

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.02.021

基于运行模态分析的某民机低频 固有特性研究

Research on Low Frequency Natural Mode for Certain Civil Aircraft Based on Operational Modal Analysis

张苏华 李效法 何 俊 / ZHANG Suhua LI Xiaofa HE Jun

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

运行模态分析(Operational Modal Analysis, 简称 OMA)是一种基于环境激励的模态参数识别技术,是结构健康监测的重要手段。为了研究某民机在实际运行中的振动特性,在其滑跑过程中,利用加速度传感器采集飞机特定部位的振动响应信号。通过频域空间域分解(Frequency and Spatial Domain Decomposition, 简称 FSDD)的方法从响应信号中分析得到该民机特定低频模态。根据试验结果对计算模型进行修正,最终通过有限元分析(Finite Element Analysis, 简称 FEA)计算获得其全部低频模态。实践表明,将运行模态分析与有限元分析相结合,共同获取飞机在特定情况下的动力学特性的方法是可行的。

关键词: 运行模态分析; 民机; 低频; 模态

中图分类号: V249.4

文献标识码: A

[Abstract] Operational Modal Analysis (OMA) is a kind of modal parameters identification method based on environmental excitation sources. It is an important measure of vibration-based structural health monitoring. To research certain civil aircraft's modal parameters in operation, the vibration responses were gathered by the accelerators on specified structural locations during its taxiing. By using the Frequency and Spatial Domain Decomposition (FSDD) technique, some specific low frequency modal parameters were identified. Then the analytical model were revised based on the OMA results, and all the low frequency modal parameters were computed. Practice indicates that analyzing the aircraft's dynamical characteristics under specific conditions by OMA based on FEM method is feasible.

[Keywords] operational modal analysis (OMA); civil aircraft; low frequency; modal

0 引言

模态分析可以为结构系统诊断特性分析、振动故障诊断以及结构动力学特性优化设计提供依据,模态分析的目标是识别系统的模态参数^[1]。目前,模态分析主要有有限元分析(Finite Element Analysis, 简称 FEA)和振动试验(Vibration Test, 简称 VT)两种手段。对于振动试验,根据有无特定激振器参

与,可以分为有特定激振器参与的基于输入输出的试验模态分析(Experimental Modal Analysis, 简称 EMA)和仅基于输出响应的运行模态分析^[2](Operational Modal Analysis, 简称 OMA)。对于 FEA 模态分析,其研究对象的质量、刚度等参数是已知的,而对于 EMA 和 OMA 模态分析,其研究对象的质量、刚度等参数是未知的。在进行结构健康监测或结构动力学特性优化设计时,有时需要将这三种方法

互为补充以准确地识别系统的模态参数。

目前,基于 FEA 的模态分析方法已被大规模集成至商业软件中,如 NASTRAN、ANSYS 等。基于 EMA 的模态识别方法已在航天器^[3]、车辆^[4]、导弹^[5]、桥梁^[6]等实际工程上广泛运用,取得了较好的效果。对于大型结构,想要实现激励可控通常是比较困难的,在 1990 年左右,一种仅需对结构在环境激励下的响应信号进行测量、分析,进而获得结构模态参数的 OMA 方法不断引起工程人员的注意^[7]。

本文以基于频域空间域分解(Frequency and Spatial Domain Decomposition,简称 FSDD)^[8]的 OMA 方法为基础,研究了某民机在滑跑过程(环境激励)中的特有低频模态,后期结合模型修正技术,获得了该民机在起落架支持下的所有低频模态,以此作为该民机真实运行状态下固有特性分析和结构健康监测的依据。

1 理论公式

根据随机振动理论,引入功率谱密度(Power Spectral Density,简称 PSD)公式,则响应的功率谱密度矩阵可以写成:

$$\mathbf{G}_{yy}(j\omega) = \mathbf{H}^*(j\omega) \mathbf{G}_{xx}(j\omega) \mathbf{H}^T(j\omega) \quad (1)$$

式(1)中, $\mathbf{H}(j\omega)$ 为频响函数矩阵; $\mathbf{G}_{xx}(j\omega)$ 为输入信号的功率谱密度矩阵; $\mathbf{G}_{yy}(j\omega)$ 为输出响应的功率谱密度矩阵。将频响函数矩阵写成部分分式的形式:

$$\mathbf{H}(j\omega) = \sum_{k=1}^n \left(\frac{\mathbf{R}_k}{j\omega - \lambda_k} + \frac{\mathbf{R}_k^*}{j\omega - \lambda_k^*} \right) \quad (2)$$

式(2)中, λ_k 是第 k 阶极点,假定 $\lambda_k = -\sigma_k + ju_k$; \mathbf{R}_k 是第 k 阶留数矩阵,是第 k 阶模态振型 φ_k 和模态参与向量 γ_k 的乘积:

$$\mathbf{R}_k = \varphi_k \gamma_k^T \quad (3)$$

假定输入是白噪声或平直激励,则输入信号功率谱密度矩阵是一个实常数对角矩阵,简称为 \mathbf{C} ,将(2)、(3)代入(1),可得:

$$\mathbf{G}_{yy}(j\omega) = \sum_{k=1}^n \left(\frac{\mathbf{A}_k}{j\omega - \lambda_k} + \frac{\mathbf{A}_k^*}{j\omega - \lambda_k^*} + \frac{\mathbf{A}_k^H}{-j\omega - \lambda_k^*} + \frac{\mathbf{A}_k^T}{-j\omega - \lambda_k} \right) \quad (4)$$

式(4)中, \mathbf{A}_k 是第 k 阶输出响应功率谱密度留数矩阵:

$$\mathbf{A}_k = \mathbf{R}_k \mathbf{C} \left[\sum_{s=1}^n \left(\frac{\mathbf{R}_s^H}{-\lambda_s^* - \lambda_k} + \frac{\mathbf{R}_s^T}{-\lambda_s - \lambda_k^*} \right) \right] \quad (5)$$

通常情况下,一般结构的阻尼较小,可以证明得到:

$$\mathbf{A}_k = d_k \varphi_k \varphi_k^T \quad (6)$$

式(6)中, d_k 是一个标量常数。对于小阻尼结构,仅有有限模态(通常为 1~2 阶)会对给定频率 ω 造成突出影响,将这些模态记做 $Sub(\omega)$,则响应功率谱密度矩阵可以写做:

$$\mathbf{G}_{yy}(j\omega) = \sum_{k \in Sub(\omega)} \left(\frac{d_k \varphi_k \varphi_k^T}{j\omega - \lambda_k} + \frac{d_k \varphi_k^* \varphi_k^H}{j\omega - \lambda_k^*} \right) \quad (7)$$

在频域分解法中,第一步就是计算响应的功率谱密度矩阵,继而基于离散频率的奇异值分解(Singular Value Decomposition,简称 SVD),响应的功率谱密度矩阵基于奇异值分解后可以写作:

$$\mathbf{G}_{vv}^T(j\omega_i) = \mathbf{U}_i \mathbf{S}_i \mathbf{U}_i^H \quad (8)$$

式(8)中, \mathbf{U} 是由奇异值向量 \mathbf{u}_{ij} 构成的酉矩阵(Unitary Matrix), \mathbf{S} 是由标量奇异值 s_{ij} 构成的对角矩阵。在实际运用中,在所关心的窄频带内只有有限的几个模态占主导位置,定义第 k 阶模态的增强功率谱密度矩阵为:

$$\mathbf{G}(j\omega) = \mathbf{u}_k^H \mathbf{G}_{vv}^T \mathbf{u}_k \quad (9)$$

王彤等^[8]对式(7)进行进一步简化及最小二乘法求解后,得到模态频率及阻尼为:

$$\begin{cases} f_k = \sqrt{\sigma_k^2 + u_k^2} \\ \xi_k = \frac{\sigma_k}{\sqrt{\sigma_k^2 + u_k^2}} \end{cases} \quad (10)$$

2 试验情况及运行模态分析

试验时,试验机共有 25 只加速度计参与振动信号采集,根据传感器安装位置建立简要传感器位置关系示意图如图 1 所示。

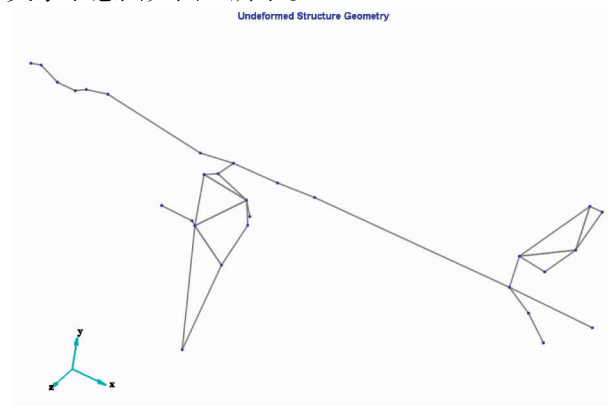


图 1 传感器位置关系示意图

对于远离机载振源的传感器测量信号,试验机滑跑过程中路面环境激励属于平直激励,机载振源对飞机模态参数识别的影响相比环境激励要小,因此将此类传感器采集的结构振动响应信号作为飞机模态参数识别的主要信号。本文选取飞机某部位垂向加速度计测量信号作为运行模态分析的主要通道,该部位结构响应信号如图 2 所示。

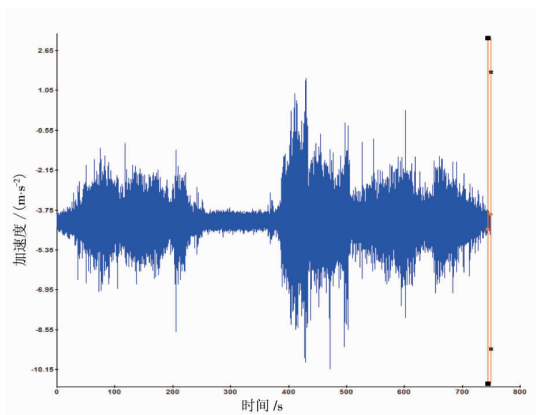


图 2 飞机某部位结构响应信号

对该振动信号进行重采样、消除趋势项、分段 FFT、加窗等处理后,采用本文章节 2 所述 FSDD 方法计算模态指示函数,计算结果如图 3 所示。考虑到本文关注的刚体模态属于低频模态,对模态指示函数进行低频截取,如图 4 所示。识别得飞机上下俯仰及垂直平动模态的振型如图 5、图 6 所示。

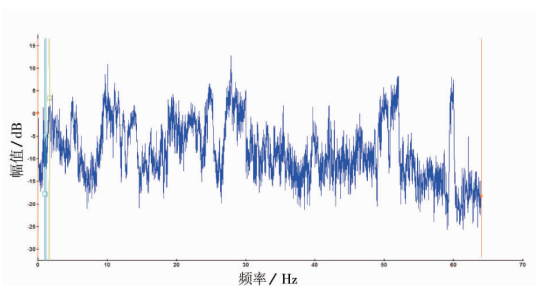


图 3 模态指示因子函数

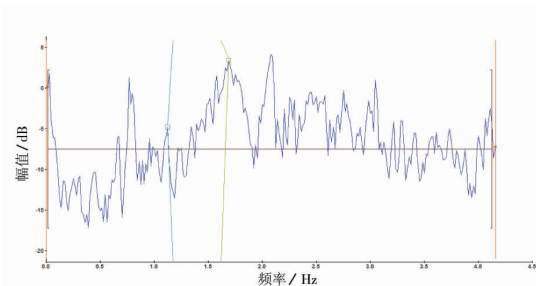


图 4 模态指示因子函数低频截取

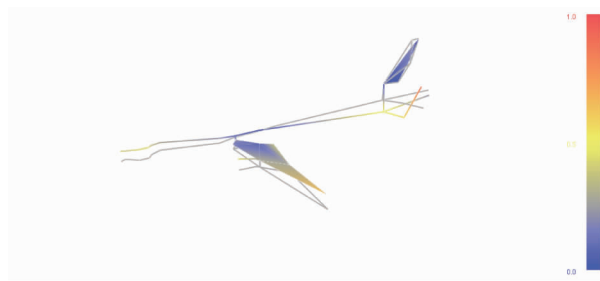


图 5 飞机上下俯仰模态振型

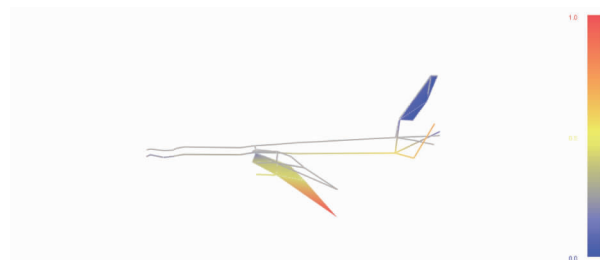


图 6 飞机垂直平动模态振型

3 模态修正及分析

考虑到振型的正交性及传感器的非对称布置、结构的局部模态等因素,并非所有 OMA 法处理得到的峰值频率都能准确地与全机模态振型相匹配。为了获得某民机基于起落架支持的全部低频模态,还需结合特定低频模态 OMA 方法的计算结果对现有计算模型进行修正,通过 FEA 方法计算获得该民机全部低频模态。本文建立该民机带起落架的计算模型如图 7 所示。

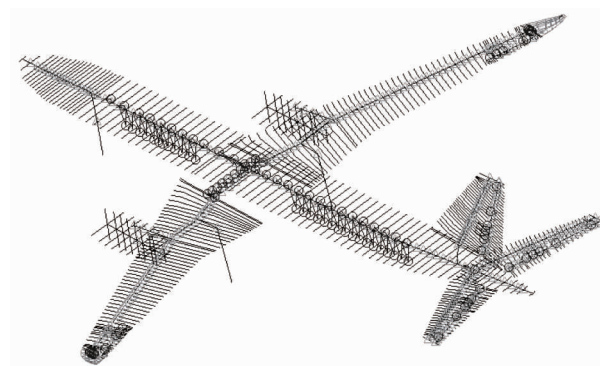


图 7 某民机带起落架计算模型

通过不断修正起落架刚度,使得其垂直平动刚体模态、俯仰刚体模态频率与试验结果相匹配,最终计算得到该民机部分低频模态频率数据见表 1(已作无量纲处理)。该民机部分低频模

态振型如图 8 所示(字母顺序与表 1 序号顺序分别对应)。

表 1 某民机低频模态部分数据

序号	振型描述	无量纲频率
1	刚体滚转	0.67
2	刚体俯仰	0.71
3	刚体垂直平动	1.00
4	机翼对称垂直一弯	1.54
5	机翼反对称一弯	1.89
6	机身水平一弯	2.61
7	发动机对称俯仰	2.74
8	机身垂向一弯	3.39
9	机翼对称面内一弯	5.05
10	垂尾一弯	5.26
11	平尾对称一弯	5.71
12	平尾反对称面内一弯	5.95

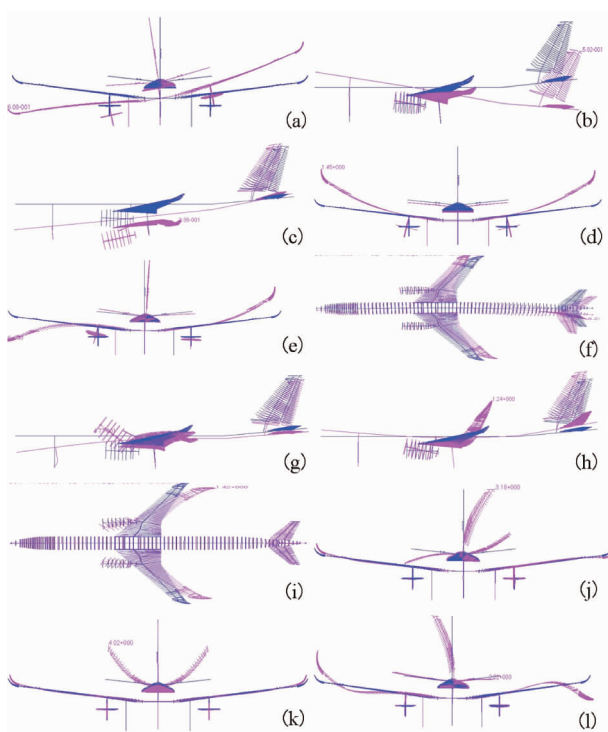


图 8 某民机在起落架支持条件下部分低频模态振型

4 结论

本文以 OMA 方法对某民机滑跑过程中结构振动响应进行分析,获得了该民机在实际运行中的若干典型低频模态。后期以此作为计算模型修正依据,计算了该民机在实际运行中的低频模态。实践表明,利用 OMA 方法配合 FEA 方法识别飞机在实际运行中的低频模态参数是可行的,可以推广到其他振动试验中。

参考文献:

- [1] 傅志方. 振动模态分析与参数辨识[M]. 北京:机械工业出版社, 1990: 1-2.
- [2] 陈东弟, 向家伟. 运行模态分析方法综述[J]. 桂林电子科技大学学报, 2010, 30(2): 163-167.
- [3] 焦安超, 冯皎齐. “天宫一号”目标飞行器结构模态试验方法[J]. 航天器环境工程, 2011(6): 593-596.
- [4] 谭继锦, 戚东元. 轿车带内饰车身模态试验分析[J]. 噪声与振动控制, 2016(6): 197-205.
- [5] 樊会涛. X-2 导弹模态试验及分析[J]. 战术导弹技术, 1992(2): 13-26.
- [6] 沈松, 应怀樵, 雷速华, 等. 用锤击法和变时基技术进行黄河铁路桥的模态试验分析[J]. 振动工程学报, 2000(3): 172-175.
- [7] KARBHARI V M, ANSARI F. Structural health monitoring of civil infrastructure systems[M]. Cambridge, UK: Woodhead Publishing Limited, 2009: 225-255.
- [8] 王彤, 张令弥. 运行模态分析的频域空间域分解法及其应用[J]. 航空学报, 2006(1): 62-66.

作者简介

张苏华 男,工学硕士,工程师。主要研究方向:气动弹性力学;E-mail: zhangsuhua@comac.cc

李效法 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:气动弹性力学;E-mail: lixiaofa@comac.cc

何俊 男,硕士,工程师。主要研究方向:气动弹性力学;E-mail: hejun4@comac.cc