

文章编号: 1000-8055(2009)01-0132-05

振动叶栅中尾迹/激波相干的数值研究

黄秀全, 周新海

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 研究了尾迹/激波相干对振动叶栅非定常流动的影响。数值方法利用了先进的谐波方法。该方法基于傅立叶变换,把叶栅非定常流变量分解为一时间平均量和若干谐波分量,继而,时域非定常 N-S 方程被转化为频域定常傅立叶系数方程。定常傅立叶系数方程的求解采用了伪时间推进方法。为加速数值解收敛,采用了本地时间步长和多重网格技术。通过 NASA67 转子算例结果表明:上游尾迹对振动叶栅非定常流动具有显著影响。当存在尾迹相干时,叶片通道内的激波在轴向方向上表现出较大的漂移运动,叶片所受的非定常力幅值变大,同时失去了时间周期性。

关 键 词: 非定常流; 叶片颤振; 谐波方法; 尾迹; 激波漂移

中图分类号: V235.3

文献标识码: A

Numerical investigation of wake/ shock interaction in oscillating blade row

HUANG Xiu-quan, ZHOU Xin-hai

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper investigated numerically the influence of wake/ shock interaction on the unsteady flow in oscillating blade rows. The numerical scheme chosen is an advanced harmonic method. Based on Fourier transform, turbomachinery unsteady flow variables can be decomposed into a time-averaged part and a number of harmonics identifiable by their frequencies. Thus, time-domain unsteady Navier-Stokes equations can be converted to frequency-domain steady Fourier coefficient equations. The solution of Fourier coefficient equations was obtained by using a conventional pseudo-time marching scheme. To speedup the solution convergence, local time stepping and multi-grid acceleration techniques were used. In this paper, the numerical method was used to study the unsteady flow response under wake and blade vibration interaction. The test case chosen was NASA67 Rotor oscillating a first torsion fashion. The results show an obvious influence of upstream wake on the unsteady flow in oscillating blade rows. In the presence of the upstream wake, shock in blade passages reveals considerable excursion in the axial direction and blades witness increased amplitude and temporal periodicity losing of the unsteady force.

Key words: unsteady flow; blade flutter; harmonic method; wake influence; shock excursion

收稿日期: 2007-12-28; **修订日期:** 2008-03-04

基金项目: 国家自然科学基金(50706039)

作者简介: 黄秀全(1975-),男,四川苍溪人,副教授,博士,主要从事叶轮机气动弹性力学研究。

E-mail: xiuquan_huang@nwpu.edu.cn

轴流式叶轮机械被广泛应用在航空发动机和动力涡轮等大型动力设备上. 叶轮机的成功运行不仅取决于叶轮机的气动热力性能好坏,更依赖于其转动部件的结构可靠性. 其中叶片颤振是叶轮机结构可靠性设计的一个重要方面. 随着对高性能、大推重比设计的不断追求,叶片颤振问题越来越突出,当前研究迫切需提高对叶片颤振的机理认识. 叶片颤振稳定性与叶片非定常绕流密切相关,因此,准确预测振动叶片非定常绕流是叶片颤振分析的关键.

近几十年来,计算流体力学(CFD)理论快速发展,并在叶轮机设计中发挥着越来越重要的作用. 在非定常流场的数值分析中,传统的分析工具是时间推进方法. 然而,运用时间推进方法的最大障碍在于其巨大的计算耗时. 当前,基于傅立叶变换的频域谐波方法(如 He and Ning^[1]非线性谐波方法, Hall et al^[2]谐波平衡方法)已成熟起来. 这类谐波方法,由于可包含高阶谐波项,具有良好的模拟非线性的能力,同时采用单叶片通道求解域,具有与求解定常方程可比的计算效率. 谐波方法最初都是建立在处理单扰动(仅仅是叶片振动本身)环境下. 当前,处理多扰动情形的谐波方法研究正在国内外积极开展起来(如文献[3]).

在振动叶片非定常流动中,非定常因素来源不仅是叶片的振动运动,而且还有进、出口流场畸变,上游叶排尾迹等. 这些非定常因素不仅影响叶轮机的气动热力性能^[4],也会影响叶片气弹稳定性^[5]. 其中当存在槽道激波时,尾迹/激波相干使得原本复杂的非定常流动变得更加复杂,人们对相应的流动机理的认识还相当薄弱. 利用先进的谐波方法的研究工作更未见相关文献发表.

本文主要研究尾迹/激波相干在振动叶栅中诱导的非定常流场结构、流动机理和对叶片非定常力和积累功等颤振稳定特性参数的影响. 在数值方法上,利用了先进的谐波分析技术求解 N-S 方程,计算加速采用了当地时间步长和多重网格技术. 算例采用了 NASA67 转子,赵军等^[6]利用商用软件 Numeca 的谐波方法对 NASA67 级分析了转静干扰效应、交界面典型脉动量的周向波形以及周期边界的相位延迟角.

1 数值分析方法

1.1 控制方程

在绝对圆柱坐标系 (x, θ, r) 下,积分型三维非定常流动 N-S 方程可表达为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V dV + \oint_{\partial V} \mathbf{F} - \mathbf{U} \mathbf{V}_{mg} \cdot \mathbf{n} dA = \iiint_V (\mathbf{S}_i + \mathbf{S}_v) dV \quad (1)$$

其中 $\mathbf{U}$ 是标准的守恒变量, $\mathbf{F}$ 是非粘性的通量向量, $\mathbf{U} \mathbf{V}_{mg}$ 是由于网格移动相关项, $\mathbf{S}_i$ 是离心作用下的非粘性源项, $\mathbf{S}_v$ 则是粘性项. 对非定常变量 $\mathbf{U}$, 可分解为一平均量和 N 个谐波量

$$\mathbf{U} = \overline{\mathbf{U}} + \sum_n^N [A_n \sin(\omega_n t) + B_n \cos(\omega_n t)] \quad (2)$$

这里 $\overline{\mathbf{U}}$, A_n 和 B_n 是第 n 个谐波傅立叶系数, ω_n 是第 n 个谐波的角频率. 把方程(2)代入控制方程(1), 整理可得频域傅立叶系数方程

$$\oint_{\partial V} \tilde{\mathbf{F}} \cdot \mathbf{n} dA = \iiint_V (\tilde{\mathbf{S}}_i + \tilde{\mathbf{S}}_v + \tilde{\mathbf{R}}) dV \quad (3)$$

其中 $\tilde{\mathbf{F}}$, $\tilde{\mathbf{S}}_i$, $\tilde{\mathbf{S}}_v$ 是频域内相应的通量向量、非粘性源项和粘性项. 而 $\tilde{\mathbf{R}}$ 则是频域算子, 它对应于时域方程的时间导数项 $\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t}$, 其表达式为

$$\tilde{\mathbf{R}} = \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} = \sum_n^N [A_n \cdot \omega_n \cdot \cos(\omega_n t) - B_n \cdot \omega_n \cdot \sin(\omega_n t)] \quad (4)$$

1.2 数值解法

傅立叶系数方程(3)所含未知数的个数是原 N-S 方程(1)的未知数个数的 $2N + 1$ 倍, 方程的解需要在 $2N + 1$ 个时刻耦合获取. 由于傅立叶系数方程(3)是一个定常方程, 其特征与时域方程高度相似, 所以传统的时域定常方程的求解技术都可以在这里加以利用. 首先, 引入了定常数值方法中通用的伪时间项, 傅立叶系数方程变为

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \iiint_V dV + \oint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dA = \iiint_V (\mathbf{S}_i + \tilde{\mathbf{S}}_v + \tilde{\mathbf{R}}) dV \quad (i = 1, 2, \dots, 2N + 1) \quad (5)$$

其中随着伪时间项 $\frac{\partial}{\partial \tau} \iiint_V dV$ 在伪时间推进求解过程中逐渐趋向于零, 从而获得收敛的傅立叶系数解. 方程的空间离散采用了中心有限体积法, 粘性项采用 B-L 模型, 伪时间上的积分采用了二阶精度的四步 Runge-Kutta 法, 同时加入了 Jameson 的二阶、四阶混合人工粘性项. 其次, 为了加速数值解收敛, 本文采用了当地时间步长和多重网格技术.

上游边界给出了总温、总压、周向气流角和径向气流角. 下游边界给出了平均出口反压. 在上下

游边界,本文采用了 Giles^[7]提出的一维无反射边界条件.物面边界采用了‘滑移物面’,而物面剪切应力由一对数法则确定.由于计算域是单叶片通道,周期边界上采用了移相周期边界条件,其表达式为

$$\begin{aligned} A_n^U &= A_n^L \cos(\sigma_n) - B_n^L \sin(\sigma_n) \\ B_n^U &= A_n^L \sin(\sigma_n) + B_n^L \cos(\sigma_n) \end{aligned} \quad (6)$$

这里,上标 U 和 L 分别指上、下周期边界, σ_n 是第 n 个谐波的相位角 (Inter-blade phase angle, IBPA).

2 算例和讨论

本文采用的算例是 NASA67 转子,该转子包含 22 个叶片,转速为 16 043 r/min. 图 1 是所采用的网格在叶表分布,在整个叶片通道中,网格数为 $110 \times 25 \times 29$ (轴向 $\times$ 周向 $\times$ 径向). 原转子有一 0.8% 叶展的叶尖间隙,为简化处理,本文计算不包含叶尖泄流模型.

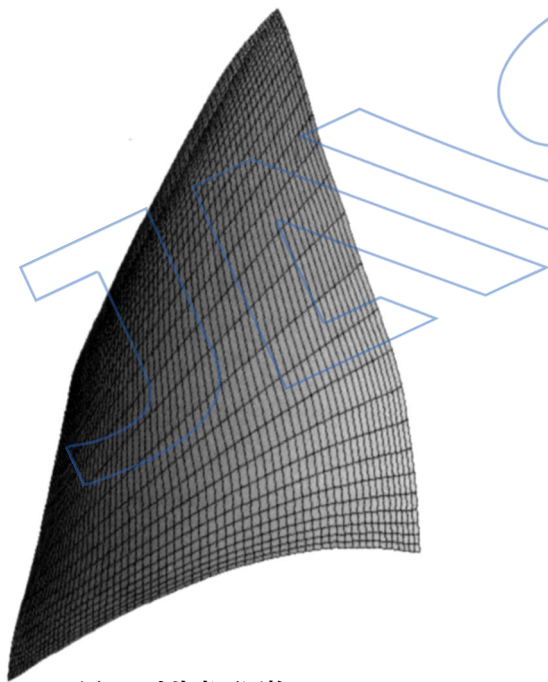


图1 叶片表面网格

Fig. 1 Mesh on blade surface

叶片振动频率是 1 913.2 Hz,对应于一阶扭转振动频率,叶片振动的模态由商业有限元程序 Ansys 计算得到,叶片的当地振幅如图 2 所示,叶片振动的叶间相位角 (IBPA) 取 -180° ,对应于一个 11 阶波节直径 (Nodal diameter, ND) 的振动模式. 在本研究中,上游尾迹以进口边界条件给出,并采用总压变化形式来表示

$$\begin{aligned} p_0 &= \bar{p}_0 + \Delta p \sin(\omega_b t + \theta + \phi_k) \\ \Delta p &= 0.1 \bar{p}_0 \end{aligned} \quad (7)$$

其中 ω_b 是总压变化的频率, θ 是总压在周向变化的相位角, ϕ_k 是总压在径向变化的相位角. 该总压变化模式在固定参考系下是静止的,相对于转子坐标系则是相对旋转的. 这里取上游尾迹数为 12,对应于叶片通过频率 (Blade passing frequency) 为 3 208.6 Hz,叶间相位角 (IBPA) 为 -196.4° . 图 3 是在进口下游 10% 弦长截面处总压等值线图,可明显看出上游尾迹的变化模式.

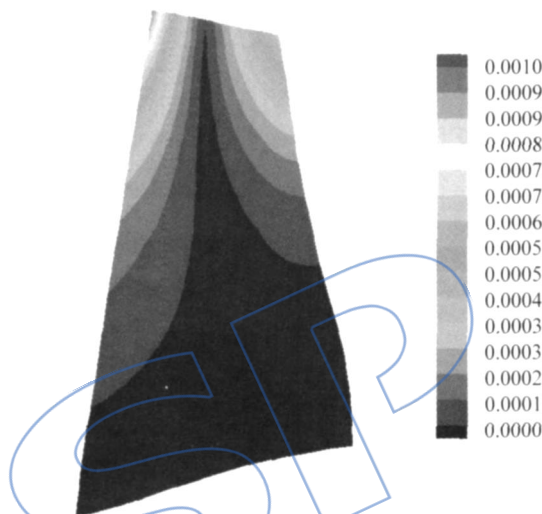


图2 当地振幅大小分布云图

Fig. 2 Contour of local vibration amplitude

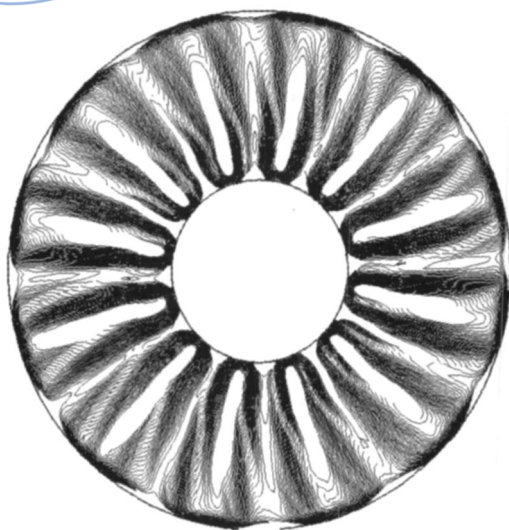


图3 尾迹模式图 (进口下游 10% C 截面)

Fig. 3 Wake pattern 10% downstream of inlet

图 4 是压力面 90% 叶高处静压系数分布,当有叶片振动情况或同时有叶片振动和上游尾迹的情况时,静压系数是时间平均量. 非常明显,时间平均静压系数和定常静压系数的激波轴向位置有所不同,显示出激波在轴向的漂移运动.

图 5 是叶片在一个振动周期内,在 90% 叶高 S_1 面上不同时刻的静压系数等值线云图,在叶片

振动非定常扰动下,叶片通道内的激波强度在不同时刻有一变化过程,同时激波位置也存在轴向漂移运动.图 6 是在同一叶高处,带上游尾迹时静压系数在一个振动周期不同时刻时的等值线图,这时非定常源不仅有叶片的振动运动,也包括进口流场(尾迹)随时间的变化.图中显示表明,叶片通道内激波的强度和轴向位置也是随时间变化.

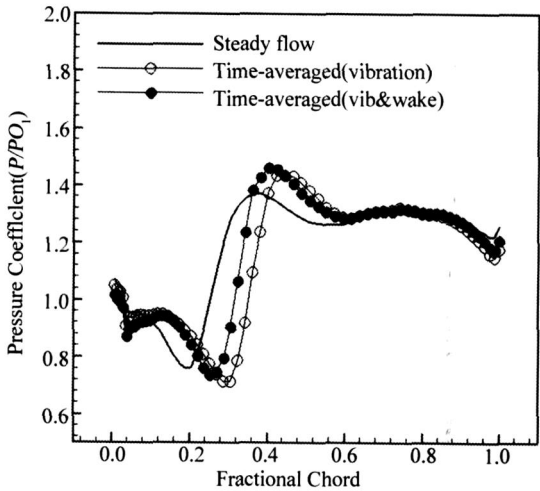


图 4 压力面 90 %叶高静压系数分布

Fig. 4 Pressure coefficient distribution at 90 % span on pressure surface

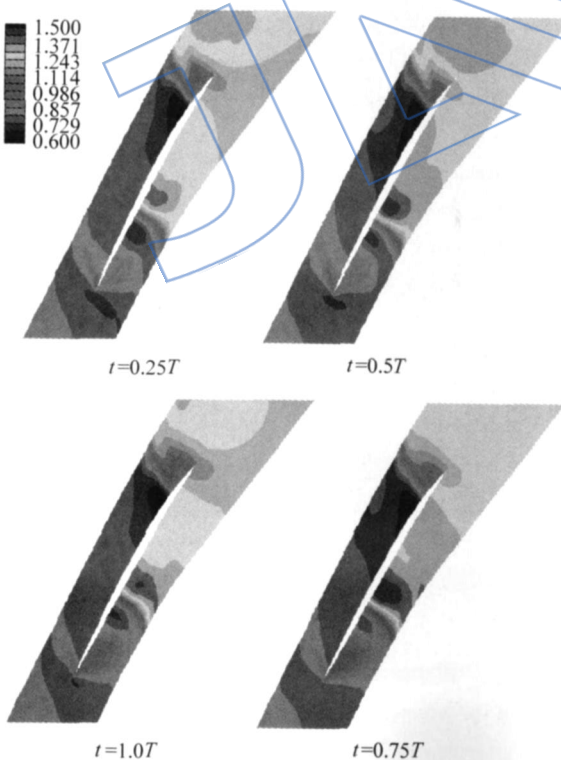


图 5 90 %叶高 B-B 面在振动周期不同时刻压力等值线云图

Fig. 5 Unsteady pressure contours at a B-B section of 90 % span at different instants

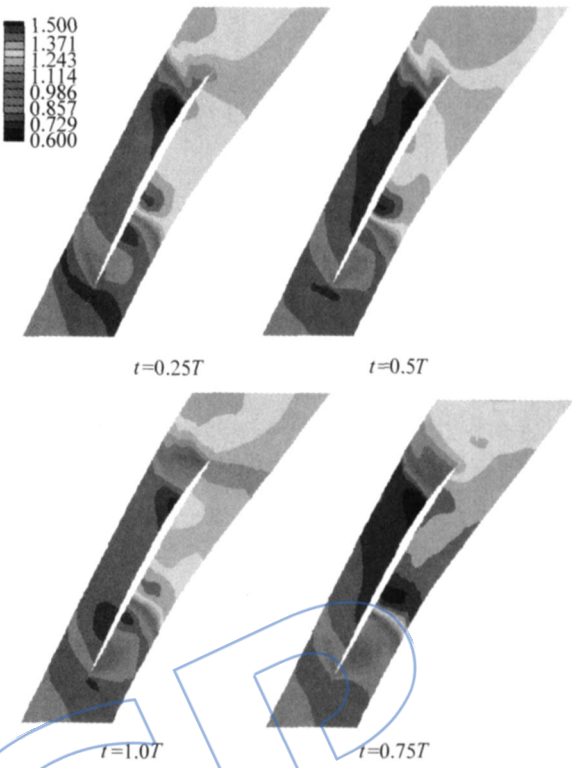


图 6 90 %叶高 B-B 面在振动周期不同时刻压力等值线图(带上游尾迹)

Fig. 6 Unsteady pressure contours at a B-B section of 90 % span at different instants (With upstream wake)

图 7 是叶片所受周向非定常力在不同情况下随时间的变化.在只有振动扰动时,叶片所受的非定常力是具有典型的时间周期性.当同时存在振动和上游尾迹时,由于尾迹扫掠作用和尾迹扫掠诱导的激波变化(包括强度和空间位置)产生的非定常力与振动诱导的非定常力不同步,所以叶片总体的非定常力是一个时间非周期性函数.

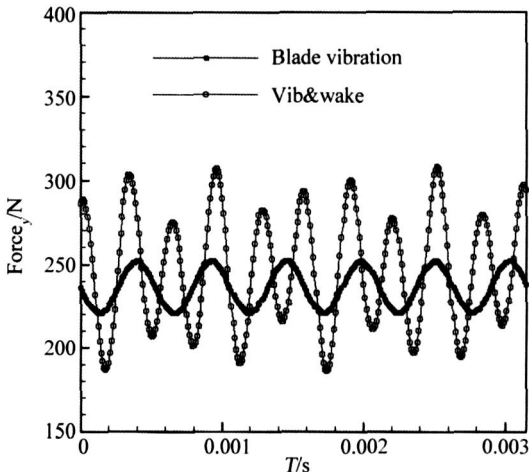


图 7 周向非定常力随时间的变化

Fig. 7 Unsteady force history in circumferential direction

利用能量法原则,本文计算结果显示在所研究的振动模态下,叶片都是气弹稳定的.图 8 是叶片吸力面所受气动功(积累功 Work-sum)的分布云图,研究不同情况下的当地气动功分布,有助于对流动机理认识.可以看出:在激波位置处,叶片所受的气动功为负功,而在激波后非定常气动力作正功,当存在上游尾迹时,由于当地非定常气动力幅值增大,所以气动功的幅值也增大.

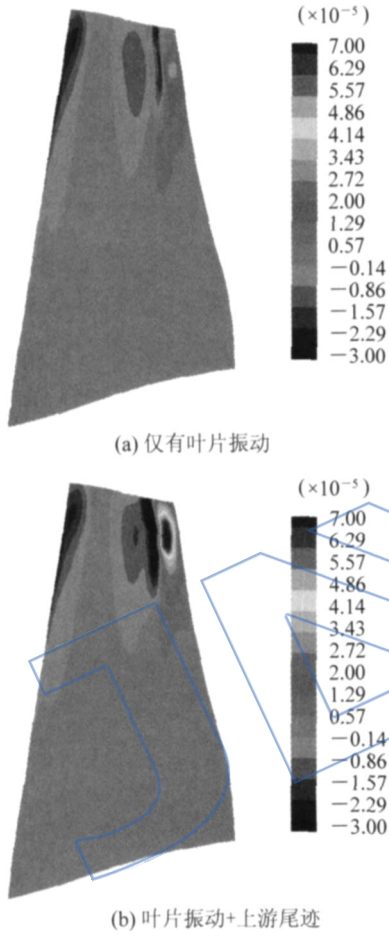


图 8 叶片吸力面气动功分布

Fig. 8 Work-sum distribution on blade suction surface

3 结 论

利用先进的频域谐波方法,本文研究了上游尾迹对振动叶片非定常流动的影响.上游尾迹的作用,体现在尾迹对叶片的非定常扫掠作用和尾迹扫掠诱导的通道激波非定常变化,它改变了振动叶片所受非定常力的时间周期性,继而对叶片所受气动功产生影响.

参考文献:

[1] He L , Ning W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in Turbomachinery [J]. AIAA Journal , 1998 ,36(11) :2005-2012.

[2] Hall K C , Thomas J P , Clark W S. Computation of unsteady nonlinear flows in cascades using a harmonic balance technique [J]. AIAA Journal ,2002 ,40(5) :879-886.

[3] Ekici K , Hall K C. Nonlinear analysis of unsteady flows in multistage turbomachines using the harmonic balance technique [R]. AIAA Paper ,2006-0422.

[4] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算-周向畸变的影响[J]. 航空动力学报 ,2000 ,15 (3) : 229-232.

HU Jun. Performance calculations of multistage axial-flow compressors under uniform and non-uniform conditions - influence of circumferential distortion [J]. Journal of Aerospace Power ,2000 ,15(3) :229-232. (in Chinese)

[5] Li H D , He L. Single-passage analysis of unsteady flows around vibrating blades of a transonic fan under inlet distortion [J]. Transactions of the ASME , Journal of Turbomachinery ,2002 ,124 :285-292.

[6] 赵军,柳阳威,刘宝杰. NASA67 级非定常流场的频域分析[J]. 航空动力学报 ,2007 ,22(8) :1371-1377.

ZHAO Jun , LIU Yangwei , LIU Baojie. Frequency-analysis of NASA67 unsteady flow field [J]. Journal of Aerospace Power ,2007 ,22(8) :1371-1377. (in Chinese)

[7] Giles M B. Nonreflecting boundary conditions for Euler equation calculations [J]. AIAA Journal , 1990 ,28 (12) : 2050-2058.