

文章编号:1000-8055(2013)08-1803-05

前后掠风扇叶片颤振特性对比分析

付志忠, 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: 采用基于能量法的流固耦合数值预测方法对比研究了模态、叶间相位角对前后掠风扇转子叶片气动弹性稳定性的影响. 结果表明: 对于两种掠形叶片, 在所研究的前 3 阶振动模态下, 前掠叶片对应于弯扭耦合振型的气动模态阻尼比最大, 其数值为 0.801%, 而后掠叶片对应于弯扭耦合振型的气动模态阻尼比最小, 其数值为 0.248%; 叶间相位角对两种掠形叶片气动模态阻尼比都有显著影响, 在 1 阶振动模态相同叶间相位角(节径)下, 前掠叶片前行波对应的气动模态阻尼比小于逆行波对应的气动模态阻尼比, 而后掠叶片与此相反; 1 阶振动模态所有叶间相位角下, 前掠叶片比后掠叶片气弹稳定性更好.

关 键 词: 前掠; 后掠; 颤振; 能量法; 模态; 叶间相位角

中图分类号: V215.3

文献标志码: A

Comparison of flutter characteristics of forward/ backward swept fan blades

FU Zhi-zhong, WANG Yan-rong

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The effects of mode shape and inter blade phase angle (IBPA) on aeroelasticity stability of forward and backward swept blades were investigated through numerical flutter analysis and comparison based on the energy method. Results show that, for the first three vibration modes, aerodynamic modal damping ratio (AMDR) of forward swept blades corresponding to the coupling mode has the highest value of 0.801%, and that of backward swept blades corresponding to the coupling mode has the lowest value of 0.248%. IBPA has significant effects on AMDR for two kinds of swept blades. AMDR corresponding to forward travelling wave is lower than that corresponding to backward travelling wave for forward swept blades vibration in the 1st flapping mode at the same IBPA, while it is contrary for the backward swept blades; forward swept blades have better aeroelasticity than backward swept ones at arbitrary IBPA when blades vibrate in the 1st flapping mode.

Key words: forward swept; backward swept; flutter; energy method; mode shape; inter blade phase angle

涡轮机叶片弯曲造型设计,最早是在 20 世纪 50 年代提出的,并成功用于涡轮的气动设计,而在压气机领域,20 世纪七八十年代在压气机研制

经验,以及实验探索和研究的基础上,压气机叶片端弯造型、弯掠造型进入了探索阶段,其中端弯等成熟的设计技术开始应用于型号的研制.在

收稿日期:2012-08-29

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1803_018.html

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2007CB210103)

作者简介:付志忠(1986—),男,辽宁海城人,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研究.

实验的支持下,20世纪70年代中期,美国叶轮机专家 Wennerstrom 在高负荷跨声压气机预研中首先采用了前掠静子,有效降低了静子表面的最高马赫数,从而获得了良好的气动性能。

Amano 和 Xu^[1]于2005年指出叶片的弯掠能够改进设计并且有益于压气机的气动力性能。陈懋章院士在风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议^[2]中也把掠形叶片作为压气机发展的关键技术之一。

随着叶片掠形技术的发展及其在具体型号上的应用,弯掠构型对于叶片气动弹性稳定性的影响在文献中鲜有提及。本文就前掠与后掠风扇叶片进行颤振分析,探讨几个主要参数对这两种叶片的影响规律。

目前,在气动弹性稳定性研究中,其数值方法主要经历了经验法、频域法、能量法和时域法等几个阶段。经验法是风扇/压气机设计初期阶段常用的颤振判断工具,应用颤振的影响参数对转子的气动弹性稳定性进行快速判断。频域法又称特征值法,通过将叶片的结构动力特性与非定常气动力特性结合起来,形成统一的气动弹性方程,将稳定性问题转化为特征值问题,根据特征值中阻尼项的正负来判断叶片是否发生颤振。能量法由气动力学学者 Carta^[3]提出,假设颤振是线性的^[4],计算振动叶栅非定常气动力及其在一个周期内对叶片所做的功,并以气动功为0作为系统颤振的判断,功的正负分别表示系统发生颤振或稳定。文献^[5]采用能量法研究了叶盘模态、叶间相位角、激波及波后分离区对叶片颤振特性的影响。1997年,为了解决航空发动机的强迫振动和颤振问题,NASA Lewis Research Center 采用能量法发展了著名的气动弹性求解程序 TURBO-AE^[6],其中流场计算采用三维 Euler/Navier-Stokes 求解代码 TURBO,结构计算采用通用有限元软件 NASTRAN。2004年,NASA 又发布了基于能量法的三维气动弹性分析程序 LINDLUX-AE^[7],其应用范围和分析功能更加全面。时域法将叶片运动作为未知参数,通过求解结构动力方程获得系统的瞬态响应,并根据叶片的变形随时更新流场^[8]。时域法可以直接的模拟颤振发展的整个历程,更加精确地反映流固耦合振动系统的非线性特性,其缺点是对计算资源要求较高。文献^[9-10]采用时域法对某低压压气机进行了颤振分析。

综合考虑模拟精度和计算效率,本文在文献^[11-12]采用的能量法进行气弹稳定性分析工作

基础上,对比分析了模态、叶间相位角对前后掠两种掠形风扇叶片颤振特性的影响。

1 数值方法

基于能量法的叶片气动弹性稳定性数值预测包含以下几部分:计算结构力学分析、计算流体力学分析、动网格处理技术、流固耦合数据传递算法以及振动中气动力所做功的计算。

在叶轮机中,通常认为各片叶片的力学特性相同,叶片之间的运动规律通过叶间相位角相互联系,因此,整个转子叶片可简化为单片叶片进行分析,其离散形式的系统振动方程为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F}_a \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_{\text{mech}} + \mathbf{M}_{\text{aero}}$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{C}_{\text{mech}} + \mathbf{C}_{\text{aero}}$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_{\text{mech}} + \mathbf{K}_{\text{aero}}$$

$\mathbf{M}_{\text{mech}}$ 为结构质量矩阵, $\mathbf{M}_{\text{aero}}$ 为附加的流体质量矩阵, $\mathbf{C}_{\text{mech}}$ 为结构机械阻尼矩阵, $\mathbf{C}_{\text{aero}}$ 为气动阻尼矩阵, $\mathbf{K}_{\text{mech}}$ 为结构刚度矩阵, $\mathbf{K}_{\text{aero}}$ 为附加的流体刚度矩阵, $\mathbf{F}_a$ 为作用在叶片表面的气动载荷向量, $\mathbf{x}$ 为位移向量。

由于叶轮机叶片的质量比通常较大,可忽略气体的附加质量和附加刚度影响。Kielb 和 Chiang^[13]指出,叶轮机结构的机械阻尼远小于气动阻尼,因此,本文中忽略机械阻尼而仅仅考虑气动阻尼的作用。另外, Moffatt 和 He^[14]指出,叶轮机叶片的模态振型和固有频率基本不受气动载荷的影响,因而在结构动力学分析中只考虑自由振动,即 $\mathbf{F}_a = 0$ 。基于上述的简化,方程(1)可以改写为

$$\mathbf{M}_{\text{mech}}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}_{\text{aero}}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_{\text{mech}}\mathbf{x} = 0 \quad (2)$$

Li 和 He^[15]通过对跨声风扇气动阻尼的研究指出,在小振幅作用下,与叶片振动相关的气动阻尼具有线性性质。工程上采用某些近似的处理方法使系统的阻尼矩阵实现对角化,并通过质量归一化处理得到正则坐标系下的自由振动方程

$$\ddot{\mathbf{q}} + 2\zeta\omega\dot{\mathbf{q}} + \omega^2\mathbf{q} = 0 \quad (3)$$

式中 $\mathbf{q}$ 为正则化模态位移向量; ζ 为模态阻尼比; ω 为无阻尼固有频率,当叶片在旋转状态时对应为无阻尼动频。

按照能量法得到的气动模态阻尼比^[14]为

$$\zeta_{\text{aero}} = -\frac{W_{\text{aero}}}{2\pi\omega^2(q^{\text{cfd}})^2} \quad (4)$$

式中 ζ_{aero} 为气动模态阻尼比, W_{aero} 为一个周期内流体对叶片所做的功, q^{fld} 为正则化模态振幅。

本文利用通用程序 Ansys 和 CFX 分别对叶片进行模态分析和流场分析, 动网格处理技术和数据传递算法见文献[16]。

2 计算结果及分析

2.1 叶片模态的影响

叶片的有限元模型采用 Solid 185 单元, 叶片厚度方向单元层数为两层, 在 100% 转速下进行含预应力的模态分析(考虑定常气动力作用)。这里仅考查前 3 阶模态, 第 1 阶为弯曲模态, 第 2 阶为弯扭耦合模态, 第 3 阶为扭转模态。图 1 和图 2 给出了两种掠形叶片的前 3 阶模态。

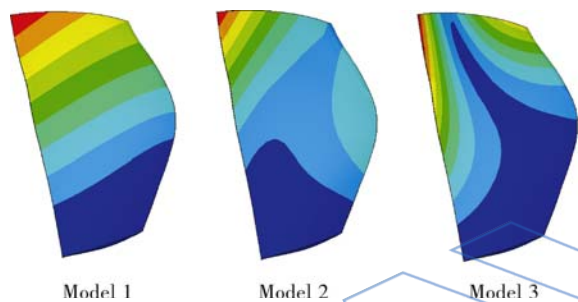


图 1 前掠叶片模态
Fig. 1 Modes of forward swept blades

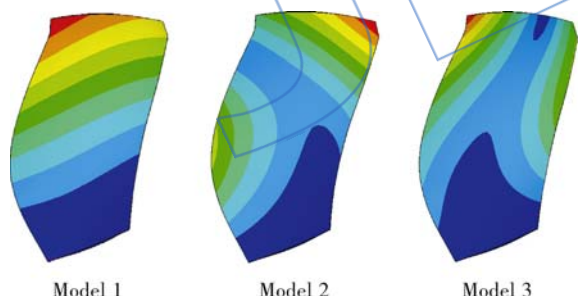


图 2 后掠叶片模态
Fig. 2 Modes of backward swept blades

流场计算中先进行单通道计算, 此处并不考虑叶间相位角的影响。在 100% 转速近设计状态下先进行定常分析, 而后进行非定常分析。非定常分析中指定叶片按照固有模态随时间作简谐振荡, 振动的周期为叶片的固有振动周期, 叶身最大振幅为 1 mm。当流场参数振荡稳定后, 通过一个周期内各时间步的非定常气动力及其对应的振动位移, 积分得到一个周期内的非定常气动功, 进而得到相应的气动模态阻尼比。表 1 给出了两种叶

片前 3 阶模态对应的气动功和气动模态阻尼比。可看出近设计点工况下两种叶片在前 3 阶模态的气动功都为负, 说明在叶片振荡的一个周期中能量从叶片转移到周围的流体, 因此, 对应于前 3 阶模态两种叶片在近设计点工况下发生颤振的可能性很小。两种掠形叶片在前 3 阶模态下, 随着阶数升高气动功的绝对值逐渐增加, 而气动模态阻尼比都小于 1%, 前掠叶片对应于弯扭耦合振型的气动模态阻尼比最大, 而后掠叶片对应于弯扭耦合振型的气动模态阻尼比最小。

表 1 气动功和气动模态阻尼比
Table 1 Aerodynamic work and AMDR

叶片类型	模态	气动功/ 10^{-3} J	气动模态阻尼比/%
前掠	1 阶	-9.204	0.565
	2 阶	-68.43	0.801
	3 阶	-85.42	0.341
后掠	1 阶	-1.647	0.291
	2 阶	-3.947	0.248
	3 阶	-6.275	0.566

对于气动设计人员来说, 在保证气动性能、强度等要求的基础上, 希望叶片在气动弹性上有更好的稳定性, 结合现代全三维叶片造型技术, 设计人员可根据叶片表面的气动功分布来改进自己的设计。通过对上面两种叶片的非定常分析, 可得到叶身表面稳定振荡阶段一个周期内的气动功分布, 图 3、图 4 分别示出了前掠与后掠叶片表面前 3 阶振动模态对应的气动功分布, 图中红色区域代表正的气动功, 蓝色区域代表负的气动功。对于前掠叶片而言, 气动功分布呈现出明显的集中区域, 第 1 阶模态下压力面出现明显的负功集中区, 而吸力面出现正功集中区域; 第 2 阶和第 3 阶模态下压力面同时出现正功集中区和负功集中区, 而吸力面仅出现负功集中区。后掠叶片的气动功分布也表现出类似于前掠叶片的分布情况。设计人员可据此改进设计方案, 尽量减小正的气动功区域, 使叶片在气动弹性方面有更好的稳定性。

2.2 叶间相位角的影响

前面的分析中并未考虑叶间相位角的影响, 而叶间相位角反映了振荡叶片之间的相互作用, 即叶片间气动耦合作用, 对叶轮机械的气动弹性稳定性有显著的影响^[12]。下面建立全环流场模型(共 18 片叶片)进行流场的定常和非定常分析。

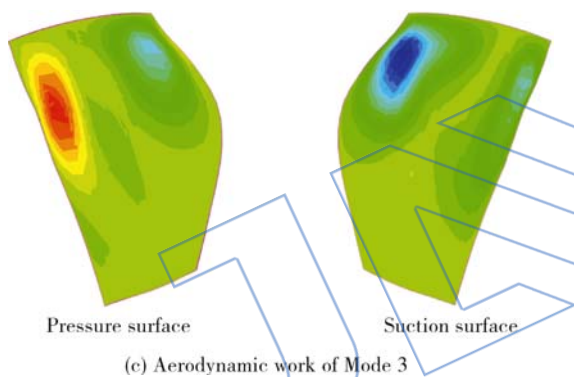
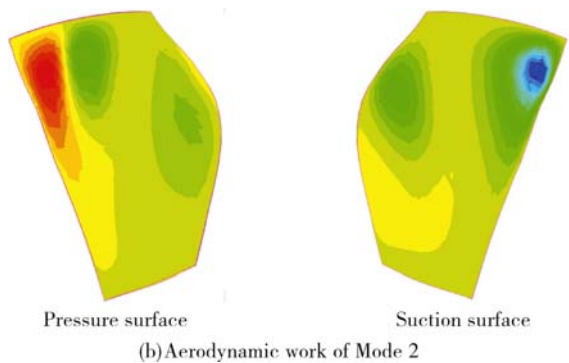
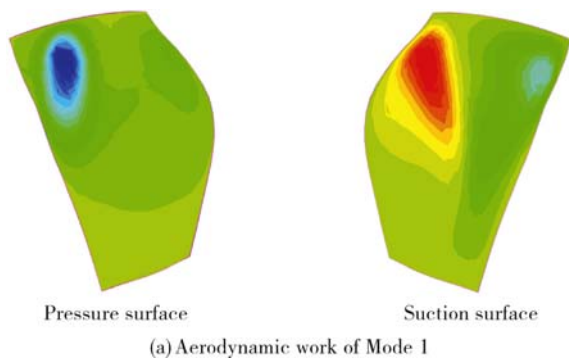


图3 前掠叶片前3阶模态气动功分布

Fig. 3 Aerodynamic work distribution of forward swept blades corresponding to the first three modes

首先,对于两种叶片分别在100%转速近设计点进行定常分析,之后将定常分析结果作为初场进行全环振荡叶栅的非定常分析.非定常分析中指定各叶片的最大振幅相同,均为1 mm,且按照叶片1阶固有模态作随时间的简谐振荡.而叶间相位角则通过引入节径数和行波模式来确定,并假设各叶片之间均滞后或超前相同的相位角.当节径数为 n ,叶片数量为 N 时,叶间相位角为 $\frac{2\pi n}{N}$.对于本文的模型, n 为负号对应逆行波,正号对应前行波.

非定常分析中,当流场参数振荡稳定后,读取一个周期内叶片表面的节点集中力和位移并根据能量法计算得到的气动模态阻尼比如图5所示.

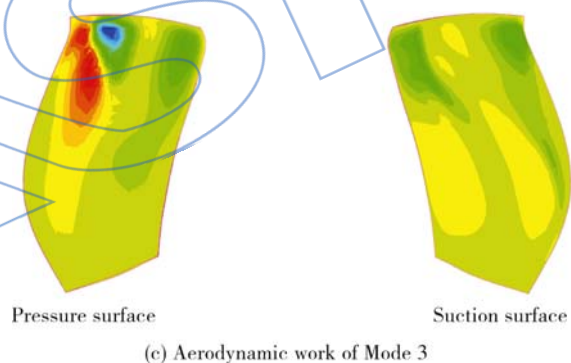
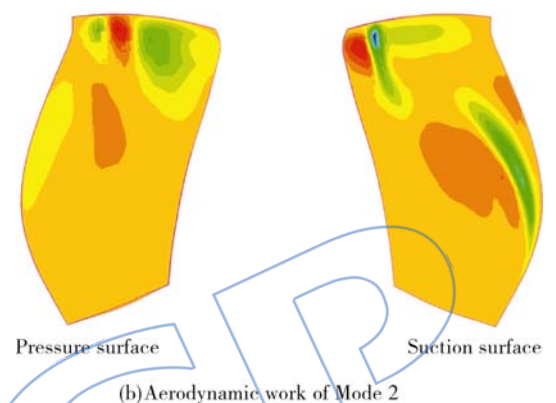
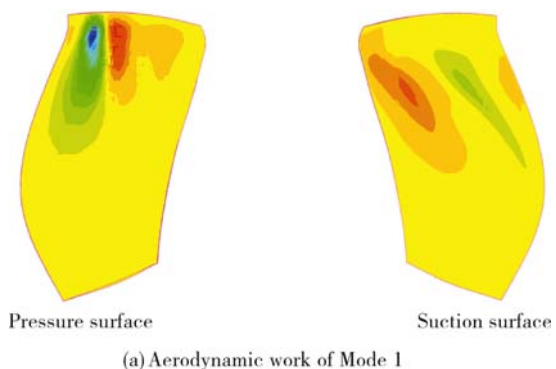


图4 后掠叶片前3阶模态气动功分布

Fig. 4 Aerodynamic work distribution of backward swept blades corresponding to the first three modes

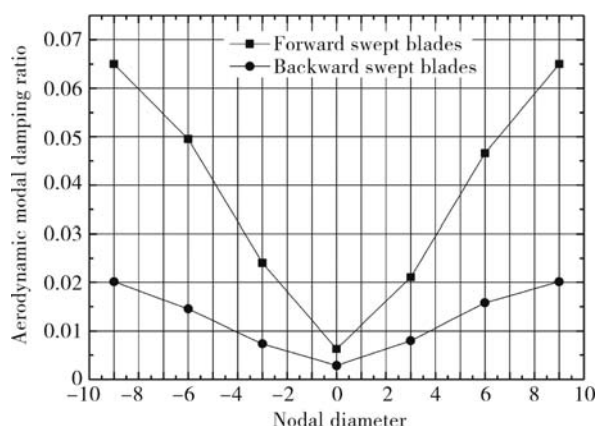


图5 不同节径下的气动模态阻尼比

Fig. 5 Aerodynamic modal damping ratio of different nodal diameters

从图中可以看出无论前掠叶片还是后掠叶片气动模态阻尼比均随叶间相位角近似的呈简谐规律变化,并且都在叶间相位角为 0° 时最小,但前掠叶片的气动模态阻尼比在所有的叶间相位角下都比后掠叶片的大,亦即前掠叶片比后掠叶片气动弹性稳定性更好。

3 结 论

本文采用基于能量法的气动弹性稳定性预测方法对比分析了模态、叶间相位角对前后掠叶片颤振特性的影响。结果表明:

1) 对于两种掠形叶片,在前3阶模态下随着振动阶次的升高气动功绝对值逐渐增大,而气动模态阻尼比都小于1%。前掠叶片对应于弯扭耦合振型的气动模态阻尼比最大,而后掠叶片对应于弯扭耦合振型的气动模态阻尼比最小。

2) 两种掠形叶片气动模态阻尼比都随叶间相位角呈近似的简谐规律变化,并且在相位角为 0° 时最小。区别是前掠叶片前行波对应的气动模态阻尼比小于逆行波对应的模态气动阻尼,而后掠叶片有所不同。

3) 1阶振动模态下,前掠叶片气动模态阻尼比在所有叶间相位角下都比后掠叶片大,亦即前掠叶片比后掠叶片的气动弹性稳定性更好一些。

致谢

感谢北京航空航天大学桂幸民教授在弯掠叶片叶型设计及气动计算方面提供的帮助。

参考文献:

- [1] Amano R S, Xu C. Blade swept effects of turbomachinery [R]. AIAA-2005-48, 2005.
- [2] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [3] Carta F O. Coupled blade-disk-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors[J]. Journal of Engineering for Power, 1967, 89(3): 419-426.
- [4] Marshall J M, Imregun M. A review of aeroelasticity methods with emphasis on turbomachinery applications[J]. Journal of Fluids and Structures, 1996, 10(3): 237-267.
- [5] 张小伟, 王延荣, 徐可宁. 叶轮机叶片颤振的影响参数[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1557-1562.
ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong, XU Kening. Effects of parameters on blade flutter in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1557-1562. (in Chinese)
- [6] Bakhle M A, Srivastava R, Keith T G, et al. A 3D Euler/Navier-Stokes aeroelastic code for propulsion applications [R]. AIAA-97-2749, 1997.
- [7] Reddy T S R, Bakhle M A, Trudell J J, et al. LINFLUC-AE: a turbomachinery aeroelastic code based on a 3-D linearized Euler solver[R]. NASA/TM-2004-212978, 2004.
- [8] 徐可宁. 叶轮机叶片结构气动弹性算法研究及程序实现[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
XU Kening. On the algorithm of aeroelasticity and the program implementation of bladed disk assemblies in turbomachines[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [9] 徐可宁, 王延荣. 时域法在压气机转子气动弹性计算中的应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 191-198.
XU Kening, WANG Yanrong. Application of time domain method in aeroelastic computations for compressor rotors [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 191-198. (in Chinese)
- [10] 徐可宁, 王延荣. 压气机转子叶片的气动弹性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2206-2210.
XU Kening, WANG Yanrong. Numerical simulation of aeroelastic response in compressor rotor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2206-2210. (in Chinese)
- [11] 张小伟, 王延荣, 张潇, 等. 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, et al. Numerical method for fluid-structure interaction in turbomachinery bladings[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1622-1626. (in Chinese)
- [12] 张小伟, 王延荣, 徐可宁. 压气机转子叶片颤振边界的预测方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 392-396.
ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong, XU Kening. Prediction method of blade flutter boundary in a compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 392-396. (in Chinese)
- [13] Kielbaso R E, Chiang H D. Recent advancements in turbomachinery forced response analysis[R]. AIAA Paper 92-0012, 1992.
- [14] Moffatt S, He L. Blade forced response prediction for industrial gas turbines: Part I methodologies [R]. ASME Paper GT-2003-38640, 2003.
- [15] Li H D, He L. Single-passage analysis of unsteady flows around vibrating blades of a transonic fan under inlet distortion[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 285-292.
- [16] 张小伟. 叶轮机叶片气动弹性稳定性数值预测方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
ZHANG Xiaowei. Numerical prediction method for aeroelastic stability of blades in turbomachines[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese)