

文章编号:1674-8190(2017)04-431-07

新型压电激励器作用力模拟技术研究

雷鸣, 李阳

(中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

摘要: 研究轻型结构、直升机旋翼结构和复合材料结构等的颤振飞行试验激励问题具有重要意义。提出以弯矩模拟压电粗纤维复合材料(MFC)激励器的作用力, 从而解决 MFC 仿真建模问题。首先借助机翼有限元模型, 建立带有压电激励器的机翼结构动力学仿真模型; 然后以压电激励器地面激励试验结果为基础, 通过修正仿真模型中压电作用弯矩的大小, 实现仿真试验结果与地面试验结果的拟合, 最终得出非线性压电激励器作用力; 最后通过另一组地面试验数据验证了该作用力的大小, 并将该作用力模拟技术应用于不同试验中。本文的研究结果可为后续以该激励器作为激励作动器或控制作动器的试验提供有益参考。

关键词: 压电激励器 MFC; 结构动力学建模; 仿真试验; 作用力拟合; 模拟技术应用

中图分类号: V216.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.04.010

Research of the Force Simulation Technology of a New Type of Piezoelectric Exciter

Lei Ming, Li Yang

(Aircraft Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: It is of great significance to study the flutter flight test excitation of light structures, helicopter rotor structures and composite structures. A new way that using bending moment as piezoelectric exciter force to simulate the force of piezoelectric exciter macro fiber composites(MFC) is presented, and thus the problem of MFC simulation modeling is solved. Firstly, a dynamic simulation model of wing structure with piezoelectric exciter is established by means of the finite element model. Then by modifying the magnitude of the piezoelectric moment of the simulation model based on the results of the ground test of the piezoelectric exciter in order to fit the simulation results with the ground test results, and finally the force of nonlinear piezoelectric actuator is obtained. The magnitude of the force is verified by other ground test data. The force simulation technique is applied in different experiments. The force simulation of MFC is realized through the above research, and the force value is obtained. The results obtained in this paper can be the useful references for the subsequent experiments with the actuator as excitation actuator or control actuator.

Key words: piezoelectric exciter MFC; structural dynamic modeling; simulation test; force fitting; application of simulation technology

0 引言

为了解决轻型结构、直升机旋翼结构和复合材料结构等的颤振飞行试验激励问题, 进行压电颤振

激励技术研究。压电粗纤维复合材料(Macro Fiber Composites, 简称 MFC)激励器是近年来发展较快的一种新型精密激励器, 具有体积小、作用力大、精度高和频响快等优点, 已在精密仪器、自动控制、航空航天、微装备和精密定位等领域得到广泛应用, 它克服了压电陶瓷(Lead Zirconate Titanate, 简称 PZT)易碎^[1]、压电激励器 AFC 驱动电压大等缺点。MFC 压电激励器呈薄片状, 可粘贴在

结构表面或嵌入层合复合材料结构中,通过诱导应变的形式,对结构进行驱动,不会对结构的气动外形造成明显影响,也不会影响待激励结构的气动性能指标。同时,压电激励系统工作相对独立,与飞机各系统没有交联,安全性和可靠性相对较高。压电颤振激励技术利用压电材料的逆压电效应,对结构实施激励。给压电材料加上电场后,压电材料会产生相应的机械变形,即为逆压电效应^[2]。在实际应用中,通常采用粘贴方法把压电材料和基体结构连接在一起,这样就可以把压电驱动器的横向位移转换为应变力,从而达到对粘贴结构施加作用力的目的。

MFC是由压电材料PZT、聚酰亚胺树脂和环氧树脂材料铺层而成,呈现出较为复杂的非线性特性,使得其作用效果与驱动电压并不呈线性变化,给MFC的使用造成了困难。

早期,用于模拟压电激励器作用效果的热弹比拟技术^[3-4]只适用于PZT材料。通常,结构材料在温度变化时会产生变形,压电材料施加的电场变化时,其结构也会发生变形。热弹比拟技术是基于热效应和压电效应之间的相似性实现对压电激励器作用效果的模拟。但热弹比拟理论基于经典的层合板理论,现已不适用于新型压电材料MFC,故需对该方法进行修正。国外,M. S. Azzouz等^[5]利用不等参三节点MIN6薄板单元建立MFC的有限元模型,但该方法较复杂,对于不同的MFC需要编写不同的模型程序,工程适用性较差;A. Kovalovs等^[6]、A. C. Robert等^[7]、M. L. Dan等^[8]分别借助有限元软件,通过热弹比拟技术,利用热应变产生的应变力来模拟压电作用力,该方法实现简单,但误差较大。国内,范丽峰^[9]和李承泽^[10]通过研究MFC施加电压与结构的静变形量之间的关系来研究MFC的作用效果,确定出作用力和电压之间的关系,但只考虑了静变形并未考虑动力学特性;黄建^[11]利用热弹比拟技术,借助商业有限元软件建立MFC作用力模型。

本文使用弯矩模拟MFC压电激励器的作用力,建立仿真模型,通过地面试验结果与仿真试验结果的对比来修正该作用力的大小,获得MFC压电激励器作用力的量值,同时进行仿真与试验验证。

1 机翼结构动力学建模

本文的研究对象为一个带有后掠角的梯形机翼,翼梢设计有一根配重杆,该机翼的主要承力部件为翼梁,翼梁设计为复合材料盒式梁,沿展向均匀布置翼肋。机翼实物图以及1号、2号MFC压电激励器粘贴位置如图1所示,MFC压电激励器粘贴位置及测量点示意图如图2所示。

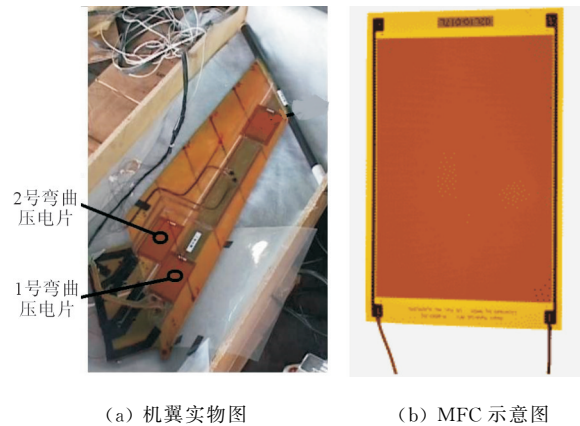


图1 机翼实物图和MFC示意图

Fig. 1 Wing and MFC

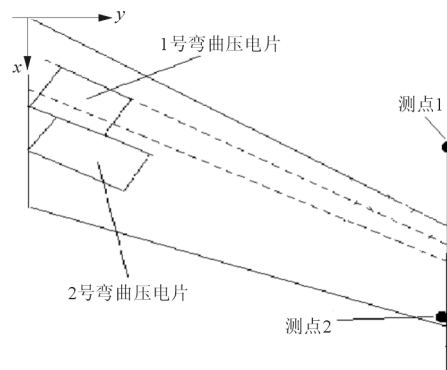


图2 MFC压电激励器粘贴位置以及测量点示意图

Fig. 2 Schematic diagram of MFC piezoelectric actuator sticking position and measuring point

机翼结构有阻尼振动微分方程为

$$m\ddot{\mathbf{y}} + c\dot{\mathbf{y}} + \mathbf{k}\mathbf{y} = \mathbf{f} \quad (1)$$

式中: m 、 c 、 \mathbf{k} 分别为机翼结构物理坐标下的质量阵、阻尼阵和刚度阵; \mathbf{y} 为机翼各自由度的位移; \mathbf{f} 为作用力向量。

该系统的刚度阵和质量阵由Nastran软件求出^[12],阻尼取与速度相关的经典比例阻尼^[13],即 $\mathbf{c} = \alpha\mathbf{m} + \beta\mathbf{k}$,该阻尼与振型矩阵正交,可由式(2)

求得:

$$\alpha + \beta\omega_i^2 = 2\xi_i\omega_i \quad (i=1,2,\dots,n) \quad (2)$$

式中: ω_i 为机翼结构第 i 阶固有模态频率; ξ_i 为机翼结构第 i 阶模态阻尼比。

2 带压电激励器的机翼结构动力学建模

本文利用弯矩模拟压电激励器的作用力。将压电激励器产生的弯矩施加在与实际粘贴位置最接近的有限元单元节点处^[14],使作用区域与实际相同,实现作用力模拟。首先定义在 1 V 电压作用下,一片弯曲压电片在每个有限元节点产生的弯矩为 1 N·m。设带有压电激励器的机翼结构有阻尼振动微分方程为

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = kT_r v \quad (3)$$

式中: T_r 为 Ritz 向量,表示在加入单位电压时压电激励器使机翼结构产生的位移量。

1 号压电片和 2 号压电片等效弯矩作用下机翼的位移云图分别如图 3~图 4 所示,可以看出:从翼根到翼尖变形位移越来越大。

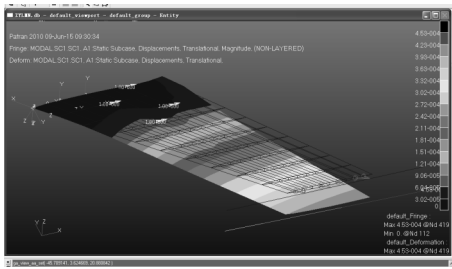


图 3 1 号压电片单位电压作用下机翼的位移云图
Fig. 3 Displacement nephogram of the wing under action of 1 piezoelectric plate of unit 1 voltage

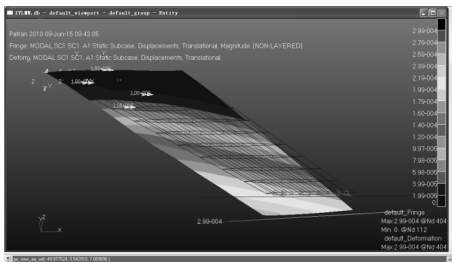


图 4 2 号压电片单位电压作用下机翼的位移云图
Fig. 4 Displacement nephogram of the wing under action of 2 piezoelectric plate of unit 1 voltage

首先利用有限元软件 Patran & Nastran 计算两组压电激励器分别作用时,机翼结构的位移,再将它们组合得到 T_r 矩阵。该机翼的振动是小变形线性的,将上述振动方程通过坐标变换转化为模态坐标下的振动方程,引入坐标变换公式^[15]:

$$y = [\Phi \quad T_r] \begin{bmatrix} x \\ x_r \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: Φ 为系统的模态振型,取前十阶模态振型; $[x \quad x_r]^T$ 为模态坐标。

给式(4)两边同时乘以矩阵 $[\Phi \quad T_r]$ 的转置可得:

$$[\Phi \quad T_r]^T m [\Phi \quad T_r] \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{x}_r \end{bmatrix} + [\Phi \quad T_r]^T (cm + \beta k) [\Phi \quad T_r] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_r \end{bmatrix} + [\Phi \quad T_r]^T k [\Phi \quad T_r] \begin{bmatrix} x \\ x_r \end{bmatrix} = [\Phi \quad T_r]^T k T_r v \quad (5)$$

将式(4)表示为

$$M \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{x}_r \end{bmatrix} + C \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_r \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} x \\ x_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi^T \\ T_r^T \end{bmatrix} k T_r v \quad (6)$$

式中: M 、 C 和 K 分别为模态坐标下的质量、阻尼和刚度矩阵。

由于 Ritz 向量取静变形,导致式(6)为刚性方程,为了解决该问题,需再次进行坐标转换。令 $[x \quad x_r]^T = W [z \quad z_r]^T$, W 为质量矩阵 M 的右奇异值矩阵,将其带入式(5),并给等式两边同时左乘质量矩阵(M)的左奇异值矩阵 U 的转置,可得:

$$U^T M W \begin{bmatrix} \ddot{z} \\ \ddot{z}_r \end{bmatrix} + U^T C W \begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{z}_r \end{bmatrix} + U^T K W \begin{bmatrix} z \\ z_r \end{bmatrix} = U^T \begin{bmatrix} \Phi^T \\ T_r^T \end{bmatrix} k T_r v \quad (7)$$

化简式(7),则

$$\begin{bmatrix} s & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{z} \\ \ddot{z}_r \end{bmatrix} + \alpha \begin{bmatrix} s & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{z}_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ z_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \end{bmatrix} v \quad (8)$$

取 $q = [z \quad z_r]^T$, $u = v(t)$, 则状态空间方程:

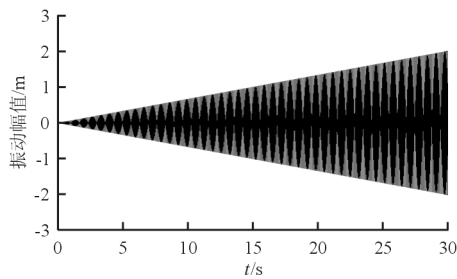
$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & I \\ -s^{-1}(\mathbf{k}_{11} - \mathbf{k}_{12}\mathbf{k}_{22}^{-1}\mathbf{k}_{12}^T) & -s^{-1}(\alpha I + \beta\mathbf{k}_{11} - \beta\mathbf{k}_{12}\mathbf{k}_{22}^{-1}\mathbf{k}_{12}^T) \end{bmatrix} q + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ s^{-1}(\mathbf{t}_1 - \mathbf{k}_{12}\mathbf{k}_{22}^{-1}\mathbf{t}_2) \end{bmatrix} u \quad (9)$$

即 $\dot{q} = Aq + Bu$ 。

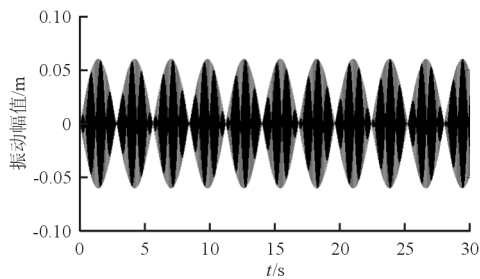
则机翼有限元模型节点位移为

$$y = [\Phi \quad T_r] \begin{bmatrix} x \\ x_r \end{bmatrix} = [\Phi \quad T_r] W \begin{bmatrix} I & \mathbf{0} \\ -\mathbf{k}_{22}^{-1}\mathbf{k}_{12}^T & -\beta\mathbf{k}_{22}^{-1}\mathbf{k}_{12}^T \end{bmatrix} q + [\Phi \quad T_r] W \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{k}_{22}^{-1}\mathbf{t}_2 \end{bmatrix} u = Cq + Du \quad (10)$$

通过仿真平台结合有限元软件建立仿真模型,首先验证模型的正确性。将模型中的阻尼项设定为0,分别以结构一阶固有模态频率和固有频率邻域内的正弦信号激励结构,激励信号幅值为1.0 V,得到的结构响应如图5所示。



(a) 激励频率=固有频率



(b) 激励频率在固有频率的领域内

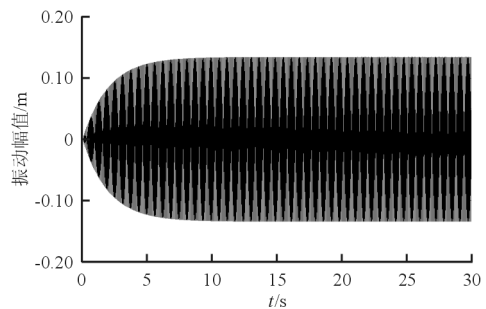
图5 无阻尼模型,一阶模态频率及其邻域频率激励振动位移

Fig. 5 Undamped model, and first order modal frequency and its neighborhood frequency excitation vibration displacement

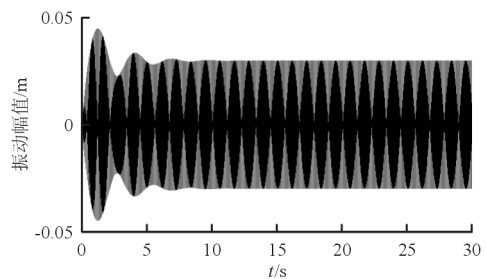
从图5(a)可以看出:当系统的激励频率等于其固有频率时,强迫振动是非定常的,其振幅随时间线性增长;从图5(b)可以看出:当系统的激励频率在固有频率的邻域内时,强迫振动是振幅受正弦函数调制的振动。综上所述,可以判定所建立的结构模型符合振动的基本理论。

取经典比例阻尼,分别以结构一阶固有模态频

率和固有频率邻域内的正弦信号激励结构,激励信号幅值为1.0 V,得到的结构响应如图6所示。



(a) 激励频率=固有频率



(b) 激励频率在固有频率的领域内

图6 带阻尼模型,一阶模态频率及其邻域频率激励振动位移

Fig. 6 Damped model, and first order modal frequency and its neighborhood frequency excitation vibration displacement

从图6(a)可以看出:系统的振动并不像无阻尼时无限增加,由于阻尼的存在,机械能不断耗散,当外界激励补充的能量与系统耗散的能量相互平衡时,系统维持定常振动;从图6(b)可以看出:当系统的激励频率在固有频率的邻域内时,起初结构的振动由两部分组成,一是由外激励引起的结构自由振动,二是强迫振动;由于阻尼的存在,自由振动逐渐衰减,振动最终发展成定常振动,只由强迫振动组成。综上所述,可以判定所建立的结构模型符

合振动的基本理论。

3 压电激励力修正与验证

3.1 压电激励力修正

模型初始设定的压电激励器的作用力并不准确,需要对其进行修正。以压电片激振效果地面试验数据为基础修正压电作用力,地面试验数据如表 1 所示。

表 1 一阶固有频率恒频激励不同驱动电压下的配重杆前端测点 1 位移试验结果

Table 1 Experimental results of 1 displacement test of the front end of the balance rod under different driving voltages of first order natural frequency constant frequency excitation

序 号	驱动电压/V	一阶最大位移/mm
1	30	0.4
2	60	0.7
3	90	0.9
4	120	1.0
5	150	1.2
6	180	1.3
7	210	1.4
8	240	1.7
9	270	1.8
10	300	2.0

以第一组试验结果为修正样本,带入仿真模型,计算得到压电激励器单位电压下在每个有限元节点产生的弯矩为 $1.2 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m}$,将该作用力带入仿真模型,得到线性拟合结果,如图 7(a)所示,可以看出:压电激励器单位电压下产生的弯矩并不恒定。

通过分析驱动电压与配重杆前端的响应位移,利用三次曲线拟合,得到驱动电压 v 与压电激励器等效弯矩值 M 之间的关系:

$$M = \begin{cases} \frac{5.5038e - 6v^3 - 0.0029v^2}{v} + \frac{0.8338v + 9.25}{v} & (v \neq 0) \\ 0 & (v = 0) \end{cases} \quad (11)$$

将式(11)带入仿真模型,得到一阶固有频率激励下不同输入电压的配重杆前端测点 1 位移仿真

结果与试验结果的对比,即非线性拟合结果,如图 7(b)所示。

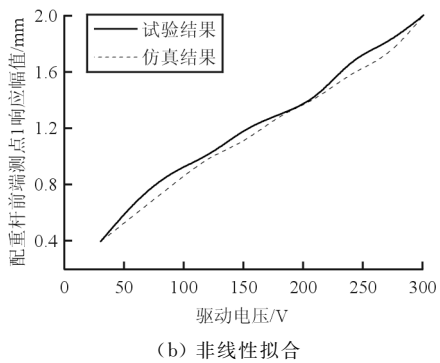
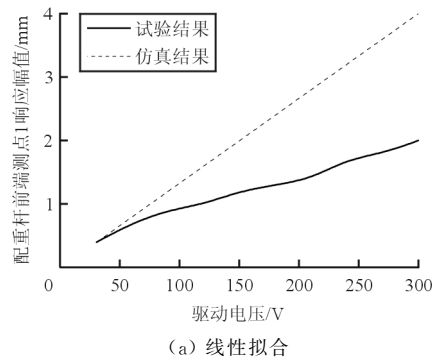


图 7 响应幅值随驱动电压变化曲线(测点 1)
Fig. 7 Response amplitude varies with driving voltage(measuring point 1)

从图 7(b)可以看出:修正后的结果与试验结果基本相符。

3.2 压电激励力验证

不同驱动电压激励下配重杆后端测点 2 最大位移试验与仿真结果对比如图 8 所示,可以看出:仿真结果与试验结果基本吻合。

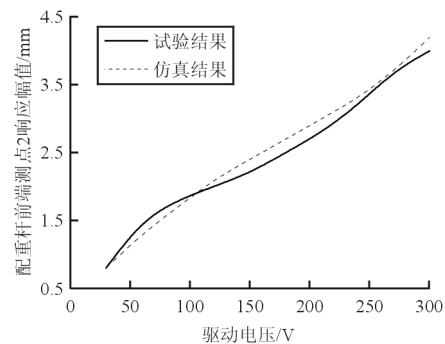


图 8 响应幅值随驱动电压变化曲线(测点 2)
Fig. 8 Response amplitude varies with driving voltage (measuring point 2)

综上所述,本文采用的压电激励器作用力模拟结果与试验结果基本相符,表明该压电激励器作用力模拟方法有效可行,仿真能够指导地面进行相关试验。

4 模拟技术应用

在进行压电激励器地面试验时,通过仿真试验设定信号幅值,能够激起结构前两阶模态,再将激励信号用于地面试验,可得到较好的激励效果。利用 MFC 压电激励器对机翼进行扫频激励的响应结果如图 9 所示,可以看出:仿真结果与地面试验结果基本吻合,机翼的前两阶模态都被激励出来,节约了成本。

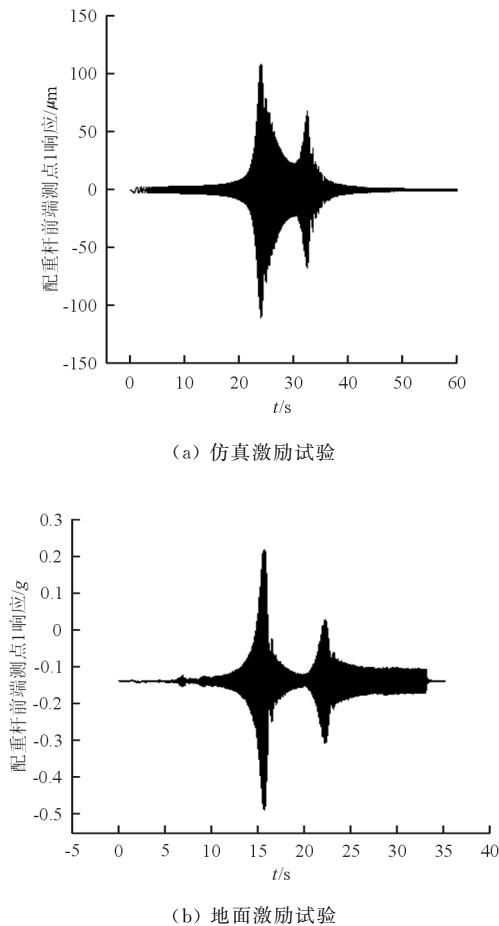


图 9 压电激励仿真试验与地面试验结果对比
Fig. 9 Results of simulation and ground test of piezoelectric exciting

激励器激励力的大小决定了控制律设计增益的大小。应用该激励力模拟技术,设计控制律,并进行仿真试验,进而应用于地面试验中。对机翼进

行振动主动控制的试验结果如图 10 所示,可以看出:通过压电作用力模拟技术,在地面试验前首先进行仿真试验,可以有效指导地面试验的开展,效果良好。

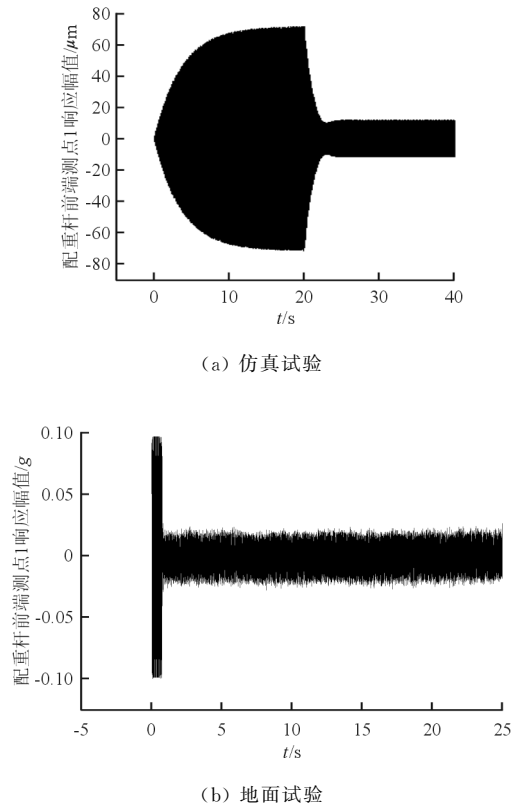


图 10 振动主动控制仿真试验与地面试验结果
Fig. 10 Results of active vibration control simulation and ground test

5 结束语

本文以粘贴有新型压电激励器 MFC 的机翼为研究对象,通过弯矩模拟压电激励器的作用力,仿真结果与试验结果基本吻合。

本文的研究结果为以压电激励器作为激励器或控制器的应用奠定了基础,为压电激励器选择粘贴位置以及信号幅值提供了模拟方法,从而实现更加精细的颤振激励或振动控制,减小使用风险。

参考文献

- [1] Park J S, Kim J H. Material properties of single crystal macro fiber composite actuators for active twist rotor blades [J]. Smart Materials & Structures, 2013, 14(4): 745.
- [2] 张华. 压电智能材料用于结构振动主动控制的研究[D]. 长

- 沙:国防科技大学,2004.
- Zhang Hua. Research on piezoelectric smart materials for active vibration control of structures[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)
- [3] Brian D Freed, Vit Babuska. Finite element modeling of composite piezoelectric structures with MSC/NASTRAN [C]. Spie Proceedings, 1997, 3041: 676-688.
- [4] 宋宇. 压电纤维执行器驱动的智能结构的数值仿真与实验研究[D]. 大连:大连理工大学,2008.
- Song Yu. Numerical simulation and experimental investigation of smart structures driven by piezoelectric fiber actuators[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2008. (in Chinese)
- [5] Azzouz M S, Bevan J S, Ro J J, et al. Finite element modeling of MFC/AFC actuators[J]. Spies International Symposium on Smart Structures & Materials, 2001, 4326(9): 376-387.
- [6] Kovalovs A, Barkanov E, Gluhihs S. Active control of structures using macro-fiber composite(MFC)[J]. Functional materials and Nanotechnology, 2007, 93: 012034.
- [7] Robert A C, Shawn D M, Donald L K. Alleviation of buffet-induced vibration using piezoelectric actuators[J]. Computers and Structures, 2008, 86: 281-291.
- [8] Dan M L, Julliere B. Active control of thermally induced distortion in composite structures using macro fiber composite actuators[J]. Smart materials and structures, 2007, 16: 2315-2322.
- [9] 范丽峰. 基于压电作动器 MFC 的柔性梁振动主动控制 [D]. 大连:大连理工大学,2014.
- Fan Lifeng. Active vibration control of a flexible beam with piezoelectric actuator MFC[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014. (in Chinese)
- [10] 李承泽. 压电纤维复合材料自适应后缘结构设计与分析 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
- Li Chengze. Design and analysis of the adaptive trailing edge actuated by piezoelectric fiber composite[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [11] 黄建. 基于压电纤维复合材料的可扭转机翼结构研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
- Huang Jian. Investigation on macro-fiber composites based twisted wing structures[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [12] Msc. Patran & Msc. Nastran 使用指南[M]. 北京:BUAA, 2002.
- Msc. Patran & Msc. Nastran guide to use[M]. Beijing: BUAA, 2002. (in Chinese)
- [13] 张景绘, 李宁, 李新民, 等. 一体化振动控制[M]. 北京:科学出版社,2005.
- Zhang Jinghui, Li Ning, Li Xinmin, et al. Integrated vibration control[M]. Beijing: Science Press, 2005. (in Chinese)
- [14] Shley H, Rock S M, Digumarthi R, et al. Active control for fin buffet alleviation[R]. WL-TR-93-3099, 1994.
- [15] 张凯院, 冷国伟. 矩阵论简明教程[M]. 北京:科学出版社,2001.
- Zhang Kaiyuan, Leng Guowei. Matrix theory[M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)

作者简介:

雷鸣(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行结构动力学。

李阳(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行结构动力学。

(编辑:马文静)