

文章编号: 1000-8055(2010)02-0412-05

叶间相位角对叶片颤振的影响

张小伟, 王延荣

(北京航空航天大学, 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 发展了一种基于能量法并计及叶间相位角 (IBPA) 影响的数值计算方法. 建立了全环振荡叶栅模型, 将每一个扇区分为叶片表面附近的可动域及其外围的固定域, 采用有限元形函数将计算结构动力学 (CSD) 网格点位移的传递到计算流体动力学 (CFD) 的耦合面网格点上, 求解了全环振荡叶栅由 $k-\varepsilon$ 湍流模型封闭的 Reynolds 平均 Navier-Stokes (RANS) 方程. 以 NASA 67 转子叶片为例, 在设计转速下, 基于能量法分析了叶间相位角对叶片颤振的影响. 计算结果表明: 叶间相位角对叶片颤振有显著影响.

关 键 词: 叶片; 颤振; 能量法; 模态气动阻尼比; 叶间相位角

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

Influence of interblade phase angle on the flutter of rotor blades

ZHANG Xiao-wei, WANG Yan-rong

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A numerical simulation method for turbomachinery bladings basing on energy method with interblade phase angle (IBPA) has been developed. The whole annular oscillating cascades have been modeled with each blade channel divided into the moveable region near the blade surface and the outer fixed region. The node displacements of finite element model, on the basis of computational structural dynamics (CSD), have been transferred to fluid interface grids with finite element interpolation algorithm. Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations with $k-\varepsilon$ turbulent model for closure have been solved for the whole annular oscillating cascades. At the design speed of NASA Rotor 67, the aerodynamic work in one oscillating period and the corresponding aerodynamic modal damping ratios of the whole annular cascades in different IBPA have been obtained. The effects of IBPA on the flutter of cascades have been determined on the basis of energy method. The results show that IBPA has significant influence on the flutter of rotor blades.

Key words: blade; flutter; energy method; aerodynamic modal damping ratio; interblade phase angle (IBPA)

随着叶轮机械向着大功率、高性能的发展, 叶尖切线速度越来越高, 叶片越来越薄, 叶片发生气动弹性失稳——颤振的可能性也日益突出. 国内外许多发动机均发生过风扇或压气机叶片颤振故障. 对叶轮机械气动弹性的研究多年来各国学者

做了大量研究工作, 但问题仍未得到很好的解决. 叶轮机械叶片颤振已成为现代发动机设计所面临的主要难点之一.

叶片的振荡引起流体与结构的耦合, 而振荡叶栅之间非定常流动的相互作用存在密切的关

收稿日期: 2009-01-12; 修订日期: 2009-03-30

基金项目: 973 计划 (2007CB210103)

作者简介: 张小伟 (1984 -), 男, 湖北广水人, 博士生, 主要从事航空发动机结构强度振动及气动弹性稳定性的研究.

系,对叶片颤振有很大的影响。Srinivasan^[1]给出了叶片颤振的一些重要影响参数,Carta 等^[2-3]最早通过试验研究了几种颤振参数(如折合频率、攻角、叶间相位角)对压气机叶栅气动弹性稳定性的影响。早期对叶轮机机械气动弹性问题大多假设叶栅中的所有叶片均以相同的振幅振荡,并且不计叶间相位角的影响,但是随着对气动弹性研究的深入,发现叶间相位角对气动弹性起着很重要的作用,而且实际叶片并不可能满足上述的假设。叶片振幅的不同以及叶间相位角的存在对叶栅非定常流动的气动弹性稳定性均有影响^[4]。叶间相位角的影响是通过在施加流动周期性边界条件时所需的通道数处截断来保证的。Srinivasan^[1]指出,叶间相位角是影响叶片气动弹性的一个相当关键的参数,它对叶片颤振起着重要的作用。Cinnella^[5]和 Sadeghi^[6]等研究了叶间相位角对叶片气动弹性稳定性的影响。

本文采用分区并行的方法进行数值计算。通过有限元模态分析得到叶片的各阶固有模态和相应的固有频率,给定某一点的振动幅值,可以得到固体域网格点的位移。通过采用有限元形函数进行三维线性单元插值的作法将结构网格点的位移插值到耦合面的流体网格点上,并通过多层动网格技术^[7]得到叶片表面附近可动域的网格点位移。针对全环振荡叶栅的非定常流场,求解时间线化的三维 Reynolds 平均 Navier-Stokes (RANS) 方程,并由 $k-\varepsilon$ 湍流模型对 Reynolds 应力项封闭,在假设全环叶栅各个叶片均以相同的振幅振荡的基础上,研究了不同振动模态下叶间相位角对振荡叶栅气动弹性稳定性的影响。

1 数值方法及求解技术

在涡轮机械叶片的计算结构动力学分析中,通过有限元离散得到多自由度模型。由于 Moffatt 和 He^[8]假设叶片的模态和固有频率不受气动载荷的影响,因此在结构动力学分析中只需考虑自由振动;另一方面, Kielb 和 Chiang^[9]指出,叶轮机机械叶片的机械阻尼远小于气动阻尼,因此,自由振动分析中只需考虑气动阻尼。工程上采用某些近似处理方法使系统的阻尼矩阵实现对角化^[10]。求解简化后的模态方程,得到叶片模态及对应的固有频率,然后通过采用局部坐标表示的有限元形函数进行三维线性单元插值的方法可有效地实现固体域和流体域之间的位移传递。

对一个扇区的固体节点位移实现数据传递

后,通过坐标变换即可获得流场全域各叶片的位置振荡幅值。

在计算流体动力学(CFD)分析中选用 RANS 方程组,其详细推导过程可参见文献[11]。采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型解决 RANS 方程组的封闭问题。通过有限体积法离散流体域,空间上采用二阶迎风格式,时间上采用二阶欧拉向后差分格式。

在 CFD 分析过程中设计了一种多层动网格技术来保证在叶片振动的每一个求解时刻都能够对叶片附近的可动域进行更新。全环叶栅的每一个叶栅通道均为如图 1 所示的网格区域,其中叶片附近的可动域为 O 型网格,共有 8 层单元,固定域为 H 型网格。叶片表面附近的 O 型网格一方面便于后续对网格的搜索,另一方面可以得到较好的近场分辨率并便于更精确地计算叶片表面压力^[12],这对能量法进行气动弹性稳定性分析至关重要。当对全环叶栅计算振荡叶片引起的非定常流场时,可动域的每一个网格点坐标均按照正弦规律更新,然后对全环叶栅生成一个振荡周期内各时间步的网格点文件。

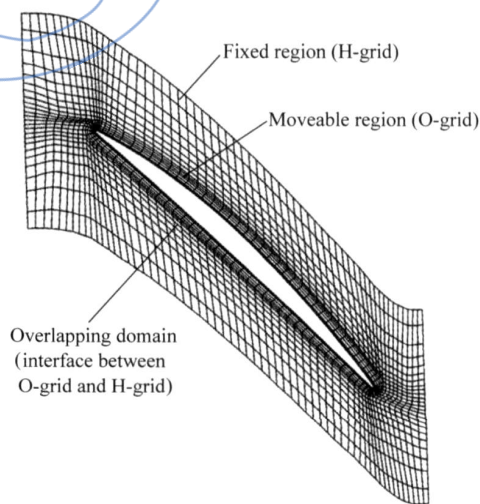


图 1 叶片的可动域和固定域

Fig. 1 Moveable region and fixed region

另外,由于非黏性阻尼的数学描述比较复杂,因此,在一定的条件下,为了便于研究,将气动阻尼简化为等效黏性阻尼。当给定叶片按照简谐规律振荡时,气动阻尼在一个周期内所消耗的能量为

$$W_{\text{aero}} = \oint_{\text{aero}} \dot{q} dq = 2\pi \xi_{\text{aero}} \omega^2 (q^{\text{efd}})^2 \quad (1)$$

式中 ξ_{aero} 为气动阻尼; q 为正则化模态位移; ξ_{aero} 为模态气动阻尼比; q^{efd} 为正则坐标系下的模态振

幅; $q^{\text{cfd}} = \frac{x^{\text{cfd}}}{\phi}$, 其中 x^{cfd} 为给定的叶片振幅; ϕ 为某一阶振型。

通过能量法得到稳态振荡的模式气动阻尼比

$$\xi_{\text{aero}} = \frac{-\sum W}{2\pi\omega(q^{\text{cfd}})^2} \quad (2)$$

式中 $-\sum W$ 为 CFD 分析得到的气动力在一个振荡周期内对叶片所做的总功。

2 计算结果及分析讨论

现以 NASA 67 转子叶片(设计转速为 16043 r/min) 为对象, 分析全环振荡叶栅的叶间相位角对气动弹性稳定性的影响。有限元模型选用八节点六面体单元, 给定叶片材料为钛合金, 叶根固支。在模态分析时采用主质量归一化处理方法, 得到叶片的各阶振型及其对应的动频。图 2 示出了叶片前 3 阶模态和对应的动频值。

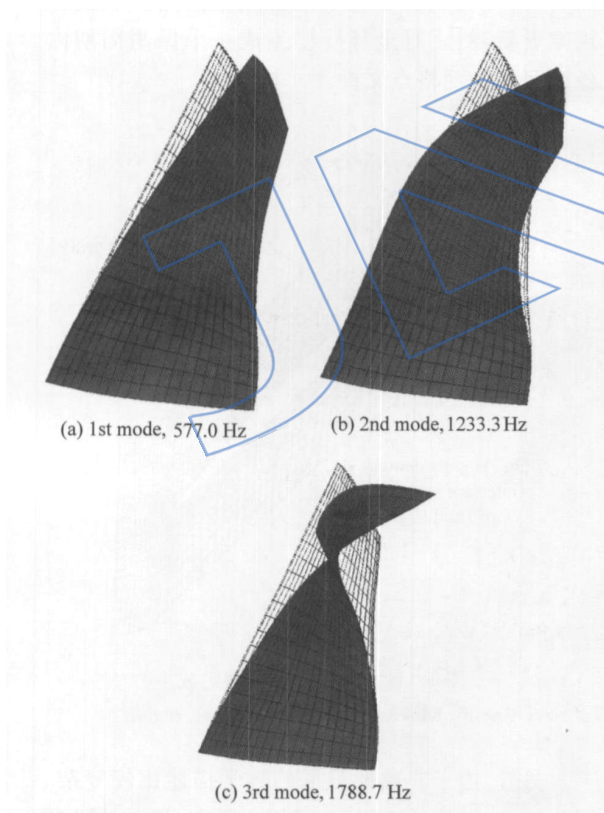


图 2 前 3 阶模态和动频

Fig. 2 First three modes and dynamic frequencies

流场分析采用了全环叶栅模型, 且未计及叶尖间隙的影响。在设计状态下, 设定计算域绕 z 轴旋转, 转速为 -16043 r/min。进口给定总温 288.15 K, 总压 101325 Pa, 出口给定平均压力 121500 Pa,

轮毂、轮缘以及叶片表面均设定为绝热、无滑移光滑壁面边界条件, 如图 3 所示为施加边界条件后的全环叶栅模型, 全环叶栅共 22 片叶片, 其中每一扇区的可动域和固定域由图 1 所示的交界面来划分。

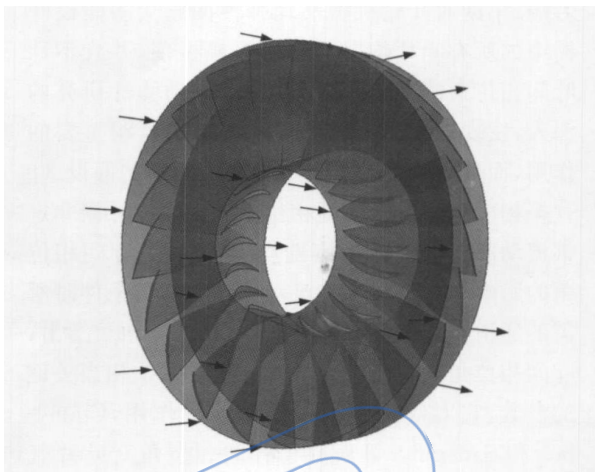


图 3 全环叶栅模型

Fig. 3 Whole stage model

2.1 非定常流场分析

给定设计状态的边界条件, 对 NASA 67 全环叶栅模型进行定常流场分析, 得到绝热效率为 0.933, 比实验值 0.93^[13] 略高, 主要是因为忽略了叶尖间隙带来的叶尖泄漏损失。图 4 所示为叶栅通道激波与附面层相互作用图。气流在叶栅槽道中形成一道正激波, 激波使叶片表面的附面层逐渐增厚, 至激波后在叶片尾缘处出现一分离区, 在分离区附近的波后区域有一“舌形”超声速区。

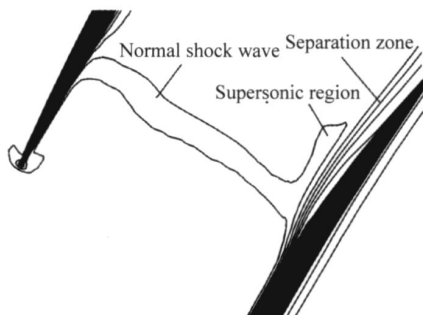


图 4 叶栅通道激波与附面层相互作用

Fig. 4 Cascade channel shock/ boundary layer interaction

定常流场分析后, 在全环叶栅模型中引入叶片振动运动进行非定常流场分析, 并将定常流场分析的结果作为初始条件引入到非定常流场分析中去。给定叶片表面附近的网格坐标按照正弦规

律运动,在每一时间步读入网格文件.当气动参数稳定振荡后,读取流场中叶片表面网格点在各不同时间步的非定常气动力及其对应的位移,进一步求得叶片表面网格点在一个振荡周期内的气动力总功,并计算出对应的模态气动阻尼比.

2.2 叶间相位角的影响

考虑到振荡叶栅各叶片之间的相互作用对流场的影响,本文给定全环叶栅各振荡叶片的振幅相同,而叶间相位角则通过全环叶栅的节径数和对应的行波形式来共同确定.这里假设各个叶片之间的相位角均超前或滞后相同的值,且不同的节径数对应不同的叶间相位角,即给定节径数为 n ,全环的叶片个数为 N ,则各相邻叶片之间的相位角为 $2\pi n/N$.在生成网格文件时需要为每一个叶片表面附近的可动域分别考虑,通过多层动网格技术得到一个振荡周期内各可动域在不同叶间相位角情况下的网格文件,并进一步得到计及叶间相位角的全环网格节点文件.

在非定常流场分析中,分别对叶片前 3 阶模态下的振动运动进行了考虑.在每一阶模态下,全环叶栅模型中不同的节径数以及相应的行波形式对应着不同的叶间相位角.由于给定各叶片振荡幅值均相同,且假设叶间相位角为常数,因此,全环叶栅振动运动的非定常流场分析中各叶片上对应位置的振动幅值均对应相等,而振动相位滞后角则相应为常数.

另一方面,在各阶模态的不同叶间相位角情况下分别分析了叶片振荡对流场的影响,并计算了全环叶栅对应各不同叶间相位角的气动力总功,基于能量法计算了稳态振荡的模态气动阻尼比,图 5 所示为模态气动阻尼比随常叶间相位角的变化规律.

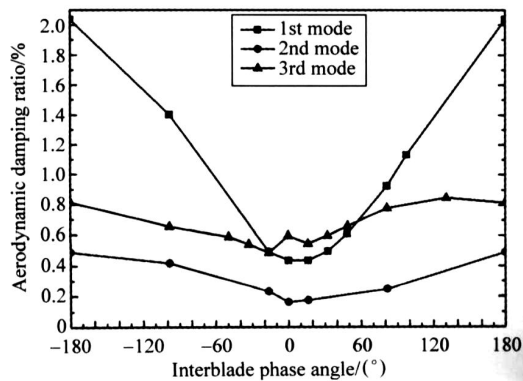


图 5 模态气动阻尼比随叶间相位角的变化情况

Fig 5 Aerodynamic modal damping ratios versus IBPA

在设计状态下,一个振荡周期内气动力对叶片所做的总功均为负,振荡叶栅对气体做功,对应的模态气动阻尼比均为正,因此,任意叶间相位角对应的颤振均不会发作;在前 3 阶模态下,随着叶间相位角的变化,振荡叶栅的模态气动阻尼比均有明显的变化,其中第 1 阶模态(一阶弯曲)对应的模态气动阻尼比变化最剧烈,而第 2 阶模态和第 3 阶模态(一阶扭转)的对应变化相对较小.另外,当叶间相位角从负值逐渐过渡到正值,即节径的行波形式从逆行波逐渐向前行波过渡时,前 2 阶模态对应的模态气动阻尼比均呈现先减小后增加的趋势,并均在叶间相位角为 0 时达到最小值,在叶间相位角为 $\pm 180^\circ$ (对应节径数为 11)时达到最大值,而第 3 阶模态(一阶扭转)的模态气动阻尼比随叶间相位角呈现先减小后增大再减小的趋势,在叶间相位角为 -16.3636° (对应逆行波且切径数为 1)时达到最小值,在叶间相位角为 130.909° (对应前行波且切径数为 8)时达到最大值,并在叶间相位角为 0 时有一定的突跃.

3 结 论

发展了一种基于能量法并计及叶间相位角影响的数值计算方法用于颤振分析,计算结果表明:

- 1) 发展的方法在叶间相位角为零时可以得到气流振荡稳定后一个振荡周期内的气动力总功,通过能量法得到对应的模态气动阻尼比,并用于初步预测全环叶栅的气动弹性稳定性;
- 2) 叶间相位角对叶栅的气动弹性稳定性有显著影响.在不同模态下,当叶间相位角改变时,对应的气动功和模态气动阻尼比有显著的变化;
- 3) 最小模态气动阻尼比对应的叶间相位角随着模态的不同而改变,且随着模态阶数的增加,模态气动阻尼比的最小值对应的叶间相位角有减小的趋势,并最终达到负值,即对应逆行波形式.

参考文献:

- [1] Srinivasan A V. Flutter and resonant vibration characteristics of engine blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119: 742-775.
- [2] Carta F O, St Hilaire A O. Experimentally determined stability parameters of a subsonic cascade oscillating near stall[J]. Journal of Engineering for Power, 1978, 100 (1): 111-120.
- [3] Carta F O, St Hilaire A O. Effect of interblade phase angle and incidence angle on cascade pitching stability[J]. Jour-

- nal of Engineering for Power, 1980, 102(2): 391-396.
- [4] 张扬军, 陈乃祥, 诸葛伟林. 振荡叶栅非定常流动的相互作用对叶片颤振的影响[J]. 清华大学学报(自然科学版), 1997, 37(11): 5-8.
- ZHANG Yangjun, CHEN Naixiang, ZHUGE Weilin. Effect of blade vibrating interaction on aeroelastic stability [J]. Journal of Tsinghua University (Sci. & Tech.), 1997, 37(11): 5-8. (in Chinese)
- [5] Cinnella P, de Palma P, Pascasio G, et al M. A numerical method for turbomachinery aeroelasticity[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126: 310-316.
- [6] Sadeghi M, Liu F. Computation of mistuning effects on cascade flutter [R]. AIAA 2000-0230, 2000.
- [7] 张小伟, 王延荣, 张潇. 涡轮机械叶片的流固耦合数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1622-1626.
- ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong, ZHANG Xiao. A numerical method of fluid-structure interaction in turbomachinery bladings[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1622-1626. (in Chinese)
- [8] Moffatt S, He L. Blade forced response prediction for industrial gas turbines: Part I - Methodologies[R]. ASME GT 2003-38640, 2003.
- [9] Kielb R E, Chiang H D. Recent advancements in turbomachinery forced response analysis[R]. AIAA 92-0012, 1992.
- [10] 倪振华. 振动力学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1989: 121-132.
- NI Zhenhua. Vibration mechanics[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1989: 121-132. (in Chinese)
- [11] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002: 237-274.
- CHEN Maozhang. Fundamentals of viscous fluid dynamics [M]. Beijing: High Education Press, 2002: 237-274. (in Chinese)
- [12] Hsiao C, Bendiksen O O. Finite element calculations of transonic flutter in cascades[R]. AIAA 93-2083, 1993.
- [13] Sadeghi M, Liu F. Coupled fluid-structure simulations for turbomachinery blade rows[R]. AIAA 2005-0018, 2005.