

采用分布式压电驱动器升力面的颤振主动抑制¹⁾

陈伟民* 管德** 李敏† 诸德超**

*(北京大学力学与工程科学系, 北京 100871)

** (北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 北京 100083)

† (中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘要 对采用分布式压电驱动器升力面的颤振主动抑制进行了理论与试验研究. 应用 LQG 最优控制法设计了主动控制律, 在控制律降阶时提出了平衡实现与 LK 法结合使用的新途径, 在对不定常气动力进行有理函数拟合时对 LS 法进行了改进. 试验中利用激光测速仪非接触测量模型的速度响应并在地面共振试验中用压电驱动器激振模型. 颤振风洞试验结果表明, 理论计算合理并与试验结果吻合良好.

关键词 颤振, 主动控制, 压电, 驱动器, 风洞实验

引 言

压电驱动器具有可以在翼面上灵活分布、时间滞后小、通频带宽的优点, 被广泛应用于航空航天结构的主动控制中. 在颤振抑制研究方面, 理论研究较多, 但试验很少. 从目前已查阅文献看, 文献 [1] 对一个由俯仰和滚转弹簧片约束的全动翼面 (该翼面被简化为刚性矩形板), 将一对压电驱动器粘贴于滚转弹簧片上, 进行了主动控制和风洞试验; 文献 [2,3] 采用了分布式的压电驱动器, 并且完成了风洞试验. 文献 [2] 分别利用铝板和环氧树脂做为基体材料, 将压电片铺满平直板状升力面的上下表面, 低速风洞试验结果表明颤振速度提高了 11%, 文献 [3] 使用一个后掠且表面有锥形盒段的模型, 跨音速风洞试验表明闭环颤振动压提高了 12%.

鉴于采用分布式压电驱动器的颤振主动抑制问题国内还没有进行过试验, 而且这项工作会对压电驱动器在自适应机翼中的进一步实用起到推动作用, 因此, 本文进行了分布式压电驱动器升力面颤振主动抑制的理论研究和试验研究.

1 基本方程

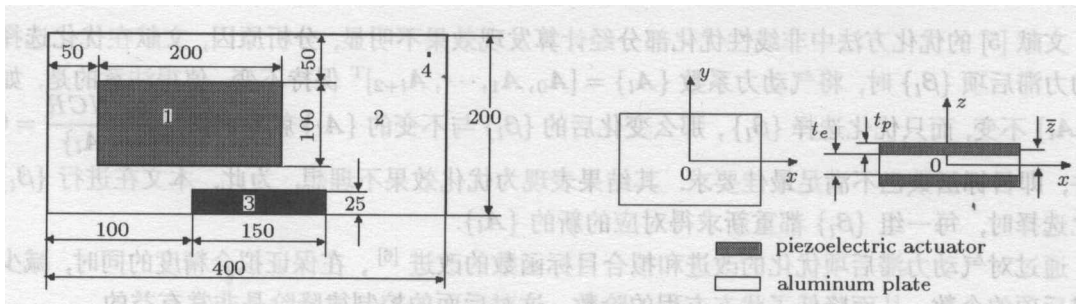
图 1 为本文根据具体材料和风洞试验条件设计的研究模型, 主体结构铝板的厚度为 0.92 mm (面积 2), 在主体结构的上下表面对称粘贴了厚度为 0.33 mm 的压电驱动器 (面积 1), 为调整颤振速度在升力面后缘粘贴了配重 (面积 3).

如图 2 所示, 压电单元为 4 节点弯板单元 (每节点 3 个自由度, w 为 z 方向位移, θ_x 和 θ_y 分别为绕 x 轴和 y 轴的转角). 压电铺层在 z 方向极化, 假设单元同一铺层上电压相等且电场是均匀分布的. 由压电单元的连续条件^[4], 可得压电层合板结构的平衡方程

$$[m]\{\ddot{r}\} + [k]\{r\} + [K_{r\phi}]\{\phi\} = 0, \quad [K_{\phi r}]\{r\} + [K_{\phi\phi}]\{\phi\} = 0 \quad (1)$$

2001-04-22 收到第一稿, 2001-08-17 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金重点项目 (60034010) 和中国博士后基金项目资助.



notes: 1) 1—piezoelectric actuators, 2—aluminum plate, 3—balance weight, 4—sensing point.
2) unit—mm.

图 2 压电单元示意图
Fig.2 Piezoelectric element

图 1 模型示意图
Fig.1 Sketch of model

其中 $\{r\} = [w \ \theta_x \ \theta_y]^T$, $\{\phi\}$ 为节点电压向量, $[m], [k]$ 分别为质量和刚度矩阵, $[K_{r\phi}] = -[K_{\phi r}]^T = \int_V [B_r]^T [e] [B_\phi] dV$, $[K_{\phi\phi}] = \int_V [B_\phi]^T [e] [B_\phi] dV$, $[B_r], [B_\phi]$ 由位移和电场的形函数构成, $[e]$ 为压电常数矩阵.

消去第一个方程的电压项

$$[m]\{\ddot{r}\} + [K^*]\{r\} = 0 \tag{2}$$

其中 $[K^*] = [k] - [K_{r\phi}][K_{\phi\phi}][K_{\phi r}]$ 为机电耦合刚阵, 由方程 (2) 可求出模型的自然频率 ω_n 和模态 Φ .

引入广义坐标 $\{\xi\} = [\Phi_z]\{w\}$, Φ_z 为 z 方向模态得

$$[M]\{\ddot{\xi}\} + [1 + ig][\omega_n^2][M]\{\xi\} = \{F_A\} + \{F_V\} \tag{3}$$

其中 $[M]$ 为广义质量, g 为结构阻尼系数. $\{F_A\}$ 为广义不定常气动力, $\{F_A\} = \frac{1}{2}\rho v^2[A]\{\xi\}$, ρ, v 分别为来流密度和速度, $[A]$ 为广义不定常气动力系数. 矩阵 $[A]$ 由亚音速偶极子网格法求得, 为将方程 (3) 转换为状态空间方程, 需要对 $[A]$ 进行有理函数拟合.

对于矩阵 $[A]$ 中的每一个元素, LS 法采用下式拟合 [5]

$$A = A_0 + A_1s + A_2s^2 + \sum_{i=1}^N \frac{A_{i+2}s}{s + \beta_i} \tag{4}$$

其中 A_0, \dots 为待定系数矩阵, s 为拉氏变量, β_i 为气动力滞后项.

通常优化的目标函数以绝对误差为内涵 [5], 虽然控制了绝对误差, 但相对误差失去控制, 为此将目标函数重新定义为

$$FNCR = \sum_{i=1}^n ER_i \cdot ER_i^*$$

其中, $ER_i = \frac{Q(k_i) - \tilde{Q}(k_i)}{Q(k_i)}$, ER_i^* 为 ER_i 的共轭复数, Q 为不定常气动力的精确值, \tilde{Q} 为有理函数拟合的不定常气动力, k_i 为第 i 个减缩频率. 将被拟合值不论大小放在平等的基础上考虑, 最终的拟合结果中拟合误差不会出现太大的差别, 从而提高了拟合精度.

文献 [5] 的优化方法中非线性优化部分经计算发现效果不明显, 分析原因, 文献在优化选择气动力滞后项 $\{\beta_l\}$ 时, 将气动力系数 $\{A_l\} = [A_0, A_1, \dots, A_{l+2}]^T$ 保持不变. 值得注意的是, 如果 $\{A_l\}$ 不变, 而只优化选择 $\{\beta_l\}$, 那么变化后的 $\{\beta_l\}$ 与不变的 $\{A_l\}$ 就不能满足 $\frac{\partial FNCR}{\partial \{A_l\}} = 0$ 条件, 即目标函数已不满足最佳要求. 其结果表现为优化效果不理想. 为此, 本文在进行 $\{\beta_l\}$ 优化选择时, 每一组 $\{\beta_l\}$ 都重新求得对应的新的 $\{A_l\}$.

通过对气动力滞后项优化的改进和拟合目标函数的改进 [6], 在保证拟合精度的同时, 减少了滞后项的个数, 从而降低了状态方程的阶数, 这对后面的控制律降阶是非常有益的.

$\{F_V\}$ 为控制电压 V 产生的广义力, 因为加在上下表面驱动器上的电压极性相反, 所以只考虑电压产生的广义力矩, 力矩 [7] 为

$$F_V = \frac{E_p}{1-\mu} d_{31} \bar{z} \left(\int_{A_p} \frac{\partial \theta_x}{\partial x} dx dy + \int_{A_p} \frac{\partial \theta_y}{\partial y} dx dy \right) \quad (5)$$

其中 E_p 和 μ 分别为压电材料的弹性模量和泊松比, d_{31} 为压电常数, \bar{z} 为压电铺层中面到铝板中面的距离, A_p 为压电铺层的面积.

引入状态向量 $\{x\} = [\xi \ \xi \ \chi_a]^T$, χ_a 为气动力增广向量, 方程 (3) 转化为状态空间方程: $\dot{x} = Ax + Bu$, u 为控制变量, $u = V$.

当采用主动控制时, 设测量点的速度 \dot{w} 为输出变量, N 为模态阶数, 即

$$y = \dot{w} = \sum_N (\Phi_{zn} \dot{\xi}_n) = Cx, \quad C = [0 \ \Phi^T \ 0] \quad (6)$$

2 颤振最优控制律设计和降阶

采用 LQG 方法设计控制律, 反馈控制使目标函数 $J = \int_0^\infty (x^T Qx + u^T Ru) dt$ 最小, 其中 Q, R 为加权阵. 全维状态反馈的控制律为: $u = -K_o x$, 增益矩阵满足 $K_o = -R^{-1} B P$.

在状态估计时考虑干扰和量测噪声, 即

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + \Gamma \bar{w} \\ y = Cx + \gamma \end{cases}$$

其中 \bar{w}, γ 为零均值白噪声, 根据 Kalman 滤波理论, Kalman 滤波器的增益阵为: $K_f = P_f C^T R^{-1}$. P 和 P_f 满足各自的代数 Riccati 方程.

因此控制律的状态方程表达式为

$$\begin{cases} \dot{x}_c = Ax_c + Bu + K_f (y - y_c) \\ y_c = Cx_c \end{cases}$$

值得注意的是按上述方法设计出来的控制律的阶数与被控系统状态方程的阶数相等, 假设取 6 阶自然振动模态, 1 个气动力滞后根, 则控制律阶数为 18 阶. 控制律的阶数太高不但难以实现, 而且实现精度也会降低. 因此必须对控制律进行降阶.

控制律的降阶从两方面入手: 一是状态方程模型的物理降价, 比如在振动模态中选择主要

的几阶与颤振有关的模态(本文取前 6 阶模态),减少模态阶数,状态方程的阶数也随之降低;另外,如果状态方程中所取的模态阶数为 n ,气动力有理函数拟合的滞后项个数为 n_L ,则气动力增广向量的阶数为 $n \cdot n_L$,可见,如果减少一个滞后项,那么状态方程的阶数就会减少 n 阶.因此在保证气动力拟合精度的前提下,尽量减少气动力滞后项的个数则状态方程的阶数也会大大降低.第 1 节中的气动力拟合方法就是通过对气动力滞后根的优化,尽量减少滞后项并能保证拟合精度;另外对不同减缩频率下的气动力进行分段拟合,也会提高拟合精度.二是对设计出来的全维控制律本身进行降阶处理.有关控制律降阶的方法很多,如内平衡实现^[7](时域法)、Pade 矩阵近似(频域法)等. Leonard^[8]用动态保留法对气动弹性模型进行了降阶. M. Karpel^[9]则发展了一种 LK 法,用快模态、慢模态的概念将气动弹性模型块对角化,再删去与快模态有关的部分达到降阶的目的.平衡实现和 LK 法这两种方法各有优点,本文认为结合使用两种方法更好一些.因为:平衡实现将系统的强可控可观、弱可控可观部分分开之后,简单地将弱可控可观部分删除掉,而 LK 法在分离了快、慢模态部分后,利用 L(下三角)、K(上三角)阵,找出了快模态部分的表达式,从而消去了快模态部分.结合两种方法思想是:根据快模态和慢模态,用 LK 变换将状态方程块对角化,消去快模态部分,对降了阶的状态方程再进行平衡实现删去弱可控、弱可观部分.经过两次降阶,降阶效果更明显,而且还能保证足够的精度.

文中取 6 阶自然模态,一个气动力滞后项,首先应用 LK 法消去快模态部分,控制律降到 9 阶,再利用平衡实现降阶控制律到 4 阶.

为实现数字控制,控制律用 Tustin 变换转换到离散域,采样频率取 400 Hz.另外控制系统中还采用了低通滤波环节,激光测速仪带有前置滤波(截止频率 200 Hz),在控制输出前采用一阶低通滤波环节(截止频率 100 Hz).根据试验观测得到 A/D、D/A 和低通滤波的相位滞后,由移项环节补偿该相位滞后.

包括了控制器的闭环系统的状态方程为

$$\begin{Bmatrix} \dot{\boldsymbol{x}} \\ \dot{\boldsymbol{x}}_{cr} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A} & \mathbf{0} \\ \boldsymbol{B}_{cr}\boldsymbol{C} & \boldsymbol{A}_c \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{x} \\ \boldsymbol{x}_{cr} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \boldsymbol{u}_{in} \quad (7)$$

又有

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \boldsymbol{u}_{in} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \mathbf{0} & \boldsymbol{C}_{cr} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{x} \\ \boldsymbol{x}_{cr} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{D}_c & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{x} \\ \boldsymbol{x}_{cr} \end{Bmatrix} \right)$$

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \boldsymbol{u}_{in} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{B}\boldsymbol{D}_{cr}\boldsymbol{C} & \boldsymbol{B}\boldsymbol{C}_{cr} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{x} \\ \boldsymbol{x}_{cr} \end{Bmatrix}$$

系统的特征矩阵 $\boldsymbol{A}_T = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{D}_{cr}\boldsymbol{C} & \boldsymbol{B}\boldsymbol{C}_{cr} \\ \boldsymbol{B}_{cr}\boldsymbol{C} & \boldsymbol{A}_c \end{bmatrix}$.

解特征矩阵 \boldsymbol{A}_T 可得闭环系统的颤振特性.模型的开环根轨迹图见图 3,经控制律设计后,闭环根轨迹图见图 4.

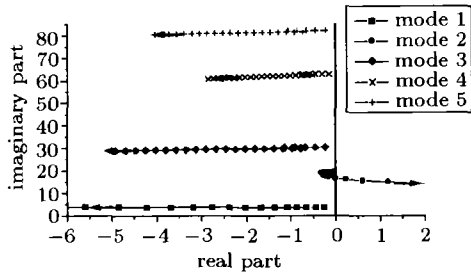


图 3 开环根轨迹图

Fig.3 Root locus of open-loop system

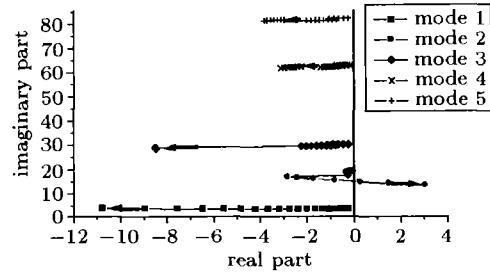


图 4 闭环根轨迹图

Fig.4 Root locus of closed-loop system

3 试验结果及其与计算的比较

3.1 地面试验

地面共振试验中用压电驱动器激振模型并用激光测速仪测量振动速度，非接触激振和测量避免了附加刚度和质量的影响。表 1 给出了模型频率试验值与计算值。由于模型制作的每一阶段均进行计算与试验的对比，因此认为表中计算值与试验值的差异，主要来自计算模型中后缘配重与实物的差别。比较模态的节线，试验结果与计算结果一致，所以以后的修正计算模型采用试验频率，计算模态。

表 1 模型自然频率 (单位: Hz)

Table 1 Natural frequencies (unit: Hz)

Modes	1	2	3	4	5	6
calculated	3.85	17.40	28.32	53.69	68.47	105.86
tested	3.81	19.44	30.56	63.00	82.50	118.56

地面开环试验如图 5 所示，在压电驱动器上施加正弦电压，测量图中经过 D/A 后的输出信号，试验与计算结果见图 6，由图可见计算与试验基本吻合一致。

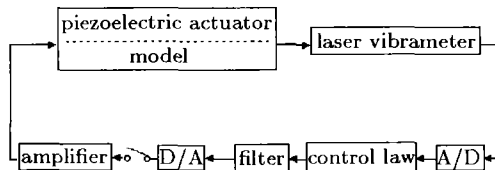


图 5 升力面和控制系统

Fig.5 Lifting surface and control system

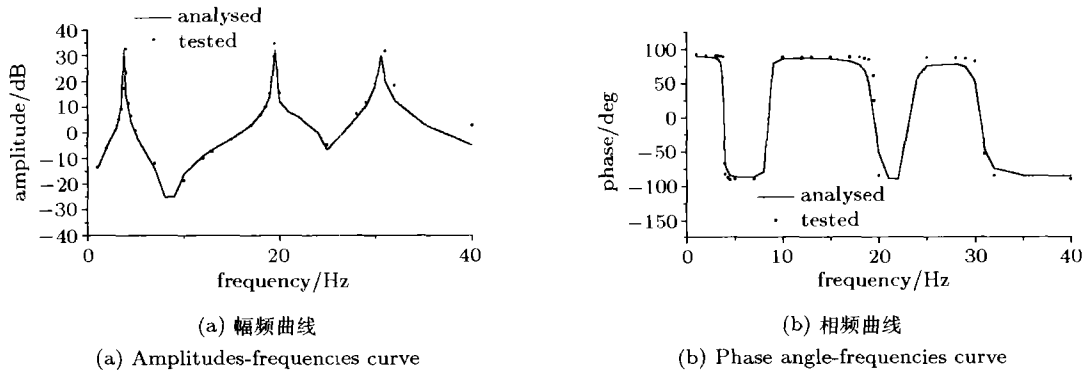


图 6 地面开环结果

Fig.6 Open-loop results (tested on ground)

3.2 风洞试验

在开环和闭环风洞试验中，用激光测速系统实时监测系统的响应并且记录闭环时的控制电压。

3.2.1 控制效果

开环颤振试验结果为颤振速度 31.5 m/s，颤振频率 16.25 Hz。闭环颤振试验时，在风速 24 m/s 时启用控制系统，试验结果为颤振速度 35.3 m/s，颤振频率 15.75 Hz。可见颤振主动抑制是有效的，闭环颤振速度较之开环的提高了 12%。

比较同一速度下系统的响应，实验结果表明闭环的速度响应峰值明显比开环降低了，在 16.25 Hz，响应幅值从 215 mm/s 降到 31.9 mm/s，振动抑制效果非常明显。

3.2.2 控制能量

对于实际控制问题，考虑控制能量有两方面的含义：一是用尽量小的控制能量达到尽量好的控制效果；二是试验设备能否提供设计所要求的控制能量。考虑第一方面的要求本文使用了最优控制 LQG 方法设计控制律；而对于第二方面，计算控制能量需要准确的风洞扰流谱，涉及到的问题比较多，不容易得到准确的结果。目前查阅到的国外有关采用压电驱动器进行颤振抑制的资料中，未见有给出控制电压数据及相关的內容，而国内还没有做过风洞试验，所以对所需的控制电压的量值不能确切地描述。

本文的风洞试验记录了控制电压的时间历程，有关控制电压的试验数据对今后的有关试验也是很有参考价值的。为了定量地描述控制能量的大小，这里定义加在压电驱动器上的控制输入电压的平方和为控制能量。图 7 给出了控制能量随速度的变化曲线，临近颤振点时控制能量上升剧烈。控制能量的陡升也可从另一方面帮助判断颤振点。

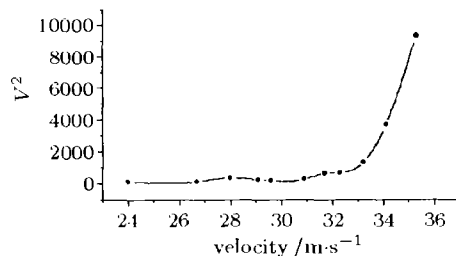


图 7 控制电压随速度变化曲线

Fig.7 Applied voltage-velocity curve

表 2 为模型颤振特性的计算与试验结果。

表 2 颤振特性

Table 2 Flutter characteristics

		Flutter speed (m/s)	Flutter frequencies (Hz)
		$g = 0/g = 0.01$	$g = 0/g = 0.01$
open-loop	$v-g$	26.06/30.87	16.74/15.47
	state space	26.00/31.23	16.76/15.51
	test	31.5	16.25
closed-loop	full order	31.9/34.0	15.1/14.8
	order reduced	31.5/33.5	15.1/14.5
	discrete	31.5/33.5	15.0/14.3
	test	35.3	15.75

4 结 论

进行了颤振抑制分析和风洞试验验证, 结果合理. 今后可研究驱动器位置优化和多输入 / 多输出控制以进一步提高控制效率.

参 考 文 献

- 1 Heeg J. Analytical and experimental investigation of flutter suppression by piezoelectric actuation. NASA TP 3241, 1993
- 2 Lazarus KB, etc. Multivariable active lifting surface control using strain actuation: analytical and experimental results. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(3): 313~321
- 3 Lin CY, etc. Open- and closed-loop results of a strain-actuated active aeroelastic wing. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(5): 987~994
- 4 Tzou HS, Tseng CI. Distributed dynamic identification and controls of flexible shell: theory and finite element development. AIAA 90-1089 CP
- 5 Hwang W-S, Park HC. Finite element modeling of piezoelectric sensors and actuators. *AIAA Journal*, 1993, 31(5): 930~937
- 6 陈伟民, 陈世豪. 不定常气动力的有理函数拟合研究. [学位论文], 成都飞机设计研究所, 1992, 12 (Chen Weimin, Chen Shihao. Investigation of simulating unsteady aerodynamic force by rational function. [Master Thesis], Chengdu Aircraft Design Institution, 1992,12 (in Chinese))
- 7 Moore BC. Principal component analysis in linear systems: controllability, observability and model reaction. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1981, AC-26(1): 17~31
- 8 Reduced-Order Aeroelastic Models via Dynamic Residualization, *J Aircraft*, 1990, 27(5): 449~455
- 9 Anderson LR. Order reduction of aeroelastic models through LK transformation and raccati iteration. AIAA 93-3795 CP

FLUTTER SUPPRESSION USING DISTRIBUTED PIEZOELECTRIC ACTUATORS¹⁾

Chen Weimin* Guan De** Li Min[†] Zhu Dechao**

** (Peking University, Dept. of Mechanics and Engineering Science, Beijing 100871, China)*

*** (Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing 100083, China)*

[†] (Institute of Mechanics, The Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract An analytical and experimental investigation of a lifting surface with distributed piezoelectric actuators for active flutter suppression is described.

Equations such like structure dynamic equation, flutter equation and state space equation of piezoelectric laminated structure are developed, based on investigating mechanic-electric coupling.

LQG control law was used for active flutter suppression. Random disturbance existing in measuring signal being considered, so Kalman filter was designed for states estimating. The order reduction of control law is discussed on two hands. First, the physical reduction of state-space equations, meanwhile the reduction of aerodynamic lag terms based upon modification of aerodynamic simulation; Second, after discussed balance realization and LK method, a combed balance realization and LK method was developed.

Ground tests preparing for wind-tunnel test were implemented after manufacturing model. By non-contact exciting and non-contact laser measuring, the accuracy of vibration tests improved pretty well. The control laws were implemented using real time digital control computer, then the open-loop response of model-control system was tested.

When wind-tunnel tests were conducted employing laser vibrometer and digital control computer, both of open-loop and close-loop velocity response was recorded in tests in order to compare them, additionally control voltage applied to piezoelectric actuators also recorded in close loop tests. Tests demonstrate that the test results agree well with that of analysis, and distributed piezoelectric actuators can be employed for flutter suppression with an increase in flutter speed of 12%.

Key words flutter, active control, piezoelectric, actuator, wind tunnel test

Received 22 April 2001, revised 17 August 2001.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China(60034010), and Post Doctor Science Foundation of China.