

# 基于系统辨识技术的叶轮机非定常气动力建模方法

苏丹<sup>1</sup>, 张伟伟<sup>1,\*</sup>, 张陈安<sup>2</sup>, 叶正寅<sup>1</sup>

1. 西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710072

2. 中国科学院 力学研究所, 北京 100190

**摘要:** 为了快速获得不同刚度的叶轮机叶片颤振特性, 提出了一种基于系统辨识技术的叶片排非定常气动力建模方法, 分析了叶片气动阻尼随叶间相角差和固有频率的变化特性。该方法通过对多叶片通道的某一叶片单独施加一个扫频振动信号, 求解一次非定常流场, 得到叶片排上每个叶片的气动力响应, 通过系统辨识, 获得每个叶片的气动力频率响应。根据小扰动流的叠加原理, 得到扫频范围内各固有频率下的叶片排所有叶片共同激励的气动力模型, 由此进一步得到各个不同固有频率的所有叶间相角差下的气动阻尼。针对 STCF4 (Standard Test Configuration 4) 算例, 该方法的计算结果与直接采用计算流体力学 (CFD) 方法和直接采用谐振信号的降阶方法 (ROM) 得到的气动阻尼系数吻合得很好。该方法只需进行一次非定常 CFD 计算就能得到扫频范围内不同固有频率下的气动阻尼特性曲线, 极大地提高了计算效率, 方便了叶轮机设计初期的气动弹性稳定性参数分析。

**关键词:** 颤振; 计算流体力学; 降阶模型; 系统辨识; 叶轮机; 气动弹性

**中图分类号:** V211.47 **文献标识码:** A

叶轮机叶片颤振是典型的气动弹性动不稳定现象。近年来, 由于颤振疲劳而损坏叶片的故障屡见不鲜, 颤振已成为高性能叶轮机研制过程中必须解决的重要问题之一<sup>[1]</sup>。随着计算机性能的提高和计算流体力学 (CFD) 的发展, 数值计算方法为叶轮机设计提供了重要依据, 相对叶轮机气动弹性实验来说具有难度小、周期短和危险性低等特点。由于叶轮机内部流动十分复杂, 直接采用 CFD 方法进行叶轮机叶片颤振分析计算量大、效率低, 因此建立一个高效准确的非定常气动力模型是开展叶轮机气动弹性分析的基础。北京航空航天大学在 1980—1990 年发展了一种变形激盘法<sup>[2]</sup>, 并用于变相角情况下的叶片气动弹性稳定性预测<sup>[3]</sup>。

从 1956 年 Lane 提出行波型颤振模型<sup>[4]</sup>以来, 基于该模型的能量法在叶片颤振分析中得到广泛使用。能量法是一种结构/流体非耦合的方法, 相对于结构/流体耦合的时域分析方法<sup>[5]</sup>来说, 具有假设较多、计算量相对较小的特点, 近年来在叶轮机气动弹性数值分析方面采用时域分析方法较多。但由于能量法计算量小、效率高, 有不少的国内外学者将能量法作为验证研究的起点。杨青真等<sup>[6]</sup>比较了能量法和时域分析方法, 发现两种方法得到的颤振结论是一致的, 并考察了 NACA0012 和 PROF 叶栅算例在两种不同折合频率下的颤振特性。Sadeghi 等<sup>[7-8]</sup>针对 STCF4 (Standard Test Configuration 4) 用能量法分析了典型叶间相角时的颤振特性并和实验数据进行了

收稿日期: 2011-05-24; 退修日期: 2011-07-01; 录用日期: 2011-08-29; 网络出版时间: 2011-09-06 11:24

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110906.1124.005.html

DOI: CNKI: 11-1929/V.20110906.1124.005

基金项目: 国家自然科学基金 (11172237, 10802063); 航空科学基金 (2009ZA53009); 西北工业大学基础研究基金

\* 通讯作者. Tel.: 029-88491342 E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn

引用格式: Su D, Zhang W W, Zhang C A, et al. An unsteady aerodynamic modeling for turbomachinery based on system identification. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2): 242-248. 苏丹, 张伟伟, 张陈安, 等. 基于系统辨识技术的叶轮机非定常气动力建模方法. 航空学报, 2012, 33(2): 242-248.

比较,得出的颤振结果和实验结果基本一致,除此以外,验证了能量法在叶片“质量比”足够大的时候,采用能量法计算是有效的。

近年来基于 CFD 技术的非定常气动力降阶方法(ROM)被广泛应用于飞行器颤振分析研究领域。该方法计算效率远远高于直接的 CFD 数值模拟,还能在一定程度上考虑到流动的非线性特性,因此也经常被用于某些非线性流场中的颤振稳定性和响应问题分析中。文献[9]~文献[12]运用该方法开展了大迎角颤振、跨声速阵风响应和跨声速伺服气动弹性等问题的研究。张陈安等<sup>[13]</sup>将非定常气动力降阶方法和能量法相结合,发展了一种叶轮机叶片气动阻尼的高效计算方法。此方法与直接的 CFD 数值计算方法相比,计算效率提高了近一个数量级。但该方法针对每个频率都需要进行一次非定常流场计算,无法快速地分析叶片固有频率对颤振特性的影响。

系统辨识方法在飞行器设计建模、控制和数据分析方面发挥着重要的作用<sup>[14]</sup>。在气动弹性领域,系统辨识方法的出现给研究者提供了一种快速预测、高效建模与仿真的途径。Love 等<sup>[15]</sup>根据实验数据获得的振动幅值、频率和相角,建立气动弹性模型来预测机翼的振动响应。Salhi 等<sup>[16]</sup>根据实验测量得到的离散数据,通过系统辨识方法获得失谐叶片的模态参数,从而获得叶片排的气动弹性特性。张伟伟等<sup>[17]</sup>开展了基于系统辨识技术的降阶方法研究,并用于跨声速气动弹性分析。

本文在文献[13]的基础上,结合系统辨识技术,提出了一种高效的叶轮机非定常气动力建模方法。该方法侧重于快速分析固有频率的变化对叶轮机叶片颤振特性的影响,计算过程中采用的是扫频振动信号,根据辨识得到频率响应,并结合能量法来判断各不同固有频率下的颤振特性。

### 1. 计算方法

根据文献[13]中提出的扰动传播的有限性假设,某一叶片振动诱导的扰动沿周向传播时仅局限在振动叶片及相邻数个叶片上。因此,只用计算数个通道的非定常流动,即可获得单一叶片振动在各叶片上的气动载荷。选取若干个通道为计

算通道,振动叶片的编号为 0,左右相邻各  $n$  个叶片,外侧采用周期性边界条件,编号如图 1 所示。

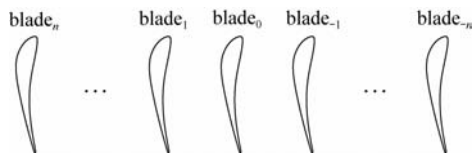


图 1 叶片通道编号示意图

Fig. 1 Schematic of passage number of the blades

计算非定常流场时,仅 blade<sub>0</sub> 作扫频振动,其运动方程为

$$\mathbf{w}(x, y, z, t) = \Phi \xi_0 \sin(\omega t) \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{w}$  为叶片表面各点振动位移;  $\Phi$  为叶片某阶模态阵型;  $\xi_0$  为广义位移振幅;  $\omega$  为圆频率,是时间  $t$  的函数,其表达式为

$$\omega = 2\pi f_i(t) = 2\pi(f_0 + \beta t) \quad (2)$$

$$\beta = (f_1 - f_0)/t_1 \quad (3)$$

式中:  $f_i(t)$  为扫频频率;  $\beta$  为频率变化率;  $f_0$  为起始频率;  $f_1$  为截止频率;  $t_1$  为扫频信号持续时间。

通过求解流场获得第  $k$  个叶片上的气动力响应  $\tilde{Q}_k(t)$ , 并将其无量纲化,得到无量纲气动力系数:

$$\tilde{C}_{Q_k}(t) = \frac{\tilde{Q}_k(t)}{\frac{h_0}{c}(\bar{p}_{t1} - \bar{p}_1)S} \quad (4)$$

式中:  $h_0/c$  为无量纲弯曲模态振幅,对于本文算例,仅考虑弯曲模态位移  $h(t)$ ;  $c$  为参考弦长;  $\bar{p}_{t1}$  和  $\bar{p}_1$  分别为入口平均总压和静压;  $S$  为参考面积;  $k = -n \sim n$ 。

计算中采用的输入量和输出量都是关于时间步的离散观测值,单个叶片 blade<sub>0</sub> 振动位移  $h(t)$  为多通道系统的输入量  $\mathbf{u}'$ ,第  $k$  个叶片上的气动力系数  $\tilde{C}_{Q_k}(t)$  为输出量  $\mathbf{y}'_k$ 。采用线性自回归各态历经 (ARX) 模型进行辨识<sup>[18]</sup>,对于单输入、 $2n+1$  个输出的离散系统:

$$\mathbf{y}'(m) = \sum_{i=1}^{n_a} \mathbf{A}'_i \mathbf{y}'(m-i) + \sum_{i=0}^{n_b-1} \mathbf{b}'_i \mathbf{u}'(m-i) + \mathbf{e}'(m) \quad (5)$$

式中:  $\mathbf{y}'(m)$  为系统输出量  $\mathbf{y}'$  的第  $m$  次观测值;  $\mathbf{u}'(m)$  为系统输入量的第  $m$  个值;  $\mathbf{e}'(m)$  为零均值

随机噪声向量;  $\mathbf{A}'_i$  为待辨识系数矩阵;  $\mathbf{b}'_i$  为待辨识系数列向量;  $n_a$  和  $n_b$  分别为输出和输入的延迟阶数。

通过双线性变换<sup>[19]</sup>, 可以将离散模型转化为连续模型, 得到线性动态系统的传递函数  $\mathbf{G}(j\omega)$ , 第  $k$  个叶片通道系统的线性动态频率响应函数为

$$G_k(j\omega) = \frac{B_k(j\omega)}{A_k(j\omega)} = \frac{\sum_{j=0}^{n_b} b_{jk}(j\omega)^j}{1 + \sum_{i=1}^{n_a} a_{ik}(j\omega)^i} \quad (6)$$

式中:  $a_{ik}$  ( $i=1, 2, \dots, n_a$ ) 和  $b_{jk}$  ( $j=0, 1, 2, \dots, n_b$ ) 为通过上述辨识求得的系数。

定义复数  $C_{Q_k}$  来描述 blade<sub>0</sub> 以  $\xi_0$  为无量纲振幅、 $\omega_0$  为频率振动的气动载荷的响应特性, 此时

$$C_{Q_k} = G_k(j\omega_0)\xi_0 \quad (7)$$

$G_k(j\omega_0)$  表征了 blade<sub>0</sub> 以  $\omega_0$  为频率的单位振幅振动, 在第  $k$  个叶片上所产生的气动力幅频响应。

基于等相角假设的行波颤振模型, 整个叶轮上各个叶片以相同振幅和频率振动, 并且相邻叶片间存在等相角差  $\sigma$ 。由叶片几何的一致性和运动在空间上分布的对称性, blade<sub>k</sub> 单独振动作用在 blade<sub>0</sub> 上的气动载荷等于 blade<sub>0</sub> 单独振动作用在 blade<sub>-k</sub> 上的载荷, 由于 blade<sub>0</sub> 的运动相位滞后 blade<sub>-k</sub> 的运动相位  $k\sigma$ , 因此

$$C_{Q_k} = C_{Q_{-k}} e^{jk\sigma} \quad (8)$$

式中:  $C_{Q_{-k}}$  表示叶片 blade<sub>0</sub> 单独振动在 blade<sub>-k</sub> 上产生的载荷。

由于叶片振幅微小, 本文采用小扰动动态线性流假设。基于小扰动线性叠加原理, 所有叶片共同振动时, 作用于 blade<sub>0</sub> 上的气动载荷  $C_Q$  等于 blade<sub>-n</sub> ~ blade<sub>n</sub> 叶片单独振动时在 blade<sub>0</sub> 上产生的载荷之和, 可用复数表示为

$$C_Q = \sum_{k=-n}^n C_{Q_k} = \sum_{k=-n}^n C_{Q_{-k}} e^{jk\sigma} \quad (9)$$

这样, 就求出了当所有叶片共同振动激励下叶间相角差为  $\sigma$  时 blade<sub>0</sub> 上作用的气动载荷  $C_Q$ ,  $-\text{Im}(C_Q)$  即为待求的气动阻尼系数, 用符号  $\Xi$  表示, 详细过程见文献[13]。

## 2. 算例分析

采用国际上通用的叶片/叶栅气动弹性分析标准算例——STCF4 算例来考核方法的正确

性<sup>[20]</sup>。STCF4 实验模型叶片根梢比为 0.8, 叶根与叶梢叶型相同, 计算状态(即实验 552B 状态)如下: 入口总压为  $1.714 \times 10^5$  Pa, 出口静压为  $1.013 \times 10^5$  Pa, 均匀来流攻角  $\alpha = -45^\circ$ 。设计的扫频振动激励信号如图 2 所示, 预设计的扫频范围为 120~240 Hz, 输入扫频振动信号的功率谱估计如图 3 所示, 叶片做非定常运动时按照与弦线成  $60.4^\circ$  夹角的方向做微幅振动, 振幅为 0.000 299 m。

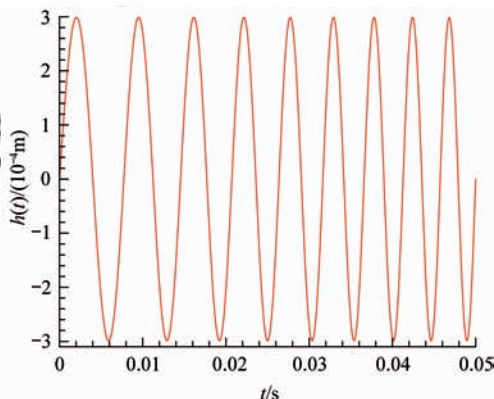


图 2 输入扫频信号

Fig. 2 Time evolution of swept-frequency signal

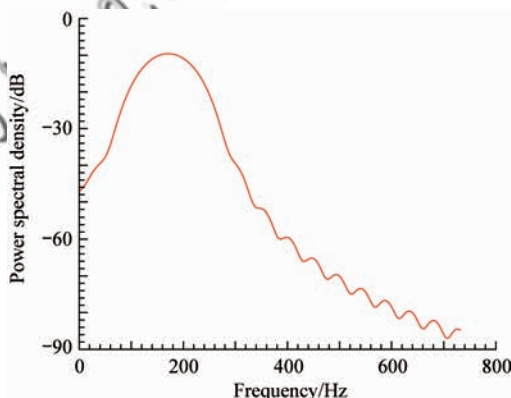


图 3 输入振动信号功率谱估计

Fig. 3 Power spectral density of swept-frequency signal

功率谱估计是利用已观测到的一定数量样本数据估计一个平稳随机信号的功率谱密度, 能够分析信号的能量随频率变化的分布特性。图 3 中功率谱密度在频率段 120~240 Hz 内分布最大, 两边逐渐减小, 说明振动信号的频率主要覆盖在 120~240 Hz 频率范围, 设计的信号满足频率带宽要求。

多通道系统的输出量为各叶片的气动力响

应,利用 ARX 模型并结合气动力响应曲线可对该系统辨识,其辨识结果如图 4 所示。图中 -ARX 表示采用辨识技术。算例中非正常气动力在时间上表现为线性,且叶片做微幅振动,根据小扰动动态线性流假设,采用线性的 ARX 模型进行气动力辨识效果较好,图 4 的辨识结果也正验证这一点。

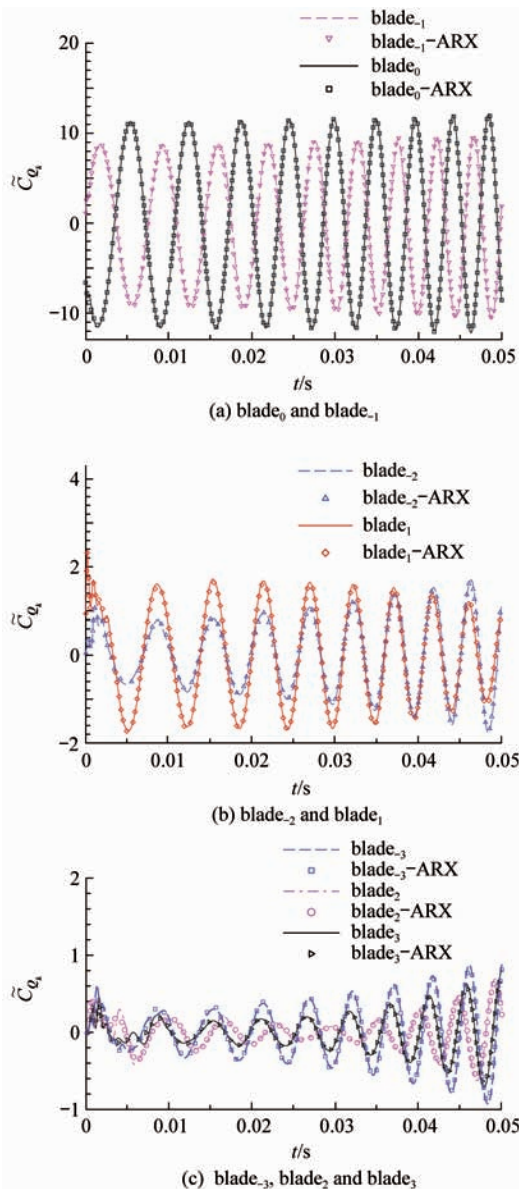


图 4 各叶片气动力响应及辨识结果

Fig. 4 Aerodynamic response and identification for each blade

图 5 (a)和图 5(b)分别为振动信号频率  $f = 149 \text{ Hz}$ (实验 552B 状态对应的固有振动频率)时

7 叶片通道各个叶片气动力系数幅值和相角,图中给出了基于系统辨识建模方法和直接采用简谐振动信号降阶方法的结果比较,其中 chirp 表示采用的是扫频振动信号,harmonic 表示采用的是简谐振动信号,图中所示的各叶片气动力幅值和相角吻合得相当好。

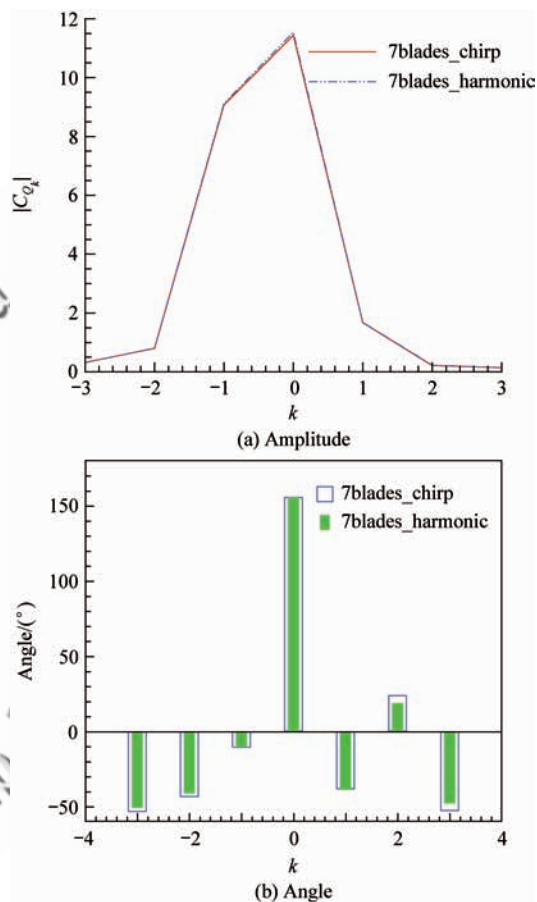


图 5 各叶片气动力系数的比较

Fig. 5 Comparison of aerodynamic coefficient for each blade between two methods

图 6 则是上述两种方法以及直接采用 Navier-Stokes 方法得到的气动阻尼系数的比较。图 7 比较了这 3 种方法计算得到叶间相角差为  $120^\circ$  时的  $\text{blade}_0$  叶片气动力响应。图 6 中所示的前两种方法与直接采用 Navier-Stokes 方法计算得到的气动阻尼系数都十分接近,并且在图 7 中某一叶间相角差为  $120^\circ$  时的这 3 种方法得到的  $\text{blade}_0$  上的气动力响应曲线也是基本重合的,这说明对于所考察的某个固有频率而言,本文提出的基于系统辨识的叶轮机的颤振特性分析方法的效果非常好。

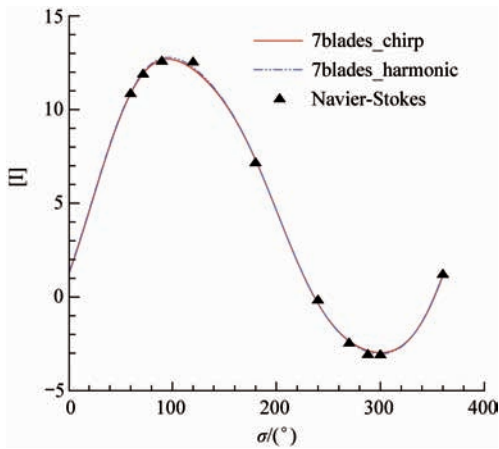


图 6 3 种方法得到的气动阻尼系数的比较

Fig. 6 Comparison of aerodynamic damping coefficients computed by three methods

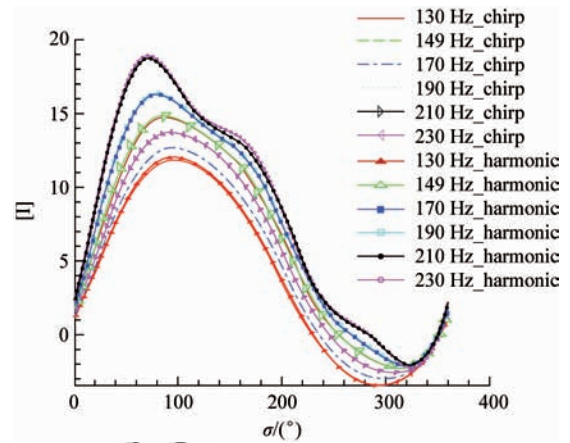


图 8 两种方法得到的不同固有频率下的气动阻尼系数的比较

Fig. 8 Comparison of aerodynamic damping coefficients for different frequencies between two methods

表 1 给出了 3 种方法计算时间的比较, 计算过程是在主频为 2.93GHz 的双核计算机上进行的, 表中汇总了图 8 中 6 个不同固有频率的计算时间, 直接 Navier-Stokes 方法则需按照图 6 中每个频率计算 10 个典型等相角差的气动阻尼。表中所示基于系统辨识的建模方法的计算时间最少, 与直接采用简谐振动的降阶方法相比计算效率提高了近一个量级, 与直接 Navier-Stokes 方法相比计算效率提高了近两个量级。

表 1 3 种方法的计算时间

Table 1 Computational time by three methods

Method	Total computational time/min	Comparison of efficiency
ROM(swept-frequency signals)	743	1
ROM(harmonic signals)	4 709	6.3
Direct Navier-Stokes (harmonic signals)	34 356	46

### 3. 结论

1) 该方法主要研究固有频率的变化对叶轮机颤振特性的影响, 计算过程采用的是扫频振动信号。

2) 该方法与直接计算简谐振动情况的降阶方法和直接解 Navier-Stokes 方程的方法得到的

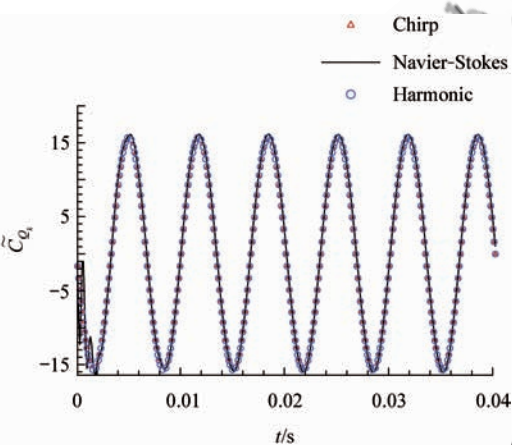


图 7 3 种方法得到的 blade<sub>0</sub> 气动力响应曲线的比较

Fig. 7 Comparison of aerodynamic response on blade<sub>0</sub> computed by three methods

图 8 给出了两种方法得到的不同固有频率下的气动阻尼系数, 图中采用的是范围为 120~240 Hz 的扫频信号, 其中 chirp、harmonic 和前面提到的一致, 分别为基于系统辨识的建模方法和直接采用简谐振动的降阶方法, 149 Hz 对应的是实验 552B 状态对应的固有频率。从图 8 可以看出两种方法得到的气动阻尼系数在扫频范围 120~240 Hz 的各个不同频率下吻合得较好。此外, 对于 STCF4 静子叶片算例而言, 固有频率增大时, 气动阻尼也随之有所增大, 但叶间相角差较大时, 仍出现了负阻尼区, 这说明本算例叶片固有频率的提高不能明显地改善其颤振特性。

结果吻合得非常好,却只需进行一次非定常流场计算就能获得所有固有频率下的气动阻尼系数。

3) 该方法计算的总时间极大地减少,与直接采用 Navier-Stokes 方程计算的效率相比提高了近两个量级,在叶轮机三维气动弹性计算中的效率将是非常可观的,其验证工作也将进一步地深入。

## 参 考 文 献

- [1] Zhou S. Introduction of turbomachinery aeroelasticity. Beijing: National Defense Industry Press, 1989: 7-35. (in Chinese)  
周盛. 叶轮机气动弹性力学引论. 北京: 国防工业出版社, 1989: 7-35.
- [2] Yang X D, Tang Z M, Zhou S. A semiactuator disk method for predicting the blade stall flutter. Journal of Beijing Institute of Aeronautic and Astronautic, 1986(4): 93-101. (in Chinese)  
杨晓东, 唐智明, 周盛. 预测叶片失速颤振的一种半激盘方法. 北京航空学院学报, 1986(4): 93-101.
- [3] Yang X D, Tao D P, Zhou S. Discussion of a basic assumptions for turbomachinery aeroelasticity. Science in China: Series A, 1991(2): 192-199. (in Chinese)  
杨晓东, 陶德平, 周盛. 对于叶轮机气动弹性力学一个基本假设的讨论. 中国科学: A 辑, 1991(2): 192-199.
- [4] Lane F. System mode shapes in the flutter of compressor blade rows. Journal of the Aeronautical Sciences, 1956(23): 54-66.
- [5] Bakhle M A, Reddy T S R, Keith T G K. Time domain flutter analysis of cascades using a full potential solver. AIAA Journal, 1992, 30(1): 163-170.
- [6] Yang Q Z, Xiao J, Zhou X H. Cascade flutter investigation based on flow structure coupling unsteady flow. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 526-530. (in Chinese)  
杨青真, 肖军, 周新海. 基于气/固耦合非定常流动的叶栅颤振分析. 推进技术, 2005, 26(6): 526-530.
- [7] Sadeghi M, Yang S, Liu F. Computation of uncoupled and coupled aeroelasticity of three-dimensional blade rows. AIAA-2004-0192, 2004.
- [8] Sadeghi M, Liu F. Investigation of non-linear flutter by a coupled aerodynamics and structural dynamics method. AIAA-2001-0573, 2001.
- [9] Zhang W W, Ye Z Y. Effect of leading-edge vortex on flutter characteristics of high sweep angle wing. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2263-2268. (in Chinese)  
张伟伟, 叶正寅. 大后掠翼前缘涡对其颤振特性的影响研

究. 航空学报, 2009, 30(12): 2263-2268.

- [10] Zhang W W, Ye Z Y, Yang Q, 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)  
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.
- [11] Zhang W W, Ye Z Y, Zhang C A. ROM based aeroservoelastic analysis in transonic flow. Journal of Aircraft, 2009, 46(6): 2178-2183.
- [12] Zhang W W, Ye Z Y. Control law design for transonic aeroservoelasticity. Aerospace Science and Technology, 2007, 11(2-3): 136-145.
- [13] Zhang C A, Zhang W W, Ye Z Y, et al. An efficient method on aerodynamic damping coefficient calculation for turbomachinery. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(5): 826-833. (in Chinese)  
张陈安, 张伟伟, 叶正寅, 等. 一种高效的叶轮机叶片气动阻尼计算方法. 力学学报, 2011, 43(5): 826-833.
- [14] Mehra R K, Prasanth R K. Time-domain system identification methods for aeromechanical and aircraft structural modeling. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 721-729.
- [15] Love R, Lind R. Identification of aeroservoelastic models from experimental flapping-wing deflections. AIAA-2009-5841, 2009.
- [16] Salhi B, Lardies J, Berthillier M. Identification of modal parameters and aeroelastic coefficients in bladed disk assemblies. Mechanical Systems and Signal Processing, 2009(23): 1984-1908.
- [17] Zhang W W, Ye Z Y. Numerical simulation of aeroelasticity basing on identification technology of unsteady aerodynamic loads. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 579-583. (in Chinese)  
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.
- [18] Stephens C H, Arena S A J, Gupta K K. CFD-based aeroservoelastic predictions with comparisons to benchmark experimental data. AIAA-1999-0766, 1999.
- [19] Fang C Z, Xiao D Y. Process identification. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 71-80. (in Chinese)  
方崇智, 萧德云. 过程辨识. 北京: 清华大学出版社, 2003: 71-80.
- [20] Böls A, Fransson T H. Aeroelasticity in turbomachines-comparison of theoretical and experimental cascade results. ADA180534, 1986.

## 作者简介:

苏丹 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 叶轮机气动弹性力学.  
E-mail: sudan616@126.com

张伟伟 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 流固耦合力学与控制。

Tel: 029-88491342

E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn

## An Unsteady Aerodynamic Modeling for Turbomachinery Based on System Identification

SU Dan<sup>1</sup>, ZHANG Weiwei<sup>1,\*</sup>, ZHANG Chen'an<sup>2</sup>, YE Zhengyin<sup>1</sup>

1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

**Abstract:** This paper presents an efficient and fidelity-oriented unsteady aerodynamic modeling method that can investigate flutter for turbomachinery. A certain blade of multiple blade passages is specified vibrating at a swept-frequency signal instead of harmonic one, and forced aerodynamic responses of the blade row can first be calculated. Identify from the aerodynamic responses data, so that the frequency responses of the system for multi-passages are acquired, and the aerodynamic coefficient of every blade for different natural frequencies within swept-frequencies can be obtained immediately. Following the superposition principle of small disturbance flow, aerodynamic damping coefficients changing with inter blade phase angles as well as frequencies are acquired only by an unsteady computational fluid dynamics(CFD) computation. The aeroelastic characteristics of STCF4 (Standard Test Configuration 4) are analyzed by using this method. The results for different natural frequencies are agreed well with that of reduced order model(ROM) method as well as direct CFD method, and the computational efficiency is improved obviously, as a result, this method is useful to analyze stability during preliminary design of turbomachinery.

**Key words:** flutter; computational fluid dynamics; reduced order model; system identification; turbomachinery; aeroelasticity

**Received:** 2011-05-24; **Revised:** 2011-07-01; **Accepted:** 2011-08-29; **Published online:** 2011-09-06 11:24

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110906.1124.005.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20110906.1124.005

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (11172237, 10802063); Aeronautical Science Foundation of China (2009ZA53009); Northwestern Polytechnical University Fundamental Research Foundation

\* **Corresponding author.** Tel.: 029-88491342 E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn