

**การวิเคราะห์เชิงตัวเลขและการทดสอบเพื่อ
การออกแบบโครงสร้างแบบพองลม
Numerical and Experimental Study on
the Design of an Inflatable Structure**

พัทธดนย์ กอนันตชัย* และ ชัยณรงค์ ศรีกุลวงค์

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
1518 ถนนประชากรามูร์ แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพฯ 10800
*E-mail:pattadon.ko@gmail.com, เบอร์โทรศัพท์: 085 3967 113

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ได้นำเสนอกระบวนการวิเคราะห์เชิงตัวเลขของโครงสร้างแบบพองลมที่ทำจากวัสดุสิ่งทอที่มีชื่อเรียกเชิงพาณิชย์ว่าไนลอน66 ซึ่งคุณสมบัติเชิงกลใน 3 ทิศทางของวัสดุนี้ได้ถูกทดสอบโดยเครื่องทดสอบแรงดึงอ้างอิงมาตรฐาน ISO 13943-1 กับ 13943-2 นอกจากนี้เครื่องทดสอบที่ถูกออกแบบมาเป็นพิเศษได้ถูกนำมาใช้ทดสอบการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของโครงสร้างแบบพองลมที่สภาวะความดันต่างๆ

ในด้านการวิเคราะห์เชิงตัวเลขได้ใช้การถ่ายโอนข้อมูลภาระระหว่างซอฟต์แวร์ Fluent/ANSYS-Static Structural Code กล่าวคือเมื่อได้รับภาระแรงกระจายของความดันบนพื้นผิวด้านในและด้านนอกของโครงสร้างพองลม ซึ่งดำเนินการโดยการคำนวณพลศาสตร์ของไหล และใช้การกระจายความดันนี้เป็นข้อมูลภาระแรงกระทำต่อโครงสร้างแบบพองลม โดยทำการศึกษาการกระจายตัวของความเครียดในโครงสร้างแบบพองลม ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้ถูกนำไปใช้ออกแบบโครงสร้างที่มีความแข็งแรงและลดน้ำหนักของโครงสร้างลง

จากผลการทดลองแรงดึงและผลจากเครื่องทดสอบการพองลม ทำให้สามารถตรวจสอบความน่าเชื่อถือของผลการวิเคราะห์เชิงตัวเลขได้

คำหลัก: โครงสร้างแบบพองลม, การเสียรูปของแผ่นบาง, การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์

Abstract

This research paper presents the numerical analysis of an inflatable wing structure made of the Nylon66 textile material. Mechanical properties in warp, fill, and bias directions of the Nylon66 are determined by a set of tensile tests according to the ISO 13943-1 and 13943-2. An inflatable test apparatus is constructed in order to measure the radial deflection of circular membrane of Nylon66 material subjected to a uniform internal pressure.

This multi-physic coupling aspect interacting between fluid/structure module is performed in the Fluent and ANSYS Static Structural code. Once obtaining the pressure distribution on the outer wing

surfaces resulting from the computation fluid dynamics module, the structural module takes into account this pressure distribution as input loading data in order to further the structural computation. The global deformation and stress distribution in the inflatable wing can be finally obtained. Benefit of numerical model can be used in improving strength/weight ratio of the aircraft structure.

Validation between the experimental result obtained from the inflatable test and that of the finite element analysis is made in order to verify the reliability of the numerical model.

Keywords: inflatable wing structure, membrane deflection, finite element analysis

1. บทนำ

โครงสร้างแบบพองลมถูกประดิษฐ์ขึ้นครั้งแรกเพื่อทำเป็นปีกของอากาศยานในปี 1933 [1] แต่อย่างไรก็ตามมีข้อจำกัดด้านความแข็งแรงจึงได้มีการศึกษาและพัฒนาจนในปี 1950 โครงสร้างแบบพองลมได้ถูกนำมาทำเป็นปีกอากาศยานและบินครั้งแรกโดยบริษัท กู๊ดเยียร์ ในชื่อของ Inflatoplane แสดงให้เห็นความสำเร็จของการใช้โครงสร้างแบบพองลมเป็นปีกของอากาศยาน มีประโยชน์ที่สำคัญในด้านการลดน้ำหนักของโครงสร้าง [2]

โครงสร้างแบบพองลมที่ใช้เป็นปีกของอากาศยานนั้นมีความแตกต่างไปจากปีกแข็งทั่วไปคือ การเปลี่ยนแปลงของรูปทรง จากแรงกระทำของอากาศที่ไหลผ่านพื้นผิวของโครงสร้าง ซึ่งเปรียบเสมือนการเปลี่ยนแปลงลักษณะแผนอากาศ [3] ส่งผลต่อประสิทธิภาพด้านอากาศพลศาสตร์ ในการพัฒนารูปแบบโครงสร้างแบบพองลมในการทำปีกของอากาศยานนั้น ได้แบ่งแยกเป็น 2 ลักษณะตามโครงสร้างภายใน(rib) ในลักษณะตั้งฉาก [4] และขนานกับลำตัวของอากาศยาน ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้ใช้โครงสร้าง(rib) แบบขนานกับลำตัวของอากาศยาน เนื่องจากข้อจำกัดด้านน้ำหนัก จึงได้มีการใช้วัสดุคอมโพสิตและวัสดุผ้าเป็นโครงสร้างหลัก ซึ่งวัสดุดังกล่าวมีคุณสมบัติเชิงกลที่แตกต่างกันไปในแต่ละทิศทาง [5]

ในงานวิจัยนี้ได้ศึกษาคุณสมบัติเชิงกลของวัสดุโครงสร้างแบบพองลม ซึ่งวัสดุที่ใช้ต้องมีความทนทานเหนียว และยืดหยุ่น ซึ่งวัสดุเส้นใยสังเคราะห์ไพลอน 66 ได้ถูกนำมาใช้อย่างแพร่หลายทั้งในอุปกรณ์ต่าง ๆ

ที่เกี่ยวข้องกับการบิน, รมชูชีพ, เข็มขัดนิรภัยรวมไปถึงถุงลมนิรภัย [6] จึงถูกเลือกเป็นวัสดุพื้นฐานในการออกแบบโครงสร้างแบบพองลม และได้ทำการวิเคราะห์เชิงตัวเลขที่สัมพันธ์ระหว่าง การไหลของอากาศพลศาสตร์กับโครงสร้างแบบพองลม ในการออกแบบและปรับปรุงให้เหมาะสมตามขีดจำกัดของวัสดุ ทั้งในด้านการจัดเรียงทิศทางของวัสดุและขนาดของวัสดุที่ใช้

การคำนวณด้านอากาศพลศาสตร์(CFD) ได้ใช้ซอฟต์แวร์ Fluent ในการคำนวณแรงยกและแรงต้านที่สถานะต่างๆของอากาศยานได้แก่ สถานะบินระดับ (cruise), สถานะความเร็วสูงสุด(maximum speed), และสถานะร่วงหล่น(stall speed) ซึ่งสถานะต่างๆ แรงที่กระทำภายนอกจากการไหลของอากาศจะส่งผลโดยตรงต่อพื้นผิวของโครงสร้างแบบพองลม

2. คุณสมบัติเชิงกลของไพลอน 66

ไพลอน 66 หรือใยสังเคราะห์เป็นพอลิเมอร์ประเภทโพลีเอสเตอร์กึ่งผลึก มีความแข็งแรงสูงสามารถรับแรงดึงได้ดี การทอกันของเส้นใยไพลอน 66 เป็นการเพิ่มความแข็งแรงของวัสดุ ทำให้คุณสมบัติเชิงกลขึ้นอยู่กับลักษณะและทิศทางการทอ ในส่วนของการทดสอบคุณสมบัติของวัสดุประเภทไพลอน 66 ได้ทำการทดสอบใน 3 ทิศทาง คือ 0° , 45° , และ 90° ซึ่งจะถูกเรียกว่า warp, bias, และ fill ตามลำดับ

2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของไพลอน 66

ในซอฟต์แวร์ ANSYS รูปแบบของเอลิเมนต์ประเภท shell-181 ถูกใช้เป็นเอลิเมนต์ในการจำลอง

ของวัสดุไพลอน66 ซึ่งพฤติกรรมเชิงกลของวัสดุจะเป็นแบบ orthotropic, มีคุณสมบัติเหมือนกันโดยตลอด และไม่คิดผลของแรงเฉือนในทิศทางอื่น ซึ่งภายใต้สมมุติฐานแผ่นบาง ทำให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นไปตามสมการต่อไปนี้ [6]:

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} &= \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{22} &= \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{66} &= G_{12} \\ G_{12} &= \frac{1}{\frac{4}{E_{45}} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_1}} \end{aligned} \quad (2)$$

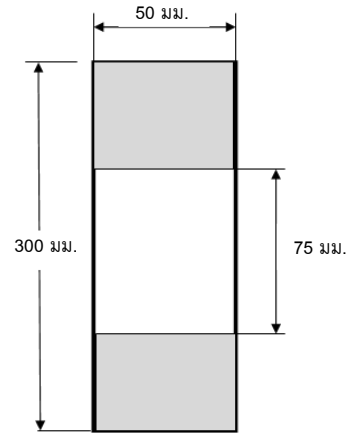
โดย $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ คือความเค้นตั้งฉากและความเค้นเฉือนในทิศทาง 0° และ 90° ตามลำดับ ในส่วนของ $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_{12}$ คือความเครียดตั้งฉากและความเครียดเฉือน E_1, E_2, E_{45} คือค่าโมดูลัสของยังของทิศทาง warp, fill, bias ตามลำดับและ $\nu_{12}, \nu_{21}, G_{12}$ คือค่าอัตราส่วนปัวซองและค่าโมดูลัสการเฉือน

2.2. การทดสอบวัสดุไพลอน66

คุณสมบัติเชิงกลของไพลอน66 ถูกทดสอบจากการทดสอบแรงดึงในแกนเดียว ซึ่งจะทำให้สามารถหาค่าโมดูลัสของยังในทิศทาง warp, fill และ bias โดยมีวิธีการทดสอบ คือ cut strip method (ISO 13943-1) ขนาดของชิ้นงานทดสอบจะมีขนาด 50x300 มม. (รูปที่ 1) ทั้งนี้วิธีการทดสอบจะใช้ความเร็วในการดึงวัสดุ 300 มม./นาที อุณหภูมิทดสอบ 20 ± 2 องศาเซลเซียส และความชื้นสัมพัทธ์ $65 \pm 4\%$

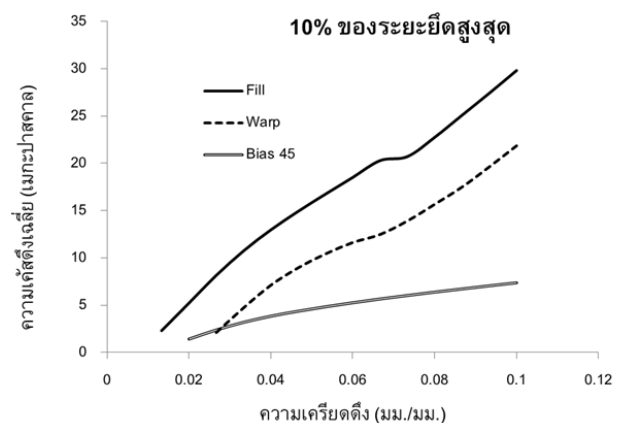
การทดสอบจะทดสอบในสามทิศทาง แบ่งออกเป็น มุม 0° , มุม 90° และ 45° ซึ่งแต่ละทิศทางจะ

ทำการทดสอบชิ้นงาน 4 ชิ้นงาน และระมัดระวังการฉีกขาดของชิ้นงานอันเป็นผลจากหัวจับยึดชิ้นงาน



รูปที่ 1 ขนาดของชิ้นงานทดสอบมาตรฐาน ISO 13943-1 (cut strip method)

การทดสอบแบบ cut strip method เป็นวิธีการทดสอบวัสดุ ซึ่งค่าโมดูลัสของยัง สามารถคำนวณได้จากผลของการทดสอบแรงดึงหรือจากกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง ความเค้นกับความเครียด โดยค่าความชันดังกล่าวจะเป็นค่าโมดูลัสของยัง อย่างไรก็ตามในงานวิจัยนี้ช่วงของการประยุกต์ใช้งานวัสดุนำไปใช้จะเป็นช่วงของ 10% ความเครียด [7] ช่วงความเครียดนี้ถูกเลือกเพราะความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นกับความเครียด เป็นความสัมพันธ์แบบเชิงเส้นตรง จึงใช้ช่วงดังกล่าวในการพิจารณาค่าโมดูลัสของยัง ดังรูปที่ 2



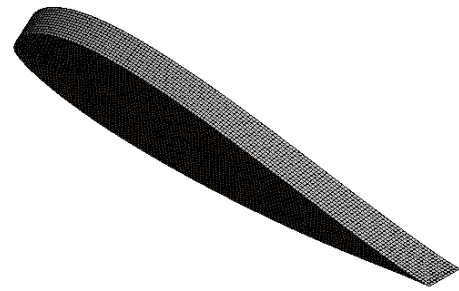
รูปที่ 2 ช่วงการยืดของวัสดุที่พิจารณา

ณ ค่าเฉลี่ยการยืดตัวของโมดูลัสของยังประมาณ 10% จะถูกใช้ในการคำนวณหาค่าโมดูลัสเฉือนต่อไป การทดสอบหาน้ำหนักและความหนาของวัสดุ เป็นไปตามมาตรฐาน ASTM D3776:2009 และ ASTM D1777:2002 คุณสมบัติเชิงกลของไนลอน66 สามารถสรุปได้ดังตารางที่ 1 ดังนี้

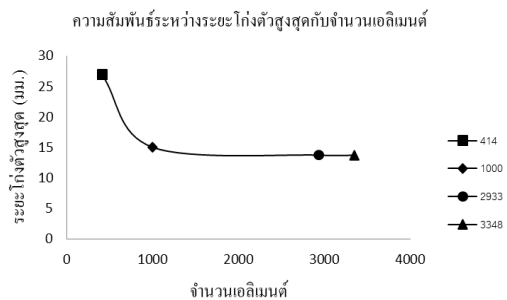
ตารางที่ 1 คุณสมบัติเชิงกลของไนลอน66

Properties of Nylon66

Young's modulus in warp (E_1)	274 MPa
Young's modulus in fill (E_2)	302 MPa
Young's modulus in bias (E_{45})	64.1 MPa
Poisson's ratio (ν_{12}, ν_{21})	0.38
Shear modulus (G_{12})	17.2 MPa
Ultimate tensile stress	80 MPa
Area density	41.05 g/m ²
Thickness	0.1 mm



รูปที่ 3 รูปแบบหน้าตัดของเอลิเมนต์แบบ mapped face และ edge ขนาด 10 มม.



รูปที่ 4 การพองตัวจากความดัน เมื่อขนาดเอลิเมนต์เพิ่มขึ้น

3. โครงสร้างทางไฟไนต์เอลิเมนต์และเงื่อนไขขอบเขต

ส่วนประกอบที่สำคัญของโครงสร้างแบบพองลมประกอบด้วย rib, พื้นผิวด้านบน และพื้นผิวด้านล่าง ซึ่งทั้ง 3 ส่วน จะถูกประกอบกันด้วยการเย็บติดกัน การใช้ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ในการวิเคราะห์ ใช้วิธีการแบ่งโครงสร้างเป็นเอลิเมนต์(mesh) โดยค่าความถูกต้องแม่นยำในการจำลองนั้น ขึ้นอยู่กับคุณภาพของรูปแบบเอลิเมนต์ อย่างไรก็ตามด้วยความหนาของวัสดุประมาณ 0.1 มม. ซึ่งมีขนาดเล็กกว่ามิติของความกว้างและความยาวของโครงสร้างมาก ทำให้เอลิเมนต์แผ่นบางถูกเลือกเพื่อนำมาใช้จำลองโครงสร้าง เพื่อลดเวลาในการคำนวณ ในส่วนของขนาดเอลิเมนต์ได้ถูกพิจารณาโดยใช้การตัดส่วนหนึ่งของโครงสร้างแล้วทำการจำลองทางไฟไนต์เอลิเมนต์ พิจารณาค่าเหมาะสมของขนาดเอลิเมนต์เพื่อให้ผลลัพธ์เสถียรและมีความน่าเชื่อถือ ซึ่งรูปแบบเอลิเมนต์ของโครงสร้างถูกนำเสนอในรูปที่ 3 และสรุปในรูปที่ 4 ดังนี้

จากรูปที่ 4 พบว่าเมื่อแบบจำลองถูกกระทำโดยแรงดันภายใน 200 ปาสคาล จำนวนของเอลิเมนต์ที่มากพอจะทำให้ค่าผลลัพธ์ที่ได้จะมีความแม่นยำและลู่เข้าค่าคงที่ค่าหนึ่ง ทั้งนี้เพื่อประหยัดเวลาในการคำนวณจึงได้เลือกเอลิเมนต์ขนาด 10 มม. จำนวนทั้งสิ้น 2,933 เอลิเมนต์ ซึ่งเพียงพอในการทำให้ผลลัพธ์ที่เสถียรในแบบจำลองส่วนหนึ่งของโครงสร้าง ตารางที่ 2 ชนิดและจำนวนของเอลิเมนต์ทั้งหมด

Struct.member	Ele.type	No.elements
1. Upper surface	quad	60,166
2. Lower surface	quad	61,007
3. Ribs	quad/tri	51,441
4. Spar	quad/tri	11,048
รวม		183,662

การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างอากาศยานนั้นจะต้องนำเข้าภาวะอากาศพลศาสตร์ในสภาวะการบินระดับ, สภาวะความเร็วสูงสุด, สภาวะร่วงหล่นซึ่งแรงยกและแรงต้านจะอยู่ในรูปของผลต่างระหว่าง

ความดันภายนอกกับความดันภายในที่กระทำต่อพื้นผิวของโครงสร้าง ที่สภาวะบินระดับจะอยู่ที่ความสูง 1,000-5,000 ฟุต ณ.ความเร็ว 80 กม./ชม. โดยสามารถสรุปความดันในสภาวะต่างๆ ได้ดังตารางที่ 3 ความดันจากการคำนวณทางพลศาสตร์ของไหล

กรณี	ความดัน(ปาสคาล)	
	ภายใน	ภายนอก
-บินระดับ	256	350
-ความเร็วสูงสุด	385	505
-ความเร็วร่วงหล่น	110	329

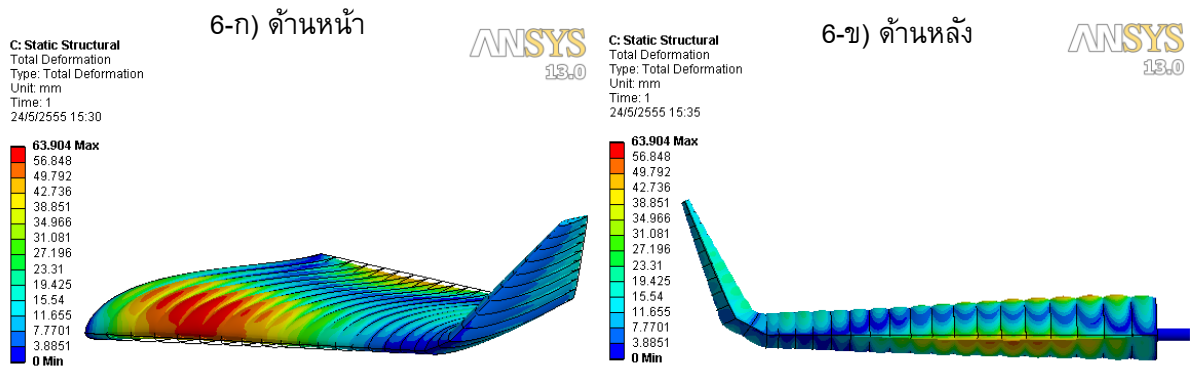
การจับยึดการของจำลอง จะประกอบด้วย ribs ทั้งหมด 29 ชิ้น โดย rib ที่ 1 ติดกับลำตัวอากาศยาน แล้วใช้การเย็บในการเชื่อมต่อกันกับพื้นผิวต่างๆ ในการจำลองจึงใช้การจับยึดแบบยึดติดกัน และการเชื่อมต่อ spar กับส่วนประกอบต่างๆ จะเป็นการสวมร้อยเข้าไปในโครงสร้าง ribs ในการจำลองจึงเป็นการจับยึดแบบไม่มีการแยกตัวแต่สามารถเคลื่อนที่ได้

4. ผลการวิเคราะห์ด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์-เอลิเมนต์

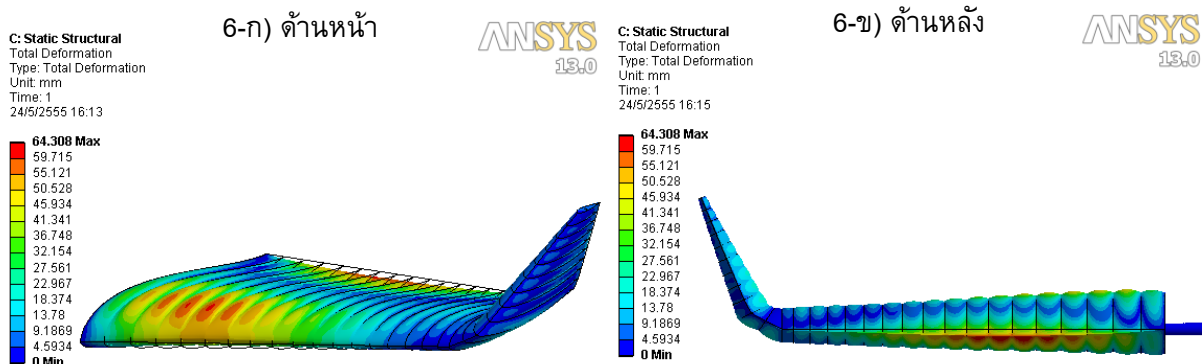
การจำลองเชิงตัวเลขของโครงสร้างแบบพองลม เป็นการคำนวณแบบไม่เป็นเชิงเส้น เพราะวัสดุไหลอน 66 เป็นแบบแผ่นบาง เมื่อรับภาระกระทำที่ความดัน 100-400 ปาสคาล วัสดุจะเกิดการโก่งตัวมาก (large deformation) ได้ผลลัพธ์ต่างๆ ดังนี้

4.1 สภาวะบินระดับ

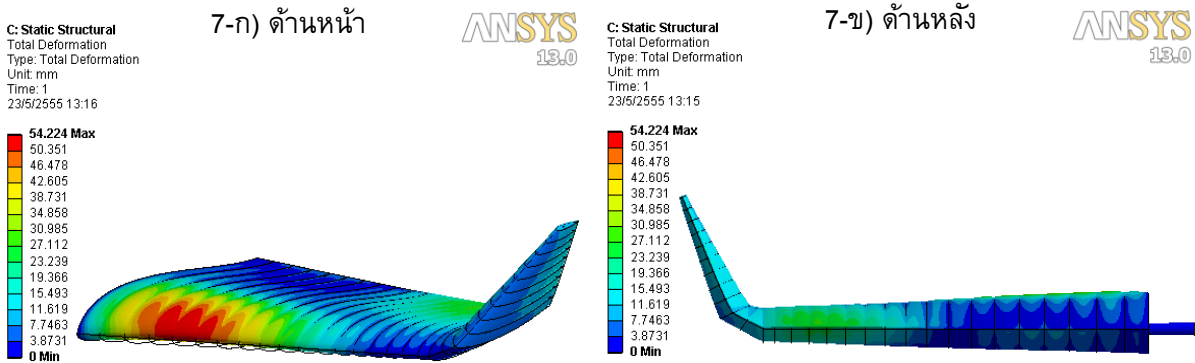
ค่าความดันภายนอกที่เกิดจากแรงอากาศพลศาสตร์และค่าความดันภายในที่เป็นค่าคงที่ ณ ความเร็ว 80 กม./ชม. พื้นผิวของโครงสร้างเมื่อรับภาระผลต่างของความดันดังกล่าว จะทำให้พื้นผิวเกิดการเสียรูปในรูปลักษณะขยายตัวระหว่าง rib โดยมีการยกตัวทางขอบหน้าของโครงสร้างที่ติดกับลำตัวระหว่าง rib ที่ 1-15 โดยมีระยะยกตัวสูงสุด 63.9 มม. ดังรูปที่ 5-ก และมีระยะการกดตัวของขอบหลังโครงสร้างระหว่าง rib ที่ 1-14 โดยมีระยะยุบตัวสูงสุด 52.2 มม. ดังรูปที่ 5-ข



รูปที่ 5-ก และ 5-ข ผลการวิเคราะห์เชิงตัวเลขของโครงสร้างแบบพองลม ณ สภาวะบินระดับ



รูปที่ 6-ก และ 6-ข ผลการวิเคราะห์เชิงตัวเลขของโครงสร้างแบบพองลม ณ สภาวะความเร็วสูงสุด



รูปที่ 7-ก และ 7-ข ผลการวิเคราะห์เชิงตัวเลขของโครงสร้างแบบพวงลม ณ สภาวะร่วงหล่น

4.2 สภาวะความเร็วสูงสุด

สภาวะความเร็วสูงสุดเปรียบเสมือนสภาวะบินระดับ เพราะมีลักษณะการไหลของอากาศคล้ายคลึงกัน โดยมีความเร็วที่ 100 กม/ชม. ซึ่งทำการวิเคราะห์เนื่องจากเป็นสภาวะสูงสุดของแรงกระทำบนพื้นผิวของโครงสร้าง การเสียรูปจะเกิดการขยายตัวระหว่าง rib และการยกตัวทางขอบหน้าของโครงสร้างระหว่าง rib ที่ 1-16 โดยมีระยะยกตัวสูงสุด 60.5 มม. ดังรูปที่ 6-ก มีระยะการกดตัวของขอบหลังของโครงสร้างระหว่าง rib ที่ 1-18 โดยมีระยะยุบตัวสูงสุด 64.1 มม. ดังรูปที่ 6-ข

4.3 สภาวะร่วงหล่น

สภาวะร่วงหล่นเกิดขึ้น ณ สภาวะที่อากาศยานเปิดมุมปะทะมากที่สุด การไหลของอากาศมีลักษณะปั่นป่วนทำให้แรงกระทำต่อโครงสร้างแตกต่างกันไป ส่งผลต่อลักษณะการเสียรูปที่แตกต่างจากสภาวะอื่นๆ โดยมีการยกตัวทางขอบหน้าของโครงสร้างระหว่าง rib ที่ 1-14 โดยมีระยะยกตัวสูงสุด 54.2 มม. ดังรูปที่ 7-ก มีระยะการกดตัวของขอบหลังระหว่าง rib ที่ 4-5 และมีระยะยกตัวที่ขอบหลังระหว่าง rib ที่ 11-18 โดยมีระยะยกตัวสูงสุด 25.1 มม. ดังรูปที่ 7-ข

5. วิจัยรณผลการทดลอง

วัตถุประสงค์ในการวิเคราะห์เชิงตัวเลขเพื่อเป็นการประเมินผลการขยายตัว และค่าความเครียดสูงสุดที่เกิดกับโครงสร้าง โดยต้องทำการปรับปรุงหรือออกแบบใช้วัสดุที่มีความหนามากขึ้นหรือการเสริม

โครงสร้างภายในเพื่อใช้ในการรองรับโครงสร้าง การเสียรูปของโครงสร้างทั้ง 3 สภาวะนั้นสามารถแบ่งเป็น 2 รูปแบบ [8] คือ

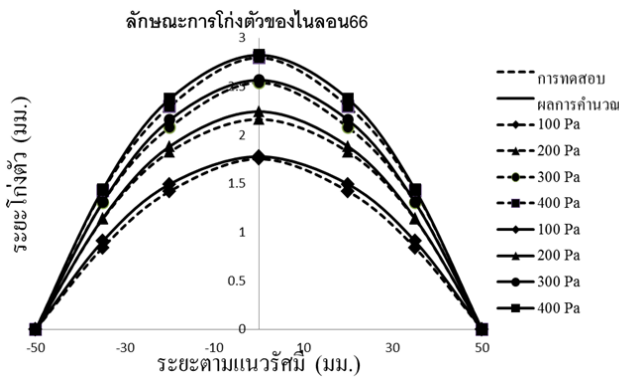
รูปแบบแรก เป็นการเสียรูปในลักษณะการพองตัวจากผลต่างของความดันภายนอกกับภายในของโครงสร้าง ซึ่งแรงดันภายในโครงสร้างถูกใช้ในการอัดอากาศเพื่อรักษาและคงรูปทรงของโครงสร้าง เกิดขึ้นระหว่างโครงสร้าง rib ซึ่งการโก่งตัวเป็นไปตามสมการ [9] ดังนี้

$$w(r) = w_0 \left(1 - \frac{r^2}{R_M^2}\right) \tag{3}$$

สามารถเขียนอยู่ในรูปผลต่างของความดันได้ดังนี้

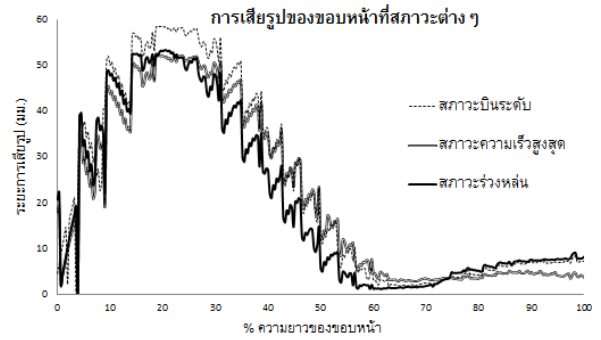
$$\Delta p = \frac{4w_0 d_M}{R_M^2} \times \left(\sigma_0 + \frac{2w_0^2}{3R_M^2} \frac{E_M}{1.026 - 0.793\nu_M - 0.233\nu_M^2} \right) \tag{4}$$

เมื่อ w_0 คือค่าการเสียรูปสูงสุด, R_M คือรัศมีแผ่นกลม, Δp คือผลต่างของความดัน, σ_0 คือความเค้นเริ่มต้น, d_M คือความหนา, E_M คือโมดูลัสของยัง, ν_M คือค่าอัตราส่วนของปัวซอง ซึ่งการโก่งตัวของวัสดุที่คำนวณได้จากสมการ (3) ถูกนำไปเปรียบเทียบกับผลการโก่งตัวที่ทดสอบโดยเครื่องทดสอบการพองตัวที่ประดิษฐ์ขึ้น [10] ผลการเปรียบเทียบระยะโก่งตัวที่ทดสอบได้กับผลการคำนวณจากสมการ (4) พบว่ามีค่าความคลาดเคลื่อนน้อย ดังรูปที่ 8 ซึ่งผลการคำนวณจากสมการ (4) เปรียบเสมือนกับผลการวิเคราะห์ทางไฟไนต์เอลิเมนต์

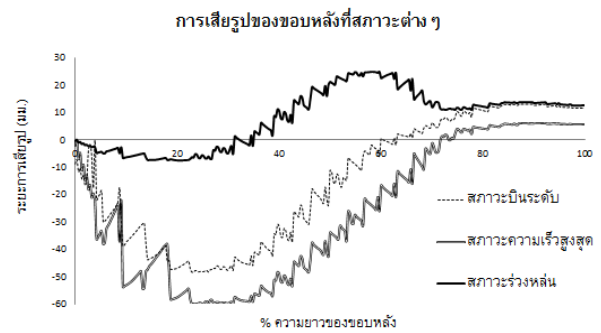


รูปที่ 8 การเปรียบเทียบระยะโก่งตัวของผลการทดลองกับผลทางการคำนวณด้วยสมการ (3)

รูปแบบที่สอง เป็นการเสียรูปจากแรงกระจายที่อยู่ในรูปของความดันจากภายนอก จะเห็นได้ว่า ในสภาวะของการบินระดับและสภาวะความเร็วสูงสุดนั้น ทั้งสองกรณีให้ผลลัพธ์การเสียรูปคล้ายคลึงกัน เนื่องจากเป็นสภาวะที่แรงกระทำ ซึ่งเกิดจากความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านโครงสร้าง ซึ่งยังคงเป็นการไหลแบบราบเรียบ จึงทำให้รูปแบบการเสียรูปแบบยกตัวเกิดในช่วงด้านหน้าติดกับลำตัว เนื่องจากปีกบริเวณดังกล่าวมีความหนาของภาพตัดมากที่สุดทำให้เกิดผลต่างของความดันมากขึ้นตามมา จึงเกิดการยกตัวดังกล่าวขึ้น ส่วนรูปแบบการเสียรูปแบบยุบตัวของขอบหลังของโครงสร้างเกิดจากวัสดุที่ใช้เป็นโครงสร้างนั้นเป็นวัสดุประเภทผ้า ซึ่งมีคุณสมบัติที่มีความยืดหยุ่นสูง ทำให้เกิดการรั้งกันของผ้าจากขอบหน้าของโครงสร้าง จึงส่งผลต่อขอบหลังทำให้เกิดการยุบตัวโดยการยกตัวของขอบหน้าและยุบตัวของขอบหลังเกิดในช่วง 60% ของความยาวโครงสร้าง ซึ่งจะแตกต่างกับสภาวะร่วงหล่นซึ่งเป็นสภาวะแรงที่กระทำเกิดจากการไหลแบบปั่นป่วน ซึ่งเป็นผลเนื่องมาจากการเปิดมุมประทะระหว่างโครงสร้างกับลมมากเกินไป ทำให้รูปแบบการเสียรูปมีลักษณะ เกิดการยกตัวและยุบตัวของขอบหลังของโครงสร้าง โดยเกิดการยุบตัว 20% และยกตัวที่ 30-70% ของความยาวโครงสร้างที่ขอบหลังของโครงสร้าง สามารถเปรียบเทียบทั้ง 3 สภาวะ ดังรูปที่ 9 และ 10



รูปที่ 9 การยกตัวของขอบหน้าโครงสร้าง



รูปที่ 10 การยกตัวและยุบของขอบหลังโครงสร้าง

ความเค้นที่เกิดภายในวัสดุตั้งระบุในตารางที่ 4 ทำให้ทราบว่า ความเครียดที่เกิดภายในเนื้อวัสดุทั้ง 3 สภาวนั้นไม่เกินค่าความเค้นอนุญาตของวัสดุ ทำให้สามารถใช้วัสดุไหลอน66 ประดิษฐ์โครงสร้างผิวอิสระของปีกได้ด้วยการใช้เพียงชั้นเดียว มีการเกิดความเค้นแรงดึงสูงสุด 6.41 เมกะปาสคาล ที่บริเวณพื้นผิวด้านล่างติดกับลำตัวของโครงสร้าง และเกิดความเค้นกดสูงสุด 5.28 เมกะปาสคาล ที่บริเวณพื้นผิวด้านบนติดกับลำตัวของโครงสร้าง

ตารางที่ 4 ความเค้นแรงดึงและความเค้นกดสูงสุดของโครงสร้างแบบพองลมที่สภาวะต่างๆ

ความเค้น (เมกะปาสคาล)	สภาวะ		
	บินระดับ	ความเร็วสูงสุด	ร่วงหล่น
ความเค้นดึง	6.41	5.54	6.95
ความเค้นกด	5.28	4.85	5.85

6. สรุปผลการทดลอง

1. งานวิจัยนี้ประสบความสำเร็จในการศึกษาโครงสร้างแบบพองลม โดยใช้การวิเคราะห์ด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ ผ่านความสัมพันธ์ระหว่างโปรแกรมวิเคราะห์พลศาสตร์ของไหลและโครงสร้างนำมาใช้ออกแบบอากาศยาน

2. ผลการจำลองแสดงให้เห็นถึงพฤติกรรมการเสียรูปของปีกที่เกิดขึ้น นำไปสู่การออกแบบและพัฒนาโครงสร้างแบบพองลม การเสียรูปจากการขยายตัวในลักษณะของการโก่งตัวระหว่าง ribs นั้นเกิดจากความดันภายในซึ่งใช้ในการรักษารูปทรงแพนอากาศและต้านแรงต้าน ซึ่งเป็นประเด็นสำคัญต่อการออกแบบโครงสร้างแบบพองลม เพราะรูปทรงของแพนอากาศจะส่งผลโดยตรงต่อแรงยกตัวของอากาศยานที่สภาวะใช้งานต่าง ๆ จึงต้องคำนึงถึงการออกแบบเพื่อให้ความดันภายในเพียงพอต่อการรักษารูปทรงแพนอากาศไว้ ส่วนในกรณีของการยกตัวของโครงสร้างสามารถแก้ไขได้โดยการเสริมโครงสร้าง spar ทางด้านหน้าของโครงสร้าง

3. การจำลองได้ใช้คุณสมบัติของวัสดุในช่วงความเครียด/ระยะยืดตัวสูงสุดไม่เกิน 10% ในอนาคตหากมีการใช้คุณสมบัติของวัสดุตลอดช่วงการยืดตัวจะทำให้การจำลองมีความแม่นยำถูกต้องมากขึ้น

7. กิตติกรรมประกาศ

คณะนักวิจัยต้องขอขอบคุณสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย(สกว.) ที่ให้ทุนวิจัยแก่โครงการนี้ (สัญญาเลขที่ RDG5450026)

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] Jacob, J.D., Smith, S.W., Cadogan, D., Scarborough, S. (2007). Expanding the Small UAV Design Space with Inflatable Wings, *Society of Automotive Engineers*.
- [2] Tammannagari, R.R. (2010). *Design And Development Of Structurally Feasible Small*

Unmanned Aerial Vehicles, University of Kentucky.

[3] Jacob, J.D., Simpson, A., Smith, S. (2005). Design and Flight Testing of Inflatable Wings with Wing Warping, *Society of Automotive Engineers*.

[4] Cadogan, D., Graham, W., Smith, T. (2003). *Inflatable And Rigidizable Wings For Unmanned Aerial Vehicles*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego.

[5] Boisse, P., Borr, M., Buet, K., Cherouat, A. (1997). Finite element simulations of textile composite forming including the biaxial fabric behavior, *Composites Part B 28B 1997*, pp. 453-464.

[6] Hong, S. *A Study on the Modeling Technique of Airbag cushion Fabric*, Applied Technology Research Dept., Hyundai MOBIS.

[7] Jones, R. (1975). *Mechanics of Composite Materials*, Hemisphere Publishing Corporation.

[8] Usui, M., Simpson, A., Smith, S., Jacob, J. (2004). *Development and Flight Testing of a UAV with Inflatable-Rigidizable Wings*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.

[9] Schomburg, W.K. (2011). *Introduction to Microsystem Design*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg.

[10] คมสันต์ จันทร์ขำ, ณัฐพงศ์ นาคกรด และ สรวิต ปานน้อย (2554). การออกแบบปีกของอากาศยานไร้คนขับความเร็วต่ำ, ปรินูญานิพนธ์, มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ.