

高超声速飞行器模型振动及传力特性研究^{*}

文娟¹, 刘伟雄², 高宏力¹, 黄海凤¹, 张筱辰¹, 李世超¹

(1. 西南交通大学机械工程学院 成都, 610031) (2. 中国空气动力研究与发展中心 绵阳, 621000)

摘要 提出了一种应用加速度信号研究飞行器试验模型传力特性的方法, 采集飞行器试验模型不同位置的振动加速度信号, 应用小波包分解方法对采集到的加速度信号进行预处理。对滤波后的信号采用经验模态分解 (empirical mode decomposition, 简称 EMD) 方法进行处理, 得到信号的本征模态函数 (intrinsic mode functions, 简称 IMF 分量), 并通过相关系数判别剔除伪分量。对剩余 IMF 分量进行希尔伯特 (Hilbert) 变换, 得到信号的希尔伯特谱, 并计算不同方向上飞行器试验模型壳体与内部结构加速度信号的能量分布差异, 判断各方向上飞行器试验模型传力特性的优劣。结果表明, 该方法能够用于飞行器模型的传力特性研究, 且飞行器模型各向传力误差分别为 0.189 1, 0.098 1, 0.0377, 大部分气动载荷能够有效地从飞行器壳体传递到其内部结构, 垂直方向上的力学传递性能最佳。

关键词 高超声速; 经验模态分解; 希尔伯特变换; 飞行器模型; 传力特性

中图分类号 V22; TH39

引言

航空航天飞行器的研制过程中, 为了掌握飞行器性能、降低飞行器研制风险和成本, 通常会进行风洞模型试验。在各种试验条件下对飞行器试验模型受到的气动力和力矩进行测量, 是风洞试验中最基本的实验项目^[1-5]。风洞试验中, 通常采用测力天平对飞行器试验模型所受到的气动载荷进行测量, 而飞行器试验模型所受到的载荷通常要经过模型内部结构才能传递至测力天平。因此, 飞行器模型传递性能会直接影响风洞试验的准确度。

经验模态分解能够自适应地将非平稳、非线性信号分解成一系列本征模态函数。对经验模态分解得到的本征模态函数进行 Hilbert 变换, 将会得到信号的希尔伯特-黄变换 (HHT) 谱, 这一过程统称为经验模态分析^[7-9]。经验模态分析能够精确地做出时间-频率图, 是一种自适应性的时频局部化分析方法^[9]。目前, 该方法已经在故障诊断、地震监测等领域得到广泛应用^[10-13]。

目前, 国内关于飞行器风洞试验模型内部结构力学传递特性研究较少, 而应用信号处理方法研究飞行器风洞试验模型传力特性的方法还未见报道。笔者将经验模态分析方法引入飞行器试验模型力学

传递特性分析中, 对飞行器试验模型不同位置采集到的振动加速度信号进行经验模态分析, 研究不同位置振动加速度信号 HHT 谱及能量分布的差异, 从而研究飞行器模型传力特性的优劣。

1 经验模态分析

经验模态分析包括两部分内容, 即经验模态分解和希尔伯特谱分析。它把原序列分解成有限个内在的、固有的本征模态函数分量; 然后对每一个分量施行希尔伯特变换, 得到相应的希尔伯特谱, 通过分析各个分量及其希尔伯特谱, 揭示原序列的多尺度振荡变化的特征^[14]。

EMD 方法的关键技术问题, 是如何把一个非线性非平稳序列分解为有限个 IMF 分量和一个趋势项。对一原始信号 $X(t)$, 分解结束后, 原信号 $X(t)$ 可以表示为

$$X(t) = \sum_{i=1}^n c_i(t) + r_n(t) \quad (1)$$

其中: c_1, c_2, \dots, c_n 分别为信号从高到低不同频率段的 IMF 分量; r_n 为信号平均趋势的残余项。

对每一个 IMF 分量进行 Hilbert 变换之后, 可把原始信号表示为

^{*} 国家自然科学基金资助项目(51275426); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(2682014CX034); 西南交通大学轨道交通行业拔尖创新人才培养项目(西交校研[2014]1号)

收稿日期: 2014-12-18; 修回日期: 2015-03-27

$$H(\omega, t) = \operatorname{Re} \sum_{i=1}^n a_i(t) e^{j\omega_i(t)t} \quad (2)$$

式(2)可把信号幅度在三维空间中表达成时间与瞬时频率的函数,信号幅度也可表示为时间-频率平面上的等高线,这种经过处理的时间频率平面上的幅度分布称为 Hilbert 时频谱,即 Hilbert 谱^[15-17]。

2 模型加速度信号的采集

为了模拟飞行器的真实工作环境,从而分析实际情况下飞行器所受到的气动力与传力特性,必须进行风洞试验。由于试验中的飞行器模型为高超声速飞行器模型,因此试验中需要给定的风速必须与飞行器工作时速度一致。与普通风洞试验相比,高超声速风洞试验难度大很多,对试验模型与试验设备的要求更高。为了采集高超声速工况下的振动加速度信号,本次试验在某脉冲燃烧风洞中进行。

试验前,为了了解飞行器试验模型的动力学特性,对该模型进行了模态测试。本次试验中采用锤击法,通过固定参考点移动力锤方式进行。将加速度传感器固定在飞行器试验模型上,移动力锤敲击飞行器试验模型,力锤的力信号与加速度计采集到的信号通过采集仪送入计算机。模态测试系统框图如图 1 所示。



图 1 模态测试系统框图

Fig. 1 The diagram of modal testing system

采用北京东方振动和噪声技术研究所的 DASP-V10 软件运行平台对采集到的数据进行分析,得出模态试验结果,包括飞行器试验模型的模态振型和固有频率,图 2 中一阶振型频率为 49.087 Hz, [1] 为模型的一阶固有频率。为了确保试验结果的准确性,减少因模型固有振型差别造成的影响,必须选择振动特性相同的点作为振动加速度信号采集点,且模型头锥部的温度高,因而应当避开这部分区域。通过观察模型各阶模态振型,并考虑加速度传感器安装的可行性,选取振动特性相同的两点,即试验模型壳体上的 1 点,以及模型内部结构上的 2 点

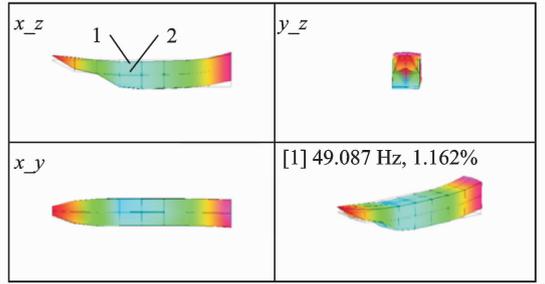


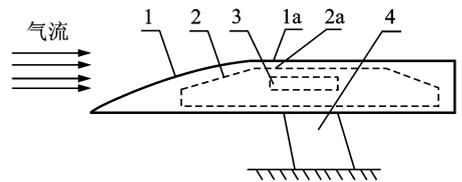
图 2 飞行器试验模型动力学特性示意图

Fig. 2 Dynamic characteristic of the vehicle model

作为测试点。

试验前,将飞行器模型安装在特定的试验台上。振动加速度信号获取试验台安装方式如图 3 所示,测力天平 3 置于飞行器试验模型中,整个模型固定于支座 4 上。

根据选择的测点,考虑到高超声速环境下,飞行器表面的温度很高,而模型壳体内部由于热防护材料的隔离,温度相对较低。因此,将两个三向加速度传感器安装在模型顶端正中央壳体内部(1a 处)和内部结构正中央(2a 处)。传感器的信号输出端均与特定电缆相连,将信号从风洞传输到信号调理仪上,信号调理仪与计算机相连,获取高超声速工况下的振动信号。



1-壳体;1a-壳体内部;2-内部结构;2a-内部结构正中央;
3-测力天平;4-支座

图 3 试验台立体结构示意图

Fig. 3 Installation of the test bed

在信号的采集过程中,采样频率的选择十分关键,采样频率是否合适关系着信号的准确性与完整性。为了确定此次试验的采样频率,将以往试验中得到的振动加速度信号进行 FFT 变换,得到其频谱图如图 4 所示。由图 4 可知,飞行器试验模型的振动频率几乎在 20 kHz 以下。因此,根据 Nyquist 采样定理,本次试验选取 50 kHz 采样频率采集飞行器壳体及内部结构的振动加速度信号。为了确保采集的信号不失真,所选传感器的有效测量频带为 0.5~16 kHz。

试验时,采用马赫数为 8 的风速模拟实际工况对飞行器试验模型进行风洞试验。在气动力的有效作用时间内,采集飞行器试验模型壳体与内部结构

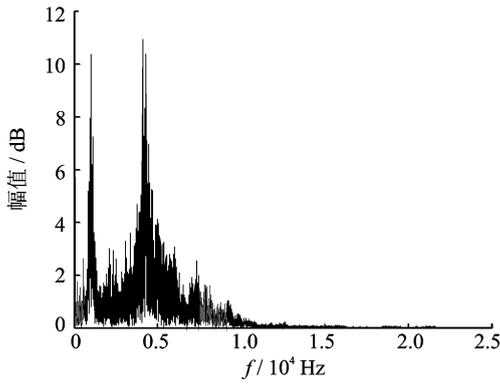


图 4 飞行器模型振动信号的 FFT 变换

Fig. 4 Result of FFT

的振动加速度信号。

3 振动加速度的经验模态分析

常用的信号处理方法有时域分析、频域分析和时频分析。由于飞行器试验模型的壳体与内部结构所使用的材料与结构不同,因而二者振动加速度的时域特性存在较大的差异性。此外,虽然气动力稳定作用时间很短,但由于风洞试验的特殊性,模型的振动加速度信号为非线性非平稳时间序列。因此,必须从时频分析的角度来考查壳体与内部结构信号的差异性。

为了从时频特性的角度研究飞行器模型的振动加速度,必须对采集到的加速度信号进行一定的处理。以壳体轴向信号为例,对其进行经验模态分析,得出该信号的时频分布特征。

3.1 振动加速度信号的预处理

由于振动加速度信号的采样频率为 50 kHz,频带较宽,若直接对其进行 EMD 分解,则会增加 EMD 分解的层数和计算量,降低分解的时效性,甚至使 EMD 分解失去实际物理意义^[17]。因此,应当适当缩小振动信号的频宽。小波包分析能够将频带进行多层次划分,且能够根据被分析信号的特征,自适应地选择相应频带进行重构实现自适应滤波。为了缩小壳体振动加速度信号的频宽,对信号进行 3 层小波包分解,并计算其各个子带的能量百分比(如图 5 所示)。由图 5 可知,振动加速度信号能量主要集中在子带 1~子带 4。因此,选择子带 1~子带 4 进行重构,实现壳体振动加速度信号的低通滤波,滤波后信号的频率范围为 0~12.5 kHz。

3.2 振动加速度的经验模态分析

对滤波后的加速度信号进行 EMD 分解的结果如图 6 所示。

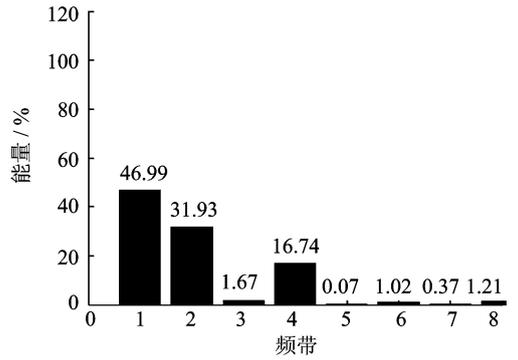


图 5 轴向加速度各频带能量百分比

Fig. 5 Wavelet energy for various frequency band

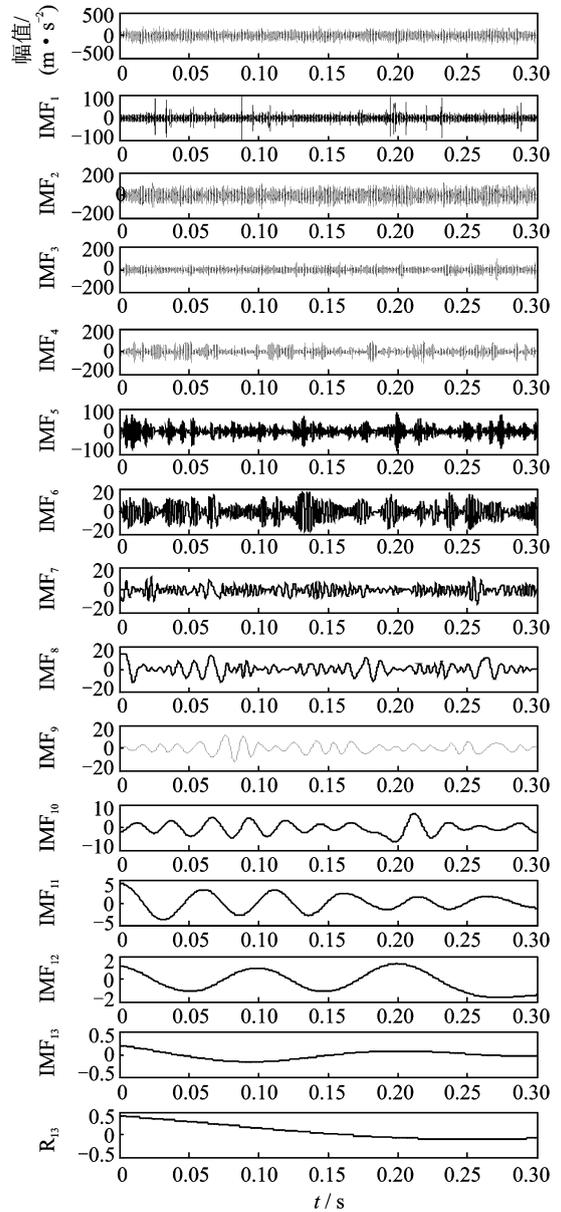


图 6 轴向加速度 EMD 分解结果

Fig. 6 Result of EMD resolution

图 6 中,IMF₁~IMF₁₃为本征模态函数,R₁₃为残余分量。在 EMD 的分解过程中由于局部均值数

值计算方法的插值误差、边界效应以及终止判据不严格等原因^[18],会导致 EMD 分解出的 IMF 分量比信号的实际组成分量多,通常把这些多余的分量称为“伪分量”。为了剔除这些伪分量,通过求各 IMF 分量与原信号的相关系数 ρ_{s,c_i} 来判断各 IMF 分量的真伪,如表 1 所示。

由表 1 可知: IMF₂, IMF₃, IMF₄ 和 IMF₅ 与原信号的相关系数较大,其他 IMF 分量的相关系数较小,均为伪分量予以剔除。对振动信号的实际 IMF 分量进行 Hilbert 变换得到其 HHT 谱如图 7 所示。

表 1 各 IMF 分量与轴向加速度的相关系数

Tab. 1 The correlation coefficients for each IMF and axial acceleration

IMF 分量	ρ_{s,c_i}	IMF 分量	ρ_{s,c_i}
IMF ₁	0.175 2	IMF ₈	0.070 1
IMF ₂	0.640 7	IMF ₉	0.051 4
IMF ₃	0.348 0	IMF ₁₀	0.035 3
IMF ₄	0.507 3	IMF ₁₁	0.047 6
IMF ₅	0.326 0	IMF ₁₂	0.008 9
IMF ₆	0.069 2	IMF ₁₃	0.010 5
IMF ₇	0.038 4		

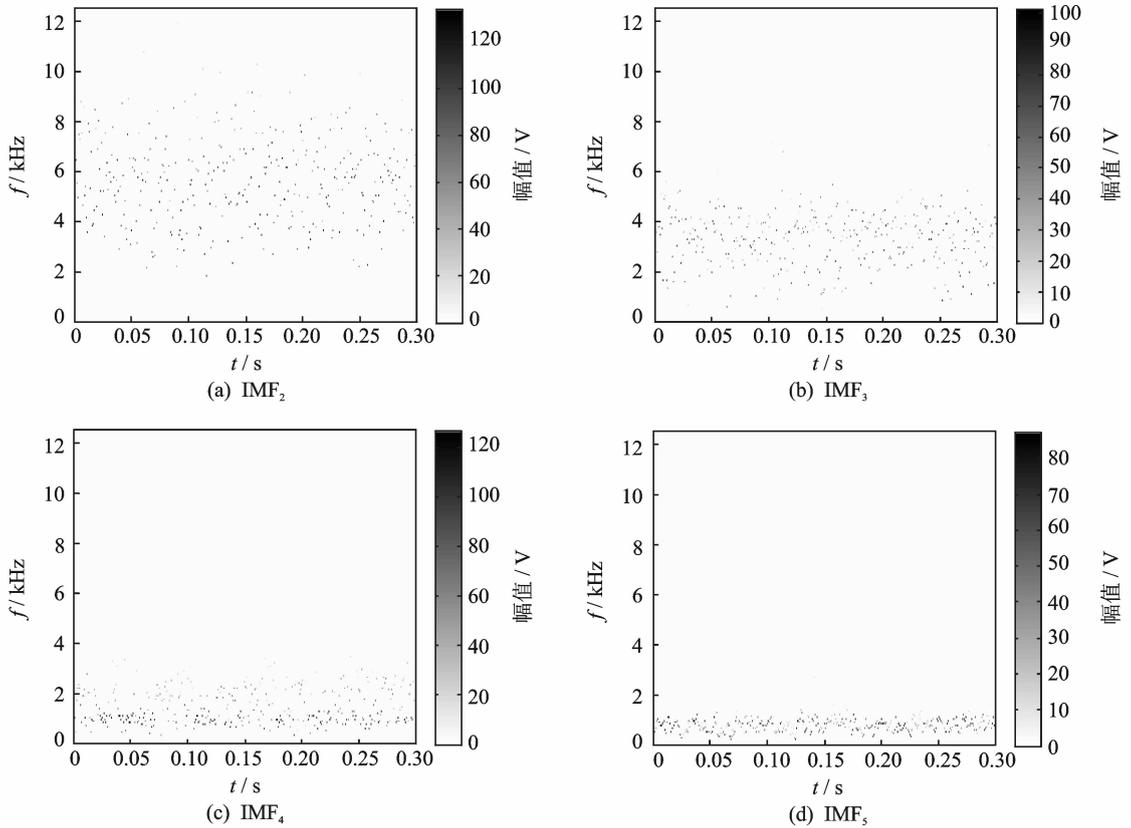


图 7 壳体轴向加速度 HHT 谱

Fig. 7 HHT spectrums of axial acceleration on aerodynamic configuration

由图 7 可知: IMF₂, IMF₃, IMF₄ 和 IMF₅ 为 4 个频率随时间波动的 IMF 分量,其总体频率分布由高到低。具体地, IMF₂ 的中心频率为 5 kHz, 频率范围为 2~8 kHz; IMF₃ 的中心频率为 3 kHz, 频率范围为 1~5 kHz; IMF₄ 的中心频率为 1 kHz, 频率范围为 0~2 kHz; IMF₅ 的中心频率为 500 Hz, 频率范围为 0~1 kHz。

4 飞行器模型的传力特性分析

风洞试验中,壳体将其所受到的气动载荷传递至内部结构上,再由该内部结构将力传递至天平,由

天平测出模型所受气动力。因此,飞行器模型传力特性的优劣直接影响风洞试验数据的准确性。为了分析飞行器模型的传力特性,对壳体及内部结构上的振动加速度进行测试,通过比较两个不同构件上的振动加速度数据来反映飞行器模型的振动特征和载荷传递规律。因此,下面将对壳体与内部结构 3 个方向的振动加速度进行对比,以分析飞行器模型的传力特性。

4.1 模型轴向传力特性

采用 3 节中所述的振动加速度信号分析方法,对内部结构的轴向加速度信号进行时频分析,得到该信号的 HHT 谱如图 8 所示。

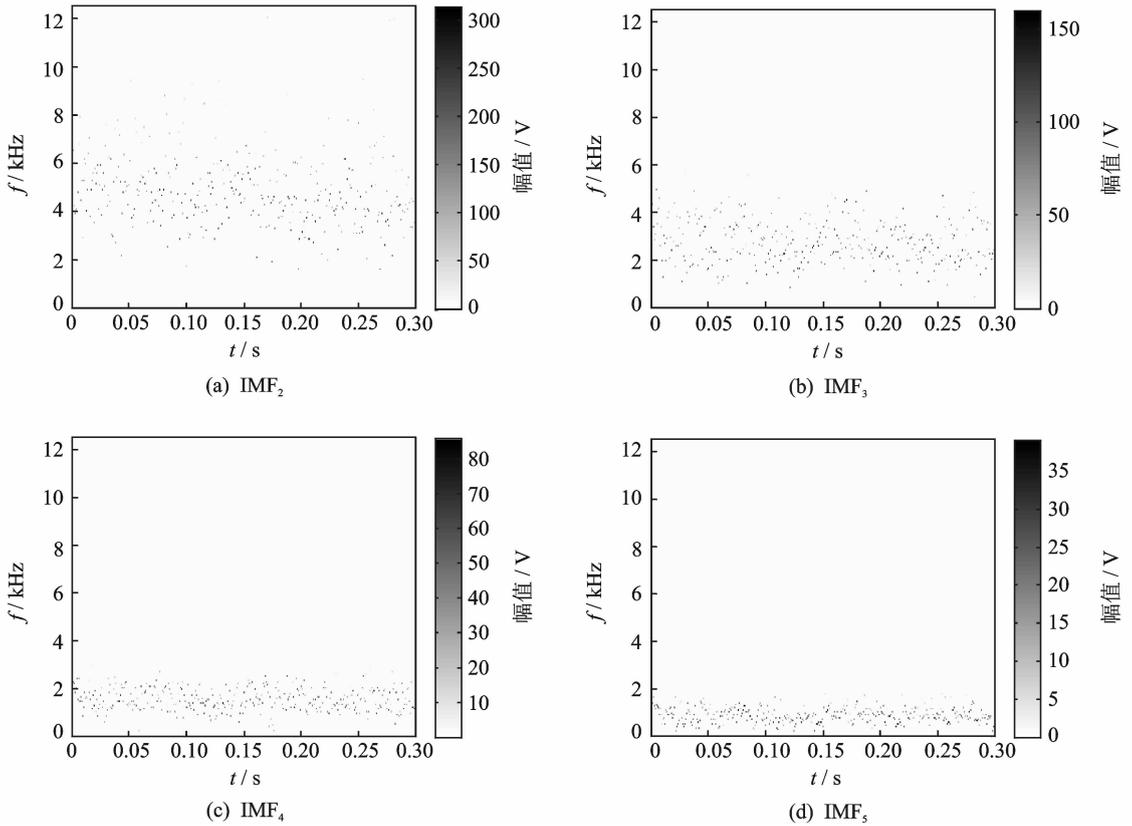


图 8 内部结构轴向加速度 HHT 谱

Fig. 8 HHT spectrums of axial acceleration on the inner structure

对比图 7 和图 8 可知,壳体与内部结构各 IMF 分量均为随时间波动的分量,二者的中心频率几乎相同,均在 5, 3, 1 kHz 及 500 Hz 附近,各 IMF 分量的频率范围也大致相同。但二者各 IMF 分量的能量有所不同。

为了定量分析两组信号各 IMF 分量在能量上的差异,计算各 IMF 分量占总能量的比值,并比较两组信号各 IMF 分量占信号总能量的比值来确定两组信号各 IMF 分量在能量上的差异。

具体的计算步骤如下:

1) 分别计算飞行器模型壳体轴向加速度信号 $X_1(t)$ 各有效 IMF 分量的能量 $E_1(i)$,对 $E_1(i)$ 进行求和,得到信号总能量 E_1 ;

2) 采用公式 $\theta_1(i) = \frac{E_1(i)}{E_1}$ 计算各 IMF 分量占总能量比值;

3) 同理,得到模型内部结构轴向加速度信号 $X_2(t)$ 各有效 IMF 分量占总能量比值 $\theta_2(i)$;

4) 将两组信号各 IMF 分量所占总能量比值相减并取绝对值得到绝对误差 $\epsilon(i)$,即为飞行器模型与框架振动信号的能量误差,求 $\epsilon(i)$ 的平均值 $\bar{\epsilon}$,定义 $\bar{\epsilon}$ 为力学传递误差。

采用上述方法计算飞行器模型与框架轴向力学传递误差,得到 $\bar{\epsilon} = 0.189 1$,表明大部分气动载荷能够得到很好的传递,但存在一定的误差。

4.2 模型径向传力特性

采用上述方法分别对壳体与内部结构的径向振动信号进行经验模态分析。结果表明:内部结构径向振动加速度信号与壳体径向振动加速度信号的 HHT 分布在频域上存在一定的差异。其中,内部结构径向振动加速度信号的 IMF₂ 分量中心频率为 6 kHz,大于壳体的 IMF₂ 分量中心频率,同时,其频率范围为 2~10 kHz,较壳体横向振动信号的 IMF₂ 分量范围更广;内部结构横向振动信号 IMF₃ 分量的中心频率为 4 kHz,频率范围为 2~6 kHz,均与壳体横向振动信号 IMF₃ 分量不同,但与壳体横向振动信号 IMF₂ 分量的分布相同;其 IMF₄ 分量的中心频率为 2 kHz,频率范围为 1~3 kHz,整体波动频率高于壳体横向振动信号 IMF₄ 分量;而内部结构横向振动信号 IMF₅ 分量和 IMF₆ 分量的中心频率与频率范围分别与壳体横向振动信号 IMF₄ 分量和 IMF₅ 分量相似,但能量相对较低。

计算得其径向能量传递误差 $\bar{\epsilon} = 0.098 1$,能量

传递误差较小,能量在不同频段间的传递特性较好。

4.3 模型垂向传力特性

同理,对壳体与内部结构的垂向振动加速度信号进行经验模态分析。结果表明,壳体的振动频率总体高于内部结构。壳体垂向振动信号 IMF₂ 分量、IMF₃ 分量的中心频率分别为 6, 3.5 kHz; 内部结构这两个分量的中心频率为 4, 2.5 kHz。壳体的振动频率范围为 2~10 kHz, 内部结构的振动频率范围较小, 为 1~6 kHz。计算得其垂向能量传递误差 $\bar{\epsilon} = 0.0377$, 能量传递误差很小, 能量能够在各频率段得到很好的传递。

某研究所前期工作得出天平轴向气动力测试存在一定误差, 而天平径向与垂向测试结果较准确。本研究结果与这一结论具有较好的一致性, 因而能够采用提出的方法研究飞行器模型的传力特性。

5 结论

1) EMD 方法能够把复杂的飞行器模型振动加速度信号中蕴含的本征模态函数分解出来, 对分解出来的 IMF 分量进行 HHT 变换, 能够得出信号随时间和频率的变化规律, 便于观察飞行器模型振动信号特征。

2) 通过比较壳体与内部结构振动加速度信号的 IMF 分量 HHT 分布, 并计算不同位置上振动加速度信号能量的差异, 能够分析飞行器模型力学传递特性的优劣。

3) 壳体轴向振动加速度信号与内部结构轴向振动加速度信号的中心频率分布相似, 但能量传递存在一定的差异, 大部分轴向气动载荷能够很好地传递至内部结构。内部结构径向振动加速度信号与壳体径向振动加速度信号的 HHT 分布相比, 多了一个中心频率为 6 kHz 的高频波动分量, 其余分量的信号分布规律相似, 且能量传递误差较小, 说明径向气动力能够较好地传递至内部结构。与轴向振动信号和径向振动信号相比, 飞行器模型的垂向振动加速度信号主要集中在高频段, 壳体的振动频率高于内部结构的振动频率, 但能量传递误差仅有 0.0377, 因而能量能够在各频率段得到很好的传递, 飞行器试验模型在垂直方向上具有很好的力学传递性能。

4) 由于客观条件的限制, 笔者只选取了两点研究飞行器试验模型的力学传递特性。在后续研究中将选择更多的测试点, 提高飞行器模型传力特性研究的准确性。

参 考 文 献

- [1] Huang Yong, Dong Lixin, Zhao Kecheng, et al. On the correlation of force test results of a tactical missile calibration model in five different wind tunnels [J]. Liuti Lixue Shiyanyu Celiang, 2002, 16(2): 16-20.
- [2] Satheesh K, Jagadeesh G. Analysis of an internally mountable accelerometer balance system for use with non-isotropic models in shock tunnels [J]. Measurement, 2009, 42(6): 856-862.
- [3] Johnson T H, Parker P A, Landman D. Calibration modeling of non-monolithic wind-tunnel force balances [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 1860-1866.
- [4] 陈德华, 尹陆平, 吴文华, 等. 2.4 米跨声速风洞大展弦比飞机测力试验技术研究 [J]. 空气动力学学报, 2009, 27(5): 542-546.
Chen Dehua, Yin Luping, Wu Wenhua, et al. The test technique for aircraft with high aspect ratio in the 2.4 meter transonic wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(5): 542-546. (in Chinese)
- [5] 解亚军, 叶正寅, 白静, 等. 微型飞行器测量天平设计与风洞试验 [J]. 实验流体力学, 2006, 20(1): 23-26.
Xie Yajun, Ye Zhengyin, Bai Jing, et al. Design of strain-gage balances for micro air vehicles and their experiments in wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(1): 23-26. (in Chinese)
- [6] Peng Z K, Tse P W, Chu F L. An improved Hilbert-Huang transform and its application in vibration signal analysis [J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 286(1): 187-205.
- [7] Huang N E, Wu Manli, Qu Wendong, et al. Applications of Hilbert-Huang transform to non-stationary financial time series analysis [J]. Applied Stochastic Models in Business and Industry, 2003, 19(3): 245-268.
- [8] 黄迪山, 刘玉霞. 经验模态分解滤波器组特性及轴承异常音识别 [J]. 振动、测试与诊断, 2012, 32(2): 332-336.
Huang Dishan, Liu Yuxia. Characteristics of EMD filter bank and identification of abnormal sound of ball

- bearing[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2012, 32(2): 332-336. (in Chinese)
- [9] 李舜酩,郭海东,李殿荣. 振动信号处理方法综述[J]. *仪器仪表学报*, 2013, 34(8): 1907-1915.
Li Shunming, Guo Haidong, Li Dianrong. Review of vibration signal processing methods[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2013, 34(8): 1907-1915. (in Chinese)
- [10] Raja J E, Kiong L C, Soong L W. Hilbert-Huang transform-based emitted sound signal analysis for tool flank wear monitoring[J]. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 2013, 38(8): 2219-2226.
- [11] Bi Mingxia, Huang Hanming, Bian Yinju. A study on seismic signal HHT features extraction and SVM recognition of earthquake and explosion[J]. *Progress in Geophysics*, 2011, 26(4): 1157-1164.
- [12] Tang Xianguang, Guo Yu, Ding Yanchun. Rolling element bearing fault feature extraction based on HHT and independent component analysis[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(10): 45-49.
- [13] 李方溪, 陈桂明, 朱露, 等. 基于经验模态分解与RBF神经网络的混合预测[J]. *振动、测试与诊断*, 2012, 32(5): 817-822.
Li Fangxi, Chen Guiming, Zhu Lu, et al. Hybrid prediction method based on empirical mode decomposition and RBF neural network[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2012, 32(5): 817-822. (in Chinese)
- [14] Zhou Yanhui, Chen Wenchao, Gao Jinghuai. Application of Hilbert-Huang transform based instantaneous frequency to seismic reflection data[J]. *Journal of Applied Geophysics*, 2012, 82: 68-74.
- [15] Xu Kejun, Qin Haiqin, Jiang Longping. Rotor-case vibration signal analysis of an aero engine based on EMD and HHT[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(7): 237-240.
- [16] 王保平, 王增才, 张万枝. 基于EMD与神经网络的煤岩界面识别方法[J]. *振动、测试与诊断*, 2012, 32(4): 586-590.
Wang Baoping, Wang Zengcai, Zhang Wanzhi. Coal-Rock interface recognition method based on EMD and neural network[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2012, 32(4): 586-590. (in Chinese)
- [17] Xu Hongmei, Hao Zhiyong, Yang Chen. Study on the time-frequency characteristics of engine noise signal based on EMD and HHT[J]. *Chinese Internal Combustion Engine Engineering*, 2008, 29(6): 60-64, 69.
- [18] 蔡艳平, 李艾华, 王涛, 等. 基于EMD-Wigner-Ville的内燃机振动时频分析[J]. *振动工程学报*, 2010, 23(4): 431-437.
Cai Yanping, Li Aihua, Wang Tao, et al. I. C. engine vibration time-frequency analysis based on EMD-Wigner Ville[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2010, 23(4): 431-437. (in Chinese)



第一作者简介:文娟,女,1990年8月生,博士生。主要研究方向为机械设备寿命预测与故障诊断、信号采集与处理。曾发表《基于AT89S52单片机的智能小车设计及制作》(《企业技术开发》2011年第6期)等论文。

E-mail: jwen0739@163.com

