

文章编号:1000-6893(2010)01-0012-07

基于降阶模型的气动弹性主动控制律设计

陈刚¹, 李跃明¹, 闫桂荣¹, 徐敏²

(1. 西安交通大学 强度与振动教育部重点实验室, 陕西 西安 710049)

(2. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

Design of Active Control Law for Aeroelastic Systems via Reduced Order Models

Chen Gang¹, Li Yueming¹, Yan Guirong¹, Xu Min²

(1. MOE Key Laboratory for Strength & Vibration, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

(2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要: 流体/结构耦合数值模拟是目前解决复杂气动弹性问题精度最高的方法。但由于计算效率比较低,模型阶数过高,不能直接用于气动弹性系统的主动控制律设计。为了对主动控制系统设计提供高效高精度状态空间模型,研究了气动弹性系统的时域正则正交分解(POD)/降阶模型(ROM)方法,并引入平衡截断(BT)技术进一步降低时域 POD/ROM 的阶数,从而有效克服了时域 POD/ROM 阶数过高的缺点。在此基础上建立了基于 POD-BT/ROM 的气动伺服弹性降阶方程。以 AGARD445.6 机翼为例,说明了时域 POD/ROM 建模的各个细节,并将其用于气动弹性主动控制律的设计。计算结果表明,POD/ROM 具有接近计算流体力学(CFD)/计算结构动力学(CSD)耦合计算的精度,同时又大大提高了计算效率约 1~2 个量级,是一种高精度高效率的气动弹性主动控制系统设计工具。

关键词: 主动控制; 降阶模型; 正则正交分解; 计算流体力学; 气动弹性力学

中图分类号: V215.3; V249.121 **文献标识码:** A

Abstract: Currently the method of highest accuracy for complex aeroelastic systems is fluid-structure coupled numerical simulation. However, because of its low efficiency and higher order, it cannot be directly used to design the active control law for an aeroelastic system. To deal with the problem, a reduced order model (ROM) based on time-domain proper orthogonal decomposition (POD) is investigated. The order of time-domain POD/ROM is much higher than that of the frequency-domain POD/ROM; therefore a POD-BT/ROM is developed by introducing the balanced truncation (BT) method in control theory. Then a reduced-order aeroservoelastic model based on POD-BT/ROM is built. Details of the construction of time-domain POD/ROM and the design of active control law are demonstrated by AGARD 445.6 wing. The numerical results show that the POD/ROM has nearly the same accuracy as the computational fluid dynamics (CFD)/computational structure dynamics (CSD) coupled method and it improves the computation efficiency by about 1-2 orders of magnitude. It is a highly efficient and accurate active control law design tool for aeroelastic systems.

Key words: active control; reduced order model; proper orthogonal decomposition; computational fluid dynamics; aeroelasticity

随着计算气动弹性力学的发展,可以直接在时域内预测飞行器任意运动下的气动弹性响应,避免了有理函数逼近所需的频域到时域的变换和不能很好描述非线性响应的不足。但是,直接利用计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)/计算结构动力学(Computational Structure Dynamics, CSD)耦合数值模拟技术在时域内进行系统分析与综合也产生了一些问题。

主要是 CFD/CSD 耦合计算时间耗费太大。特别是对于需要反复迭代修改的多学科优化初步设计阶段,其计算量更为巨大,很不便于应用。为了解决这个问题,美国在 20 世纪 90 年代后期提出了建立非定常气动力降阶模型(Reduced Order Model, ROM)的想法^[1]。ROM 强调建立一个简单的数学模型,该模型即能以较高精度反映气动弹性系统的主要动力学特性,计算量不太大,又能够方便地用于多学科优化的初步设计阶段,该思想提出后立刻就得到了学术界和工程界的广泛关注,成为目前计算气动弹性领域的一个研究热点。

收稿日期: 2008-11-18; 修订日期: 2009-03-21
基金项目: 国家“973”计划(61355010301); 国家自然科学基金(10902082); 中国博士后科学基金(20070411130)
通讯作者: 陈刚 E-mail: aachengang@mail. xjtu. edu. cu

基于系统辨识的 Volterra/ROM 或 ARMA (Auto-Regressive and Moving Average) 模型目前在国内外都已经有了较多的研究结果。从建模方法、求解器开发到应用都有了较深入和系统的研究,基本上已经成熟^[1-5]。由于系统辨识的方法着眼于系统的输入输出,对于流场分辨率较低,因此基于系统辨识的方法难以模拟较强的气动非线性,一般只能用于结构小变形的情况,例如对于大变形如颤振边界外的系统运动和非线性极限环显得无能为力^[1,5]。此外对于需要知道流场结构的流动主动控制系统设计,系统辨识方法效果也是有限的。因此基于正则正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)的能模拟较强非线性气动弹性现象的 POD/ROM 成为当前最受关注的降阶模型方法。J. L. Lumley^[6]首先将 POD 方法应用于流体力学中研究湍流。M. C. Romanowski 等将 POD 应用到时域离散 Euler 方程和频域 Euler 方程中进行二维翼型的气动弹性降阶,阐述了计算气动弹性力学框架下的 POD/ROM 建模方法^[7-8]。很快 POD/ROM 就被推广到三维机翼^[9]和复杂外形的全机气动弹性分析^[5,10]。随后 POD 方法开始用于非线性气动弹性,例如跨声速壁板的非线性颤振特性^[11]和极限环的预测^[12]。

目前国外对 POD/ROM 的研究主要集中在方法本身及对非线性气动弹性的模拟上。而对于 POD/ROM 在气动弹性系统主动控制律的设计中的应用研究还非常少,尚未见到公开报道。由于计算量、模型阶数和实现难度相对较小且不考虑控制系统建模目前研究较多的是频域 POD/ROM。但是时域 POD/ROM 能够捕捉更多的流场信息,对流场参数变化具有更强的鲁棒性,这在设计气动弹性系统的主动控制律时具有较强的优势。本文将系统研究基于时域 POD/ROM 的气动弹性系统建模、求解器开发及主动控制律设计方法,并利用控制理论中的平衡截断^[13](Balanced Truncation, BT)技术对时域 POD/ROM 进行进一步的降阶,从而克服其相对于频域 POD/ROM 阶数过高的缺点,使之获得与频域 POD/ROM 相当的性能,将 POD/ROM 的应用扩展到气动弹性主动控制律设计中。

1 POD 理论

POD 方法是要利用 n 维空间 $\Omega \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 中的一组数据集 $\{x^k\}$, $x^k \in \mathbf{C}^n$ (称之为快照, snapshot) 来寻找一个 m ($m \ll n$) 维正交子空间 $\Psi \in$

$\mathbf{R}^{n \times m}$, 使得 $\{x^k\}$ 到 Ψ 的映射误差最小, 即

$$\left. \begin{aligned} G &= \min_{\Phi} \sum_{k=1}^m \|x^k - \Phi \Phi^H x^k\| = \sum_{k=1}^m \|x^k - \Psi \Psi^H x^k\| \\ \Phi^H \Phi &= I \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式(1)的最小值问题可以转化为如下的一个最大值问题:

$$\left. \begin{aligned} H &= \max_{\Phi} \sum_{k=1}^m \frac{\langle (x^k, \Phi)^2 \rangle}{\|\Phi\|^2} = \sum_{k=1}^m \frac{\langle (x^k, \Psi)^2 \rangle}{\|\Psi\|^2} \\ \Phi^H \Phi &= I \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: (\cdot, \cdot) 为内积; $\langle \cdot \rangle$ 为平均操作符, 如果快照是由数值仿真得到的那么该符号可以从式(2)中去掉。对于式(2)这个有约束优化问题可以通过标准的优化技术得到如下的拉格朗日方程:

$$J(\Phi) = \sum_{k=1}^m (x^k, \Phi)^2 - \lambda (\|\Phi\| - 1) \quad (3)$$

式中: λ 为拉格朗日乘子。将目标函数 $J(\Phi)$ 对 Φ 求偏导数, 得

$$\frac{d}{d\Phi} J(\Phi) = 2XX^H \Phi - 2\lambda \Phi \quad (4)$$

式中: 矩阵 $X = \{x^1, x^2, \dots, x^m\}$ 为快照点的集合, 称为快照矩阵。令式(4)为零, 就能得到式(3)的最优解为

$$(XX^H - \lambda I) \Phi = 0 \quad (5)$$

式(5)是一个实对称矩阵特征值问题。由于 X 是一个 $n \times m$ 阶的大型矩阵, 那么 POD 核 $R = XX^H$ 为 $n \times n$ 的矩阵, 求解这样一个大型矩阵的特征值和特征向量在计算上会遇到许多困难。由于矩阵 R 的秩 $\text{rank}(R) = m$, 那么式(5)可以简化为一个 m 维的特征值问题进行求解, 即

$$\left. \begin{aligned} X^H X V &= V \Lambda \\ \Psi &= X V \Lambda^{-1/2} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

矩阵 Ψ 中的每一个列向量 ψ_i 都对应于一个实特征值 λ_i 。 λ_i 表征的物理意义是向量 ψ_i 对快照矩阵的贡献, 它的值越大表明 ψ_i 的贡献越大。将特征值 λ_i 从大到小排列, $\lambda_1 > \lambda_2 > \dots > \lambda_m$ 。取前 r 个特征值和它对应的特征矩阵 Ψ_r 来代替 Ψ , 把满阶向量 $x^{n \times 1}$ 映射到 Ψ_r 上就能使模型的阶数降低, 即

$$x^{n \times 1} = \Psi_r \xi^{r \times 1} \quad (7)$$

2 气动弹性系统降阶模型

2.1 气动弹性方程的线性化

气动弹性系统是由流体动力系统和结构动力系统两部分组成。流体动力系统用有限体积法离散,结构动力系统用有限元方法离散。流体和结构的控制方程分别为

$$(A(u)w)_{,t} + F(w, u, v) = 0 \quad (8)$$

$$Mv_{,t} + f^{int}(u, v) = f^{ext}(u, w) \quad (9)$$

式中: u 和 v 分别为结构的位移和速度矢量; A 为流体网格单元的体积矩阵; w 为流体的守恒型变量; F 为非线性的数值通量函数; M 为质量矩阵; f^{int} 为结构内力; f^{ext} 为作用于结构上的气动载荷; $_{,t}$ 为变量对时间的偏导数。式(8)是一个非线性方程,首先要对它进行动力学线性化,以便求解进行降阶操作所需要的变量协方差阵。对于气动弹性系统,一般选取结构变形为零的定常状态作为操作点。将控制方程式(8)在该点处作一阶泰勒展开,得

$$A_0 w_{,t} + Hw + (E + C)v + Gu = 0 \quad (10)$$

矩阵 H, G, E 和 C 的表达式为

$$\left. \begin{aligned} H &= \frac{\partial F}{\partial w}(w_0, u_0, v_0) \\ G &= \frac{\partial F}{\partial u}(w_0, u_0, v_0) \\ E &= \frac{\partial A}{\partial u} w_0 \\ C &= \frac{\partial F}{\partial v}(w_0, u_0, v_0) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

式中: $w, w_{,t}, u, v$ 为扰动量; $A_0, w_0, w_{,t}(w_0), u_0, v_0$ 为操作点处的变量值。若 CFD 系统中共有 n 个网格,那么对于二维和三维 Euler 方程,系统式(10)的阶数分别为 $J=4 \times n$ 和 $J=5 \times n$ 。对一般的 CFD 系统,其自由度 J 在 10^4 以上。对 CFD 这样的大型系统求偏导数是一个非常繁杂的工作,尤其是矩阵 H ,它是一个 $J \times J$ 的大型矩阵。该矩阵具有很强的稀疏性,这就使得对它的求解和存储得到了很大的简化。把方程式(9)和式(10)联立起来就能建立线化的气动弹性方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{v} \\ \dot{u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -A_0^{-1}H & -A_0^{-1}(E+C) & -A_0^{-1}G \\ \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 \bar{M}^{-1}P & -\bar{M}^{-1}\bar{C} & -\bar{M}^{-1}\bar{K}_s \\ 0 & I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_r \\ v \\ u \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: $\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 P = \frac{\partial f^{ext}}{\partial w}$; $\bar{K}_s = \bar{K} - \frac{\partial f^{ext}}{\partial u}(u_0, w_0)$ 为

结构刚度阵。若结构模态取 s 阶,那么三维线化气动弹性系统的自由度总共为 $J=5 \times n + 2 \times s$ (二维情况为 $4 \times n + 2 \times s$)。

2.2 气动弹性系统的时域 POD/ROM

线性化的流体动力学模型式(10)可以写成一个线性系统状态空间方程的形式:

$$\left. \begin{aligned} \dot{w} &= Aw + By \\ F &= Pw \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

式中: $A = -A_0^{-1}H$; $B = -A_0^{-1}[E + C \quad G]$; $y = [v \quad u]^T$ 。POD 降阶方法的关键在于 POD 快照如何得到。POD 快照可以由方程式(13)求时域和频域响应得到。在时域内,由于 CFD 系统时间推进求解受稳定性条件的限制,需要采用隐式方法求解该方程,以获得相对大的时间步长。对于给定的激励,求解方程式(13)就可以得到系统的时域响应,从而构成快照矩阵。在实际气动弹性应用中,需要充分利用结构输入作为激励,并且这个激励的频谱最好能够覆盖所需要的特征频率。本文对结构的每一阶模态位移和速度都采用 dirac 三角脉冲函数进行激励。若结构模态为 s 阶,每一个激励得到的快照向量为 m 个,那么快照矩阵的维数为 $2s \times m$ 。

设 CFD 系统快照矩阵为 W 。由于 W 为实矩阵,则 POD 核为 $R = WW^T$ 。采用第 1 节描述的方法求得一个 r ($r \ll n$) 维的正交子空间 Ψ_r 作为流场的模态。那么将方程式(13)映射到 Ψ_r 上便得到了流体系统的降阶模型:

$$\left. \begin{aligned} \dot{w}_r &= \Psi_r^T A \Psi_r w_r + \Psi_r^T B y \\ F &= P \Psi_r w_r \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

将方程式(14)代入方程式(12)中就能得到降阶的气动弹性系统:

$$\begin{bmatrix} \dot{w}_r \\ \dot{v} \\ \dot{u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Psi_r^T A_0^{-1} H \Psi_r & Q & -\Psi_r^T A_0^{-1} G \\ \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 \bar{M}^{-1} P \Psi_r & -\bar{M}^{-1} \bar{C} & -\bar{M}^{-1} \bar{K}_s \\ 0 & I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_r \\ v \\ u \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: $Q = -\Psi_r^T A_0^{-1}(E + C)$ 。降阶系统式(15)的

阶数为 $2s+r$, 这个阶数比原系统式(12)要小得多。因此可以通过求解它的特征值来分析其稳定性, 也可以通过时域推进来观察其响应, 这比 CFD/CSD 耦合计算方法要方便、快速, 特别适合于需要大量计算的气动弹性稳定性及动响应分析。

2.3 气动弹性主动控制模型

相对于频域 POD/ROM 来说, 时域 POD/ROM 的一个主要的缺点就是阶数较高。频域 POD 在求快照矩阵时只需选择系统特征频率附近的激励, 仅仅覆盖所关心的几个频带就可以。因此所产生的快照矩阵相对较小, 因而 ROM 的阶数也相对较小, 通常几十阶就可以很准确地描述气动弹性系统的主要特征。而时域 POD/ROM 的激励需要激起系统全部频谱范围的响应, 因此其快照矩阵包含系统更多信息, 从而求得的 ROM 具有对流动参数的变化具有较强的鲁棒性。但也因此导致了时域 ROM 模型阶数相对较高, 通常要几百阶才能准确描述系统特征, 这对于设计主动控制律是十分不利的。本文引入控制系统建模常用的 BT 降阶方法^[10], 对时域 POD/ROM 做进一步降阶, 可以得到精度及阶数同频域 POD/ROM 相当的 POD-BT/ROM。采用 POD-BT/ROM 对非定常气动力系统进行降阶, 结合结构的模态动力学方程, 可以得到降阶后的气动伺服弹性模型:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_{\text{ase}} &= \mathbf{A}_{\text{ase}} \mathbf{x}_{\text{ase}} + \mathbf{q} \mathbf{B}_{\text{ase}} [\delta \quad \dot{\delta}] \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}_{\text{ase}} \mathbf{x}_{\text{ase}} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{x}_{\text{ase}} = [\mathbf{w} \quad \mathbf{u} \quad \mathbf{v}]^T$ 为气动伺服弹性系统的状态向量, 分别表示流场状态变量、结构模态位移及其速度; \mathbf{A}_{ase} , \mathbf{B}_{ase} 和 \mathbf{C}_{ase} 分别为系统的状态矩阵、输入矩阵和输出矩阵, \mathbf{A}_{ase} 可以由式(12)直接得到, 求解输入矩阵 \mathbf{B}_{ase} 时只需将控制面偏转当做独立的模态运动求解即可以得到具体的数值; q 为来流动压; δ 为控制面偏转; $\mathbf{y} = [\mathbf{u} \quad \mathbf{v}]^T$ 为结构模态位移和速度输出向量。设流场的 POD-BT/ROM 为 r 阶, 结构模态为 n 阶, 则整个气动伺服弹性模型的阶数为 $r+n$ 阶。

对于气动弹性主动控制系统来说, 通常可以选取输入为舵偏角和舵偏角速度, 输出为结构广义位移和广义速度。那么主动控制律的设计任务就是选择合适的反馈控制律即 β_c 的变化规律来镇定不稳定的气动弹性系统。

3 机翼气弹系统主动控制律设计

3.1 POD/ROM 验证

以 AGRAD 445.6 机翼为例, 通过与 CFD/CSD 耦合求解器计算结果进行比较, 验证本文所发展的时域 POD/ROM 求解器在预测气动弹性响应上的高精度和高效性。气动网格采用 O-H 型网格, 网格数为 $60 \times 42 \times 19$ 。流场自由度的总数为 239 400, 结构模态取前四阶, 则气动弹性系统的总阶数为 239 408。在马赫数 $Ma = 0.678$, $V^* = 0.407 4$ 状态下运用时域 POD 方法对 AGARD 445.6 机翼进行降阶。利用式(13)求解 Snapshot 时推进的物理时间步长为 5.29×10^{-5} s, 每一阶模态的快照数取 200。采用式(15)构建好不同阶数的 POD/ROM 模型后, 就可以利用 ROM 对系统的结构响应进行预测, 前两阶模态的广义位移 ξ_1 和 ξ_2 响应如图 1 所示。从仿真结果中可以看出, 300 阶以上的降阶模型可以很好地表达系统特性。在计算时间上, 利用 CFD/CSD 耦合求解器来模拟一个状态的响应在 P4 3.0 GHz 的 PC 机上大约要 6 h。而采用 POD/ROM 来求解响应则只需要不到 2 min。加上构造 POD/ROM 所花的时间, 其计算效率也提高了 1~2 个量级以上。更为重要的是, 对于同一个马赫数, POD/ROM 构建好并予以确认后, 就可以快速求解该马赫数下不同动压和不同结构运动下的非定常气动力; 同时可以通过求解 POD/ROM 的特征值来快速求解系统的颤振特性, 大大方便了系统设计与分析。

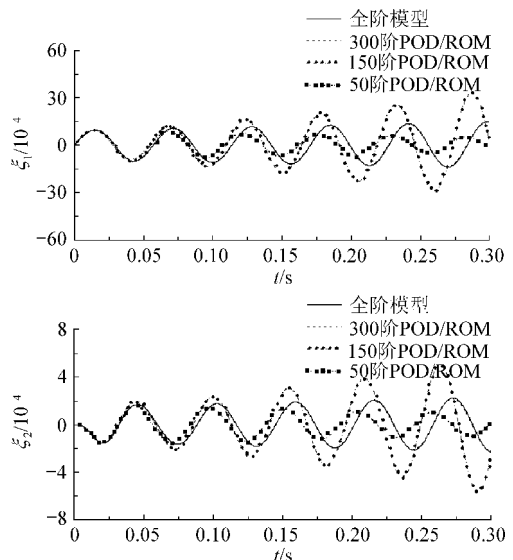


图 1 ROM 预测的结构响应与全阶模型比较

Fig. 1 General structure displacements

3.2 POD-BT/ROM

300 阶的 POD/ROM 模型虽然比全阶系统的约 24 万阶低了很多,对于控制系统设计来说,其阶数仍然较高。采用 10^2 量级阶数的系统设计出的主动控制律很难应用于工程实际。为了得到实用的便于控制系统设计的低阶模型,对时域 POD/ROM 方法采用 BT 方法进一步降阶。在 $Ma=0.901, V^*=0.4146$ 来流状态下,首先利用时域 POD/ROM 求解器得到一个阶数为 600 阶的模型,然后采用 BT 降阶方法可以得到 40 阶的 POD-BT/ROM。40 阶 POD-BT/ROM 和 600 阶 POD/ROM 预测的机翼前两阶模态的广义位移响应结果的比较如图 2 所示。从图中可以看出 40 阶的 POD-BT/ROM 模型可以获得 600 阶 POD/ROM 的模型精度,从而使得时域 POD 模型可以应用于实际控制系统的设计,有效克服了时域 POD/ROM 阶数过高的缺点。

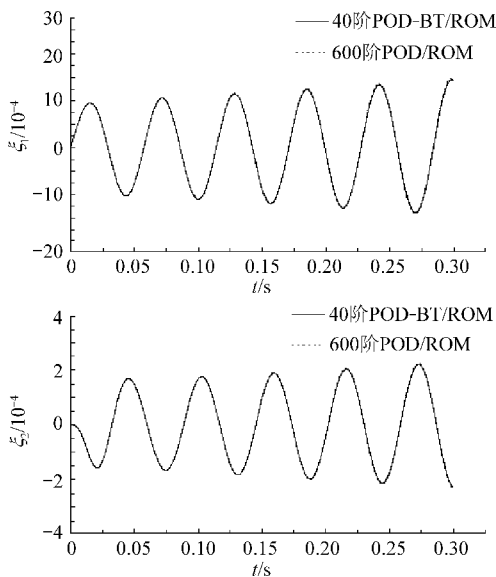


图 2 40 阶 POD BT/ROM vs 600 阶 POD/ROM

Fig. 2 40-order POD BT/ROM vs 600-order POD/ROM

3.3 主动控制律设计

AGARD 445.6 机翼的主动控制系统采用后缘偏转的控制面作为执行器,机翼/控制面的表面气动网格如图 3 所示。来流状态如 3.2 节,采用 POD-BT/ROM 对非正常气动力系统降阶,可以得到 40 阶的气动子系统模型。考虑机翼的前四阶模态,则整个气动伺服弹性模型的阶数为 48 阶。这是一个单输入多输出的控制系统。如果采用状态反馈,控制器的阶数将很高,同时还需

要设计状态观测器,不便于工程应用。采用输出反馈控制来对系统进行控制,系统的输入为舵偏角和舵偏角速度,输出为 4 个结构广义位移和广义速度。

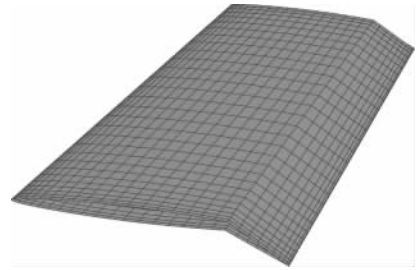


图 3 舵面偏转后机翼的表面 CFD 网格

Fig. 3 Surface mesh with control surface deflection

由于 AGARD 445.6 机翼的颤振主要发生在前两个模态分枝,为抑制机翼的不稳定运动,可以通过主动控制系统来补偿系统前两阶模态的动刚度,从而削弱系统运动模态间的耦合。从降阶系统式(15)可以计算出单位舵偏对各阶广义气动力系数的贡献为 $[0.5589 \quad 0.1270 \quad 0.0373 \quad 0.0345]^T$ 。可以看出舵偏对一阶模态的影响要比对二阶模态的影响大得多,且正舵偏会使得系统一阶模态的动刚度减小,因此可以采用输出反馈控制律

$$\left. \begin{aligned} \delta &= K\xi_1 \\ \dot{\delta} &= K\dot{\xi}_1 \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

来对系统进行控制。式中: ξ_1 为一阶模态广义位移;增益 K 为一个适当的正数以保证输出反馈的效果是使得系统一阶模态的刚度减小。

3.4 不同控制增益的比较

为说明控制律的有效性,将设计出来的反馈控制律应用到实际的非线性 CFD/CSD 求解器进行模拟。在 CFD/CSD 耦合系统中给一阶模态一个初始速度为 2.0,无控时结构广义位移 ξ 的响应如图 4 所示,由图 4 可看出系统是不稳定的。从 $t_c=0$ s 时刻开始控制,增益 $K=2.5$ 时,机翼前四阶模态位移响应如图 5 所示,由图 5 可见系统很快就能够稳定下来,而且最大舵面偏转不超过 0.07 rad,如图 6 所示。从 $t_c=0.279$ s 开始控制,增益 $K=3.5$ 时,系统的响应如图 7 和图 8 所示,由图 7 可见虽然结构失稳后逐渐变大的较大振幅产生较强气动非线性(激波振荡),但主动控制律仍然能够很快地稳定住系统。

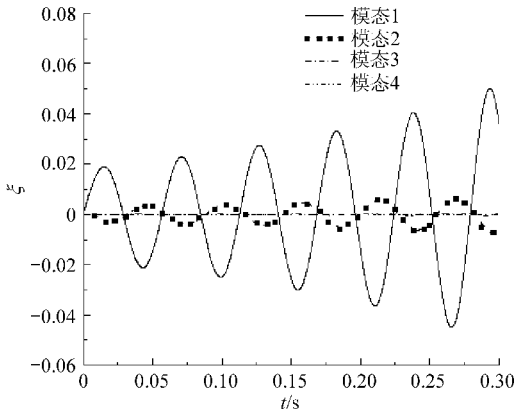


图 4 无控时系统的响应

Fig. 4 System response with no controller

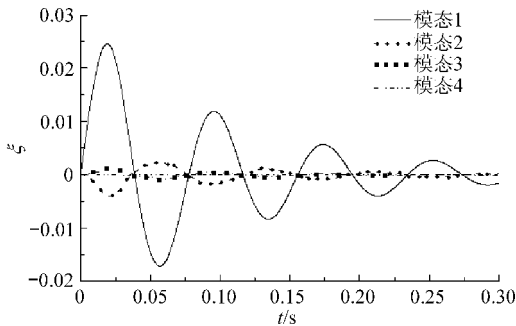


图 5 有控时系统的响应(\$K=2.5, t_c=0\$ s)

Fig. 5 System response with controller (\$K=2.5, t_c=0\$ s)

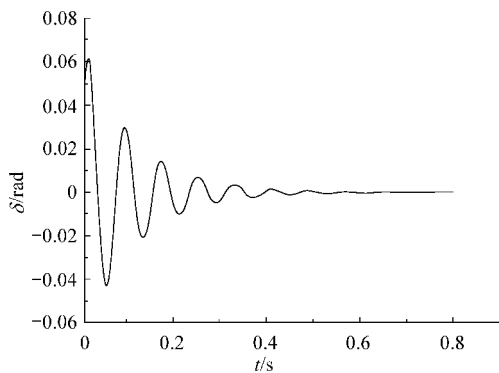


图 6 舵面偏转响应(\$K=2.5, t_c=0\$ s)

Fig. 6 Response of control surface(\$K=2.5, t_c=0\$ s)

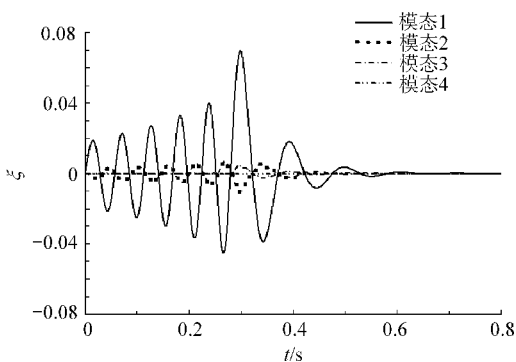


图 7 有控时系统的响应(\$K=3.5, t_c=0.279\$ s)

Fig. 7 System response with controller(\$K=3.5, t_c=0.279\$ s)

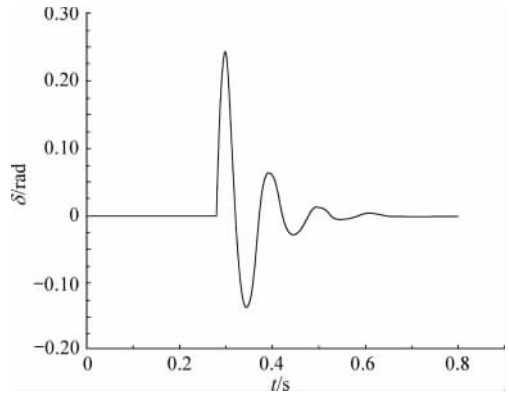


图 8 舵面偏转响应(\$K=3.5, t_c=0.279\$ s)

Fig. 8 Response of control surface (\$K=3.5, t_c=0.279\$ s)

CFD/CSD 耦合求解器求得的无控颤振速度为 0.362 9,控制增益为 2.5 和 3.5 时系统的颤振速度分别为 0.431 8 和 0.453 6,颤振速度约提高了 20%~25%。可见,通过降阶模型设计出的反馈控制律可以显著提高其颤振速度。

3.5 CFD/CSD 与 POD-BT/ROM 的结果对比

3.4 节研究了采用降阶模型所设计的控制器的有效性。本节分别采用 CFD/CSD 耦合求解器和 POD/ROM 对增益为 2.5,从零时刻启控的情况进行了仿真。图 9 和图 10 给出了 CFD/CSD 耦合求解器和 POD-BT/ROM 所求的机翼前两阶模态位移响应及控制面偏转响应。由图可以看出二者吻合的非常好。对于本文算例,CFD/CSD 耦合仿真要数小时,而 POD/ROM 仿真只需要几秒。可见 POD/ROM 为气动弹性主动控制系统设计与仿真提供了一种高精度且高效的工具。

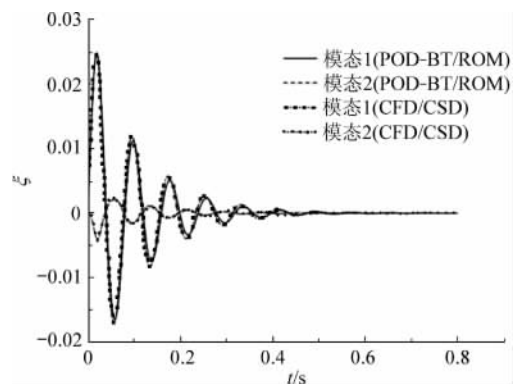


图 9 前两阶模态响应(\$K=2.5, t_c=0\$ s)

Fig. 9 The first two mode displacements(\$K=2.5, t_c=0\$ s)

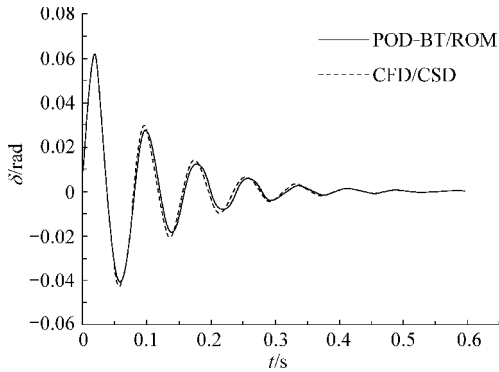


图 10 不同模型的舵面偏转响应($K=2.5, t_c=0$ s)

Fig.10 Contrast of response for different model($K=2.5, t_c=0$ s)

4 结束语

系统研究了基于时域 POD/ROM 的气动弹性系统主动控制律设计方法。AGARD 445.6 三维机翼算例表明气动弹性系统的 POD/ROM 具有接近 CFD/CSD 耦合计算的高精度,能够用于气弹系统的稳定性分析和高精度响应快速预测及主动控制系统的设计;为气动弹性分析及控制系统设计提供了一种高精度高效率的仿真与设计工具。下一步的研究将围绕以下几个方面展开:(1)将本文方法用于翼身组合体气弹控制;(2)将 POD/ROM 方法用于非线性极限环的预测与控制;(3)研究非定常气动力自适应鲁棒降阶模型。

参 考 文 献

- [1] Lucia D J, Beran P S, Silva W A. Reduced-order modeling: new approaches for computational physics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(1): 51-117.
- [2] Marzoea P, Libreseu L, Silva W A. Nonlinear open/closed-loop aeroelastic analysis of airfoils via volterra series approach[J]. AIAA Journal, 2004, 42(4): 673-686.
- [3] 陈刚, 徐敏, 陈士檀. 基于 Volterra 级数的非定常气动力降阶模型[J]. 宇航学报, 2004, 25(5): 492-496.
Chen Gang, Xu Min, Chen Shilu. Reduced order model for unsteady aerodynamics based on volterra series[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(5): 492-496. (in Chinese)
- [4] 李勇. 基于 Volterra 级数的气动弹性分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
Li Yong. Aeroelastic analysis based on volterra series[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [5] 陈刚. 弹性飞行器耦合动力学与主动控制方法研究[R]. 西安: 西安交通大学博士后出站报告, 2008.
Chen Gang. Coupled dynamics and active control of flexible flight vehicle[R]. Xi'an: Postdoctoral Report, Xi'an

Jiaotong University, 2008. (in Chinese)

- [6] Lumley J L. The structure of inhomogeneous turbulence: atmospheric turbulence and wave propagations[M]. Moscow: Nauka, 1967: 166-178.
- [7] Romanowski M C, Dowell E H. Reduced order unsteady aerodynamic and aeroelastic models using karhunen-loève eigenmodes[C]// 6th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. 1996: 7-13.
- [8] Hall K C, Thomas J P, Dowell E H. Proper orthogonal decomposition technique for transonic unsteady aerodynamic flows[J]. AIAA Journal, 2000, 38(2): 1853-1862.
- [9] Thomas J P, Dowell E H, Hall K C. Three-dimensional transonic aeroelasticity using proper orthogonal decomposition-based reduced order models[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 544-551.
- [10] Lieu T, Farhat C. Adaptation of POD-based aeroelastic ROMs for varying mach number and angle of attack: application to a complete F-16 configuration[R]. AIAA-2005-7666, 2005.
- [11] Pettit C L, Beran P S. Application of proper orthogonal decomposition to the discrete euler equations[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2002, 55(4): 479-497.
- [12] Thomas J P, Dowell E H, Hall K C. Using automatic differentiation to create a nonlinear reduced order model of a computational fluid dynamic solver[R]. AIAA-2006-7115, 2006.
- [13] Moore B C. Principal component analysis in linear system: controllability, observability, and model reduction[J]. IEEE Tans on Automatic Control, 1981, 26(1): 17-31.

作者简介:

陈刚(1979—) 男,博士,副教授。主要研究方向:气动伺服弹性与主动控制,飞行器动力学与控制。

Tel:029-82680978

E-mail: aachengang@mail. xjtu. edu. cn

李跃明(1961—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算力学与结构优化设计。

E-mail: liyueming@mail. xjtu. edu. cn

闫桂荣(1943—) 女,学士,教授,博士生导师。主要研究方向:振动测试与控制,综合力学环境。

E-mail: yangr@mail. xjtu. edu. cn

徐敏(1956—) 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:气动弹性力学,飞行器总体设计。

E-mail: xumin@nwpu. edu. cn

(编辑:鲍亚平)