

自适应主动机翼颤振抑制系统设计¹⁾

蓝 伟 华

(航空工业部613研究所)

摘 要

本文介绍一种用九模态描述的运输机机翼自适应颤振抑制系统的设计方法。通过数字机模拟试验表明,本文所述方法使颤振速度提高40.6%。

一、引 言

机翼/外挂物颤振抑制的研究是在随控布局飞行器(CCV)发展的激励下,于七十年代发展起来,并且是目前CCV功能中难度最大的一项。颤振发生在跨音速区,在该区形成一个“跨音速凹陷”,因此,对于大多数现代飞机,准确地进行跨音速的颤振分析并有效地进行抑制是飞机设计中迫切需要解决的问题。

颤振通常是由于气动弹性和结构振荡的相互影响造成的。在实际飞行中曾遇到这种情况:颤振突然发生,飞机在很短时间内就破坏。对多数战斗机来说本来可以飞得更快一些,但由于颤振速度的限制而不能充分发挥速度潜力。如果能解决颤振抑制问题,飞机的飞行速度可以提高;速度机动性、对地面和空中威胁火力的回避能力、最低安全轰炸高度等方面的性能都可以提高。

过去采用质量平衡,改变机翼的几何结构,在机翼上加一些阻尼物质或增加结构强度等方法提高颤振速度。这些方法都是以牺牲飞机的性能和寿命为代价的。目前在CCV控制技术中所研究的主动颤振抑制已经取得了进展,据报道^[5],采用常规主动控制可以提高颤振速度20%左右,采用自适应控制可提高颤振速度30%左右。主动颤振抑制就是主动地检测出飞机的颤振模态,通过自动控制系统驱动控制面偏转,从而产生空气动力阻尼,使所检测的颤振模态得到衰减和稳定。这种方法只需增加少量控制硬件,无需改变飞机的结构,因而可以减轻飞机的重量,提高飞机的性能。

二、机翼颤振的数学模型及简化

1. 数学模型

本文所提供的是一个运输机的机翼颤振解析数学模型,该模型由七个对称的机翼弹性模

本文于1983年8月1日收到。

1) 本文曾在1984年10月“中国航空学会飞行器控制和操纵专业学组成立暨首次学术交流会”上宣读。

态、一个机体俯仰及颠簸模态组成。将每个机翼分成二十个质量块及空气动力学片。空气动力学的力由修正的窄条理论描述, 该理论由于引入了Kussner和Wagner函数, 所以考虑了升力的增长问题, 模型也考虑了发动机吊架等的影响。该数学模型仅描述了自由飞行弹性机翼的对称模态, 由九变量六阶微分方程描述, 即

$$\left. \begin{aligned} & \{[M]\left[\begin{smallmatrix} \omega_n^2 \\ \omega_n^2 \\ \vdots \\ \omega_n^2 \end{smallmatrix}\right] + (\Sigma[A_4]_{W, HT, F} + \left[\begin{smallmatrix} 2\zeta \\ \vdots \\ \vdots \\ 2\zeta \end{smallmatrix}\right]\left[\begin{smallmatrix} \omega_n \\ \omega_n \\ \vdots \\ \omega_n \end{smallmatrix}\right][M])S + ([M] + \Sigma[A_3]_{W, HT, F})S^2 \\ & + [A_2]_W \Phi_W + \Sigma[A_2]_{HT, F} \Phi_T + [A_5]_{HT} \Phi_T S^2 + [A_1]_W \Phi_W S + (\Sigma[A_1]_{HT, F} + [A_6]_{HT}) \Phi_T S \} \\ & \{q\} + \sum_{k=1}^{N_k} \{F_\delta\}_k \Phi_k \delta_k = -[F_g]_W \{P_W\}_W \psi_W - (\Sigma[F_g]_{HT, F} \cdot \{P\}_{HT, F}) \psi_T \} \\ & \text{及} \\ & \sum_{l=1}^{N_l} G_{kl}(S) F(S) [\xi]_{kl} \{q\} - \delta_k = 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.1)$$

其中Wagner函数 $\Phi(S)$ 是飞机运动时, 修正由于攻角变化而产生的升力增长,

$$\Phi(S) = \frac{0.5S^2 + (0.665A_\phi + 0.835B_\phi)S + A_\phi B_\phi}{S^2 + (A_\phi + B_\phi)S + A_\phi B_\phi}. \quad (2.2)$$

Kussner函数 $\psi(S)$ 是修正阵风引起的攻角变化,

$$\psi(S) = \frac{(0.37C_\psi + 0.63D_\psi)S + C_\psi D_\psi}{S^2 + (C_\psi + D_\psi)S + C_\psi D_\psi}. \quad (2.3)$$

第k个控制面伺服系统的传递函数为

$$G_{kl}(S) = \frac{S^4 + N_{4kl}S^3 + N_{3kl}S^2 + N_{2kl}S + N_{1kl}}{S^4 + D_{4k}S^3 + D_{3k}S^2 + D_{2k}S + D_{1k}}. \quad (2.4)$$

$[\xi]$ 是传感器对各模态的传递系数行矩阵。 $\{q\} = (q_1, q_2, \dots, q_9)'$ 表示9个模态的列矩阵。其它符号的定义请参阅文献(1)。

将 $\Phi_W(S), \Phi_T(S)$ 代入(2.1)式并展开, 合并同次项(对于单机翼, 单控制面情况, $\Phi_k = \Phi_W, \delta_k = \delta_W, \{F_\delta\}_k = \{F_\delta\}$), 在不考虑阵风时, 模型的传递函数方程为

$$\begin{aligned} & \{[F_6]S^6 + [F_5]S^5 + [F_4]S^5 + [F_3]S^3 + [F_2]S^2 + [F_1]S + [F_0]\}\{q\} \\ & + [F_\delta]\{0.5S^2 + (0.665A_W + 0.835B_W)S + A_W B_W\}\{S^2 + (A_T + B_T)S \\ & + A_T B_T\}\delta_W = 0. \end{aligned} \quad (2.5)$$

其中 $[F_6] \dots [F_0]$ 是 9×9 系数矩阵, δ_W 是内侧副翼的偏转角。

$$\delta_W = G_W(S) F(S) [\xi] \{q\}. \quad (2.6)$$

$G(S)$ 与 $G_{kl}(S)$ 的形式相同,

$$G_W(S) = \frac{\delta_W}{u}.$$

其中 u 是副翼控制面伺服系统的输入。

将颤振模型传递函数方程(2.5)化成状态空间方程得

$$\dot{X} = AX + BU. \quad (2.7)$$

其中 $X' = (x_1, x_2, x_3, \dots, x_{54})$ 是54维向量, A, B 分别为 $(54 \times 54), (54 \times 1)$ 矩阵, A 的元素与空速 V 有关, U 是控制量。

2. 模型的简化

因系数矩阵 A 的维数很高, 无论用计算机进行模拟还是设计控制器都很困难, 且相当耗费机时. 为此方程 (2.7) 必须简化. 本文采用特征值分组法简化, 即根据特征值在复平面上的分布位置, 分成若干个子系统, 然后保留所需要的特征值子系统. 具体原理如下:

设系统的状态向量为 X_r , 则有

$$X_r = MZ, \quad (2.8)$$

其中矩阵 M 的列为 n 个线性独立的特征向量, 其向量 Z 的动力学方程很简单. 由状态方程

$$\dot{X}_r = A_r X_r + B_r U_r, \quad (2.9)$$

得到

$$\dot{Z} = M^{-1} A_r M Z + M^{-1} B_r U_r. \quad (2.10)$$

相似变换 $(M^{-1} A_r M)$ 是由矩阵 A_r 的特征值 (Λ_r) 组成的对角线矩阵, 于是

$$\dot{Z} = \Lambda_r Z + M^{-1} B_r U_r. \quad (2.11)$$

以 Z 向量表示的式 (2.11) 是解耦方程.

一般来说, 特征值 (Λ_r) 在复平面 S 中可以分为三组, 即左半平面远离虚轴的 (Λ_{3r}) ; 接近虚轴及右半平面的 (Λ_{1r}) ; 居于 Λ_{1r} 与 Λ_{3r} 之间的 (Λ_{2r}) . 特征值 (Λ_{3r}) 主要影响系统瞬态响应的初始阶段, (Λ_{1r}) 主要影响最后阶段, (Λ_{2r}) 影响中间阶段.

将方程 (2.8) 及 (2.9) 改写成

$$\begin{bmatrix} x_{1r} \\ x_{2r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix}, \quad (2.12)$$

及

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{1r} \\ \dot{x}_{2r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{1r} \\ x_{2r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{1r} u_r \\ B_{2r} u_r \end{bmatrix}. \quad (2.13)$$

解方程 (2.12) 得

$$x_{2r} = M_{21} M_{11}^{-1} x_{1r} + (M_{22} - M_{21} M_{11}^{-1} M_{12}) z_2. \quad (2.14)$$

将方程 x_{2r} 代入方程 (2.13) 的第一组方程, 得简化模型为

$$\dot{x}_{1r} = A_{1r}^* x_{1r} + B_{1r}^* U_r + C_{1r}^*. \quad (2.15)$$

其中 x_{1r} 是 $(1r)$ 维状态向量 $(1r < n)$.

$$A_{1r}^* = a_{11} + a_{12} M_{21} M_{11}^{-1}, \quad (2.16)$$

$$B_{1r}^* = B_{1r}, \quad (2.17)$$

$$C_{1r}^* = a_{12} (M_{22} - M_{21} M_{11}^{-1} M_{12}) z_2. \quad (2.18)$$

对于机翼颤振抑制主要讨论系统的稳定性, 即系统瞬态响应的最后阶段, 因而需要保留特征 (Λ_{1r}) 及 (Λ_{2r}) 所对应的模态. 为计算简化模型, 设具有特征值 (Λ_{3r}) 的模态在时间 t 足够长时已到稳态值, 并且 $Z_2 = Z_2(\infty) = -\Lambda_{3r}^{-1} b U_r(\infty) \approx 0$ (对于输入 U_r 为零), 所以当 $t \rightarrow \infty$ 时,

$$C_{1r}^* = a_{12} (M_{22} - M_{21} M_{11}^{-1} M_{12}) z_2 \approx 0.$$

于是得到保留特征值 Λ_{1r} 和 Λ_{2r} 的简化模型为

$$\dot{x}_{1r} = (a_{11} + a_{12} M_{21} M_{11}^{-1}) x_{1r} + B_{1r} U_r. \quad (2.19)$$

简化模型 (2.19) 保留了颤振模型的主特征值, 完全适用于机翼颤振抑制. 但当矩阵 M 是复数矩阵时, 简化模型的计算相当麻烦, 必须找到一种避免复数运算的方法. 如果积矩阵

($M_{21}M_{11}^{-1}$) 的所有元素虚部与实部相比都很小 (本文所提供的例子正好如此), 则可以简单地将虚部舍去, 得到一个实系数矩阵的简化模型。

三、控制回路结构

单机翼、单控制面的颤振抑制系统闭环方框图如图 1 所示, 包括颤振模型、高通滤波器、传感器、观察器、反馈增益矩阵及控制面伺服系统等。

用高通滤波器隔离高频颤振信号和低频飞行控制信号是非常有效的。高通滤波器的传递函数为

$$F(s) = \frac{T_f S}{1 + T_f S} \tag{3.1}$$

合并方程 (3.1) 与 (2.4), 并考虑到方程 (2.6) 得

$$\delta_w = \left(\frac{b_1 S^2 + b_2 S}{S^5 + a_1 S^4 + a_2 S^3 + a_3 S^2 + a_4 S + a_5} \right) L \xi \downarrow \{q\}. \tag{3.2}$$

令 $u_q = L \xi \downarrow \{q\}$, 则方程 (3.2) 变为

$$(S^5 + a_1 S^4 + a_2 S^3 + a_3 S^2 + a_4 S + a_5) \delta_w = (b_1 S^2 + b_2 S) u_q. \tag{3.3}$$

将 (3.3) 化成状态方程

$$\dot{Y} = A_{2y} Y + B_{2y} u_q, \tag{3.4}$$

其中 $Y' = (y_1, y_2, \dots, y_5)$ 是 5 维状态向量, u_q 是控制量, A_{2y}, B_{2y} 是适当维系数矩阵。

注意到方程 (2.7) 中向量 X 与 $\{q\}$, 方程 (3.3) 中 u_q 与 $\{q\}$ 及方程 (3.4) 中 Y 与 δ_w 的关系 (这种关系读者不难了解), 得增广方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_{1r} &= A_{1r} x_{1r} + B_{1r} \delta_w \\ \dot{Y} &= A_{2y} Y + B_{2y} u_q \end{aligned} \right\} \tag{3.5}$$

或

$$\dot{X}_a = A_a X_a + B_a u_a. \tag{3.6}$$

其中 $X' = (x_{1r}, Y)$ 是 $(1r+5)$ 维向量, $u_a = u_q$, A_a 是 $[(1r+5) \times (1r+5)]$ 矩阵, B_a 是 $[(1r+5) \times 1]$ 矩阵。

可观性和可控性分析表明, 方程 (3.6) 对于本文讨论的具体例子所提供的参数结构 (参考文献 [1]) 是完全可控的。并且, 如果行矩阵 $L \xi \downarrow$ 的元素全不为零, 则系统亦是完全可观的。如果令

$$u_a = -K_F X_a,$$

则得到闭环系统方程为

$$\dot{X}_a = (A_a - B_a K_F) X_a, \tag{3.7}$$

对应的系统方框图如图 1 所示。

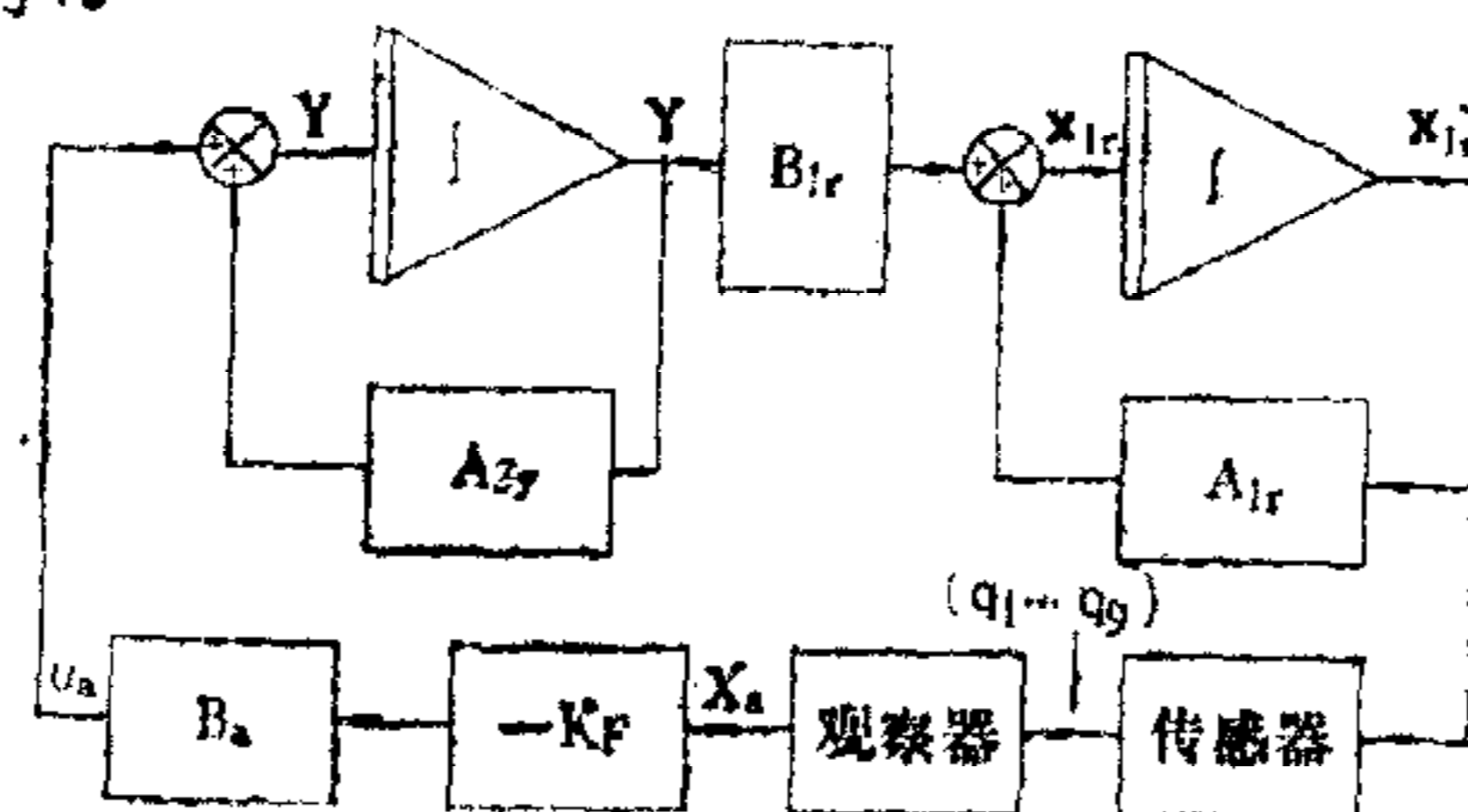


图 1 颤振抑制闭环系统

反馈增益阵 K_F 可以采用LQ最佳化方法确定, 亦可用别的方法.

四、模型参考自适应控制器的设计

方程 (2.1) 的系数随空速 V 而漂移, 常值控制器很难有效地提高颤振速度. 解决的途径之一是设计自适应控制器以“跟踪”空速的变化. 有多种自适应控制概念可供采用, 本文仅讨论模型参考自适应控制器的设计.

考虑颤振抑制闭环方程 (3.7)

$$\dot{X}_a = (A_a - B_a K_F) X_a. \quad (4.1)$$

选择一个与方程 (4.1) 有相同的结构、稳定且代表颤振抑制系统所期望性能的参考模型方程如下:

$$\dot{X}_m = (A_m - B_m K_m) X_m. \quad (4.2)$$

因 B_a 与空速无关, 所以可选 $B_m = B_a$, K_m 是最佳反馈增益阵.

定义误差阵为

$$\begin{aligned} E_N &= X_a - X_m, \\ \Delta A &= A_a - A_m, \\ \Delta K &= K_F - K_m, \\ \delta Y_N &= \Delta A - B_m \Delta K. \end{aligned} \quad (4.3)$$

将方程 (4.3) 代入 (4.1) 得

$$\dot{X}_a = (A_m + \Delta A - B_m K_m - B_m \Delta K) X_a. \quad (4.4)$$

选一个李亚普诺夫函数为

$$V_{1N} = \mu_N E_N' P_N E_N + \text{tr}(\delta Y_N \delta Y_N'), \quad (4.5)$$

其中 P_N 满足方程 $\hat{A}_m' P_N + P_N \hat{A}_m = Q_N$, Q_N 是任意的负定矩阵; $\hat{A}_m = A_m - B_m K_m$ 是赫尔维茨阵; $\mu_N = \text{常数} > 0$. 对 V_{1N} 取导数得

$$\dot{V}_{1N} = \mu_N E_N' Q_N E_N + 2 \text{tr}(\mu_N P_N E_N X_a' - B_m \Delta K \delta Y_N'). \quad (4.6)$$

如果矩阵 B_m 不全为零, 并令

$$B_m \Delta K = \mu_N P_N E_N X_a', \quad (4.7)$$

则方程 (4.6) 变为

$$\dot{V}_{1N} = \mu_N E_N' Q_N E_N. \quad (4.8)$$

由方程 (4.5) 定义, V_{1N} 是正定的, 方程 (4.8) 表明 \dot{V}_{1N} 至少是负半定的. 因而算法 (4.7) 保证了系统的稳定性. 如果矩阵 B_m 有某些零元素, 在空间 $\{E_N, \delta Y_N\}$ 中, 受控系统允许偏离参考模型的状态误差邻域将缩小. 对于颤振抑制系统而言, 意味着可提高的颤振速度将减小. 本文例子中 B_m 只有 3 个非零元素, 可调参数为 $\{3 \times (1r + 5)\}$ 个, 使实际颤振速度的提高受到限制.

五、模拟结果

自适应机翼颤振抑制系统方框图如图 2 所示.

自适应算法 (4.7) 对于机翼颤振抑制的有效性, 已通过数字机模拟得到验证. 模拟包

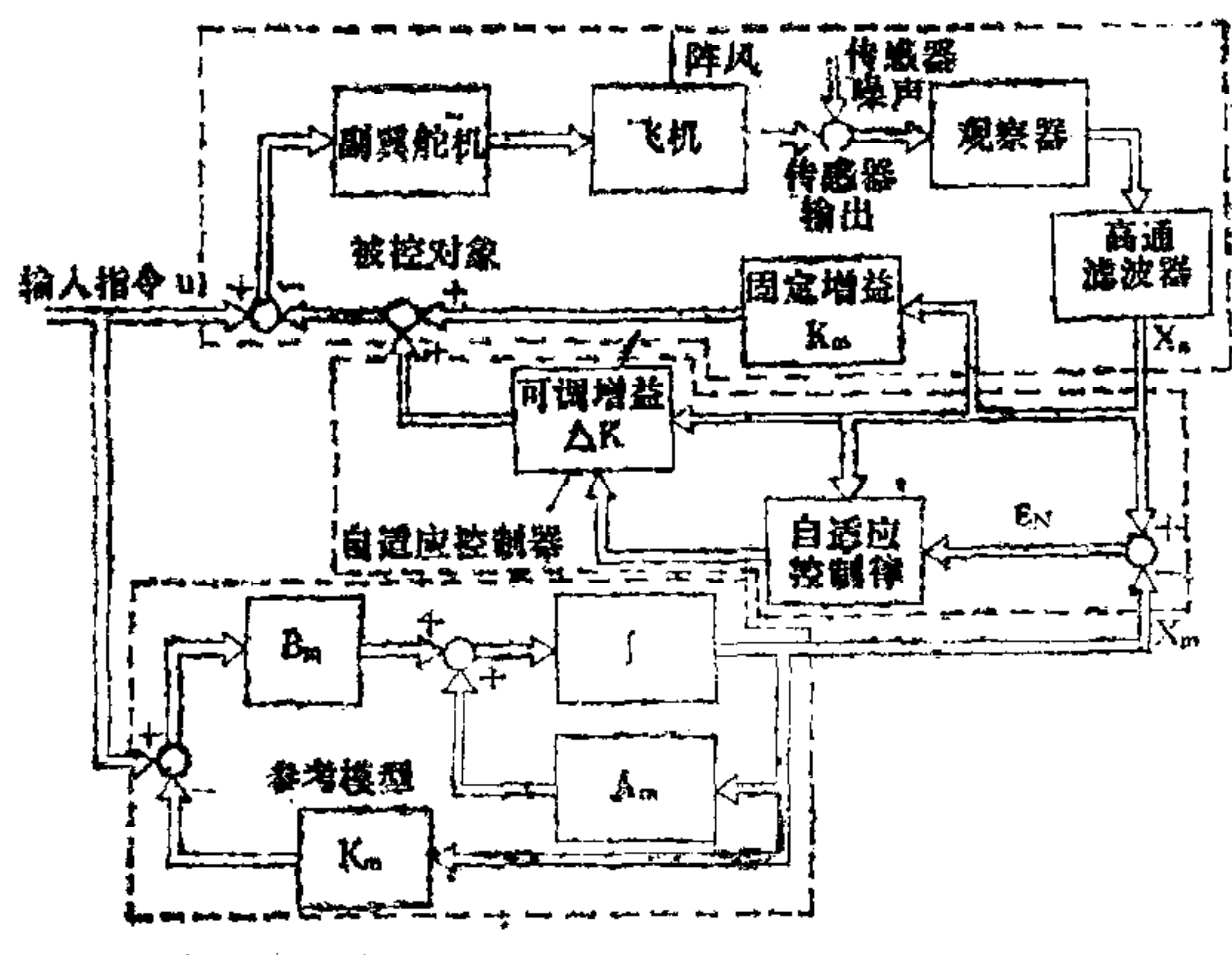


图 2 自适应颤振抑制系统

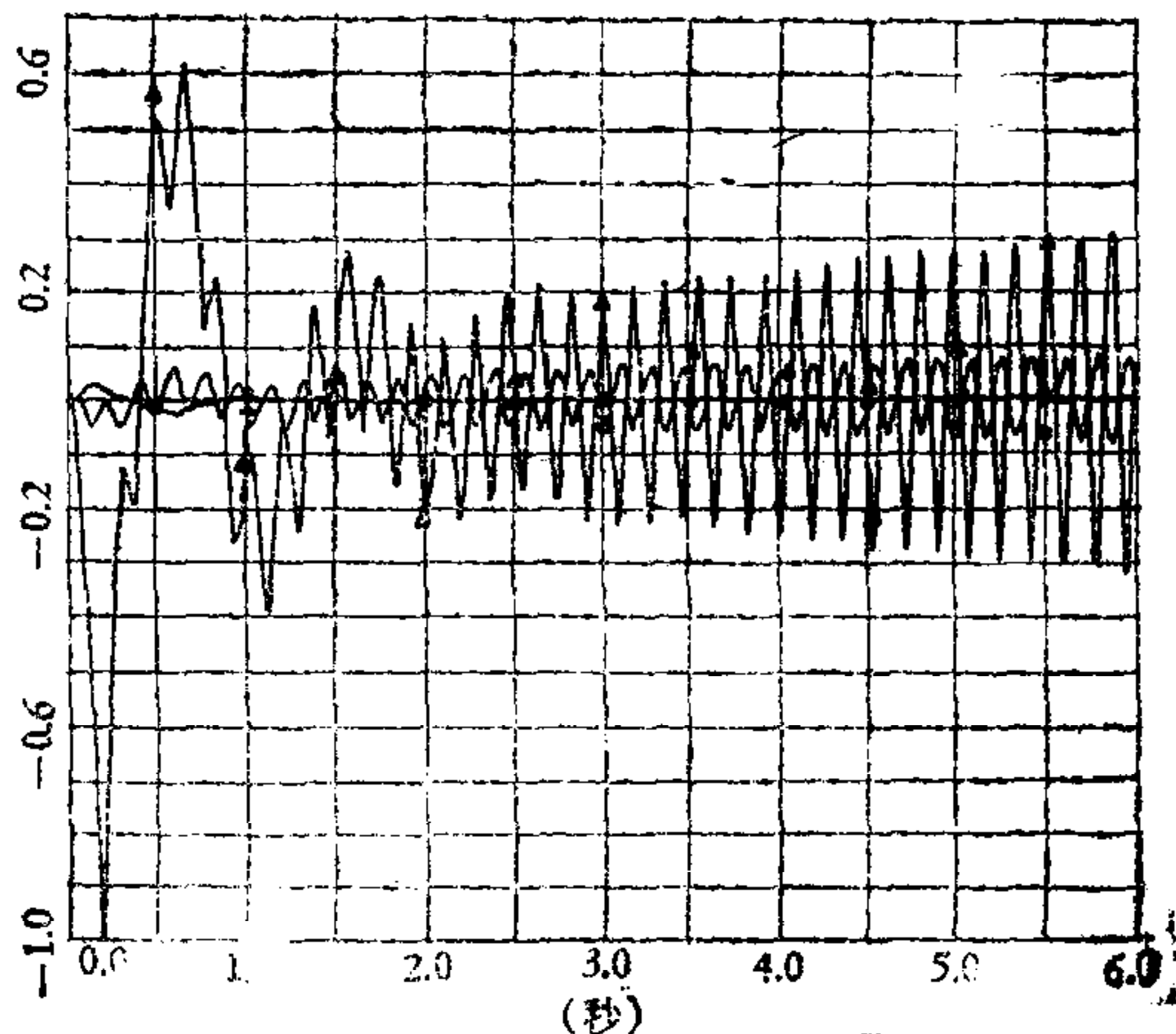


图 3 原模型 (1,2,3模态) 的瞬态响应

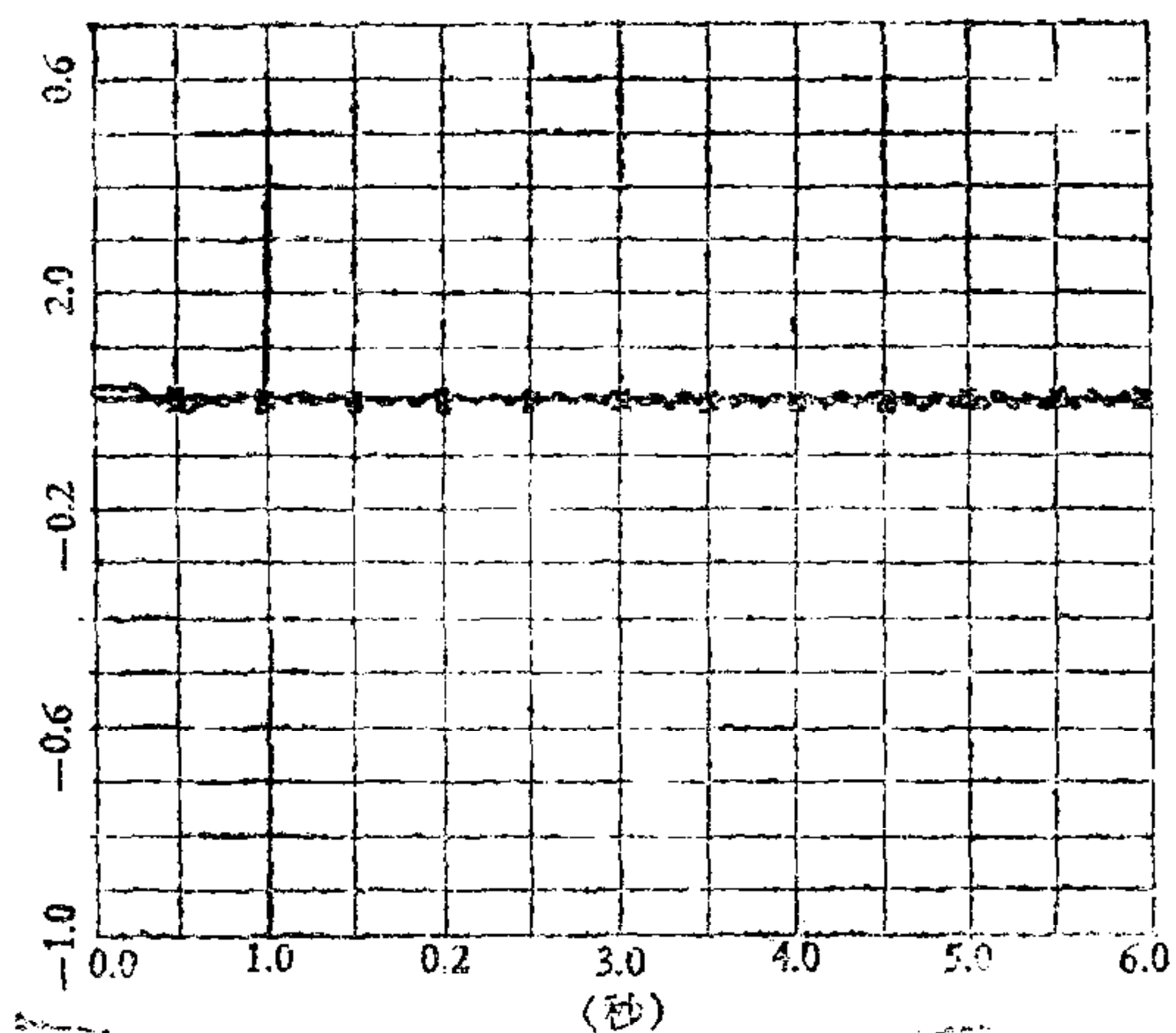


图 4 原模型 (4,5,6模态) 的瞬态响应

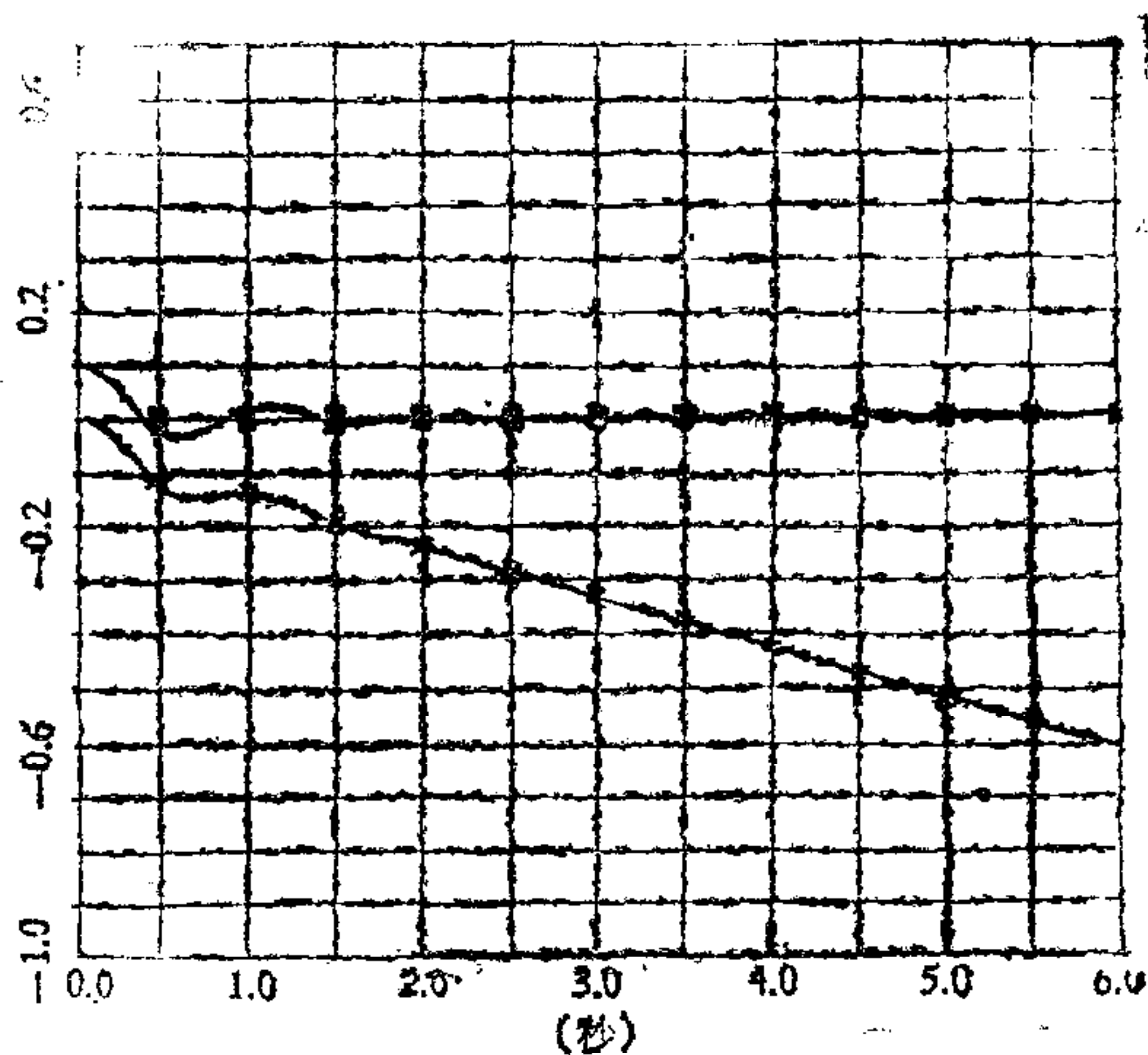


图 5 原模型 (7,8,9模态) 的瞬态响应

括常空速、变空速等不同条件。模拟结果是：无控时，颤振速度为64节 (Knots)，采用自适应算法 (4.7) 时，颤振速度为90节，提高颤振速度40.6%。模拟结果曲线如图8所示。当然应该指出，模拟研究没有考虑阵风、飞机机动及传感器噪声的影响，所有这些因素都将影响颤振速度的提高。如果使用多个控制面，则有可能进一步提高颤振速度。

结论：单个颤振控制面可以有效地抑制机翼的颤振。特征值分组法对于简化复杂系统是一种严格而现实的方法，用该方法得到的简化颤振模型与原模型具有极其相似的响应特性，用李亚普诺夫直接法设计的模型参考自适应控制器对抑制机翼颤振是有效的。

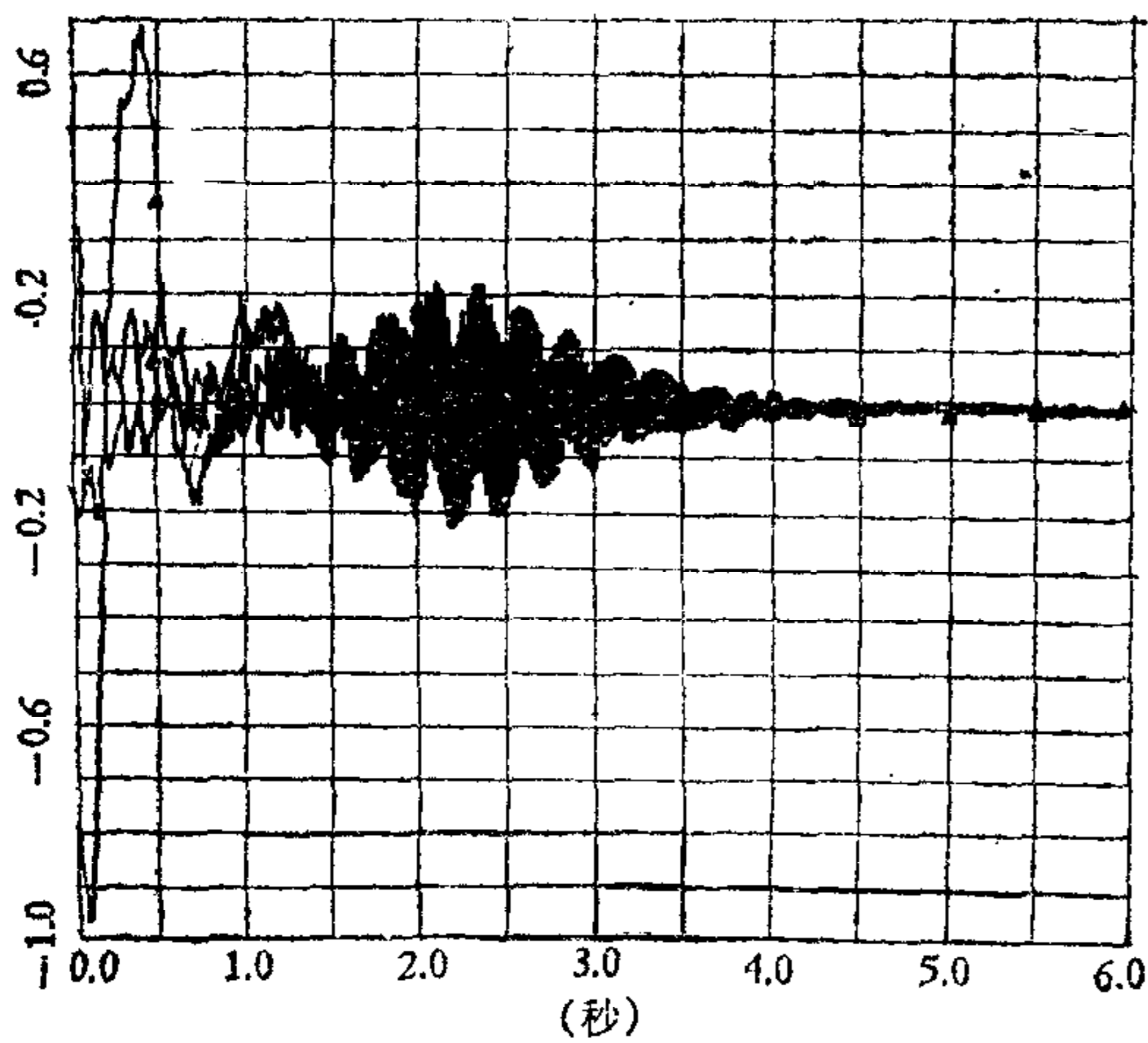


图6 自适应控制系统(1,2,3模态)的瞬态响应

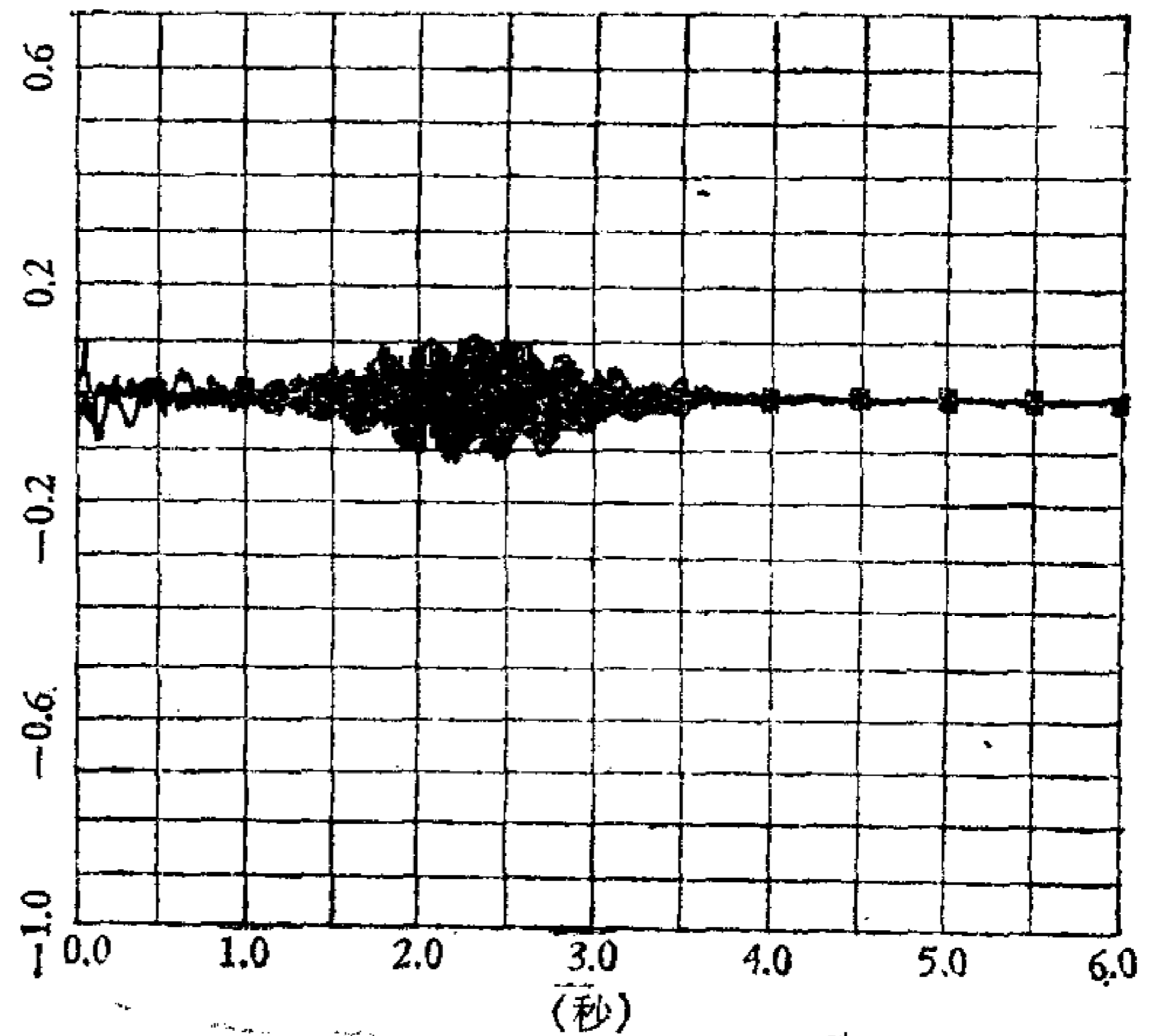


图7 自适应控制系统(4,5,6模态)的瞬态响应

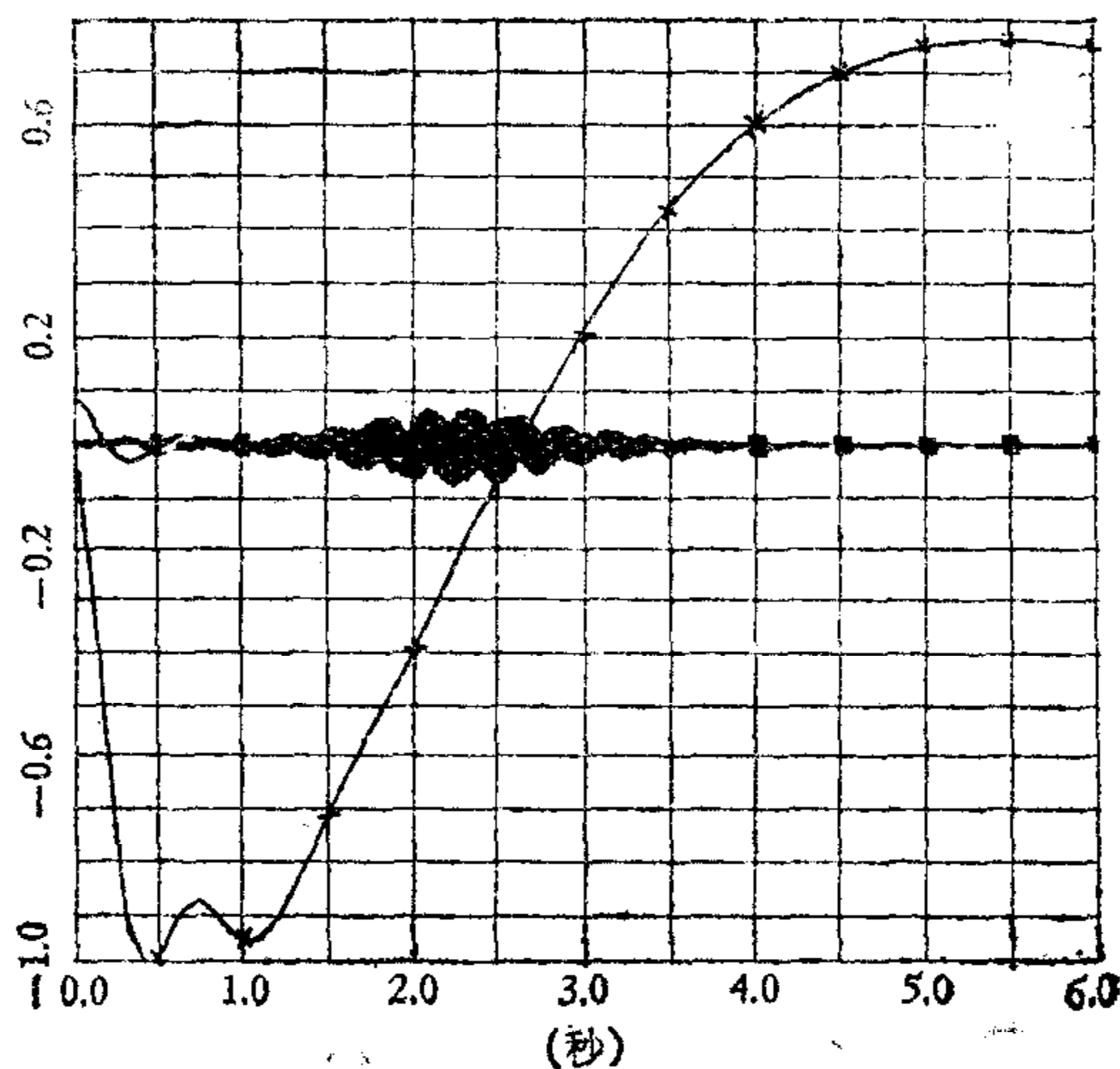


图8 自适应控制系统(7,8,9模态)的瞬态响应

参 考 文 献

- (1) Lan Weihua, Design of An Adaptive Wing Flutter Control System, LG83RROOO2, 1983.
- (2) Adaptive Control of Wing/Store, Report No. AFFDL-TR-79-3081, Honeywell System and Research Center, 2600 Ridgway Parkway, Minneapolis, Minnesota, 55413, 1979.
- (3) Yoan D. Landau, Adaptive Control--the Model Reference Approach, New York and Basel, Marcel Dopper, Inc., 1979.
- (4) Triplett W.E., Landy R.J., Irwin D.W., Preliminary Design of

Active Wing/Store Flutter Suppression System for Military Aircraft, McDonnell-Douglas Aircraft Co., 1974, AFFDL-TR-74-67.

- (5) Noll T.E., Huttzell L.E., and Cooley D.E, Wing/Store Flutter Suppression Investigation, **18** (1981), No.11.

THE DESIGN OF AN ADAPTIVE ACTIVE WING FLUTTER CONTROL SYSTEM

Lan Weihua

(Aeronautical Optics Machinery Research Institute of Chinese Aeronautical Establishment)

Abstract

A design method of an adaptive active wing flutter control system for a transport aircraft wing flutter model in 9 modes is described in this paper. The performance of the adaptive control law was evaluated in flight test simulation. The simulation result shows that the flutter velocity has been increased by 40.6%.