

การประยุกต์ใช้ปฏิสัมพันธ์ระหว่างการไหลและโครงสร้าง สำหรับการวิเคราะห์ภาคตัดปีก

Applied Fluid-Structure Interaction for Wing Section Analysis

นาวาอากาศโท พิทักษ์ ประกรแก้ว¹, รองศาสตราจารย์ ดร.ธัญญา เกียรติวัฒน์²

¹ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ 50 พหลโยธิน เขตจตุจักร กรุงเทพมหานคร 10900

² คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ 50 พหลโยธิน แขวงลาดยาว เขตจตุจักร กรุงเทพมหานคร 10900

*ติดต่อ : E-mail: takgun_p@hotmail.com, Tel: 0-2942-8555

บทคัดย่อ

การจำลองการทดสอบวิเคราะห์ความเค้นสำหรับภาคตัดปีกด้วยเครื่องมือที่มีประสิทธิภาพ สำหรับการออกแบบและพัฒนาปีกอากาศยาน บทความนี้ได้สร้างแบบจำลองของการทดสอบวิเคราะห์ความเค้นสำหรับภาคตัดปีกที่ความเร็วเดินทาง 150 นอต และนำไปเปรียบเทียบกับผลการทดลอง โดยกำหนดวัสดุที่ใช้ในแบบจำลองปีกในโปรแกรม FEMAP/ Nastran ด้วยอลูมิเนียม 2024 และ 7075 และนำผลลัพธ์จากแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ที่ได้เปรียบเทียบกับผลการทดลองเพื่อตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์ความเค้นของภาคตัดปีก

คำหลัก: การปฏิสัมพันธ์ระหว่างของไหลและของแข็ง, การวิเคราะห์ความเค้น, ภาคตัดปีก

Abstract

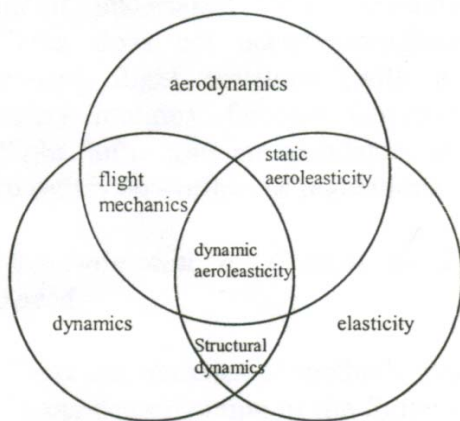
The simulation of stress analysis testing for a wing section is an efficiency tool for design and development of wing aircraft. In this paper, numerical model of the stress analysis testing for a wing section during the cruise speed 150 knot was developed and validated using experimental data. Specific flow and stress analysis test were carries out using simulation of the aluminum 2024 and 7075 wing and reproduced in detail using the FEMAP/ Nastran software. The structure or the wing is represented by a detailed finite element (FE) models and constructed by a robust structure analogy method. The numerical results are compared with experimental data for demonstrated the accuracy, efficiency and robustness of stress analysis for wing structure are presented the applicability and performance of the concepts.

Keywords: Fluid-structure Interaction, Stress Analysis, Wing Section

1. บทนำ

การไหลที่ก่อให้เกิดการสั่นสะเทือน ของโครงสร้างอากาศยาน เป็นหนึ่งในหัวข้อที่สำคัญมากที่สุดต่อเสถียรภาพและความปลอดภัยของอากาศยาน ซึ่งจำเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องศึกษาถึงปัจจัยที่เกี่ยวข้อง คือ การไหล และการเสียรูปของโครงสร้าง ทั้งนี้ยังไม่มีเครื่องมือคำนวณที่มีประสิทธิภาพ และถูกต้องในการศึกษาเกี่ยวกับ ฟิสิกส์พื้นฐาน และ การทำนายการเสียหายของโครงสร้าง ซึ่งเป็นปัญหาที่มีความสลับซับซ้อนของการปฏิสัมพันธ์กัน ระหว่างการไหลของของไหลกับตัวโครงสร้างที่ไม่เป็นเชิงเส้น และ ข้อกำหนดเงื่อนไขที่หลากหลายซึ่งทำให้ปัญหาที่เกิดขึ้นกับ ระบบโครงสร้าง และ ระบบเครื่องยนต์ ของอากาศยานมีความสลับซับซ้อนมาก

ในส่วนของ CAE (Computational Aeroelasticity) นั้น ก็คือ การเกิดปฏิสัมพันธ์ระหว่างหลักการทาง CFD (Computational Fluid Dynamic) กับ หลักการของ CSD (Computational Structural Dynamic) ซึ่ง CAE จึงเป็นสาขาที่ศึกษาการเปลี่ยนรูปร่างของโครงสร้างที่มีความยืดหยุ่น ในกระแสอากาศที่ไหลผ่าน และ ในขณะเดียวกัน ก็จะทำให้เกิดแรงทางอากาศพลศาสตร์กระทำต่อตัวโครงสร้างนั้นอีกด้วย ดังแสดงในรูปที่ 1



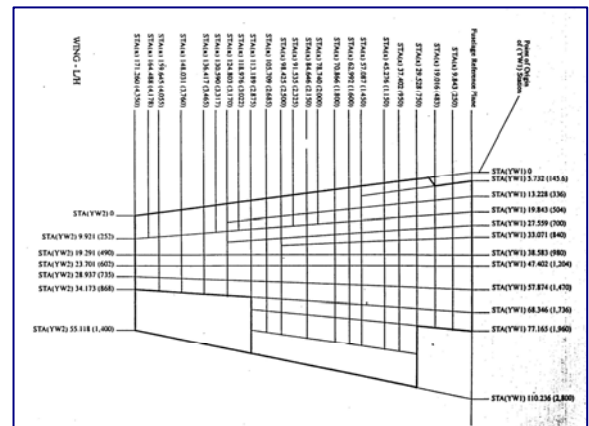
รูปที่ 1 แผนภาพของสาขาวิชา Aeroelasticity

ดังนั้น Aeroelasticity จึงเป็นสาขาวิชาที่มีความเกี่ยวข้องทั้ง 3 สาขาวิชา คือ ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งเป็นการทำนายผลของแรงที่กระทำต่อรูปทรงกับส่วนของทฤษฎีความยืดหยุ่น ก็จะเป็นการทำนายผลของรูปทรงที่ยืดหยุ่น ภายใต้ภาระแรงที่

กระทำ และในส่วนสุดท้ายก็คือทฤษฎีทางพลศาสตร์นั้น จะเกี่ยวกับการศึกษาผลกระทบของแรงเฉื่อยที่เกิดขึ้นในระบบ

2. แบบจำลองของปีก

การวิเคราะห์โครงสร้างของปีกอากาศยานนั้น มีหลายวิธีด้วยกัน แต่ในการวิเคราะห์ภาคตัดปีกของ บ.ขฝ.1 ครั้งนี้ ได้เลือกนำวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ โดยใช้โปรแกรม FEMAP/ Nastran มาเป็นตัวช่วยในการวิเคราะห์โครงสร้าง โดยเริ่มจากขั้นตอนในการศึกษาหาข้อมูลขนาดของปีกอากาศยานที่จะนำมาวิเคราะห์ในครั้งนี โดยข้อมูลทั้งหมดได้รับมาจากคู่มือเชิงเทคนิค (Technical order : T.O.) บ.ขฝ.1 ซึ่งจะระบุถึงขนาดและรูปร่างของปีกอากาศยาน ที่จะนำมาใช้สร้างแบบจำลองเพื่อการวิเคราะห์โครงสร้างของปีก



รูปที่ 2 แผนภาพแสดงขนาดของปีก บ.ขฝ.1

จากรายละเอียดขนาดและรูปร่างของปีก บ.ขฝ.1 ในเอกสาร T.O. นั้น จะบอกขนาดและตำแหน่งของโครงสร้างของปีกอากาศยานคือ คิวปีก, คานปีก (spar), กงปีก (rib) และคานเสริมยึดคิว (stringer) รายละเอียดของปีกที่ได้กล่าวมาข้างต้น มีดังต่อไปนี้
วัสดุของคิวปีกด้านบน คือ อลูมิเนียม 2024 หนา 2.5, 3, 2, 1.8, 1.5 มิลลิเมตร
วัสดุของคิวปีกด้านล่าง คือ อลูมิเนียม 2024 หนา 2.5, 3, 2, 1.8, 1.5 มิลลิเมตร

วัสดุของ Rib 1 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.26 นิ้ว
วัสดุของ Rib 2-4 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.047 นิ้ว
วัสดุของ Rib 5 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.057 นิ้ว
วัสดุของ Rib 6-7 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.025 นิ้ว
วัสดุของ Rib 8-11 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.015 นิ้ว
วัสดุของ Rib 12-14 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.063 นิ้ว
วัสดุของ Rib 15 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.073 นิ้ว
วัสดุของ Rib 16 คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.032 นิ้ว
วัสดุของ Main Spar คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.079 นิ้ว
วัสดุของ Front Spar คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.079 นิ้ว
วัสดุของ Rear Spar คือ อลูมิเนียม 7075 หนา 0.079 นิ้ว
วัสดุและของ Stinger คือ อลูมิเนียม 7075 พื้นที่ 0.2 ตารางนิ้ว

รายละเอียดของปีกที่ได้กล่าวมาข้างต้นนำมา
สร้างแบบจำลองของปีก 3 มิติ ได้ ในลักษณะของโซลิด
(Solid) ด้วยโปรแกรม VISI-CAD ดังแสดงในรูปที่ 3



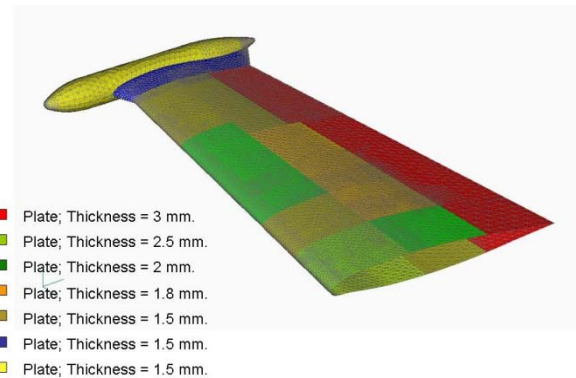
รูปที่ 3 แบบจำลอง 3 มิติ ของปีก บ.ขฝ.1

3. การวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์

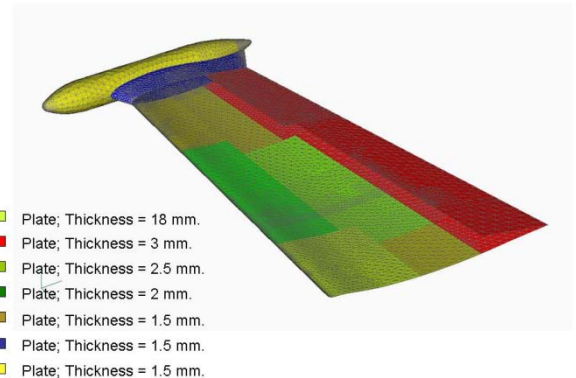
นำแบบจำลองของปีก 3 มิติ ในลักษณะของโซลิด ที่
ได้ออกแบบไว้แล้วข้างต้น ไปวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ด้วย
โปรแกรม CF - Design เพื่อหา ค่าแรงยก และ แรงต้าน ที่
ความเร็วต่างๆ ผลที่ได้จะเป็นมุมปะทะวิกฤติที่ปีกของ บ.ขฝ.1
สามารถรับได้จากผลการวิเคราะห์ที่ 8G ได้ค่าของแรงยก
37,159.27 ปอนด์ ที่ PHAA

นำแบบจำลองที่เป็นโซลิด มาออกแบบโครงสร้าง
ภายในปีกของ บ.ขฝ. 1 โดยมีตำแหน่ง และขนาดของ Rib ,Spar
และ Stinger ตามที่ใน T.O. ได้กำหนดไว้ด้วยโปรแกรม FEMAP
โดยการตัดแบบจำลองในแนวภาคตัดของปีกให้ตรงตามตำแหน่ง
และขนาดของโครงสร้างภายในปีก บ.ขฝ.1 เมื่อได้แบบจำลองที่มี
ตำแหน่งและรูปร่างของโครงสร้างภายในปีกของ บ.ขฝ.1 แล้ว

นำไปทำการ Mesh และกำหนดค่าคุณสมบัติของ วัสดุ ขนาด
และประเภทของเอลิเมนต์ผิวปีก ทั้ง ด้านบน และ ด้านล่าง
โดยกำหนดให้เอลิเมนต์มีลักษณะเป็นแบบ Plate ซึ่ง
จะมีลักษณะเป็นพื้นที่ผิวบางที่มี 2 มิติ คือ ความกว้าง
กับความยาว ซึ่งก็ทำให้การกำหนดคุณสมบัติของเอลิ
เมนต์ตรงเฉพาะความหนาของผิว ซึ่งจะมีความหนา
ไม่เท่ากัน แสดงได้ด้วยสีที่แตกต่างกัน ดังแสดงในรูป
ที่ 4 - 5



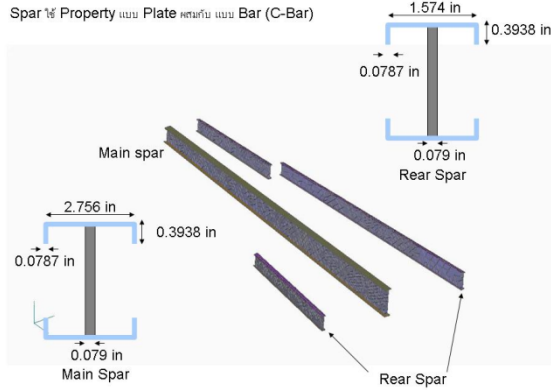
รูปที่ 4 ปีกด้านบนที่ทำการ Mesh แล้ว



รูปที่ 5 ปีกด้านล่างที่ทำการ Mesh แล้ว

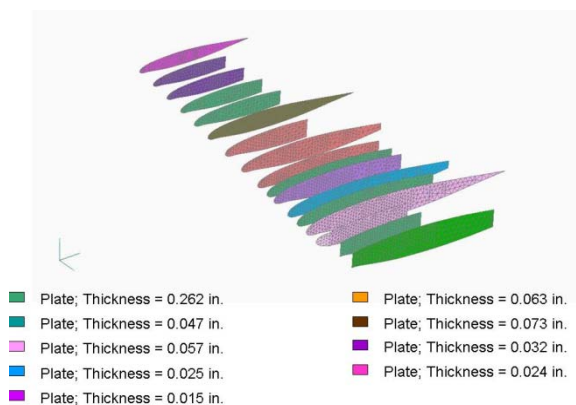
การทำ Mesh ของชิ้นส่วนที่เป็น Spar ใน
โครงสร้างภายในของปีกจะมีเอลิเมนต์แบบผสม คือ
ใช้คุณสมบัติของเอลิเมนต์เป็น Plat และ Bar ซึ่ง
สำหรับ เอลิเมนต์ แบบ Bar จะเป็นแบบ 1 มิติ ซึ่งจะ
กำหนดรูปร่างของ Bar เป็นรูปตัว C โดยให้ความหนา
และ ความกว้างเป็นตัวกำหนดขนาดของเอลิเมนต์
แบบ Bar แล้วนำมาติดกับเอลิเมนต์เป็น Plat ทั้ง

ด้านบนและด้านล่าง ดังนั้นการทำ Mesh ในชั้นส่วนแบบ Spar จึงมีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 6



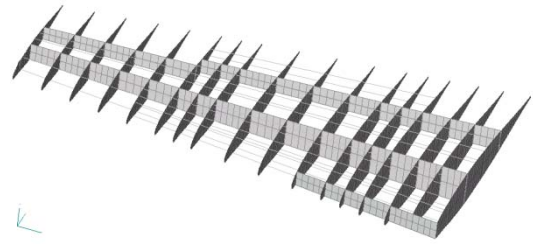
รูปที่ 6 ชั้นส่วนของ Spar ที่ทำการ Mesh แล้ว

ส่วนการทำ Mesh ของชั้นส่วนของ Rib โครงสร้างภายในของปีก โดยจะใช้คุณสมบัติเป็น plate ซึ่งจะมีความหนาไม่เท่ากันจะกำหนดความหนาตามสี ดังรูปด้านบน เพราะ Rib มีรูปร่างเป็นผิวบาง เหมือนกับผิวปีก ดังนั้นการทำ Mesh ในชั้นส่วนของ Rib ที่ตำแหน่งต่าง ๆ มีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 6

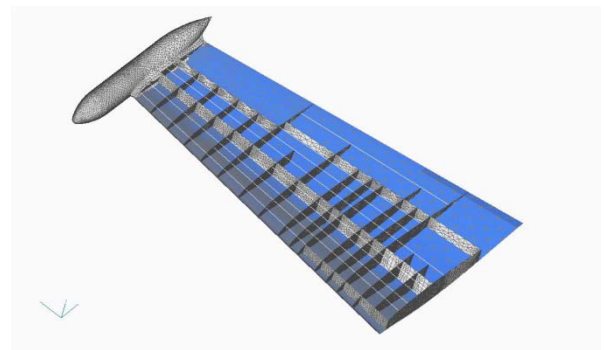


รูปที่ 7 ชั้นส่วนของ Rib ที่ทำการ Mesh แล้ว

เมื่อนำชิ้นงานที่ทำการ Mesh เรียบร้อยแล้ว ของโครงสร้างภายในปีก Rib Spar และ Stringer มาประกอบรวมกัน ก็จะมีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 7 – 8

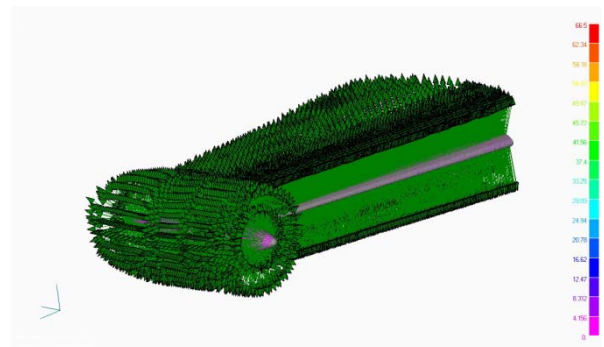


รูปที่ 8 Rib Spar และ Stringer ที่ทำการ Mesh แล้ว



รูปที่ 8 โครงสร้างภายในของปีกที่ทำการ Mesh แล้ว

จากโครงสร้างของปีกที่ทำการ Mesh เรียบร้อยแล้ว จึงนำเอาแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้มาจากโปรแกรม CF - Design มาใส่ลงในโปรแกรม FEMAP ซึ่งแรงที่กระทำต่อโครงสร้างของปีก มีลักษณะเป็นแบบ Wall force

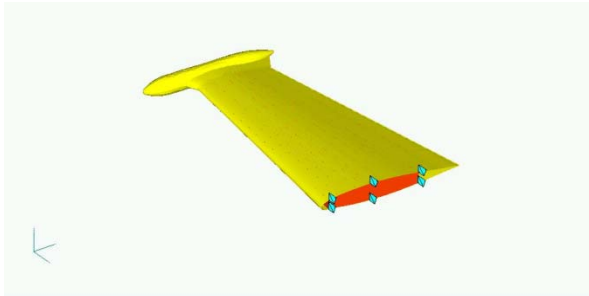


รูปที่ 9 แรงที่กระทำต่อโครงสร้างของปีก

4. ผลการวิเคราะห์

หลังจากที่ได้นำแรงทางอากาศพลศาสตร์ใส่ลงในโปรแกรม FEMAP แล้ว ขั้นตอนในการวิเคราะห์ต่อไปคือ การหามุมปะทะวิกฤติของปีก บ.ข.ฝ.1 โดยใช้อัตราที่ได้จาก T.O. คือ ค่าของแรงยกที่มุมปะทะ 0

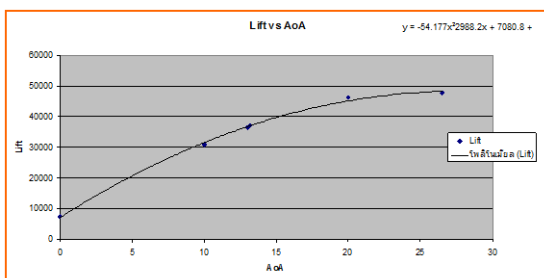
องศา 10 องศา และ 20 องศา เมื่อได้ค่าของแรงที่จะกระทำต่อโครงสร้างปีก และนำมาใส่ในโปรแกรม FEMAP แล้ว ใส่จุดจับยึดที่ปีก บ.ขฝ.1 เป็นแบบ 6 จุด ดังแสดงในรูปที่10 เพื่อหาค่าแรงยกที่เกิดขึ้นของแต่ละองศา ดังแสดงในตารางที่ 1 แล้วนำมาเขียนกราฟ เพื่อหาค่ามุมปะทะวิกฤติของปีก บ.ขฝ.1



รูปที่10 การใส่จุดจับยึดที่ปีก บ.ขฝ.1 แบบ 6 จุด

ตารางที่ 1 แสดงค่าของแรงยกของแต่ละมุมปะทะ

AoA	Lift	G
0	7296.47	1.57
10	30971.69	6.667
13	36489.60	7.855
13.2	37159.27	8
20	46178.51	9.941
26.5	47778.57	10.286



รูปที่11 กราฟเปรียบเทียบค่าแรงยกกับมุมปะทะ

เมื่อได้ค่าแรงยกที่ 0 องศา 10 องศา และ 20 องศา แล้วจึงนำค่าแรงยกที่ได้มาทำเป็นกราฟแล้วทำการหาแนวโน้มของกราฟที่เกิดขึ้น ผลของการหาค่า

มุมปะทะวิกฤติมีค่าเท่ากับ 13.2 องศาและค่าความเร่งจากแรงโน้มถ่วงของโลก คือ 8G

เมื่อรู้ค่าของมุมปะทะวิกฤติแล้ว นำมุมปะทะวิกฤติที่ได้ไปทำการวิเคราะห์หาแรงทางอากาศพลศาสตร์ในโปรแกรม CF - Design แล้วนำค่าของแรงที่ได้จากโปรแกรม CF - Design ที่มีลักษณะเป็น Wall Force ใส่ลงในโปรแกรม FEMAP อีกครั้ง แล้วทำการหาค่าความเค้นที่เกิดขึ้นที่กระทำต่อปีก บ.ขฝ.1 ซึ่งจะเห็นได้ว่าวิธีการวิเคราะห์หาค่าความเค้นที่เกิดขึ้นบนปีกด้วยโปรแกรม FEMAP/ Nastran อันดับแรกนำแรงที่ได้จากโปรแกรม CF - Design มากระทำต่อปีก บ.ขฝ.1 โดยการใส่จุดจับยึด ซึ่งจะใส่แบบยึดทั้งชิ้นส่วนของ Rib ที่ 1 ดังแสดงในรูปที่ 12

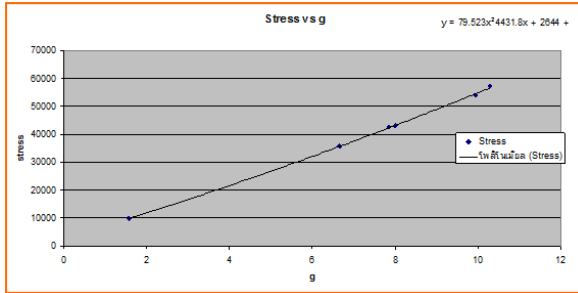


รูปที่12 การใส่จุดจับยึดที่ปีกแบบยึดทั้งชิ้นส่วน

เมื่อทำการวิเคราะห์หาค่าความเค้นได้แล้วนั้น ดังแสดงในตารางที่ 2 จึงตรวจสอบค่าความถูกต้องของค่าความเค้นที่เกิดขึ้น ซึ่งค่าความเค้นที่วัสดุเป็นอลูมิเนียม 2024 ที่สามารถยอมรับได้ประมาณ 43,000 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ซึ่งค่าที่ออกมาได้ใกล้เคียงกับค่าที่ได้รับจากการคำนวณ

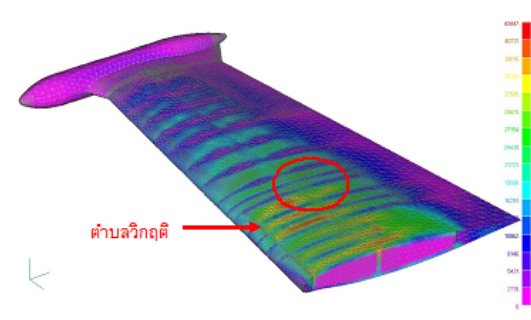
ตารางที่ 2 แสดงค่าความเค้นของแต่ละมุมปะทะ

AoA	Lift	g	Stress
0	7296.47	1.57	9775.971
10	30971.69	6.667	35891.84
13	36489.60	7.855	42411.88
13.2	37159.27	8	43050.4
20	46178.51	9.941	53939.3
26.5	47778.57	10.286	57208.2



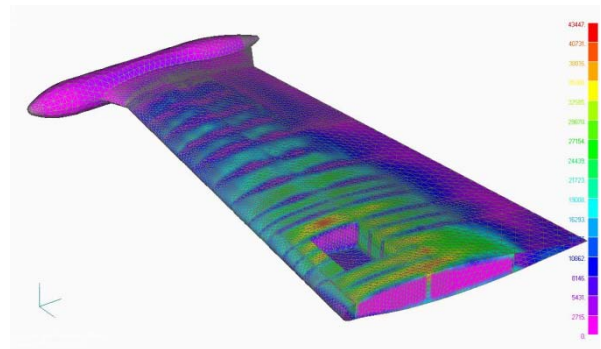
รูปที่ 13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าความเค้น กับค่าอัตราเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก

เมื่อรู้ค่าของความเค้นที่เกิดขึ้นแล้ว ขั้นตอนการวิเคราะห์ต่อไปคือ ทำการหาตำแหน่งที่บริเวณตำบลวิกฤติที่เกิดขึ้นบนปีก บ.ขฝ.1 การบอกตำแหน่งตำบลวิกฤติในโปรแกรม FEMAP นั้น จะบอกเป็นแถบสีซึ่งสีแต่ละสีจะมีค่าบอกค่าความเค้นที่เกิดขึ้น ค่าของความเค้นที่เกิดขึ้นในโปรแกรม FEMAP จะดูค่า Von Miss Stress และค่าของระยะกระจัดที่เกิดขึ้นในโปรแกรม FEMAP ผลที่ได้จะสามารถนำมาใช้นั้นจะมีอยู่ทุกจุด (Node) ในที่นี้จุดที่เกิดความเค้นสูงสุดนั้น คือตำแหน่งของ Node ที่ 614024 ดังแสดงในรูปที่ 14

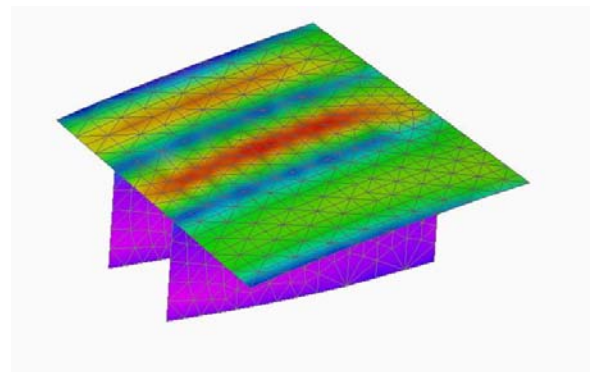


รูปที่ 14 ตำแหน่งของ Node ที่เกิดความเค้นสูงสุด

เมื่อได้ตำแหน่งตำบลวิกฤติแล้ว ขั้นตอนของการวิเคราะห์ต่อไปก็คือ จะนำบริเวณตำบลวิกฤตินั้น มาทดสอบ จากตำบลวิกฤติทำการตัดบริเวณตำบลวิกฤตินั้น มาทดสอบในโปรแกรม FEMAP/ Nastran เพื่อที่ต้องการทราบแรงกระทำที่จะทำให้เกิดความเค้นที่ตำแหน่ง 614024 มีค่า 43,000 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ดังแสดงในรูปที่ 15 – 16



รูปที่ 15 การตัดชิ้นส่วนที่บริเวณตำบลวิกฤติ



รูปที่ 16 ชิ้นส่วนโครงสร้างที่บริเวณตำบลวิกฤติ

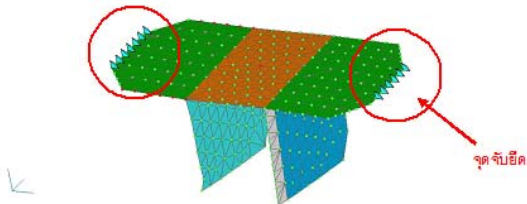
เมื่อได้ลักษณะของชิ้นโครงสร้าง ที่จะนำมาทดสอบแล้ว ข้อมูลที่จำเป็นที่จะใช้ในการทดสอบคือ ที่ค่า 1G ถึง 8G นั้น ค่าของความเค้น และระยะกระจัดที่ตำแหน่ง 614024 ดังแสดงในตารางที่ 3

ตารางที่ 3 ค่าความเค้น/ ระยะกระจัดแต่ละมุมปะทะ

AoA	G	Stress	Displacement Tz
0	1.57	9775.971	0.089254
10	6.667	35891.84	0.32299
13	7.855	42411.88	0.37989
13.2	8	43050.4	0.38614
20	9.941	53939.3	0.4799
26.5	10.286	57208.2	0.50107

เมื่อได้ค่าที่จำเป็น ต่อการทดสอบเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนของการทดสอบชิ้นโครงสร้าง คือ ทำการใส่แรงกระทำที่ชิ้นโครงสร้าง เป็นแบบกระจายโดยแรงที่ให้ จะตั้งฉากกับชิ้นโครงสร้างที่อยู่ตรงกลางระหว่าง

Rib ทั้งสองข้าง และทำการใส่จุดจับยึดที่ตรงปลายของ
ชั้นโครงสร้างทั้งสองด้าน เป็นแบบไม่ให้ขยับได้และ
เสริมความแข็งแรงที่ปลายทั้งสองด้านด้วยเหล็ก (AISI
103) หนา 0.8 นิ้ว เพื่อให้จุดที่เกิดความเค้นสูงสุดอยู่
ตรงตามที่ต้องการ ดังแสดงในรูปที่ 17



รูปที่ 17 การทดสอบชิ้นส่วนบริเวณตำบลวิกฤต

หลังจากนั้น ใส่แรงกระทำแบบกระจายที่
ตำแหน่งระหว่าง Rib ทั้งสองข้างบนชั้นโครงสร้าง ใน
การวิเคราะห์เมื่อใส่แรงกระทำเข้าไปแล้ว ใช้โปรแกรม
Nastran เป็นตัวช่วยในการวิเคราะห์โครงสร้าง ค่าที่ได้
ออกมานั้น คือค่าของ Von Miss Stress และ
Displacement เมื่อได้ค่าที่ต้องการแล้ว ก็นำมา
เปรียบเทียบกับค่าที่ออกมา จากแบบจำลองของปีก
บ.ข.ฝ.1 ที่เป็นแบบปีกเต็ม ดังแสดงในตารางที่ 4 – 5

ตารางที่ 4 ค่าความเค้น/ ระยะกระจัดแต่ละมุมปะทะ
ของชั้นทดสอบ

AoA	G	Stress	Displacement Tz
0	1.57	9775.971	0.089254
10	6.667	35891.84	0.32299
13	7.855	42411.88	0.37989
13.2	8	43050.4	0.38614
20	9.941	53939.3	0.4799
26.5	10.286	57208.2	0.50107

ตารางที่ 5 ค่าความเค้น/ ระยะกระจัดแต่ละมุมปะทะ
ของปีก บ.ข.ฝ.1 แบบเต็มปีก

AoA	G	Stress	Displacement Tz	Apply force
0	1.57	9755.971	0.08824	135
10	6.667	35691.84	0.33199	500
13	7.855	42311.88	0.38789	600
13.2	8	43750.4	0.38414	620
20	9.941	53439.3	0.4756	750
26.5	10.286	57308.2	0.52107	800

5. สรุปผล

จากการทดสอบวิเคราะห์วิเคราะห์ภาคตัดปีก
ของ บ.ข.ฝ.1 ครั้งนี้ ได้เลือกนำวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์
โดยใช้โปรแกรม FEMAP/ Nastran มาเป็นตัวช่วยใน
การวิเคราะห์โครงสร้าง พบว่าผลลัพธ์ที่ได้คือ แรง
กระทำที่จะทำให้เกิดความเค้นที่ตำแหน่ง 614024 มี
ค่า 43,050 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ซึ่งเป็นค่าความเค้น
สูงสุดที่มุมปะทะ 13.2 องศา ซึ่งสอดคล้องกับ
โครงสร้างของปีก บ.ข.ฝ.1 ที่ทำจากวัสดุอลูมิเนียม
2024 มีค่าความเค้นที่สามารถรับได้สูงสุดที่ 43,000
ปอนด์ต่อตารางนิ้ว

6. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะ
วิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ รวมถึง
ข้าราชการ และเจ้าหน้าที่ ของ ศวอ.ทอ. ที่ได้เอื้อเพื่อ
เอกสาร ข้อมูล และให้คำปรึกษาที่เป็นประโยชน์ต่อ
การดำเนินงานการวิจัย มา ณ ที่นี้

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] A. Relvas, A. Suleman, 2006, Fluid-structure Interaction Modeling of Nonlinear Aeroelastic Structures Using the Finite Element Corotational theory, INFORMS Journal on Fluids and Structure 22, pp. 59-75.
- [2] Atilla Dogan, 2006, Flutter Analysis of a wing, University of Texas at Arlington, USA.
- [3] Armin Beckert, 2000, Coupling Fluid(CFD) and Structure(FE) models using Finite Interpolation elements, INFORMS Journal on Aerosp.Sci. Technol. 4,pp. 13-22.
- [4] C.C. Marden, S.J. Price, 2005, The Aeroelastic Reponse of a Wing Section with a Structural Freeplay Nonlinearity: An Experimental Investigation.
- [5] Chen&Zha,2005, Fully coupled fluid –structural interactions using an efficient high resolution

upwind scheme, Fluids and Structures, INFORMS Journal on Fluids and Structures.

[6] D.J. Kirshman, F. Liu, 2005, Flutter Prediction by an Euler Method on Non-moving Cartesian Grids with Gridless Boundary Conditions, INFORMS Journal on Computer & Fluids.

[7] John D. Anderson, Jr., 1976, Computational Fluid Dynamics The Basic with Applications, McGraw-Hill Inc., Singapore.

[8] John D. Anderson, 1986, Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-hill, Singapore.

[9] M.R. Moosavi, 2004, Flutter of Subsonic Wing, INFORMS Journal on Thin-wall Structure 43, pp. 617-627.

[10] Munson, K.,1998, Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, Directory & Database Publishers Association, United Kingdom.

[11] Pei Chi Chou, Nicholas J. Pagano, 1967, Elasticity Tensor Dyadic and Engineering Approaches, Dover Publications Inc., Newyork.

[12] Ramji Kamakoti, 2004, Fluid-structure Interaction for Aeroelastic applications, INFORMS Journal on Aerospace Sciences 40, pp. 535-558

[13] William T. Thomson, 1998, Theory of Vibration with Applications, Pearson-Hall Inc. New Jersey, The United states of America.