

## การทำนายพฤติกรรมการสั่นสะเทือนของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตด้วยวิธีการทางไฟไนต์เอลิเมนต์

### Modal Analysis of a Honeycomb Sandwich Composite Plate using Finite Element Analysis

ปณชัย สันทนานุกร<sup>1</sup>, วิศว์พันธ์ สร้อยเงิน<sup>2</sup>, ชินภัทร ทิพย์ภาส<sup>2</sup>, ณัฐวัฒน์ หงส์กาญจนกุล<sup>3</sup> และ พงศ์ธร พรหมบุตร<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup> ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ เลขที่ 50 ถนนงามวงศ์วาน แขวงลาดยาว เขตจตุจักร กรุงเทพฯ 10900

<sup>2</sup> ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ เลขที่ 50 ถนนงามวงศ์วาน แขวงลาดยาว เขตจตุจักร กรุงเทพฯ 10900

<sup>3</sup> สำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (องค์การมหาชน) เลขที่ 88 หมู่ 9 ตำบลพุ่มสุขลา อำเภอศรีราชาชลบุรี 20230

\*ติดต่อ: pongtom.p@ku.ac.th, โทรศัพท์ 0-2797-0999 ต่อ 1803 โทรสาร 0-2579-4576

#### บทคัดย่อ

โครงสร้างแบบแซนวิชคอมโพสิตได้รับความนิยมนำไปใช้ประกอบเป็นโครงสร้างดาวเทียมในปัจจุบัน เนื่องจากมีความแข็งแรงแต่น้ำหนักเบา และมีการขยายตัวจากความร้อนที่น้อยกว่าโลหะ ในการพัฒนาดาวเทียมจะมีแง่มุมในการออกแบบหลายด้าน การออกแบบโครงสร้างเป็นองค์ประกอบหนึ่งที่มีความสำคัญ โดยจะต้องออกแบบให้สามารถทนทานต่อภาระกรรมต่างๆ เช่น ความร้อน, ความดัน และความสั่นสะเทือน ตั้งแต่ในขั้นตอนการผลิต การส่งขึ้นสู่อวกาศ ตลอดจนการปฏิบัติงานในอวกาศ งานวิจัยนี้ทำการวิเคราะห์การสั่นไหว (Modal Analysis) ของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตเพื่อหาคุณสมบัติด้านการสั่นสะเทือนที่โครงสร้างตอบสนองต่อความสั่นสะเทือนออกมาในรูปความถี่ธรรมชาติ (Natural Frequency) และรูปร่างการสั่น (Mode Shape) โดยใช้การวิเคราะห์ด้วยวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Analysis) และการทดสอบกับชิ้นงานจริงโดยใช้ค้อนเป็นตัวสร้างแรงกระตุ้น (Impact Hammer Testing) ความสั่นสะเทือนของชิ้นงานถูกวัดด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง (Accelerometer) จากนั้นค่าที่วัดได้จะถูกแปลงไปสู่โดเมนของความถี่ โดยใช้การแปลงฟูเรียร์แบบเร็ว (Fast Fourier Transform) เพื่อนำไปหาความถี่ธรรมชาติ ผลการทดสอบให้ค่าความถี่ธรรมชาติที่น้อยกว่าผลจากวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ เนื่องจากการจับยึดชิ้นงานที่ไม่สมบูรณ์ ผลที่ได้จะนำไปใช้เป็นแนวทางในการออกแบบโครงสร้างดาวเทียมที่ใช้งานร่วมกับของล้อปฏิริยา (Reaction Wheel) เพื่อหลีกเลี่ยงการสั่นพ้อง (Resonance) ในขณะที่ดาวเทียมกำลังทำการถ่ายภาพซึ่งเป็นสาเหตุให้ภาพถ่ายที่ได้ไม่คมชัด

**คำหลัก:** วัสดุคอมโพสิต, โครงสร้างแบบแซนวิช, การวิเคราะห์การสั่นไหว, ความถี่ธรรมชาติ, รูปร่างการสั่น

#### Abstract

Composite sandwich panels are widely used as parts of satellite structures due to their high stiffness, light weight and low thermal expansion compared to metal. There are many design aspects for a satellite project. Structural design is one of the most important tasks. The structure must be designed to ensure that it can survive various conditions including thermal, pressure and vibration loads before, during and after launch. In this study, a series of modal analysis was performed to determine the vibration response of the sandwich panels including natural frequencies and mode shapes. Finite element analysis was performed and impact hammer tests were conducted. Vibration was measured using an accelerometer. The signals were then converted into frequency response functions by a Fast Fourier Transform (FFT) algorithm to determine the natural frequencies of the structure. The natural frequencies obtained from experiment are lower than FEA result due to imperfection of clamping system. The result can be used as a guideline for the satellite design cooperated with reaction wheel to avoid structural resonance that could occur during satellite imaging caused by reaction wheel operation which reduced quality of images.

**Keywords:** Composite Material, Sandwich Structure, Modal Analysis, Natural Frequency, Mode Shape



## 1. บทนำ

ปัจจุบันมีดาวเทียมถูกส่งขึ้นสู่อวกาศเป็นจำนวนมาก โครงสร้างดาวเทียมที่มีประสิทธิภาพควรมีน้ำหนักเบา และมีความแข็งแรง ปัจจุบันมีการนำวัสดุคอมโพสิตมาใช้เป็นโครงสร้างดาวเทียม เช่น ดาวเทียม Forte [1] และ Proba-1 [2] เนื่องจากมีคุณสมบัติที่เหนือกว่าโลหะ เช่น อัตราส่วนความแข็งแรงต่อน้ำหนัก (Stiffness to Weight Ratio) และความต้านทานต่อการเสียรูปอันเนื่องมาจากความร้อน (Thermal Expansion Resistance) แผ่นแซนวิชคอมโพสิตเป็นรูปแบบหนึ่งของโครงสร้างที่ทำจากวัสดุคอมโพสิต ประกอบด้วยแกนกลาง (Core) ทำจากวัสดุน้ำหนักเบาแต่มีความหนา, ผิว (Skin) เป็นแผ่นบางที่มีความแข็งแรงบนแนวระนาบ โดยทั้งสองส่วนเชื่อมติดกันด้วยฟิล์มกาว (Adhesive Film) คุณสมบัติด้านการสั่นสะเทือน เช่น ความถี่ธรรมชาติ และรูปร่างการสั่น เป็นคุณสมบัติที่เป็นเอกลักษณ์ของโครงสร้างหนึ่งๆ เมื่อใดที่โครงสร้างถูกกระตุ้นด้วยภาระกรรมซึ่งมีความถี่ที่เท่ากับหรือใกล้เคียงกับความถี่ธรรมชาติของโครงสร้าง โครงสร้างจะเกิดการสั่นพ้องขึ้น (Resonance) โครงสร้างทั่วไปมีความถี่ธรรมชาติอยู่หลายค่า เรียกความถี่ธรรมชาติที่มีค่าต่ำสุดว่า ความถี่มูลฐาน (Fundamental Frequency) และความถี่ธรรมชาติค่าถัดๆ ไปว่า 2<sup>nd</sup>, 3<sup>rd</sup>, ... Mode Frequency โดยความถี่ธรรมชาติค่าหนึ่งๆ จะมีรูปร่างการสั่นอย่างเป็นเอกลักษณ์

การสั่นพ้องนอกจากจะเป็นสาเหตุที่ทำให้โครงสร้างเกิดความเสียหายแล้ว ยังรบกวนโครงสร้างข้างเคียงที่มีความอ่อนไหวด้วย เช่น โมดูลกล้องถ่ายภาพบนดาวเทียม อาจถูกรบกวนจากการสั่นสะเทือนอันเนื่องมาจากการทำงานของล้อปฏิริยา ส่งผลให้ถ่ายภาพได้ไม่คมชัด แนวคิดในการออกแบบโครงสร้างเพื่อแก้ปัญหาการสั่นสะเทือน สำหรับโครงสร้างที่ประสบกับภาระกรรมแบบพลวัตซึ่งมีความถี่ไม่คงที่ เช่น เครื่องยนต์รถยนต์ที่มีความเร็วรอบเปลี่ยนแปลงไป จะออกแบบให้ความถี่ธรรมชาติของโครงสร้างรถยนต์แตกต่างจากความถี่ที่สอดคล้องกับการทำงานของเครื่องยนต์ที่ความเร็วรอบปกติ หรือหากไม่สามารถหลีกเลี่ยงการสั่นพ้องได้ อาจมีการติดตั้งตัวหน่วงหรืออุปกรณ์ดูดซับแรงสั่นสะเทือนระหว่างเครื่องยนต์กับโครงสร้างรถ

สำหรับงานวิจัยที่ศึกษาปัจจัยที่มีอิทธิพลต่อความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิต A. Boudjemai et al. [3] (2011) ได้ศึกษาผลกระทบของความหนา, คุณสมบัติวัสดุ, ขนาดเซลล์ของแกนกลางแผ่นรังผึ้ง และความหนาของผิว ต่อความถี่ธรรมชาติโดยใช้วิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ โดยได้สรุปว่า ความแข็งแรง, ความหนาของผิวและความหนาของแกนกลางแปรผันโดยตรงกับความถี่ธรรมชาติ ส่วนขนาดเซลล์แผ่นรังผึ้งแทบไม่มีอิทธิพลต่อความถี่ธรรมชาติ ต่อมา Harish R et al. [4] (2013) ได้ศึกษาอิทธิพลของความหนาแกนกลาง ต่อความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตซึ่งมีการจับยึดแบบต่างๆ โดยใช้ทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing และวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ และได้ข้อสรุปเช่นเดียวกับงานวิจัยของ Boudjemai et al.

## 2. วัตถุประสงค์และขอบเขต

งานวิจัยนี้ทำการศึกษาคุณสมบัติด้านการสั่นสะเทือนในรูปของความถี่ธรรมชาติ และรูปร่างการสั่นของแผ่นแซนวิชคอมโพสิต (Sandwich Composite Plate) ซึ่งส่วนผิวทำจากแผ่นคาร์บอนคอมโพสิตแบบอัดซ้อน (Laminated Carbon Composite) และแกนกลางทำจากแผ่นรังผึ้งแบบเซลล์หกเหลี่ยม (Hexagonal Honeycomb) วิธีการศึกษาใช้การคำนวณทางไฟไนต์เอลิเมนต์ และการทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing แล้วทำการวิเคราะห์อิทธิพลจากคุณสมบัติทางกลของวัสดุแกนกลางต่อความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิต

## 3. ทฤษฎีและการคำนวณ

### 3.1 การวิเคราะห์การสั่นสะเทือนทางไฟไนต์เอลิเมนต์

การทำนายความถี่ธรรมชาติและรูปร่างการสั่นของโครงสร้างด้วยวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์สามารถคำนวณได้จากผลเฉลยของสมการการเคลื่อนที่ (Equation of Motion) ของโครงสร้าง สำหรับโครงสร้างซึ่งมีพฤติกรรมการเสียรูปแบบเชิงเส้น (Linear Elastic Material) ซึ่งสอดคล้องกับกฎของ Hooke จะสามารถเขียนสมการการเคลื่อนที่ได้ดังสมการที่ 1

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{x}(t) = \mathbf{F} \quad (1)$$

โดย  $\mathbf{M}$ ,  $\mathbf{K}$ ,  $\mathbf{C}$  คือเมตริกซ์มวล (Mass) ความแข็งเกร็ง (Stiffness) และความหน่วง (Damping) ตามลำดับ,  $\mathbf{F}$  คือเวกเตอร์ของแรงภายนอกที่กระทำต่อโครงสร้าง และ  $\mathbf{x}$ ,  $\dot{\mathbf{x}}$ ,  $\ddot{\mathbf{x}}$  คือ เวกเตอร์บอกตำแหน่ง ความเร็ว และความเร่ง ตามลำดับ สำหรับการสั่นสะเทือนแบบอิสระ (Free Vibration) ของระบบที่ไม่มี ความหน่วง (Undamped) สามารถเขียนสมการการเคลื่อนที่ได้ว่า

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{x} = 0 \quad (2)$$

การสั่นสะเทือนของมวลเมื่อไม่มีความหน่วงจะเป็นแบบฮาร์โมนิก (Harmonic) ดังนั้นผลเฉลยของสมการที่ 2 คือ

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{A} \sin(\omega t + \phi) = \mathbf{A} e^{j(\omega t + \phi)} \quad (3)$$

แทนค่าผลเฉลยในสมการที่ 2 แล้วจัดรูปใหม่ให้อยู่ในรูปของ Eigen Value Problem จะได้ว่า

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M})\mathbf{x}(t) = 0 \quad (4)$$

หาความถี่ธรรมชาติได้จาก Characteristic Equation

$$\det(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) = 0 \quad (5)$$

โดย  $\omega_{n,i}^2$  คือ Eigen Value

$$\text{และ } f_{n,i} = \frac{\omega_{n,i}}{2\pi}; i = 1, \dots, N \quad (6)$$

คือ ความถี่ธรรมชาติค่าที่ 1, 2, 3, ..., N ตามลำดับ

แทนค่า  $\omega_{n,i}$  ในสมการที่ (5) เพื่อคำนวณรูปร่างการสั่น

$$(\mathbf{K} - \omega_{n,i}^2 \mathbf{M})\mathbf{x}_i(t) = 0 \quad (7)$$

โดย  $\mathbf{x}_i$  คือ Eigen Vector

และ  $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, \dots, \mathbf{x}_N$  คือเวกเตอร์รูปร่างการสั่น

### 3.2 การทดสอบการสั่นสะเทือนของโครงสร้างจริง

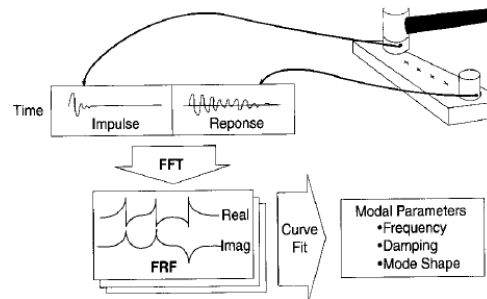
การทดสอบจะมีการกระตุ้นโครงสร้างให้เกิดการสั่นสะเทือนโดยใช้ค้อนเคาะหรือเครื่องสร้างการสั่น (Shaker) และทำการวัดแรงกระตุ้น (Excitation) และความสั่นสะเทือน (Response) โดยใช้เซนเซอร์วัดแรงและความเร่งตามลำดับ จากนั้นทำการแปลงสัญญาณซึ่งอยู่ในโดเมนเวลา (Time Domain Data) ไปเป็นสัญญาณในโดเมนความถี่ (Frequency Domain Data) โดยใช้กระบวนการแปลงฟูรีเยร์แบบเร็ว (Fast Fourier Transform: FFT) จากนั้นคำนวณหา Frequency Response Function (FRF) จากสมการที่ 10

$$\text{Input (Excitation): } f(t) \xrightarrow{FFT} F(j\omega) \quad (8)$$

$$\text{Output (Response): } x(t) \xrightarrow{FFT} X(j\omega) \quad (9)$$

$$\text{FRF: } H(j\omega) = \frac{\text{Output}}{\text{Input}} = \frac{X(j\omega)}{F(j\omega)} \quad (10)$$

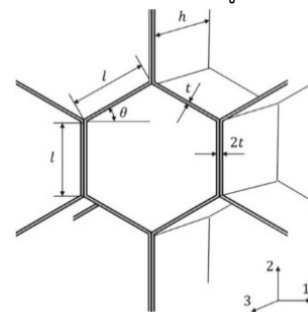
โดย  $f(t), x(t)$  คือสัญญาณ Excitation และ Response ในโดเมนเวลา และ  $F(j\omega), X(j\omega)$  คือสัญญาณ Excitation และ Response ในโดเมนความถี่ และ  $H(j\omega)$  คือ Frequency Response Function ซึ่งเป็นจำนวนเชิงซ้อนที่สามารถเขียนเป็นกราฟแบบต่างๆได้ ดังนี้ 1.) Magnitude & Phase vs. Frequency 2.) Real & Imagine vs. Frequency 3.) Imagine vs Real โดยรูปที่ 1 แสดงถึงกระบวนการทดสอบการสั่นสะเทือนด้วยวิธี Impact Hammer Testing



รูปที่ 1 Impact Hammer Testing

### 3.3 คุณสมบัติทางกลศาสตร์ของแผงรังผึ้งหกเหลี่ยม

แผงรังผึ้งหกเหลี่ยมมีพฤติกรรมการเสียรูปแบบ Orthotropic เนื่องจากรูปร่างของเซลล์มีความสมมาตร [5] โดยได้มีการศึกษาความสัมพันธ์ระหว่างคุณสมบัติทางกลศาสตร์ของวัสดุที่ใช้ทำแผงรังผึ้งกับคุณสมบัติเทียบเท่าตามพิกัดคาร์ตีสเขียนซึ่งมีลักษณะดังรูปที่ 2 ดังต่อไปนี้



รูปที่ 2 ขนาดต่างๆของเซลล์ของแผงรังผึ้งหกเหลี่ยม [6]

Kelsey et al. (1958) [6]

$$G_{13} = \frac{\cos \theta}{1 + \sin \theta} \left(\frac{t}{l}\right) G_s \quad (11)$$

$$\rho = \frac{2}{(1 + \sin \theta) \cos \theta} \left(\frac{t}{l}\right) \rho_s \quad (12)$$

$$E_{33} = \frac{2}{(1 + \sin \theta) \cos \theta} \left(\frac{t}{l}\right) E_s \quad (13)$$



Klntworth and Stronge (1988) [6]

$$E_{11} = \frac{\cos \theta}{(1+\sin \theta)\sin^2 \theta} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E_s \quad (14)$$

$$E_{22} = \frac{1+\sin \theta}{\cos^3 \theta} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E_s \quad (15)$$

$$G_{12} = \frac{1+\sin \theta}{\cos \theta} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E_s \quad (16)$$

Zhang and Ashby (1992) [6]

$$\nu_{31} = \nu_{32} = \nu_s \quad (17)$$

$$\nu_{13} = \frac{E_{11}}{E_{33}} \nu_{31} \approx 0 \quad (18)$$

$$\nu_{23} = \frac{E_{22}}{E_{33}} \nu_{32} \approx 0 \quad (19)$$

Grediac (1993) [6]

$$G_{23} = \left[ \frac{1+\sin \theta}{2 \cos \theta} + 0.787 \frac{1+\sin^2 \theta}{(1+\sin \theta) \cos \theta} \left(\frac{t}{h}\right) \right] \left(\frac{t}{l}\right) G_s \quad (20)$$

Scarpa and Tomlinson (2000) [6]

$$\nu_{12} = \frac{\cos^2 \theta}{(1+\sin \theta) \sin \theta} \left[ \frac{1+(1.4+1.5\nu_s)(t/l)^2}{1+(2.4+1.5\nu_s+\cot^2 \theta)(t/l)^2} \right] \quad (21)$$

โดย  $E_s$  = Modulus of Elasticity ของวัสดุแกนกลาง

$G_s$  = Shear Modulus ของวัสดุแกนกลาง

$\rho_s$  = ความหนาแน่นเชิงมวลของวัสดุแกนกลาง

$\nu_s$  = Poisson Ratio ของวัสดุแกนกลาง

#### 4. การดำเนินงาน

ทดสอบการสั่นสะเทือนกับแผ่นแซนวิชคอมโพสิต ขนาด 340 มม. x 340 มม. ซึ่งมีส่วนผิวเป็นแผ่นคาร์บอนคอมโพสิตแบบอัดซ้อนชนิดเส้นใยถัก (Plain Weave Fabric) รุ่น CYCOM-934 หนาชั้นละ 0.2 มม. จำนวน 4 ชั้น มีทิศทางการวางตัวของเส้นใยเสริมแรงแบบ  $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$  มีคุณสมบัติทางกลแบบ Orthotropic ดังแสดงในตารางที่ 1 ส่วนแกนกลางเป็นแผงรังผึ้งแบบเซลล์หกเหลี่ยม ทำจากวัสดุ 2 ชนิด ได้แก่ อลูมิเนียม และ Nomex® ซึ่งมีคุณสมบัติดังแสดงในตารางที่ 2 ส่วนผิวและแกนกลางเชื่อมติดกันด้วยฟิล์มกาว มีลักษณะโดยภาพรวมดังแสดงในรูปที่ 3 มีรูเจาะที่ขอบแผ่นสำหรับใช้ติดตั้งจุดยึด (Insert) ดังแสดงในรูปที่ 4

ตารางที่ 1 คุณสมบัติทางกลศาสตร์ของผิว

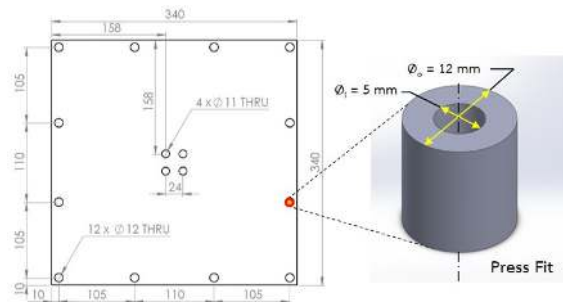
CYCOM-934 Properties	Value
$E_{11}$	56.35 GPa
$E_{22}$	54.12 GPa
$\nu_{12}$	0.0612
$G_{12}$	3.3 GPa
$\rho$	1388.114 kg/m <sup>3</sup>

ตารางที่ 2 คุณสมบัติทางกลศาสตร์ของแผงรังผึ้ง

Properties	Aluminum Honeycomb	Nomex Honeycomb
Thickness	9.69 mm	10 mm
Cell Size	3/8 inch	3/16 inch
Density ( $\rho_e$ )	43.06 kg/m <sup>3</sup>	48 kg/m <sup>3</sup>
$E_{11}$	0.1707 MPa	1.149 MPa
$E_{22}$	0.1707 MPa	1.149 MPa
$E_{33}$	1085.9 MPa	140 MPa
$G_{12}$	0.128 MPa	0.862 MPa
$G_{23}$	343.63 MPa	40 MPa
$G_{31}$	153.08 MPa	25 MPa
$\nu_{12}$	0.99958	0.97875
$\nu_{23}$	$5.1868 \times 10^{-5}$	$4.1035 \times 10^{-4}$
$\nu_{31}$	0.33	0.05

Thickness	Angle	Ply	Material
0.2 mm	0°	9	Cycom 934
0.2 mm	0°	8	Cycom 934
0.2 mm	0°	7	Cycom 934
0.2 mm	0°	6	Cycom 934
10 mm	0°	5	Honeycomb Core
			Aluminum Alloy & Nomex®
0.2 mm	0°	4	Cycom 934
0.2 mm	0°	3	Cycom 934
0.2 mm	0°	2	Cycom 934
0.2 mm	0°	1	Cycom 934

รูปที่ 3 ความหนา, ทิศทางการวางตัวของเส้นใยเสริมแรงและลำดับการอัดซ้อนของผิวและแผ่นแซนวิชคอมโพสิต

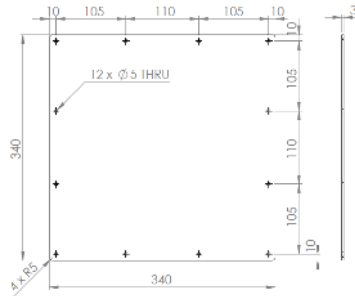


รูปที่ 4 ขนาดของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตและจุดยึด

ในเบื้องต้นจะทดสอบกับแผ่นอลูมิเนียมก่อนเนื่องจากเป็นวัสดุที่เป็นเนื้อเดียว (Homogeneous) และมีพฤติกรรมการเสียรูปเหมือนกันทุกทิศทาง (Isotropic) เพื่อเป็นการทดสอบความแม่นยำของการทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing และ FEA จากโครงสร้างที่ไม่ซับซ้อนก่อน โดยมีขนาด 340 มม. x 340 มม. หนา 3 มม. มีรูเจาะบริเวณขอบแผ่นดังแสดงในรูปที่ 5 ทำจากอลูมิเนียมเกรด 2024-T6 มีคุณสมบัติดังแสดงในตารางที่ 3

ตารางที่ 3 คุณสมบัติทางกลศาสตร์ของแผ่นอลูมิเนียม

Al 2024-T6 Properties	Value
Density	2780 kg/m <sup>3</sup>
Modulus of Elasticity ( <i>E</i> )	72.4 GPa
Poisson's Ratio ( <i>ν</i> )	0.33
Shear Modulus ( <i>G</i> )	27 GPa

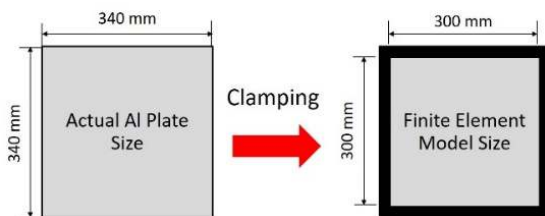


รูปที่ 5 ขนาดของแผ่นอลูมิเนียม

ทดสอบการสั่นสะเทือนโดยใช้วิธีการทั้งหมด 2 วิธี ได้แก่ 1.) วิเคราะห์ด้วยวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ และ 2.) ทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing ซึ่งผลที่ได้จากการทดสอบจริงจะนำมาเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากวิธีการทางไฟไนต์เอลิเมนต์

4.1. การทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing

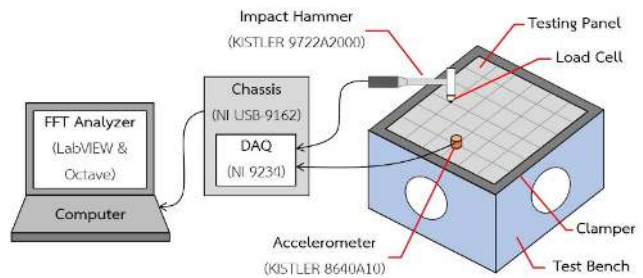
จับยึดแผ่นโครงสร้างแบบ Clamp บริเวณขอบทั้ง 4 ด้านกับแท่นทดสอบซึ่งจะกินพื้นที่จากขอบแผ่นเข้ามาด้านละ 20 มม. เหลือพื้นที่ให้แผ่นสามารถสั่นสะเทือนได้ 300 มม. x 300 มม. ดังในรูปที่ 6 และ 8



รูปที่ 6 ขนาดของแผ่นอลูมิเนียมก่อน-หลังการจับยึด

การทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing เริ่มจากการกระตุ้นแผ่นโครงสร้างให้เกิดการสั่นโดยใช้ค้อนเคาะ ขนาดแรงที่ใช้เคาะจะถูกวัดจากเซนเซอร์วัดแรง (Load Cell) ซึ่งติดตั้งอยู่บริเวณหัวค้อน และวัดความสั่นสะเทือนออกมาในรูปความเร่ง โดยใช้เซนเซอร์วัดความเร่ง (Accelerometer) ติดบนแผ่นโครงสร้างโดยใช้ขี้ผึ้งสังเคราะห์ (Petro Wax) จากนั้นสัญญาณจากเซนเซอร์จะถูกส่งไปยังอุปกรณ์สุ่มค่า (Data Acquisition

Hardware, DAQ) เพื่อทำการสุ่มค่าจากสัญญาณด้วยอัตรา (Sampling Rate) 5,120 Hz สำหรับแผ่นอลูมิเนียม และ 10,240 Hz สำหรับแผ่นแซนวิชคอมโพสิต จากนั้นส่งสัญญาณไปยังคอมพิวเตอร์ผ่านโปรแกรม LabVIEW เพื่อจัดเก็บข้อมูล จากนั้นแปลงข้อมูลในโดเมนเวลาไปเป็นข้อมูลในโดเมนความถี่โดยใช้กระบวนการ FFT จากโปรแกรม GNU Octave มีลักษณะโดยภาพรวมดังรูปที่ 7



รูปที่ 7 เครื่องมือที่ใช้ในการทดสอบความสั่นสะเทือน



รูปที่ 8 การจับยึดแผ่นโครงสร้าง

4.2 ทดสอบด้วยการคำนวณทางไฟไนต์เอลิเมนต์

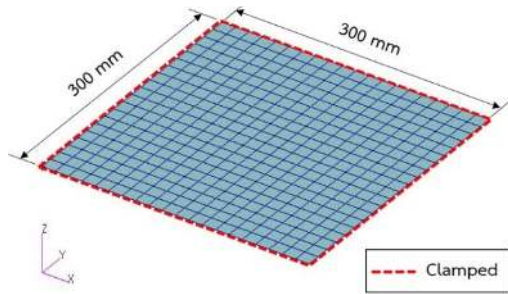
ใช้โปรแกรม MSC Patran ในการสร้างแบบจำลองทางไฟไนต์เอลิเมนต์ และแสดงผลลัพธ์จากการคำนวณ และใช้โปรแกรม MSC Nastran สำหรับการคำนวณทางไฟไนต์เอลิเมนต์

4.2.1 แผ่นอลูมิเนียม

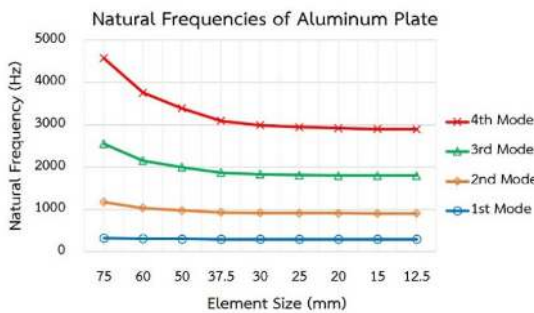
แบบจำลองทางไฟไนต์เอลิเมนต์ของแผ่นอลูมิเนียมมีขนาด 300 มม. x 300 มม. สร้างจาก Shell Element แบบ Quad-4 มีขนาด 15 มม. จำนวน 400 Element (441 Node) กำหนดคุณสมบัติทางกลตามตารางที่ 3 มีการจับยึดที่ขอบทุกด้านแบบ Clamped End ดังแสดงในรูปที่ 9 โดยคัดเลือกขนาดจากการทดสอบอิทธิพลของขนาด Element ต่อความถี่ธรรมชาติที่แสดงในรูปที่ 10 พบว่าความถี่ธรรมชาติค่าที่ 1 - 4 ของ Element ขนาด



15 มม. แตกต่างจาก Element ที่มีขนาดเล็กกว่า (12.5 มม.) ไม่ถึง 1 %



รูปที่ 9 แบบจำลองทาง FEA ของแผ่นอลูมิเนียม



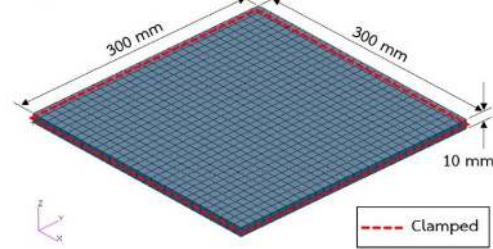
รูปที่ 10 อิทธิพลของขนาด Element ต่อความถี่ธรรมชาติ

#### 4.2.2 แผ่นแซนวิชคอมโพสิต

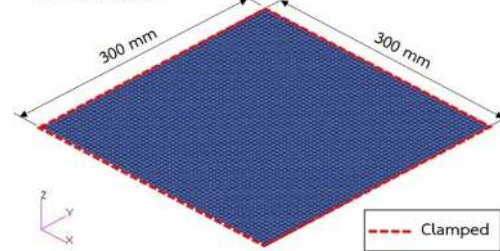
แบบจำลองทางไฟไนต์เอลิเมนต์ของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตมี 2 แบบ ซึ่งใช้เทคนิคที่อ้างอิงมาจากการวิจัยของ Wei-Qing Sun et al. [6] ได้แก่ 1.) Hybrid Model มีขนาด 300 มม. x 300 มม. x 10 มม. แกนกลางสร้างจาก Solid Element แบบ Hex-8 ขนาด 10x10x5 มม.<sup>3</sup> จำนวน 1800 Element ส่วนผิวสร้างจาก Shell Element แบบ Quad-4 ขนาด 10x10 มม.<sup>2</sup> จำนวนด้านละ 900 Element รวมทั้งหมด 3600 Element (2884 Node) 2.) Shell Model มีขนาด 300 มม. x 300 มม. ทั้งผิวและแกนกลางสร้างจาก Shell Element แบบ Quad 4 ขนาด 5x5 มม.<sup>2</sup> จำนวน 3600 Element (3722 Node) โดยเรียงลำดับการอัดซ้อนของทั้งผิวและแกนกลางในลักษณะเดียวกับการอัดซ้อนของลามิเนต โดยแบบจำลองทั้งสองแบบมีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 11 กำหนดคุณสมบัติทางกลศาสตร์ของผิวและแกนกลางซึ่งคำนวณจากสมการที่ (13) - (23) ดังแสดงในตารางที่ 1

และ 2 ตามลำดับ มีการจับยึดที่ขอบทุกด้านแบบ Clamped End และไม่พิจารณาผลกระทบจากฟิล์มกาว

Hybrid Model



Shell Model

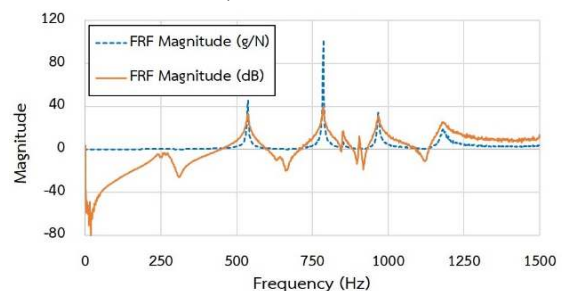


รูปที่ 11 แบบจำลองทาง FEA ของแผ่นแซนวิชคอมโพสิต

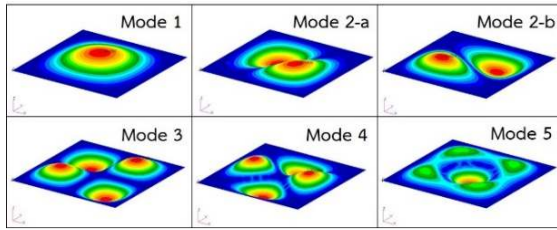
### 5. ผลการทดสอบ

#### 5.1 แผ่นอลูมิเนียม

ความถี่ธรรมชาติค่าที่ 1-5 ของแผ่นอลูมิเนียมจากการคำนวณด้วยวิธีทาง FEA ซึ่งมีรูปร่างการสั่นดังแสดงในรูปที่ 13 มีค่ามากกว่าผลจากการทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing ซึ่งทำนายจากจุดยอดของกราฟ FRF ดังแสดงในรูปที่ 12 โดยมีค่าความผิดพลาดอยู่ในช่วง 11 - 18 % ดังแสดงในตารางที่ 4 และรูปที่ 14 โดยความถี่มูลฐานมีค่าความผิดพลาดน้อยที่สุด ส่วน Mode ถัดๆไปมีค่าความผิดพลาดเพิ่มขึ้น ซึ่งคาดว่าเป็นผลมาจากอิทธิพลของความหน่วง (Damping) ที่มีค่าเพิ่มขึ้นในบาง Mode และตัวจับยึดโครงสร้าง (Clamper) ที่มีขนาดเล็กเกินไปจนไม่สามารถจำกัดการเคลื่อนที่บริเวณขอบแผ่นโครงสร้างได้อย่างสมบูรณ์ในการทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing [3]

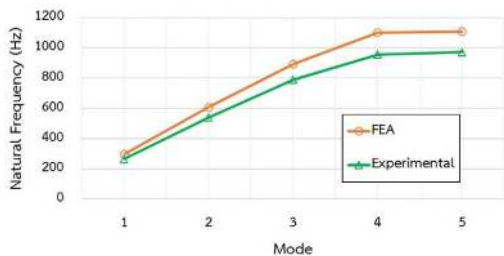


รูปที่ 12 FRF ของแผ่นอลูมิเนียม



รูปที่ 13 รูปร่างการสั่นของแผ่นอลูมิเนียมจากวิธี FEA ตารางที่ 4 ความถี่ธรรมชาติของแผ่นอลูมิเนียม

Mode	Natural Frequency (Hz)		
	FEA	Exp.	% Error (FEA-Exp)/FEA×100
1	297.17	264.25	11.08
2-a, 2-b	608.51	539.38	11.36
3	892.69	791.25	11.36
4	1101.5	903.125	18.01
5	1107.2	960.63	13.24

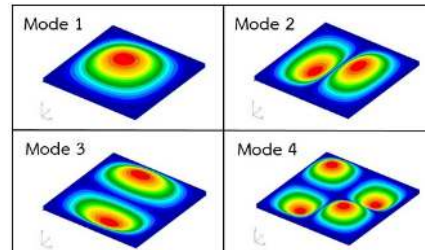


รูปที่ 14 ความถี่ธรรมชาติของแผ่นอลูมิเนียม

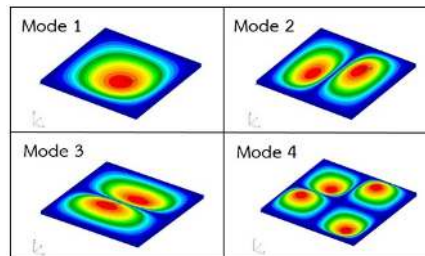
5.2 แผ่นแซนวิชคอมโพสิต

ผลการทดสอบด้วยวิธีทาง FEA พบว่าความถี่ธรรมชาติ Mode ที่ 1 - 4 ของแผ่น Aluminum Honeycomb Sandwich ของแบบจำลอง Shell Model มีค่ามากกว่า Hybrid Model เล็กน้อย โดยมีความผิดพลาดไม่ถึง 4 % เช่นเดียวกับแผ่น Nomex® Honeycomb Sandwich ซึ่งมีค่าความผิดพลาดน้อยกว่า 3% โดยรูปที่ 15 - 16 แสดงรูปร่างการสั่น และตารางที่ 5 แสดงค่าความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตทั้ง 2 แบบ แต่ผลจากการทดสอบด้วยวิธี Impact Hammer Testing ของแผ่น Aluminum Sandwich ซึ่งทำนายจากจุดยอดของกราฟ FRF ในรูปที่ 17 มีค่าน้อยกว่าผลจาก FEA อยู่มาก โดยมีค่าความผิดพลาดอยู่ระหว่าง 45 - 60% ดังแสดงในรูปที่ 19 สำหรับผลของแผ่น Nomex® Sandwich ซึ่งทำนายจากจุดยอดของกราฟ FRF ในรูปที่ 18 มีค่าความผิดพลาดที่น้อยกว่าโดยมีค่าอยู่ระหว่าง 16

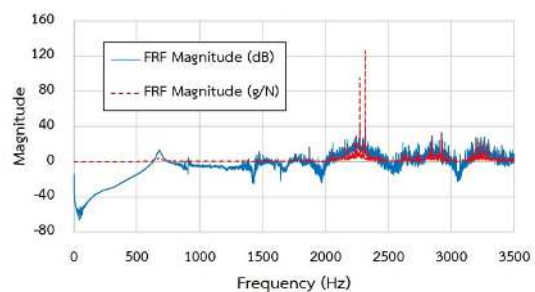
- 37% ดังแสดงดังรูปที่ 20 คาดว่าสาเหตุของความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้นจากการไม่พิจารณาผลกระทบของฟิล์มกาวในแบบจำลองทางไฟไนต์เอลิเมนต์ อิทธิพลจากมวลของ Accelerometer [6] และสาเหตุเกี่ยวกับในกรณีของแผ่นอลูมิเนียม อย่างไรก็ตามหากเทียบผลการทดสอบจากวิธี FEA พบว่าความถี่ธรรมชาติของแผ่น Aluminum Honeycomb Sandwich มีค่ามากกว่าแผ่น Nomex Honeycomb Sandwich ใน ทุก ๆ Mode เช่นเดียวกับผลจากการทดสอบ ยกเว้นใน Mode ที่ 2



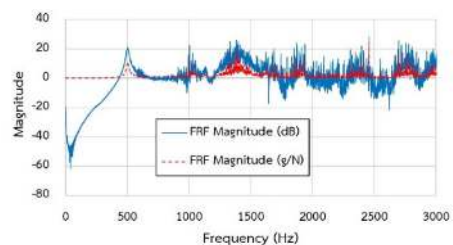
รูปที่ 15 รูปร่างการสั่นของแผ่น Aluminum Sandwich



รูปที่ 16 รูปร่างการสั่นของแผ่น Nomex Sandwich



รูปที่ 17 FRF ของแผ่น Aluminum Sandwich

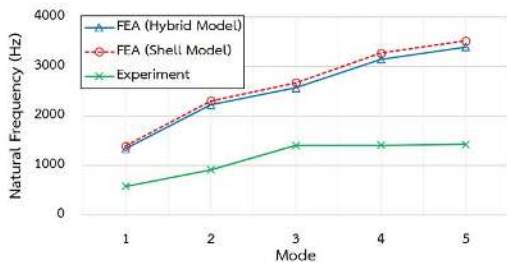


รูปที่ 18 FRF ของแผ่น Nomex Sandwich

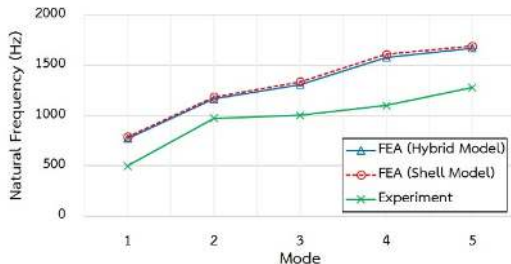


ตารางที่ 5 ความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิต

Mode	Aluminum Honeycomb			Nomex Honeycomb		
	FEA		Exp.	FEA		Exp.
	Hybrid	Shell		Hybrid	Shell	
1	1341.3	1393.7	581.3	769.86	788.2	496.3
2	2223.1	2305.9	913.8	1163.5	1182.6	970.5
3	2570.7	2672.1	1406.3	1306.1	1334.5	1002.5
4	3148.3	3272.1	1412.5	1578.2	1609.5	1097.5



รูปที่ 19 ความถี่ธรรมชาติของ Aluminum Sandwich



รูปที่ 20 ความถี่ธรรมชาติของ Nomex Sandwich

6. สรุปและวิเคราะห์ผล

งานวิจัยนี้ได้ศึกษาการเปลี่ยนแปลงของความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตเมื่อมีการเปลี่ยนวัสดุแกน โดยเริ่มศึกษาจากการสันนิษฐานของแผ่นอลูมิเนียมพบว่าผลการทดสอบและการทำนายด้วยวิธี FEA ให้ค่าความถี่ธรรมชาติใกล้เคียงกัน โดยมีค่าความคลาดเคลื่อนอยู่ระหว่าง 11 - 18 % สำหรับผลการศึกษาในแผ่นแซนวิชคอมโพสิตพบว่ามีค่าความคลาดเคลื่อนมาก โดยมีค่าอยู่ระหว่าง 45 - 60% สำหรับแผ่น Aluminum Honeycomb Sandwich และ 16 - 37% สำหรับแผ่น Nomex Honeycomb Sandwich ความคลาดเคลื่อนในส่วนของการทดสอบชิ้นงานอาจเกิดจากการจับยึดแผ่นโครงสร้างที่ไม่สมบูรณ์, การเจาะรูและเติมวัสดุเสริมความแข็งแรงที่จุดยึดของแผ่นโครงสร้าง, และความผิดพลาดในการวัดค่าสัญญาณ ในส่วนของการคำนวณด้วยวิธี FEA ความคลาดเคลื่อนน่าจะมาจากการ

คำนวณคุณสมบัติทางกลของแผงรังผึ้ง ซึ่งจะได้มีการปรับปรุงและแก้ไขต่อไปในอนาคต กระบวนการทำนายความถี่ธรรมชาติของแผ่นแซนวิชคอมโพสิตสามารถนำไปใช้ประโยชน์ในการออกแบบโครงสร้างให้มีความถี่ธรรมชาติที่แตกต่างจากความถี่ของภาวะกรรมภายนอกเพื่อหลีกเลี่ยงการสั่นพ้องที่อาจเกิดขึ้นกับโครงสร้าง เช่น การทำงานของล้อปฏิริยาในการปรับทิศทางของดาวเทียม

7. เอกสารอ้างอิง

[1] Los Alamos National Laboratory, University of California, U.S. (1997). *Fast On-orbit Rapid Recording of Transient Events (FORTE)*  
 URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/f/forte>, access on 23/04/2017

[2] European Space Agency (ESA), EU (2001). *Proba-1 Earth Observation Satellite*, URL: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Observing\\_the\\_Earth/Proba-1/Facts\\_and\\_figures](http://www.esa.int/Our_Activities/Observing_the_Earth/Proba-1/Facts_and_figures), access on 22/04/2017

[3] Boudjemai, A., et al., Modal analysis and testing of hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design. *Materials & Design*, vol.35 ,2012.: pp. 266-275.

[4] Harish R. and Ramesh S Sharma, Vibration Response Analysis of Honeycomb Sandwich Panel with Varying Core Height. *IJETCAS*, 2013, pp. 582-586

[5] Çinar, O., et al. (2015). Accurate equivalent models of sandwich laminates with honeycomb core and composite face sheets via optimization involving modal behavior. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 2015 , pp 1-28

[6] Wei-Qing Sun & Wei Cheng (2016). Finite Element Model Updating of Honeycomb Sandwich Plates using a Response Surface Model and Global Optimization Technique, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2016, pp. 1-19.