

基于 PolyMAX 法的 Z 型折叠机翼的模态实验^{*}

郭翔鹰, 张 杨, 颜文瀚, 王成刚, 张 伟

(北京工业大学机械结构非线性振动与强度北京市重点实验室 北京, 100124)

摘要 Z 型折叠机翼在大气中飞行时会呈现不同的形态, 其结构动力学特性变化明显, 对其模态特性的分析是研究其结构特性的重要研究方法。首先, 简要介绍模态分析技术以及 PolyMAX 法识别模态参数的基本原理; 其次, 结合试验模态分析和工作模态分析方法, 对设计加工的 Z 型折叠翼模型在不同折叠形态下进行了模态实验; 最后, 对获得 Z 型折叠机翼实验模型的前 5 阶模态参数。结果表明, Z 型折叠板在不同折叠角度下, 各阶模态振动差异很大, 其中折叠角度为 90° 时, 结构更加稳定。

关键词 PolyMAX; 可变体飞行器; 折叠机翼; 模态特性; 模态分析技术; 模态参数

中图分类号 O32; TH113.1

引 言

近年来, 随着飞行器设计的迅速发展, 航空工业对飞行器提出了更高的要求, 要求新一代飞行器能够同时适应高空巡航与低空高速俯冲等不同种类的飞行任务, 并且始终保持良好性能。可变体飞行器因可以对不同飞行状态下飞行器外形的自适应变化的特点, 迅速成为研究热点^[1]。Z 型折叠翼飞行器是一种经典的变体飞行器的设计概念, 其中对于其可折叠机翼部分的结构动力学分析是一大重点和难点。对于 Z 型折叠翼这类复杂结构, 系统的模态参数作为结构动力学特性分析的基础, 是新型飞行器结构设计优化的重要参数之一。因此, 对 Z 型折叠机翼的模态特性分析具有十分重要的意义。

模态分析根据获取模态参数的方法不同大体可以分为: 有限元模态分析、实验模态分析和工作模态分析。其中有限元模态分析是一种数值方法, 应用最为广泛。Snyder 等^[2]利用有限元模态分析方法 (finite element modal analysis method, 简称 FEA) 研究了 Z 型折叠翼飞机的振动模态, 此后也有很多研究都是通过数值方法求解了类似结构的动态特性和前几阶模态振型^[3-5]。有限元模态分析方法的缺点是无法精确分配结构的质量和刚度分布, 很难确定结构阻尼和连接刚度等边界条件, 因此对于此类复杂结构的模态分析实验广泛应用于航空、航天、机

械、土木等研究领域^[6-8]。实验模态分析和工作模态分析是两种不同的模态实验手段, 主要区别就在于是否需要对于输入信号的反馈, 因此为了准确识别结构的模态参数, 文中同时采用了两种实验方法。

PolyMAX 模态识别算法是在 2004 年由比利时 LMS 公司开发完成的, 目前国内有很多基于此中模态参数识别方法的研究。王爱玉等^[9]利用 PolyMAX 方法, 采用多点激励单点响应的锤击测试, 识别了某型高射机枪的 11 阶模态参数, 成功验证了其结构的稳定性。高云凯等^[10]使用 LMS 系统的 PolyMAX 识别模态成功提取了汽车内空腔的结构模态和声学模态用以研究车身声固耦合的共振现象。中国运载火箭技术研究院^[11]也运用 PolyMAX 原理对飞行器的工作模态和地面实验模态参数进行了提取和对比, 成功识别出了飞行器的模态参数, 并进行了模态验证。

笔者采用 LMS 多通道信号采集分析系统对 Z 型折叠机翼实验模型进行了模态实验, 首先采用传统的锤击法, 多点激励多点测量获取响应点的信号, 并识别出该实验模型的模态参数。此外, 考虑到飞行器机翼在工作环境 (即飞行状态) 下, 翼面主要受横向的气动载荷为模拟器工作环境, 采用了工作模态分析技术, 对模型施加横向激励, 采集如上响应点的信号, 识别其工作模态参数, 并通过模态参数验证, 对比分析实验数据, 得到实验模型的模态参数。

^{*} 国家自然科学基金资助项目 (11202009, 11772010)
收稿日期: 2018-04-19; 修回日期: 2018-07-06

1 模态分析的原理和数学模型

模态分析技术实质上是结构动力学的逆向分析,是根据结构的固有动力学属性(即固有频率、阻尼和模态振型)描述结构的振动特性的分析过程。文中研究的 Z 型折叠机翼模型是一个多自由度系统,如图 1 所示。图中: $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ 分别为 Z 型机翼模型的内板、中间板和外板; θ 为中间板与水平方向夹角,称为折叠角; P_1, P_2, P_3 为 3 块板受到横向的均布载荷。

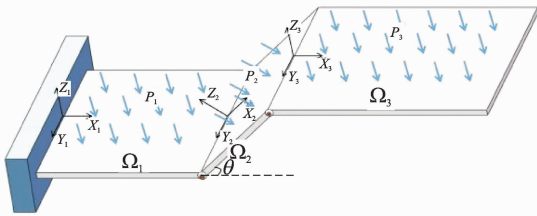


图 1 Z 型折叠机翼模型图

Fig. 1 The model of Z-shaped folded wing

模型中, Z 型折叠机翼模型各个部分之间通过刚性铰链相连接,通过内部的作动器和机械结构进行折叠与展开动作,机构在变形时,内板与固定端相连接,中间板在一定的角度范围内转动,外板始终与内板保持平行。

根据振动理论,其动力学微分方程可表示为

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

其中: $\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \ddot{\mathbf{x}}$ 分别是结构的节点位移、速度、加速度列阵; $\mathbf{M}, \mathbf{C}, \mathbf{K}$ 分别为结构的质量、阻尼、刚度矩阵; \mathbf{P} 为节点等效的载荷列阵。

因为分析的是结构的固有特性,故载荷 $\mathbf{P} = \mathbf{0}$ 。方程(1)的特征方程为

$$\mathbf{K} + i\omega\mathbf{C} - \omega^2\mathbf{M} = \mathbf{0} \quad (2)$$

其中: i, ω 分别为相位和特征频率。

对于结构的模态分析的主要目的就是为了解方程(2),从而得到固有频率(特征值)以及振型(与之对应的特征向量)。

现将系统的微分方程(1)进行拉布拉斯变换,从而可以将方程从时域转换到频域,方程形式如下

$$\begin{aligned} [\mathbf{M}s^2 + \mathbf{C}s + \mathbf{K}]\mathbf{X}(s) &= \mathbf{F}(s) \Rightarrow \\ \mathbf{B}(s)\mathbf{X}(s) &= \mathbf{F}(s) \end{aligned} \quad (3)$$

系统的传递函数 \mathbf{H} 即系统的位移频响函数矩阵是系统矩阵 \mathbf{B} 的逆矩阵

$$\mathbf{H}(s) = \mathbf{B}(s)^{-1} = \frac{\text{adj}\mathbf{B}(s)}{\det\mathbf{B}(s)} = \frac{\mathbf{A}(s)}{\det[\mathbf{B}(s)]} \quad (4)$$

其中: $\text{adj}\mathbf{B}(s)$ 和 $\det\mathbf{B}(s)$ 分别是矩阵系统矩阵 \mathbf{B} 的伴随矩阵和行列式。

将系统的频响函数写成如下形式

$$\mathbf{H}(s)_{s=j\omega} = \mathbf{H}(j\omega) = \sum_{k=1}^m \left(\frac{\mathbf{A}_k}{(j\omega - \lambda_k)} + \frac{\mathbf{A}_k^*}{(j\omega - \lambda_k^*)} \right) \quad (5)$$

其中: \mathbf{A}_k 和 \mathbf{A}_k^* 为第 k 阶模态向量(互为共轭); λ_k 为第 k 个特征值; $\mathbf{H}(j\omega)$ 为响应自由度 i 与参考自由度 j 之间的频响函数; m 为实验频率带宽内提供给结构的动态响应模态数。

2 PolyMAX 方法的基本原理

比利时 LMS 公司在参考当前作为工业标准的最小二乘复指数方法(least square complex exponential method,简称 LSCE)的基础上,利用一种全新的频域分析方法以改进时域分析上的易产生虚假模态、稳态图较为混乱、模态定阶困难等缺点,这种模态识别方法就是 PolyMAX 算法,又称多参考最小二乘复频域法(least squares complex frequency domain method,简称 LSCF)^[12]。

在 PolyMAX 算法中,采用最小二乘频域法求解模态振型,其极点-留数模型的拟合函数^[13]为

$$\hat{H}(\omega) = \sum_{r=1}^p \left[\frac{\phi_r \mathbf{I}_r^T}{j\omega - p_r} + \frac{\phi_r^* \mathbf{I}_r^{*T}}{j\omega - p_r^*} \right] - \frac{L_R}{\omega^2} + U_R \quad (6)$$

其中: p_r 为极点; \mathbf{I}_r^T 为模态参与因子; ϕ_r 为模态振型; L_R 和 U_R 分别为上下残余项;* 为复共轭矩阵。

在求解时,通过特征值分解等计算频响函数中的实值系数,可以求得极点 p_r 和模态参与因子 \mathbf{I}_r^T ,然后选择不同的任意取样频率列出一系列的方程(6),将非线性问题做线性化处理,利用线性最小二乘法求解式中的不同阶的模态振型 ϕ_r 以及上下残余项 L_R 和 U_R 。

3 模态实验过程与结果分析

3.1 实验模态分析

3.1.1 实验方案

本次实验模态分析过程是对结构使用冲击力锤施加脉冲激励,通过力传感器将激振力反馈给数据

采集系统,在结构测点处使用加速度传感器测的响应,结合输入和输出信号,估算出频响函数,并识别系统模态参数。

在实验模态分析中,所用到的仪器设备包括:LMS SCADAS 多通道数据采集仪、LMS Test. lab14A 数据采集分析系统、B&K 系列 ICP 压电式 4517 型高精度加速度传感器和 PCB 冲击力锤。模态实验平台简图如图 2 所示。

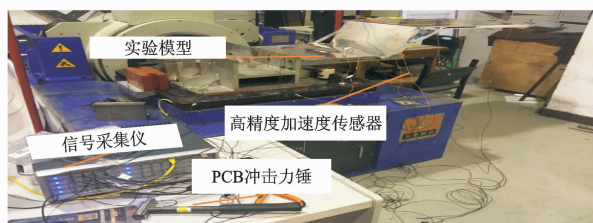


图 2 实验模态装置图

Fig. 2 Experimental modal analysis experiment equipments

3.1.2 Z型折叠机翼结构模型

根据每一个测点位置以及实验模型特点,在 LMS Test. Lab 中建立一个可以准确描述的形象化模型,对于数据分析系统在对对应计算频响函数的过程至关重要。此外,为了避免选取测点位置出现在结构的振型节点上而采集不到振动信号,本实验选取了模型 3 个部分的衔接点和 3 等分点等特征点,总计 12 路传感器布点位置,尽量保证所得信号可以完整描述模型的模态振型,同时尽量避开结构的节点,结构以及布点示意图如图 3 所示。

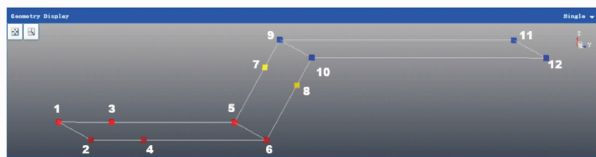
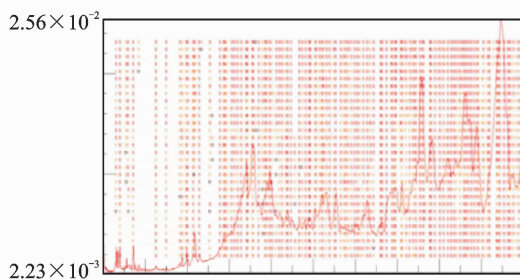


图 3 测点布置示意图

Fig. 3 The location of testing points

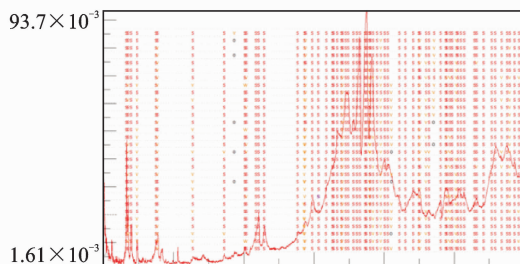
3.1.3 实验结果

实验中,使用 LMS Test. lab 中 Impact Testing 模块^[14]采集振动数据,分别在测点附近选取最佳激励位置,使用力锤依次对 12 个测点进行 z 方向敲击,并对对应测点的频响函数取 5 次有效值平均。之后利用 PolyMAX. Modal Analysis 模块进行模态参数估计,计算出极点稳态图,如图 4 所示,从而得到了 Z 型折叠机翼在不同形态下(折叠角分别为 60° , 90° , 120°)的前 5 阶模态振型、固有频率以及阻尼比,如表 1 所示。



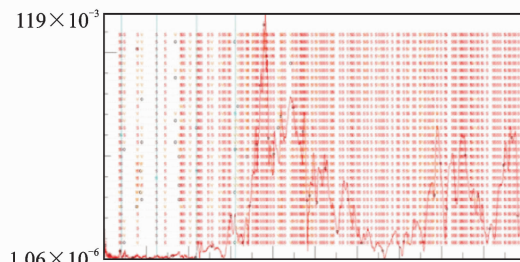
(a) 折叠角为 60° 时的极点稳态图

(a) The stabilization diagram of apices when folding angle is 60°



(b) 折叠角为 90° 时的极点稳态图

(b) The stabilization diagram of apices when folding angle is 90°



(c) 折叠角为 120° 时的极点稳态图

(c) The stabilization diagram of apices when folding angle is 120°

图 4 模态识别极点稳态图

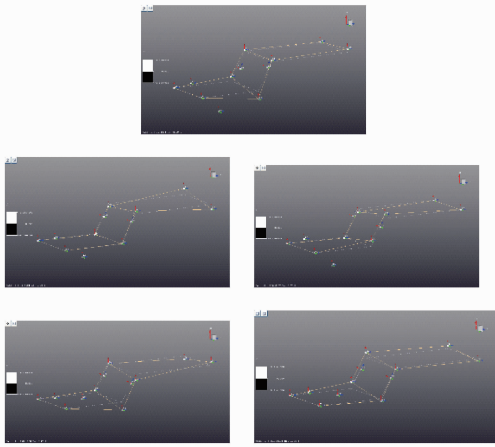
Fig. 4 The stabilization diagram of apices

表 1 不同形态下 Z 型折叠机翼模型的前 5 阶模态参数

Tab. 1 The first fifth modal parameter of different forms of Z-shaped folding wing

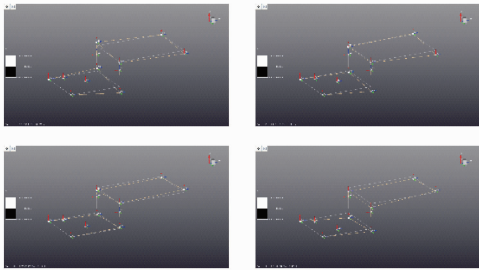
模态阶次	60°		90°		120°	
	固有频率/Hz	阻尼比/%	固有频率/Hz	阻尼比/%	固有频率/Hz	阻尼比/%
1	39.102 4	0.99	32.547 4	0.37	40.173 4	1.53
2	71.430 1	0.28	74.514 3	1.41	124.752 2	0.87
3	125.073 9	0.98	127.211 9	0.17	219.119 7	0.07
4	198.160 8	0.20	171.846 3	0.20	310.859 2	0.04
5	213.950 1	1.08	221.151 3	0.3	384.106 5	0.61

图 5 为 Z 型折叠机翼模型在不同折叠角度下的前 5 阶模态振型图。



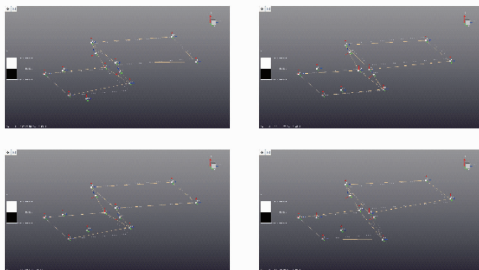
(a) 折叠角 $\theta=60^\circ$ 时结构的前5阶模态振型

(a) The first fifth order mode shape of Z-shaped folding wing when the folding angle θ is 60°



(b) 折叠角 $\theta=90^\circ$ 时结构的前5阶模态振型

(b) The first fifth order mode shape of Z-shaped folding wing when the folding angle θ is 90°



(c) 折叠角 $\theta=120^\circ$ 时结构的前5阶模态振型

(c) The first fifth order mode shape of Z-shaped folding wing when the folding angle θ is 120°

图 5 Z 型折叠机翼不同形态下前 5 阶模态振型
Fig. 5 The first fifth order mode shape of different forms of Z-shaped folding wing

3.2 工作模态分析

工作模态分析,又称工况模态分析,目前已经成为大型结构动态分析的基本方法。工作模态分析实验与传统模态实验的不同之处在于,在实验过程中不需要测试激励信号,而是使用各个测试点的自功率谱和互功率谱密度函数代替频响函数,计算各测点互功率谱函数的集总平均,通过矩阵的 LQ 分解、奇异值分解、特征值分解等数学方法识别模态参数,不仅可以大大简化测试过程,节约时间和成本,还可以更好地模拟结构在工作环境中外激励下的模态振动。

3.2.1 实验方案

为了验证上一节中实验结果,同时,模拟 Z 型折叠机翼在飞行状态下受到横向的气动载荷的情况,对实验模型设计了工作模态实验,使用激励器对模型横向施加简谐扫频激励(0~50 Hz),测点位置与之前相同,识别前 5 阶模态参数。

本实验所用仪器:LMS SCADAS 多通道数据采集仪、LMS Test. lab14A 数据采集分析系统、B&K 系列 ICP 压电式 4517 型高精度加速度传感器、函数信号发生器和功率放大器,实验平台如图 6 所示。

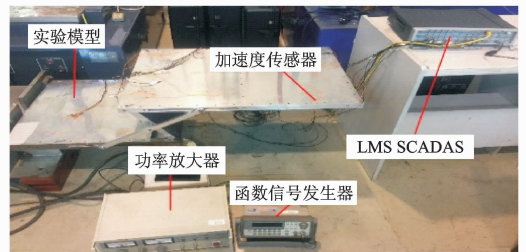


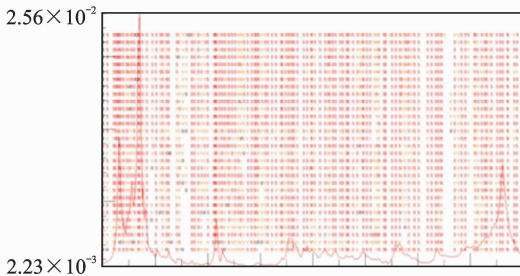
图 6 工作模态实验仪器

Fig. 6 Operational modal analysis experiment equipments

3.2.2 实验结果

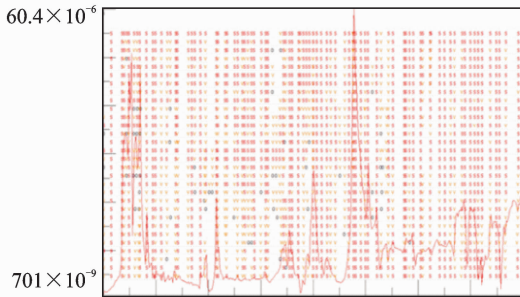
通过设定函数信号发生器,确定输出信号为 0~50 Hz 正弦扫频信号,调节功率放大器,确定合适的激励振幅,利用 LMS Test. lab 软件 Signature Testing-Advanced 模块进行数据采集,设置 1 次采样时间为 30 s,数据采集 3 次取平均。最后,用 Modal Analysis 中 Op. PloyMAX 模块对结构的低阶工作模态进行识别,得到了清晰的不同折叠角度下的极点稳态图(如图 7 所示)。

结构前 5 阶模态参数包括固有频率和阻尼比,如表 2 所示。而工作模态振型与试验模态振型基本一致,由于篇幅问题,文中不详细列出。



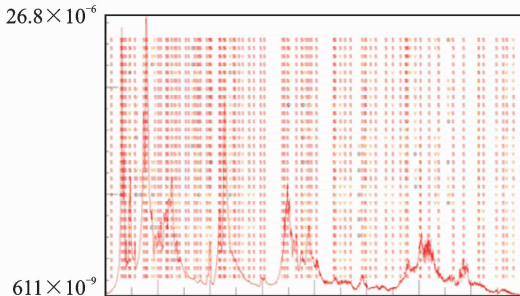
(a) 折叠角为60°时的工作模式极点稳态图

(a) The stabilization diagram of apexes when the folding angle is 60° from EMA



(b) 折叠角为90°时的工作模式极点稳态图

(b) The stabilization diagram of apexes when the folding angle is 90° from EMA



(c) 折叠角为120°时的工作模式极点稳态图

(c) The stabilization diagram of apexes when the folding angle is 120° from EMA

图7 不同形态下Z型折叠机翼模型的工作模式稳态图
Fig.7 The stabilization diagram of apexes of different forms of Z-shaped folding wing from EMA

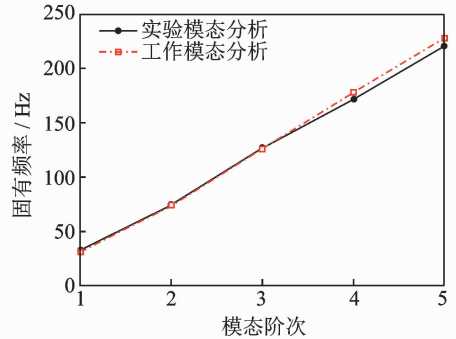
表2 不同形态的Z型折叠机翼模型前5阶模态参数

Tab.2 The first fifth operational modal parameter of different forms of Z-shaped folding wing

模态阶次	60°		90°		120°	
	固有频率/Hz	阻尼比/%	固有频率/Hz	阻尼比/%	固有频率/Hz	阻尼比/%
1	31.154 9	3.67	30.955 2	2.00	39.900 5	1.45
2	70.170 5	2.10	74.033 5	1.25	120.843 5	2.08
3	125.497 8	0.80	125.804 6	0.64	217.942 0	0.88
4		1.22	178.225 0	0.85	309.272 7	0.20
5	214.044 5	1.15	228.015 6	1.44		0.46

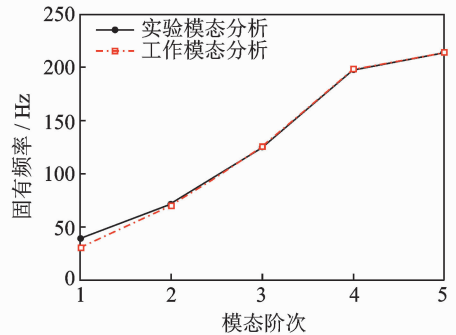
4 数据结果分析

通过对比实验模态分析与工作模态分析的实验结果,发现2种实验方法得到的结果有一定的偏差,但是模态振型基本一致,固有频率数值非常接近,在工作模态分析中也只有个别阶次的模态未被识别出,应该与激励方式有关系。图8为2种方法得到的前5阶固有频率的对比。



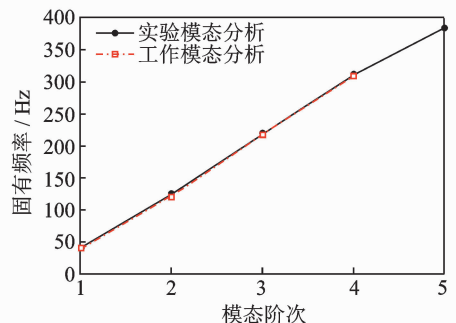
(a) 折叠角为60°时的结果对比

(a) The comparison of results when the folding angle is 60°



(b) 折叠角为90°时的结果对比

(b) The comparison of results when the folding angle is 90°



(c) 折叠角为120°时的结果对比

(c) The comparison of results when the folding angle is 120°

图8 EMA和OMA实验结果对比
Fig.8 Comparison of EMA and OMA results

此外,通过观察不同形态下Z型折叠机翼模型的前5阶模态振型,发现靠近固定端的内板模态振

动大多为简单的弯曲或者小幅的扭转振动,而中间板和外板的模态振动形式较为多样,在不同形态下,呈现弯曲和扭转振动交替出现或者是弯曲和扭转的耦合振动。

5 结 论

1) Z 型折叠机翼在折叠角度为 60° 和 90° 时,结构各阶固有频率值的变化规律非常接近,同时,对应的每一阶固有频率均小于折叠角度为 120° 时的固有频率。

2) Z 型折叠机翼模型在不同形态下,前几阶模态振型呈现一定的规律性:从低阶到高阶,外板都是弯曲振动模态和扭转振动模态交替出现;中间板在折叠角为 90° 是基本呈现面内变形,而在其他两个角度,则是弯扭耦合的振动模态,折叠角为 120° 时,变形最为明显;靠近固定端的内板的模态振型在不同形态下基本一致,都是简单的弯曲和扭转的振动模态,在折叠角为 90° 时,内板振动较为剧烈。

3) 对于结构整体而言,折叠角度为 90° 时,结构的动态特性更加稳定,因为此时结构各个部分的前 5 阶模态振型基本都为小幅的弯曲振动,且在其他折叠角度下变形最复杂的中间板在此种形态下只有面内变形。

参 考 文 献

- [1] WILSON J. Morphing UAVs change the shape of warfare[J]. Aerospace America, 2004,42(2):28-29.
- [2] SNYDER M P, SANDERS B, EASTEP F E, et al. Vibration and flutter characteristics of a folding wing[J]. Journal of Aircraft, 2009,46(3):791-799.
- [3] TANG D, DOWELL E H. Theoretical and experimental aeroelastic study for folding wing structures[J]. Journal of Aircraft, 2008,45(4):1136-1147.
- [4] JIANG K, ZHANG W, XU X W, et al. Investigation of dynamic characteristic of forward swept folding wing[C]//Proceeding of IEEE international conference on automation and logistics, ICAL 2011. Chongqing, China: IEEE, 2011:225-228.
- [5] 张伟,郭晓光,曹东兴.一种折叠翼飞行器动态仿真分析与实验设计[J].科技导报,2011,29(20):18-22. ZHANG Wei, GUO Xiaoguang, CAO Dongxing. Investigation Investigation of a folding wing aircraft using dynamic analysis simulation and experimental method [J]. Science and Technology Review, 2011, 29(20): 18-22. (in Chinese)

- [6] 林绿高,应申舜.拉床工作模态参数分析[J].组合机床与自动化加工技术,2011(12):99-101. LIN Lügao, YING Shenshun. Modal parameters analysis from operational responses in broaching[J]. Modular Machine Tool and Automatic Manufacturing Technique, 2011(12):99-101. (in Chinese)
- [7] 米斯特.环境激励下高层建筑工作模态分析与有限元建模分析研究[D].长沙:湖南大学,2014.
- [8] 楼江雷,唐进元,陈思雨,等.基于 LMS 工作模态测试的齿轮箱性能分析[J].机械传动,2012,36(3):4-6. LOU Jianglei, TANG Jinyuan, CHEN Siyu, et al. Analysis of gearbox performance based on LMS operating modal test[J]. Mechanical Drive, 2012, 36(3): 4-6. (in Chinese)
- [9] 王爱玉,潘宏侠.基于 LMS 系统的某型高射机枪模态分析[J].太原理工大学学报,2013(1):55-58. WANG Aiyu, PAN Hongxia. Modal analysis of AAMG based on LMS system[J]. Journal of Taiyuan University of Technology, 2013(1):55-58. (in Chinese)
- [10] 高云凯,冯海星,马芳武,等.基于 PolyMAX 的声固耦合模态试验研究[J].振动与冲击,2013,32(2):158-163. GAO Yunkai, FENG Haixing, MA Fangwu, et al. Acoustic-structure coupled modal test based on PolyMAX[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(2):158-163. (in Chinese)
- [11] 张家雄,何咏梅,张华山,等.基于 PolyMAX 法的飞行器工作模态分析技术与应用[J].航天器环境工程,2015(1):28-33. ZHANG Jiexiong, HE Yongmei, ZHANG Huashan, et al. Operational modal analysis technology based on PolyMAX method and its applications for flying vehicles[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015(1):28-33. (in Chinese)
- [12] PEETERS B, Van der AUWERAER H, GUILLAUME P, et al. The PolyMAX frequency-domain method: a new standard for modal parameter estimation[J]. Shock and Vibration, 2004,11(3-4):395-409.
- [13] PEETERS B., El-KAFIFY M, GUILLAUME P. The new PolyMAX Plus method: confident modal parameter estimation even in very noisy cases[C]//The International Conference on Noise and Vibration Engineering. [S. l.]: ISMA, 2012:2801-2813.



第一作者简介:郭翔鹰,女,1982年2月生,博士、副教授。主要研究方向为复合材料的非线性动力学振动、分叉与混沌动力学。曾发表《Nonlinear dynamical behaviors of deploying wings in subsonic air flow》(《Journal of Fluids & Structures》2017, No. 74)等论文。
E-mail: xiangyingguo@yahoo.com

