

基于 HHT 的机翼盒段的健康监控*

陈换过 闫云聚 姜节胜

(西北工业大学振动工程研究所,西安 710072)

摘要 提出了一种基于 HILBERT-HUANG 变换技术的结构微损伤检测方法. 基于 HHT 方法, 提取了同损伤相联系的特征量—瞬时频率变化量和瞬时能量变化量, 给出了结构损伤前后瞬时频率的变化情况, 根据结构损伤前后瞬时频率的变化量, 可以判断结构发生了一定程度的损伤. 最后研究了结构损伤前后瞬时能量的变换情况, 并讨论了瞬时能量变化最大值与结构损伤程度之间的关系. 结果表明, 结构原始响应信号经过 HHT 变换后得到的瞬时能量变化最大值与结构损伤程度有一定的规律可寻.

关键词 HHT 机翼盒段结构 瞬时频率 瞬时能量 健康监控

引言

对服役中的航空航天飞行器的重要结构部件的结构损伤实施健康监测, 准确预报结构初期微小损伤的发生和发展具有重要的工程应用价值. 加筋结构被广泛应用到先进航空结构的主承力部件. 基于以上原因, 对航空航天飞行器的早期损伤检测已经成为广大研究工作者的研究重心, 已经研究了基于振动信号分析的各种损伤检测方法^[1]. Zou 等人利用在线测量结构振动响应在结构损伤检测方面坐了很多的研究工作^[2]. Hou 等人建立一个简单模型, 用简谐信号激励该结构, 对模拟得到的振动响应信号进行小波变换^[3]. 这表明小波分析工具在损伤检测和结构健康监测方面很有前途. 然而, 小波分析在低频部分具有较差的时间分辨率, 在高频部分具有较差的频率分辨率. 另外一个不足之处是, 小波分析方法依赖于小波函数的选取.

为了寻求准确良好的时频局部化性质, 1996年, Norden E. Huang 等人提出了一种新的非线性、非平稳信号的时频分析方法——Hilbert-Huang 变换(HHT)^[4]. 该方法不需要基函数, 也不需要进行各种变换. 是一种相对来说比较新的方法, 被应用到各种领域, 比如, 海洋地震工程, 核物理, 生物医学诊断, 图像处理 and 故障诊断等等.

本文利用 HHT 方法对用 ANSYS 软件建立的损伤机翼盒段动力学模型进行健康监测. 第一部分

介绍了 HHT 算法的基本原理, 第二部分提出了一种损伤特征量的提起方法, 第三部分将机翼盒段模型作为算例, 研究了所提取特征量与结构损伤程度之间的关系. 第四部分给出了主要结论. 算例结果表明 HHT 在复合材料损伤检测中有较好的应用前景.

1 EMD/HHT 信号分析方法的原理

HILBERT-HUANG 变换是由 EMD 分解和 HILBERT 变换组成^[5,6].

1.1 基本算法

采用 EMD(Empirical mode decomposition) 把一个信号分解成 IMF(Intrinsic Mode Function) 的过程如下:

(1) 对任一给定信号 $X(t)$, 首先确定出 $X(t)$ 上的所有极值点, 用三次样条曲线连接所有极大值点形成上包络线, 同样的可以得到下包络线. 数据 $X(t)$ 与上下包络线的均值 m_1 的差记为 h_1 , 则 $h_1 = X(t) - m_1$. 将 h_1 视作新的 $X(t)$, 重复以上步骤, 直到 h_1 满足 IMF 的两个条件: 整个时间历程内, 穿越零点的次数与极值点数相等或至多相差 1. 信号上任意一点, 上包络线和由下包络线的均值均为 0. 则其成为从原始信号筛选出的第一阶 IMF. 第一阶 IMF 分量 h_1 包含信号的最高频成分.

(2) 包含较低阶频率成分的残余信号 $r_1 = X(t) - h_1$. 把 r_1 作为“新”信号重复步骤(1). 直到第 n 阶的残余信号 $r_n = r_{n-1} - h_n$ 成为单调函数或

者不再能筛分出 IMF 分量.

(3)数学上 $x(t)$ 可表示为 n 个 IMF 分量和一个残余项的和

$$X(t) = \sum_{j=1}^n h_j(t) + r_n(t) \tag{1}$$

1.2 希尔伯特谱

EMD 算法是 HHT 分解非平稳信号的第一步,也是最重要的一步.第二步也是最后一步为希尔伯特变换(Hilbert Transform, 简记 HT).一个实信号 $x(t)$ 的希尔伯特变换定义 $y(t) = H[x(t)] = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{x(\tau)}{t-\tau} d\tau$, 则可以得到一解析信号

$$Z(t) = x(t) + iy(t) = a(t)e^{i\theta(t)} \tag{2}$$

其中幅值函数、相位函数分别为 $a(t) = [x^2(t) + y^2(t)]^{1/2}$, $\theta(t) = \arctan[\frac{y(t)}{x(t)}]$.

而瞬时频率被定义为

$$\tilde{\omega}(t) = \frac{d\theta(t)}{dt} \tag{3}$$

将幅值以等高线的形式表示在时间-瞬时频率平面上,这个时间-频率分布图定义为 Hilbert-Huang 谱图,记为 $H(\tilde{\omega}, t)$.由希尔伯特黄谱得到边际谱 $h(\omega)$

$$h(\omega) = \int_0^{T_0} H(\omega, t) dt \tag{4}$$

瞬时能量 $IE(t)$ 定义为

$$IE(t) = \int_{\tilde{\omega}_1}^{\tilde{\omega}_2} H^2(\tilde{\omega}, t) d\tilde{\omega} \tag{5}$$

边际谱 $h(\omega)$ 给出了每个频率成分的贡献,而瞬时能量 $IE(t)$ 则表现了能量随时间变化的信息.

2 结构损伤特征提取

结构振动响应的产生取决于结构的固有频率、阻尼、刚度及激励条件.损伤的产生会对结构刚度、阻尼及固有频率产生影响,从而影响结构的动态振动响应.本文通过对结构动态响应进行 HHT,来寻找反映结构损伤情况的参数.损伤由局部刚度缩减法来模拟.由公式(11)可知,EMD 将原始信号 $X(t)$ 分解为各阶 IMF 的和,因此可认为原始信号的能量被分配到了各阶 IMF 上,对比损伤前后各阶 IMF 所对应的瞬时频率,我们发现某些瞬时频率会发生明显变化.因此,我们可以利用 HHT 方法关于信号处理的这种特点来检测信号的微小变化.

定义矩阵 V 为瞬时频率变化量

$$V = \begin{bmatrix} \Lambda_{11} & \Lambda_{12} & \dots & \Lambda_{1t} \\ \Lambda_{21} & \Lambda_{22} & \dots & \Lambda_{2t} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \Lambda_{n1} & \Lambda_{n2} & \dots & \Lambda_{nt} \end{bmatrix} \tag{6}$$
$$\Lambda_{ij} = 1 - \frac{INSF_{ij}}{INFS_{ij}^0}$$

其中 $INFS_{ij}^0$ 和 $INSF_{ij}$ 分别为完好盒段和损伤盒段的第 i 阶 j 时刻对应的瞬时频率. Λ_{ij} 表示第 i 阶 j 时刻瞬时频率的变化量,可以用它来衡量瞬时频率是增加还是减少.

由公式(6)可知,瞬时能量 $IE(t)$ 表现了能量随时间变化的信息,对比结构损伤前后响应信号的瞬时能量,也能发现瞬时能量在某些时刻发生了比较明显的变化.因此,我们可以利用 HHT 方法关于信号处理的这种特点来检测信号的微小变化.

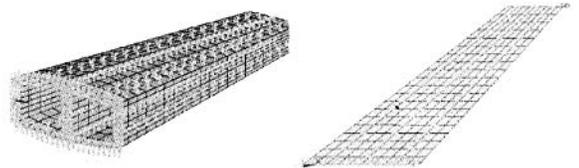
定义向量 ΔIE_t 为瞬时能量变化量

$$\Delta IE_t = \left(\frac{IE_t}{IE_t^0} - 1 \right) * 100 \% \tag{7}$$

其中 IE_t^0 和 IE_t 分别为完好盒段和损伤盒段的在 t 时刻对应的瞬时能量. ΔIE_t 表示 t 时刻瞬时能量的变化量.

3 数值仿真及算例实现

下面将上述理论应用于复合材料机体盒段结构的损伤检测.如图 1 所示,复合材料盒段模型由上下蒙皮、墙、前后梁及长桁组成.蒙皮为 T300/QY8911 复合材料,每层厚度为 0.01,共 46 层,从根部到尖部斜削变化,ANSYS 中用板壳单元模拟,铺层为: 45/90/ - 45/0/45/0/ - 45/0/90/45/ - 45/ - 45/0/90/45/ - 45/90/0/0/ - 45/45/90/45(由于铺层对称,只给出铺层的一半);墙、前后梁为复合材料,铺层如蒙皮材料;长桁用梁单元模拟.



(a) 复合材料机翼盒段模型 (b) 复合材料机翼盒段蒙皮

(a) FEM of Composite wingbox structure (b) Plan view on top skin of wingbox

图 1 机翼盒段有限元模型

Fig. 1 FEM of Composite wingbox structure

按本文所提方法,用 HHT 方法处理结构响应信号来进行结构小损伤的检测,需要选用一种较稳定的、频率成分丰富的外激励信号,考虑到方波中包含的频率成分较多,文中用方波信号激励该复合材料机翼盒段模型。

首先,当结构单元 607 损伤 5% 时,对比结构损伤前后各阶 IMF 分量所对应的瞬时频率来进行结构小损伤的研究。由图 2 可以看出,前 6 阶 IMF 分量对应的瞬时频率在盒段损伤前后发生了很大的变化。由表 1 可以看出,在盒段损伤前后,尤其是第 2、5 阶 IMF 分量对应的瞬时频率变化量最大值高达 187.01 和 145.92。这种变化预示着结构物理参数的微小变化,据此我们可以判定结构中发生了微小的损伤。

表 1 各阶 IMF 分量对应的瞬时频率变化量最大值(HZ)

Table 1 The maximum instantaneous frequencies variation (HZ)

IMF components	1	2	3	4	5	6
absolute maximum of instantaneous frequencies variation	3.1824	187.01	17.977	25.995	145.92	98.236

然后,假定结构的 607 号单元发生了损伤,刚度缩减量分别为 3%、5%、8% 和 10%。用 EMD 技术分解结构损伤前后的响应信号,并对比损伤前后结构的瞬时能量变化量来进行结构小损伤识别。希尔伯特谱描述的是信号的幅值和频率关于时间的联合分布。图 3 为结构 607 单元损伤 5% 前后的希尔伯特谱图。从图中可以对比知道,损伤前后希

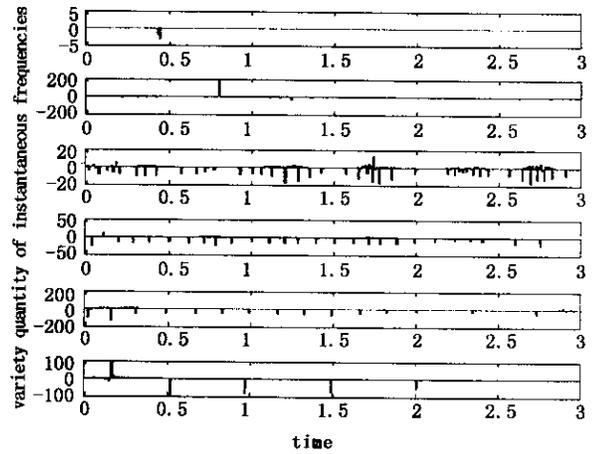
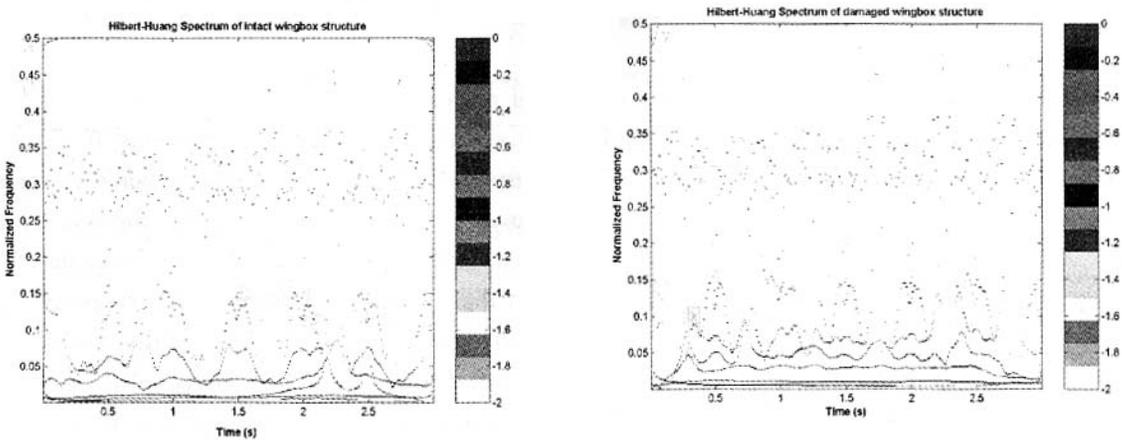


图 2 结构损伤前后各阶 IMF 分量所对应的瞬时频率的变化量

Fig.2 The first 6 instantaneous frequencies variations corresponding to IMFs

尔伯特谱图发生了明显的变化。由公式(7)可以通过希尔伯特谱求得信号的瞬时能量,对比损伤前后瞬时能量的变化情况,将瞬时能量变化量作为损伤特征量。表 2 给出了瞬时能量变化量最大值与单元 607 损伤程度之间的关系。由该表可以看出,随着单元 607 损伤程度的增加,瞬时能量变化量最大值也在相应的增加。



(a)完好盒段

(b)单元 607 损伤 5% 时的盒段

(a) intact wingbox

(b) damaged wingbox

图 3 希尔伯特谱图

Fig.3 Hilbert spectrum

表2 瞬时能量变化量最大值与单元607损伤程度的关系

Table 2 Relationship between absolute maximum of instantaneous energy variations and damaged degree of element 607

damaged degree(%)	3	5	8	10
absolute maximum of instantaneous energy variation	74.414284123	75.545912466	76.078959529	89.631031103

4 结论

本文以飞机机翼中的主承力部件盒段为研究对象,采用 HHT 方法,提取了同损伤相联系的特征量—瞬时频率变化量和瞬时能量变化量,并研究了结构损伤程度与瞬时能量变化量最大值之间的关系.通过算例表明,结构原始响应信号经过 EMD 分解得到的各阶 IMF 分量对应的瞬时频率在结构损伤前后发生了明显的变化,这预示着结构发生了一定程度的损伤,结构原始响应信号经过 HHT 变换后得到的瞬时能量变化量最大值与结构损伤程度有一定的规律可寻,随着结构损伤程度的增加,瞬时能量变化量也在相应的增加.因此本文提出的结构健康监控的时域方法具有较好的实用性.

参 考 文 献

1 Peter Carden E, Paul Fanning. Vibration Based Condition-

ing Monitoring: A Review. *Structural Health Monitoring* 2004, 4(4): 355~377

2 Zou Y, Tong L, Steven GP. Vibration-based model-dependent damage (delamination) identification and health monitoring for composite structures—a review. *Journal of Sound and Vibration* 2000, 230(2): 357~378

3 Hou Z, Noori M, St Amand R. Wavelet-based approach for structural damage detection. *Journal of Engineering Mechanics*—ASCE 2000, 126(7): 677~683

4 Norden E, Huang, Zheng Shen, et al. The Empirical Mode Decomposition and The Hilbert Spectrum for Nonlinear and Non-Stationary Time Series Analysis. Proceedings of Royal Society London, A 454, 1998, 903~995

5 罗奇峰,石春香. Hilbert-Huang 变换理论及其计算中的问题. *同济大学学报*, 2003, 31(6): 637~640 (Luo Qifeng, Shi Chunxiang. Hilbert-Huang Transform and Several Problems in Its Calculation Method. *Journal of Tongji University* 2003, 31(6): 637~640 (in Chinese))

6 Loutridis SJ. Damage detection in gear systems using empirical mode decomposition. *Engineering Structures* 2004, 26: 1833~1841

HHT-BASED HEALTH MONITORING OF WINGBOX SECTION*

Chen Huanguo Yan Yunju Jiang Jiasheng

(Northwestern Polytechnic University, Institute of Vibration Engineering, Xi'an 710072, China)

Abstract An approach for detecting the tiny damage of a structure was proposed. Based on the Hilbert-Huang Transform, the structural damage feature index, i.e., the variation of instantaneous frequency and of instantaneous energy, were extracted, and the dynamic response signals of the composite wingbox excited under a square wave signal were calculated. IMFs of the dynamic response signal were decomposed using EMD method, and the instantaneous frequencies corresponding to IMFs were calculated. The variation of the instantaneous frequencies can be used to judge whether or not the structure is damaged. Hilbert spectrums of the dynamic response signals were obtained using HHT method, and the instantaneous energy corresponding to Hilbert spectrum was calculated, from which the damage information, i.e. the variety quantity of instantaneous energy, can be extracted. And the relationship between the proposed damage feature index and the structural damaged degree was given.

Key words HHT, wing box section, instantaneous frequency, instantaneous energy, health monitoring

Received 12 July 2005, revised 03 November 2005.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China(50375123)