเมนต์ ดังภาพที่ 23 และกำหนดค่าของระยะยืดตัวมากที่สุดอยู่ที่ 0.3 มิลลิเมตร และกำหนดความต้องการของการออฟติไมส์เซชันคือค่าของ compliance ที่มีค่าน้อยที่สุด และในทางกลับกันได้วิเคราะห์หาน้ำหนักที่น้อยที่สุดโดยกำหนดค่าความแข็งแรงไว้คงที่ เมื่อโครงสร้างมีความหนา 2 มิลลิเมตร



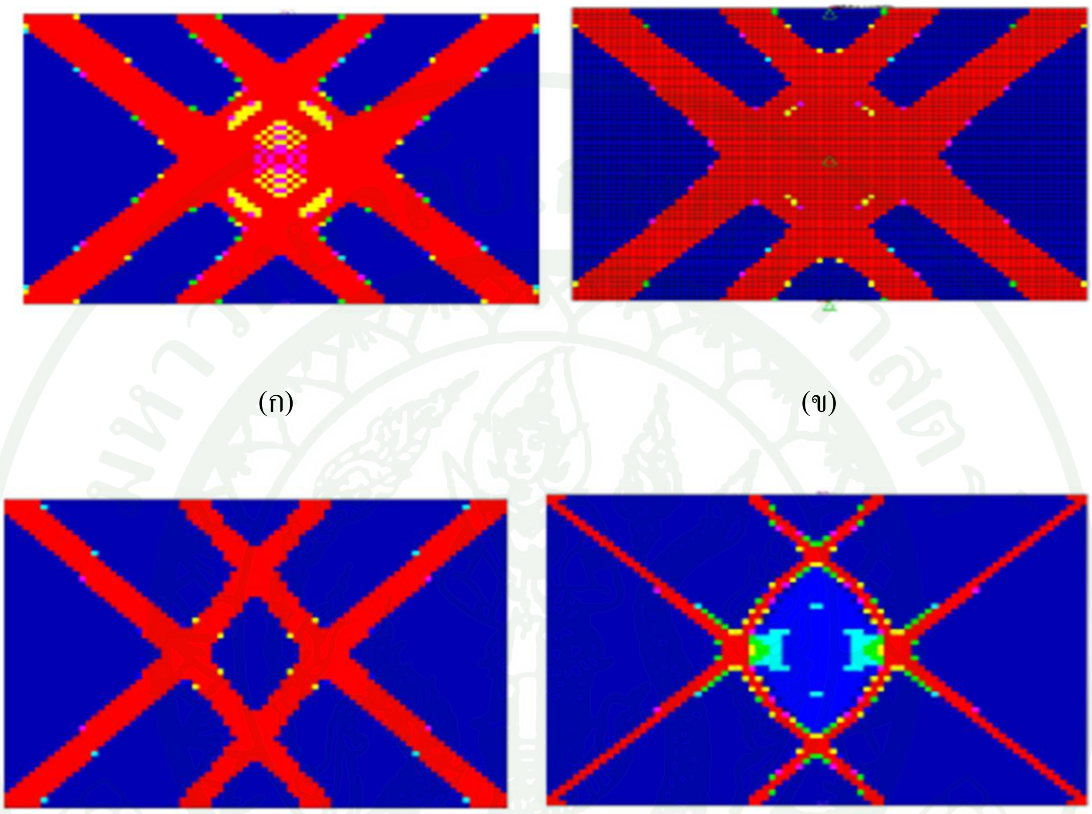
ภาพที่ 23 แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ ที่ใช้ในการวิเคราะห์ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

กระบวนการวิเคราะห์ด้วยวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยกำหนดให้ความหนาของแผ่นเรียบคงที่ได้รูปแบบที่ออกมานั้นจะเป็นโครงสร้างโครงข้ออ่อน มีทิศทางที่ $+45^0/-45^0$ ดังภาพที่ 24 การวิเคราะห์นั้นมีความสมบูรณ์แบบของโครงสร้างมาก และเมื่อกำหนดความหนาแน่นของเอลิเมนต์ให้มีการเปลี่ยนแปลง ลักษณะที่ออกมาจะมีรูปร่างที่คล้ายกัน ระหว่างความต้องการค่าออฟติไมส์เซชันให้มีน้ำหนักน้อยที่สุดกับความต้องการค่าออฟติไมส์เซชันให้มี compliance น้อย

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ที่สุด รูปแบบของโครงสร้างที่แสดงนั้นเป็นโครงข้ออ่อน แต่จะมีขนาดของโครงข้ออ่อนที่แตกต่างกัน



(ก) (ข)

(ค) (ง)

ภาพที่ 24 กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน

(ก) ความต้องการน้ำหนักน้อยที่สุด ระยะยืดมากที่สุดน้อยกว่า 0.3

(ข) ความต้องการ compliance น้อยที่สุด ความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.5

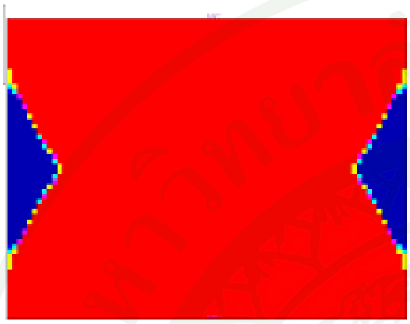
(ค) ความต้องการ compliance น้อยที่สุด ความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.3

(ง) ความต้องการ compliance น้อยที่สุด ความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.15

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ในการวิเคราะห์ต่อไปจะเปลี่ยนแปลงค่าความหนาของโครงสร้าง ด้วยการวิเคราะห์แบบ โทโปโลยี ไซส์ ออฟติไมส์เซชัน พบว่ารูปแบบของโครงสร้างที่ได้ออกมานั้นมีพื้นที่ที่สามารถตัดออกได้น้อยมาก ทั้งในกรณีความต้องการค่าออฟติไมส์เซชันเป็นน้ำหนักที่น้อยที่สุดและในกรณีความต้องการค่าออฟติไมส์เซชันเป็น compliance น้อยที่สุด ดังแสดงในภาพที่ 25



(ก)

(ข)

ภาพที่ 25 การวิเคราะห์แบบ Topology and sizing optimization

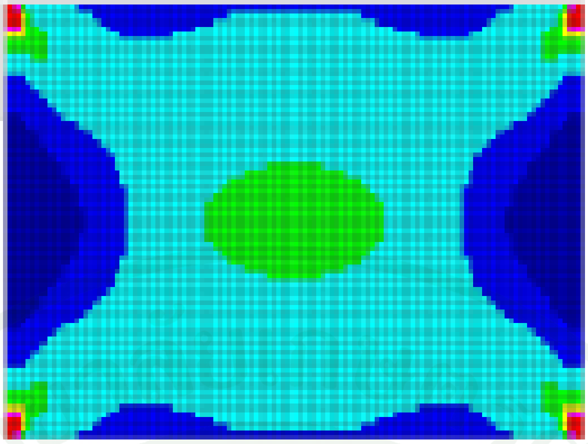
(ก) ความต้องการน้ำหนักน้อยที่สุดค่าระยะยืดมากสุด น้อยกว่า 0.3 มิลลิเมตร

(ข) ความต้องการค่า compliance น้อยที่สุดค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์น้อยกว่า 0.5

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

ถ้ากำหนดให้ความหนาของเอลิเมนต์มีการเปลี่ยนแปลงได้ทุกตำแหน่งของแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ เมื่อใช้กระบวนการ ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน ผลที่ได้ออกมานั้นคือความหนาของเอลิเมนต์ในแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ มีการปรับเปลี่ยนให้เหมาะสมกับการรับแรง ดังภาพที่ 26 และมีลักษณะรูปร่างที่คล้ายกับการวิเคราะห์แบบ โทโปโลยี ไซส์ ออฟติไมส์เซชัน คือความหนาที่มีค่าน้อยที่สุดนั้นจะอยู่ที่ตำแหน่งพื้นที่ที่สามารถตัดออกได้

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



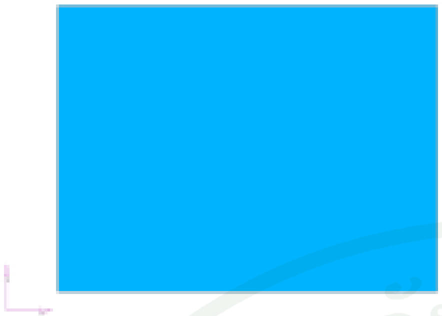
ภาพที่ 26 การวิเคราะห์แบบ ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน ค่าความต้องการออฟติไมส์เซชันเป็น ค่าน้ำหนักน้อยที่สุด ระยะยืดมากที่สุด น้อยกว่า 0.3 มิลลิเมตร

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

จากนั้นนำรูปแบบที่ได้ทั้งหมดมาวิเคราะห์หารูปร่างและขนาดของโครงสร้างแบบ ไซซิง ออฟติไมส์เซชัน (Sizing optimization) เพื่อหาน้ำหนักที่จะเกิดขึ้นกับโครงสร้าง โดยกำหนดค่าของระยะยืดตัวไม่เกิน 0.3 มิลลิเมตร ค่าความต้องการคือได้น้ำหนักที่น้อยที่สุด ผลที่ได้เป็นดังภาพที่ 27 และสิ่งที่นำมาวิเคราะห์คือ

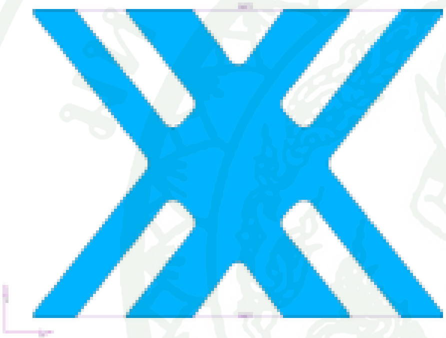
1. รูปแบบของแผ่นเรียบ
2. รูปแบบของ โทโปโลยี ไซส์ ออฟติไมส์เซชัน
3. รูปแบบโครงสร้าง โครงข้ออ่อน ที่ได้จากกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีเนื้อของวัสดุ 50% ของเนื้อวัสดุเดิม
4. รูปแบบโครงสร้างโครงข้ออ่อน ที่ได้จากกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีเนื้อของวัสดุ 30% ของเนื้อวัสดุเดิม

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ก)

(ข)



(ค)

(ง)

ภาพที่ 27 การปรับเปลี่ยนขนาดของโครงสร้าง โดยกำหนดระยะยืดตัวคงที่ (Sizing optimization with displacement constrain)

(ก) แผ่นบาง 0.8 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.27 กิโลกรัม

(ข) แผ่นบาง 0.85 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.25 กิโลกรัม

(ค) แผ่นบาง 1.67 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.28 กิโลกรัม (ง) แผ่นบาง 2.48 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.31 กิโลกรัม

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

5.2 การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมภายใต้ข้อกำหนดของเสถียรภาพ

ในการวิเคราะห์ที่อยู่ภายใต้ข้อกำหนดของความแข็งแรง ผลที่ออกมานั้นได้โครงสร้างที่เป็นโครงข้ออ่อน และในการวิเคราะห์ต่อไปนั้นเป็นการคำนึงถึงเสถียรภาพซึ่งพิจารณาจากกระบวนการ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยกำหนดค่าของการโก่งเดาะ (buckling) วิธีการวิเคราะห์นั้นใช้รูปแบบของโครงสร้างที่ได้มาจากการวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมภายใต้ข้อกำหนดของความแข็งแรงโดยมีรูปแบบเป็นดังต่อไปนี้

1. แบบแผ่นเรียบและมีการขึ้นสันตามลักษณะของโครงสร้างโครงข้ออ่อนที่ได้จากกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน สันที่ทำการขึ้นนั้นมีความสูง 20 มิลลิเมตร โดยกำหนดค่าความหนาทั้งแผ่นเรียบและสันให้มีการเปลี่ยนแปลงได้

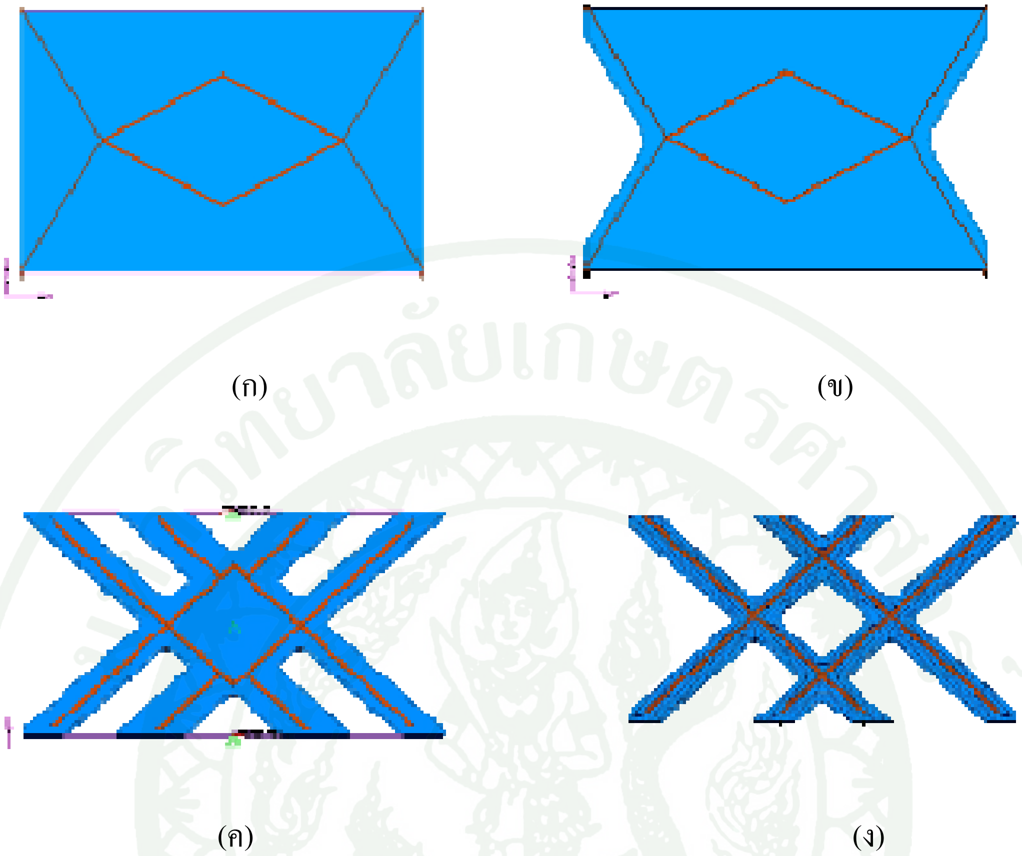
2. รูปแบบที่ได้มาจากกระบวนการ โทโปโลยี ไซส์ ออฟติไมส์เซชัน และมีการขึ้นสันที่เหมือนกัน

3. รูปแบบโครงสร้าง โครงข้ออ่อน ที่ได้จากกระบวนการ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีเนื้อของวัสดุ 50% และมีการขึ้นสัน

4. รูปแบบโครงสร้างโครงข้ออ่อน ที่ได้จากกระบวนการ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีเนื้อของวัสดุ 30% และมีการขึ้นสั้น

โดยค่าความต้องการออฟติไมส์เซชัน เป็นน้ำหนักที่น้อยที่สุดและมีค่าการโก่งเดาะมากกว่า 1 ผลที่ออกมาเป็นดังภาพที่ 28

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 28 การปรับเปลี่ยนขนาดของโครงสร้างโดยกำหนดให้มีเสถียรภาพคงที่ (Sizing optimization with stability constraints)

(ก) แผ่นบาง 1.18 มิลลิเมตร ขอบหนา 0.87 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.44 กิโลกรัม

(ข) แผ่นบาง 1.25 มิลลิเมตร ขอบหนา 0.76 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.441 กิโลกรัม

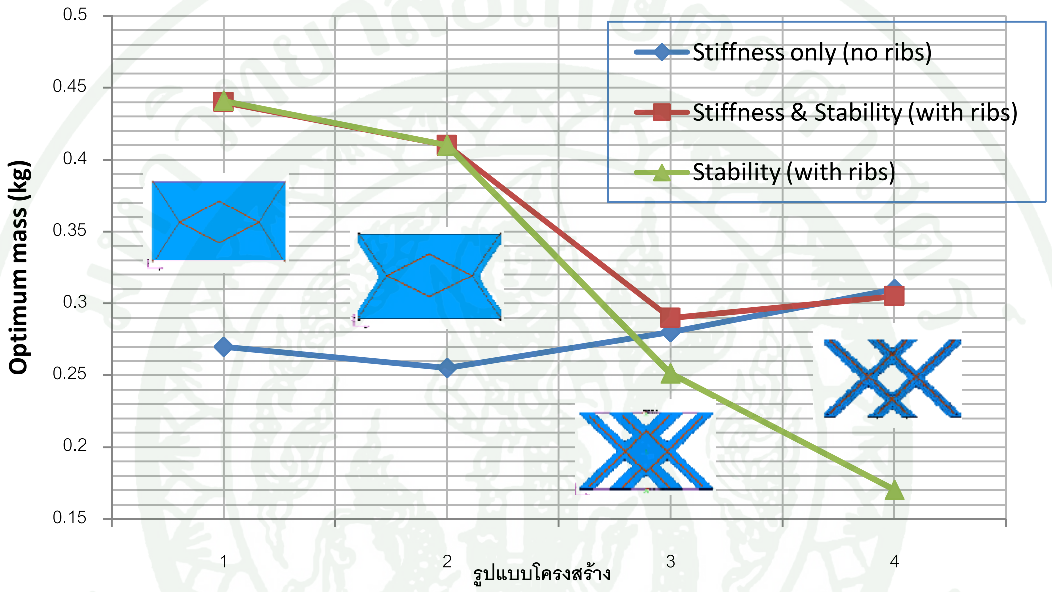
(ค) แผ่นบาง 0.93 มิลลิเมตร ขอบหนา 1.29 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.25 กิโลกรัม

(ง) แผ่นบาง 1.00 มิลลิเมตร ขอบหนา 0.69 มิลลิเมตร น้ำหนัก 0.17 กิโลกรัม

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ในการวิเคราะห์เกี่ยวกับความแข็งแรงและเสถียรภาพนั้นพบว่าเป็นสิ่งที่ตรงกันข้าม คือเมื่อต้องการให้โครงสร้างมีความแข็งแรงเป็นหลักเสถียรภาพจะลดต่ำลง ดังนั้นในการวิจัยนี้ได้เปรียบเทียบหาจุดที่เหมาะสมระหว่างความแข็งแรงกับเสถียรภาพ ดังภาพที่ 29 ในแนวแกนตั้งบอกถึงน้ำหนักของโครงสร้าง ทั้ง 4 รูปแบบที่ได้วิเคราะห์มาในตอนต้น ในแนวแกนนอนบอกถึง การเปลี่ยนแปลงของโครงสร้างในรูปแบบของการวิเคราะห์ทั้ง 4 รูปแบบ



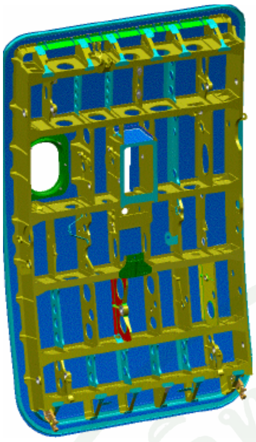
ภาพที่ 29 ผลการเปรียบเทียบการวิเคราะห์ทั้ง 4 รูปแบบ

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

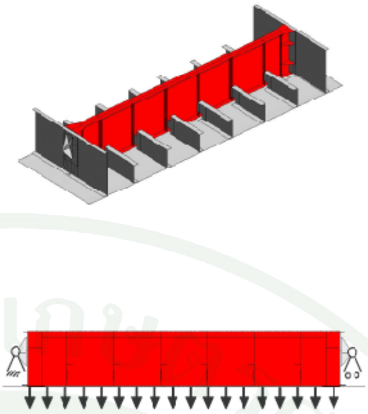
5.3 การวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมของประตูห้องโดยสารอากาศยาน (Passenger door beam)

จากการวิเคราะห์หารูปร่างที่เหมาะสมภายใต้ข้อจำกัดของความแข็งแรงและเสถียรภาพในตอนต้นนั้น จึงได้นำมาประยุกต์ใช้กับส่วนของคานในแนวนอนของประตูอากาศยาน ดังภาพที่ 30 โครงสร้างส่วนนี้ถูกรองรับด้วยผิวด้านนอกของห้องโดยสารมีแรงกระทำเกิดจากความดันที่ถูกถ่ายทอดมายังลำตัวอากาศยาน สิ่งที่จะทำการวิเคราะห์คือ การโก่งเดาะของแผ่นเรียบ (web) โดยมีต้องการให้เกิดการโก่งน้อยที่สุด

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ก)



(ข)

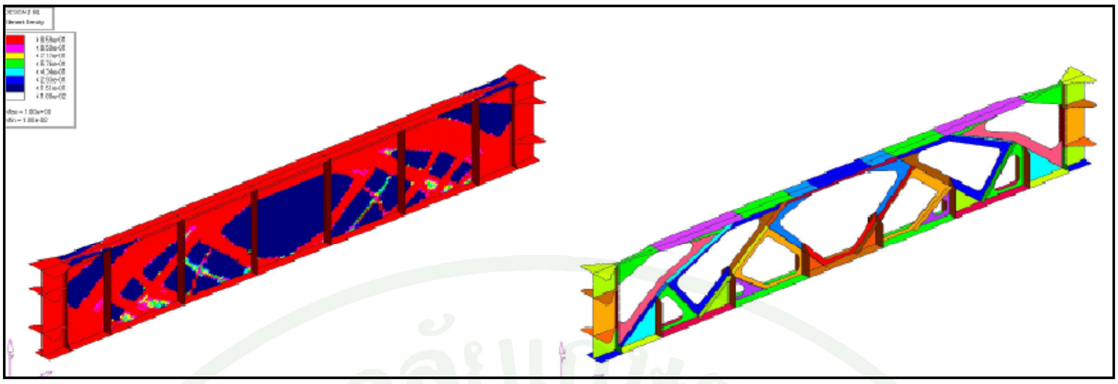
ภาพที่ 30 (ก) ประตูห้องโดยสารของอากาศยาน

(ข) แบบจำลองคานในแนวนอนของประตูห้องโดยสารของอากาศยาน

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

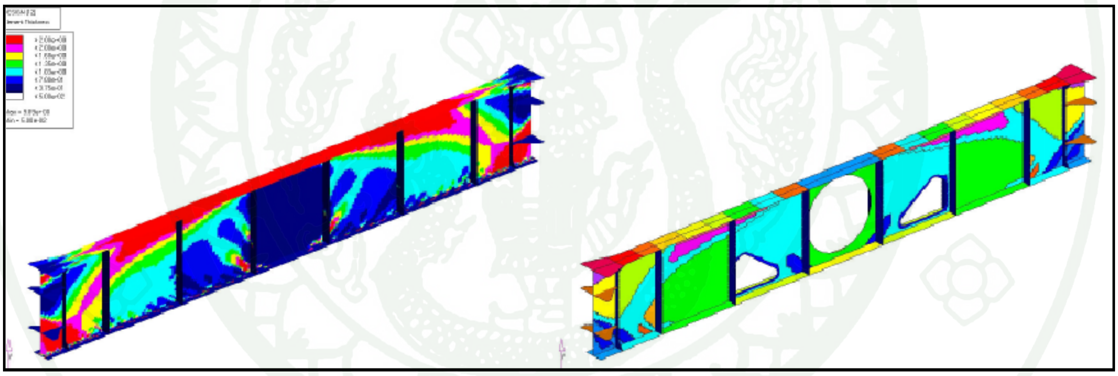
โครงสร้างคานประตูเป็นแผ่นเรียบพื้นที่หน้าตัดเป็นรูปแบบตัวไอ(I shape)โดยกระบวนการวิเคราะห์จะหารูปแบบของช่องว่างที่จะเกิดขึ้นกับโครงสร้างในแนวตั้งของคานประตู โดยใช้ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน และ ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน ให้ขั้นตอนแรกใช้กระบวนการ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เพื่อที่หาช่องว่างของวัสดุที่เกิดขึ้นโดย เอลิเมนต์ ที่ใช้นั้นเป็นแบบแผ่นเรียบ (shell element) และมีความหนา 5 มิลลิเมตร และกำหนดความต้องการออฟติไมส์เซชัน เป็นการได้ค่าน้ำหนักที่น้อยที่สุดและมีระยะโก่งไม่เกิน 3 มิลลิเมตร รูปร่างของโครงสร้างที่ได้ออกมานั้นมีลักษณะที่คล้ายกับโครงสร้างโครงข้ออ่อน ดังภาพที่ 31 จากนั้นใช้กระบวนการ ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน โดยกำหนดรูปแบบของเอลิเมนต์และระยะยึดเหมือนกับกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แต่ให้ความหนาของเอลิเมนต์สามารถมีการเปลี่ยนแปลงได้ที่ระหว่าง 0.05 มิลลิเมตร ถึง 10 มิลลิเมตร ได้ผลดังภาพที่ 32 โดยที่เอลิเมนต์ที่มีความหนาน้อยกว่า 0.5 มิลลิเมตร จะสามารถตัดออกได้

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 31 รูปแบบของโครงสร้างคานประตูห้องโดยสารอากาศยานจากกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)



ภาพที่ 32 รูปแบบของโครงสร้างคานประตูห้องโดยสารอากาศยานจากกระบวนการ Free sizing optimization

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

การเปรียบเทียบผลจากกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน และกระบวนการ ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน มีค่าดังตารางที่ 2 โดยกำหนดค่าคงที่ ที่เกี่ยวข้องดังนี้

1. ระยะโก่งที่มากที่สุดของคานน้อยกว่า 3 มิลลิเมตร
2. ค่าความเค้นแบบวอนมีสมีค่าน้อยกว่า 300 MPa
3. แรงกระทำโก่งเดาะ(Buckling load factor) มีค่าไม่เกิน 1

ผลที่ได้จากตารางที่ 3 การเปรียบเทียบน้ำหนักที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างระหว่างกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน และกระบวนการ ฟรีไซซิง ออฟติไมส์เซชัน โดยกำหนดระยะโก่งไม่เกิน 1.5 มิลิเมตร รูปแบบของโครงข้ออ่อนมีน้ำหนักและความเค้นแบบวอนมีสที่มากกว่ารูปแบบแผ่นเรียบ แรงกระทำโก่งเดาะของทั้งสองรูปแบบมากกว่า 1 และเมื่อเพิ่มระยะโก่งให้มากขึ้นให้มีค่าไม่เกิน 3 มิลิเมตร ผลที่ได้น้ำหนักและความเค้นแบบวอนมีสของรูปแบบโครงข้ออ่อนมากกว่าแบบแผ่นเรียบ แต่แรงกระทำโก่งเดาะของทั้งสองรูปแบบมากกว่า 1 ดังนั้นทำการเพิ่มระยะโก่งให้มากขึ้น รูปแบบของโครงข้ออ่อนมีน้ำหนักที่น้อยกว่าแบบแผ่นเรียบ ค่าความเค้นแบบวอนมีส และแรงกระทำโก่งเดาะของทั้งสองรูปแบบได้ไม่เกินกว่าข้อกำหนดที่ได้ตั้งไว้คือ ค่าความเค้นแบบวอนมีส มีค่าไม่เกิน 300 MPa แรงกระทำโก่งเดาะมีค่าไม่เกิน 1

ตารางที่ 3 เปรียบเทียบน้ำหนัก, ความแข็งแรงและค่าของระยะโก่ง ของโครงสร้างที่เป็นรูปแบบโครงข้ออ่อน และรูปแบบที่เป็นแผ่นเรียบ

	Optimum mass (Kg)	Maximum Displacement (mm)		Maximum Von Mises (mm)		Maximum Buckling mode (mm)	
		Constrain	Final	Constrain	Final	Constrain	Final
Truss	5.23	1.5	1.5	300	130	1.00	10.20
Plate	4.42	1.5	1.5	300	62	1.00	13.70
Truss	3.38	2.0	2.0	300	171	1.00	5.26
Plate	2.93	2.0	2.0	300	94	1.00	5.77
Truss	2.00	3.0	3.0	300	270	1.00	2.15
Plate	1.97	3.0	3.0	300	150	1.00	1.22
Truss	1.57	4.0	4.0	300	300	1.00	1.36

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ตารางที่ 3 (ต่อ)

	Optimum mass (Kg)	Maximum Displacement (mm)		Maximum Von Mises (mm)		Maximum Buckling mode (mm)	
		Constrain	Final	Constrain	Final	Constrain	Final
Truss	1.46	5.0	4.91	300	300	1.00	1.00
Plate	1.74	5.0	4.13	300	300	1.00	1.00

ที่มา: Reducing Weight in Aircraft Structures (2007)

ในการวิเคราะห์นี้สรุปได้ว่า รูปแบบของคานประตูที่ได้จากกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน นั้นมีลักษณะเป็นโครงข้ออ่อน ในความต้องการออฟติไมส์เซชันน้ำหนักที่น้อยที่สุดภายใต้ข้อกำหนดของความแข็งแรงและเสถียรภาพ โครงสร้างโครงข้ออ่อนจะมีน้ำหนักที่น้อยกว่าแบบแผ่นเรียบ แต่มีค่าของระยะโก่งที่มากกว่า

ในงานวิจัยการวิเคราะห์การหารูปร่างที่เหมาะสมของโครงสร้างภายใต้ข้อกำหนดของความแข็งแรงและเสถียรภาพ สามารถสรุปได้ว่าการหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้างนั้นจำเป็นต้องอยู่ภายใต้ข้อจำกัดของความแข็งแรงและข้อจำกัดของเสถียรภาพ โครงสร้างที่ออกมานั้นจึงจะมีความสมบูรณ์ ซึ่งวิธีที่จะบอกได้ถึงความแข็งแรงนั้นคือกระบวนการ วิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน และโทโปโลยี ไซส์ ออฟติไมส์เซชัน ส่วนด้านเสถียรภาพบอกได้ด้วยวิธี ไซซิง ออฟติไมส์เซชัน โครงสร้างที่ได้จากกระบวนวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีลักษณะเป็นโครงข้ออ่อนเมื่อมาทำการวิเคราะห์ในรูปแบบของโครงสร้างคานประตูห้องโดยสารอากาศยาน รูปแบบที่ได้จากวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน มีทั้งความแข็งแรงและเสถียรภาพ โดยไม่ต้องทำการวิเคราะห์ด้วยวิธี ไซซิง ออฟติไมส์เซชัน

ดังนั้นในงานวิจัยการวิเคราะห์การหารูปร่างที่เหมาะสมของแกนปีกอากาศยาน กองทัพอากาศแบบที่ 6 นั้นจึงเลือกแนวคิดแบบ SIMP โดยจะเลือกกำหนดค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์เป็นส่วนที่เปลี่ยนแปลง และความต้องการออฟติไมส์เซชันคือค่า compliance ที่น้อยที่สุด แล้วเปรียบเทียบน้ำหนักกับโครงสร้างเดิม ส่วนความแข็งแรงจะเปรียบเทียบระยะโก่งตัวของปีก และความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างปีก

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

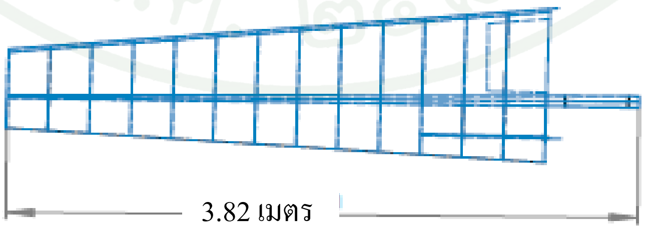
อุปกรณ์และวิธีการ

อุปกรณ์

1. เครื่องคอมพิวเตอร์ Notebook จำนวน 1 เครื่อง ติดตั้งโปรแกรม Solidworks เพื่อใช้ในการออกแบบชิ้นงาน 3 มิติ
2. โปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์ และ โปรแกรม Topology optimization
3. อุปกรณ์ภายในอาคารทดสอบ กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน
4. เครื่องพิมพ์ชนิดใช้แสงเลเซอร์ (Laser printer) จำนวน 1 เครื่อง
5. เครื่องพิมพ์ชนิดใช้หมึกพ่น (Inkjet printer) จำนวน 1 เครื่อง

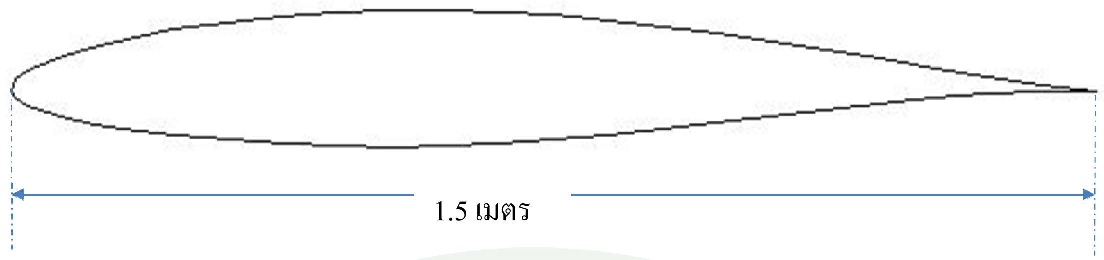
วิธีการ

1. สร้างแบบจำลองปีก บ.ทอ.6 ด้วยโปรแกรม Solidworks โดยแบบจำลองนั้นได้ข้อมูลของปีกมาจากบริษัทผู้ผลิต ปีก บ.ทอ.6 มีลักษณะเดียวกับ อากาศยานฝึกแบบที่ 15 ซึ่งกองทัพอากาศได้ปลดประจำการไปแล้ว ดังภาพที่ 33 โคนปีกใช้แพนอากาศ NACA 64212 มีความยาวคอร์ดเท่ากับ 1.5 เมตร ดังภาพที่ 34 ปลายปีกใช้แพนอากาศ NACA 64210 มีความยาวคอร์ดเท่ากับ 1 เมตร ดังภาพที่ 35 ลักษณะการประกอบปีกเข้ากับลำตัวเป็นแบบแกนปีกชนกันภายในลำตัวและมีการเสริมความแข็งแรงด้วยแผ่นเหล็กประกบด้านบนและด้านล่าง ดังภาพที่ 36 ความยาวของปีกมีค่าเท่ากับ 3.82 เมตร มีจำนวนกงปีก 14 กงปีก และแกนปีกมีทั้งหมด 3 แกนปีกประกอบด้วย แกนปีกหน้า (Front spar), แกนปีกหลัก (Main spar) และแกนปีกหลัง (Rear spar) ดังภาพที่ 37



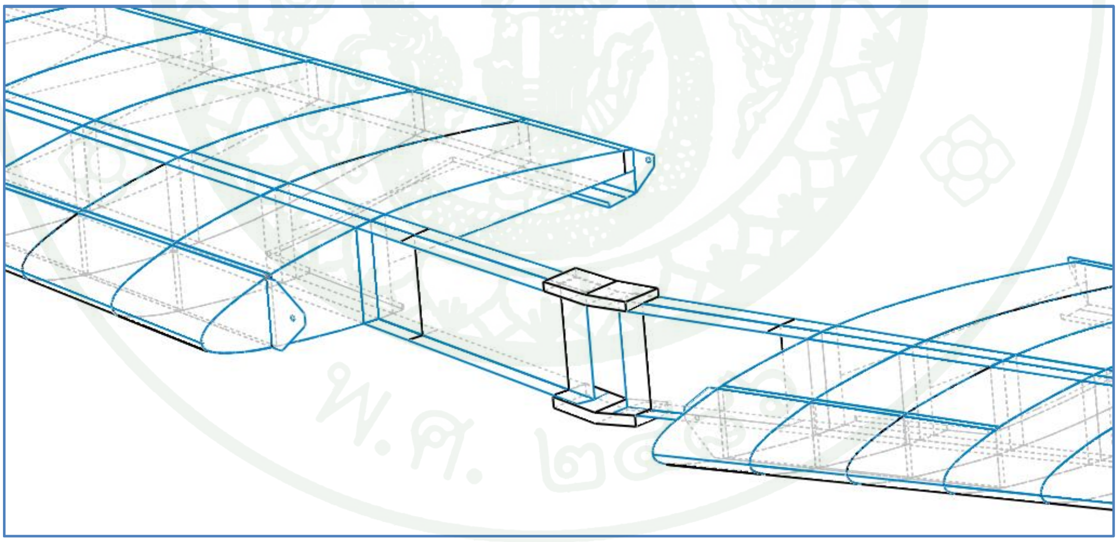
ภาพที่ 33 ลักษณะของปีก บ.ทอ.6 มีความยาวของปีก 3.82 เมตร

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



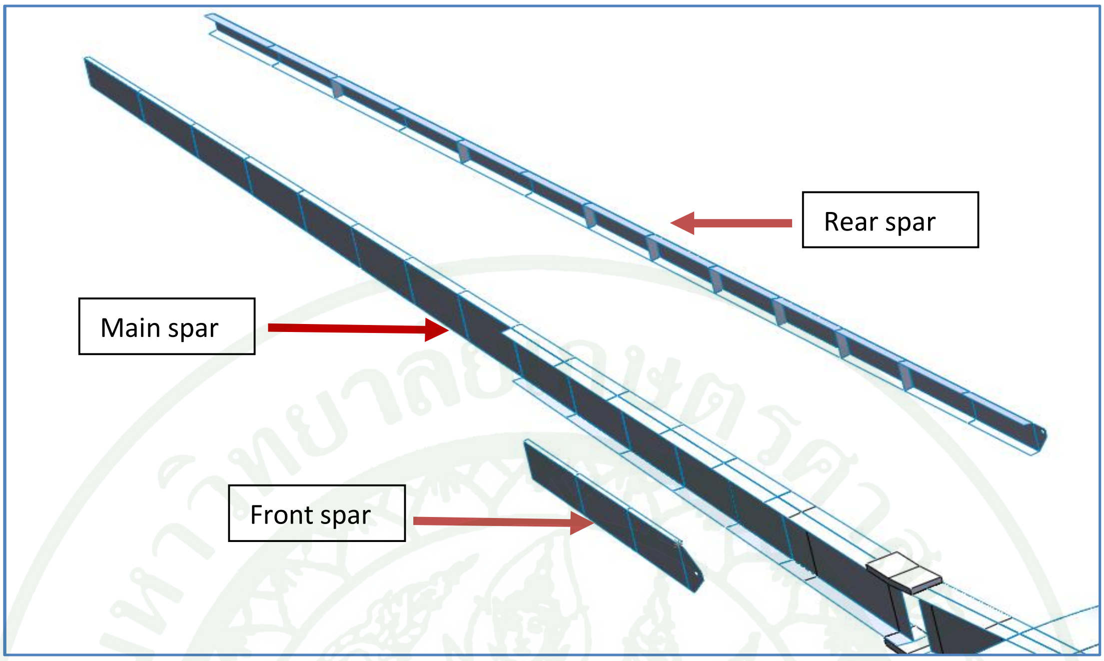
ภาพที่ 34 โคนปีก บ.ทอ.6 ใช้แพนอากาศ NACA 64212 มีความยาวคอร์ด 1.5 เมตร

ภาพที่ 35 ปลายปีก บ.ทอ.6 ใช้แพนอากาศ NACA 64210 มีความยาวคอร์ด 1 เมตร



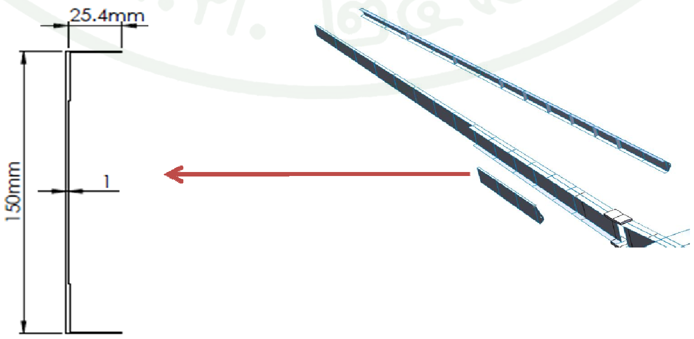
ภาพที่ 36 การประกอบปีกเข้ากับลำตัวเป็นแบบแกนปีกเข้าไปชนกันภายในลำตัว

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



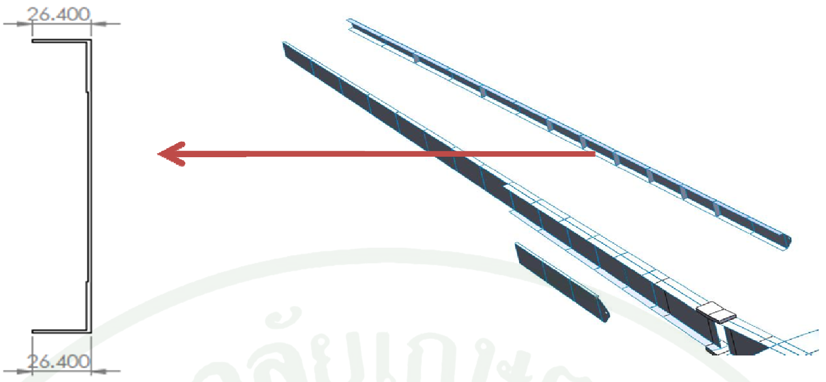
ภาพที่ 37 แกนปีกด้านหน้า, แกนปีกหลัก และแกนปีกด้านหลังของปีก บ.ทอ.6

แกนปีกของอากาศยาน บ.ทอ.6 กำหนดให้มีลักษณะให้เหมือนกับแกนปีกของ บ.ชอ.2 เนื่องจากการวิเคราะห์ทำการเปรียบเทียบกับปีก บ.ชอ.2 แกนปีก บ.ชอ.2 มีลักษณะพื้นที่หน้าตัดขวางเป็นตัว I (I shape) และเป็นตัว C (C shape) แกนปีกด้านหน้าจะมีลักษณะพื้นที่หน้าตัดเป็นตัว C ดังภาพที่ 38 ตั้งแต่โคนปีกไปจนถึงตำแหน่งกงปีกที่ 4 แกนปีกด้านหลังจะมีลักษณะพื้นที่หน้าตัดเป็นตัว C เช่นเดียวกัน ดังภาพที่ 39 มีความยาวตั้งแต่โคนปีกไปจนถึงปลายปีก แกนปีกหลักนั้นจะมีลักษณะพื้นที่หน้าตัดเป็นตัว I ตั้งแต่โคนปีกไปจนถึงตำแหน่งกงปีกที่ 6 และมีพื้นที่หน้าตัดเป็นตัว C จากกงปีกที่ 6 ไปจนถึงกงปีกที่ 14 ดังภาพที่ 40

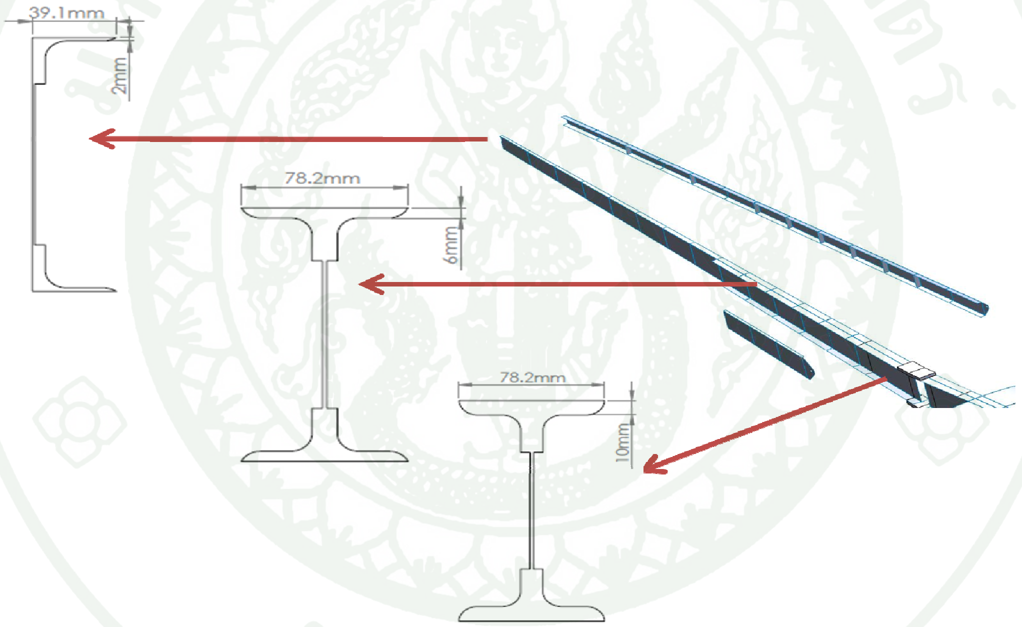


ภาพที่ 38 ลักษณะพื้นที่หน้าตัดแกนปีกด้านหน้าของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



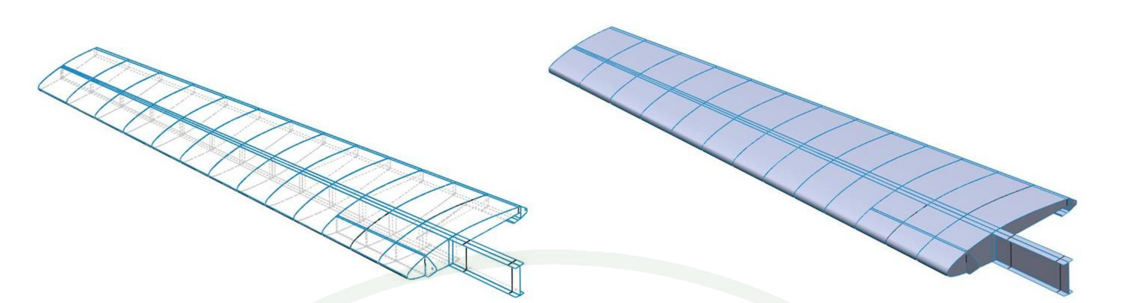
ภาพที่ 39 ลักษณะพื้นที่หน้าตัดแกนปีกด้านหลังของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6



ภาพที่ 40 ลักษณะพื้นที่หน้าตัดแกนปีกหลักของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 มี 2 ลักษณะพื้นที่หน้าตัด เป็นตัว I และตัว C

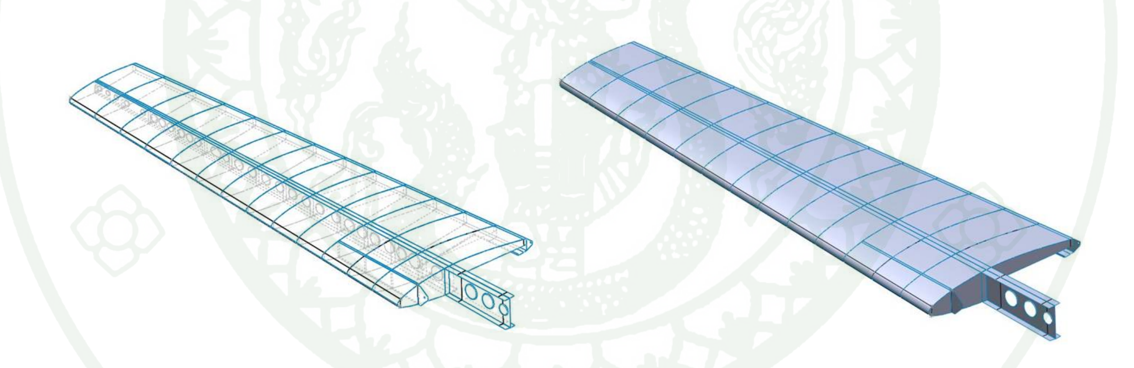
แบบจำลองของปีกอากาศยานแบบ บ.ทอ.6 เป็นลักษณะของแผ่นบางเรียบ (Surface) ดังภาพที่ 41 ให้เหมือนกับโครงสร้างปีกอากาศยานจริงที่เป็นลักษณะเป็นแผ่นบาง โครงสร้างแบบแผ่นบางมีความใกล้เคียงกับโครงสร้างปีกอากาศยานมากที่สุดและนิยมใช้ในการสร้างแบบจำลองเพื่อนำไปวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 41 แบบจำลองปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่สร้างด้วยโปรแกรม Solidworks มีลักษณะเป็นแผ่นบางเรียบ

2. สร้างแบบจำลองของปีก บ.ทอ 6 ที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลมที่แกนปีกหลัก ดังภาพที่ 42 ด้วยโปรแกรม Solidworks โดยตำแหน่งของกงปีก, แกนปีกด้านหน้าและแกนปีกด้านหลัง ยังอยู่ที่ตำแหน่งเดิม



ภาพที่ 42 รูปแบบโดยรวมของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่สร้างด้วยโปรแกรม Solidworks ที่มีเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลมที่แกนปีกหลักเพื่อลดน้ำหนักของโครงสร้าง

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

3. สร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 ด้วยโปรแกรม Advance Finite element เพื่อทำให้โครงสร้างปีกอยู่ในรูปแบบของโครงข่าย กำหนดขนาดและคุณสมบัติของเอลิเมนต์ ดังนี้

3.1. ความหนาผิวปีกเท่ากับ 0.8 มิลลิเมตร

3.2. ความหนากงปีกเท่ากับ 0.8 มิลลิเมตร

3.3. ความหนาแผ่นเรียบแกนปีกหลักเท่ากับ 2 มิลลิเมตร

3.4. ความหนาแผ่นเรียบแกนปีกด้านหน้าเท่ากับ 1 มิลลิเมตร

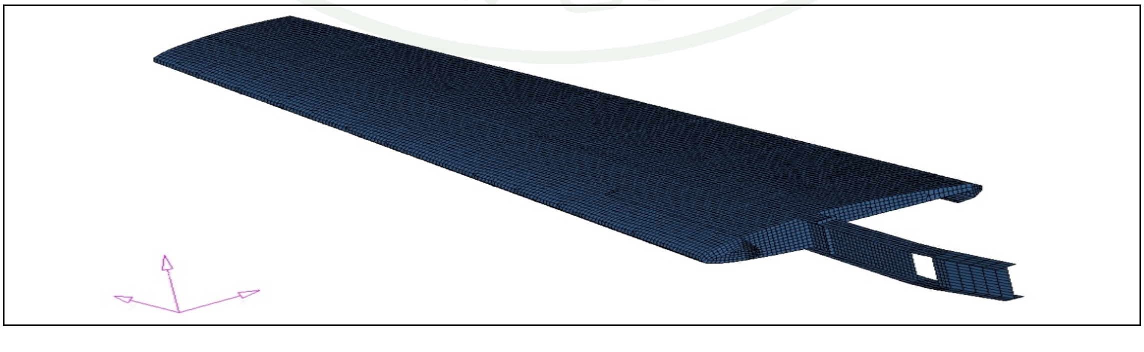
3.5. ความหนาแผ่นเรียบแกนปีกด้านหลังเท่ากับ 1 มิลลิเมตร

3.6. ความหนาของ flange main spar มีด้วยกันสามช่วงคือ แกนปีกที่อยู่ในลำตัวมีความหนาเท่ากับ 10 มิลลิเมตร ตำแหน่งกงปีกที่ 1-6 มีความหนาเท่ากับ 6 มิลลิเมตร และตำแหน่งกงปีกที่ 6-14 มีความหนาเท่ากับ 2 มิลลิเมตร

3.7. ค่า ยังโมดูลัส ของวัสดุ AL-2024 T3 มีค่าเท่ากับ 72.4 GPa

3.8. ค่า Poisson's ratio เท่ากับ 0.33

เมื่อกำหนดความหนาและคุณสมบัติของวัสดุเรียบร้อยแล้ว ทำการสร้างรูปแบบของปีก ให้เป็นโครงข่ายด้วยเอลิเมนต์ที่เป็นแบบสี่เหลียมและสามเหลี่ยมเนื่องจากมีพื้นที่บางตำแหน่งที่ไม่เหมาะกับการใช้เอลิเมนต์แบบสี่เหลี่ยมดังนั้นจึงต้องมีการผสมกันระหว่างเอลิเมนต์สี่เหลี่ยมและสามเหลี่ยม ผลที่ได้นั้นมีค่าไม่แตกต่างกันกับแบบที่เป็นสี่เหลี่ยมทั้งหมด การสร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ของปีก บ.ทอ.6 ใช้เอลิเมนต์ทั้งหมด 21,326 เอลิเมนต์ และจุดต่อ 20,678 จุดต่อ ซึ่งในโปรแกรม Advance Finite element นั้นจะใช้เอลิเมนต์ที่เป็นแผ่นบาง 2D-Pshell element ลักษณะของปีก บ.ทอ.6 ที่เป็นโครงข่ายแล้วจะแสดงดังภาพที่ 43



ภาพที่ 43 รูปแบบปีก บ.ทอ 6 ที่เป็นโครงข่าย มี 21326 เอลิเมนต์ และ 20678 จุดต่อ

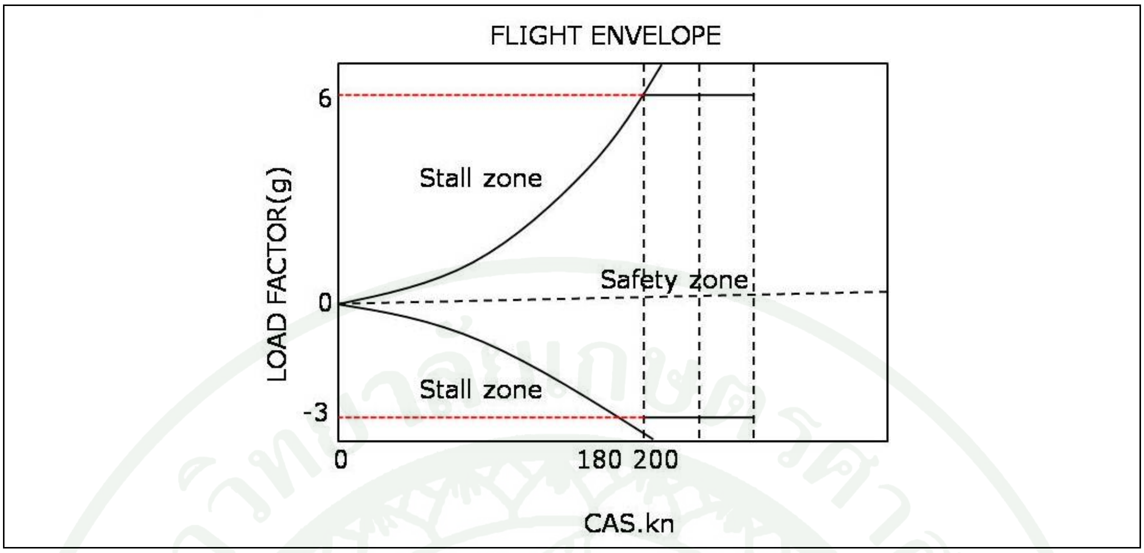
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 ที่แกนปีกมีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบาเป็นวงกลม โดยมีขนาดและคุณสมบัติของเอลิเมนต์เหมือนกับปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 ที่เป็นแผ่นเรียบตัน เอลิเมนต์ที่ใช้เป็นแบบผสมกันระหว่างเอลิเมนต์แบบสี่เหลี่ยมและเอลิเมนต์แบบสามเหลี่ยม เอลิเมนที่ใช้เป็นแบบแผ่นบาง 2D-Pshell element มีเอลิเมนต์ 16,946 เอลิเมนต์และจุดต่อ 16,601 จุดต่อ ลักษณะของปีก บ.ทอ.6 ที่เป็นโครงข่ายนั้นแสดงดังภาพที่ 44

ภาพที่ 44 รูปแบบปีก บ.ทอ 6 ที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเจาะรูเบาเป็นวงกลมในรูปแบบของโครงข่าย มี 16946 เอลิเมนต์ และ 16601 จุดต่อ

4. กำหนดภาระกรรมที่เกิดกับโครงสร้างปีก บ.ทอ 6 ซึ่งภาระกรรมนั้นได้มีข้อมูลแนบมากับคู่มือของอากาศยานจากบริษัทผู้ผลิต โดยเป็นค่า Load factor เทียบกับความเร็ว ดังภาพที่ 45 โดยค่าของ Load factor มีค่าระหว่าง +6g และ -3g ค่าของภาระกรรมสูงสุดที่จะเกิดขึ้นกับโครงสร้างปีกมีค่าเท่ากับ +6g เนื่องจากปีกของอากาศยานเป็นชิ้นส่วนที่สร้างแรงยกทำให้อากาศยานสามารถทำการในอากาศได้ ส่วนที่จะรับภาระกรรมมากที่สุดคือโครงสร้างปีก ดังนั้นจึงกำหนดภาระกรรมในการจำลองที่เกิดขึ้นกับปีกนั้นมีค่าเท่ากับ 6 เท่าของน้ำหนักของอากาศยาน เมื่อน้ำหนักของอากาศยาน บ.ทอ 6 มีค่า 1200 กิโลกรัม ภาระกรรมที่เกิดขึ้นกับปีกจะมีค่าประมาณ 70,000 นิวตัน และแบ่งภาระกรรมที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างปีกทั้งสองข้าง ข้างละประมาณ 35,000 นิวตัน

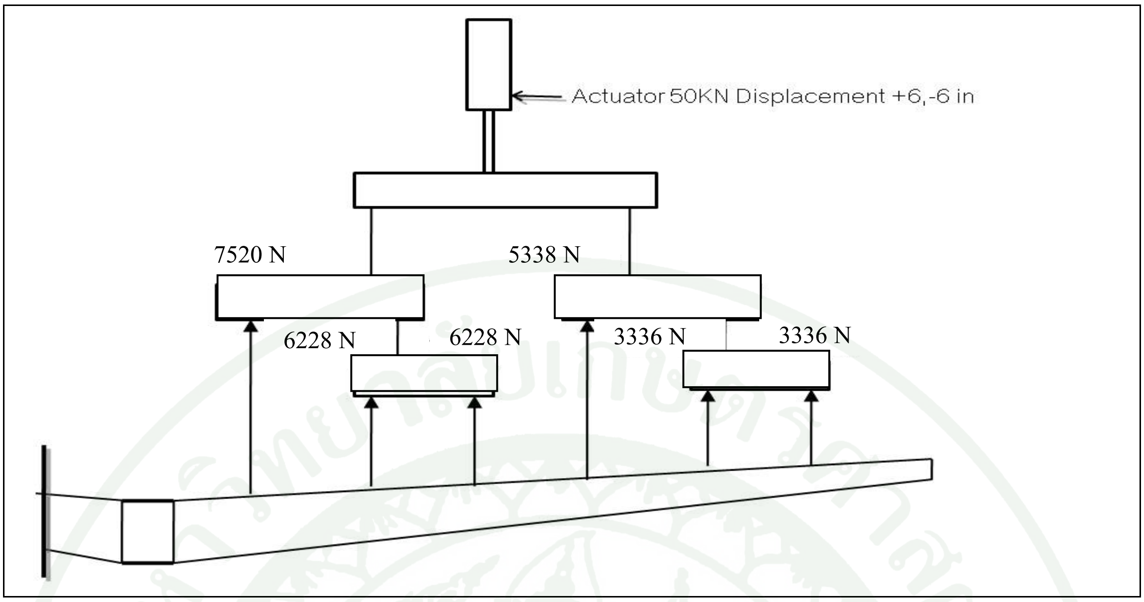
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 45 กราฟแสดงภาระกรรมที่เกิดกับโครงสร้างอากาศยานเทียบกับความเร็ว มีค่ามากสุดอยู่ที่ +6g และ –3g

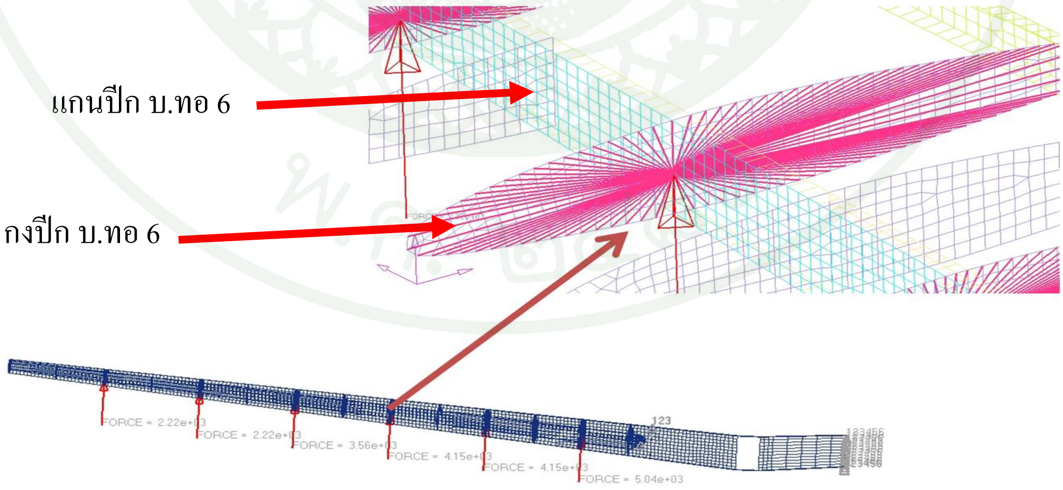
ในการจำลองภาระกรรมที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างปีกนั้น จะจำลองภาระกรรมลงบนตำแหน่งของกงปีก เรียกการทดสอบโครงสร้างปีกแบบนี้ว่า การทดสอบด้วยวิธี วิฟเฟอล์ทรี (Wiffle tree) โดยเป็นการจำลองการถ่ายทอดภาระกรรมเป็นแบบรากของต้นไม้ ดังภาพที่ 46 โดยตำแหน่งที่รับภาระกรรมนั้นจะอยู่ที่ตำแหน่งของกงปีก โดยตำแหน่งของกงปีกที่เลือกคือ กงปีกที่ 2 รับภาระกรรม 7,562 นิตัน กงปีกที่ 4 รับภาระกรรม 6,228 นิวตัน กงปีกที่ 6 รับภาระกรรม 6,228 นิวตัน กงปีกที่ 8 รับภาระกรรม 5,338 นิวตัน กงปีกที่ 10 รับภาระกรรม 3,336 นิวตัน และกงปีกที่ 12 รับภาระกรรม 3,336 นิวตัน

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 46 การทดสอบปีกอากาศยานแบบ วิฟเฟอล์ทรี และภาระกรรมที่กระทำกับโครงสร้างปีก

5. กำหนดภาระกรรมที่เกิดกับโครงสร้างปีกอากาศยานลงบนแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ เพื่อวิเคราะห์หาค่าความแข็งแรง โดยวิธีการจำลองภาระกรรมนั้นจะกำหนดเป็นจุดรับภาระกรรมจุดเดียวบริเวณแกนปีกหลักแล้วจะมีการถ่ายทอดภาระกรรมจากจุดที่รับภาระกรรมนั้นไปยังบริเวณโดยรอบของกงปีก ดังภาพที่ 47 เพื่อให้สอดคล้องกับการทดสอบแบบ วิฟเฟอล์ทรี



ภาพที่ 47 การจำลองภาระกรรมที่ตำแหน่งของกงปีก

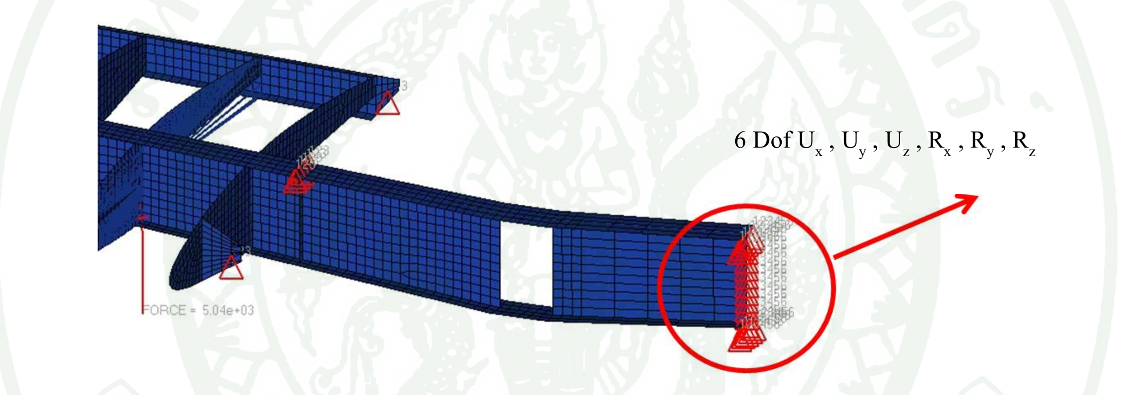
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

6. กำหนดเงื่อนไขให้กับโครงสร้างปีก โดยเงื่อนไขที่กำหนดนั้นจะเหมือนกับว่าปีกของอากาศยานได้ติดอยู่กับลำตัวอากาศยาน ซึ่งจุดจับยึดของปีก บ.ทอ 6 นั้นมีด้วยกันทั้งหมด 4 จุด ดังนี้

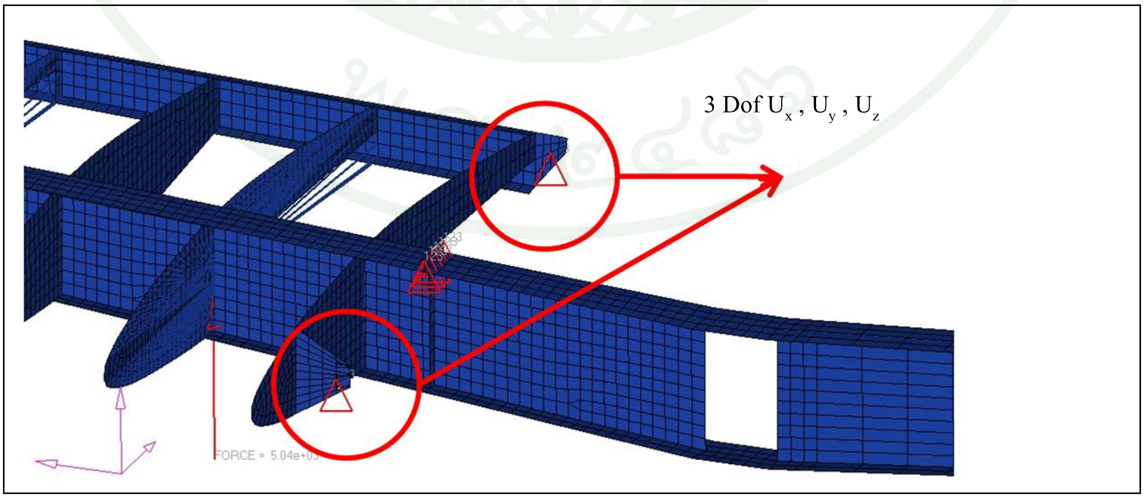
6.1. บริเวณแกนปีกหลัก อีกด้านของปีกที่อยู่ในลำตัวจะกำหนดค่าของการเคลื่อนที่และการหมุนเป็นศูนย์ ดังภาพที่ 48

6.2. บริเวณโคนปีกของแกนปีกด้านหน้าและแกนปีกด้านหลัง จะกำหนดค่าของการเคลื่อนที่เป็นศูนย์ แต่ยอมให้เกิดการหมุนได้ เพราะบริเวณนี้เป็นการเชื่อมต่อแบบน๊อต ดังภาพที่ 49

6.3. บริเวณด้านบนของโคนแกนปีกหลัก จะกำหนดค่าของการเคลื่อนที่และการหมุนเป็นศูนย์ ดังภาพที่ 50

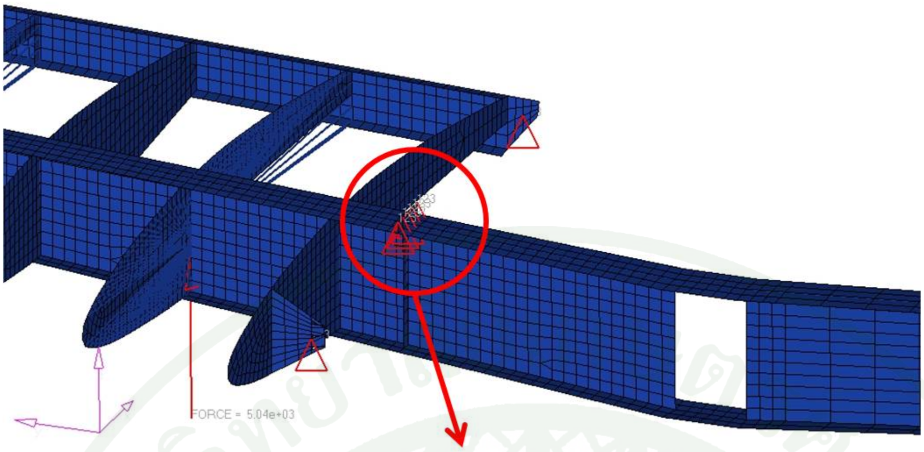


ภาพที่ 48 บริเวณที่กำหนดเงื่อนไขสมมาตรที่แกนปีกหลัก



ภาพที่ 49 กำหนดเงื่อนไขบริเวณโคนแกนปีกด้านหน้าและแกนปีกด้านหลัง

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



6 Dof U_x , U_y , U_z , R_x , R_y , R_z

ภาพที่ 50 กำหนดเงื่อนไขบริเวณด้านบนของแกนปีกหลัก

7. การใช้กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ซึ่งเป็นการวิเคราะห์ในเชิงทางคณิตศาสตร์ สำหรับงานวิจัยนี้ได้ใช้กระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แบบ SIMP ซึ่งจะกำหนดตัวแปรที่สามารถปรับเปลี่ยนค่าได้คือ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์ และกำหนดค่าความต้องการในการทำออฟติไมส์เซชันเป็นค่า compliance น้อยที่สุด ในขั้นตอนแรกของกระบวน โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน คือการกำหนดพื้นที่ออกแบบ ในงานวิจัยนี้กำหนดพื้นที่ออกแบบเป็นแกนปีกหลัก ส่วนการกำหนดค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์นั้นจะกำหนดค่าเริ่มแรกที่ 50% และวิเคราะห์หาน้ำหนักที่เปลี่ยนแปลงไป โดยน้ำหนักเริ่มต้นมีค่าเท่ากับ 2.73 กิโลกรัม รูปแบบของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แล้วจะมีลักษณะที่เหมือนกับโครงสร้างไม่เป็นโครงข้ออ่อน ซึ่งแถบสีที่แสดงออกมามีสีแดงหมายถึงบริเวณที่ยังต้องคงอยู่ไว้ สีน้ำเงินคือบริเวณที่สามารถนำเอลิเมนต์ออกได้ ในการวิเคราะห์ ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,676 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 2.3 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 15.75% ดังภาพที่ 51

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

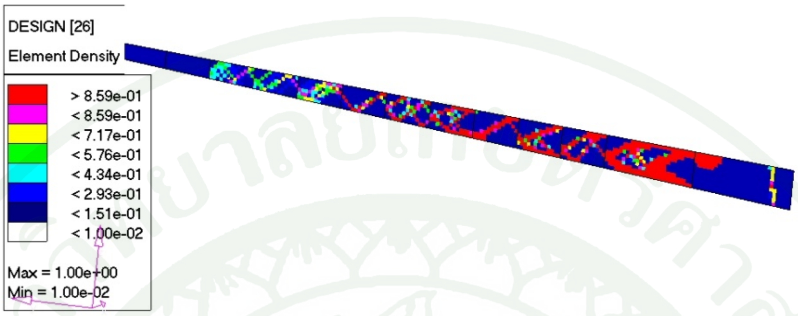
ภาพที่ 51 ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 50% สีแดงหมายถึงบริเวณที่ยังต้องคงอยู่ไว้ สีน้ำเงินคือบริเวณที่สามารถดึงเอลิเมนต์ออกได้ ในการวิเคราะห์ ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,676 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 2.3 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 15.75%

ต่อมาปรับลดค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ลง 10% เพื่อหาค่าที่เหมาะสมที่สุดของค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ ความหนาแน่นของเอลิเมนต์ค่าที่สองมีค่า 40% รูปแบบของแกนปีกหลักที่ได้ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันนั้นเป็นดังภาพที่ 52 มีค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,202 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.95 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 27.0%

ภาพที่ 52 ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 40% ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,202 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.95 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 27.0% รูปแบบที่ได้มีลักษณะคล้ายโครงข้ออ่อนตลอดแนวแกนปีก

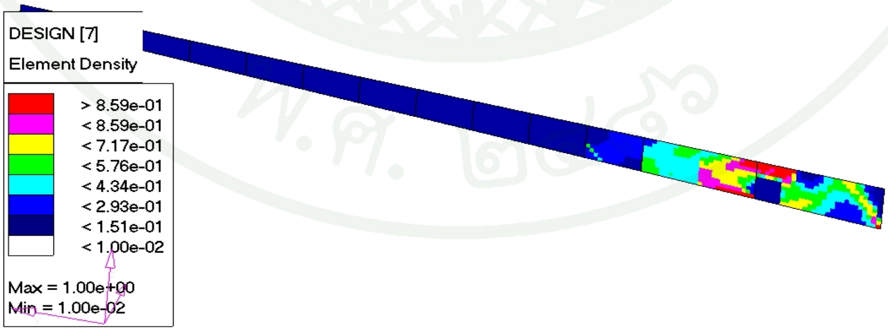
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เมื่อลดค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ลงอีก 10% ความหนาแน่นของเอลิเมนต์มีค่าเป็น 30% ได้รูปแบบของแกนปีกหลักที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันเป็นดังภาพที่ 53 มีค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,356 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.85 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 32.23%



ภาพที่ 53 ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 30% ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 1,356 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.85 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 32.23% รูปแบบที่ได้มีลักษณะคล้ายโครงข้ออ่อนตลอดแนวแกนปีก

และเมื่อลดค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์เป็น 20% ได้รูปแบบของแกนปีกหลักที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันเป็นดังภาพที่ 54 ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 456 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.38 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 49.45%

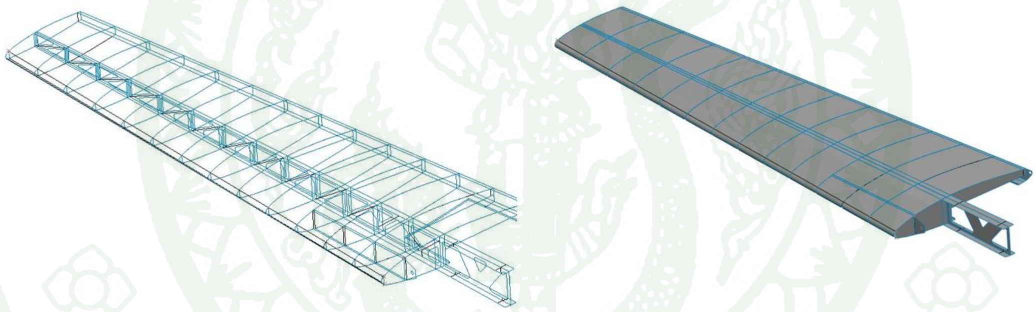


ภาพที่ 54 ลักษณะของแกนปีกหลักเมื่อผ่านกระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 20% ค่า compliance มีค่าเท่ากับ 456 น้ำหนักมีค่าเท่ากับ 1.38 กิโลกรัม น้ำหนักลดลง 49.45% ลักษณะที่ได้ไม่เป็นโครงสร้างโครงข้ออ่อน

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

จากการวิเคราะห์ค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์พบว่า ที่ความความหนาแน่น 50% มีค่าของน้ำหนักที่มากที่สุดคือ 2.3 กิโลกรัม และที่ความหนาแน่น 20% มีค่าของน้ำหนักที่น้อยที่สุดคือ 1.38 กิโลกรัม แต่เนื่องจากรูปแบบที่แสดงออกมานั้นมีลักษณะไม่ชัดเจนของโครงสร้างและบริเวณที่สามารถนำเอลิเมนต์ออกได้ไม่เป็นไปตามวัตถุประสงค์ที่ได้ตั้งไว้คือโครงสร้างเป็นรูปแบบของโครงข้ออ่อน ดังนั้นจึงพิจารณาที่ค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ที่ 40% และ 30% ซึ่งมีลักษณะเป็นโครงข้ออ่อนเหมือนกัน แต่ที่ 40% มีค่าของ compliance ที่น้อยกว่า ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงเลือกใช้ค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ที่ 40%

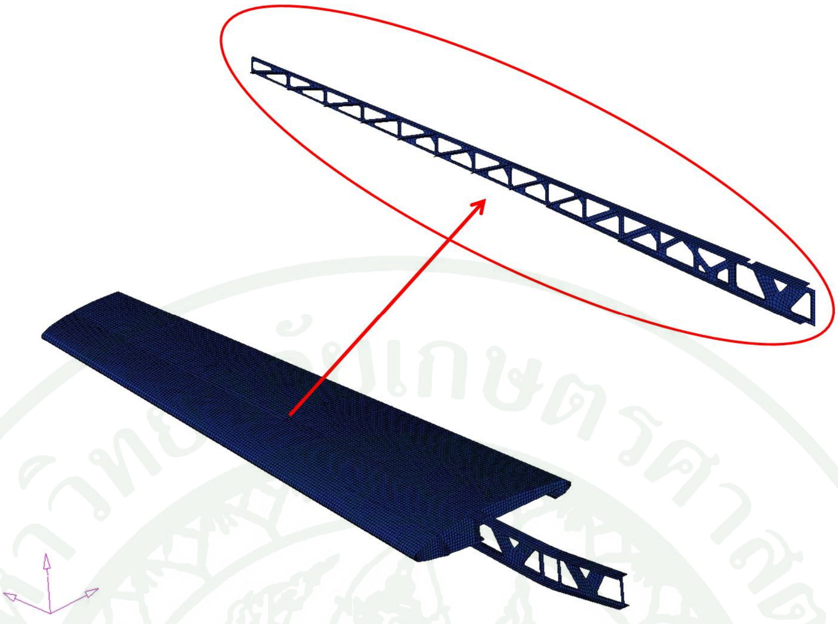
8. นำรูปแบบของโครงสร้างที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันแล้ว สร้างแบบจำลองด้วยโปรแกรม Solidworks โดยปรับเปลี่ยนโครงสร้างส่วนที่ได้ทำการออฟติไมส์เซชันคือโครงสร้างของแกนปีกหลัก ดังภาพที่ 55



ภาพที่ 55 แบบจำลองปีก บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีค่าของความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 40%

9. สร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน แล้วกำหนดขนาดและคุณสมบัติของเอลิเมนต์เหมือนกันกับปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบตัน ดังที่ได้กล่าวมาในตอนต้น เอลิเมนต์ที่ใช้เป็นแบบผสมกันระหว่างเอลิเมนต์แบบสี่เหลี่ยมและเอลิเมนต์แบบสามเหลี่ยม ซึ่งเป็นแบบแผ่นบางชื่อว่า 2D-Pshell element มีเอลิเมนต์ทั้งหมด 23,234 เอลิเมนต์ และมีจุดต่อทั้งหมด 22,871 จุดต่อ ลักษณะของปีก บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันเป็นรูปแบบโครงข่ายได้แสดงไว้ในภาพที่ 56

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



ภาพที่ 56 รูปแบบปีก บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน โดยมีค่าความหนาแน่นของเอลิเมนต์ 40% ในรูปแบบของโครงข่าย

10. วิเคราะห์เปรียบเทียบน้ำหนักและความแข็งแรงของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 เปรียบเทียบน้ำหนักระหว่างแกนปีกหลักที่มีลักษณะเป็นแผ่นเรียบตันกับแกนปีกหลักที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม และแกนปีกหลักที่ผ่านกระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ที่มีลักษณะเป็นโครงข้ออ่อน โดยน้ำหนักของแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันนั้นมีค่าเท่ากับ 2.73 กิโลกรัม วัสดุที่ใช้คือ AL-2024 T3 มีค่าความหนาแน่นของวัสดุเท่ากับ 2.78 กรัมต่อลูกบาศก์เซนติเมตร เมื่อวิเคราะห์หาน้ำหนักของแกนปีกทั้งสามรูปแบบจะได้น้ำหนักของแกนปีกหลักที่เป็นแผ่นเรียบตันเท่ากับ 2.73 กิโลกรัม แกนปีกหลักที่มีการลดน้ำหนักโดยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลมนั้นจะมีน้ำหนัก 2.1 กิโลกรัม และแกนปีกหลักที่ได้จากกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน จะมีน้ำหนัก 1.95 กิโลกรัม โดยวิธีการหาน้ำหนักของแกนปีกนั้นหาได้จากการคำนวณปริมาตรของแกนปีกหลัก (V) คูณกับค่าของความหนาแน่น (ρ)

$$\rho = \frac{m}{V} \tag{9}$$

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

แกนปีกที่มีลักษณะเป็นแผ่นเรียบตัน มีปริมาตรเท่ากับ 9.842×10^{-4} ลูกบาศก์เมตร น้ำหนักของโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน เท่ากับ 2780 $kg/m^3 \times 9.842 \times 10^{-4} m^3$ = 2.73 kg

แกนปีกที่มีการลดน้ำหนักโดยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม มีปริมารเท่ากับ 7.56×10^{-4} ลูกบาศก์เมตร น้ำหนักของโครงสร้างแกนปีกที่มีการลดน้ำหนักโดยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม เท่ากับ 2780 $kg/m^3 \times 7.56 \times 10^{-4} m^3$ = 2.1 kg

แกนปีกที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน มีปริมารเท่ากับ 7.01×10^{-4} ลูกบาศก์เมตร น้ำหนักของโครงสร้างแกนปีกที่มีการลดน้ำหนักด้วยวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เท่ากับ 2780 $kg/m^3 \times 7.01 \times 10^{-4} m^3$ = 1.95 kg

11. วิเคราะห์หาค่าความแข็งแรงของโครงสร้างปีก โดยแบ่งออกเป็น 2 ขั้นตอนคือ การวิเคราะห์ระยะโก่งตัวของโครงสร้างปีก และ การวิเคราะห์ค่าความเค้น (Stress) ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง สำหรับการวิเคราะห์ระยะโก่งตัวนั้นจะวิเคราะห์ที่บริเวณกงปีก ส่วนการวิเคราะห์ค่าความเค้นนั้นจะประกอบไปด้วยค่าความเค้นดังนี้

11.1 ค่าความเค้นแบบวอนมิส

11.2 ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X ของเอลิเมนต์ (Principle stress 1) เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X

11.3 ค่าความเค้นรองตามแนวแกน Y ของเอลิเมนต์ (Principle stress 2) เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X

11.4 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีก (Normal stress X)

11.5 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางของโครงสร้างปีก (Normal stress Y)

11.6 ค่าความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง (Shear stress)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

การวิเคราะห์ค่าความแข็งแรงในส่วนของความเค้นนั้นจะต้องมีค่าที่ไม่เกินกว่าค่าความเค้นสูงสุดที่โครงสร้างสามารถรับซึ่งมีค่าเท่ากับ 483 MPa ค่าความเค้นที่ยอมรับได้มีค่าเท่ากับ 340 MPa และค่าความเค้นเฉือนสูงสุดที่ยอมรับได้มีค่าเท่ากับ 283 MPa ค่าเหล่านี้เป็นค่าคุณสมบัติของวัสดุ AL-2024 T3

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

1. สถานที่ทำการวิจัย

กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน ศูนย์วิทยาศาสตร์ เทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ และ สำนักงานสร้างอากาศยานต้นแบบ บ.ทอ 6

2. ระยะเวลาในการวิจัย

การวิจัยและทดลองเริ่มตั้งแต่เดือน มกราคม 2553 และสิ้นสุดเมื่อเดือน ธันวาคม 2553

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ผลและวิจารณ์

1. วิเคราะห์เปรียบเทียบน้ำหนักที่ขึ้นกับโครงสร้างแกนปีก

วิเคราะห์น้ำหนักที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นแผ่นเรียบตัน กับโครงสร้างแกนปีกที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม และโครงสร้างแกนปีกที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เปรียบเทียบค่าความแตกต่างของน้ำหนักกับแบบแผ่นเรียบตันโดยค่าของน้ำหนักจะต้องลดลงอย่างน้อย 10% ดังตารางที่ 4

ตารางที่ 4 เปรียบเทียบน้ำหนักของโครงสร้างแกนปีก

รูปแบบปีก	แผ่นเรียบตัน	เว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม	โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน
น้ำหนัก(kg)	2.73	2.1	1.95
%ที่ลดลงเทียบกับแบบแผ่นเรียบตัน		23%	27%

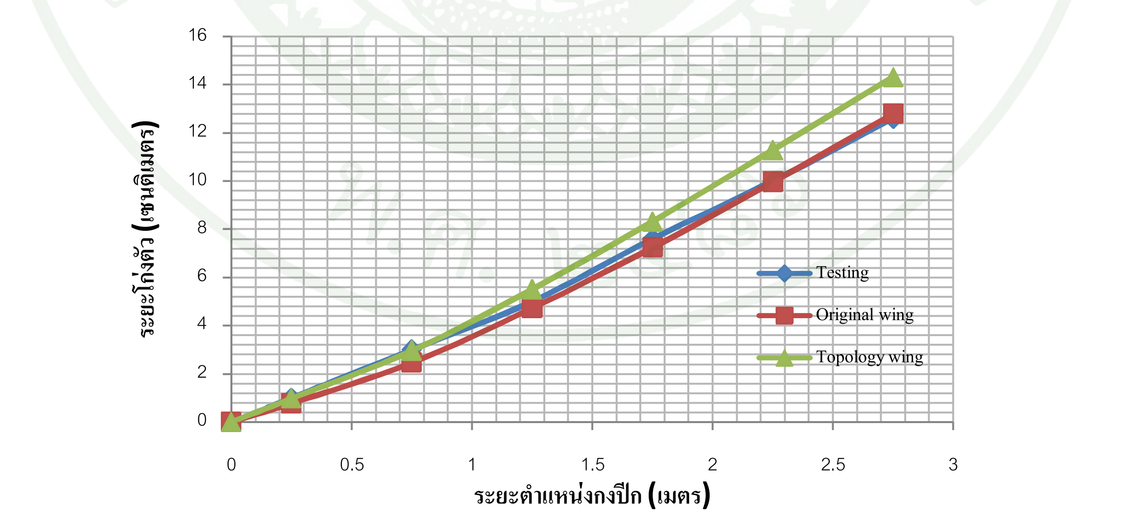
จากตารางที่ 4 พบว่าทั้ง 2 วิธีได้น้ำหนักลดลงมากกว่า 10% แต่วิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันลดน้ำหนักได้มากกว่า และเป็นวิธีที่เป็นระบบและมีหลักการมากกว่าการเจาะรูเบาซึ่งการเจาะรูเบาเป็นการวิเคราะห์ดูค่าของความเค้นต่ำสุดและเนื่องจากแผ่นเรียบแกนปีกที่แนวกึ่งกลางตลอดแนวยาวมีค่าความเค้นที่ต่ำดังนั้นจึงสามารถทำเป็นช่องว่างได้

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

2. การวิเคราะห์ระยะโก่งตัวของปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 เทียบกับระยะโก่งตัวที่ได้จากโปรแกรม FEA

ระยะโก่งตัวของโครงสร้างแกนปีกที่ได้จากโปรแกรม Advance Finite Element ทำการเปรียบเทียบกับการทดสอบปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 ของกองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน ศูนย์วิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบิน กองทัพอากาศ ซึ่งการเปรียบเทียบจะมีค่าของภารกรรมตั้งแต่ +1g ไปจนถึง +4g แต่ภารกรรมที่โครงสร้างปีกรับได้สูงสุดคือ +6g เนื่องมาจากการทดสอบความแข็งแรงโครงสร้างปีก บ.ทอ 6 ของกองสนับสนุนการวิจัยอากาศยานนั้นได้ทำการทดสอบเพียงแค่ +4g เพราะปีก บ.ทอ6 ที่นำมาทดสอบนั้นมีอยู่จำนวน 1 ปีกเท่านั้น ดังนั้นการทดสอบและเก็บผลการทดสอบจึงยังไม่ให้แรงกระทำถึง +6g เพราะปีกอาจเกิดการชำรุดเสียหายในระหว่างการทดสอบดังนั้นการวิเคราะห์ระยะโก่งตัวของโครงสร้างปีกอากาศยานแบบแผ่นเรียบตัน และแบบโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันด้วยโปรแกรม Advance Finite Element จึงได้วิเคราะห์ระยะโก่งตัวด้วยแรงกระทำ +1g ถึง +4g และสังเกตแนวโน้มของการโก่งตัวของปีกที่ภารกรรม +1g ไปจนถึง +4g

ระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่แกนปีกเป็นแผ่นเรียบตัน (Original wing) และปีกอากาศยานที่แกนปีกผ่านกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน (Topology wing) ในตำแหน่งของกงปีกเมื่อมีภารกรรมกระทำต่อปีกเท่ากับ +4g เป็นดังภาพที่ 57

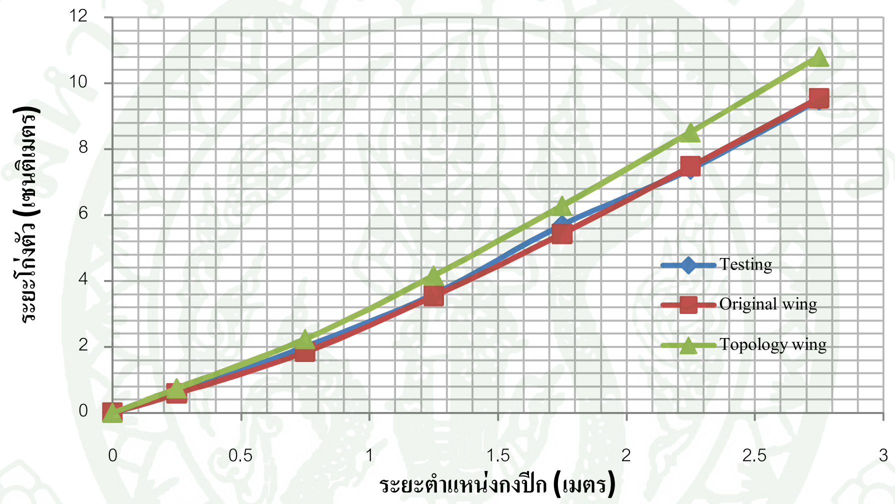


ภาพที่ 57 ระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +4g

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

จากภาพที่ 57 พบว่าระยะโก่งตัวของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 จากการทดสอบมีค่าที่ใกล้เคียงกับปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบตัน ส่วนปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นโครงข้ออ่อนจะมีระยะโก่งที่มากกว่าเมื่อมีภารกรรมกระทำต่อปีกเท่ากับ +4g

ลดภารกรรมที่กระทำต่อปีกให้มีค่า +3g และเปรียบเทียบระยะโก่งตัวของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 จากการทดสอบกับระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่แกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันและปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นโครงข้ออ่อนที่ได้จากโปรแกรม Advance Finite Element เป็นดังภาพที่ 58

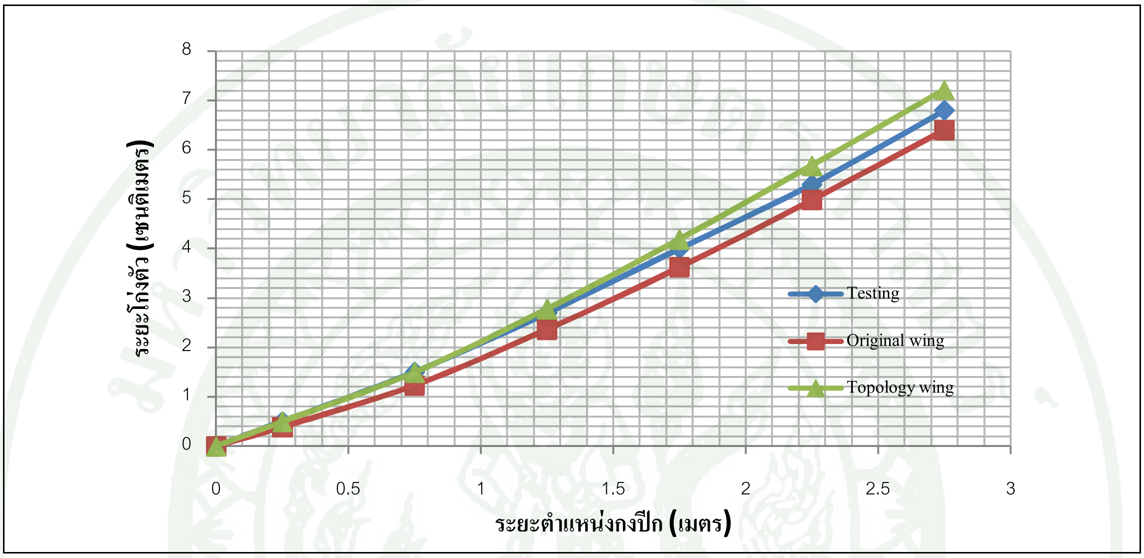


ภาพที่ 58 แสดงระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +3g

จากภาพที่ 58 พบว่าแนวโน้มของระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่มีภารกรรมกระทำต่อปีกเท่ากับ +3g มีรูปแบบที่เหมือนกับระยะโก่งตัวที่เกิดขึ้นกับปีกอากาศยานที่มีภารกรรม +4g ซึ่งระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นโครงข้ออ่อนมีระยะโก่งตัวที่มากกว่าปีกที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันและปีกอากาศยาน บ.ทอ.6

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

จากนั้นลดภารกรรมที่กระทำต่อปีกให้มีค่า +2g และเปรียบเทียบระยะโก่งตัวของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 จากการทดสอบกับระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่แกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันและปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นโครงข้ออ่อนที่ได้จากโปรแกรม Advance Finite Element เป็น ดังภาพที่ 59

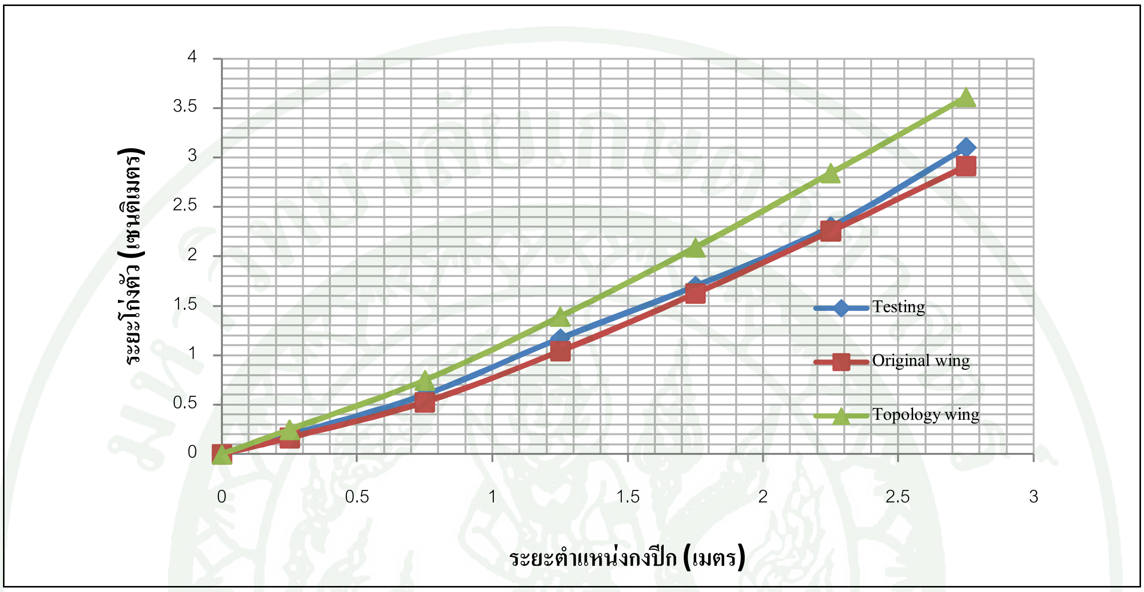


ภาพที่ 59 แสดงระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +2g

จากภาพที่ 59 พบว่าแนวโน้มของระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่มีภารกรรมกระทำต่อปีกเท่ากับ +2g มีรูปแบบที่เหมือนกับระยะโก่งตัวที่เกิดขึ้นกับปีกอากาศยานที่มีภารกรรม +4g และ +3g ซึ่งระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นโครงข้ออ่อนมีระยะโก่งตัวที่มากกว่าปีกที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันและปีกอากาศยาน บ.ทอ.6

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ลดภารกรรมที่กระทำต่อปีกให้มีค่า +1g และเปรียบเทียบระยะโก่งตัวของปีกอากาศยาน บ.ทอ.6 จากการทดสอบกับระยะโก่งตัวของปีกอากาศยานที่แกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันและปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นโครงข้ออ่อนที่ได้จากโปรแกรม Advance Finite Element เป็น ดังภาพที่ 60



ภาพที่ 60 แสดงระยะโก่งตัวของปีกในการทดสอบ, แบบแผ่นเรียบตันและแบบโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน เทียบกับระยะของกงปีก ที่ภารกรรม +1g

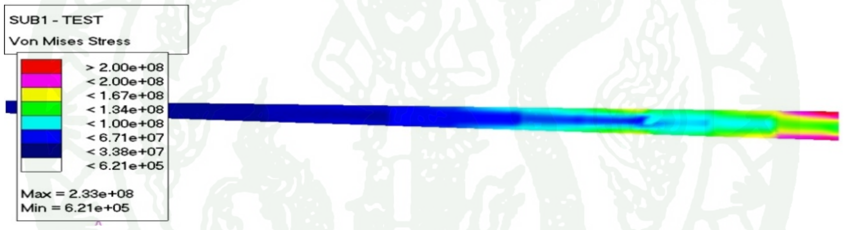
จากภาพสามารถสรุปได้ว่าปีกที่มีโครงสร้างแกนปีกที่เป็นรูปแบบของโครงข้ออ่อน มีระยะโก่งตัวที่มากกว่าปีกที่เป็นโครงสร้างแบบแผ่นเรียบตันที่ทุกภาระกรรมที่ปีกได้รับ เพราะการรับแรงของโครงสร้างแบบแผ่นเรียบกับแบบโครงข้ออ่อนมีความแตกต่างกัน โครงสร้างที่เป็นแผ่นเรียบนั้นจะรับแรงที่เป็นแรงเฉือน ส่วนโครงสร้างที่มีลักษณะเป็นโครงข้ออ่อนนั้นจะรับแรงในแนวแกนในแต่ละโครงข้ออ่อน คือแรงกดและแรงดึง ดังนั้นจึงทำให้รูปแบบของการโก่งตัวแตกต่างไปจากเดิมที่เป็นแบบแผ่นเรียบ

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

3. การวิเคราะห์ความเค้นที่เกิดขึ้นกับแบบจำลองโครงสร้างแกนปีกอากาศยานด้วยโปรแกรม Advance FiniteElement

ความแข็งแรงของโครงสร้างสามารถวัดได้จากค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง โดยค่าความเค้นนั้นเปรียบเทียบจากค่าคุณสมบัติของวัสดุคือ Al 2024-T3 ที่มีค่าความเค้นสูงสุดเท่ากับ 483 MPa ความเค้นที่ยอมรับได้มีค่าเท่ากับ 340 MPa และค่าความเค้นเฉือนเท่ากับ 283 MPa

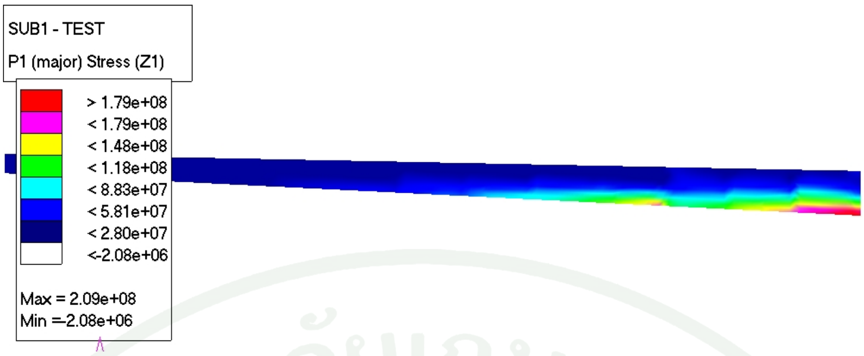
3.1 บริเวณที่เกิดความเค้นแบบวอนมีส, ความเค้นหลักตามแนวแกน X, ความเค้นหลักตามแนวแกน Y, ความเค้นตามแนวแกน X, ความเค้นตามแนวแกน Y และความเค้นเฉือนของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 แบบแผ่นเรียบตันเมื่อได้รับภารกรรมที่ +4g ดังภาพที่ 61 (ก) ถึง (ฉ) และค่าของความเค้นที่เกิดขึ้น ดังตารางที่ 6



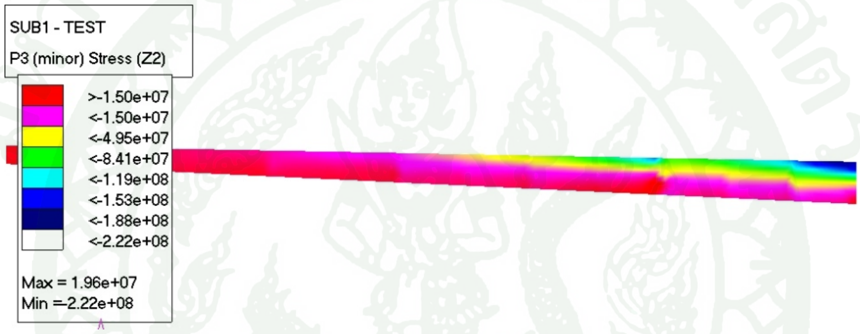
(ก)

ภาพที่ 61 (ก) ค่าความเค้นแบบวอนมิส ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน
(ข) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน
(ค) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน Y เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน
(ง) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน
(จ) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางของโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน
(ฉ) เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตัน

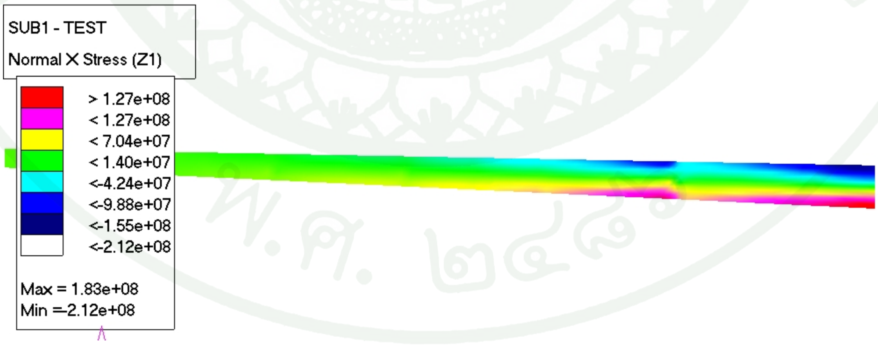
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ข)



(ค)

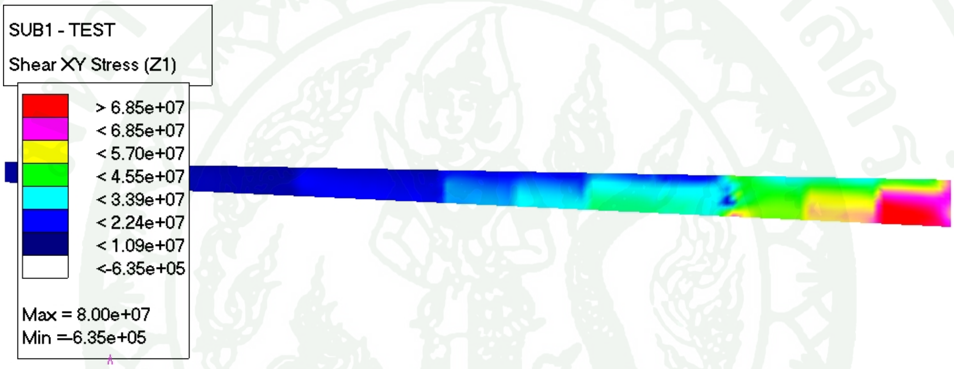


(ง)

ภาพที่ 61 (ต่อ)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

(จ)



(ฉ)

ภาพที่ 61 (ต่อ)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

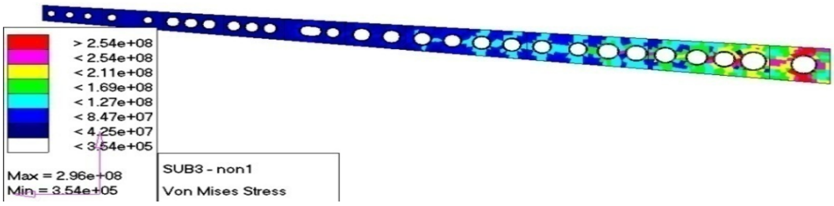
ตารางที่ 5 ค่าความเค้นของปีกอากาศยานที่มีแกนปีกเป็นแผ่นเรียบตันเมื่อรับภารกรรม +4g ที่ได้จากโปรแกรม FEA

Load factor +4g	Max.stress (MPa)	Min.stress (MPa)
Von mises	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

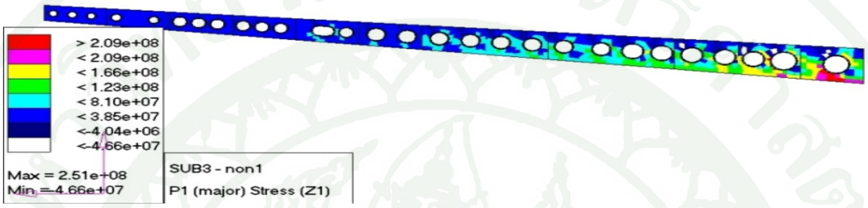
ในรูปแบบแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบนั้นมีค่าของความเค้นที่ไม่เกินกว่าค่าที่สามารถรับได้คือ 340 MPa ดังนั้นสามารถรับภาระกรรมที่ +4g ได้ตามต้องการ และที่ภารกรรม +3g , +2g , +1g โครงสร้างจึงสามารถรับภารกรรมต่างๆ ที่เกิดขึ้นได้เช่นเดียวกัน

3.2 บริเวณที่เกิดความเค้นของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม เมื่อได้รับภารกรรมที่ +4g เป็นดังภาพที่ 62 (ก) ถึง (ฉ) และค่าของความเค้นที่เกิดขึ้น ดังตารางที่ 6

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ก)



(ข)

ภาพที่ 62 (ก) ค่าความเค้นแบบวอนมิส ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

(ข) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

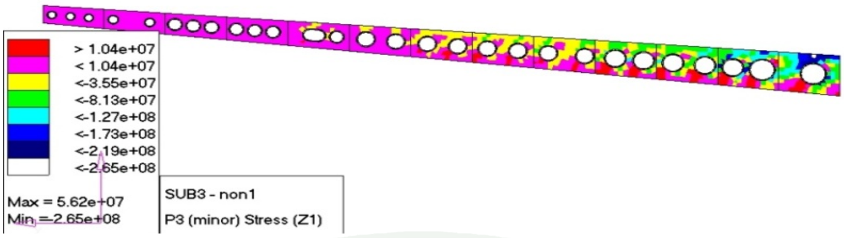
(ค) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน Y เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

(ง) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีกที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

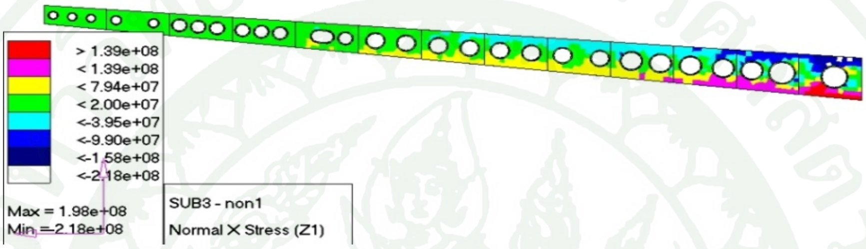
(จ) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางขอโครงสร้างปีก ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนัก ด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

(ฉ) เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบตันและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

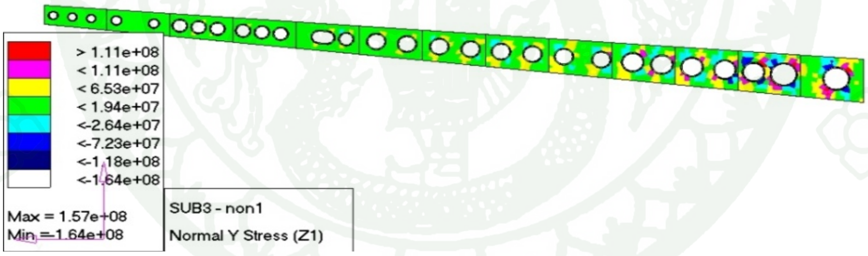
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



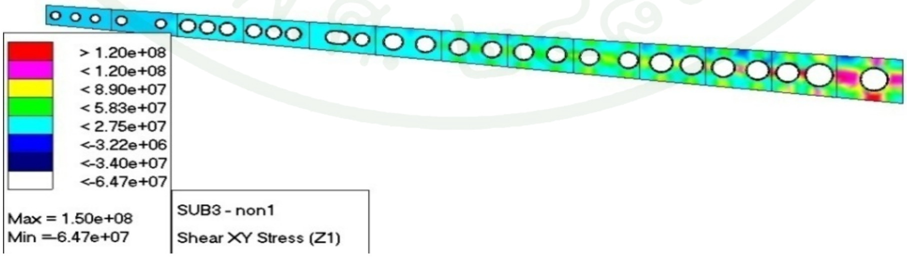
(ค)



(ง)



(จ)



(ฉ)

ภาพที่ 62 (ต่อ)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

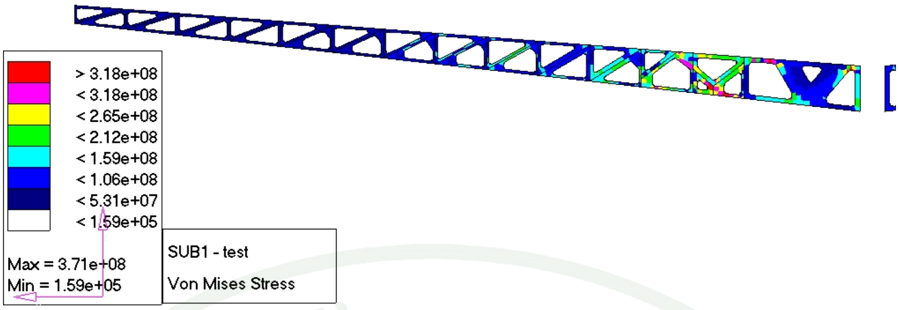
ตารางที่ 6 ค่าความเค้นที่เกิดกับปีกที่มีแกนปีกที่มีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม เมื่อรับภารกรรม +4g ที่ได้จากโปรแกรม FEA

Load factor +4g	Max.stress(MPa)	Min.stress(MPa)
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

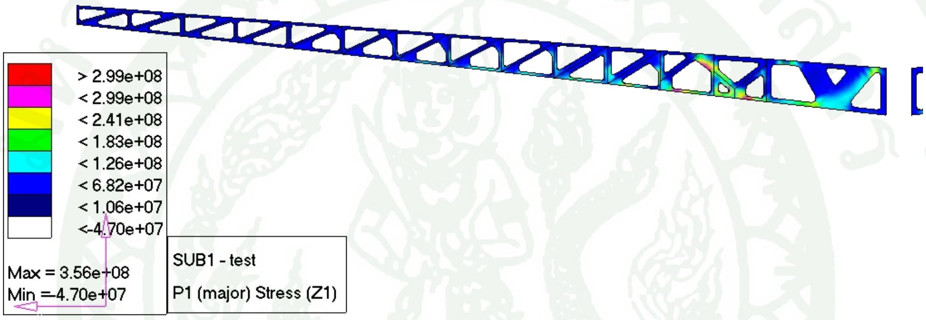
ในรูปแบบแกนปีกที่เป็นแผ่นเรียบและมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลมนั้นมีค่าของความเค้นที่ไม่เกินกว่าค่าที่สามารถรับได้ ดังนั้นสามารถรับภาระกรรมที่ +4g ได้ตามต้องการ และที่ภารกรรม +3g , +2g , +1g โครงสร้างจึงสามารถรับภารกรรมต่างๆที่เกิดขึ้นได้ตามเช่นเดียวกัน

3.3 ความเค้นของแกนปีกอากาศยาน บ.ทอ 6 ที่ผ่านกระบวนโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชันรูปร่างเป็นโครงข้ออ่อน เมื่อได้รับภารกรรมที่ +4g เป็นดังภาพที่ 63 (ก) ถึง (ฉ) และค่าของความเค้นที่เกิดขึ้น ดังตารางที่ 7

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



(ก)



(ข)

ภาพที่ 63 (ก) ค่าความเค้นแบบวอนมิส ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นโครงข้ออ่อน

(ข) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน X เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นโครงข้ออ่อน

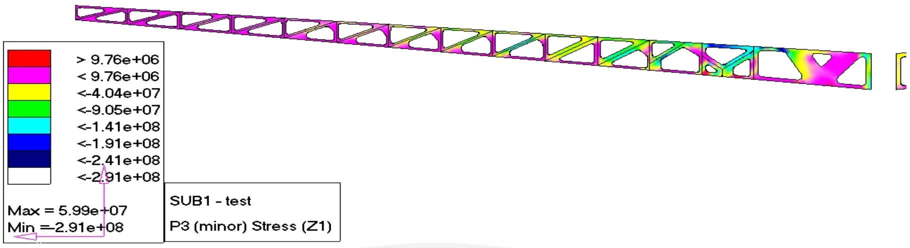
(ค) ค่าความเค้นหลักตามแนวแกน Y เมื่อเอลิเมนต์เอียงทำมุม θ กับแนวแกน X ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นโครงข้ออ่อน

(ง) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน X หรือตามแนวยาวของโครงสร้างปีกที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นโครงข้ออ่อน

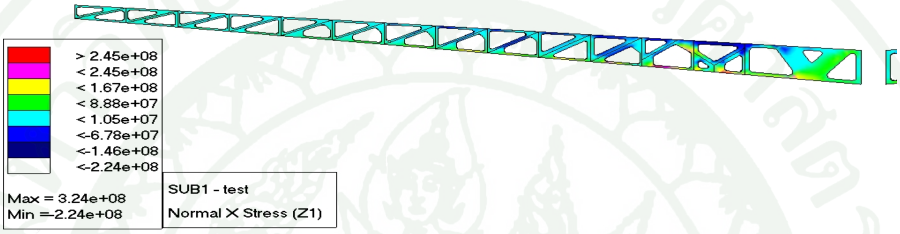
(จ) ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างตามแนวแกน Y หรือตามแนวขวางของโครงสร้างปีก ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นโครงข้ออ่อน

(ฉ) เป็นความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง ที่เกิดกับโครงสร้างแกนปีกหลักที่เป็นโครงข้ออ่อน

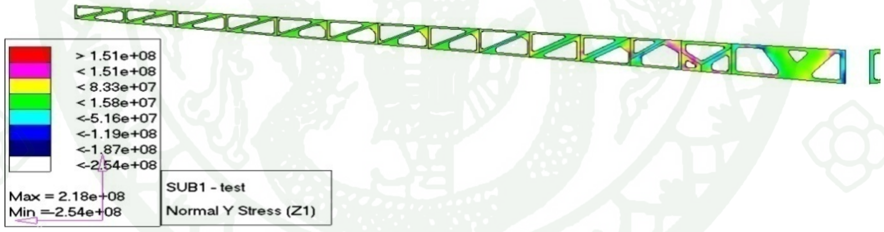
ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์



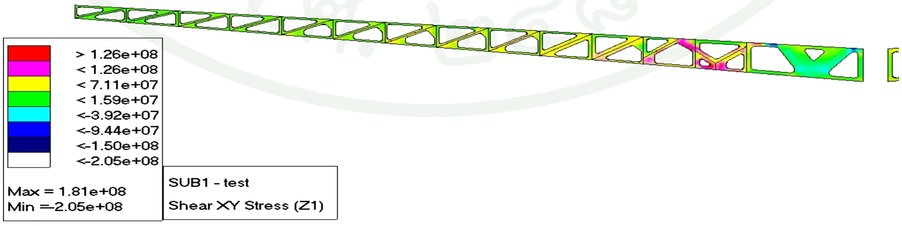
(ค)



(ง)



(จ)



(ฉ)

ภาพที่ 63 (ต่อ)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ตารางที่ 7 ค่าความเค้นที่เกิดกับปีกที่มีแกนปีกผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เมื่อรับภารกรรม +4g ที่ได้จากโปรแกรม FEA

Load factor +4g	Max.stress(MPa)	Min.stress(MPa)
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

ในรูปแบบแกนปีกที่ผ่านกระบวนการโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน นั้น มีค่าของความเค้นที่ไม่เกินกว่าค่าที่สามารถรับได้ ดังนั้นสามารถรับภาระกรรมที่ +4g ได้ตามต้องการ และที่ภารกรรม +3g , +2g , +1g โครงสร้างจึงสามารถรับภารกรรมต่างๆ ที่เกิดขึ้นได้เช่นเดียวกัน

เมื่อได้ค่าของความเค้นของแกนปีกทั้งสามรูปแบบแล้วนำมาวิเคราะห์เปรียบเทียบค่าความเค้นที่เกิดขึ้น ดังตารางที่ 8

ตารางที่ 8 เปรียบเทียบความเค้นที่เกิดขึ้นกับแกนปีกทั้งสามรูปแบบ

ความเค้น	แผ่นเรียบตัน	เว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม	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

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ตารางที่ 8 (ต่อ)

ความเค้น	แผ่นเรียบตัน	เว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม	Topology Optimization
Max.Normal X (MPa)	183	198	324
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 8 พบว่าค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับปีกอากาศยานทั้ง 3 รูปแบบมีค่าความเค้นไม่เกินกว่าค่าความเค้นสูงสุดที่โครงสร้างสามารถรับได้คือ 483 MPa ดังนั้นแกนปีกอากาศยานทั้ง 3 รูปแบบนี้สามารถรับภารกรรมได้ไม่แตกต่างกัน

จากการวิเคราะห์ค่าความเค้นของแกนปีกทั้ง3 รูปแบบ สามารถสรุปได้ว่าแกนปีกหลักที่ผ่านกระบวนการ โทโปโลยีออฟติไมส์เซชันนั้นมีค่าของความแข็งแรงไม่เกินกว่าที่กำหนดคือ 483 MPa และมีน้ำหนักเบากว่าปีกรูปแบบเดิมถึง 27% ดังนั้นจึงมีความเหมาะสมกว่าแกนปีกแบบแผ่นเรียบตัน และแกนปีกแบบมีการลดน้ำหนักด้วยการเว้นช่องว่างเป็นรูปวงกลม

พิจารณาความเค้นที่เกิดขึ้นแต่ละโครงข้ออ่อนของแกนปีกที่ผ่านกระบวนการวิธีโทโปโลยีออฟติไมส์เซชัน ซึ่งมีลักษณะเป็นรูปแบบของโครงข้ออ่อน ดังตารางที่ 9

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ตารางที่ 9 ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นในแต่ละโครงข้ออ่อนของโครงสร้างแกนปีกรูปแบบโครงข้ออ่อนที่ภารกรรม +4g

Member	Von mises 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

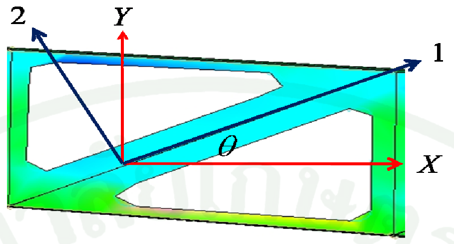
เมื่อได้ค่าของความเค้นที่เกิดขึ้นในแต่ละโครงข้ออ่อนแล้ว นำค่ามาวิเคราะห์ว่าค่าของความเค้นที่เกิดขึ้นบนแนวแกนของโครงข้ออ่อน ว่าเป็นความเค้นอัดหรือความเค้นดึง

4. วิเคราะห์ความเค้น

เนื่องจากโครงสร้างที่ได้การทำโทโปโลยีออฟติไมส์เซชันมีลักษณะคล้ายโครงข้ออ่อน ดังนั้นความแค้นตามแนวแกนของโครงข้ออ่อนจะเป็นความเค้นดึงหรืออัดที่โดดเด่นกว่าความเค้นอื่นๆ ซึ่งทำได้โดยการแปลงค่าของความเค้นที่เกิดขึ้นในแนวแกน X และแนวแกน Y ให้เอียงทำมุม θ ตามแนวแกนของโครงข้ออ่อนในทิศ 1 โดยค่าความเค้นที่ได้นั้นจะบอกได้ว่าเป็นความเค้นอัดหรือความเค้นดึง ถ้าความเค้นที่คำนวณได้เป็นค่าลบจะมีความหมายว่าเป็นความเค้นอัด ส่วนความ

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เค้นที่เป็นบวกจะหมายถึงความเค้นดึง ดังนั้นค่าความเค้นที่เกิดขึ้นตามแนวของโครงข้ออ่อนจะเป็นดังภาพที่ 64 และมีการคำนวณ ดังสมการที่ 10



ภาพที่ 64 รูปแบบของการแปลงค่าความเค้นแนวแกน X และ แนวแกน Y เป็นค่าตามแนวแกนของโครงข้ออ่อน

ตารางที่ 10 มุมของโครงข้ออ่อน

โครงข้ออ่อน	มุม (องศา)
1	52.85
2	53.93
3	36.22
4	34.9
5	33.53
6	32.13
7	30.06
8	29.18
9	27.63
10	26.05
11	24.42
12	22.74
13	21.03

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สมการในการคำนวณนั้นมีดังนี้

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \tag{10}$$

σ_x = ค่าความเค้นที่เกิดตามแนวแกน X

σ_y = ค่าความเค้นที่เกิดตามแนวแกน Y

τ_{xy} = ค่าความเค้นเฉือนที่เกิดในระนาบ XY

σ_1 = ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นตามแนวแกนที่ 1

σ_2 = ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นตามแนวแกนที่ 2

τ_{12} = ค่าความเค้นเฉือนที่แกนในระนาบ 12

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta-\sin^2\theta \end{bmatrix}$$

$[T]$ = เมทริกต์ที่ใช้ในการแปลงค่าความเค้นที่เกิดในแนวแกน X และ แกน Y เป็นแกน 1 และ แกน 2 โดยแกน 1 และแกน 2 เอียงทำมุม θ กับแกน X

ที่มา: Composite of Material (1996)

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ดังนั้นเมื่อทำการคำนวณตามสมการที่ 8 จะได้ค่าของความเค้นที่เกิดขึ้นตามแนวแกน 1 และ 2 โดยจะสามารถบอกได้ว่าเป็นความเค้นกดหรือความเค้นดึง ดังตารางที่ 11

ตารางที่ 11 แสดงค่าความเค้นอัดและความเค้นดึง

Member	σ_x MPa	σ_y MPa	τ_{xy} MPa	σ_1 MPa	σ_2 MPa	τ_{12} MPa	$\frac{\sigma_2}{\sigma_1}$ (%)	$\frac{\tau_{12}}{\sigma_1}$ (%)	Tension or compression
1	-40.5	-111	37.8	-121.3	-29.47	23.3	24.3	19.2	Compressive
2	-35.7	-98	37.1	-110	-21.8	18.4	19.8	16.72	Compressive
3	-69.6	-64	41.3	-107	-26.5	9.8	24.76	9.16	Compressive
4	-42.2	-43	27.1	-67.96	-17.4	9.72	25.5	14.3	Compressive
5	-80.6	-67	46.8	-119	-27.91	12	23.45	10.08	Compressive
6	-53.5	-45.2	31	-79	-19.73	9.86	24.9	12.48	Compressive
7	-49.9	-38.8	28.9	-72.4	-16.3	9	22.51	12.43	Compressive
8	-24.4	-18.6	13.1	-34.17	-8.82	4.42	25.8	12.9	Compressive
9	-29.7	-20.3	14.8	-40	-10	4.6	25	11.5	Compressive
10	-16.2	-9.9	6.92	-20.38	-5.7	1.78	27.9	8.73	Compressive
11	-20.4	-11.3	8.06	-25	-6.83	1.84	27.32	7.36	Compressive
12	2.25	1.22	-0.07	2.15	1.32	0.318	61.4	14.8	Tension
13	1.65	0.7	-0.05	1.56	0.8	0.28	51.3	17.9	Tension

จากตารางที่ 11 สามารถสรุปได้ว่าโครงข้ออ่อนที่บริเวณโคนปีกนั้นจะเกิดค่าความเค้นอัดในแนวแกนโครงข้ออ่อนส่วนที่ปลายปีกจะยืดเนื่องจากเกิดความเค้นดึง เนื่องจากปีกนั้นจะถูกทำให้โก่งตัวขึ้นที่โคนปีกนั้นจะรับการหดตัวของโครงสร้างจึงทำให้เกิดความเค้นอัด ส่วนที่ปลายปีกเมื่อมีการโก่งตัวจะมีการยืดตัวของโครงสร้างไปตามภารกรรมที่กระทำบริเวณปลายปีก ค่าของความเค้นเฉือนและค่าความเค้นในแนวแกนที่ 2 จึงมีค่าที่ประมาณ 15 เปอร์เซ็นต์ และ ประมาณ 25 เปอร์เซ็นต์ของความเค้นตามในแนวแกนตามลำดับ ดังนั้นค่าความเค้นในแนวแกนของโครงสร้างโครงข้ออ่อนมีความโดดเด่นที่เห็นได้ชัดเจน

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สรุปและข้อเสนอแนะ

สรุป

จากการที่กองทัพอากาศได้ทำการสร้างอากาศยานฝึกนักบิน บ.ทอ.6 น้ำหนักของเครื่องยนต์มีค่ามากกว่าเดิม ดังนั้นจึงต้องการที่จะลดน้ำหนักของโครงสร้าง โดยโครงสร้างที่เลือกลดน้ำหนักคือแกนปีกจากรูปแบบของแผ่นเรียบตันให้เป็นรูปแบบโครงข้ออ่อนด้วยกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน และมีน้ำหนักลดลงอย่างน้อย 10% รวมทั้งมีความแข็งแรงที่ไม่น้อยกว่าเดิม

การสร้างรูปแบบของแกนปีกอากาศยานด้วยกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ในแนวคิดแบบ SIMP ซึ่งกำหนดค่าความต้องการออฟติไมส์เซชันคือ compliance น้อยที่สุด และกำหนดอัตราส่วนความหนาแน่นของเอลิเมนต์เท่ากับ 40% รูปแบบโครงสร้างแกนปีกที่ได้เป็นรูปแบบโครงสร้างโครงข้ออ่อนมีน้ำหนัก 1.93 กิโลกรัม

แกนปีกที่ผ่านกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน มีน้ำหนัก 1.93 กิโลกรัม เมื่อเทียบกับโครงสร้างแกนปีกแบบแผ่นเรียบตันน้ำหนักลดไป 27% มีระยะโก่งตัวมากขึ้นเนื่องจากรูปแบบแรงกระทำกับโครงสร้างมีการเปลี่ยนแปลงจากรับแรงเฉือนในรูปแบบแผ่นเรียบตัน ไปเป็นแรงอัดและแรงดึงตามแนวโครงข้ออ่อน ความเค้นทุกรูปแบบที่เกิดกับแกนปีกแบบโครงข้ออ่อนมีค่าไม่เกินกว่าที่ได้กำหนดไว้คือ 483 MPa และแกนปีกแบบโครงข้ออ่อนมีค่าความเค้นตามแนวแกนของโครงข้ออ่อนโดดเด่นที่สุดและมีค่าความเค้นเฉือนเข้าใกล้ศูนย์

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ข้อเสนอแนะ

ในการลดน้ำหนักของโครงสร้าง กระบวนการวิธีโทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน เป็นทางเลือกหนึ่งที่มีประสิทธิภาพ และมีแนวคิดหลายรูปแบบ มีความโดดเด่นที่ต่างกันไป

กระบวนการ โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน ไปใช้พัฒนากับโครงสร้างอื่นๆ ของอากาศยานได้อีกเช่น กงปีก , ฐานล้ออากาศยาน และอื่นๆ

การหาค่าความเหมาะสมของโครงสร้างนั้นยังมีค่าตัวแปรที่สามารถปรับเปลี่ยนได้อีก เช่น ความหนา และรูปร่างลักษณะของโครงข้ออ่อน และในการวิเคราะห์ด้านเสถียรภาพของโครงสร้างที่ได้ผ่านกระบวนการวิธี โทโปโลยี ออฟติไมส์เซชัน การขึ้นขอบ หรือขึ้นสันให้กับโครงสร้าง และการหาค่าความเหมาะสมแบบ ESO เพื่อมาเปรียบเทียบกับแบบ SIMP รวมทั้งการเปลี่ยนวัสดุให้เป็นวัสดุผสม (Composite) ซึ่งเป็นการพิจารณาในขั้นต่อไป

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เอกสารและสิ่งอ้างอิง

ศุภชัย ตระกูลทรัพย์ทวี และ สถาพร วังฉาย. 2549. **SolidWorks/COSMOSWorks ขั้นพื้นฐาน.** พิมพ์ครั้งที่ 1 สำนักพิมพ์ ส.ส.ท., กรุงเทพฯ.

Bendsφe M.P. and O.sigmund 2003. Topology Optimization with SIMP method, pp. 45-50. *In* **Topology Optimization Theory, Method and Applications.** Springer, Germany.

Lars Krong, Alastair Tucker and Gerrit Rollema Airbus UK Ltd. 2002. Application of topology, sizing and shape optimization methods to optimization design of aircraft components. **Altair Engineering** 11: 99-111.

Cervellera P., Zhou M.and U.Schramm. 2007. Optimization driven design of shell structure under stiffness , strength and stability requirement. **Reducing Weight in Aircraft Structures 2007**: 17-19.

Cardoso E. L.; J. S. O. Fonseca, 2003. Complexity control in the topology optimization of continuum structures. Journal of the Brazilian Society of **Mechanical Sciences and Engineering**. vol 15 (no.3): 293-301.

Edwards C.S., H.A. Kim and C.J. Budd, 2003. An evaluative study on ESO and SIMP for Optimising a Cantilever tie-beam. **Department of Mechanical Engineering University of Bath 2003**: 69-80.

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

ประวัติการศึกษาและการทำงาน

ชื่อ-นามสกุล	เรืออากาศโท ชุมพล สวยเนตรทอง
วัน เดือน ปี ที่เกิด	วันที่ 24 กุมภาพันธ์ 2526
สถานที่เกิด	กรุงเทพมหานคร
ประวัติการศึกษา	ระดับปริญญาตรี วิศวกรรมการบินและอวกาศ โรงเรียนนายเรืออากาศ
ตำแหน่งหน้าที่การงานปัจจุบัน	นายทหารเอกสารเทคนิค แผนกแผนแบบและ วิเคราะห์ กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน ศูนย์วิทยาศาสตร์ เทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ
สถานที่ทำงานปัจจุบัน	กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน ศูนย์วิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ

ลิขสิทธิ์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์