

全复合材料翼面振动主动控制技术研究

雷鸣, 李阳, 寇宝智

(中国飞行试验研究院飞机所, 西安 710089)

摘要: **目的** 减小复合材料结构振动响应。**方法** 以全复合材料翼面为研究对象, 结合该翼面结构有限元模型, 建立带有压电作动器的结构动力学仿真模型。利用 PID (Proportional, Integral and Differential) 控制理论设计主动控制律, 基于 Simulink 仿真平台设计控制律程序, 通过控制律变参分析得出 PID 控制各参数的设计规律, 基于仿真模型进行主动控制仿真试验。以仿真试验结果为基础, 在复合材料翼面上进行振动主动控制地面试验。**结果** 有效地控制了复合材料翼面振动响应, 振动响应减小了 79.74%, 验证了模型和控制律设计的有效性。**结论** 以压电作动器作为控制作动器, 通过 PID 控制理论设计控制律, 能够有效控制全复合材料翼面振动, 使振动减小。

关键词: 全复合材料翼面; 振动主动控制; PID 控制; 变参分析; 地面试验

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.09.006

中图分类号: V216.21

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)09-0026-06

Active Vibration Control of Full Composite Wing

LEI Ming, LI Yang, KOU Bao-zhi

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

ABSTRACT: Objective To reduce vibration response of composite structure. **Methods** With the composite wing as the object of study, a structure dynamic simulation model with piezoelectric actuator was established in combination with the finite element model of the wing structure. Active control law was designed with the PID (Proportional, Integral and Differential) control theory. The control law program was developed based on the Simulink simulation software. The design rules of each parameter for PID control were obtained by analysis of variable parameters for control laws. The simulation experiment of vibration active control was conducted based on simulation model. Based on the result of the simulation experiment, ground test of vibration active control was conducted for full composite wing. **Results** The control laws were demonstrated to be effective in controlling vibration. The vibration response was reduced by 79.74%. The model and control laws were effective. **Conclusion** With the piezoelectric actuator as the control actuator, the control laws designed based on the PID control theory could effectively control vibration of composite wing and reduce the vibration.

KEY WORDS: full composite wing; vibration active control; PID control; variable parameter analysis; ground test

相较于传统的金属材料, 复合材料具有比强度高、比刚度高、耐腐蚀、可设计性等诸多优点, 在飞机结构设计中得到了广泛的应用。机翼作为飞机提供升力的重要部件, 也越来越多地应用到了复合材料上, 飞机的平尾和垂尾也大量应用了复合材料。另一方面随

着飞机性能的不不断提高, 飞机的振动问题越来越突出。在某些高性能双垂尾战斗机上, 如美国的 F-14、F-15、F-16、F-18 和 F-22 等^[1-4], 常常发生一些典型的振动问题。国内型号试飞过程, 多次出现严重的飞机振动问题。

收稿日期: 2018-06-25; 修订日期: 2018-07-25

作者简介: 雷鸣 (1987—), 男, 硕士研究生, 工程师, 主要研究方向为飞行结构动力学。

为了解决复合材料翼面结构可能出现的振动问题,文中进行了全复合材料翼面振动主动控制技术研究。振动主动控制是根据传感器检测到的结构振动,应用一定的控制策略,经过实时计算,驱动作动器对结构或系统施加一定的力或力矩,以控制结构或系统的振动。美国已经将振动主动控制技术应用在一些柔性空间结构和直升机机身上, B-1B、F-15、F-16 和 F-18 飞机上已经使用了振动主动控制技术^[5-6]。

为了应对飞机复合材料结构出现的某些振动问题,文中将使用 MFC(Macro Fiber Composites, MFC)压电作动器作为控制作动器,针对全复合材料翼面结构展开结构振动主动控制技术研究。通过结构建模、控制律设计、仿真实验以及地面试验,为解决飞机的振动控制问题寻找高效的办法。

1 全复合材料翼面仿真建模

被控对象为带后掠角的全复合材料翼面, 1/4 弦线的后掠角为 45°, 翼型选用 NACA65004 翼型。该翼面采用全复合材料结构设计, 即翼梁、翼肋和蒙皮均采用全复合材料制造。翼面模型结构主要包括蒙皮、梁缘条、梁腹板、(泡沫)填充物、配重杆、配重, 翼面的主要承力部件为翼梁, 翼梁设计为复合材料盒式梁。

选择压电复合材料粗纤维复合材料 MFC 为控制作动器。压电作动器应布置在相应模态的应变能最大处^[1,7-8]。压电作动器安装位置和加速度测量点如图 1 所示。

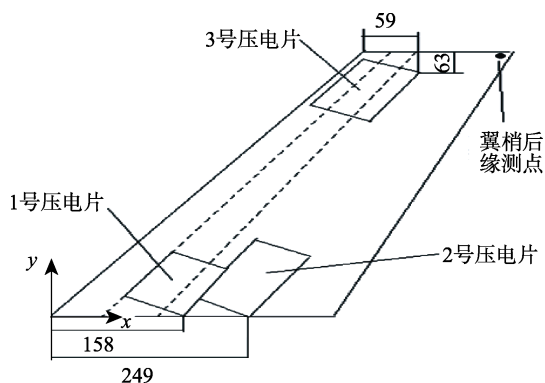


图 1 压电作动器安装位置和测点

建立压电作动器激励仿真模型。设带有压电作动器的复合材料结构翼面有阻尼振动微分方程为^[9]:

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = kT_r v \quad (1)$$

式中: m 、 c 、 k 分别为翼面结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; y 代表翼面各自由度的位移; Ritz 矩阵 T_r 为加入单位电压时压电作动器使得翼面结构产生的变量。将上述振动方程经过一系列转变得到状态空间方程^[10]。

首先利用有限元分析软件计算两组压电作动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。结构试验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, 引入如下坐标变换公式:

$$y = [\Phi \quad T_r] \begin{Bmatrix} x \\ x_r \end{Bmatrix} \quad (2)$$

其中 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。给等式两边同时乘以矩阵 $[\Phi \quad T_r]$ 的转置可得:

$$\begin{aligned} & [\Phi \quad T_r]^T m [\Phi \quad T_r] \begin{Bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{x}_r \end{Bmatrix} + \\ & [\Phi \quad T_r]^T (\alpha m + \beta k) [\Phi \quad T_r] \begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_r \end{Bmatrix} + \\ & [\Phi \quad T_r]^T k [\Phi \quad T_r] \begin{Bmatrix} x \\ x_r \end{Bmatrix} = [\Phi \quad T_r]^T k T_r v \end{aligned} \quad (3)$$

将式 (3) 表示为:

$$M \begin{Bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{x}_r \end{Bmatrix} + C \begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_r \end{Bmatrix} + K \begin{Bmatrix} x \\ x_r \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi^T \\ T_r^T \end{bmatrix} k T_r v \quad (4)$$

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, 导致上述方程为刚性方程, 为克服这个问题, 再将坐标进行转换。令 $[x \quad x_r]^T = W[z \quad z_r]^T$, 式中 W 为“质量矩阵” M 的右奇异值矩阵, 将其带入式 (4) 可得, 并给等式两边同时左乘以“质量矩阵” M 的左奇异值矩阵 U 的转置。

$$\begin{aligned} & U^T M W \begin{Bmatrix} \ddot{z} \\ \ddot{z}_r \end{Bmatrix} + U^T C W \begin{Bmatrix} \dot{z} \\ \dot{z}_r \end{Bmatrix} + U^T K W \begin{Bmatrix} z \\ z_r \end{Bmatrix} = \\ & U^T \begin{bmatrix} \Phi^T \\ T_r^T \end{bmatrix} k T_r v \end{aligned} \quad (5)$$

则上述方程可简化为:

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} s & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{z} \\ \ddot{z}_r \end{Bmatrix} + \alpha \begin{bmatrix} s & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z} \\ \dot{z}_r \end{Bmatrix} + \beta \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z \\ z_r \end{Bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z \\ z_r \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \end{bmatrix} v \end{aligned} \quad (6)$$

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

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -s^{-1}(k_{11} - k_{12}k_{22}^{-1}k_{12}^T) & -s^{-1}(\alpha I + \beta k_{11} - \beta k_{12}k_{22}^{-1}k_{12}^T) \end{bmatrix} q + \begin{bmatrix} 0 \\ s^{-1}(t_1 - k_{12}k_{22}^{-1}t_2) \end{bmatrix} u \quad (7)$$

即 $\dot{q} = Aq + Bu$ 。则机翼有限元模型节点位移为:

$$\begin{aligned} & y = [\Phi \quad T_r] \begin{Bmatrix} x \\ x_r \end{Bmatrix} = [\Phi \quad T_r] W \begin{bmatrix} I & 0 \\ -k_{22}^{-1}k_{12}^T & -\beta k_{22}^{-1}k_{12}^T \end{bmatrix} q + \\ & [\Phi \quad T_r] W \begin{Bmatrix} 0 \\ -k_{22}^{-1}t_2 \end{Bmatrix} u = Cq + Du \end{aligned} \quad (8)$$

表 1 参数 P 变化对控制效果的影响			
序号	参数 P	翼梢后缘振动/($\times 10^{-4}$ m)	减小百分比/%
1	2.0	3.80	21.32
2	4.0	2.59	46.43
3	6.0	1.88	61.11
4	8.0	1.49	69.82

不同 P 值下翼面梢部后缘测点振动位移时间历程如图 4 所示。分析仿真结果发现,随着 P 值的增加振动幅值减小,但不能无限增加 P 值。一方面,随着 P 值的增加,控制律输出会越来越大,当达到门限值时,控制效果提高不会很明显;另一方面, P 值的增加也意味着控制能量的增加。

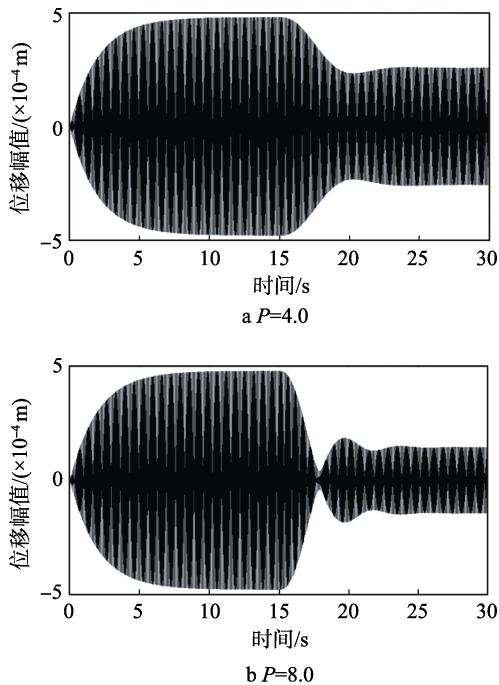


图 4 不同 P 值下翼面梢部后缘测点的位移时间历程

随着 I 值的变化,翼梢后缘测点振动位移响应幅值见表 2。不同 I 值下,翼面梢部后缘测点的振动位移时间历程如图 5 所示。积分控制是对输出误差进行积分,将得到的信号反馈到输入,是为了消除输出误差的静差。文中直接采用振动响应位移作为反馈信号,没有将该信号与设定值相减,该信号不属于误差信号,不会出现静差。由表 2 和图 5 可以看出,随着参数 I 的增加,振动响应越来越大。

表 2 参数 I 变化对控制效果的影响			
序号	参数 I	翼梢后缘振动/($\times 10^{-4}$ m)	减小百分比/%
1	1	4.85	-0.32
2	30	5.35	-10.78
3	60	6.00	-21.15
4	100	7.14	-47.81

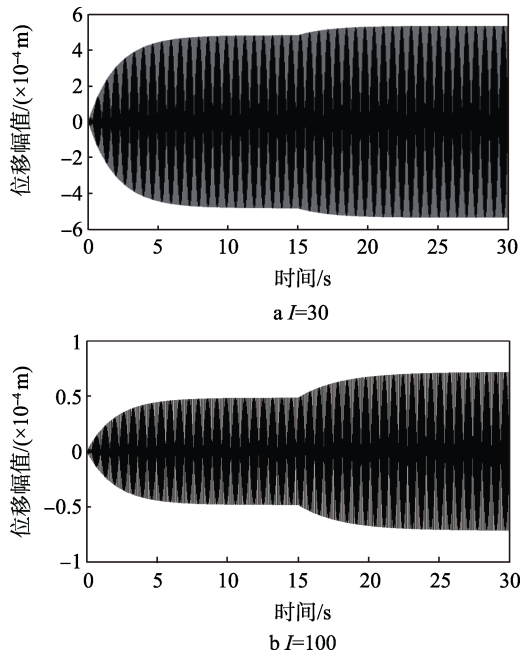


图 5 不同 I 值下翼面梢部后缘测点的位移时间历程

随着 D 值的变化,翼梢后缘测点振动位移响应幅值见表 3。不同 D 值下翼面梢部后缘振动位移时间历程如图 6 所示。微分控制器单独作用时,随着参数 D 的增大,振动控制效果越来越明显,振动幅值越来越

表 3 参数 D 变化对控制效果的影响			
序号	参数 D	翼梢后缘振动/($\times 10^{-4}$ m)	减小百分比/%
1	0.001	4.61	4.59
2	0.01	3.25	32.46
3	0.02	2.47	48.9
4	0.03	2.83	41.52

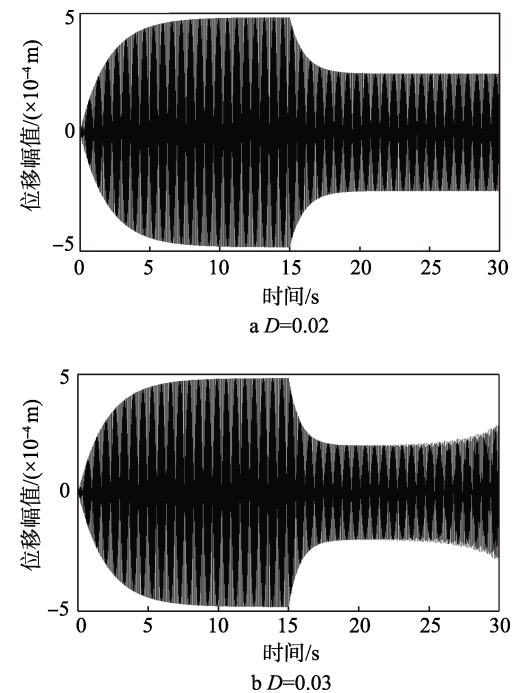


图 6 不同 D 值下翼面梢部后缘测点的位移时间历程

越小,当 D 值增大到一定程度时会导致发散。根据以上对PID参数的分析,发现参数 P 和参数 D 的增加都会使振动减小,而参数 I 的增加使振动增加。

使用PID方法进行振动主动控制时,当控制律参数 P 和 D 越大,控制律输出越大,振动幅值减小越快,并且稳定值越小。当参数 I 越大,响应幅值增大,因此最终将 I 值设为0。控制参数不能无限增大,一方面参数的增大意味着需要的控制能量增大,系统负担增大;另一方面参数设置过大可能导致发散。因此文中通过选取参数 P 和参数 D 使控制效果达到最佳。同时设置 P 参数和 D 参数时,翼梢后缘的控制效果时间历程如图7所示。

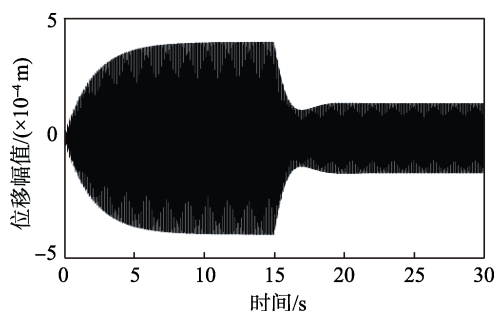


图7 同时设置 P 参数和 D 参数时翼梢后缘的控制效果时间历程

3 振动主动控制地面试验

3.1 地面试验简介

结构振动主动控制地面试验系统基本原理:在不同激励条件下,由试验者通过控制盒设置面板选择控制律方法和激励信号发送至控制计算机,按照控制规律生成相应的控制信号,在有效的安全监控下输入至压电放大器测试端口,放大后的电压送入压电作动器,据此实现对结构的激励,实现复合材料翼面振动主动控制。翼面结构振动主动控制系统工作过程如图11所示。为振动主动控制地面试验如图12所示。在翼尖布置两个振动传感器,一个用于振动主动控制反馈计算,另一个进行响应测量。试验过程中,首先用激励器对翼面翼尖进行激励,之后通过控制盒启动振动主动控制系统,进行控制。

3.2 试验结果

根据仿真试验所设计的PID控制律参数,开展全复合材料机翼的振动主动控制地面试验。翼梢后缘的控制效果时间历程如图10所示,振动响应减小79.74%。

3.3 问题分析

地面试验与仿真试验不同之处在于地面试验中存在时间延迟,会对结果造成一定的影响。某一组地面试验和仿真试验的激励信号和加速度响应信号如图11所示。

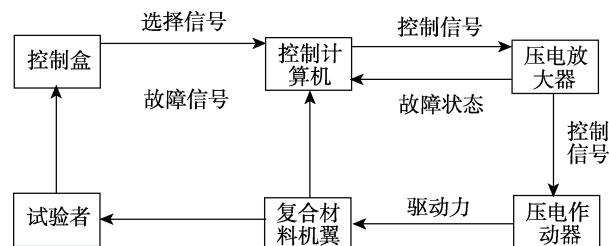


图8 飞机结构振动主动控制系统工作过程

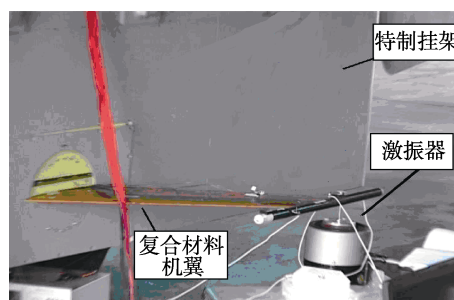


图9 地面试验

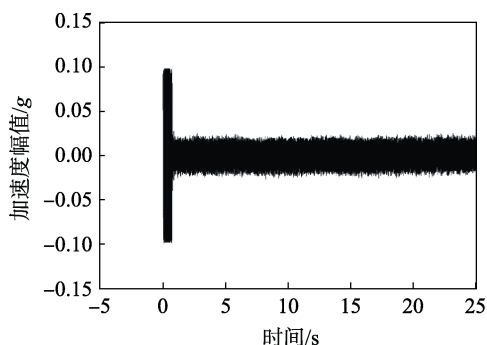
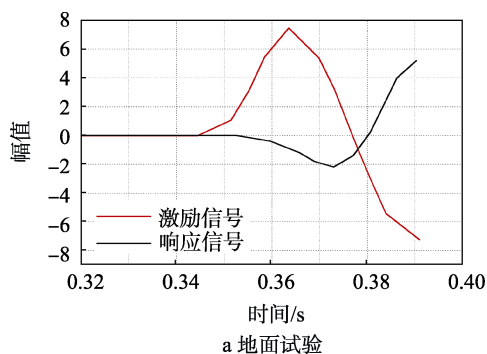
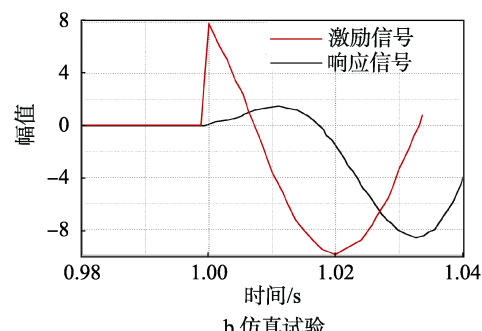


图10 翼梢后缘的控制效果时间历程



a 地面试验



b 仿真试验

图11 地面试验与仿真试验的激励信号和加速度响应信号

从图 11a 可以明显看到激励信号在 0.35 s 前已经加入, 而翼梢后缘测点 2 直到 0.35 s 以后才有响应, 明显可以看出系统中存在时间延迟。而仿真中就不存在这样的情况。从图 11b 可以明显看出, 激励时间和响应时间基本是同一时刻开始变化。不同的延迟时间会对控制造成不同的影响, 有可能会使控制效果变差, 反而使控制下的振动增加。

4 结语

文中以全复合材料翼面为研究对象, 通过仿真试验和地面试验研究了以压电材料为控制作动器的振动主动控制技术。地面试验中复合材料翼面振动减小 79.74%。从仿真实验到地面试验验证了模型建立和控制设计的有效性, 设计的控制系统使得振动减小。

在振动主动控制研究过程中, 首先进行了仿真试验, 对控制律各项参数设置进行了研究, 这样避免了直接进行地面试验的盲目性。从仿真试验中优选出较好的控制参数再进行地面试验, 保证了结果的有效性。

参考文献:

- [1] JOSEPH S. Browning, F-16 Ventral Fin Buffet Alleviation Using Piezoelectric Actuators[C]// 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. California: Palm Springs, 2009.
- [2] APPA K, AUSMAN J, KHOT N S, et al. Buffet Load Alleviation Using a Smart Actuation System[C]// 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Seattle, WA, [s.n.], 2001.
- [3] HANAGUD S. F-15 Tail Buffet Alleviation a Smart Structure Approach[D]. London: Georgia Institute of Technology, 1999.
- [4] LAZARUS K B, SAARMAA E, AGNES G S. An Active Smart Material System for Buffet Load Alleviation[J]. Proceedings of SPIE, 1995, 2447(1): 179-192.
- [5] JAY K B, Dale M P, EDWARD V W. An Advanced Buffet Load Alleviation System[C]// 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Seattle, WA, [s.n.], 2001.
- [6] ULKER F D, NALBANTOGLU V, CHEN YONG, et al. Active Vibration Control of a Smart Fin[C]// 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. California: Palm Springs, 2009.
- [7] STEPHEN C G, THOMAS G R, DOUGLAS A, et al. Next Generation Active Buffet Suppression System[C]// AIAA Paper. 2013.
- [8] GOLDMAN A, PIPERIAS P, RIDER C D. Dynamic Tests on an F/A-18 Stabilator[R]. United States: Aeronautical Research Laboratory, Aircraft Structures Technical Memorandum 535, 1990.
- [9] PARK J S, KIM J H. Material Properties of Single Crystal Macro Fiber Composite Actuators for Active Twist Rotor Blades[J]. Smart Materials & Structures, 2005, 14(4): 745.
- [10] 张景绘, 李宁, 李新民, 等. 一体化振动控制[M]. 第一版. 北京: 科学出版社, 2005.
- [11] 杨全洁. 驱动器用于盒段结构振动主动控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.