

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0356

含间隙非线性机翼跨声速颤振时滞反馈控制

聂雪媛, 郑冠男*, 杨国伟

(中国科学院力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 颤振主动控制会引入时滞, 对气动弹性系统闭环稳定性具有显著影响。针对当前考虑时滞的机翼颤振主动控制多集中在亚、超声速域, 采用线性气动力分析的研究现状, 结合现代飞机大都以跨声速巡航、控制面偏转为作动器进行主动控制的应用特点, 发展了考虑结构间隙非线性, 基于气动力降阶模型的跨声速颤振时滞反馈主动控制方法。首先, 以白噪声为激励信号, 辨识得到跨声速下非定常气动力降阶模型, 与间隙非线性结构模型耦合, 构建被控对象状态空间模型; 然后, 通过一种含积分项的状态变换将输入信号存在时滞的被控系统转化为无时滞的系统; 最后, 采用最优控制理论设计最优时滞反馈控制。仿真结果表明: 对于含时滞的系统, 若施加不考虑时滞影响的控制方法, 则无法抑制颤振, 所提控制方法的有效性不受时滞大小的影响, 可有效抑制颤振的发生。

关键词: 颤振抑制; 时滞系统; 反馈控制; 跨声速; 降阶模型; 间隙非线性

中图分类号: V221

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)10-1980-09

气动力与柔性结构相互作用会产生气动弹性颤振, 是气动弹性领域中最危险的一类动不稳定现象, 极易引发灾难性事故。颤振主动控制技术是目前研究最多的颤振抑制方法, 一般是通过在机翼上布置多个控制面, 控制其偏转改变作用在机翼上的气动力, 以达到抑制颤振的目的。

主动控制气动弹性系统包含作动器、传感器、控制器和数字滤波器等元器件, 其动态特性会导致最终作用于结构的控制力产生时滞^[1-2]。时滞会破坏控制器的控制性能, 甚至导致被控系统失稳。在气动弹性领域, 已有学者对此现象展开了研究。国内 Zhao^[3] 对不可压流场反馈通道存在延时的翼型气弹稳定性进行了研究, 指出在飞行器气动伺服弹性设计时, 不可忽略时滞影响。Huang 等^[4] 分析了输入延时对不可压流场的飞行器稳定性的影响, 并提出了一种最优控制方法抑制颤振。Cai 等^[5-6] 针对前向通道存在时延, 采用

控制和滑模变结构控制方法对二元翼型颤振进行控制, 指出不考虑时滞所设计的控制器无法有效抑制延时系统的颤振。Xu 等^[7] 研究了超声速下时滞对气动弹性系统颤振边界稳定性的影响。国外, Ramesh 和 Narayanan^[8] 对超声速下反馈通道存在时滞的翼型, 设计了状态反馈控制方法。Marzocca 等^[9] 研究了考虑时滞存在时, 对线性和非线性控制器作用下的二维翼型气动弹性系统稳定性的影响。Araujo 和 Santos^[10] 采用 Smith 预估方法研究了对控制通道存在不同时滞的颤振抑制效果。

就目前已有文献来看, 针对考虑时滞的颤振主动控制研究几乎都集中在亚、超声速域, 气动力计算基于线化气动力模型, 结构视为线性结构。然而, 现代民用/军用飞机大都以跨声速巡航, 激波位置对结构响应影响敏感, 较为精确的模拟气动力非线性的方法是计算流体力学(CFD), 但该方法计

收稿日期: 2020-07-23; 录用日期: 2020-09-19; 网络出版时间: 2020-10-09 14:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201009.1147.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(11702298, 11672303)

* 通信作者. E-mail: zhengguannan@imech.ac.cn

引用格式: 聂雪媛, 郑冠男, 杨国伟. 含间隙非线性机翼跨声速颤振时滞反馈控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(10): 1980-1988. NIE X Y, ZHENG G N, YANG G W. Time delay feedback control for transonic flutter of airfoil with free-play nonlinearity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(10): 1980-1988 (in Chinese).

算量太大,且难以用于控制器设计。此外,机翼控制面的铰链处普遍具有间隙,会引起刚度非线性现象^[2],间隙非线性对气动弹性有显著影响,在分析带控制面的机翼颤振问题时,必须加以考虑。

针对以上问题,本文基于气动力降阶模型(Reduced Order Model, ROM)技术,以含间隙非线性的二维翼型为对象,对输入信号存在延时的控制系统展开了跨声速机翼颤振时滞反馈主动控制方法的研究。通过状态变换,将时滞被控系统转换为不显含时滞的状态方程,进行最优时滞反馈控制。在数值仿真中,采用自适应时间步长以准确捕捉结构间隙切换点。

1 基于 CFD/ROM 的气动弹性模型

在跨声速域,CFD 方法能提供精确的非定常气动力。本文通过 CFD/CSD 耦合方法,以白噪声信号作为结构位移输入,通过系统辨识技术建立非定常气动力的自回归滑动平均(Auto Regressive Moving Average, ARMA)降阶模型。

1.1 控制方程

气动力计算采用基于 RANS 的三维 Navier-Stokes 控制方程,守恒型的流动方程可表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dV + \oint_S (\mathbf{G}_c - \mathbf{G}_v) \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{Q} 为守恒向量; \mathbf{G}_c 和 \mathbf{G}_v 分别为对流通量和黏性通量; S 为控制体 V 的边界面积; \mathbf{n} 为面的法向量; t 为物理时间。

方程(1)对无黏项离散采用 Roe 格式,黏性项离散采用二阶中心差分格式,时间推进采用双时间步。

1.2 结构运动方程

本文以含间隙非线性的带控制面二维翼型(见图 1)作为研究对象,俯仰方向结构刚度含有间隙非线性,非线性广义“位移-力”关系如图 2 所示。

$$M(\alpha) = \bar{M}(\alpha) k_\alpha \alpha = \begin{cases} (1 - \delta/\alpha) k_\alpha \alpha & \alpha > \delta \\ 0 & -\delta \leq \alpha \leq \delta \\ (1 + \delta/\alpha) k_\alpha \alpha & \alpha < -\delta \end{cases} \quad (2)$$

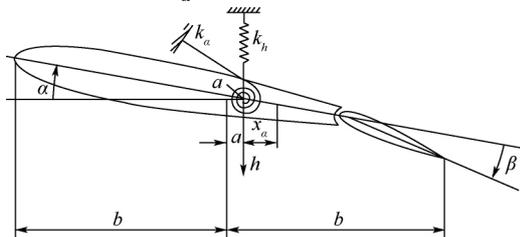


图 1 带控制面的二元翼型

Fig. 1 Two-dimensional airfoil with control surface

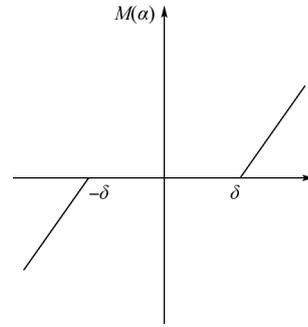


图 2 间隙非线性

Fig. 2 Free-play nonlinearity

式中: M 代表回复力矩, $\bar{M}(\alpha)$ 为分段线性函数, α 为俯仰角; k_α 为俯仰方向的刚度系数; δ 为间隙角阈值。

二元翼型的非线性控制方程可写为

$$\begin{bmatrix} m & mx_\alpha b \\ mx_\alpha b & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: h 为沉浮位移; b 为机翼半弦长; k_h 为沉浮方向刚度系数; m 为机翼质量; I_α 为机翼惯性矩; x_α 为弹性轴到机翼重心的无量纲距离; L 和 M 分别为气动力和力矩。

令 $\xi = h/b$, $\omega_h = \sqrt{k_h/m}$, $\omega_\alpha = \sqrt{k_\alpha/I_\alpha}$, $r_\alpha = \sqrt{I_\alpha/(mb^2)}$, $U^* = U_\infty/(b\omega_\alpha)$, $\tau = a_\infty t/(2b)$, U_∞ 为来流速度, a_∞ 为声速。对式(3)进行无量纲处理,得

$$M \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} \xi \\ \alpha \end{bmatrix} = f_a \quad (4)$$

式中:

$$M = \frac{1}{Ma_\infty^2} \begin{bmatrix} 1 & x_\alpha \\ 2x_\alpha & 1 \end{bmatrix}$$

$$K = \begin{bmatrix} 4 \left(\frac{\omega_h}{U^* \omega_\alpha} \right)^2 & 0 \\ 0 & \frac{4}{U^{*2}} \bar{M}(\alpha) \end{bmatrix}$$

$$f_a = \begin{bmatrix} -\frac{2C_l}{\pi\mu} \\ \frac{8C_m}{\pi\mu r_\alpha^2} \end{bmatrix}$$

其中: $\mu = m/(\rho\pi b^2)$; $Ma_\infty = U_\infty/a_\infty$; C_l 和 C_m 分别为升力和俯仰力矩系数; ρ 为来流密度。

定义 $x_s = [\xi \quad \alpha \quad \dot{\xi} \quad \dot{\alpha}]^T$, 则式(4)可转换为状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_s = A_s x_s + B_s F_a \\ \eta = C_s x_s \end{cases} \quad (5)$$

式中: $A_s = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & I \\ -M^{-1}K & \mathbf{0} \end{bmatrix}$; $B_s = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & M^{-1} \end{bmatrix}$; $C_s =$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; F_a = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ f_a \end{bmatrix}; \boldsymbol{\eta} = [\xi \quad \alpha]^T$$

1.3 基于 ARMA 的开环气动弹性模型

对于模型辨识而言,最重要的是激励信号的选取。一般来说,要求激励信号能够激起被辨识系统所关心的所有频段的信号。本文选取随机信号作为结构位移,与 CFD 耦合,计算得到在该激励下的气动力输出。对输入白噪声,输出非定常气动力的信号采用系统辨识方法,选用 ARMA 差分模型对气动力建模。该模型具有时间域离散形式,如下:

$$f_a(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i f_a(k-i) + \sum_{i=0}^{nb-1} B_i \boldsymbol{\eta}(k-i) \quad (6)$$

式中: f_a 代表气动力向量; $\boldsymbol{\eta}$ 为结构位移输入向量; A 、 B 为要辨识的系统模型参数; na 和 nb 分别为输出和输入的延迟阶数。

方程(6)通过变量代换,可以化为状态方程离散形式(见(7))。具体推导过程可详见文献[11]。

$$\begin{cases} \mathbf{x}_a(k+1) = \mathbf{G}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{H}_a \boldsymbol{\eta}(k) \\ f_a(k) = \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{D}_a \boldsymbol{\eta}(k) \end{cases} \quad (7)$$

由于结构方程为连续系统,需要对气动力离散结构转换为连续系统,通过双边变换,可得气动力的连续系统状态空间为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_a = \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a + \mathbf{B}_a \boldsymbol{\eta} \\ f_a = \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a \end{cases} \quad (8)$$

将方程(5)与方程(8)耦合,可得开环气动弹性模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{sa} = \mathbf{A}_{sa} \mathbf{x}_{sa} \\ \mathbf{y}_{sa} = \mathbf{C}_{sa} \mathbf{x}_{sa} \end{cases} \quad (9)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}_{sa} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_s + \mathbf{B}_s \mathbf{D}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{B}_s \mathbf{C}_a \\ \mathbf{B}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{A}_a \end{bmatrix}; \mathbf{x}_{sa} = [\mathbf{x}_s \quad \mathbf{x}_a]^T;$$

$$\mathbf{y}_{sa} = \boldsymbol{\eta}; \mathbf{C}_{sa} = [\mathbf{C}_s \quad \mathbf{0}]$$

值得注意的是,从式(9)可以看出,该方程中系数矩阵 \mathbf{A}_{sa} 包含分段线性函数 $\bar{M}(\alpha)$,因此该方程为非线性方程。由于间隙非线性属于不光滑非线性,本文所研究的结构具有2个切换点 $\pm \delta$ (见图2),若采用时间步长固定的龙格库塔方法求解,将无法准确捕捉到间隙非线性切换点的变化。为此,本文采用二分法^[12]搜索切换点确定自适应时间步长的龙格库塔法对式(9)进行求解。

2 时滞反馈主动控制设计

2.1 时滞控制系统

对式(9)所描述的气动弹性模型,可通过控制面偏转,其目的是引入附加气动力来抑制颤振。引入控制作用后的闭环气动弹性结构框图如图3所示(开关拨到1点,不考虑控制信号的延时)。

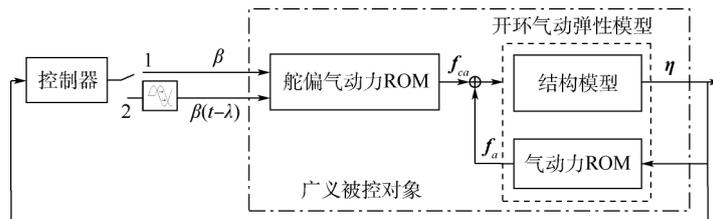


图3 气动弹性系统闭环控制框图

Fig. 3 Block diagram of closed-loop control of aeroelastic system

图3中: β 为控制面偏转角,代表控制器输出量, f_{ca} 为控制面偏转角偏转引起的气动力。 λ 为时滞。该气动力模型采用1.3节方法建立了控制面偏转气动力降阶模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_c = \mathbf{A}_{ca} \mathbf{x}_c + \mathbf{B}_{ca} \beta \\ f_{ca} = \mathbf{C}_{ca} \mathbf{x}_c + \mathbf{D}_{ca} \beta \end{cases} \quad (10)$$

式中: \mathbf{x}_c 为控制面偏转状态变量; \mathbf{A}_{ca} 、 \mathbf{B}_{ca} 、 \mathbf{C}_{ca} 、 \mathbf{D}_{ca} 为该模型的系数矩阵。

将式(9)和式(10)合并,即可得广义被控对象模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{sac} = \mathbf{A}_{sac} \mathbf{x}_{sac} + \mathbf{B}_{sac} \beta \\ \mathbf{y}_{sac} = \mathbf{C}_{sac} \mathbf{x}_{sac} \end{cases} \quad (11)$$

$$\text{式中: } \mathbf{x}_{sac} = [\mathbf{x}_s \quad \mathbf{x}_a \quad \mathbf{x}_c]^T; \mathbf{A}_{sac} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{sa} & \mathbf{B}_{sa} \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_{ca} \end{bmatrix}; \mathbf{B}_{sa} =$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{B}_s \mathbf{C}_{ca} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}; \mathbf{B}_{sac} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_s \mathbf{D}_{ca} \\ \mathbf{B}_{ca} \end{bmatrix}; \mathbf{C}_{sac} = [\mathbf{C}_{sa} \quad \mathbf{0}]$$

当控制器存在时滞 λ 时(即在如图3所示的控制系统中开关拨到点2),广义被控对象模型可描述为

$$\dot{\mathbf{x}}_{sac} = \mathbf{A}_{sac} \mathbf{x}_{sac} + \mathbf{B}_{sac} \beta(t - \lambda) \quad (12a)$$

$$\mathbf{y}_{sac} = \mathbf{C}_{sac} \mathbf{x}_{sac} \quad (12b)$$

2.2 考虑时滞的控制方法设计

定义变量 $z(t)$ 如下:

$$z(t) = \mathbf{x}_{sac} + \int_{t-\lambda}^t e^{-\mathbf{A}_{sac}(s-t)} e^{-\mathbf{A}_{sac}\lambda} \mathbf{B}_{sac} \beta(s) ds \quad (13)$$

将该变量代入式 (12a), 由文献 [13] 可知, 式 (12a) 可变为不显含时滞的系统:

$$z' = A_{sac} z + e^{-A_{sac}\lambda} B_{sac} \beta(t) \quad (14)$$

可以证明, 只要系统 (12a) 是完全可控的, 则系统 (14) 也是完全可控的。

当时滞 λ 已知时, 式 (14) 所描述的系统为分段线性系统 (考虑结构间隙非线性, 系数 A_{sac} 为分段线性矩阵), 本文对分段子系统采用最优反馈控制, 通过极小化式 (15) 所示的目标函数, 获得控制器最优控制量 β 。

$$J = \int_0^\infty [z^T T z + \beta^T R \beta] dt \quad (15)$$

式中: T 和 R 分别为状态变量和控制变量的加权矩阵。

控制器的输出最优控制量为

$$\beta(t) = -R^{-1} (e^{-A_{sac}\lambda} B_{sac})^T P z(t) \quad (16)$$

式中: P 为 Ricatti 方程的解。

对式 (14) 所示的分段线性系统采用式 (16) 所示的最优控制, 即可实现颤振主动控制。

由式 (13) 可知, 实际系统状态变量 x_{sac} 的求解中包含了积分项 $\int_{t-\lambda}^t e^{-A_{sac}(s-t)} e^{-A_{sac}\lambda} B_{sac} \beta(s) ds$, 对于任意时滞 λ , 总可以写成 $\lambda = lT - n$, T 为连续系统采样周期, l 为大于 0 的整数, $0 \leq n < T$ 。在实际控制中, 控制器输出的控制量通过保持器将数字电路中的离散信号转换为连续信号, 以零阶保持器为例:

$$\beta(t) = \beta(kT) \quad kT \leq t \leq (k+1)T \quad (17)$$

基于上述思路, 通过积分变量替换, 式 (13) 中的积分项可以用不同历史采样时刻的控制量来表示^[14]。

$$\begin{aligned} \int_{t-\lambda}^t e^{-A_{sac}(s-t)} e^{-A_{sac}\lambda} B_{sac} \beta(s) ds = & G(\Delta t - n) B_{sac} \beta(t - l\Delta t) + \\ & F(n - \Delta t) G(\Delta t) B_{sac} \beta(t - (l-1)\Delta t) + \\ & F(n - 2\Delta t) G(\Delta t) B_{sac} \beta(t - (l-2)\Delta t) + \dots + \\ & F(n - (l-1)\Delta t) G(\Delta t) B_{sac} \beta(t - \Delta t) \end{aligned} \quad (18)$$

式中: $F(t) = e^{A_{sac}t}$; $G(t) = \int_0^t e^{A_{sac}s} ds$ 。

由式 (18) 可以看出, 系统当前时刻的状态与控制量的历史数据相关, 而历史数据的长度则取决于时滞 λ 的大小。

3 算例与分析

以图 1 所示的含间隙非线性二元机翼为例^[15-16], 考虑控制信号存在时滞, 对跨声速机翼颤振进行主动控制。该模型无量纲参数设置选自

文献 [15], 如表 1 所示。计算工况为马赫数 $Ma_\infty = 0.8$, 迎角为 0° 。

表 1 模型无量纲参数

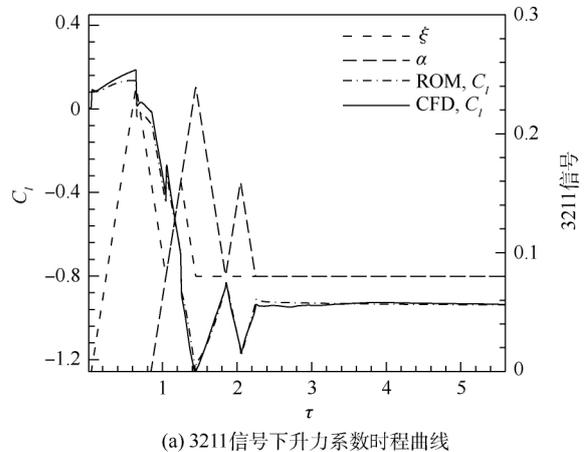
Table 1 Non-dimensional parameters of model

参数	数值
x_α	0.25
r_α	0.629
ω_h / ω_α	0.708
μ	36.15
δ	0.001 745

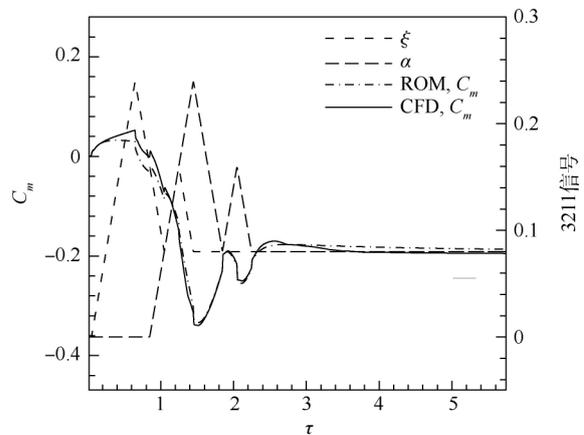
以滤波白噪声作为结构位移, 辨识得到非定常气动力离散模型 (7), 通过双边变换, 最终得到连续状态方程 (8)。

为验证辨识模型的准确性, 先以常用的 3211 信号作为位移 η 的给定输入, 进行 CFD 非定常气动力计算, 并与模型 (8) 的计算输出结果进行比较, 如图 4 所示。

进一步, 按照文献 [15] 设置初始扰动, 即选取结构位移初值 $x_{s0} = [0 \ 0.002 \ 8 \ 0 \ 0.001]^T$, 在 $Ma_\infty = 0.8 U^* = 1.48$ 工况下, 计算气动力降阶



(a) 3211 信号下升力系数时程曲线



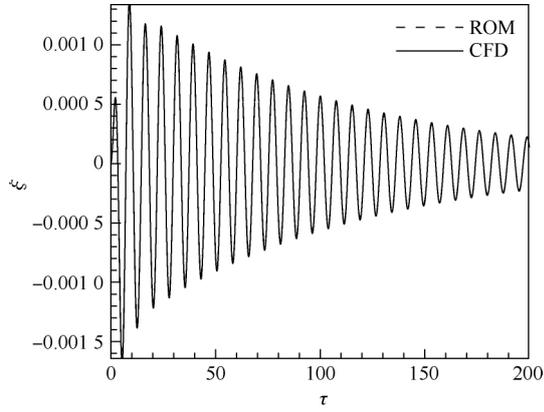
(b) 3211 信号下俯仰力矩系数时程曲线

图 4 3211 信号激励下 ROM 和 CFD 计算的气动力结果比较

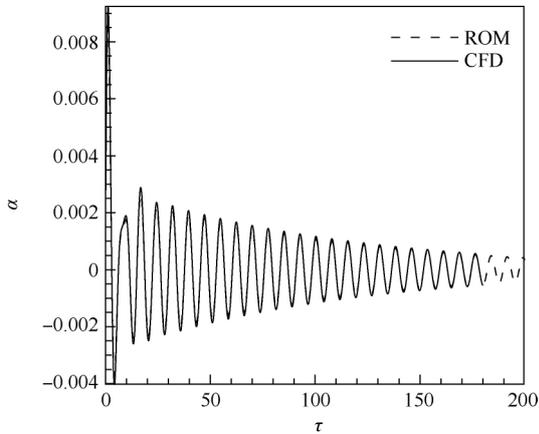
Fig. 4 Comparison of aerodynamic forces with ROM and CFD excited by 3211 signals

模型与结构耦合的开环气弹模型(9)的响应,并与CFD/CSD直接耦合得到的结果进行比较,如图5所示。可以看出,基于气动力降阶模型得到的开环模型(9)具有较高计算精度,能够替代CFD/CSD的直接耦合计算。

图6给出了该工况下俯仰角的相轨迹。可以看出,俯仰角从初始位置(0.0028, 0.01)出发,在



(a) 沉浮位移



(b) 俯仰位移

图5 ROM和CFD结算结构响应结果比较
($Ma_\infty = 0.8U^* = 1.48$)

Fig. 5 Comparison of structure response result with ROM and CFD ($Ma_\infty = 0.8U^* = 1.48$)

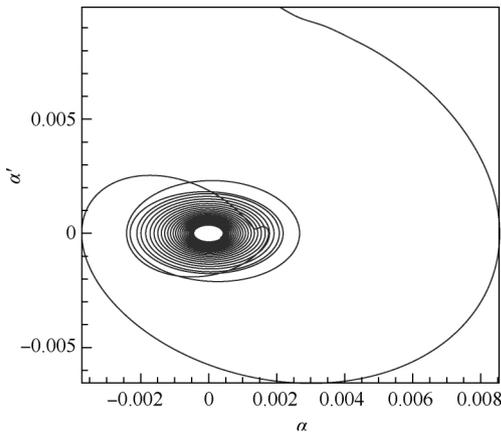


图6 俯仰角相轨迹($Ma_\infty = 0.8U^* = 1.48$)

Fig. 6 Phrase portrait of pitch angle at $Ma_\infty = 0.8U^* = 1.48$

气动力的作用下逐渐向原点位置收敛,结构是稳定的。继续增大 U^* ,当 $U^* = 1.72$ 时(文献[15]在该工况初始条件下 $U^* = 1.7$),系统出现极限环振荡,如图7所示。

针对图7所发生的极限环振荡,采用控制面偏转的方式加以控制。图8为给定控制面板偏转

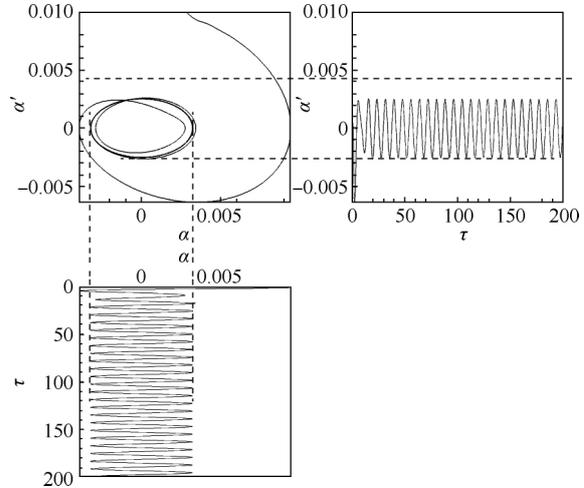
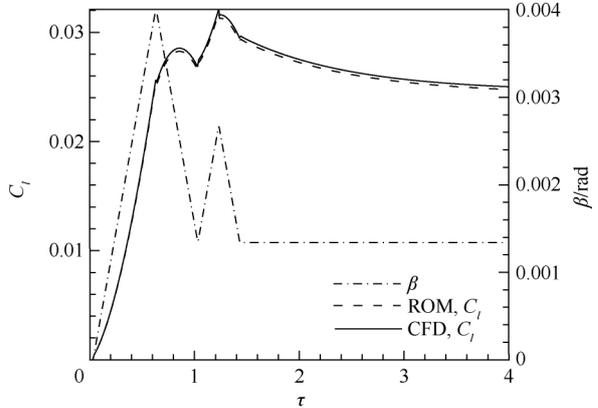
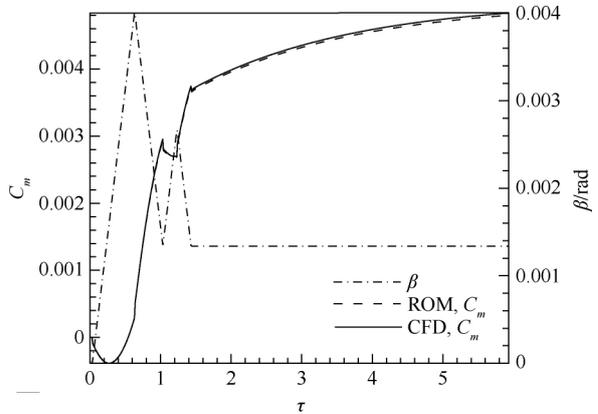


图7 俯仰方向极限环振荡($Ma_\infty = 0.8U^* = 1.48$)

Fig. 7 Limit-cycle oscillation of pitch at $Ma_\infty = 0.8U^* = 1.48$



(a) 给定控制面偏转3211信号激励下的升力系数



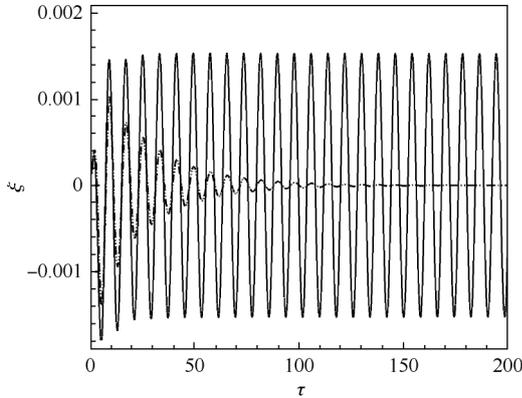
(b) 给定控制面偏转3211信号激励下的俯仰力矩系数

图8 3211信号控制面偏转输入控制面ROM和CFD计算的气动力结果比较

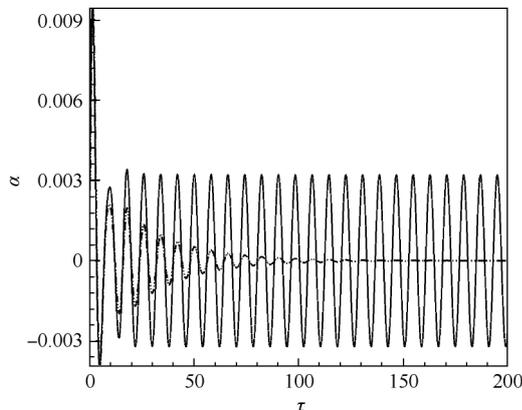
Fig. 8 Comparison of control surface aerodynamic forces with ROM and CFD excited by 3211 deflection input signals

3211 信号、CFD 计算结果与白噪声信号辨识得到的气动力模型(10)的结果比较。

若控制通道不存在时滞,即图 3 所示开关接通点 1,此时采用常规的最优控制方法即可控制住颤振,如图 9 所示。控制器输出控制量的变化如图 10 所示。考虑到系统(11)状态的可观性,本算例对式(15)中的状态加权矩阵 Q 选为对角阵,对角线元素为 100,控制加权矩阵 R 设为 50。



(a) 沉浮位移时程曲线



(b) 俯仰运动时程曲线

—— 开环系统 - - - - - 闭环系统

图 9 无时滞系统颤振控制效果

Fig. 9 Flutter control result for system without delay

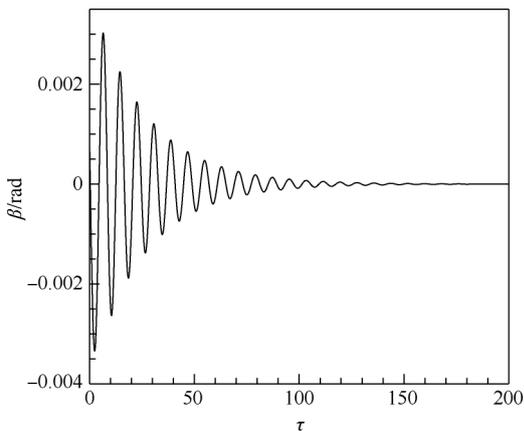
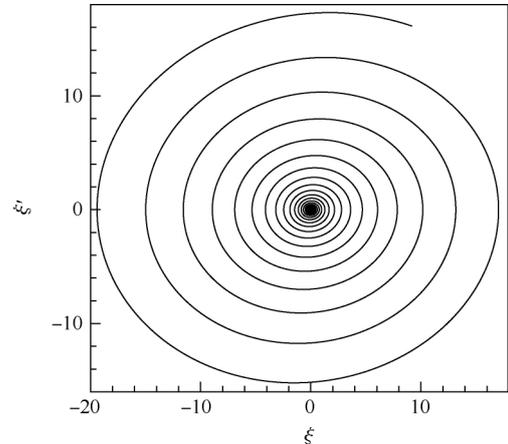


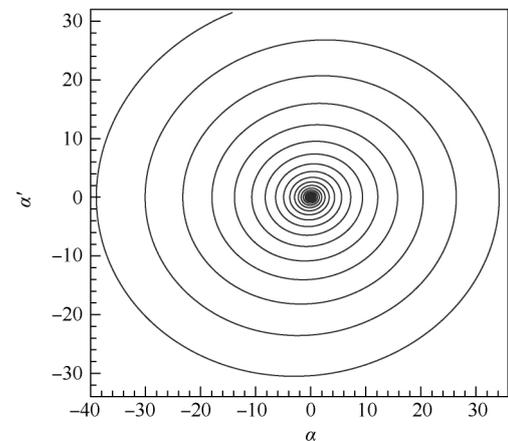
图 10 闭环控制系统控制面偏转角

Fig. 10 Control surface deflection of closed-loop control system

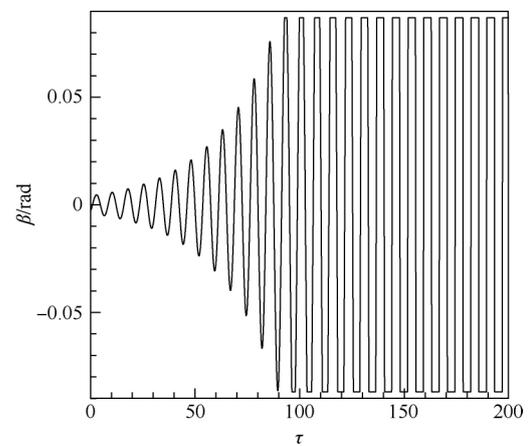
若图 3 所示系统控制信号存在时滞,即开关接通点 2,继续采用不考虑时滞的控制方法,在时滞 λ 较小时,控制方法是有效的。但当增大到一定值时(本算例中为无量纲时间 0.37, $T = 0.05$)其控制后的系统响应相轨迹如图 11 所示。可以看出,即使控制面偏转到最大可允许偏转角,但结构响应的相轨迹在整个相平面发散,系统出



(a) 沉浮运动相轨迹曲线



(b) 俯仰运动相轨迹曲线



(c) 控制面偏转角时程曲线

图 11 时滞系统的无时滞控制相平面图及控制面偏转角

Fig. 11 Phase portrait of no delay control for system with time delay and corresponding control surface deflection

现失稳,控制方法失效。

在这种情况下,采用本文提出的考虑延时设计的控制方法(16),对该系统进行颤振控制,此时 $l = 8, m = 0.03$,控制后的结构位移相轨迹如图12所示。

从图12可以看出,在控制作用下,翼型位移从初始状态出发,在相平面内其运动轨迹形成一

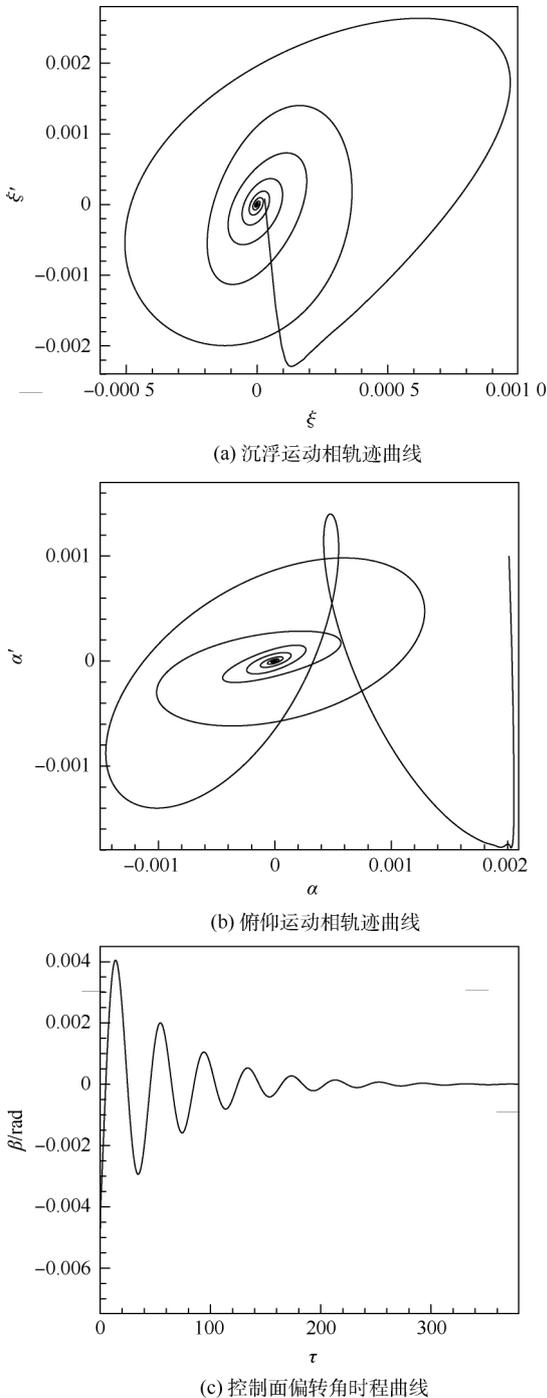


图12 考虑时滞的控制器对时滞系统颤振控制的相平面图及控制面偏转角($\lambda = 0.37$)

Fig. 12 Phase portrait of flutter control for system with time delay exerted by controller designed with time delay and corresponding control surface deflection at $\lambda = 0.37$

条封闭曲线,收敛于各自的平衡态(0,0)。

继续增大时滞,图13为无量纲时滞 $\lambda = 1.6$ 时,颤振控制的翼型位移相轨迹及控制面偏转角。可以看出,考虑时滞设计的控制方法在大时滞下仍然有效。

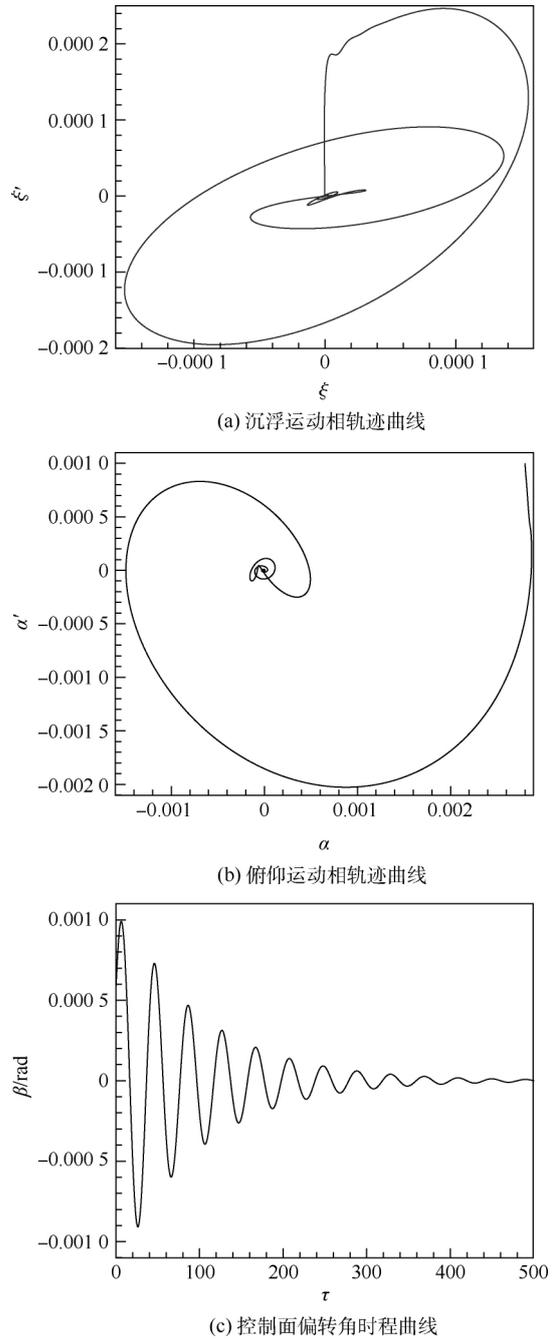


图13 考虑时滞的控制器对时滞系统颤振控制的相平面图及控制面偏转角($\lambda = 1.6$)

Fig. 13 Phase portrait of flutter control for system with time delay exerted by controller designed with time delay and corresponding control surface deflection at $\lambda = 1.6$

4 结论

1) 跨声速下,以含间隙非线性的翼型为研究

对象,对输入信号存在时滞的闭环气动弹性系统颤振主动控制方法进行了研究。基于非常气动力降阶模型结合间隙非线性具有分段线性的特点,建立了非线性被控气动弹性模型,通过引入含积分项的状态变换,将时滞被控系统转换为无时滞系统,并在此基础上进行最优反馈控制设计,所设计的控制量考虑了时滞的影响。

2) 使用针对无时滞系统所设计的控制方法,对存在时滞的系统进行颤振主动控制,其控制效果随时滞增大而减弱,直到增大到某一临界值(本算例为无量纲时间 0.37)时,控制方法失效;本文提出的时滞反馈控制方法能有效地处理控制通道的时滞,实现颤振主动抑制,可行性不受时滞大小的影响。

下一步工作将在此基础上,考虑不确定时滞对气动弹性系统稳定性的影响,时滞不再是事先确定的常数,应研究如何设计控制方法提高系统的稳定性。

参考文献 (References)

- [1] 王在华,胡海岩.时滞动力系统的稳定性与分岔:从理论走向应用[J].力学进展,2013,43(1):3-20.
WANG Z H, HU H Y. Stability and bifurcation of delayed dynamic systems: From theory to application[J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(1): 3-20 (in Chinese).
- [2] 胡海岩,赵永辉,黄锐.飞机结构气动弹性分析与控制研究[J].力学学报,2016,48(1):1-27.
HU H Y, ZHAO Y H, HUANG R. Studies on aeroelastic analysis and control of aircraft structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(1): 1-27 (in Chinese).
- [3] ZHAO Y H. Stability of a time-delayed aeroelastic system with a control surface[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(1): 72-77.
- [4] HUANG R, HI H Y, ZHAO Y H. Designing active flutter suppression for high-dimensional aeroelastic systems involving a control delay[J]. Journal of Fluids and Structures, 2012, 34: 33-50.
- [5] LUO M X, GAO M Z, CAI G P. Delayed full-state feedback control of airfoil flutter using sliding mode control method[J]. Journal of Fluids and Structures, 2016, 61: 262-273.
- [6] GAP M Z, CAI G P. Finite-time fault-tolerant control for flutter involving control delay[J]. Journal of the Franklin Institute, 2016, 353(9): 2009-2029.
- [7] XU B, ZHANG W, MA J. Stability and Hopf bifurcation of a two-dimensional supersonic airfoil with a time-delayed feedback control surface[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 77(3): 1-19.
- [8] RAMESH M, NARAYANAN S. Controlling chaotic motions in a two-dimensional airfoil using time-delayed feedback[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 239(5): 1037-1049.
- [9] MARZOCCA P, LIBRESU L, SILVA W A. Time-delay effects on linear/nonlinear feedback control of simple aeroelastic systems[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(1): 53-62.
- [10] ARAUJO J M, SANTOS T L M. Control of second-order asymmetric systems with time delay: Smith predictor approach[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 137: 106355.
- [11] 聂雪媛,杨国伟.基于CFD降阶模型的阵风减缓主动控制研究[J].航空学报,2015,36(4):1103-1111.
NIE X Y, YANG G W. Gust alleviation active control based on CFD reduced-order models[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1103-1111 (in Chinese).
- [12] 黄程德,郑冠男,杨国伟,等.基于CFD/CSD耦合含间隙三维全动舵面气动弹性研究[J].应用力学学报,2018,35(1):1-7.
HUANG C D, ZHENG G N, YANG G W, et al. Aeroelastic study of a three dimensional all-movable wing with free play using CFD/CSD coupling[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2018, 35(1): 1-7 (in Chinese).
- [13] KWON W H, PEARSON A E. Feedback stabilization of linear systems with delayed control[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1980, 25(2): 266-269.
- [14] CAI G P, HUANG J Z. Instantaneous optimal method for vibration control of linear sampled-data systems with time delay in control[J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 262(5): 1057-1071.
- [15] KIM D H, LEE I. Transonic and low-supersonic aeroelastic analysis of a two-degree-of-freedom airfoil with a freeplay nonlinearity[J]. Journal of Sound and Vibration, 2000, 234(5): 859-880.
- [16] HE S, YANG Z C, GU Y S. Nonlinear dynamics of an aeroelastic airfoil with free-play in transonic flow[J]. Nonlinear Dynamics, 2017, 87(4): 2099-2125.

Time delay feedback control for transonic flutter of airfoil with free-play nonlinearity

NIE Xueyuan, ZHENG Guannan^{*}, YANG Guowei

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems of Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In active control of flutter, time delays are inevitably introduced and have significant influence on the stability of the closed-loop controlled aeroelastic system. At present, study on the flutter suppression has been focused on subsonic and supersonic regimes, where aerodynamic forces are modeled with the linear theory. However, it is noticed that civil or military aircraft usually cruise at the transonic regime, and the control surface deflection is used as a control variable in the active control. In view of the above situation, the method of time delay feedback control for free-play nonlinear system transonic flutter is developed based on the aerodynamic forces reduced order modeling. In the method, the unsteady aerodynamic forces models for transonic regime were firstly identified with the white noise as excitation signals, and were combined with free-play nonlinear structure model to construct the state-space models for the controlled aeroelastic system. Then, a state transformation with the integral item was introduced to make the input-delay system be transformed into a system without delay. Finally, optimum time delay feedback control is designed by optimum control theory. Simulation results indicate that, for the system with time delay, the control algorithm may fail to suppress the flutter if time delay is not considered in control design. The effectiveness of the proposed time delay feedback control algorithm isn't influenced by the magnitude of the time delays. The developed method can obtain excellent flutter suppression results with either small or large input time delay.

Keywords: flutter suppression; time delay system; feedback control; transonic; reduced-order model; free-play nonlinearity

Received: 2020-07-23; **Accepted:** 2020-09-19; **Published online:** 2020-10-09 14:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201009.1147.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11702298, 11672303)

* **Corresponding author.** E-mail: zhengguannan@imech.ac.cn