

## บทคัดย่อ

|               |                                                                                                                                                                                                                  |
|---------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ชื่อโครงการ   | การทดลองและวิเคราะห์การสั่นสะเทือนของจุดยึดบนโครงสร้างอากาศยานที่ยึดด้วย<br>รีเวท MS20426AD ด้วยวิธีโมดัลอนาไลซิส (Experimental Modal Analysis of<br>Aircraft Structural Joints Vibration using MS20426AD Rivet) |
| ผู้วิจัย      | ยศนันท์ ก่อสกุลพานิช                                                                                                                                                                                             |
| ปีที่จัดพิมพ์ | 2559                                                                                                                                                                                                             |
| แหล่งทุน      | สถาบันการบินพลเรือน                                                                                                                                                                                              |

การทดลองและวิเคราะห์การสั่นสะเทือนด้วยวิธีโมดัลเป็นการวัดค่าและวิเคราะห์การตอบสนองทางพลวัตของโครงสร้างเมื่อมีแรงจากภายนอกมากระทำ การทดลองและวิเคราะห์การสั่นสะเทือนด้วยวิธีโมดัลนี้เป็นวิธีการที่มีประโยชน์ซึ่งมักถูกนำมาใช้ในการพิสูจน์ผลลัพธ์จากการวิเคราะห์ทางด้านไฟไนต์เอลิเมนต์ วิธีโมดัลจะถูกใช้ในการหาค่าตัวแปรของการสั่นสะเทือนในโครงสร้างซึ่งประกอบด้วย ความถี่ธรรมชาติ อัตราส่วนการหน่วง ลักษณะการสั่นสะเทือน วิธีดำเนินการง่าย ๆ คือการใช้ค้อนเคาะแล้ววัดค่าของความถี่ธรรมชาติ อัตราส่วนการหน่วง รวมไปถึงลักษณะการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้น ดังนั้นเครื่องทดสอบในการหาค่าการสั่นสะเทือนที่สามารถควบคุมค่าตัวแปรต่างๆให้คงที่และมีความแม่นยำในการกระแทกจึงถูกนำมาใช้ในกระบวนการดังกล่าว เนื่องจากโครงสร้างของอากาศยานที่ทำจากอลูมิเนียม อัลลอยจะมีรอยต่อที่ถูกยึดเข้าด้วยกันโดยใช้โซลิดรีเวทซึ่งมีจำนวนนับล้านๆจุด ดังนั้นจุดยึดเหล่านี้จึงมีค่าวิกฤติที่ทำให้จำเป็นต้องทำการวิเคราะห์และคาดการณ์ถึงแนวโน้มของความเสียหายที่จะเกิดขึ้น

งานวิจัยชิ้นนี้ใช้วิธีการโมดัลอนาไลซิส (Modal Analysis) ในการวิเคราะห์ลักษณะการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้นจากแรงภายนอกที่มากระทำกับแผ่นชิ้นงานทดสอบ ซึ่งได้จำลองสภาพของโครงสร้างอากาศยาน โดยทำการแปรผันระยะห่างของหมุดยึดที่ติดตั้งบนรอยต่อของโครงสร้าง พร้อมกับแปรผันขนาดของรูเจาะที่ใช้ยึดให้มีขนาดต่างๆกันออกไป โดยอ้างอิงตามมาตรฐาน AC43.13-1B ของ FAA ซึ่งในการทดลองจะใช้ค้อน Modal Hammer ที่มีเซ็นเซอร์วัดแรงกระแทกติดตั้งไว้ที่ปลายค้อน และติดตั้ง Accelerometer ไว้ที่ด้านล่างของแผ่นชิ้นงานทดสอบ อุปกรณ์ทั้งสองจะทำการวัดค่าของแรงกระแทกและวัดค่าความเร่งจากการสั่นสะเทือนตามลำดับ แปลงเป็นสัญญาณความเร็วและการกระจัดแล้วแสดงผลออกมาในเทอมของเวลาและความถี่ ซึ่งจะดำเนินการควบคู่ไปกับการวิเคราะห์ความถี่ธรรมชาติของแผ่นชิ้นงานทดสอบด้วยวิธีการ Finite Element Analysis (FEA) หลังจากนั้นข้อมูลที่ได้จากทั้งสองกระบวนการจะถูกเปรียบเทียบดูลักษณะความถี่ของการสั่นสะเทือนจากแรงภายนอกกับความถี่ธรรมชาติว่าเข้าใกล้สภาวะเรโซแนนซ์หรือไม่ เพื่อเปรียบเทียบดูแนวโน้มของความเสียหายที่จะเกิดขึ้นและนำไปเป็นข้อมูลในการวิจัยและออกแบบเพื่อใช้คาดการณ์ความเสียหายต่อไป กราฟที่แสดงค่าจากการทดสอบด้วยแผ่นทดสอบเปล่ากับแผ่นทดสอบที่ยึดด้วยโซลิดรีเวท แล้วกระแทกด้วย Modal Hammer ไปที่พิกัดเดียวกันแสดงให้เห็นลักษณะของ Mode shape จากการสั่นสะเทือนมีแนวโน้มคล้ายกันแสดงถึงความถูกต้องของการเก็บค่าและการประมวลผล สามารถใช้เป็นข้อมูลเบื้องต้นในการทำวิจัยที่ลึกลงไปอีกได้

## Abstract

Title : Experimental Modal Analysis of Aircraft Structural Joints Vibration  
using MS20426AD Rivet  
Author : YOSSANAN KORSAKULPANICH  
Publish : 2016  
Source : CIVIL AVIATION TRAINING CENTER

---

Experimental Modal Analysis (EMA) is the field of measuring and analyzing dynamic response of a structure when it was excited. EMA is the useful procedure in dynamic verifying Finite Element Analysis (FEA) results, using modal analysis to determine modal parameters (natural frequency, damping ratio, mode shapes) of the structure. The simple method for obtaining modal parameters is using roving impact test to identify natural frequencies, damping ratios, and mode shapes of the structure. Thus, the modal testing machine is used for accurate impact test. The machine will guide a modal hammer to hit onto a grid mark of the specimen and prevent the hammer from bouncing and hit at the same position twice. Otherwise, the double hitting will resulted in error of data recording. Other than that, the specimens have to be clamped firmly to avoid from noises during the test.

This paper using modal analysis method to investigate dynamic response of specimens to simulate aircraft structural behaviors by varying rivet pitches and specimen holes which conforms to AC 43.13-1B of the FAA. In experiment, modal hammer and accelerometer are used to measure hitting force and specimen acceleartion respecticvely. After that, the force and the acceleration signals will be transformed into speed and displacement data as the function of time and frequency. In computation, finite element analysis method (FEA) is used alongside with modal analysis, in order to generate specimen properties emulating the actual dynamic responses obtained from the experiment. In short, natural frequencies achieved from the experiment, and mode shapes obtained from the FEA being used to compare the frequency trends. Meanwhile, mode shape of a plain specimen and riveted specimen are used to compare the vibration trend. They have similar pattern which indicated it has correct machine set up and experiment result. Which mean these data from preliminary study is valid to be used for further study.