

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2020.02.02

风洞模型加速度负反馈振动主动控制方法研究

温正权, 周孟德, 姚壮, 唐琳琳, 王琴琴, 刘巍

(大连理工大学, 辽宁 大连 116024)

摘要: 针对尾撑式风洞模型强方向性振动问题, 基于异位配置加速度负反馈控制器对风洞模型振动主动控制方法进行研究。首先, 通过模态分析得到系统低阶模态振动的强方向性并基于系统特性设计了具有结构耦合性的内嵌压电陶瓷作动器的风洞模型振动主动控制系统。然后, 基于异位配置 NAF 控制器分别设计了针对第二阶模态和前两阶模态的单模态 NAF 控制算法和双模态 NAF 控制算法。最后, 进行了实验验证, 结果表明: 双模态 NAF 控制算法控制效果较好, 前两阶模态阻尼比分别提高近 13 倍和近 40 倍, 镇定时间分别缩短近 11 s 和近 26 s。

关键词: 模态分析; 振动主动控制; 异位配置; 加速度负反馈控制; 锤击实验

中图分类号: TB93; TB535; TP273 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5795(2020)02-0007-07

Active Vibration Control of Wind Tunnel Model Based on Negative Acceleration Feedback Control Algorithm

WEN Zhengquan, ZHOU Mengde, YAO Zhuang, TANG Linlin, WANG Qinqin, LIU Wei

(Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: In order to suppress the very directional vibration of a Wind Tunnel Model sting system, the active vibration control method was proposed based on non-collocated configuration negative acceleration feedback (NAF) control algorithm. The very directional character of the lower-order modes was obtained by modal analysis, and the active Wind Tunnel Model vibration control system with structural coupling embedded piezoelectric ceramic stack actuators was proposed. Based on the non-collocated configuration NAF control algorithm, the single-modal NAF control algorithm for the second-order mode and the dual-modal NAF control algorithm for the first two-order modes were proposed. The impact test shows that the dual-modal NAF control algorithm is more effective than the single-modal NAF control algorithm. Through the dual-modal NAF control algorithm, the damping ratio of the first two-order modes increases by nearly 13 times and 40 times respectively, and the setting time shortens by nearly 11s and 26s respectively.

Key words: modal analysis; active vibration control; non-collocated configuration; negative acceleration feedback control; impact test

0 引言

利用尾撑式风洞模型进行风洞试验时, 由于系统的低阻尼特性, 在宽频变气动载荷干扰下容易激发风洞飞行器缩比模型的多阶模态振动。该类大幅振动导致风洞试验数据不稳定, 不仅影响数据质量和测试精度, 限制测试包线范围, 甚至会导致测力天平过载, 严重影响风洞试验的可靠性和安全性^[1-2]。因此, 风洞模型振动控制技术的研究具有重要的意义和应用价值。

主动振动控制方法具有适应性强、响应速度快、抑振效果好的特点, 相关研究机构针对风洞模型振动问题在主动振动控制系统结构设计和振动主动控制算法等方面进行了研究。ViGYAN Inc. 的 S. Balakrishna 等人和 NASA Langley Research Center 的 W. A. Kilgore 等人以叠堆式压电陶瓷作为阻尼器, 针对探路者一号

模型设计了阻尼器前置减振系统并提高俯仰和偏航主振动模态的对数衰减率近 4 倍, 针对两种运载火箭缩比模型设计了阻尼器后置减振系统并减小俯仰和偏航方向振动幅值 60% 左右^[3]; ERAS GmbH 的 H. Fehren 等人和 ETW 的 G. Hefer 等人将碳纤维套筒安装在压电陶瓷外部, 设计了一种前置减振器使得马赫数为 0.77、雷诺数为 22×10^6 工况下降低俯仰方向振动幅值近 70%^[4]。国外研究主要使用测力天平采集俯仰、偏航向力信号, 经信号处理得到动载荷信号作为反馈信号以实现振动主动控制^[1,3], 天平可测振动方向及可测振动位置的灵活性较差, 使得控制算法的设计未能充分考虑到各系统特性, 另外随模型变化每次接入控制系统的天平也随之变化, 增加了算法设计和调试难度, 振动控制效果有限。

国内研究机构对该问题的研究虽然起步较晚, 但近些年也取得了一些研究成果。南京航空航天大学的

陈卫东等人基于俯仰方向放置的加速度计设计了一种安装于模型内部空腔的电磁作动减振系统,通过地面实验仅针对支杆系统俯仰方向一阶模态振动进行了研究^[5];沈星等人在支杆尾部下方安装了一对控制俯仰方向振动的压电陶瓷作动器,目前仅针对俯仰方向前两阶模态利用 LQR 控制算法进行了振动控制^[6]。

在加速度负反馈控制器应用研究方面,袁明等人基于加速度负反馈控制器针对铝制柔性板结构利用压电片进行了振动控制研究^[7],Ezdiani Talib 等人将该控制器应用于两层建筑式框架结构利用线性伺服电机实现了振动主动控制^[8]。目前,加速度负反馈控制器仅限于同位配置振动控制的研究。

本文为实现尾撑式风洞模型振动控制设计了加速度负反馈(Negative Acceleration Feedback, 简称 NAF)振动主动控制算法。针对尾撑式风洞模型系统,利用 ANSYS 软件进行计算模态分析并通过地面实验进行试验模态分析。在异位配置 NAF 控制器基础上结合内嵌压电陶瓷作动器的风洞模型振动主动控制系统设计了分别针对第二阶模态和前二阶模态的单模态 NAF 控制算法和双模态 NAF 控制算法。利用锤击实验验证算法的有效性并对比了单模态 NAF 控制算法和双模态 NAF 控制算法的实验结果。

1 风洞模型系统及其振动主动控制原理

如图 1 所示,尾撑式风洞模型系统主要由风洞模型、测力天平、尾撑式支杆及弯刀组成。尾撑式风洞模型系统通过弯刀固支于风洞中,使风洞模型处于风洞界面中心。

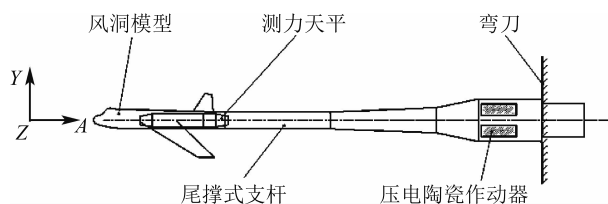


图 1 尾撑式风洞模型系统示意图

该结构可视作悬臂结构细长支杆,因此考虑抑振器后置结构^[3]。叠堆式压电陶瓷作动器体积小、输出能力高、响应速度快、频响宽^[9],基于输出功率、工作频率等特性并结合支杆结构空间,将压电陶瓷作动器内嵌于支杆尾部作为抑振器。

风洞模型振动主动控制系统原理如图 2 所示,通过振动传感器测量得到由宽频变气动荷载激励的风洞

模型振动信号,将该信号输入控制器并通过振动主动控制算法计算得到控制信号,控制信号经功率放大器放大后驱动抑振器轴向(即 A 方向)伸长,抑振器输出 A 方向的力对支杆固支端产生反向弯矩作用以抵抗固支端因飞行器模型受风载而导致的弯矩,达到抑制系统振动的目的。

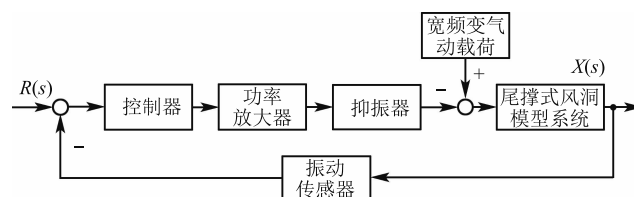


图 2 风洞模型振动主动控制系统原理图

2 系统模态分析

2.1 系统计算模态分析

尾撑式风洞模型系统是一个多自由度振动系统,该系统的动力学方程的矩阵形式为

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

式中: $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{C}$ 和 $\mathbf{K}$ 分别为质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; $\mathbf{X}$ 为物理坐标系下的位移向量; $\mathbf{F}$ 为力向量。

物理坐标系下耦合的动力学方程通过特征值求解得到模态振型矩阵 ϕ , 由振型矩阵得到模态转换方程, 将物理坐标系下动力学方程转换到模态空间下动力学方程。

$$\phi^T \mathbf{M} \phi \ddot{\mathbf{q}} + \phi^T \mathbf{C} \phi \dot{\mathbf{q}} + \phi^T \mathbf{K} \phi \mathbf{q} = \phi^T \mathbf{F} \quad (2)$$

式中: ϕ 为模态振型矩阵; $\mathbf{q}$ 为模态坐标列向量。

根据模态空间理论, 每阶模态与其他阶模态都线性独立, 总响应是参与系统响应的所有模态的线性组合^[10-11]。模态振型矩阵 ϕ 不为时间函数, 因此满足

$$\begin{cases} \mathbf{X} = \phi \mathbf{q} = \phi_1 q_1 + \phi_2 q_2 + \cdots + \phi_k q_k + \cdots \\ \dot{\mathbf{X}} = \dot{\phi} \mathbf{q} = \dot{\phi}_1 q_1 + \dot{\phi}_2 q_2 + \cdots + \dot{\phi}_k q_k + \cdots \\ \ddot{\mathbf{X}} = \ddot{\phi} \mathbf{q} = \ddot{\phi}_1 q_1 + \ddot{\phi}_2 q_2 + \cdots + \ddot{\phi}_k q_k + \cdots \end{cases} \quad (3)$$

式中: q_k 为第 k 阶模态坐标向量。

模态阶数越低、响应越大, 越容易对实际结构产生危害^[10-11], 低阶振动模态是引起结构大幅剧烈振动的主要原因, 因此关心结构低阶振动模态以减小控制成本并简化控制结构复杂性。利用 ANSYS 有限元软件对系统结构进行计算模态分析, 结果如图 3 所示。

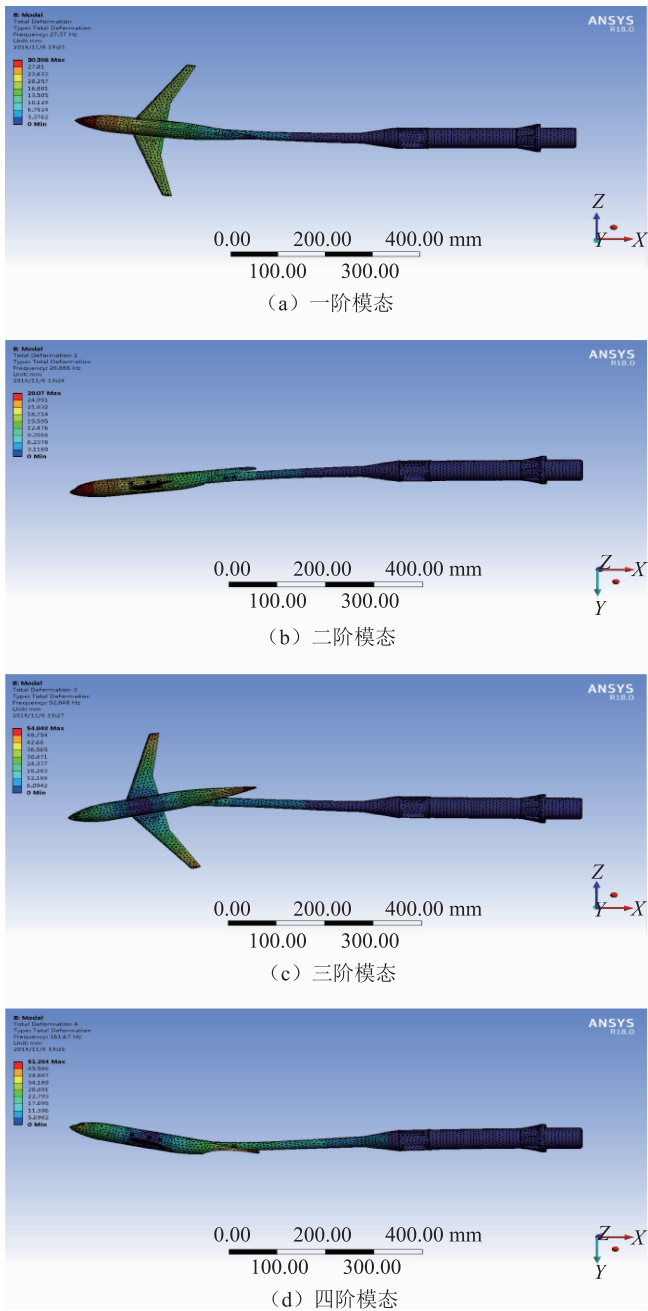


图3 尾撑式风洞模型系统结构计算模态分析结果

该系统低阶模态具有强方向性，第一、三阶模态为 Z 向振动，第二、四阶模态为 Y 向振动，因此系统偏航方向固有振动模态不容忽视^[12]。如图4所示的抑振器($P_1 \sim P_4$)正方形布局可提高系统 Y, Z 向抗弯系数^[3]。该布局方案下抑振器可控振动方向为 Y_p, Z_p 向，根据固有模态一般正交性， Y_p, Z_p 向振动是所有振动模态在该方向上的叠加，即抑振器具有结构耦合性。因此采用正方形布局使单个抑振器可对多阶模态振动产生作用。

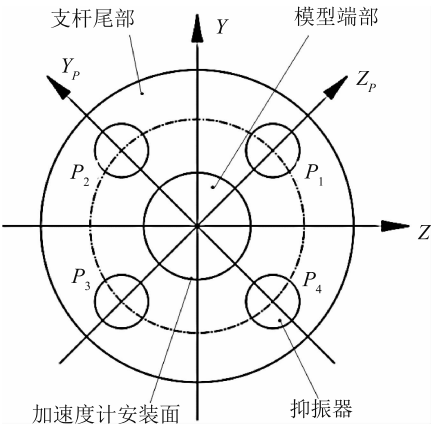


图4 抑振器布局图

2.2 系统试验模态分析

根据计算模态分析结果，尾撑式风洞模型系统可近似为一个悬臂杆结构，该结构自由端即飞行器模型端部振型值显著且不是模态节点，可作为模态参考点。由于该结构低阶模态具有强方向性且主要振动方向为 Y, Z 向，选用两个单轴加速度计分别安装在飞行器模型端部 Y, Z 向外表面，通过锤击法对该结构进行模态识别测量。实测结果如表1所示，系统第一、二阶固有频率接近，第三、四阶固有频率接近。系统试验模态分析结果与仿真分析结果的振动自由度方向相一致、固有频率趋势也大致相同，一定程度验证了仿真结果的有效性。由于计算模态分析和试验模态分析中所采用的边界条件、零件配合等方面存在一定的差别，且高阶的模态受外界干扰因素的影响较大，导致所分析的第四阶模态频率仿真结果与试验结果存在较大的误差。

表1 计算模态分析与试验模态分析结果对比

模态	仿真结果/Hz	实测结果/Hz	自由度
一阶模态	27.37	25.35	偏航
二阶模态	28.89	25.46	俯仰
三阶模态	92.85	95.31	偏航
四阶模态	161.67	113.19	俯仰

3 控制器设计

3.1 加速度负反馈控制器原理

加速度计频响范围宽、线性度好、信噪比高，可直接准确获取因动载荷导致的振动信号且不干扰测力天平数据采集，选用安装灵活并可连长导线使用的ICP

型单轴加速度计作为振动主动控制系统的振动传感器。

加速度传感器测量得到的加速度信号不经过数值积分、去直流偏置等信号处理过程,直接利用该信号作为振动控制系统输入信号的控制算法称为加速度负反馈振动主动控制算法(简称 NAF 控制器)^[7-8]。NAF 控制器可避免加速度信号积分、高频噪声等信噪比影响因素对控制系统鲁棒性造成干扰。基于单自由度振动系统的 NAF 控制器原理图如图 5 所示。

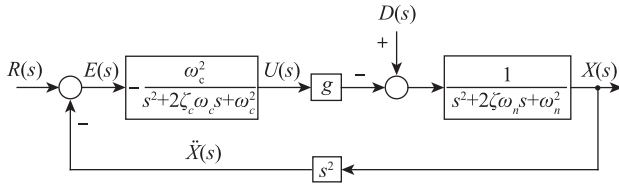


图 5 加速度负反馈控制器原理图

假设受控单自由度振动系统结构运动方程为

$$m \ddot{x} + c \dot{x} + kx = f_d + f_a \quad (4)$$

式中: m 、 c 和 k 分别为系统质量、阻尼和刚度系数; x 为物理坐标系下位移; f_d 为外界激励力; f_a 为抑振器输出力, $f_a = -mgu$; g 为控制器增益; u 为控制信号。

NAF 控制器方程可写作

$$\ddot{u} + 2\zeta_c \omega_c \dot{u} + \omega_c^2 u = \omega_c^2 \ddot{x} \quad (5)$$

式中: ζ_c 为控制器阻尼比; ω_c 为控制器固有频率。

根据式(5), NAF 控制器传递函数为

$$G_{\text{NAF}}(s) = \frac{\omega_c^2}{s^2 + 2\zeta_c \omega_c s + \omega_c^2} \quad (6)$$

根据图 5, 整个系统传递函数为

$$\frac{X}{R} = \frac{-g G_c(s) G(s)}{1 - g G_c(s) G(s) H(s)} \quad (7)$$

式中: $G_c(s) = -\frac{\omega_c^2}{s^2 + 2\zeta_c \omega_c s + \omega_c^2}$, $G(s) =$

$\frac{1}{s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2}$, $H(s) = s^2$; ζ 为结构阻尼比; ω_n 为结构固有频率。根据 Routh-Hurwitz 判据, 当 $g > 0$ 时系统稳定。

控制系统为离散控制系统, 由于特定频域有重要动态特性且为避免频率混叠, 采用双线性变换将式(6)的连续系统离散化, 可得到

$$G_{\text{NAF}}(z) = \frac{\frac{\lambda^2}{4 + 4\zeta_c \lambda + \lambda^2} (1 + 2z^{-1} + z^{-2})}{1 + \frac{2\lambda^2 - 8}{4 + 4\zeta_c \lambda + \lambda^2} z^{-1} + \frac{4 - 4\zeta_c \lambda + \lambda^2}{4 + 4\zeta_c \lambda + \lambda^2} z^{-2}} \quad (8)$$

式中: $\lambda = \omega_c T$, T 为采样时间。

为保证系统的可观性和可控性, 传感器和抑振器无法避免异位配置即控制系统为非最小相位系统。而 NAF 控制器适用于同位配置, 需补偿由于异位配置等因素导致的控制系统的输入时滞。可利用状态预估法对该时滞量进行补偿, 假设 $(t - \tau)$ 时刻系统状态量为

$$\ddot{x}(t - \tau) = \ddot{x}(t) e^{-\tau s} \quad (9)$$

式中: $\ddot{x}(t)$ 为加速度状态量; τ 为时滞量。

将 $\ddot{x}(t - \tau) e^{\tau s}$ 按泰勒级数展开并忽略高阶项可用

来估计 t 时刻的系统状态 $\ddot{x}(t)$ 为

$$\ddot{x}(t) = \ddot{x}(t - \tau) + \tau \dot{\ddot{x}}(t - \tau) + \dots \quad (10)$$

3.2 单模态加速度负反馈控制算法

NAF 控制器针对单一模态振动控制^[7], 将基于 NAF 控制器并只针对风洞试验主振动模态即系统第二阶振动模态的控制算法称为单模态 NAF 控制算法。该算法采用安装于风洞模型端部 Y 向负半轴加速度计采集的加速度信号作为控制系统反馈信号, Z 向加速度计只作为观测器。为使 Y 向输出弯矩最大, 将抑振器沿 Z 轴分成两组, 即 P_1 和 P_2 为 A 组、 P_3 和 P_4 为 B 组。

其原理如图 6 所示, 利用带通滤波器对低频衰减严重、高频非线性严重的 Y 向加速度信号进行信号处理得到具有时滞量为 τ 的物理坐标系下第二阶模态时域信号 $\ddot{x}_2(t - \tau)$, 将经状态预估时滞补偿器补偿后的信号输入 NAF 控制器得到控制信号 $u(t)$ 。方向判断器和限幅器配合保证给抑振器输出的控制电压 $V(t)$ 为正。当外部激励对系统产生 $+Z$ 向弯矩时, 系统由于阻尼作用趋于平衡位置即经加速度计采得信号为负, 应给 B 组抑振器输出正向电压使其伸长产生抵抗弯矩。

3.3 双模态加速度负反馈控制算法

尾撑式风洞模型振动主动控制系统内在模态解耦, 抑振器布局形式使得外在输入控制耦合。考虑抑振器可控振动方向为 Y_p , Z_p 向, 通过在风洞模型端部 Y_p , Z_p 向负半轴分别安装一个单轴加速度计直接测量抑振器向振动信号。由于系统极点全局特性, 抑振器向前两阶振动模态接近, 叠加后的信号可近似认为特定单一模态, 满足 NAF 控制器适用条件。

将基于 NAF 控制器并针对风洞模型前两阶振动模态的控制算法称为双模态 NAF 控制算法。通过两个单轴加速度计测量并经数字信号处理得到前两阶模态在 Z_p , Y_p 向叠加后的无时滞时域信号, 各通过一个 NAF 控制器计算得到控制信号分别用于控制 P_1 , P_3 和 P_2 , P_4 。

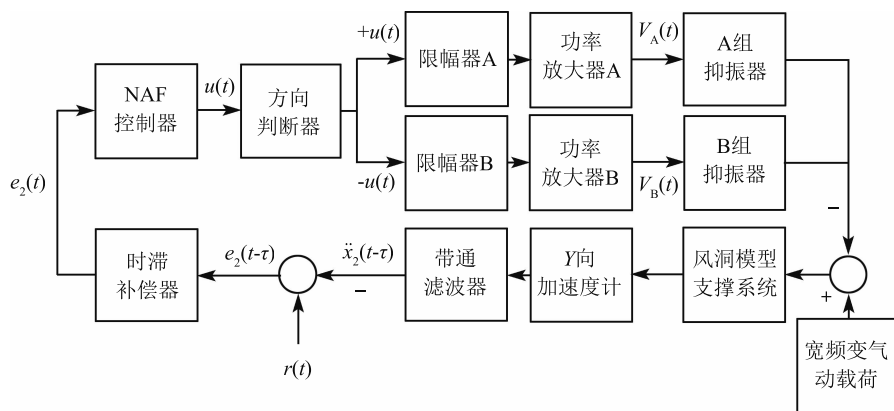


图6 单模态加速度负反馈控制算法原理图

各压电陶瓷的控制电压为

$$\begin{cases} V_1(t) = Kf(+u_{Z_p}(t)) \\ V_2(t) = Kf(+u_{Y_p}(t)) \\ V_3(t) = Kf(-u_{Z_p}(t)) \\ V_4(t) = Kf(-u_{Y_p}(t)) \end{cases} \quad (11)$$

式中： $V_i(t)$ 为各压电陶瓷控制电压； $u_{Y_p}(t), u_{Z_p}(t)$ 为 Y_p, Z_p 向控制信号； K 为功率放大器电压放大倍数；

$$f(x) \text{ 为限幅器, } f(x) = \begin{cases} x_{\max} & x > x_{\max} \\ x & 0 < x \leq x_{\max} \\ 0 & x \leq 0 \end{cases}, Kx_{\max} \text{ 为}$$

最高工作电压。

4 实验验证

4.1 实验装置及系统

搭建如图7所示的风洞模型振动主动控制系统实验平台。风洞试验条件下宽频变气动载荷激发系统多阶振动模态，地面实验中可通过宽带激励方式即锤击实验激发系统多阶模态振动。通过锤击系统主要振动方向即 Y, Z 向，从时、频域比较单模态 NAF 控制、双模态 NAF 控制的振动抑制效果。

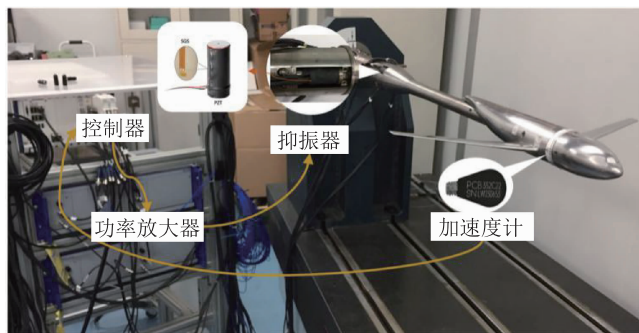
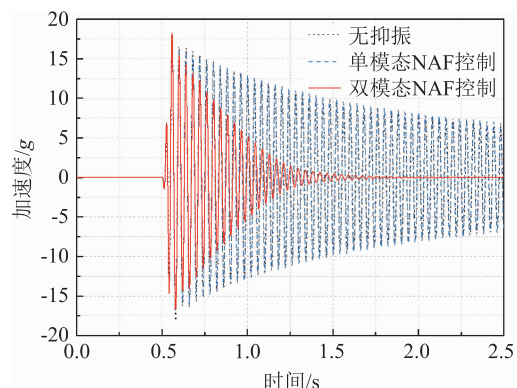


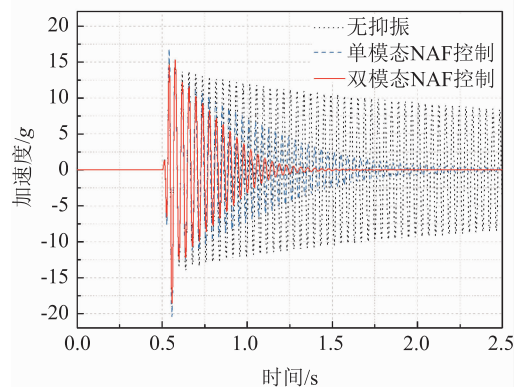
图7 风洞模型振动主动控制系统实验平台

4.2 实验结果分析

锤击偏航(+Z)方向主要激起第一阶振动模态，锤击俯仰(-Y)方向主要激起第二阶振动模态，因此针对主要激励模态对各次锤击实验结果进行分析。锤击实验的时域、频域响应结果分别如图8、图9所示，将实验结果的镇定时间和阻尼比汇总如表2所示。



(a) 第一阶模态(+Z锤击)



(b) 第二阶模态(-Y锤击)

图8 锤击实验时域响应结果

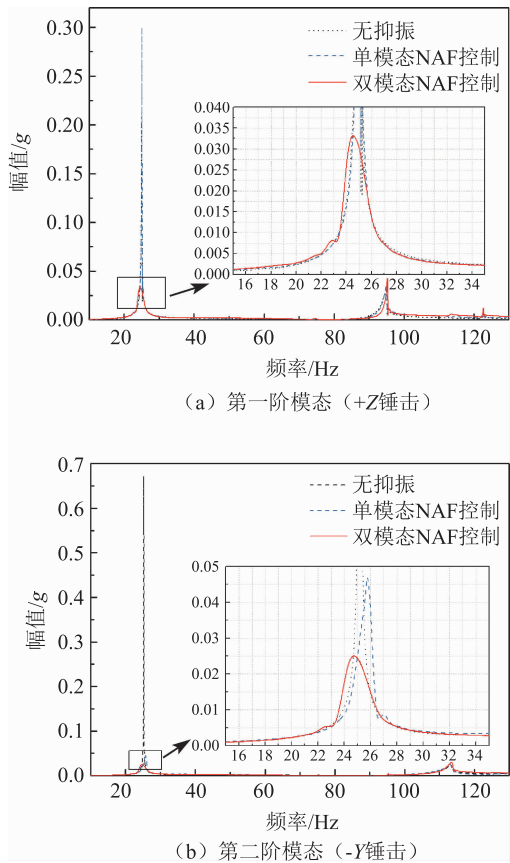


图9 锤击实验频域响应结果

单模态 NAF 控制有效控制系统第二阶模态振动, 将第二阶模态阻尼比提高 16.1 倍, 镇定时间缩短 24.68 s, 证明了 NAF 控制器有效性。双模态 NAF 控制有效抑制系统前两阶模态振动, 单模态 NAF 控制对第一阶模态振动控制失效。针对第二阶振动模态, 双模态 NAF 控制效果优于单模态 NAF 控制。从整体控制效果看, 双模态 NAF 控制效果较好, 将前两阶模态阻尼比分别提高至 0.0307, 0.0350, 镇定时间分别缩短至 0.76, 0.82 s。

表2 锤击实验结果

实验状态	第一阶模态 (+Z 锤击)		第二阶模态 (-Y 锤击)	
	镇定 时间/s	阻尼比	镇定 时间/s	阻尼比
无抑振	11.59	0.0024	26.66	0.0009
单模态 NAF 控制	12.90	0.0023	1.98	0.0145
双模态 NAF 控制	0.76	0.0307	0.82	0.0350

5 结论

针对尾撑式风洞模型低阶模态强方向性振动问题, 在异位配置 NAF 控制器基础上结合所设计的内嵌压电陶瓷作动器的风洞模型振动主动控制系统和模态分析结果, 分别设计了针对第二阶模态和前二阶模态的单模态 NAF 控制算法和双模态 NAF 控制算法。锤击实验表明, 双模态 NAF 控制下第二阶模态镇定时间相比单模态 NAF 控制缩短 1.16 s, 阻尼比提高 2.4 倍以上; 双模态 NAF 控制缩短第一阶模态镇定时间近 11 s, 提高阻尼比近 13 倍。本文研究内容对风洞模型的振动控制技术的发展具有一定参考意义。

参考文献

[1] Balakrishna S, Butler D, Acheson M, et al. Design and performance of an active sting damper for the NASA common research model[C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011.

[2] Boyet G. ESWIRP: European Strategic Wind tunnels Improved Research Potential program overview[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2018, 9(2): 249-268.

[3] Balakrishna S, Butler D, White E, et al. Active damping of sting vibrations in transonic wind tunnel testing[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2008.

[4] Fehren H, Gnauert U, Wimmel R, et al. Validation testing with the active damping system in the European transonic wind-tunnel [C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2001.

[5] SHAO Minqiang, CHEN Weidong. Active vibration control in a cantilever-like structure; a time delay compensation approach [J]. Journal of Vibration and Control, 2013, 19(5): 674-685.

[6] ZHANG Lei, DAI Yuke, SHEN Xing, et al. Research on an active pitching damper for transonic wind tunnel tests[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 94: 105364.

[7] YUAN Ming, QIU Jinhao, JI Hongli, et al. Active control of sound transmission using a hybrid/blind decentralized control approach[J]. Journal of Vibration and Control, 2015, 21(13): 2661-2684.

[8] Talib E, Shin J H, Kwak M K. Designing multi-input multi-output modal-space negative acceleration feedback control for vibration suppression of structures using active mass dampers[J]. Journal of Sound and Vibration, 2019, 439: 77-98.

[9] Jalili N. Piezoelectric-based vibration control: from macro to micro/nano scale systems[M]. Boston, MA: Springer Science & Business Media, 2009.

- [10] Avitabile P. Modal testing: a practitioner's guide[M]. John Wiley & Sons, 2017.
- [11] 長松昭男, 萩原一郎, 吉村卓也, 等. 音・振動のモード解析と制御[J]. 1996.
- [12] ZHOU Mengde, LIU Wei, TANG Linlin, et al. Multidimensional Vibration Suppression Method with Piezoelectric Control for Wind Tunnel Models [J]. Sensors, 2019, 19(18): 3998.

收稿日期: 2020-03-04

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFA0703304); 国家自然科学基金(51621064); 辽宁省“兴辽英才”计划项目青年拔尖人才(XLYC1807086)

作者简介



温正权(1994-), 男, 浙江温州人, 硕士研究生, 主要从事振动与动力学、振动主动控制等方面的研究。



刘巍(1979-), 男, 内蒙古赤峰人, 博士, 教授、博导, 国家自然科学基金优秀青年基金获得者, 入选教育部“长江学者奖励计划”青年学者项目、辽宁省“百千万人才工程”千人层次、大连市杰出青年科技人才、大连市青年科技之星, 获大连市青年科技奖。研究方向为复杂环境下几何量与物理量精密测控技术。主持和参与项目 20 余项, 发表 SCI 论文 55 篇, 授权第一发明人专利 44 项。获国家技术发明二等奖 1 项、辽宁省科技进步二等奖 1 项、大连市科技进步一等奖 1 项。

NPL 为欧洲航天局(ESA)的卫星推出微振动测试装置

卫星在太空中会经历振动, 这会降低图像的分辨率和远距离测量的准确性。振动可能是由常见的元件或程序引起的, 如旋转反作用轮、太阳能阵列驱动器和旋转式制冷机。欧洲航天局(ESA)需要能够测试和校正这些抖动和振动, 以提高对地球观测的准确性。英国国家物理实验室(NPL)为 ESA 开发了一种微振动平台, 可以测量量子系统或小型卫星产生的振动, 其准确度达到前所未有的程度。它的直径约为 0.7 m, 非常灵敏, 能产生很小的控制力和扭矩, 以六个自由度(6DoF)振动卫星仪器和组件。组件和子系统可以安装在平台上, 并在卫星组装和发射到太空之前进行测试。微振动平台由下隔离平台和上测平台两层结构组成。隔振平台是主动控制的, 使用高灵敏度的地震检波器来检测进入系统的地面振动。可通过控制执行器消除来自脚步声甚至来自北海附近的海浪等振动源的影响, 确保顶部配套的测量平台能有一个安静的测量环境。这套系统被安装在一个帐篷里, 以限制气流引起的扰动, 也可以在真空中使用。该仪器将用于测量和校正内部振动, 并在可控振动范围内测试卫星部件, 以确保它们能在卫星环境中正常工作, 而不影响其他敏感系统。

(摘自 计量测控)