

基于 CFD 的气动力建模及其在气动弹性中的应用*

张伟伟[†] 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

摘要 CFD 技术为带有气动力非线性气动弹性分析提供了一种研究途径, 但是基于 CFD 的气动弹性直接数值模拟方法的计算量很大, 不便开展定性分析和参数设计. 基于 CFD 的非正常气动力模型的降阶技术为缓解计算效率与计算精度之间的矛盾以及系统的复杂性与易分析、易设计性之间的矛盾提供了行之有效的技术途径. 综述了近年来发展的两类基于 CFD 技术的非正常气动力降阶技术和一种非线性气动力的谐波平衡方法, 以及这些方法在非线性和气动弹性研究中的运用. 对比了各种方法的优越性并作了进一步的展望.

关键词 非正常气动力模型, 非线性气动弹性, CFD, ROM

1 气动弹性研究中的气动力模型回顾

一个准确的非正常空气动力学模型是开展气动弹性力学分析的基础, 气动力建模本身也是气动弹性力学研究的重要组成部分和关键技术之一. 表 1 给出了气动弹性研究领域非正常气动力计算方法的发展历程.

20 世纪发展的基于线性理论的各种非正常气动力模型已经广泛用于型号工程的气动弹性分析, 但是这些模型不能用于跨音速、大迎角等非线性气动弹性问题的研究. 随着计算机水平的大幅提高, CFD 技术已经被广泛地在各种工程中运用. 近年来的气动弹性计算中也逐渐采用了以跨音速小扰动方程、NS 方程或 Euler 方程为基础的 CFD 技术来计算非正常气动力. 这种方法直接从流动的基本方程出发, 使用的假设相对较少, 模拟了流动的本质特性, 可以反映出气动力的非线性特性.

基于非正常 CFD 技术的时域气动弹性模拟在解

决气动力非线性问题中有无可比拟的优越性, 尤其在跨音速气动弹性模拟中被广泛使用, 近十几年来该方面的文献层出不穷, 已经成为气动弹性领域的研究热点, 文献 [1~3] 给出了详细的综述. 伴随着 CFD 方法在空间上和时间上对流动的描述都越来越细致, 更逼近实际物理特性, CFD 技术的以下两个缺点突现:

- (1) 计算量大, 耗时多, 不便于型号研制.
- (2) 不便于系统的定性分析, 也不便于开展伺服气动弹性分析和参数设计.

例如对于一个典型二维流场, 空间上划分 10 000 个网格, 整个计算域就是由 $10\,000 \times 4$ (三维流场 $\times 5$) 个离散的非线性方程组成, 该流场的变量个数也是 $10\,000 \times 4$, 故该系统的阶数高达 $40\,000^{[1]}$. 一般情况下基于 CFD 技术的流场求解器的阶数在 $10^4 \sim 10^6$. 这使得应用系统的分析和设计越来越困难, 一定程度上阻碍了 CFD 技术在工程领域中的进一步运用.

表 1 非正常气动力计算方法发展历程

时间	模型
1930~1940 年	二维的 Theodorsen 模型、Grossman 模型, 结合片条理论解决三维问题
1950~1960 年	三维线性化升力面方法, 求解频域亚、超音速谐振非正常气动力
1970~1980 年	基于频域气动力的状态空间拟合
1980~1990 年	基于 CFD 技术的非正常、非线性流场的数值模拟
1990 年 ~ 至今	基于 CFD 技术的非正常气动力模型降阶 (reduced order model, ROM), 非线性气动力的谐波平衡

收稿日期: 2006-10-30, 修回日期: 2007-12-27

* 国家自然科学基金 (10432040, 10572120), 陕西省自然科学基金 (2007A22) 和博士点基金 (20070699065) 资助项目

[†] E-mail: zww12345@sina.com

针对上述的这两个主要局限性, 研究所^[2]和工业部门^[3]都发出明确的呼吁, 提出了一些希望^[2]:

(1) 仍然是一个线性模型;

(2) 具有较高的置信度和较低的阶数 (建议的技术路线有: 雷诺平均 NS 方程 (Reynolds average Navier-Stokes, RANS) 气动力模型、结构化 / 非结构化网格、非线性有限元技术、气动力的 ROM 技术等);

(3) 可以用于设计环节, 而不仅仅是用于事后的校核;

(4) 可以方便地与现有气动弹性分析模块融合;

(5) 具有较高的效率和鲁棒性;

针对上述的讨论, 本文在此提出气动弹性力学现阶段的两对主要矛盾: 计算效率和计算精度; 系统的复杂性和易分析、易设计性. 因此如何缓和或解决这两对矛盾成为该学科新的研究热点.

近年来气动弹性研究者纷纷寻求高效、高精度的低阶非定常气动力模型以适应现代气动弹性力学的发展.

现代飞行器气动弹性分析中的气动力常常具有以下特点:

(1) 多自由度. 因为绝大多数气动弹性问题是由于两个或多个模态的耦合形成的, 因此, 气动弹性分析系统至少需要考虑数个低阶的结构模态. 这样对于气动力的系统辨识而言就需要考虑各阶模态之间相互的交叉影响, 表现为多自由度的问题.

(2) 高阶. 飞行力学领域非定常气动力的减缩频率较小, 模型一般只需考虑位移和速度两项即可. 气动弹性力学领域的非定常气动力减缩频率相对较高, 建模时不仅需考虑位移和速度, 通常还要计及加速度、加速度导数等一系列高阶项的效应.

(3) 非线性. 非线性包括空间上静态非线性和时间上的动态非线性.

真正意义上的应用于非线性气动弹性的非定常气动力模型的降阶工作刚刚开始^[4]. 这是一种高效的、新颖的研究手段, 它可以用于非定常流场的分析和非定常气动力的建模, 适合于工程领域的分析和设计. 对于气动弹性研究而言, 基于 CFD 技术的非定常气动力 ROM 不仅具有简单的显示表达式, 在一定程度上可以考虑到流动的非线性特性, 而且其计算效率也远远高于直接的 CFD 数值模拟. 非定常气动力的 ROM 就可以替代 CFD 流场求解器, 既可以用于气动弹性的时域仿真, 又可以用于气动弹性的稳定性分析和参数设计. Dowell 等^[5,6]、Lucia 等^[7]和 Raveh^[8]分别侧重不同方法给予了综述和展望.

就目前的研究现状来看, 基于 CFD 技术的非定常气动力 ROM 技术主要可划分为两大类: 基于本征

正交分解 (proper orthogonal decomposition, POD) 技术的非定常流场的降阶技术和基于系统辨识技术的模态气动力建模技术.

近几年来, Dowell 课题组将非线性气动力的谐波平衡方法 (harmonic balance, HB) 用于带有气动力非线性的气动弹性研究. 从严格意义上讲这是一种在频域求解非线性气动弹性的方法, 还不能称之为气动力模型的降阶 (在这一点上我们与 Lucia 等^[7]的观点相同), 但是 HB 技术的确是一种高效的计算方法, 适合于非线性的气动弹性研究, 故下面也介绍了非线性气动力的 HB 方法及其在气动弹性研究中的运用.

2 基于 POD 技术的 ROM

POD 技术在计算物理学领域扮演着重要的角色. 通过谱分析可以实现 POD 的降阶. 运用谱分析方法, 场的变量可以通过一系列基函数的展开来近似表达. 基本控制方程就可以转化为关于一系列展开系数的方程, 进而可以来求解和预测场的时空特性. POD 是从系统观测量导出的一些可选择的基. 通过系统行为的样本来计算代表系统基本变量的一系列基函数. POD 的优点在于可以有选择性地选择一些基函数, 从某种意义上说可以更精细地描述、分析所关心的区域.

POD 的 ROM 需要运用系统行为的样本来建立. 其优点是模型可以高效地转变为物理上的高保真捕捉. 其缺点是需要高精度、高保真度的方法来计算样本和系统特性随参数变化的鲁棒性不一定得到保证. 总的来说 POD 技术的优势还是比较多的. 对于一个新的计算研究, 建立一个紧凑的 ROM 模型用于多学科环境下的频繁研究.

POD 基就是 1940 年提出的适合于连续系统的 K-L 基 (Karhunen-Loève). POD 首先被用于静态系统的主元分析. 在流体力学领域, POD 首先被用于湍流的研究和湍流数据的处理. 许多研究运用 POD 开展湍流特性分析和对实验中主导、相干的边界层流和自由剪切层流动的结构进行分析. Berkooz 在文献^[9]中给出了这一领域详细的综述.

接着 POD 技术被用于计算数据的分析. Moin 和 Moser^[10]用该方法数值研究了管道流动的流场结构特性. Sirovich^[11]又将快照方法向前发展了一步, 使得获得 K-L 基的计算量大大减小. 对于这种快照, 开展 $M \times M$ 阶的特征分析, M 是快照的次数, 代替了 $N \times N$ 矩阵, $N \gg M$, N 是快照中点的数目.

当 POD 成功地用于计算数据的处理之后, 这一

技术又被广泛用于各种动力学系统的建模，其中包括流体动力学系统。通过这种方法，首先运用 CFD 进行样本的计算，建立一个 POD，最后运用一系列低阶方程建立 POD 基 (典型的用 Galerkin 映射)，开展动力学系统的研究。Deane^[12] 给出了这一过程的算例，应用算例研究了弯曲管道和圆管道，成功地运用 POD-ROM 预测了这一系统的极限环振动 (limit cycle oscillation, LCO)。

近些年来 POD-ROM 技术逐渐被应用于气动弹性研究领域。Romanowski^[13] 首先开展了这一方向的研究。他基于时域 Euler 方程，运用 K-L 基实现了非定常气动力模型的降阶，耦合结构方程，建立了一个低阶的、计及静态非线性的动态线性气动弹性模型。接下来，由于频域方法具有更高的计算效率，Hall^[14] 基于时间线化的频域 Euler 方程，建立 POD-ROM 模型，并用于气动弹性的分析。Thomas^[15] 在文献 [14] 的基础上，将该方法推广运用于三维跨音速气动弹性的分析，算例研究了 AGARD 机翼 445.6 的颤振边界。图 1 给出了颤振边界的对比结果。从图 1 中可以看出，即使针对这一经典的算例，不同程序计

算的结果仍然相差较大，高 M 数段的误差更大些，颤振频率的误差较颤振速度的误差更大些。图 2 给出了 POD 矢量数对颤振结果影响的研究结果。该文献还基于二维问题提出了一种不依赖于结构模态形状的非定常气动力模型降阶技术，但这样又大大增加了采样的次数，并且很难向三维问题推广。Lieu^[16] 又发展了一种马赫数自适应的 POD-ROM 方法，将马赫数作为一个参数参与模型的降阶。图 3 对比了 POD 方法计算的颤振边界和直接数值模拟以及风洞实验结果。图 4 给出了基于 M 数自适应的 POD 方法计算的时域响应结果，插值基准 $M=0.499, 0.901$ ，计算 $M=0.7$ 。从该结果来看，这样的处理方式不仅使得模型更加复杂，而且降低了原有模型的精度。Dowell 等^[17] 运用该方法研究了跨音速带有结构非线性的 LCO 问题。该文献选用带有操纵面间隙非线性的结构模型，跨音速的气动力模型仍然是动态线性的，故 LCO 本质上还是由于结构非线性导致的。Lucia 和 Beran 将 POD-ROM 技术用于计算静态、动态非线性特性的系统，研究了跨音速壁板的非线性颤振特性^[7,18]。

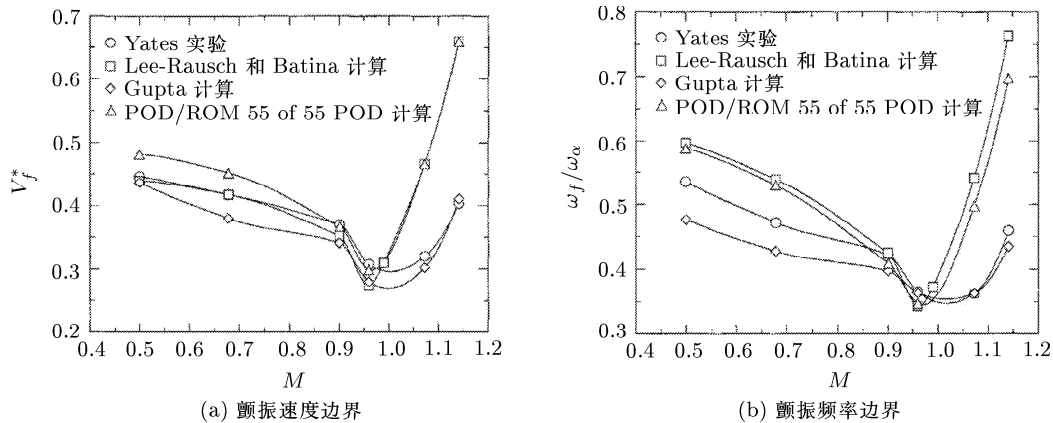


图 1 POD-ROM 方法计算的 AGARD 机翼 445.6 的颤振边界^[15]

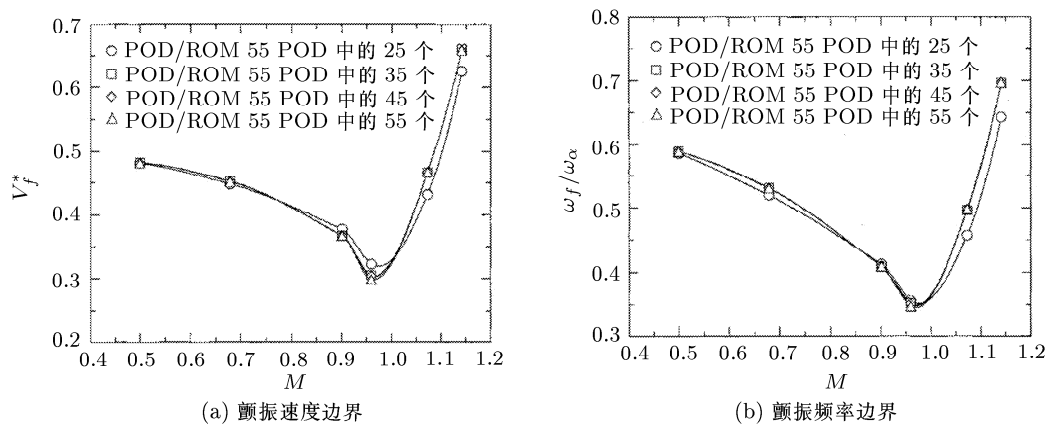


图 2 POD 矢量数对 AGARD 机翼 445.6 颤振结果的影响^[15]

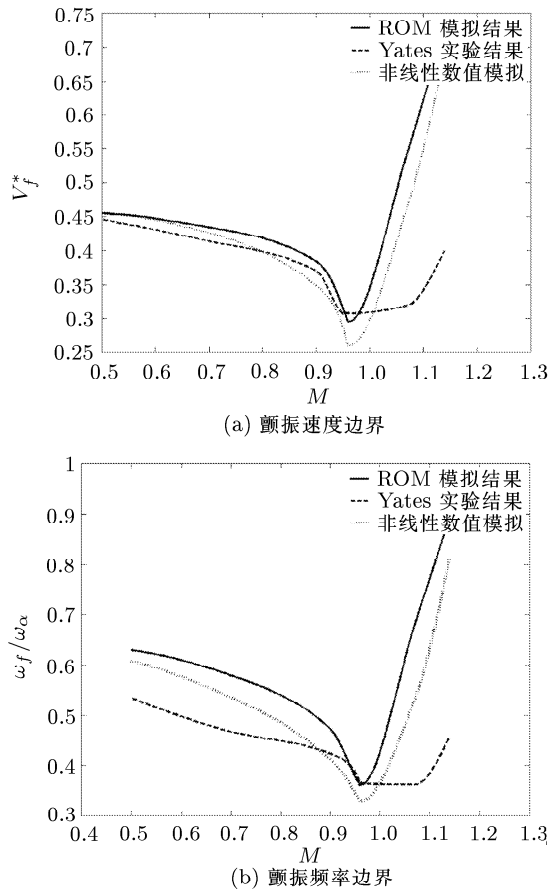


图 3 POD 方法计算的 AGARD 机翼 445.6 的颤振边界 [16]

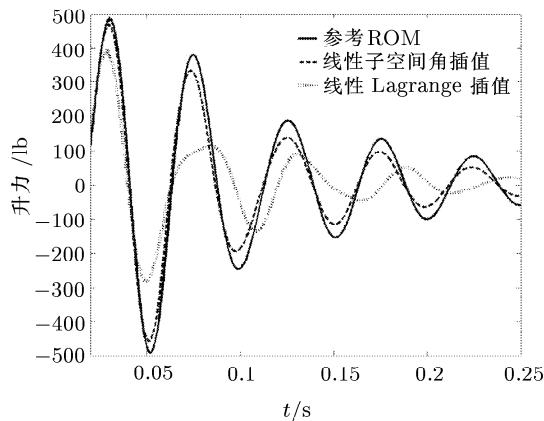


图 4 基于 M 数自适应的 POD 方法计算的时域响应结果 [16]
($M=0.7$, $l_b=4.45$ N)

3 基于系统辨识技术的 ROM

系统辨识就是利用输入输出数据, 在一类系统模型中确定一个系统模型, 使之与被测系统等价. 近 20 年来发展起来的非定常流场的数值模拟技术主要还是在时域内进行的, 可以方便地计算出弹性体作给定动态变形时的模态气动力. 对于基于 CFD 技术的非定常气动力的辨识而言, 这个被测系统就是基于 Euler/NS 方程的非定常流场求解器, 结构模态坐标就对应着系统的输入, 模态气动力系数就对应着系统的输出. 这种非定常气动力建模的前提是已知弹

性体的结构模态, 模型降阶过程是基于模态坐标进行的. 因此, 我们有时也称这种 ROM 为基于模态坐标的非定常气动力建模. 若振型发生较大的变化, 就需要重新建模. 然而在工程中当一个主体结构布局确定之后, 局部的结构调整和设计对振型的影响一般很小, 而且对于很多颤振问题而言, 振型的变化对系统稳定性的影响相对于模态质量或刚度而言较小. 建立了基于模态坐标的 ROM 之后, 就可以用它来分析气动弹性系统的稳定性, 研究系统的结构 (频率和质量)、控制等参数的调整对气动弹性稳定性的影响, 开展控制律的设计等.

从现阶段的研究进展来看, 用于气动弹性系统的非定常气动力辨识方法主要有以下几种:

(1) 基于 Volterra 模型的非定常气动力辨识

Volterra 级数法是一种常见的非线性系统模型, 它基于 Wiener 模型, 将一个非线性系统分解为一组线性系统和一个非线性即时系统. 通过输入输出来估计非线性系统中的 Volterra 核 (kernel).

连续形式的 Volterra 级数可以表示为

$$y(t) = \sum_{n=1}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \cdots \int_{-\infty}^{\infty} h_n(\tau_1, \tau_2, \cdots, \tau_n) \prod_{i=1}^n u(t - \tau_i) d\tau_i = \sum_{n=1}^{\infty} y_n(t) \quad (1)$$

$$\text{式中 } y_n(t) = \int_{-\infty}^{\infty} \cdots \int_{-\infty}^{\infty} h_n(\tau_1, \tau_2, \cdots, \tau_n) \prod_{i=1}^n u(t - \tau_i) d\tau_i$$

$u(t)$ 和 $y(t)$ 分别是模型的输入和输出, 函数式 $h_i(\tau_1, \tau_2, \cdots, \tau_n)$ 是 Volterra 核. Frecher 研究了 this 模型并通过扩展了的 Weierstrass 多项式逼近定理指出任何一个连续的函数可以被一系列在所有连续的紧集上均匀收敛的整阶函数所表达, 这里每一个整阶函数等价于一个 Volterra 函数.

离散形式的 Volterra 级数可表示为

$$y(k) = \sum_{n=1}^{\infty} y_n(k), k = 0, 1, 2, \cdots \quad (2)$$

$$y_n(k) = \sum_{i_1=0}^{\infty} \cdots \sum_{i_n=0}^{\infty} h_n(i_1, i_2, \cdots, i_n) \cdot u(k - i_1) \cdots u(k - i_n) \quad (3)$$

Silver^[19] 首先运用该模型开展非定常气动力的建模. 而后, Marzocca^[20] 和 Raveh 等人^[21] 还将该模型运用于非线性气动弹性的研究. 从这些文献看, 大多数应用算例仅辨识了 1 阶核, 故这些气动力模型是一种动态线性模型. 许多文献中基于高阶核的非线性气动力模型并未用于真正意义上的动态非线性气动弹性的研究, 如由于气动力非线性而产生的 LCO 颤振和分岔等. Raveh 的研究结果显示 Volterra 核的计算精度与

激励的振幅、响应的计算时间有关，2 阶核的引入并不一定能提高系统辨识的精度。图 5 给出了文献 [21] 的一个典型结果。系统辨识学者 [22] 认为：“Volterra 级数有一个明显的缺点，也就是需要相当多的被估计参数才能取得满意的精度。例如当用一个 Volterra 级数去逼近 2 阶非线性时需要 10^{10} 个参数。尽管 Volterra

级数对非线性理论、函数逼近和辨识方法的发展有着非常重要的推进作用，但现在普遍认为它很难用于工业过程的建模”。这样看来，对于多自由度系统而言，当运用 Volterra 级数建立一个 2 阶非线性的气动力模型时，需要用 CFD 计算大量的响应参数，与 1 阶线性模型相比，计算量将呈指数级增长。

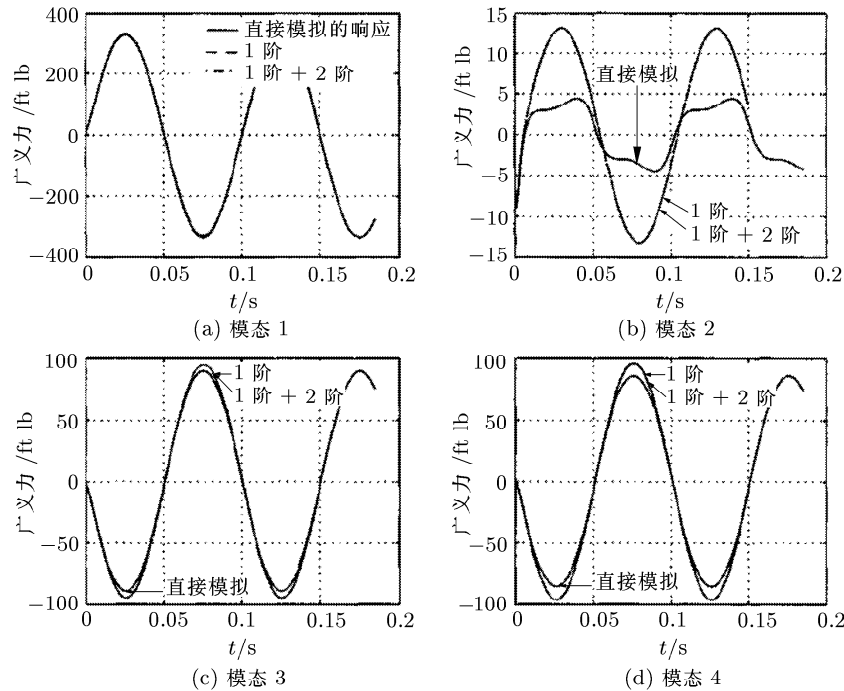


图 5 1 阶弯曲模态正弦激励下 Volterra 级数结果 (1 阶、2 阶) 和数值结果的比较 [21]

(2) 基于神经网络模型的非定常气动力辨识

神经网络近年来得到飞速发展，并已经有效地用于非线性系统的辨识。目前广泛使用的有两种神经网络，一种是多层神经网络，另一种是循环神经网络，从辨识的角度来看，多层神经网络代表了静态非线性模型，而循环神经网络代表了动态非线性模型。

比起其它非线性辨识方法，神经网络不依赖模型函数，也就是说，可以不用了解被辨识系统输入、输出之间存在何种数学关系。目前用的较多的是前馈 (back propagation, BP) 网络，但是 BP 算法存在着局部极值和收敛速度慢等缺点。

将神经网络模型用于气动力辨识的研究刚刚起步。Marques [23] 运用多层函数的人工神经网络法辨识了跨音速翼型的非定常气动力。该文献选择二维问题开展非线性的系统辨识，图 6 给出了该文献的辨识结果。从该结果来看，升力系数的辨识精度比较高，力矩系数精度低。该方法尚未用于非线性气动弹性的研究，有待进一步发展。Pesonen [24] 运用神经网络开展静气动弹性的研究。气动力模块的计算基于三维板壳法，结构采用有限元分析技术。由于其气动力模型采用的是基于线化理论的升力面模型，故体现不了神经网络在非线性的辨识领域的优势。

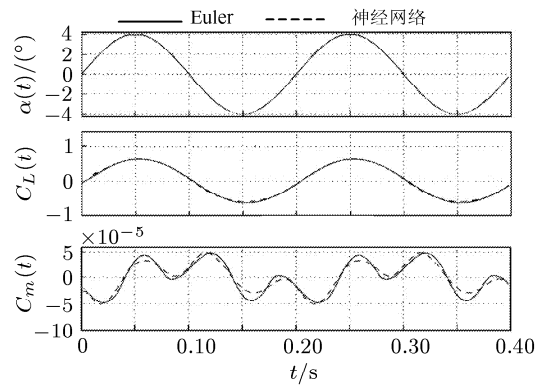


图 6 人工神经网络法的辨识结果 [23] ($k=0.03903, M=0.7$)

(3) 基于离散差分方程的非定常气动力辨识

离散的差分方程是一种典型的数学模型，可以用下面的非线性带外激输入的自回归滑动平均模型 (nonlinear auto regressive moving average with exogenous input, NARMAX) 来表达

$$\begin{aligned}
 y(k) &= F(y(k-1), \dots, y(k-n_y), \\
 &u(k-1), \dots, u(k-n_u), \\
 &e(k-1), \dots, e(k-n_e)) + e(k) \quad (4)
 \end{aligned}$$

式中 F 是一个非线性函数, $u(k)$ 和 $y(k)$ 分别是模型的输入和输出, $e(k)$ 是一个不可观测的零均值和有限方差的独立噪声, k 是离散时间标量.

Leontaritis 和 Billings^[25] 提出这个模型的概念, 详细地论证了它的特征及存在的充分条件, 最初的方程用多项式 NARMAX 模型来表达

$$y(k) = \sum_{j=1}^m P_j(k)Q_j + c(k) \quad (5)$$

式中

$$P_j(k) = P_j(y(k-1), \dots, y(k-n_y), u(k-1), \dots, u(k-n_u), e(k-1), \dots, e(k-n_e))$$

定义为回归项或简称项, 它是一些时间延迟的输入、输出和噪声的乘积, 最大个数的单项乘积叫度, Q_j 是被估计的未知参数. 后来一些研究者又找到另一个 NARMAX 模型的子集——有理 NARMAX 模型, 其表达式为

$$y(k) = \frac{a(k)}{b(k)} + e(k) = \frac{\sum_{j=1}^{num} P_{n_j}(k)Q_{n_j}}{\sum_{j=1}^{den} P_{d_j}(k)Q_{d_j}} + e(k) \quad (6)$$

式中 $a(k)$ 和 $b(k)$ 分别是分子多项式和分母多项式, $P_{n_j}(k)$ 和 $P_{d_j}(k)$ 分别是分子多项式中的项和分母多项式中的项, num 为分子的度数, den 为分母的度数.

NARMAX 模型提供了一个统一的有限可实现非线性系统表达式, 如双向性模型、Wiener 模型、带外激励输入的自回归滑动平均模型 (auto regressive moving average with eXogenous input, ARMAX) 等, 其优点是逼近精度高, 收敛速度快, 对线性参数的子集模型辨识简便, 可以用线性最小二乘法进行选项和参数估计, 已在各种工程中运用. 但这种模型的结构辨识问题是一个难点.

对于颤振的稳定性问题而言, 非定常气动力在时间上表现为线性, 故可以选用线性化模型 (ARMAX). 对于计算环境下的气动弹性研究, 当气动力计算的精度足够高时, 系统噪声很小, 因此又可以忽略模型中噪声项. 实践证明该模型适合于小扰动情况下非定常气动力的建模. Cowan 等^[26] 首先选择该模型建立基于 CFD 技术的低阶非定常气动力模型. 他选择 3211 输入来激励系统. 算例给出了跨音速颤振的标准算例——AGARD 机翼 445.6 模型的结果. Raveh^[8]、Gupta^[27] 和张伟伟等人^[28~31] 也运用这种离散差分方程模型开展了跨音速气动弹性研究, 研究算例也验证了跨音速 AGARD 机翼 445.6 模型的颤振边界.

图 7~图 10 详细地给出了 Isogai 机翼、AGARD 机翼 445.6 和 BACT 模型的颤振结果^[32]. 对比的结果显示该方法与直接数值模拟方法吻合. 文献 [26, 28] 定量比较了基于 ROM 方法和 CFD/CSD 直接耦合仿真方法的效率, 对比结果显示基于 ROM 的颤振分析技术将效率提高了 1~2 个数量级. 张伟伟研究了二维 Isogai 机翼 S 型颤振边界产生的根本原因^[29]——颤振分支随动压的变化而转移, 并运用这种 ROM 技术研究了跨音速操纵面参数对气动弹性特性的影响^[30].

基于系统辨识方法的 ROM 还被用于跨音速闭环气动弹性 (伺服气动弹性) 的研究. 从已发表的文献来看, 基于 CFD 技术的跨音速闭环气动弹性研究主要采用时间域内耦合求解非定常流场、结构运动方程和伺服状态方程, 实现伺服气动弹性的时域仿真. 这种方法需要计算不同来流流动压系统的响应情况来寻找颤振临界点, 耗时很多. 这种直接模拟方法也不适合颤振分支的定性分析以及结构、控制参数的分析和设计. Stephens 等^[32] 基于 ROM 模型开展了伺服气动弹性正问题的仿真工作. 这就大大提高了伺服气动弹性仿真的效率. 张伟伟首先建立了基于 ROM 技术的跨音速伺服气动弹性分析模型^[33], 算例研究了典型导弹的跨音速闭环气动弹性特性, 分析了控制参数对系统颤振特性的影响. 研究表明伺服系统中未串联陷波器时, 传感器的安放位置对导弹伺服气动弹性特性有较大影响, 串有陷波器后, 该导弹的伺服气动弹性特性与开环特性基本相同. 在此基础上运用基于输出反馈的次优控制方法设计控制律, 率先开展了跨音速颤振的主动抑制研究^[34]. 算例选择跨音速伺服气动弹性研究的标准模型——BACT (benchmark active control technology) 模型. 运用基于 Euler 方程的直接伺服气动弹性仿真方法来验证该分析和设计方法的可

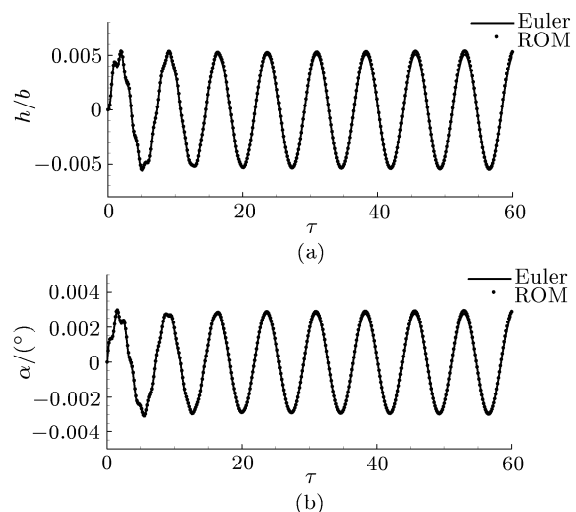


图 7 $M=0.825$, $V^*=0.615$ Isogai 机翼的颤振临界响应^[29,32]

靠性. 数值仿真结果证明, 这种跨音速颤振主动控制律的设计方法是正确的, 并具有较好的效果. 次优控

制方法设计的控制律可将颤振速度提高 15% 左右, 如图 11 所示.

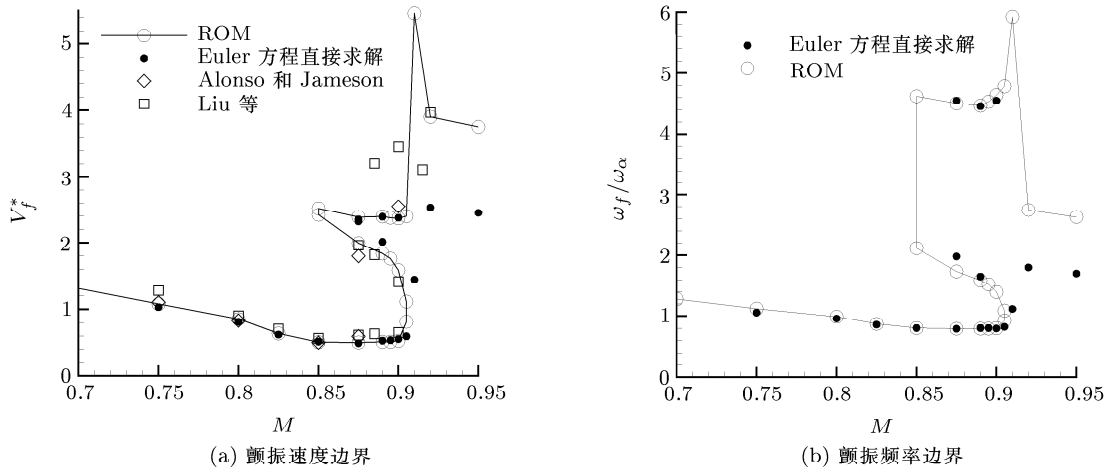


图 8 Isogai 机翼随 M 数变化的颤振边界 [30,32]

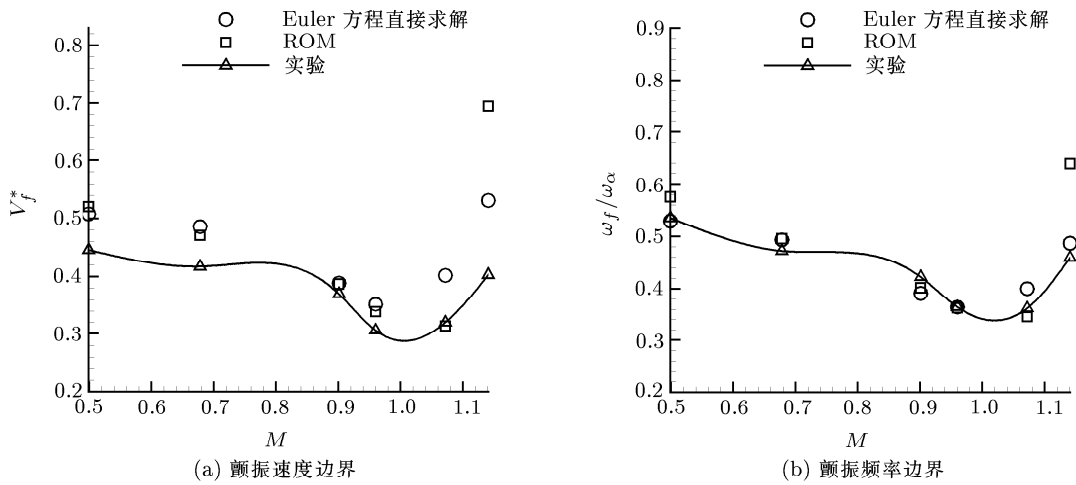


图 9 AGARD 机翼 445.6 随 M 数变化的颤振边界 [30,32]

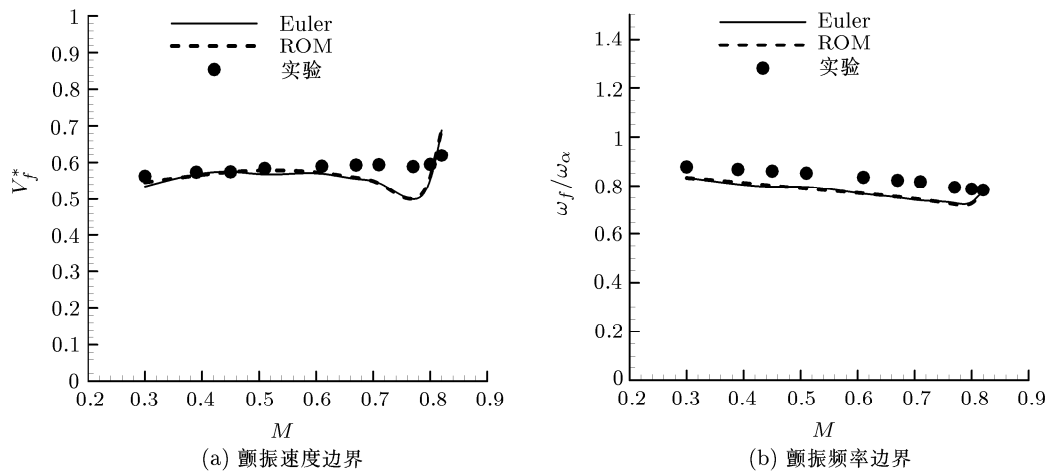


图 10 BACT 模型计算的颤振边界和实验结果的比较 [32]

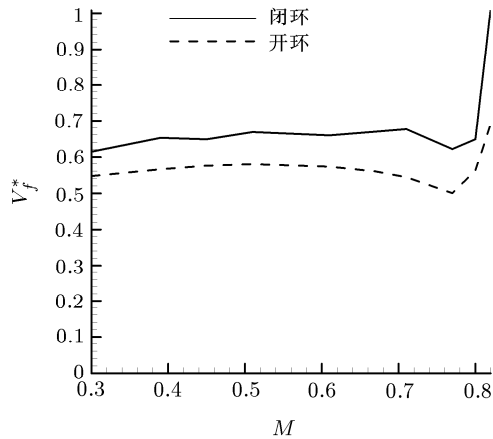


图 11 BACT 模型开环和闭环颤振边界的对比 [35]

4 非线性气动力的谐波平衡方法 (HB)

HB 方法很早就被用于非线性常微分方程的研究。HB 方法假设方程的解是周期的，将解用傅立叶级数展开，并代入方程，整理后得到频域的一个方程。将微分方程转化为一个关于频率的代数方程。在气动弹性研究领域，HB 方法最先用于带有结构非线性的颤振分析 [35,36]，Dowell 研究小组 [6,37~40] 最近几年才将 HB 方法推广用于带有气动力非线性的气动弹性研究。

Hall 等 [37] 首先将 HB 技术用于非定常流场的数值分析。基于雷诺平均的 NS 方程，运用 HB 方法计算了一个跨音速二维叶栅的强迫周期运动。研究模型中存在强激波的有限幅度运动。计算了 7 阶频率，3~5 阶与时域模拟的结果吻合较好，计算效率提高了一个数量级。MCMullen 等 [41] 又在 CFD 的谐波平衡方面开展了一些工作。分析了方法的稳定性，认为高频时的稳定性需要讨论。算例研究了一维非定常流、二维绕圆柱振荡流动（基本频率由理论分析得到）及翼型振荡流动。

LCO 颤振特性的研究是非线性气动弹性研究领域的重要组成部分。谐波平衡方法非常适合于结构作近似简谐振动的 LCO 研究。对于结构作简谐振动的非定常流动，周期性的气动力用傅立叶级数展开，气动力是振幅的一个非线性函数。研究表明，这种单谐波近似的结构运动对大多数 LCO 问题而言是足够精确的，而气动力模型的 2 阶谐波、3 阶谐波是必要的。小扰动假设的时间线化解可以作为 HB 迭代的初始状态，以加快方程的收敛。Newton-Raphson 迭代技术被用于多自由度系统的求解。Thomas 基于频域 Euler 方程 [39] 和 NS 方程 [40] 运用 HB 技术研究了跨音速线性结构中的 LCO 颤振。图 12 给出了该气动弹性算例的计算结果，张伟伟 [31] 运用时域仿真方法验证了这种 HB 方法的正确性。

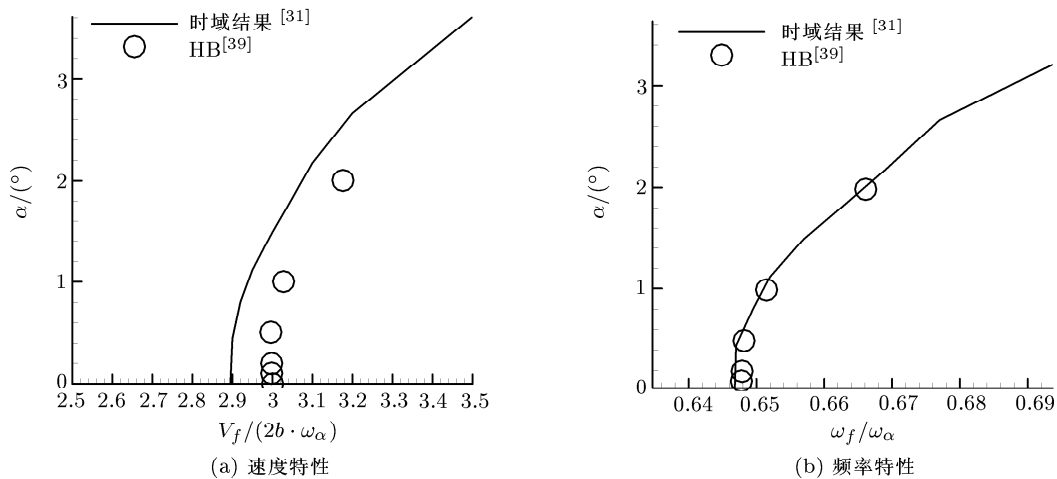


图 12 俯仰位移随速度和频率变化的特性 [31,39]

运用 HB 技术在频域内研究 LCO 问题的效率比时域内 CFD/CSD 直接耦合方法的效率高。但是该方法并没有实现非定常气动力模型的降阶，所以针对不同的结构、气动参数，需要重复求解频域非定常气动力。故该方法不适合参数的分析和设计，也未见将该方法用于伺服气动弹性的研究文献发表。

5 结 语

阐述了近年来发展的几种基于 CFD 技术的非定常气动力建模方法以及这些方法在非线性气动弹性研究领域的应用。主要包括两种非定常气动力模型的降阶方法（基于 POD 的 ROM 和基于系统辨识技

术的 ROM) 和高阶非定常气动力的谐波平衡方法。

基于 ROM 技术的气动弹性分析 / 仿真方法事先建立了一个低阶的气动力模型, 适合于气动弹性的参数分析和设计, 并已经推广用于伺服气动弹性的分析和跨音速颤振的主动抑制研究。

就目前的研究现状而言, 绝大多数的研究还局限在动态的线性模型, 可以分析跨音速颤振问题, 以及分析迎角对颤振特性影响等静态非线性问题。由于该方法同时具有较高的分析效率和计算精度, 也方便与现有气动弹性分析模块融合, 因而在航空航天飞行器设计中具有广阔的应用前景。基于该方法, 今后还可开展以下领域的研究: (1) 跨音速飞行器的阵风响应分析; (2) 超大展弦比飞行器面临的刚体模态 (飞行力学) 与弹性模态 (气动弹性力学) 耦合的复杂力学问题研究; (3) 跨音速、大迎角等非线性状态下的动导数计算。

真正意义上的适合于气动弹性研究的非线性气动力模型的降阶研究几乎还是空白。今后该方向的研究可借鉴非线性系统辨识学科的最新研究成果, 如基于神经网络、小波技术等非线性辨识技术。

基于气动力 HB 方法的流场 / 结构耦合方法是目前分析由于气动力非线性导致的 LCO 问题的高效方法。但是该方法在频域内开展研究, 与现代非线性科学和系统控制科学主流的时域研究方法不相容, 不能用于颤振的二次分岔、混沌研究, 也很难用于伺服气动弹性的研究。

参 考 文 献

- Bennett R M, Edwards J W. An overview of recent development in computational aeroelasticity. *AIAA Paper* 98-2421, 1998
- Schuster D M, Liu D D, Huttshell L J. Computational aeroelasticity: success, progress, challenge. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(5): 843~856
- Yurkovich R N. Status of unsteady aerodynamic prediction for flutter of high-performance aircraft. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(5): 832~842
- Dowell E H, Tang D M. Nonlinear aeroelasticity and unsteady aerodynamics. *AIAA Paper* 2002-0003, 2002
- Dowell E H, Hall K C, Romanowski M C. Eigenmode analysis in unsteady aerodynamics: reduced order models. *Applied Mechanics Review*, 1997, 50(6): 371~386
- Dowell E H, Hall K C. Modeling of fluid structure interaction. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2001, 33: 445~490
- Lucia D J, Beran P S, Silva W A. Reduced-order modeling: new approaches for computational Physics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(1): 51~117
- Raveh D E. 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
- Berkooz G, Holmes P, Lumley J L. The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows. *Ann Rev Fluid Mech*, 1993, 25: 539~575
- Moin P, Moser R D. Characteristic-Eddy decomposition of turbulence in a channel. *Journal Fluid Mechanics*, 1989, 200: 471~509
- Sirovich L. Turbulence and the dynamics of coherent structures. Part I: coherent structures. *Q Appl Math*, 1987, 45(3): 561~571
- Deane A E, Kevrekidis I G, Karniadakis G E, Orszag S A. Low-dimensional models for complex geometry flows: application to grooved channels and circular cylinders. *Phys Fluids*, 1991, 3(2): 2337~2351
- Romanowski M C. Reduced order unsteady aerodynamic and aeroelastic models using Karunen-Loeve eigenmodes. *AIAA Paper* 96-3981, 1996
- Hall K C, Thomas J P, Dowell E H. Reduced-order modeling of unsteady small-disturbance flows using a frequency-domain proper orthogonal decomposition technique. *AIAA Journal*, 2000, 38(10): 1853~1862
- Thomas J P, Dowell E H, Hall K C. Three-dimensional transonic aeroelasticity using proper orthogonal decomposition-based reduced-order models. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 544~551
- Lieu T, Lesoinne M. Parameter adaptation of reduced order models for three-dimensional flutter analysis. *AIAA Paper* 2004-888, 2004
- Dowell E H, Thomas J P, Hall K C. Transonic limit cycle oscillation analysis using reduced order aerodynamic models. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, 19: 17~27
- Lucia D J, Beran P S, King P I. Reduced order modeling of an elastic panel in transonic flow. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(2): 338~347
- Silva W A. Discrete-time Linear and nonlinear aerodynamic impulse responses for efficient (CFD) analyses: [dissertation]. Virginia: College of William Mary. 1997. 1~159
- Marzocca P, Silva W A, Librescu Liviu. Open/closed-loop nonlinear aeroelasticity for airfoils Via volterra series approach. *AIAA Journal*, 2004, 42(4): 673~686
- Raveh D E. Reduced-order models for nonlinear unsteady aerodynamics. *AIAA Journal*, 2001, 39(8), 1417~1429
- 朱全民. 非线性系统辨识. 控制理论与应用, 1994, 11(6): 641~652
- Marques F D. Identification and prediction of unsteady transonic aerodynamic locals by multi-layer functions. *Journal of Fluids and Structures*, 2001, 15: 83~106
- Pesonen U J. Artificial neural network prediction of aircraft aeroelastic behavior: [dissertation]. Kansas: Wichita State University. 2001
- Leontartis I J, Billings S A. Input-output parametric models for nonlinear systems. Part 1, Part 2. *Int J Control*, 1985, 41: 303~328
- Cowan T J, Andrew S A J, Gupta K K. Accelerating computational fluid dynamics based aeroelastic predictions using system identification. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 81~87
- Gupta K K, Voelker L S. CFD-based aeroelastic analysis of the X-43 hypersonic flight vehicle. *AIAA Paper* 01-0712, 2001

- 28 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
- 29 张伟伟, 叶正寅. 基于气动力降阶模型的跨音速气动弹性稳定性分析. *计算力学*, 2007, 24(6): 768~772
- 30 张伟伟, 叶正寅. 操纵面机构对跨音速二元机翼气动弹性特性的影响. *航空学报*, 2007, 28(2): 257~262
- 31 张伟伟. 基于 CFD 技术的高效气动弹性分析方法研究: [博士论文]. 西安: 西北工业大学, 2006. 1~166
- 32 Stephens C H, Arena S A J, Gupta K K. CFD-based aeroservoelastic predictions with comparisons to benchmark experimental data. *AIAA Paper 99-0766*, 1999
- 33 Zhang W W, Ye Z Y, Zhang C A. Aeroservoelastic analysis for transonic missile. *AIAA Paper 2007-6482*, 2007
- 34 Zhang W W, Ye Z Y. Control law design for transonic aeroservoelasticity. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(2-3): 136~145
- 35 Laurenson R M, Tra R M. Flutter analysis of missile control surface containing structural nonlinearities. *AIAA Journal*, 1980, 18: 1245~1251
- 36 Yang Z C, Zhao L C. Analysis of limit cycle flutter of an airfoil in incompressible Flow. *Journal of Sound and Vibration*, 1988, 123: 1~13
- 37 Hall K C, Thomas J P, Dowell E H. Reduced-order modeling of unsteady small-disturbance flows using a frequency-domain proper orthogonal decomposition technique. *AIAA Paper 99-0655*, 1999
- 38 Dowell E H, Edward J W, Strganac T W. Nonlinear aeroelasticity. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 857~874
- 39 Thomas J P, Dowell E H, Hall K C. Nonlinear inviscid aerodynamic effects on transonic divergence, flutter, and limit-cycle oscillations. *AIAA Journal*, 2002, 40(4): 638~646
- 40 Thomas J P, Hall K C, Dowell E H. A harmonic balance approach for modeling nonlinear aeroelastic behavior of wings in transonic viscous flow. *AIAA Paper 2003-1924*, 2003
- 41 McMullen M, Jameson A, Alonso J. Application of a nonlinear frequency domain solver to the Euler and Navier-Stokes equations. *AIAA Paper 02-0120*, 2002

ON UNSTEADY AERODYNAMIC MODELING BASED ON CFD TECHNIQUE AND ITS APPLICATIONS ON AEROELASTIC ANALYSIS*

ZHANG Weiwei[†] YE Zhengyin

National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract CFD technique can be used to study aeroelastic problems with aerodynamic non-linearity. The disadvantage of the CFD based aeroelastic direct simulation is the high computational cost which prevents it to be used for qualitative analysis or parametric design. CFD based ROM (reduced order model) technique can solve the contradiction between computational efficiency and computational quality, and the contradiction between complexity and convenience for analysis and design. A review on two kinds of ROM and harmonic balance for nonlinear unsteady aerodynamics is made in this paper. Recent aeroelastic researches based on these methods are summarized. The advantages of these methods are compared and the future development is discussed.

Keywords unsteady aerodynamic model, non-linear aeroelasticity, CFD, ROM

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10432040, 10572120), Natural Science Foundation of Shanxi Province (2007A22) and Doctoral Foundation of Ministry of Education of China (20070699065)

[†] E-mail: zww12345@sina.com