

# 垂尾抖振响应主模态控制的地面模型实验\*

王 巍<sup>1</sup>, 杨智春<sup>1</sup>, 张新平<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学航空学院 西安, 710072) (2. 中航陕西飞机工业集团(有限)公司设计院 汉中, 723213)

**摘要** 根据飞机垂尾抖振响应的特点, 提出飞机垂尾抖振响应主模态控制概念和方法, 用于垂尾抖振响应压电主动控制系统设计。采用自主研制的弓形压电作动器, 并用随机激励力模拟抖振载荷, 进行了垂尾模型抖振控制地面实验。结果表明, 采用抖振主模态控制方法, 可使垂尾模型梢部抖振位移响应功率谱密度函数的第 1 阶模态峰值降低 94%, 第 2, 3 阶模态峰值分别降低 53% 和 85%; 采用弓形压电作动器为控制执行元件可有效实施垂尾抖振响应主动控制。

**关键词** 随机激励; 垂尾抖振; 压电主动控制; 地面实验

**中图分类号** TB381; V215.3<sup>+</sup>6

## 引 言

飞机抖振按其产生的机理可分为空气动力抖振(如失速抖振)和气动弹性抖振(如垂尾抖振)。使垂尾发生抖振的激励载荷为垂尾上游的分离气流(如边条涡破裂)所产生的非定常空气动力, 因而抖振载荷具有明显的随机性。抖振载荷作用下飞机结构产生的抖振响应会显著缩短飞机结构的疲劳寿命, 并对飞机的操纵性和稳定性有不利影响, 严重时将危及飞机的飞行安全。20 世纪 80 年代, 美国等国家针对 F/A-18 双垂尾战斗机垂尾抖振问题开始展开研究, 陆续开展了有关双垂尾抖振机理和抖振主被动控制方法的研究<sup>[1-3]</sup>。国内开展的对垂尾抖振问题的研究主要是从实验空气动力学角度出发, 分析垂尾抖振发生的机理及垂尾抖振被动控制方法的研究<sup>[4-5]</sup>。将压电智能作动器和主动振动控制方法引入垂尾抖振响应控制的研究工作目前并不多见。南京航空航天大学徐志伟等成功研制了一种可用于垂尾结构振动压电控制系统的开关功率放大器并进行了地面试验<sup>[6]</sup>。侯志伟等进行了垂尾结构振动的压电主动控制地面试验, 比较了 MFC(macro fiber composite)压电作动器与传统压电片作动器的控制效果<sup>[7]</sup>。

抖振响应属于随机振动响应, 对垂尾气动弹性

抖振响应的控制可归结为对弹性垂尾结构在随机载荷激励下的随机振动响应控制问题。垂尾抖振响应通常表现为频率范围涵盖垂尾结构低阶模态频率的有限带宽的随机振动响应, 目前还没有针对垂尾抖振响应这一特点的压电控制系统设计的通用方法。笔者根据垂尾抖振响应的有限带宽随机性特点及结构动响应的模态叠加原理, 提出垂尾抖振响应压电主动控制的抖振主模态响应控制方法。设计制作了一个弹性垂尾模型, 采用抖振响应主模态控制方法, 设计出抖振主模态压电控制系统, 采用随机激励信号模拟抖振激励, 并应用自行研制的弓形压电作动器<sup>[8]</sup>进行了垂尾模型抖振响应压电主动控制地面实验。实验结果表明应用抖振主模态控制方法, 采用以该弓形压电作动器为执行元件的压电主动控制系统, 可有效实施垂尾模型抖振响应的抑制。

## 1 抖振响应主模态控制

考虑控制力的动力学系统方程可写为如下形式

$$M\ddot{x} + D\dot{x} + Kx = df \quad (1)$$

其中:  $x$  为系统在物理坐标下的位移向量;  $M$ ,  $D$  及  $K$  阵为系统的质量、阻尼及刚度矩阵;  $d$  为控制载荷分布矩阵;  $f$  为控制力。

设  $D$  矩阵满足在系统实模态空间中的解耦条件, 则可利用式(2)对式(1)进行模态坐标变换

\* 国家自然科学基金资助项目(11072198); 西北工业大学基础研究基金资助项目(JC201102); 航空科学基金资助项目(2010ZA53002); 高等学校学科创新引智计划(B07050)

收稿日期: 2011-07-29; 修改稿收到日期: 2011-09-26

$$\mathbf{x} = \Phi \mathbf{q} \quad (2)$$

其中: $\Phi$ 为系统的模态矩阵; $\mathbf{q}$ 为模态坐标向量。

经过模态坐标变换后有

$$\ddot{\mathbf{q}} + \text{diag}(2\zeta_i\omega_i)\dot{\mathbf{q}} + \text{diag}(\omega_i^2)\mathbf{q} = \Phi^T \mathbf{d} \mathbf{f} = \mathbf{F} \quad (3)$$

其中: $\text{diag}(\cdot)$ 表示对角阵; $\omega_i$ 为无阻尼系统的第*i*阶固有频率; $\zeta_i$ 为相应的系统阻尼; $\mathbf{F}$ 为模态控制力向量。

方程组(3)的第*i*个方程为

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = F_i \quad (4)$$

式(4)为系统的第*i*阶模态方程, $F_i$ 为第*i*阶模态控制力。设 $F_i = -g_i q_i - h_i \dot{q}_i$ ,则式(4)可写为

$$\ddot{q}_i + (2\zeta_i\omega_i + h_i)\dot{q}_i + (g_i + \omega_i^2)q_i = 0 \quad (5)$$

式(5)为有控情况下的第*i*阶模态闭环方程。

如果将式(3)转化为状态空间方程

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}\mathbf{z} + \mathbf{B}\mathbf{f} \quad (6)$$

其中: $\mathbf{z} = \begin{bmatrix} q \\ \dot{q} \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ \text{diag}(2\zeta_i\omega_i) & \text{diag}(\omega_i^2) \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \Phi^T \mathbf{b} \end{bmatrix}$ ,若应用线性二次最优控制,其性能指标为

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{z}^T \mathbf{Q} \mathbf{z} + \mathbf{f}^T \mathbf{R} \mathbf{f}) dt \quad (7)$$

其中: $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 为系统的状态权矩阵和控制权矩阵。

取其中第*i*阶性能指标可以写为

$$J_i = \int_0^{\infty} (\mathbf{z}_i^T \mathbf{Q}_i \mathbf{z}_i + \mathbf{f}_i^T \mathbf{R}_i \mathbf{f}_i) dt \quad (8)$$

其中:状态权矩阵 $\mathbf{Q}_i$ 为一个 $2 \times 2$ 的矩阵; $\mathbf{R}_i$ 为控制权权重系数。

相应的最优控制力为

$$\mathbf{f}_i = -\mathbf{R}_i^{-1} \mathbf{B}_i^T \hat{\mathbf{G}}_i \mathbf{z}_i \quad (9)$$

其中: $\hat{\mathbf{G}}_i$ 通过求解二阶黎卡提方程

$$\hat{\mathbf{G}}_i \mathbf{A}_i - \hat{\mathbf{G}}_i \mathbf{B}_i \mathbf{R}_i^{-1} \mathbf{B}_i^T \hat{\mathbf{G}}_i + \mathbf{Q}_i + \mathbf{A}_i^T \hat{\mathbf{G}}_i = 0 \quad (10)$$

得到。

垂尾抖振响应是一种非定常空气动力作用下垂尾结构的强迫振动响应,且抖振响应主要以其低阶模态响应为主。国外对F/A-18战斗机垂尾抖振问题的大量研究表明,垂尾抖振响应的功率谱密度(power spectrum density,简称PSD)函数的峰值频率,接近垂尾结构的第1阶弯曲(一弯)模态频率和第1阶扭转(一扭)模态频率<sup>[2]</sup>。从独立模态控制的角度出发,可确定垂尾抖振响应问题的主要控制目标模态为垂尾结构的一弯模态和一扭模态。根据独立模态控制的思路,可针对垂尾结构的第1阶弯曲模态响应和第1阶扭转模态响应进行控制系统设计,实施垂尾抖振响应控制。对不同型号的飞机,其垂尾结构的固有模态不同,垂尾抖振响应的模态构

成也会有所不同,这里不妨将对抖振响应有主要贡献的模态定义为抖振响应主模态(简称抖振主模态),抖振响应控制的对象就是抖振主模态。对垂尾抖振响应的控制就是设法使对抖振响应有主要贡献的抖振主模态响应得到抑制,从而达到降低垂尾抖振响应的目的,这也就是抖振响应主模态控制方法的思路。对安装有弓形压电作动器的垂尾结构,可应用热弹比拟的建模方法建立其状态空间方程<sup>[8]</sup>,采用前述的线性二次最优控制方法,针对垂尾抖振主模态设计控制器来实施垂尾抖振响应控制。

## 2 垂尾模型抖振响应压电主动振动控制地面实验

为进行垂尾抖振主模态的压电主动控制实验研究,设计制作了一个弹性垂尾模型。该弹性垂尾模型的外形轮廓为梯形,展长为291 mm,梢弦长为113 mm,根弦长为330 mm,前缘后掠角为 $48^\circ$ 。垂尾模型采用梁、肋式结构,模型的翼梁材料为铝合金板材,宽度为96.7 mm,厚度为1.5 mm。翼肋的翼型为NACA0012,采用厚度2 mm的轻木材料制成,蒙皮采用热塑膜技术制作完成,保证模型具有良好的光滑平整外形。制作完毕的垂尾模型照片如图1所示。

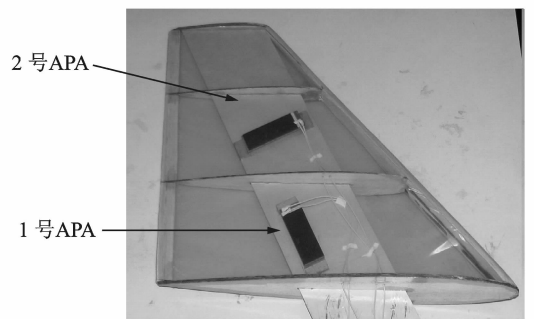


图1 制作完成的安装有APA的垂尾抖振弹性模型

垂尾模型抖振主模态压电主动控制系统中的控制执行元件为作者自行研制的弓形压电作动器(arching PZT actuator,简称APA)。在垂尾模型的翼梁上安装了两个APA,分别称为1号APA和2号APA,分别用于对垂尾模型的一弯和一扭模态响应进行控制,经过优化的安装位置如图1中所示。

垂尾模型抖振主模态压电主动振动控制地面实验的现场照片如图2所示。dSPACE实时控制仿真系统用于振动控制系统控制器的实时仿真。控制实验使用激光位移传感器测试的垂尾模型梢部位移响



图2 垂尾模型抖振响应压电主动控制实验现场

应信号作为反馈信号。

根据垂尾抖振响应的主模态控制思路,对抖振响应的控制可以通过控制垂尾的一弯和一扭模态响应这两阶抖振主模态响应来实现。因此,对垂尾模型抖振响应的压电振动控制系统的实验研究,首先从对垂尾模型的一弯和一扭模态的单模态响应控制实验开始。垂尾抖振主模态压电控制系统的设计与仿真方法采用如文献[8]中所述的程序进行,控制器设计采用了线性二次最优控制算法。

首先对垂尾模型进行了一弯模态响应控制实验。通过粘贴于垂尾模型根部的压电片对垂尾模型进行激励,垂尾模型的一弯模态频率为 13.95 Hz,设定激励信号为扫频范围为 0~30 Hz 的正弦信号,实验中仅 1 号 APA 工作。图 3 给出了控制器闭环和开环情况下垂尾模型压电控制系统的幅频曲线对比,从图中可看到引入压电控制器的情况下,系统幅频曲线的峰值被降低了约 68%。

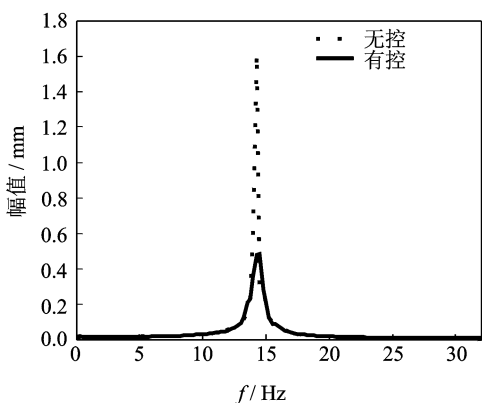


图3 垂尾模型一弯模态位移频响幅频曲线对比

垂尾模型的一扭模态频率为 88.36 Hz,实验中的激励信号的正弦扫频信号范围为 80~100 Hz,对垂尾模型的一扭模态响应控制实验同样进行了有、无压电控制时垂尾模型一扭模态响应的幅频曲线对比,如图 4 所示,可以看到引入压电控制器后系统幅

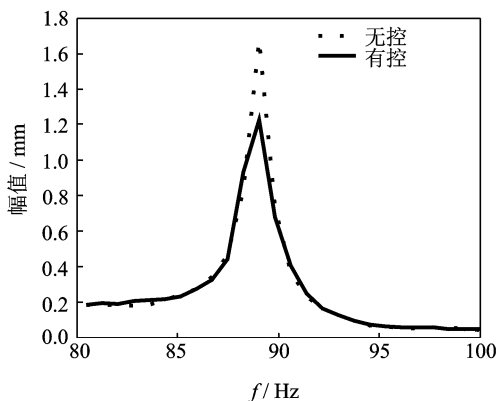


图4 垂尾模型一扭模态位移频响幅频曲线对比

频曲线峰值大约降低了 35%。

通过单模态控制实验对垂尾模型的压电控制系统的控制效果进行了初步验证。针对垂尾抖振载荷的随机特性,接着进行了随机激励下垂尾模型抖振主模态压电主动控制实验。垂尾模型抖振主模态频率,即一弯频率和一扭频率分别为 13.95 和 88.36 Hz,二弯频率 70.15 Hz,据此选择有限带宽随机激励信号的频率带宽涵盖范围为 10~100 Hz,覆盖了垂尾模型前 3 阶模态(一弯、二弯和一扭)的频率。随机激励信号由 Test. Lab7.0 软件的信号源控制模块发出,图 5 给出了实验所采用的随机激励信号的 PSD 函数分析结果,从图中可以清楚看到随机激励信号频率带宽涵盖的范围。

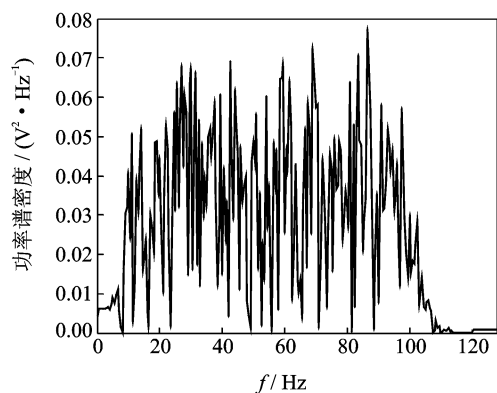


图5 随机激励信号的 PSD

图 6 给出了压电控制系统开、闭环时垂尾模型梢部的位移响应时间历程。

图 7 和图 8 对比了压电控制系统开、闭环时,垂尾模型在随机激励下梢部位移响应的功率谱密度 (PSD) 函数,图中分别标出了各阶模态频率处 PSD 峰值被降低的百分数。

通过垂尾模型随机振动响应的 PSD 对比可以

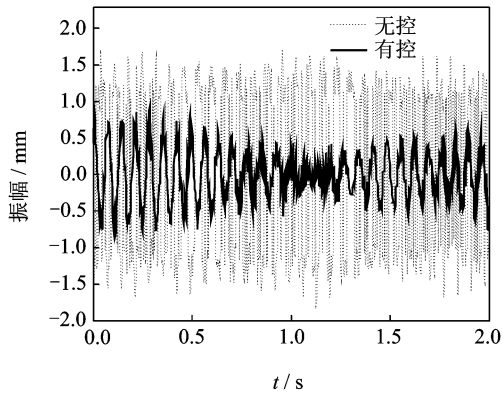


图 6 有、无控制时的垂尾模型梢部抖振位移响应时间历程对比

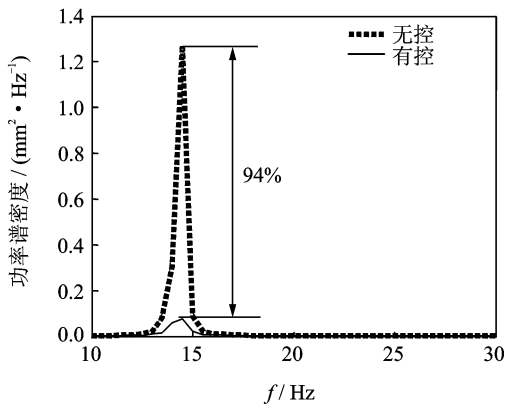


图 7 有、无控制时的垂尾模型梢部后缘点位移响应 PSD 对比(0~30 Hz)

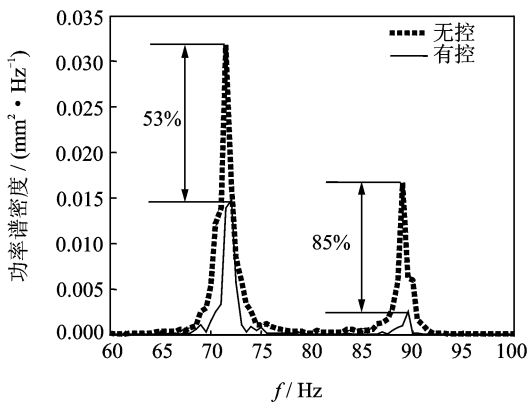


图 8 有、无控制时的垂尾模型梢部后缘点位移响应 PSD 对比(60~100 Hz)

看到,引入压电控制以后,随机激励下垂尾模型的抖振主模态响应中一弯模态响应 PSD 峰值被降低了 94%,二弯和一扭模态响应 PSD 峰值分别被降低了 53%和 85%,这些主要低阶模态的随机响应构成了垂尾模型的抖振响应主要部分,它们被降低就意味着垂尾模型的抖振响应被降低了。换言之,垂尾模型的抖振响应得到了有效控制。

从实验结果可以看到,基于抖振主模态控制思路设计的压电控制系统对垂尾的第二阶弯曲模态响应也有一定控制效果。这是由于设置于垂尾模型根部的压电作动器采用模态应变最大原则对其粘贴位置进行优化,而对本模型的各阶弯曲模态而言其根部均是模态应变的高值区域,因此设置于此处的压电作动器对各阶弯曲模态响应均有一定控制效果。

### 3 结 论

- 1) 针对垂尾抖振响应控制提出了抖振响应主模态控制方法,并用有限带宽的随机激励模拟抖振载荷,对该方法的可行性和有效性进行了地面模型实验验证。实验结果表明,采用该方法设计的压电主动控制系统可以有效控制随机激励下垂尾结构的抖振响应。
- 2) 实验结果表明,压电作动器 APA 可作为控制执行元件应用于垂尾抖振响应主动控制系统中,辅以适当的控制方法可以得到令人满意的抖振响应控制效果。

### 参 考 文 献

- [1] Hauch R M, Jacobs J H, Dima C, et al. Reduction of vertical tail buffet response using active control[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(3): 617-622.
- [2] Moses R W. Vertical tail buffeting alleviation using piezoelectric actuators-some results of the actively controlled response of buffet-affected tails [C]// Proceeding of SPIE's 4 th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. San Diego: SPIE, 1997:1-12.
- [3] Andrew R, Aghil Y K, Fred A, et al. Optimized grouping of piezoelectric actuators on a flexible fin[C] // Proceedings of SPIE, Vol5762 Smart Structures and Materials 2005; Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. Bellingham: WA, 2005:123-131.
- [4] 吕志咏,张明禄,高杰. 双立尾/三角翼布局的立尾抖振研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(1): 13-16. Lü Zhiyong, Zhang Minglu, Gao Jie. Study on vertical tail buffeting of configuration with twin vertical tails/delta wing[J]. Journal of Experiment Fluid Mechanics, 2006, 20(1): 13-16. (in Chinese)
- [5] 李劲杰,杨青,杨永年. 边条翼布局双垂尾抖振的数值模拟[J]. 空气动力学报, 2007, 25(2): 205-210. Li Jingjie, Yang Qing, Yang Yongnian. The numeri-

- cal investigation of twin-vertical tail buffet of strake-wing configuration [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(2): 205-210. (in Chinese)
- [6] 徐志伟, 黄雪峰, 沈星. 基于 PT 和 MFC 的飞机垂直垂尾振动主动控制[J]. *南京航空航天大学学报*, 2008, 40(3): 313-318.  
Xu Zhiwei, Huang Xuefeng, Shen Xing. Active vibration control of perpendicular empennage based on piezoelectric transformer and macro fiber composites[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2008, 40(3): 313-318. (in Chinese)
- [7] 侯志伟, 陈仁文, 徐志伟, 等. 压电纤维复合材料在结构减振中的应用[J]. *振动、测试与诊断*, 2010, 30(1): 51-55.  
Hou Zhiwei, Chen Renwen, Xu Zhiwei, et al. Application of macro fiber composite to structural vibration suppression[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2010, 30(1): 51-55. (in Chinese)
- [8] 杨智春, 王巍. 一种新型压电作动器及在结构振动主动控制中的应用[J]. *机械强度*, 2008, 30(5): 735-738.  
Yang Zhichun, Wang Wei. Development and application of a new piezoelectric actuator for structural vibration control [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2008, 30(5): 735-738. (in Chinese)



**第一作者简介:**王巍,男,1981年10月生,博士、讲师。主要研究方向为压电智能结构及其振动主动控制。曾发表《两种新型压电作动器在振动控制中的应用》(《压电声光》2010年第32卷第1期)等论文。

E-mail: wuwang@nwpu.edu.cn

