

跨音速极限环型颤振的高效数值分析方法¹⁾

张伟伟^{*,2)} 王博斌^{*,†} 叶正寅^{*}

^{*}(西北工业大学翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

[†](清华大学航天航空学院, 北京 100084)

摘要 事先建立一个低阶的非线性、非定常气动力模型是开展非线性流场中气动弹性问题研究的一个捷径。基于 CFD 方法, 通过计算结构在流场中自激振动的响应来获得系统的训练数据。采用带输出反馈的循环 RBF 神经网络, 建立时域非线性气动力降阶模型。耦合结构运动方程和非线性气动力降阶模型, 采用杂交的线性多步方法计算结构在不同速度(动压)下的响应历程, 从而获得模型极限环随速度(动压)变化的特性。两个典型的跨音速极限环型颤振算例表明, 基于气动力降阶模型方法的计算结果与直接 CFD 仿真结果吻合很好, 与后者相比其将计算效率提高了 1~2 个数量级。

关键词 气动弹性, 极限环, 颤振, ROM, RBF 神经网络

中图分类号: V211.47, V215.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2010)06-1023-11

引 言

由于各种非线性因素, 弹性结构在流场中的运动形式通常表现为极限环型振动 (limit cycle oscillation, LCO)。这些非线性因素主要分为结构非线性和流动非线性, 在伺服气动弹性问题研究中有时还涉及伺服控制环节的非线性。文献 [1-3] 详细阐述了航空工程中各种结构和气动非线性因素对气动弹性特性的影响以及相应的研究方法, 其中 LCO 是非线性颤振的一种重要表现形式。

结构的非线性因素主要来自于操纵面的间隙、摩擦等形式^[4-9]。对于一些大的柔性结构, 比如大展弦比结构^[10-12]或板状结构^[13-16], 几何刚度非线性也会导致 LCO 型颤振。

当飞行器处于跨音速或大迎角状态飞行时, 流场的非线性因素不可忽略, 其非线性的本质来源主要是跨音速的激波大幅运动和分离流。随着计算机性能的提高和 CFD 的发展, 复杂流场中的气动弹性问题研究已经得以实现。文献 [17-20] 采用 CFD 方法开展了由于气动力非线性而产生的 LCO 型颤振的时域数值仿真研究。Thomas 等^[21]采用非线性谐波平衡法 (harmonic balance, HB) 计算频域的非定常气动力, 研究了典型二元两自由度翼段在跨音

速流场中的 LCO 特性。

然而, 直接基于 CFD 方法开展气动弹性研究的计算量很大, 尤其是针对非线性流场中的 LCO 型颤振, 结构和流场有时需要经历较长时间的能量交换才能够达到平衡。近年来发展的基于 CFD 技术的非定常气动力降阶方法^[22-24](reduced order model, ROM, 也称为气动力建模方法) 已经成功地用于跨音速^[25-26]或大迎角^[27]等状态下的颤振以及阵风响应^[28-30]等问题研究, 这些高效方法非常适合于系统的参数分析和设计^[31-34], 为基于 CFD 技术的气动弹性分析方法向型号推广铺平了道路。然而就目前的研究来看, 这些非定常气动力降阶方法大部分是采用动态的线性模型, 可以考虑流动在跨音速或大迎角等状态下的静态非线性特性, 适合用于弹性体作微幅振动时的气动力建模, 但不能用于存在大幅激波运动、非定常分离等动态非线性的气动力建模研究, 也就不能求解非线性流场中由于气动力的非线性特性而导致的非线性颤振研究 (如 LCO 型颤振)。文献 [35-37] 将 ROM 方法用于带有结构非线性的 LCO 型颤振研究。在这些研究中, 气动力模型仍然是动态线性的, 导致 LCO 的非线性因素来源于结构模型 (如间隙模型^[35]、几何刚度非线性^[36]和双线性模型^[37])。有些研究者选用了一些非线性模

2009-09-14 收到第 1 稿, 2009-12-28 收到修改稿。

1) 国家自然科学基金 (10802063), 航空基础研究基金 (2009ZA53009) 及西北工业大学基础研究基金和翱翔之星人才计划。

2) E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn

型, 如 Marzocca 等^[38] 和 Won 等^[39] 分别采用二阶 Volterra 级数模型和神经网络模型开展跨音速颤振边界的计算, 这些研究仍然是针对结构在微幅振动下的非定常气动力进行建模, 研究对象的本质还是动态线性问题. Raveh^[40] 研究发现, 当采用二阶 Volterra 级数建立气动力模型时, 降阶模型对输入信号的振幅非常敏感, 只有当工作时的振幅与激励信号振幅接近时才能获得较满意的精度, 二阶非线性项的引入并不一定能够提高模型的精度.

现代非线性系统辨识方法为非定常、非线性气动力的降阶提供了一种新的研究思路, 王博斌等^[41] 采用带输出反馈的循环 RBF(radial basis function, RBF) 神经网络实现了跨音速非定常、非线性时域气动力的建模. 本文在此基础上, 针对极限环颤振的特点, 设计了针对该问题的信号训练方法, 建立了适合于多自由度耦合颤振分析的非线性气动力模型, 并耦合结构运动方程, 发展了一种非线性流场中极限环型颤振分析的高效方法.

1 非线性气动力的降阶方法

系统辨识方法是非定常气动力降阶的主要途径之一, 其思路是运用 CFD 方法计算弹性体激振的非定常流场, 将弹性体的位移量 ξ 视为系统的输入 u , 而将弹性体上的气动载荷系数 f_a 视为系统的输出 y , 选择某一模型类, 通过输入和输出参数, 确定模型中的参数, 在一组模型中选择一个与实际过程拟合得最好的模型. 这样就得到了一个基于结构模态坐标表达的低阶气动力模型.

RBF 神经网络具有学习速度快, 不存在局部最小值的优点, 而且只要网络隐层的节点数足够多, 可以以任意精度逼近任何单值连续函数, 具有预测复杂非线性系统的能力, 其网络结构如图 1 所示.

该网络从输入层到隐层为非线性映射, 隐层到输出层为线性映射. 对于一个多输入多输出的系统, RBF 网络实现映射, $x \rightarrow \bar{y}, x \in R^q, \bar{y} \in R^l, l > 1 (q$ 为输入 x 的维数, l 为输出 y 的维数, $\bar{y}$ 是对目标输出 y 的逼近).

设 $\phi(r)$ 是一个 RBF, 在给定一个训练样本集 $\{x_k, y_k\}_{k=1}^N$ 的情况下, 定义网络第 j 个隐层的输出为

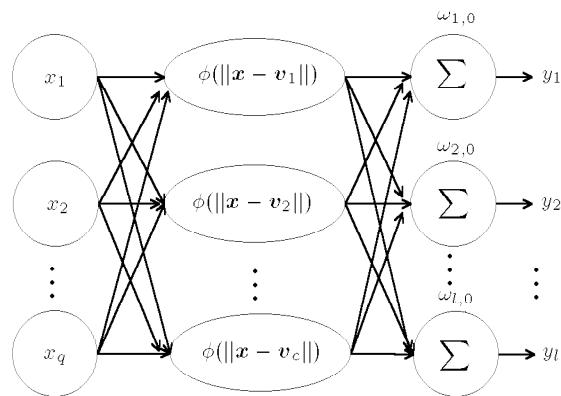


图 1 RBF 网络的一般拓扑结构

Fig.1 General schematic of RBF neural network

$$\left. \begin{aligned} h_{j,k} &= \phi(\|x_k - v_j\|), \quad 1 \leq j \leq c, \quad 1 \leq k \leq N \\ h_{0,k} &= 1, \quad 1 \leq k \leq N \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中, c 为网络中 RBF 的个数, v_j 为第 j 个隐层节点的中心, $\|\cdot\|$ 为欧氏范数, 径向基函数 ϕ 具有多种形式, 这里选取典型的 Gauss 函数

$$\phi(r) = \exp\left(-\frac{r^2}{2\sigma^2}\right), \quad \sigma > 0, \quad r \geq 0$$

其中, 方差 σ 表征了 RBF 的宽度, σ 越小, RBF 的宽度就越小, 基函数就越具有选择性.

网络的输出

$$\bar{y}_i = w_{i,0} + \sum_{j=1}^c w_{i,j} \phi(\|x - v_j\|), \quad 1 \leq i \leq l \quad (2)$$

其中, $w_{i,0}$ 为第 i 个输出节点的阈值, $w_{i,j}$ 为第 j 个隐层到第 i 个输出节点的联接权.

RBF 神经网络本质是一种 3 层前馈网络, 不仅收敛速度快, 还具有很强的局部非线性映射能力, 但这种网络的输出仅仅是输入量的简单非线性映射, 对动态系统的辨识精度不高. 非线性的非定常流场本质是一个复杂的动态非线性系统, 流场具有很强的时滞效应. 为了能够准确描述这一动态过程, 需要引入动态延迟. 这样模型就成为一个带输出反馈的循环 RBF 网络. 在这一模型中, 网络的输出延迟和原输入一起视为网络的广义输入, 如图 2 所示. 该左端的列向量 $(u_k^T, u_{k-1}^T, u_{k-2}^T, \dots, u_{k-m}^T, y_{k-1}^T, y_{k-2}^T, \dots, y_{k-n}^T)^T$ 对应着图 1 中的列向量 x , 右端的列向量 y_k 对应着图 1 中的列向量 y . 对于非定常气动力的辨识而言, 样本数据是通过求解非定常的流场程序获得

的, 第 k 步的结构位移对应着图 2 中的 u_k , 第 k 步的气动力系数对应着图 2 中的 y_k . 获得样本数据之后, 上述网络中, 需要学习的参数有 3 个, 即各 RBF 的中心、方差以及输出单元的权值. RBF 的中心和方差可采用 K-聚类法给出, 输出单元的权值可采用正交最小二乘方法计算, 具体的学习过程可参考文献 [42-44].

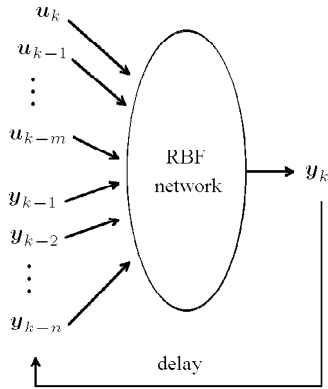


图 2 带输出反馈的循环 RBF 网络模型

Fig.2 General schematic of convenient RBF neural network

2 气动弹性运动方程的数值求解

基于 ROM 方法的气动弹性数值仿真流程如图 3 所示。

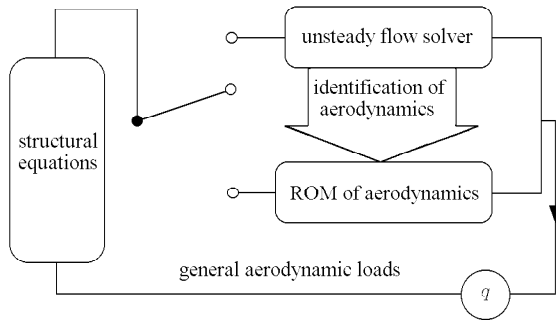


图 3 基于 ROM 方法气动弹性仿真流程图

Fig.3 Flow chart aeroelastic analysis basing on ROM

应用拉格朗日方程, 结构的运动方程写成矩阵形式为

$$M\ddot{\xi} + G\dot{\xi} + K\xi = Q = q \cdot f_a \quad (3)$$

其中, M 为广义质量矩阵, G 为广义阻尼矩阵, K 为广义刚度系数矩阵, Q 为广义气动力向量, q 为来流动压, f_a 为广义气动力系数向量, ξ 为结构运动的广义位移. 引入状态变量 $x = [\xi_1, \xi_2, \dots,$

$\xi_n, \dot{\xi}_1, \dot{\xi}_2, \dots, \dot{\xi}_n]^T$, 由于 Q 与 x, t 有关, 将方程 (3) 改写成状态方程

$$\dot{x} = F(x, t) = A \cdot x + B \cdot Q(x, t) \quad (4)$$

其中, $A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & -M^{-1}G \end{bmatrix}$, $B = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{bmatrix}$. 式 (4) 就是一个一阶常微分方程组.

对于二元机翼的颤振问题, 设无量纲时间 $\tau = \omega_\alpha t$, 则有

$$M = \begin{bmatrix} 1 & x_\alpha \\ x_\alpha & r_\alpha^2 \end{bmatrix}, \quad K = \begin{bmatrix} (\omega_h/\omega_\alpha)^2 & 0 \\ 0 & r_\alpha^2 \end{bmatrix}$$

$$Q = \frac{1}{\pi} V^{*2} \begin{Bmatrix} -C_l \\ 2C_m \end{Bmatrix}, \quad \xi = \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix}$$

$$V^* = V/(\omega_\alpha \cdot b \cdot \mu^{1/2}), \quad \mu = \frac{m}{\pi \rho_\infty b^2}$$

其中, x_α 为重心在刚心之后的无量纲距离, r_α 为机翼对刚心的无量纲回转半径, h, α 分别为机翼沉浮和俯仰位移, ω_h, ω_α 分别为弯曲和扭转模态的固有频率, μ 为质量比, V 为来流速度, V^* 为无量纲速度.

由于神经网络模型是一个非线性的黑箱模型, 因此很难采用理论分析方法获得系统的运动特性. 对于这种非线性系统的动态特性分析, 通常采用数值仿真方法. 论文采用文献 [45] 发展的杂交线性多步方法来求解状态方程, 实现气动和结构的耦合分析. 该方法非常适合于采用复杂气动力模型的气动弹性问题仿真, 具有较高的精度、效率以及较好的稳定性和模块性. 具体求解格式如下

$$\left. \begin{aligned} Q_n &= Q(x_n, t_n) \\ F_n &= A \cdot x_n + B \cdot Q_n \\ \tilde{x}_{n+1} &= x_n + \frac{\Delta t}{2} (3F_n - F_{n-1}) \\ \tilde{Q}_{n+1} &= 3Q_n - 3Q_{n-1} + Q_{n-2} \\ \tilde{F}_{n+1} &= A \cdot \tilde{x}_{n+1} + B \cdot \tilde{Q}_{n+1} \\ x_{n+1} &= x_n + \frac{\Delta t}{2} (\tilde{F}_{n+1} + F_n) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

3 算例与分析

首先给出了跨音速状态下 ($M = 0.8$), NACA-64A010 翼型作俯仰振动的算例 (单输入多输出强迫振动系统), 以此说明带输出反馈的 RBF 网络在非定常、非线性气动力辨识中的可行性. 设计的俯仰运

动模式 $\alpha(T)$ 以及 CFD 计算的升力系数和力矩系数 (参考点位于 20% 弦长处) 响应曲线如图 4 所示. 从图中可见, 该训练信号既包含大振幅成分, 也包含小振幅成分, 频谱也较宽. 网络模型延迟阶数为 $m = 2$, $n = 3$. 测试信号采用减缩频率 $k = 0.1635$ 时不同振幅 A 下的简谐运动模式, 模型给出的结果与 CFD 结果的对比见图 5 和图 6, 二者吻合很好.

针对因跨音速气动力非线性而产生的极限环型颤振研究, Thomas 等^[21] 运用谐波平衡法求解频域 Euler 方程, 研究了跨音速由于激波振荡产生的

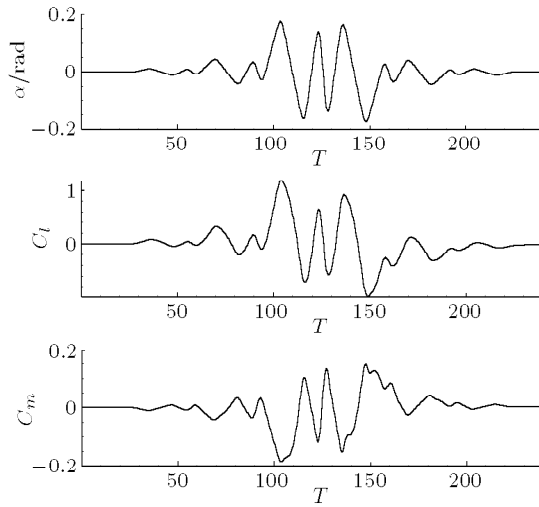
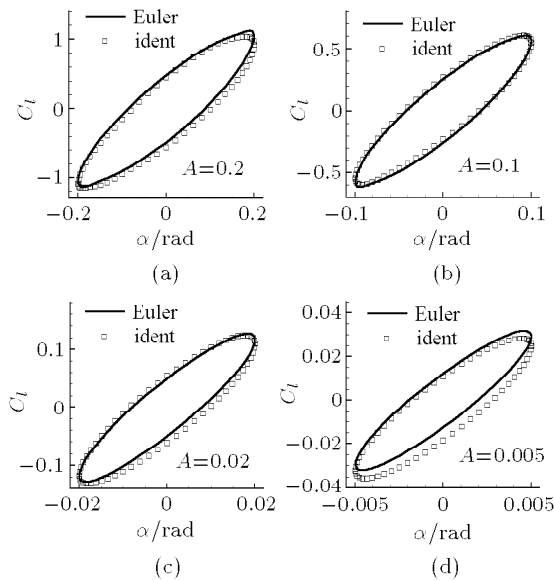
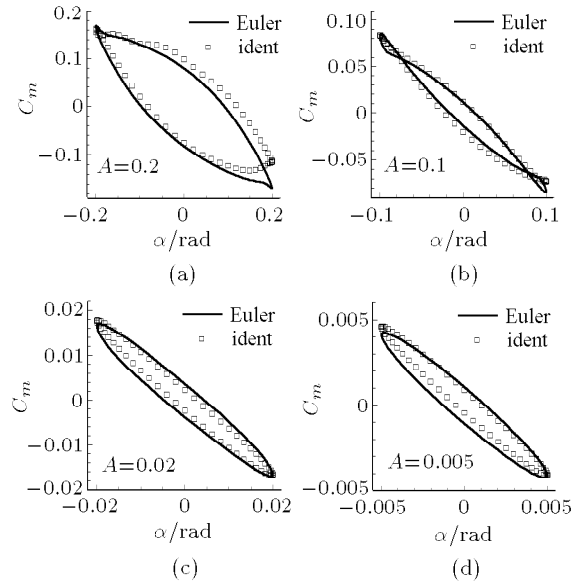


图 4 训练信号

Fig.4 Training signal

图 5 C_l 相图、网络辨识解与 Euler 解比较Fig.5 Phase of C_l , results comparison between ROM and CFD图 6 C_m 相图、网络辨识解与 Euler 解比较Fig.6 Phase of C_m , results comparison between ROM and CFD

LCO, 并给出了详细的结构和气动参数. 本文首先运用时域 CFD 方法计算了该算例, 并与该文献的频率结果作比较, 而后建立非线性降阶气动力模型, 运用降阶模型开展 LCO 的特性计算, 并用时域 CFD 方法的结果验证非线性 ROM 方法的正确性和计算精度.

该气动弹性模型的采用 NACA64a010 翼型, $M = 0.8$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $a = -0.6$, $x_\alpha = 0.25$, $r_\alpha^2 = 0.75$, $\omega_h/\omega_\alpha = 0.5$, $\mu = 75$. 其中, M 为马赫数, α_0 为平衡迎角, a 为刚心在弦线中心之后的无量纲距离, x_α 为重心在刚心之后的无量纲距离, r_α 为机翼对刚心的无量纲回转半径, ω_h 和 ω_α 分别为两个自由度的固有振动频率, μ 为质量比.

图 7 给出了时域 Euler 方程耦合结构运动方程求解出的系统极限环特性. 从对比的结果可见, 本文时域方法所计算的极限环特性与文献^[21] 频域方法的结果吻合, 证明了论文基于 CFD 技术的气动弹性仿真方法的正确性.

对于动态线性气动力降阶而言, 训练信号通常是一个频带较宽的输入信号, 如脉冲输入、3211 输入、多级输入等. 通过 CFD 计算流场在这类强迫振动下的响应, 以获得输出信号. 对于颤振稳定性分析而言, 要求输入的振幅很小, 以保证流场未进入动态非线性区. 非线性流场中的极限环颤振问题是一个多模态耦合的非线性问题, 结构的振幅通常较

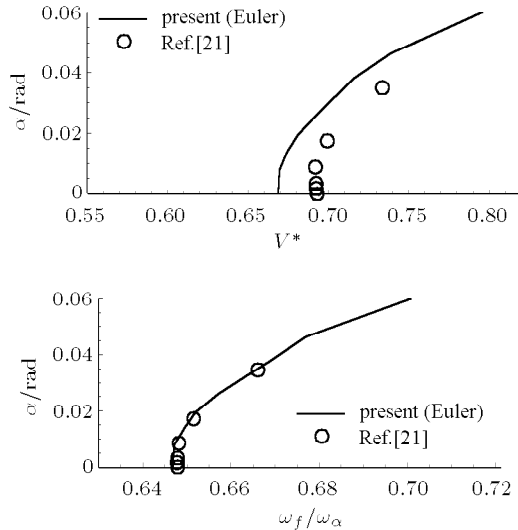


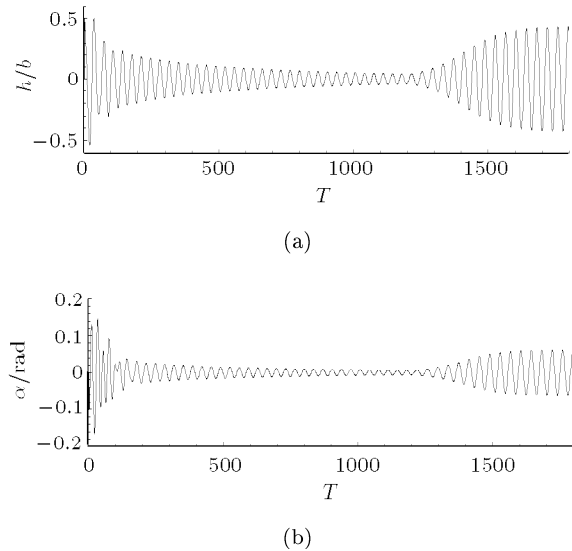
图 7 与文献 [21] 对比的极限环特性

Fig.7 Limit cycle behaviors compared with Ref.[21]

大, 流动本质非线性. 颤振问题是多自由度耦合问题, 所涉及的气动力建模也就是一个多输入多输出问题. 由于叠加原理对非线性问题失效, 系统建模对训练信号的设计提出了很高的要求, 不仅要求训练信号的频谱特性和振幅能够涵盖工作情况的频率和振幅, 还要求各输入信号之间的振幅比例和相位关系也与工作环境下的相匹配. 因此, 如何设计训练信号也就成为多自由度非线性气动力建模的关键问题之一.

研究发现若采用提前给定的输入信号设计方法 (3211 输入、多级输入等), 不能准确辨识出非线性气弹弹性系统的 LCO 特性, 因此传统的信号设计方法不适合于非线性多自由度系统的辨识.

与线性系统辨识的输入信号设计所不同的是, 在关心的速度范围内 (比颤振临界速度再高一些的速度范围内), 耦合非定常流场求解器以及结构运动方程, 得到自激响应的位移和模态气动力, 将这种结构在流场中的自激响应信号作为系统的训练信号. 例如, 对于上述的算例, 计算了这样的一种响应模式: 当 $0 < T \leq 1200$, 无量纲速度 V^* 设为 0.67, 位移响应逐渐衰减; 当 $T > 1200$, 无量纲 V^* 变为 0.80, 这样位移响应又逐渐发散, 整个响应历程如图 8 所示. 选择这样的自激振动信号作为系统的训练信号有很多好处. 首先该信号既有大振幅成分, 也具有小振幅成分, 能够涵盖关心速度范围内的系统响应振幅. 另外, 由于颤振发生后, LCO 的频率、不同模态之间的振幅比例以及相差随速度 (动压) 的变化并不显著 (下文的算例也可得到这些

图 8 设计的训练信号 ($V^* = 0.67 \sim 0.80$)Fig.8 Designed training signal ($V^* = 0.67 \sim 0.80$)

结论). 因此, 这样的训练信号能够尽可能地与工作环境下的相匹配.

运用图 8 对应的系统响应数据 (包括位移和气动力系数) 作为 RBF 网络的训练信号, 建立非线性非定常气动力模型. 辨识的气动力数据与 CFD 计算的对比结果如图 9 所示, 可见该气动力模型具有很高的精度.

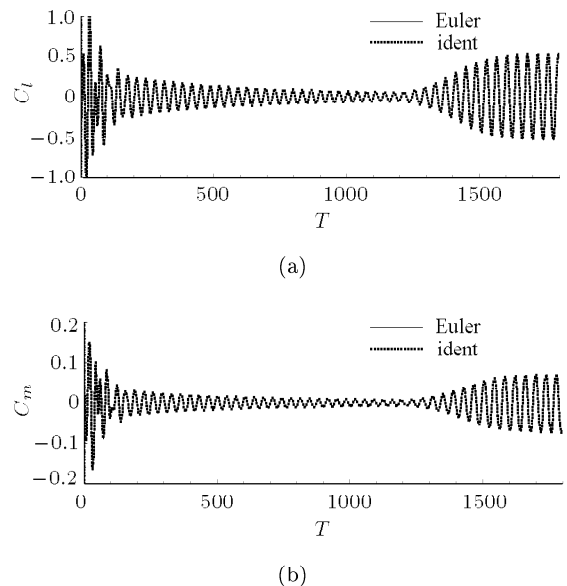


图 9 信号训练的辨识结果

Fig.9 Identified results for training data

在得到该马赫数下的气动力模型之后, 耦合气动力模型和结构运动方程, 可获得其他速度 (动压)

下结构的响应. 图 10 给出了 $V^* = 0.739$, 系统在较小初始状态下先发散后趋于稳定 LCO 的一个典型响应, 虚线为 ROM 方法计算的响应, 实线为 Euler 方程直接求解的响应, ROM 结果与直接的 CFD 结果吻合很好. 图 11 给出相应状态下系统从较大初始状态下先衰减最终趋于稳定 LCO 的响应. 从这两组响应结果可见, 最终稳定的振动特性一致, 这是一个稳定的 LCO. 通过这样的时域特性计算, 就可获得该速度下的各模态的 LCO 幅值和频率.

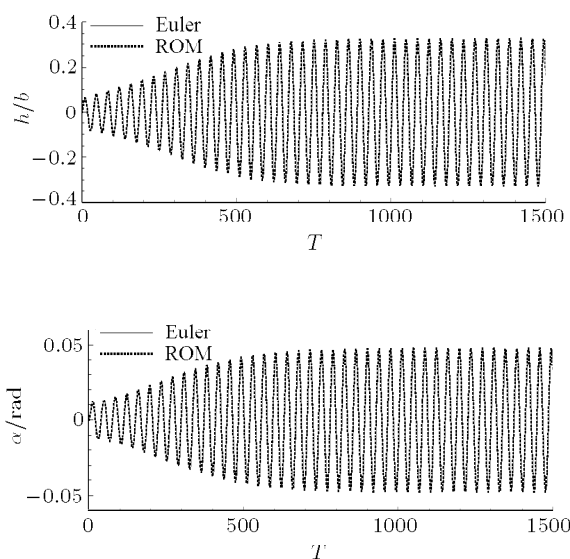


图 10 $V^* = 0.739$, LCO 的对比结果 (小幅初始条件)

Fig.10 Compared responses of LCO at $V^* = 0.739$ (smaller amplitude of initial condition)

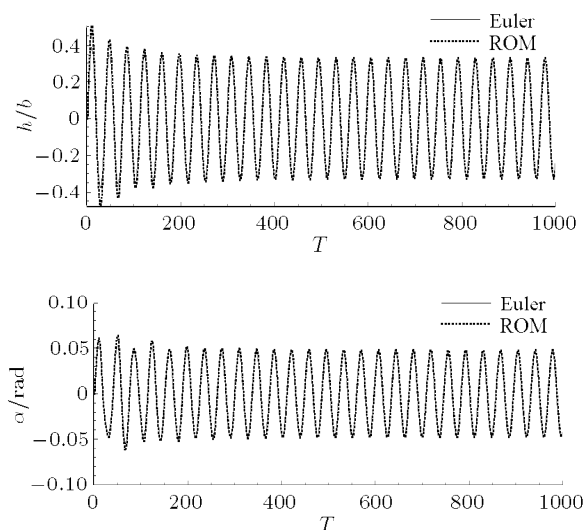
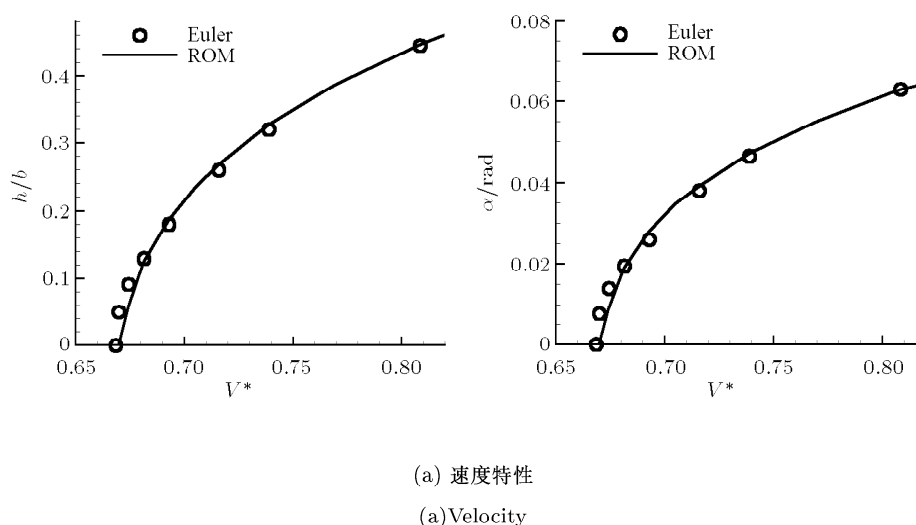


图 11 $V^* = 0.739$, LCO 响应的对比结果 (大幅初始条件)

Fig.11 Compared responses of LCO at $V^* = 0.739$ (higher amplitude of initial condition)

通过计算一系列速度下的响应, 就可获得系统 LCO 随速度的变化特性. 图 12 给出了该模型在不同速度下, LCO 幅值随速度和频率的变化结果, 其中图 12(a) 给出了速度变化特性, 图 12(b) 给出了频率变化特性. 采用 ROM 方法获得的 LCO 特性与直接 CFD 计算的 LCO 特性吻合很好. 这一结果进一步说明基于图 8 所示训练信号获得的 ROM 在所关心的速度范围内 ($0.67 \leq V^* \leq 0.80$) 具有高的精确度, 能够满足非线性气动弹性分析的精度要求.

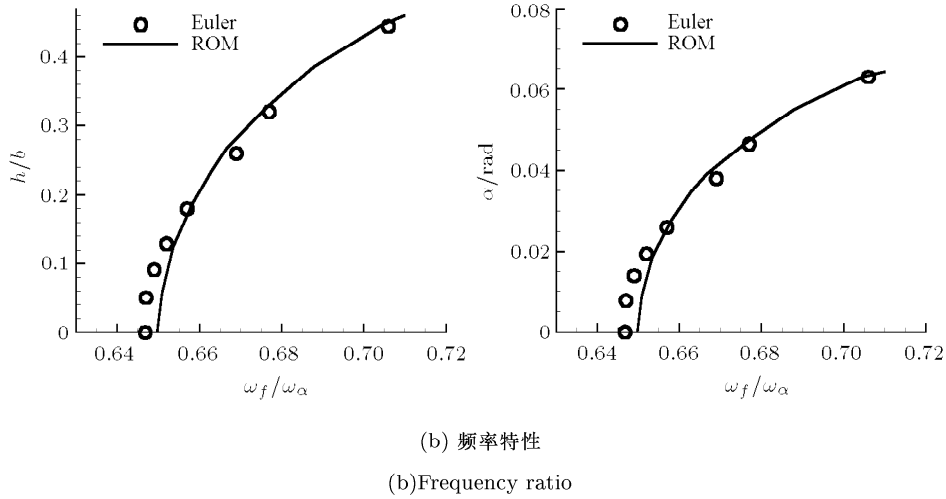


(a) 速度特性

(a) Velocity

图 12 极限环特性的对比 ($M = 0.8, \alpha_0 = 0^\circ$)

Fig.12 Compared behaviors of LCO ($M = 0.8, \alpha_0 = 0^\circ$)

图 12 极限环特性的对比 ($M = 0.8, \alpha_0 = 0^\circ$) (续)Fig.12 Compared behaviors of LCO ($M = 0.8, \alpha_0 = 0^\circ$) (continued)

本文还计算了 BACT (benchmark active control technology) 开环模型的跨音速极限环颤振特性. 该气动弹性模型采用 NACA0012 翼型, $\alpha_0 = 0^\circ$, 主要结构参数包括 $a = 0$, $x_\alpha = 0.00350$, $r_\alpha^2 = 1.036$, $\omega_h/\omega_\alpha = 0.6539$, 更详细的模型参数可见文献 [46-47]. 运用动态线性的降阶模型计算的颤振边界如图 13 所示, 计算结果与实验值以及 Euler 方程的结果吻合很好 [33]. 针对 $M = 0.8$ 这一典型跨音速状态, 研究了高于颤振临界速度后, 模型的 LCO 的特性, 如图 14 所示. 这一结果同样证明非线性 ROM 计算的 LCO 特性与直接的 CFD 仿真方法吻

合很好.

相比与直接的 CFD 仿真方法, 用非线性 ROM 来研究 LCO 特性的计算效率非常高. 当建立了非线性 ROM 之后, 求解各个速度下结构的 LCO 响应耗时很少, 与直接的 CFD 仿真相比可以忽略不计, 整个计算量主要在于运用 CFD 方法生成训练信号上. 而直接的 CFD 方法每求解一次 LCO 响应都需要耗费大量的机时, 例如对于 BACT 模型在 $V^* = 0.65$ 时的 LCO 响应计算, 需要计算大约 120 个周期才能得到稳定, 历时 82h (CPU 主频 2.4GHz, 内存 1.5GB 的 PC 机), 如图 15 所示.

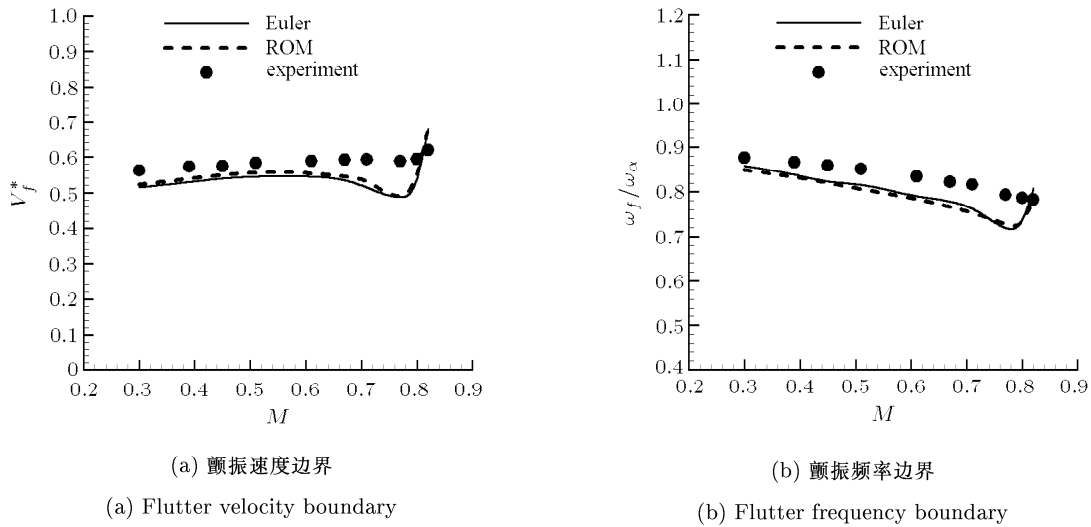


图 13 BACT 模型计算的颤振边界和实验结果的比较

Fig.13 Computed flutter boundary for BACT model compared with experimental data

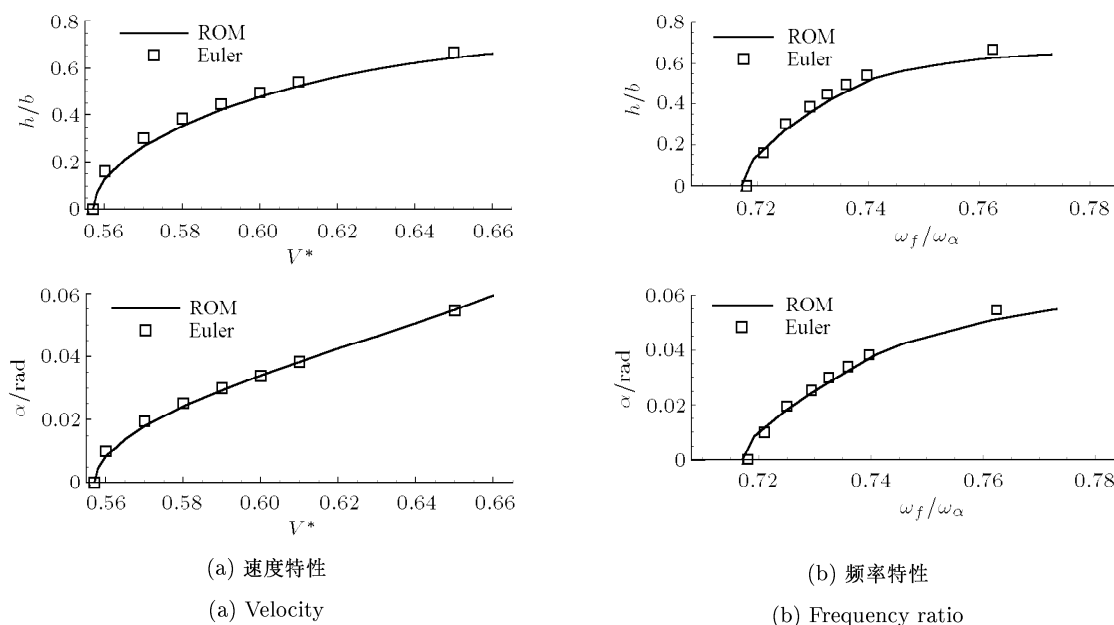


图 14 BACT 模型的 LCO 特性的对比
Fig.14 Compared behaviors of LCO for BACT model

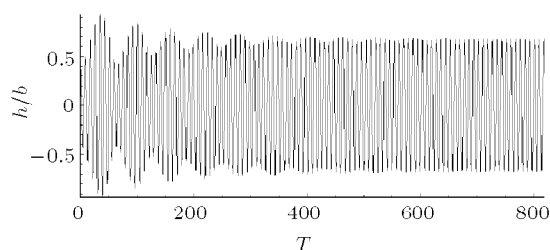


图 15 典型的 LCO 仿真时间历程 (120 个周期, 历时 82 h)
Fig.15 Typical response of limit cycle oscillation (120 cycles, time cost 82 h)

论文以 BACT 模型为例, 定量比较了两种方法的计算效率:

(1) 直接 CFD 方法: 一个周期的时间约 40 min, 计算 10 个来流速度; 每个速度下需计算 100 个周期以获得稳定的 LCO 特性, 总计算时间: $T_{\text{CFD}} = 10 \times 100 \times 40 \text{ min} = 40000 \text{ min} = 666.7 \text{ h}$.

(2) ROM 方法: 训练信号 20 个周期, 计算的时间约 800 min; 一个 100 个周期的仿真计算仅需 2.17 min, 计算 20 个来流速度也只需 43 min, 总计算时间: $T_{\text{ROM}} = 843 \text{ min} = 14 \text{ h}$.

通过上述定量比较可见基于 ROM 的极限环颤振分析方法的效率要比 CFD/CSD 直接耦合方法高 1~2 个数量级 (本算例是 50 倍).

下面给出非线性气动力建模及其气动弹性分析的步骤:

(1) 求解模型在给定 M 数下的颤振临界速度 (动压), 并确定关心的速度范围和振幅大小.

(2) 直接运用 CFD 方法计算结构和流场自激耦合的响应.

(3) 将自激响应的位移和模态气动力视为训练数据, 运用循环 RBF 网络建立基于模态坐标的降阶气动力模型 (ROM).

(4) 在时域内耦合结构运动方程和非定常气动力模型, 计算一系列速度 (动压) 下系统的时域响应, 从而获得非线性气动弹性系统随速度变化的 LCO 特性.

在上述求解过程中需要注意下列 3 个问题:

(1) 训练信号计算时的初始条件设计的原则是使系统尽量不合拍, 可提高训练信号的频谱宽度.

(2) 当运用 ROM 求解的系统响应幅值超过训练信号的幅值时, 计算结果不可信, 此时需要加大训练信号的振幅.

(3) 计算的速度 (动压) 尽量在训练信号确定的范围, 可适当放宽, 但不能相差太大.

4 结 论

基于 CFD 技术, 采用循环 RBF 网络模型, 发展了一种非定常、非线性气动力降阶方法, 并将非线性气动力模型用于跨音速极限环颤振特性研究. 论文选用了两个典型的跨音速颤振模型, 采用线性

的结构模型参数, 气动弹性系统的非线性完全是由于气动力非线性引起的. 通过与直接 CFD 仿真结果的比较, 得出如下结论:

(1) 采用特定速度下流场 / 结构耦合响应的数据建立的非线性气动力模型可用于其它速度下的结构响应分析.

(2) 无论是时域响应曲线还是 LCO 的特性, 基于非线性 ROM 的结果都与直接的 CFD 仿真结果吻合.

(3) 采用非线性 ROM 方法, 可将非线性流场中的 LCO 型颤振分析效率提高 1~2 个数量级.

本文发展的数值方法不仅可以用于跨音速流场中的 LCO 特性分析, 也可用于大迎角或非流线体相关问题中由于流场动态非线性而产生的复杂流固耦合问题研究.

参 考 文 献

- 1 Dowell EH, Edwards J, Strganac T. Nonlinear aeroelasticity. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(5): 857-874
- 2 Lee BHK, Price SJ, Wong YS. Nonlinear aeroelastic analysis of airfoils: bifurcation and chaos. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35: 205-334
- 3 Henshaw MJC, Badcock KJ, Vio GA, et al. Non-linear aeroelastic prediction for aircraft applications. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(4-6): 65-137
- 4 Tang DM, Dowell EH, Virgin LN. Limit cycle behavior of an airfoil with a control surface. *Journal of Fluids and Structures*, 1998, (12): 839-858
- 5 James G, Edward M, Robert M. Nonlinear stability analysis of control surface flutter with freeplay effects. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(3): 1904-1916
- 6 Dowell EH, Thomas JP, Hall KC. Transonic limit cycle oscillation analysis using reduced order aerodynamic models. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, (19): 17-27
- 7 Yang ZC, Zhao LC. Analysis of limit cycle flutter of an airfoil in incompressible flow. *Journal of Sound and Vibration*, 1988, (123): 1-13
- 8 蔡铭. 强非线性颤振分析方法研究. [博士论文]. 广州: 中山大学, 2004 (Cai Ming. Study on flutter analysis with strong nonlinearities. [Ph D Thesis]. Guangzhou: Zhongshan University, 2004 (in Chinese))
- 9 Gu Y, Yang Z. Aeroelastic analysis of an airfoil with a hysteresis non-linearity. In: 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, 2006-5-1-4. AIAA-2006-1736, 2006
- 10 Patil MJ, Hodges DH, Cesnik CES. Limit-cycle oscillations in high-aspect-ratio wings. *Journal of Fluids and Structures*, 2001, 15(1): 107-132
- 11 Tang DM, Dowell EH. Experimental and theoretical study on flutter and limit-cycle oscillations of high-aspect-ratio wings. *AIAA Journal*, 2001, 39(8): 1430-1441
- 12 Tang DM, Dowell EH, Hall KC. Limit cycle oscillations of a cantilevered wing in low subsonic flow. *AIAA Journal*, 1999, 37(3): 364-371
- 13 Mei C, Abdel MK, Chen RR. Review of nonlinear panel flutter at supersonic and hypersonic speeds. *Applied Mechanics Reviews*, 1999, 52(10): 321-332
- 14 杨智春, 夏巍. 超音速气流中二维壁板的非线性热颤振响应分析. 振动工程学报, 2009, 22(3): 221-226 (Yang Zhichun, Xia Wei. Nonlinear thermal flutter response of two dimensional panels in supersonic flow. *Journal of Vibration Engineering*, 2009, 22(3): 221-226 (in Chinese))
- 15 Tang DM, Kerry JK, Dowell EH. Limit cycle oscillations of delta wing models in low subsonic flow. *AIAA Journal*, 1999, 37(11): 1355-1362
- 16 Attar PJ, Dowell EH, White JR. Modeling delta wing limit-cycle oscillations using a high-fidelity structural model. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1209-1217
- 17 Zhang Zhichao, Yang Shuchi, Liu Feng. Prediction of flutter and LCO by an Euler method on, non-moving cartesian grids with boundary-layer corrections. AIAA 2005-833, 2005
- 18 Bendiksen O. High-altitude limit cycle flutter of transonic wings. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(1): 123-136
- 19 Bendiksen O. Transonic limit cycle flutter/LCO. In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2004-4-19-22, Palm Springs, California, AIAA 2004-1694, 2004
- 20 Vio GA, Dimitriadis G, Cooper JE. Bifurcation analysis and limit cycle oscillation amplitude prediction methods applied to the aeroelastic galloping problem. *Journal of Fluids and Structures*, 2007, 23(7): 983-1011
- 21 Thomas JP, Dowell EH, Hall KC. Nonlinear inviscid aerodynamic effects on transonic divergence, flutter, and limit-cycle oscillations. *AIAA Journal*, 2002, 40(4): 638-646
- 22 Dowell EH, Hall KC. Modeling of fluid structure interaction. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2001, 33: 445-490
- 23 Lucia DJ, Beran PS, Silva WA. Reduced-order modeling: new approaches for computational physics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(1): 51-117
- 24 张伟伟, 叶正寅. 基于 CFD 技术的非定常气动力模型及其在气动弹性分析中的应用. 力学进展, 2008, 38(1): 77-86 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. On unsteady aerodynamic modeling based on CFD technique and its applications on aeroelastic analysis. *Advances in Mechanics*, 2008, 38(1): 77-86 (in Chinese))
- 25 Cowan TJ, Andrew SAJ, Gupta KK. Accelerating computational fluid dynamics based aeroelastic predictions using system identification. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 81-87
- 26 张伟伟, 叶正寅. 基于非定常气动力辨识技术的气动弹性数值模拟. 航空学报, 2006, 27(4): 579-583 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Numerical simulation of aeroelasticity basing on

- identification technology of unsteady aerodynamic loads. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(4): 579-583 (in Chinese))
- 27 Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Reduced-order-model-based flutter analysis at high angle of attack. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(6): 2086-2089
- 28 杨国伟, 王济康. CFD 结合降阶模型预测阵风响应. 力学学报, 2008, 40(2): 145-153 (Yang Guowei, Wang Jikang. Gust response prediction with CFD-based reduced order modeling. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(2): 145-153 (in Chinese))
- 29 张伟伟, 叶正寅, 杨青等. 基于 ROM 技术的阵风响应分析方法. 力学学报, 2008, 40 (5): 593-598 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin, Yang Qing, et al. Gust response analysis using CFD-based reduced order models. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(5): 593-598 (in Chinese))
- 30 Raveh D. CFD-based models of aerodynamic gust response. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(3): 888-897
- 31 Kholodar DB, Thomas JP, Dowell EH, et al. Parametric study of flutter for an airfoil in inviscid transonic flow. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(2): 303-313
- 32 Zhang W, Ye Z, Zhang C. Aeroservoelastic analysis for transonic missile. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(6): 2178-2183
- 33 Zhang W, Ye Z. Control law design for transonic aeroservoelasticity. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(2-3): 136-145
- 34 Raveh DE. Computational-fluid-dynamics-based aeroelastic analysis and structural design optimization—A researcher's perspective. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2005, 194: 3453-3471
- 35 Dowell EH, Thomas JP, Hall KC. Transonic limit cycle oscillation analysis using reduced order aerodynamic models. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, (19): 17-27
- 36 Beran PS, Lucia DJ, Pettit CL. Reduced-order modeling of limit-cycle oscillation for aeroelastic systems. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, 19(5): 575-590
- 37 Jones DP, Roberts I, Gaitonde AL. Identification of limit cycles for piecewise nonlinear aeroelastic systems. *Journal of Fluids and Structures*, 2007, 23(7): 1012-1028
- 38 Marzocca P, Silva WA, Librescu Liviu. Open/closed-loop nonlinear aeroelasticity for airfoils Via volterra series approach. *AIAA Journal*, 2004, 42(4): 673-686
- 39 Won KS, Tsai HM, Liu F. Non-linear impulse methods for aeroelastic simulations. *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA paper 2005-4845, 2005
- 40 Raveh DE. Reduced-order models for nonlinear unsteady aerodynamics. *AIAA Journal*, 2001, 39(8): 1417-1429
- 41 王博斌, 张伟伟, 叶正寅. 基于神经网络模型的动态非线性气动力辨识方法研究. 航空学报, 2010, 31(7): 1379-1388 (Wang Bobin, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. On unsteady nonlinear aerodynamics identification with neural network. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(7): 1379-1388 (in Chinese))
- 42 Leonard JA, Kramer MA. RBF network for classifying process faults. *IEEE Control Systems*, 1991, 4: 31-38
- 43 Chen S, Cowan CFN, Grant PM. Orthogonal least square learning algorithm for RBF networks. *IEEE Trans NN*, 1991, 2: 302-309
- 44 阎平凡, 张长水. 人工神经网络与模拟进化计算. 北京: 清华大学出版社, 2000 (Yan Pingfan, Zhang Changshui. *Artificial Neural Networks and Evolutionary Computing*. Beijing: Tsinghua University Press, 2000 (in Chinese))
- 45 蒋跃文, 张伟伟, 叶正寅. 基于 CFD 技术的流场 / 结构时域耦合求解方法研究. 振动工程学报, 2007, 20(4): 396-400 (Jiang Yuewen, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Study of time-marching method for fluid/structure coupling solution based on CFD technique. *Journal of Vibration Engineering*, 2007, 20(4): 396-400 (in Chinese))
- 46 Jose AR, Bryan ED, Robert MB, et al. NACA 0012 benchmark model experimental flutter results with unsteady pressure distributions. NASA Technical Memorandum, 107581, 1992
- 47 Waszak MR. Modeling the benchmark active control technology wing tunnel model for flutter suppression. AIAA 96-3437, 1996

(责任编辑: 周冬冬)

HIGH EFFICIENT NUMERICAL METHOD FOR LCO ANALYSIS IN TRANSONIC FLOW¹⁾

Zhang Weiwei^{*,2)} Wang Bobin^{*,†} Ye Zhengyin^{*}

^{*}(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[†](School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract Non-linearities can be present in an aeroelastic system due to some aerodynamic phenomena that occur in transonic flight regime or at large angles of attack. The candidate sources are motions of shock wave and separated flow. With the recently well-developed software and hardware technologies, numerical simulation of complex aeroelasticity phenomena becomes possible, such as limit cycle oscillations (LCOs) due to the aerodynamic nonlinearity. However, the computational cost of solving aeroelastic problem in nonlinear flow field is very high, so it is a convenient method to solve this kind of problem by constructing a proper unsteady aerodynamic model previously. Many research works are carried out in reduced order modeling (ROM) for aeroelastic analysis. Most of the reduced order aerodynamic models are dynamic linear models and in proportion to the structural motions. In this study, by using Radial Basis Function (RBF) neural network model, the nonlinear unsteady reduced order aerodynamic model is constructed. The ROM is used to analyze LCOs behaviors for two linear structural models with large shock motion in transonic flow. Different from the traditional design method of the input signals, signals of self-excited vibration of the aeroelastic system are designed as the input signals in this paper. Coupled the structural equations of motion and nonlinear aerodynamic ROM, the system responses are determined by time marching of the governing equations using a kind of hybrid linear multi-step algorithm and the limit cycle behaviors changing with velocities (dynamic pressure) can be analyzed. Two transonic aeroelastic examples show that both the structural responses and the limit cycle oscillation (LCO) characteristics simulated by ROM agree well with those obtained by direct CFD method, and the computational efficiency of ROM based method can be improved by 1-2 orders of magnitude compared with the direct CFD method.

Key words aeroelasticity, LCO, flutter, ROM, RBF neural network

Received 14 September 2009, revised 28 December 2009.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10802063), Aeronautics Science Foundation (2009ZA53009), Fundamental Research Foundation of Northwestern Polytechnical University, and Aoxiang Star Foundation.

2) E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn