

风洞模型支撑系统振动主动控制试验研究*

ACTIVE VIBRATION CONTROL EXPERIMENTAL INVESTIGATION
ON WIND TUNNEL MODEL SUPPORT SYSTEM

麻越垠** 陈万华 王元兴 聂旭涛

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

MA YueYin CHEN WanHua WANG YuanXing NIE XuTao

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

摘要 风洞试验中,在非定常气动载荷激励下,模型支撑系统会出现振动,较大量级的振动会制约试验安全和测量精度。为解决风洞试验中模型支撑系统的振动问题,在模型支撑系统支杆尾部安装压电智能结构,配合 PID 和神经网络算法,实现对模型支撑系统振动的主动控制。为验证上述结构的振动主动控制效果,在某风洞中,使用 LMS Test. Lab 动态信号采集分析系统对安装压电智能结构的模型支撑系统开展模态试验和风洞试验研究。试验结果表明:(1)风洞试验中,模型支撑系统振动以一阶和二阶振动为主,随着风速增大,二阶加速度与一阶加速度振幅比增加;(2)PID 算法可以实现试验各工况的振动控制,但控制效果不稳定;具有自适应性的神经网络算法在控制中不收敛,振动出现发散。(3)以振动加速度有效值为考察依据,对于一阶振型,PID 算法减振幅度约为 92.94%,神经网络算法减振幅度约为 83.89%;对于二阶振型,PID 算法减振幅度约为 68.65%,神经网络算法不收敛,振动出现发散。

关键词 模型支撑系统 振动主动控制 模态试验 风洞试验

中图分类号 V211

Abstract Air unsteady flow in wind tunnel test usually results in vibration of model support system, and large vibration can influence the accuracy and reliability of wind tunnel test. To solve the vibration problem, piezoelectric structure with control program is applied to model support system to achieve active vibration control. To verify the damping effect of the structure above, LMS Test. Lab is used in mode test and wind tunnel test on model support system with piezoelectric structure. The test results show: (1) the first mode and the second mode take great parts of the vibration, and the amplitude ratio of the second mode to the first mode increases along with wind speed rising; (2) PID arithmetic can achieve active vibration control on kinds of work condition in test, but the control effect in not unsteady. Neural networks arithmetic causes the vibration expanding because of its non-convergence. (3) Take vibration acceleration RMS as criterion, the damping amplitude of PID arithmetic and neural networks arithmetic are 92.94% and 83.89% for the first mode, and the damping amplitude of PID arithmetic is 68.65% for the second mode, Neural networks arithmetic will not converge for the second mode as the vibration amplitude is magnified.

Key words Model support system; Active vibration control; Mode test; Wind tunnel test

Corresponding author: MA YueYin, E-mail: xiaoma_myy@163.com, Tel: +86-816-2464894

The project supported by the Fund of State Key Laboratory of Aerodynamics (No. SKLA2009A0103).

Manuscript received 20131224, in revised form 20140316

引言

风洞模型支撑系统是风洞试验能否获得可靠数据的基础所在,因此其必须具有良好的力学特性。模型支撑系统在风洞试验中常会出现振动问题,有时是较大量级的振动,严重制约了试验安全和测量精度。针对模型支撑系统的振动,1968年,NASA Langley 研究中心的 William B. Igoe 和 Francis J. Capone 通过在模型内部安装被动式调谐阻尼装置削弱尾撑系统的振

动,取得了一定成效^[1]。1979年,荷兰 DNW-LLF 风洞的研究人员在模型支撑装置研制阶段采取了液压阻尼抑振措施,后期还在支杆上施加了弹性隔振措施,系统抑振能力较好。1998年,NASA Langley 研究中心的 Robert W. Moses 开始了压电主动减振及控制技术的研究,他将压电作动器布置在 F/A-18 的缩比模型的垂尾上,在跨声速风洞中测试了功率谱密度,结果表明:在一定的飞行状态下,利用压电作动器可以使根部应变均方根减小 50%^[2]。2008年,美国空军技术院的

* 20131224 收到初稿,20140316 收到修改稿。空气动力学国家重点实验室基金 (SKLA2009A0103) 资助

**麻越垠,男,1987年12月生,安徽阜阳人,汉族,硕士研究生,研究方向为气动设备结构设计及振动测试。

Robert A. Canfield 等人提出利用压电片作动器缓解气流脉动,研究中将压电作动器分布在应变能最大处且与应变向量方向一致,通过合适的控制算法施加电压,从而实现减振的目的^[3]。欧洲跨声速风洞(简称 ETW)和德国 ERAS 公司的工作人员于 1994 年开始进行模型主动阻尼系统研制,在 1997 年完成概念设计和地面验证试验,2000 年完成风洞调试试验,最终将其命名为主动抑振系统 AVS^[4]。2004 年,ETW 在 AVS 基础上开发了一套新的抑振系统 NAVS^[5],重点解决模型支撑系统支杆的俯仰模态振动问题。2006 年,梁鉴等人研制了一套被动抑振装置,应用于多个型号试验^[6],有效地抑制了振动,提高了试验数据的精准度。随着智能材料的发展,通过在模型支撑系统局部安装智能材料结构(如压电组件),利用压电效应,达到降低模型振动的目的,目前已成为欧美等发达国家科研工作者的重点,并取得了一定的研究成果。本文借助于 LMS Test. Lab 测试系统,对基于压电组件的模型支撑系统的振动特性进行了试验研究。验证主动控制技术在模型支撑系统抑振的可行性,为主动控制技术在模型支撑系统的工程化奠定基础。

1 试验设备及方案

模型支撑系统如图 1 所示,由支座、弯刀、支杆、天平和滑轨组成,支座固定在风洞试验段中,天平安装在支杆顶端,深入到飞机模型腔内,且与模型固联,弯刀沿着滑轨运动,可以实现攻角的改变,压电组件安装在支杆与安装座连接处。试验时,天平信号作为控制信号,控制系统的反馈信号激发压电组件,实现支杆振动的主动控制。

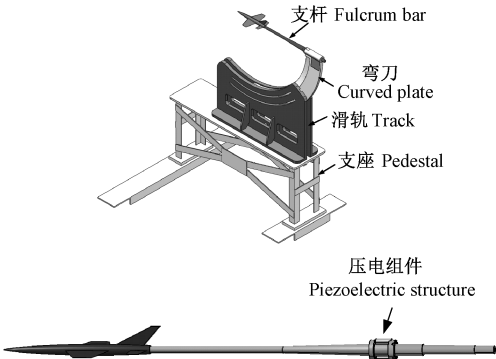


图 1 模型支撑系统与压电安装位置
Fig. 1 Model support system and the fixing position of piezoelectric structure

本次试验对象是基于压电智能结构的模型支撑系统。在压电组件两端施加电压使其产生相应的机械变形,在模型支撑系统中合理布置压电组件,配合相应的控制算法,可以实现对模型支撑系统振动的主动控制,

试验采用的压电组件为哈尔滨芯明天科技有限公司的压电陶瓷,根据气动载荷值进行合适的选型。

LMS Test. Lab 动态信号采集分析系统如图 2 所示,主要有采集仪和软件包两部分组成,能实现多通道并行动态数据采集和分析,软件包有基于 PloyMAX 的模态试验包和随机响应试验包等,能够满足本次试验需求。

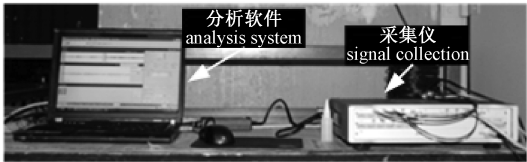


图 2 LMS Test. Lab 动态信号采集分析系统
Fig. 2 LMS Test. Lab dynamic signal collection and analysis system

1.1 模态试验

模态试验是用试验手段确定系统模态参数的过程,为振动分析的基础。准确测试系统的模态参数,对接下来振动控制工作的开展有重要意义。

本次试验的模型支撑系统支杆尺寸不大,在其上布置较多传感器会影响系统的模态特性。基于 Maxwell-Betti 互易原理,采用少量传感器,多次锤击的方式可以避免上述问题。本次试验装置如图 3 所示,在支杆上布置 3 个加速度传感器,模态试验时,在支杆上选择 8 处进行锤击,每处多次锤击减少误差,力求每次锤击力度一致,方向正确,避免双击。

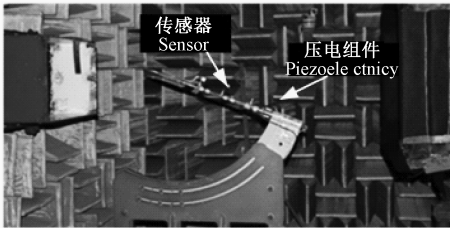


图 3 试验装置
Fig. 3 Test equipment

1.2 风洞试验

试验装置研制的最终目标是应用于风洞试验,改善风洞试验过程中模型支撑系统的振动情况,因此,必须在真实风洞环境中检验试验装置的研制效果。

把试验装置固定在某研究型风洞开口试验段里,如图 3 所示,在风洞环境中开展试验研究,加速度传感器布置和模态试验相同,分别改变风速、攻角和控制算法,测量响应点的加速度,研究各变量对主动控制系统减振效果的影响。

本次试验目的为验证该技术方案在风洞吹风试验中是否可行,以及在试验中可能出现的问题,为在生产型风洞应用该技术做准备。出于安全性考虑,试验风

速分别为 15 m/s、20 m/s、25 m/s 和 30 m/s;试验攻角分别为 0°、5°、10°、15°和 20°;控制算法分别为经典 PID 算法和神经网络算法。经典 PID 算法控制参数需要预先设置,在试验过程中不能改变,因此适用于一次试验针对一个工况的风洞试验;神经网络算法可以根据给定的初始值,自动求解最佳控制参数,在试验过程中,可以连续改变攻角和风速,算法具有一定的自适应性。

2 模态试验数据分析

模态试验数据分析步骤为:(1)采用 PloyMAX 方法绘制稳态图,提取模态参数;(2)模态拟合,检查拟合频响函数(Frequency response function,简称 FRF)和测试 FRF 的相关性;(3)模态验证,计算拟合振型和测试振型的相关性。

使用稳态图提取系统模态特征参数,模态试验稳态图如图 4 所示,图中 *o* 表示极点极不稳定,*f* 表示极点的频率在公差范围内稳定,*d* 表示极点的阻尼和频率在公差范围内稳定,*v* 极点向量在公差范围内稳定,*s* 表示极点的频率、阻尼和向量在公差范围内均稳定。选择极点时,尽量选择一系列稳定的 *s* 标识,说明该处分析得到的频率值比较稳定。试验测得一阶频率为 26.4 Hz,阻尼比范围为 0.3%~0.9%;二阶频率为 75.8 Hz,阻尼比为 0.1%~1%。前两阶模态振型如图 5 所示,一阶振型为头部上翘,二阶振型为中部上拱。

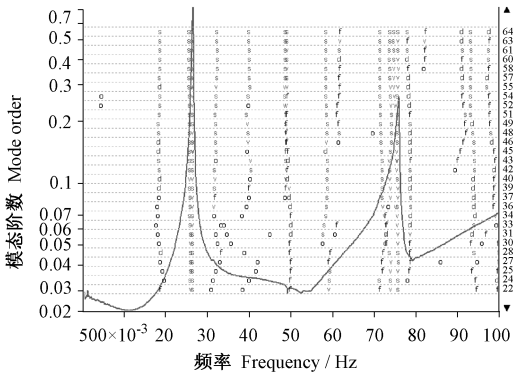


图 4 模态特征参数提取稳态图

Fig. 4 Steady plot of mode characteristic parameters

对模态特征参数提取结果进行拟合分析,分析各对激励点-响应点的试验 FRF 和拟合 FRF 的相关性 Correlation,模态拟合公式为

$$C = \frac{|\sum_i S_i \times M_i^*|^2}{(\sum_i S_i \times S_i^*)(\sum_i M_i \times M_i^*)}$$

式中, S_i 为拟合 FRF 在谱线 i 处的复值, M_i 为测量 FRF 在谱线 i 处的复值, $*$ 表示共轭。

以 2 号测点为例,其对应的 1~8 号通道的拟合相

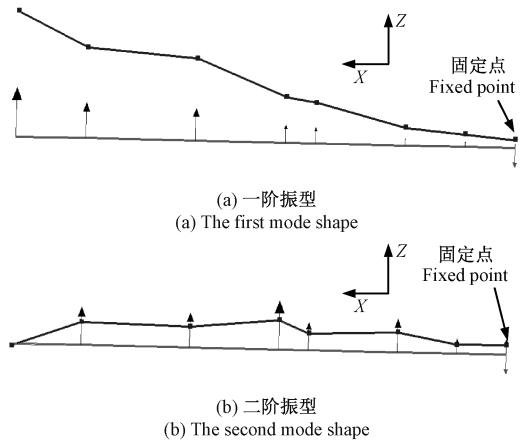


图 5 前二阶模态振型

Fig. 5 First and the second mode shape

关性分别为 0.911 5、0.852 6、0.966 6、0.889 0、0.894 0、0.876 4、0.768 6 和 0.862 4,可以看出,除测点 7 略低以外,其余测点相关性均较好,说明模态分析结果较准确,由于篇幅限制,仅列出测点 2-通道 1 的拟合曲线,如图 6 所示,实线为测试得到的 FRF,虚线为模态拟合得到的 FRF。

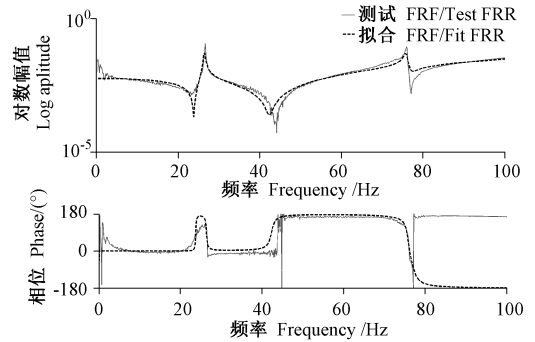


图 6 模态拟合曲线

Fig. 6 Mode synthesis curves

对测得的模态参数进行模态验证,计算各频率之间的相关性,使用模态置信判据 M_{AC} 来表示模态的可信程度,计算公式为

$$M_{AC} = \frac{(\Psi_r^T \Psi_s)^2}{(\Psi_r^T \Psi_r)(\Psi_s^T \Psi_s)}$$

式中, Ψ_r 和 Ψ_s 为第 r 阶和第 s 阶模态振型向量。若 $r = s$, 则 M_{AC} 应当接近 1;若 $r \neq s$, 则 M_{AC} 应当接近 0。计算结果显示,一阶振型和二阶振型的 M_{AC} 仅为 0.13,说明模态分析结果可信度高。

3 风洞试验数据分析

为便于试验数据分析,对试验工况进行编号,试验编号与工况对应见表 1,试验攻角 0°,风速 15 m/s、20 m/s、25 m/s 和 30 m/s,试验编号为 1、2、3 和 4。攻角增加至 5°,不同风速编号为 5、6、7 和 8;依次类推至其

他工况。

表 1 试验编号与工况对应表

Tab.1 Test number to work conditions				
风速 Wind speed/(m/s)	15	20	25	30
攻角 Attack angle/(°)				
0	1	2	3	4
5	5	6	7	8
10	9	10	11	12
15	13	14	15	16
20	17	18	19	20

3.1 时域分析

以振动最为剧烈的点为分析位置,对测试数据进行时域统计分析,以加速度有效值 RMS 为依据,分析采用 PID 算法和神经网络算法的振动控制效果。有效值 RMS 计算公式^[7]如下

$$R = \sqrt{\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x^2(t) dt}$$

图 7 为原始信号和 PID 算法振动控制后加速度有效值对比曲线,横坐标为试验编号,纵坐标为加速度有效值大小。由图 7 可以看出,PID 振动控制后,振动加速度有效值明显减小。振动加速度有效值减小幅度见表 2,试验编号 1,5,9 和 13,即风速为 15 m/s 时,减振幅度均大于 40%,说明风速小,振动控制效果好。随着攻角和风速的增加,减振效果相差较大,说明控制算法不稳定,需要改进。

表 2 不同算法振动主动控制加速度 RMS 减小幅度
Tab.2 Acceleration RMS damping amplitude of different arithmetic in active vibration control

编号 Number	PID	神经网络 NN	编号 Number	PID	神经网络 NN
1	67.1%	28.2%	11	41.9%	-127.0%
2	24.1%	-300.4%	12	35.7%	-20.6%
3	42.1%	25.9%	13	43.1%	-487.3%
4	29.8%	4.2%	14	37.4%	-893.5%
5	56.3%	-1 289.4%	15	26.7%	16.5%
6	36.5%	-1 730.7%	16	25.2%	-2.4%
7	18.4%	-110.8%	17	25.7%	-224.8%
8	36.3%	-12.8%	18	26.5%	-87.3%
9	41.6%	-3 194.2%	19	41.3%	-97.7%
10	34.2%	-2 191.1%	20	39.1%	6.6%

图 8 为原始信号和神经网络算法振动控制后加速度有效值对比曲线,坐标轴意义与图 7 相同。可以看出,绝大多数工况下,神经网络控制后加速度有效值反而增大,说明算法没有收敛,出现发散。表 2 为振动加速度有效值减小幅值,负值表示算法不收敛,振动被放大。可以看出试验编号 2,5,6,9,10,13,14 和 17,即大多数风速为 15m/s 和 20m/s 的工况,振动发散较为显著,可知神经网络算法不收敛情况与试验风速有关。

3.2 频域分析

对模型支撑系统原始振动信号进行频域分析,图

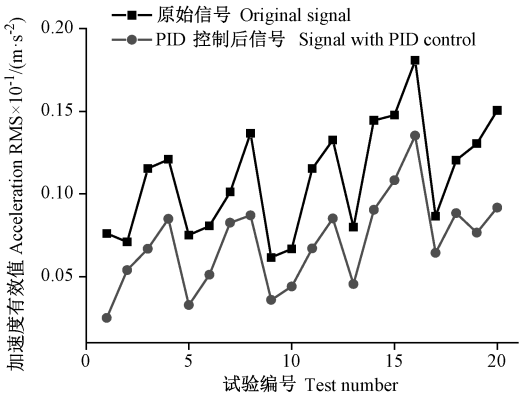


图 7 PID 振动主动控制效果
Fig.7 Effect of PID active vibration control

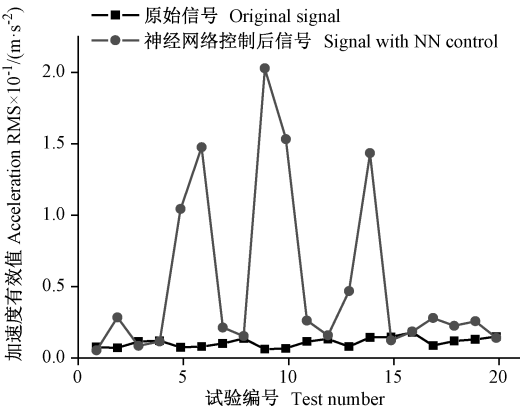


图 8 神经网络算法振动控制效果
Fig.8 Effect of NN active vibration control

9 为分析曲线,横轴为试验编号,纵轴为前两阶固有频率对应的振动加速度振幅。二阶振动加速度幅值约为一阶幅值的 31.69%,说明一阶模态对系统振动影响较大,在振动控制时,优先考虑控制一阶。

不同算法振动主动控制对一阶、二阶振动的影响如图 10 和图 11 所示,横轴为试验编号,纵轴为对应的一阶振动加速度振幅。由图 10 可以看出两种算法对一阶振动均有抑制效果,使用 PID 算法控制后,振动加

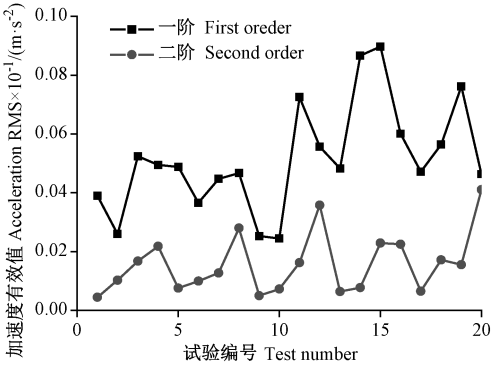


图 9 风洞试验振动信号一阶和二阶曲线
Fig.9 First and second order curves of vibration signal in wind tunnel test

速度振幅约为原振幅的 7.06%,振幅抑制达 92.94%;使用神经网络控制后,振动加速度振幅约为原振幅的 17.11%。由图 11 可以看出,PID 算法对二阶振动仍有抑制效果,振动控制后加速度振幅约为原振幅的 31.35%。神经网络算法对二阶振动抑制效果不明显,在某些工况下,甚至出现放大振幅的现象。

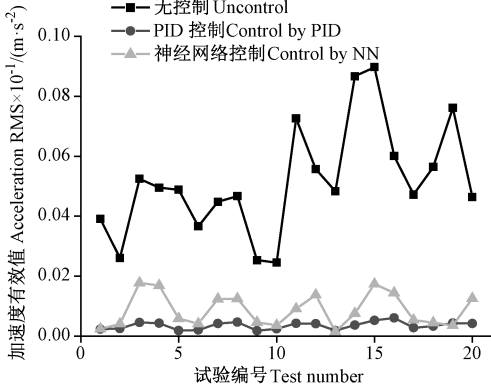


图 10 不同算法振动主动控制对一阶振动的影响
Fig. 10 Influence of different arithmetic on first order vibration in active vibration control

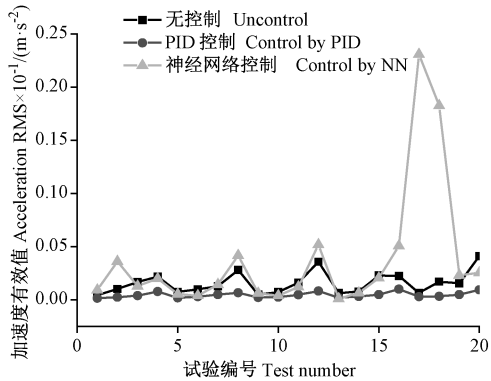


图 11 不同算法振动主动控制对二阶振动的影响
Fig. 11 Influence of different arithmetic on second order vibration in active vibration control

4 结论

使用研究型风洞对模型支撑系统开展试验研究,通过在模型支撑系统局部安装压电组件,配合相应的控制算法,可以实现对系统的振动主动控制,控制效果与风洞试验工况、控制算法和系统模态有关。对试验数据进行分析,得到以下结论:

1) 风洞试验中,模型支撑系统振动以一阶、二阶振动为主,一阶振型为支杆头部上翘,二阶振型为支杆中部上拱。本次试验中,风速 15 m/s 时,二阶振动加速度振幅均不超过一阶振幅的 15%。随着风速增大至 30 m/s,二阶加速度与一阶加速度振幅比值增加,但不超过 40%。

2) 风洞试验数据时域分析可知,采用 PID 算法可以实现试验各工况的振动控制,但控制效果不稳定;采用具有自适应的神经网络算法在控制中出现不收敛,振动出现发散,在风速 15 m/s 和 20 m/s 发散较为显著。

3) 本次试验中,使用 PID 算法控制后,一阶、二阶振动加速度振幅约为原振幅的 7.06% 和 31.35%,振动控制效果较为明显。

4) 本次试验中,使用神经网络算法控制后,一阶振动加速度振幅约为原振幅的 17.11%;二阶振动抑制效果不明显,在某些工况下,出现放大振幅的现象。

参考文献 (References)

[1] William B. Igoe, Francis J. Capone. Reduction of Wind Tunnel Model Vibration by Means of a Tuned Damped Vibration Absorber Installed in a Model[R]. NASA TM-X-1606, 1968.

[2] Robert W. Moses. Active vertical tail buffeting alleviation on an F/A-18 model in a wind tunnel[C]. NASA Conference Publication, NASA, 1999: 821-830.

[3] H. Fehren, U. Gnauert, R. Wimmel, et al. Validation Testing with the Active Damping System in the European Transonic Wind Tunnel [R]. AIAA Paper, 2001, 01-0610.

[4] George Sotsch. The New Anti-Vibration System[J]. ETW NEWS, 2004, (12): 6-7.

[5] Robert A. Canfield, Shawn D. Morgenstern, Donald L. Kunz. Alleviation of buffet-induced vibration using piezoelectric actuators [J]. Computers and Structures, 2008, 86(3-5): 281-291.

[6] 梁 鉴,张卫国,王勋年. 4 米×3 米风洞无人机模型振动抑制系统研制[J]. 实验流体力学,2007,21(4): 65-70.

LIANG jian, ZHANG WeiGuo, WANG XunNian. Development for restraining oscillation device of the UAV model in the 4m×3m wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(4): 65-70 (In Chinese).

[7] 胡志强,法庆衍,洪宝林,等. 随机振动试验应用技术[M]. 北京:中国计量出版社,2003: 32-33.

HU ZhiQiang, FA QingYan, HONG BaoLin, et al. Random vibration test applied technology [M]. Beijing: China Measure Press, 2003: 32-33 (In Chinese).