

进口导流叶片对转子叶片颤振特性的影响^{*}

张陈安¹, 叶正寅¹, 刘 锋^{1,2}, 史爱明¹

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

2. 加州大学尔湾分校 机械与航空航天工程系, 美国 加利福尼亚州)

摘 要: 上游静子叶片的尾迹扰动是下游转子叶片发生强迫响应问题的主要原因, 但通常认为不会对颤振特性产生影响。运用 CFD 技术求解非定常流场, 用能量法对典型涡轮风扇 NASA Rotor 67 进行了气动弹性分析。结果表明: 不加进口导流叶片时其叶片最有可能在第二阶模态、60°叶间振动相角的情况下发生颤振; 加上 IGV (进口导流叶片) 后, IGV 的尾迹会显著改变转子叶片的颤振特性, 当转子叶片的最危险颤振模态频率接近 IGV 尾迹的扰动频率时, 即使单独转子叶片十分稳定, 但在尾迹的激励下颤振仍然可能发生; 当该频率远离 IGV 尾迹扰动频率时, 尾迹扰动同样会使转子叶片气动阻尼降低。该结果意味着尽管 IGV 的引入不会明显改变压气机性能, 但可能会对其颤振特性带来明显的负面影响, 需要在涡轮机设计中予以考虑。

关键词: 涡轮机; 进口导流叶片; 非定常气动力; 颤振; 强迫响应

中图分类号: V232.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 03-0335-05

Investigations on flutter characteristics of rotor blade with IGV / fan interactions

ZHANG Chen-an¹, YE Zheng-yin¹, LIU Feng^{1,2}, SHI Aiming¹

(1. National Defence Key Lab of Airfoil and Cascade Aerodynamics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of California, Irvine, California, USA)

Abstract It is widely known that the upstream wake is a major contributor to the forced vibration of rotor blades, but seldom noticed its influence on flutter characteristics. The present research performs aeroelastic analysis on a typical turbofan NASA Rotor 67 by CFD technique and energy method. The results indicate that the most dangerous flutter mode of the rotor blades is the second bending mode with IBPA = 60° without IGV. While analyzing the rotor with IGV, the wake changes the flutter characteristics of the rotor blade significantly. If the natural frequency of the most dangerous flutter mode of the blade is close to the IGV passing frequency, flutter may happen even it is stable without IGV. For a mode whose natural frequency is far away from the IGV passing frequency, the wake may also drive the vibration to be unstable. Though the IGV does not influence the performance of the rotor much, it does add significant nonlinear effects to the flutter behavior of the rotor blades. Designers need to consider the coupling effects between IGV and rotor to avoid the significant change of the flutter boundary.

Key words Turbomachinery; IGV; Unsteady aerodynamics; Flutter; Forced response

1 引 言

在涡轮发动机设计中叶片的气动弹性问题是一个不可忽视的问题。叶片的气动弹性问题可以分为两大类: 颤振和强迫响应^[1~3]。颤振是一类自激振动问题, 通常发生在其某一低阶固有频率附近, 当结构

刚度不足时, 这种自激振动会长时间持续甚至发散; 强迫响应则是由前级静叶的尾迹扰动引起的强迫振动问题, 当扰动频率与结构固有频率接近一致或成倍频关系时, 会造成结构共振。颤振和强迫响应问题导致的叶片高频振动常常会造成疲劳破坏, 带来灾难性后果。在线性系统中, 自激振动和强迫振动是互不相

* 收稿日期: 2009-01-20 修订日期: 2009-06-24

基金项目: 国家自然科学基金资助 (10872171)。

作者简介: 张陈安 (1982-), 男, 博士生, 研究领域为计算流固耦合与控制。E-mail: zhch_a@mail.nwpu.edu.cn

关的两种现象,因此通常人们把颤振和强迫响应作为两类问题分开进行研究^[4-7]。由于发动机气动弹性实验实现难度大,实验危险性高并且耗资巨大,研究人员难以开展这方面的实验研究,计算研究一直是发动机叶片气动弹性分析的主要思路。随着计算机技术的发展,目前通过求解 Navier-Stokes 方程来对流场进行数值模拟已经成为主流的研究方法^[1,8-13]。

随着现代航空工业对发动机性能要求的不断提高,发动机的转速和压比越来越高而叶片相对厚度却不断减小,这导致涡轮发动机的转子叶片,尤其是风扇压气机等低压压气机叶片的气动弹性问题显得越来越突出。另一方面,为了提高风扇压气机的稳定工作范围^[14],现代小涵道比涡扇发动机的设计中常带有进口导流叶片(Inlet Guide Vanes, 以下简称 IGV)。Zhou 等人研究了考虑流固耦合作用时 IGV 与转子叶片的相互干扰,发现即使刚度很高,叶片振动极为微弱的情况下,振动仍然会造成叶片表面非定常压力的明显变化,从而导致气动力的明显变化^[15,16]。

值得注意的是,如果静子叶片尾迹对其后转子叶片的扰动频率接近颤振临界频率,很有可能会对颤振特性产生影响,但到目前为止,还没有在文献上看到有相关研究。本文用能量法研究了一个典型涡轮风扇的颤振特性,在此基础上考察了耦合 IGV 的情况下其颤振规律的变化,并研究了不同振动频率、不同动静叶间距时颤振特性的变化。

2 研究方法

使用 CFX-10 求解三维可压缩非定常雷诺平均 N-S 方程对非定常流场进行数值模拟,空间使用二阶迎风格式进行离散,时间采用二阶向后 Euler 格式进行离散,计算中采用 SST $k-\omega$ 湍流模型。

本文采用 1956 年 Lane^[17] 提出的传波模型

(Traveling Wave Model) 和 1967 年由 Carta^[18] 提出的能量法进行气动弹性分析。假设所有叶片以同样的频率和振幅做简谐振动,相邻叶片的振动相差一个相同的叶间振动相角(Inter-Blade Phase Angle, 以下简称 IBPA)。计算一个振动周期内非定常气动力对叶片所做的功,若做负功,则叶片振动过程中气动力起阻尼作用,叶片振动将趋于收敛;若气动力做正功,则意味着叶片振动过程中气动力向叶片输入能量,叶片振动将趋于发散。

本文选择典型跨声速涡轮风扇 NASA Rotor 67^[19] 作为研究对象(以下简称 Rotor 67),以 NA-CA0012 翼型的直 IGV 置于 Rotor 67 之前对 IGV 和风扇叶片的相互干扰进行研究,计算了有 IGV 和没有 IGV 的模型的性能曲线并与实验值进行了对比,考察 IGV 的引入对涡轮风扇性能的影响。

假设 Rotor 67 的叶片使用某种匀质各向同性材料,使用有限元方法对叶片进行了模态分析。非定常计算中转子上第 n 个叶片的振动表示如下

$$\delta = \Phi \cdot \xi \cdot \sin(\omega t + n\varphi), n = 0, 1, 2, \dots \quad (1)$$

式中 δ 为叶片表面点的位移向量, Φ 为叶片某阶模态向量, ξ 为广义位移幅值, ω 为振动频率, φ 为叶间振动相角 IBPA。本文考察了设计点下叶片分别以前三阶模态形式振动时的气动阻尼情况。首先计算了三个模态对应频率下叶片的气动阻尼情况,出现阻尼水平最低的模态和对应 IBPA 即为最危险的颤振模态和叶间振动相角,然后在此模态和 IBPA 下调整 ω , 气动阻尼为零的点即为颤振临界点。

接着研究了加上 IGV 后 Rotor 67 叶片颤振特性的变化,考察了颤振临界频率和 IGV 尾迹激励频率两种典型情况下转子叶片的气动阻尼情况。为减小计算量,IGV/转子叶片数量比例为 1:2 即共 11 个进口导流叶片和 22 个风扇叶片。此外,还研究了更大的动静叶间距情况下气动阻尼的变化。

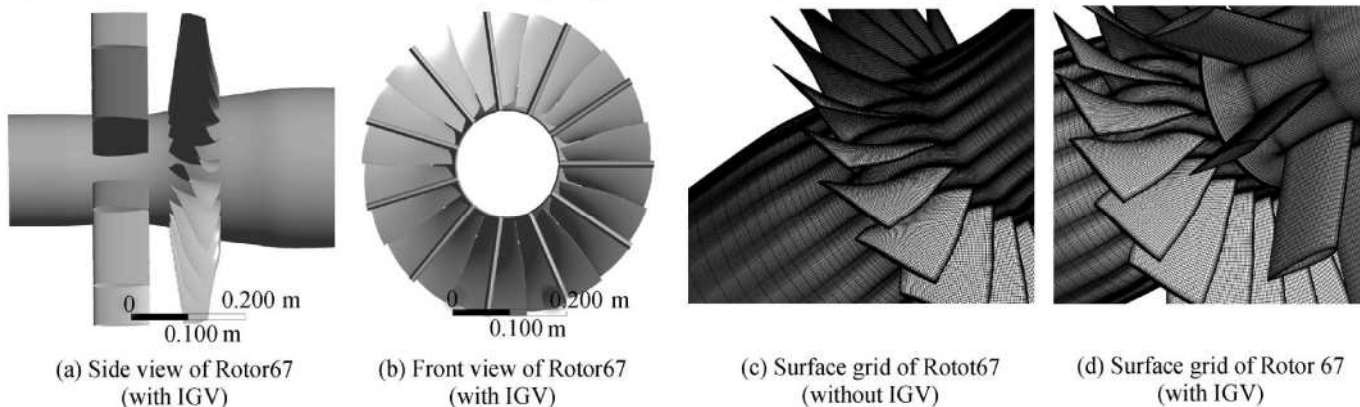


Fig. 1 Computational model views of Rotor 67

3 算例与分析

图 1 给出了包含 IGV 和没有 IGV 时的 Rotor 67 的模型和计算网格。IGV 叶片弦长为 100 mm, 与转子叶片的最小距离(叶根)为 35.5 mm, 最大距离(叶尖)为 60.3 mm。模型不考虑叶尖泄漏。两个模型在转子部分采用相同的网格, 每个转子叶片通道包含 317 460 个网格单元。没有 IGV 的模型在转子叶片通道前加上了静止的空域, 每个空通道包含 22 200 个网格单元; 在包含 IGV 的模型中, 每个 IGV 叶片通道包含 183 552 个网格单元。IGV 叶片沿叶高方向共 49 个网格点, 转子叶片沿叶高方向共 75 个网格点。图 2 给出了在设计转速 16 043 r/min 下, 包含 IGV 和不含 IGV 时 Rotor 67 的性能曲线, 并与实验值进行了对比。由于不考虑叶尖泄漏, 计算得到的绝热效率略高于实验值。从图中可以看到, 没有 IGV 和包含 IGV 时的压气机性能十分接近, 意味着 IGV 的引入对压气机性能影响很小。

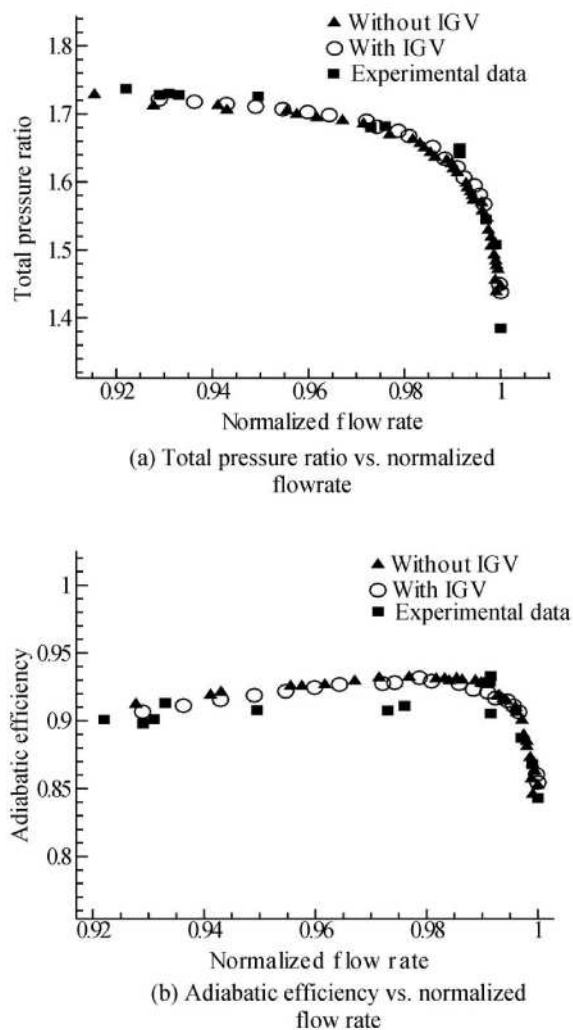


Fig. 2 Steady results of Rotor 67: performance map

3.1 没有 IGV 时 Rotor 67 的颤振特性

本文选出口静压为 0.118 MPa 的近效率峰值点进行非定常计算, 所有计算均采用相同的 ξ_0 。本文中气动阻尼系数定义如下

$$\Xi = -\frac{1}{\xi_0 c^2} \cdot \frac{1}{p_{u2} - p_{2,0blade}} \int_0^T \int_{ds} p ds n \cdot dh \quad (2)$$

式中 $c = 0.0921749$ m 为转子叶片的叶尖处弦长, p_{u2} 与 p_2 分别为出口平均总压和出口平均静压, p 为叶片表面单元面积 ds 上作用的压强, n 为 ds 的单位法矢量, dh 为一个时间步内 ds 的位移矢量, T 为一个振动周期。

计算结果显示, 即使将振动频率降到极低的值, 一阶模态的气动阻尼仍然为正值, 意味着颤振不会以一阶模态的形式发生。图 3(a) 给出了叶片以二阶模态形式、 $\omega = 250$ Hz 振动, 不同 IBPA 下的气动阻尼系数。从图中可以看到, 最低阻尼出现在 $IBPA = 60^\circ$ 附近。图 3(b) 给出了叶片以三阶模态形式、 $\omega = 429$ Hz 振动 (该频率为二阶模态频率为 250 Hz 时对应的三阶模态频率), 不同 IBPA 下的气动阻尼系数。可以看到该模态下最低阻尼水平出现在 $IBPA = 60^\circ$ 和 $IBPA = 90^\circ$ 之间, 但整条气动阻尼曲线没有出现负阻尼。

综合以上结果, 颤振最有可能在二阶模态、 $IBPA = 60^\circ$ 的情况下发生。图 4 给出了该状态下, 不同振动频率时的气动阻尼系数, 通过插值得到阻尼为零时对应的频率为 341.17 Hz。这意味着在没有其他作用耦合的情况下, 当二阶结构频率降至 341.17 Hz 时, Rotor 67 会以二阶模态、 $IBPA = 60^\circ$ 的形式发生颤振。

3.2 包含 IGV 时 Rotor 67 的颤振特性

本文研究的 IGV 包含 11 个叶片, 其后的 Rotor 67 转速为 16 043 r/min, 故 IGV 的尾迹会对其后的转子叶片形成频率为 2 941.2 Hz 的周期性扰动。通常设计人员在对下游的转子叶片进行结构设计时会使其各阶固有频率远离该扰动频率, 以避免出现共振。在线性系统中, 强迫响应问题是一种强迫振动, 而颤振则是自激振动, 这是两种互不相关的现象。那么尾迹带来的周期性扰动是否会对叶片的颤振特性产生影响呢?

表 1 对比了有、无 IGV 情况下转子叶片的气动阻尼系数。可以看到上游叶片的尾迹扰动确实会对其下游转子叶片的颤振特性产生显著影响。当转子叶片频率与扰动频率相同时, IGV 的引入使得二阶模

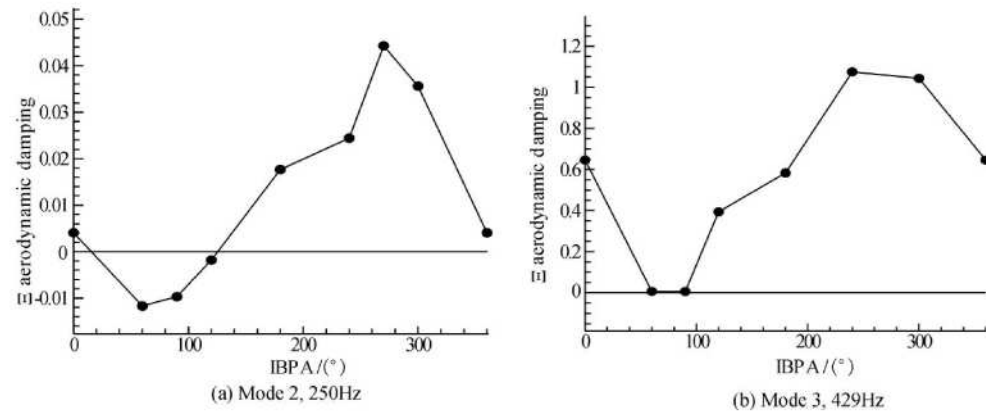


Fig. 3 Unsteady results of Rotor 67: aerodynamic damping coefficients vs IBPA

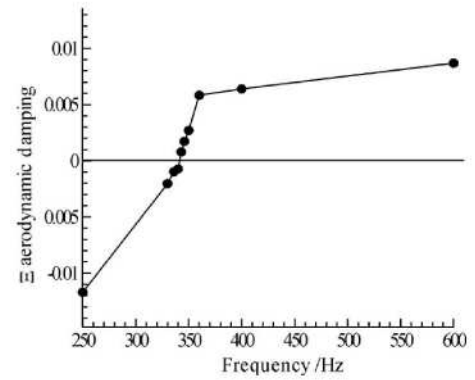


Fig. 4 Aerodynamic damping coefficients vs frequency: Mode 2, IBPA = 60°

态、IBPA = 60°振动时的气动阻尼系数从 0.237 5 降至 0.032 9, 这已经非常接近颤振边界。而在阻尼水平并非最低的三阶模态、IBPA = 180°时, 强迫响应仍然使得气动阻尼降低了一半, 甚至比没有 IGV、频率只有 1 986 Hz 时更低。当频率为远离强迫扰动频率的颤振临界频率 $f = 341.17 \text{ Hz}$ 时, IGV 的尾迹扰动同样使下游叶片的气动阻尼降为负值, 即使该状态下叶片出现颤振。

Table 1 Comparison of aerodynamic damping coefficients of Rotor 67 with and without IGV

3rd mode IBPA = 180°	$f = 2941.2 \text{ Hz}$	1.093 6
	$f = 2941.2 \text{ Hz}$ with IGV	0.462 9
	$f = 1986 \text{ Hz}$	0.502 0
2nd mode IBPA = 60°	$f = 2941.2 \text{ Hz}$	0.237 5
	$f = 2941.2 \text{ Hz}$ with IGV	0.032 9
	$f = 341.17 \text{ Hz}$	0
	$f = 341.17 \text{ Hz}$ with IGV	-0.003 387 6

如表 2 所示, 当叶片间距增大 30 mm 后, 气动阻尼会有一定程度的上升, 意味着此时振动相对更趋于稳定, 然而与 IGV 引起的气动阻尼的明显下降相比, 这个增幅十分有限。其原因可以在图 5 找到: IGV 的尾迹在叶根附近直接打到下游转子叶片的前缘, 而动静叶间距增大后, 尾迹的影响仍然十分强烈。

Table 2 Comparison of aerodynamic damping coefficients of Rotor 67 with different IGV / rotor gap distance

2nd mode, IBPA = 60°		
Frequency / Hz	IGV / fan gap distance / mm	
	60.3	90.3
2 941.2	0.032 9	0.034 0
341.17	-0.003 387 6	-0.002 855

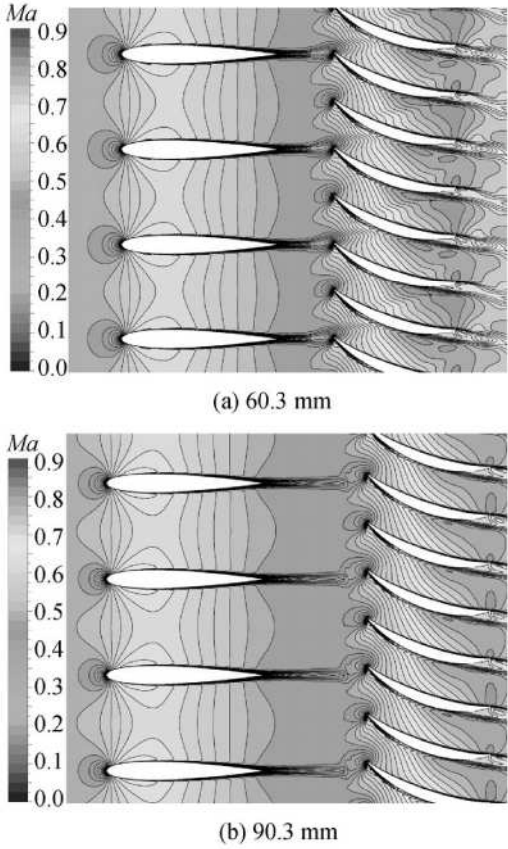


Fig. 5 Mach number distributions on 10% span with different IGV / fan gap distances ($f = 341.17 \text{ Hz}$)

4 结 论

上游叶片的尾迹扰动是下游叶片强迫响应问题的主要原因, 这是广为人知的。本文在典型涡轮风扇 NASA Rotor 67 前附加 IGV 后, 发现上游叶片的尾迹扰动不但会造成下游转子叶片的强迫响应问题, 同时还会明显改变其颤振特性。若转子叶片的最危险颤振模态频率接近 IGV 尾迹的扰动频率, 即使单独分析转子叶片认为其十分稳定, 此时在尾迹的激励下颤振仍然可能会发生。甚至当该频率远离 IGV 尾迹扰

动频率时,静叶的尾迹同样会使气动阻尼降低。尽管 IGV 的引入不会明显改变转子的性能,但对其颤振特性带来了显著的非线性效应,有可能会对其颤振特性带来明显的负面影响。因此在对涡轮机叶片颤振边界估计时,必须考虑多级叶片耦合模型,并对强迫响应与颤振的耦合问题予以考虑。

参考文献:

- [1] Rangwala A A, Madavan N K. A high-order-accurate Navier-Stokes method for turbomachinery aeroelastic applications [R]. *AAA* 1996-249
- [2] Danforth C E. Distortion induced vibration in fan and compressor blades [R]. *AAA* 74-232
- [3] Hall K C, Kielb R E, Ekici K, et al. Recent advancements in turbomachinery aeroelastic design analysis [R]. *AAA* 2005-14
- [4] 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 [J]. 推进技术, 2005, 26(6): 526 ~ 530 (YANG Qing-zhen, XIAO Jun, ZHOU Xin-hai. Cascade flutter investigation based on flow-structure coupling unsteady flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(6): 526~ 530)
- [5] 黄伟光,陈乃兴. 叶轮机静动叶片排非定常气动干涉的数值模拟 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20(3): 294~ 298
- [6] Sadeghi M, Liu F. Computation of cascade flutter by uncoupled and coupled methods [J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2005, 19(8): 559~ 569
- [7] Collard J E, Cizmas G P A. Blade-forced vibration effects on turbomachinery rotor-stator interaction [R]. *AAA* 2001-3472
- [8] Darbe R P, Falk E A, Gorrell S E. Computational investigation of IGV-rotor interaction in turbomachinery [R]. *AAA* 2004-3757
- [9] Verdon J M. Review of unsteady aerodynamic methods for turbomachinery aeroelastic and aeroacoustic applications [J]. *AAA Journal*, 1993, 31(2): 235~ 250
- [10] Collard J E, Cizmas G P A. Blade-forced vibration effects on turbomachinery rotor-stator interaction [R]. *AAA* 2001-3472
- [11] Richman M, Fleeter S. Navier-Stokes simulation of IGV / rotor-stator interactions in a transonic compressor [R]. *AAA* 2000-3379
- [12] 魏玲,葛宁. 叶轮机转子内流动的三维跨声速 Navier-Stokes 方程组数值计算 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 262~ 266
- [13] 井有浩,陈佐一,胡志刚. 叶轮机失速颤振的全三维数值分析方法 [J]. 航空动力学报, 1995, 10(4): 361~ 364
- [14] 吴虎,黄健,高双林. 进口导流叶排对轴流压气机级畸变响应特性影响 [J]. 推进技术, 2006, 27(1): 41~ 43 (WU Hu, HUANG Jian, GAO Shuang-lin. Efficient of inlet guide vanes on response of an axial flow compressor to steady circumferential pressure distortions [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1): 41 ~ 43)
- [15] Zhou X, Wolff J M. Transonic compressor IGV / rotor interaction analysis including fluid structure interaction [R]. *AAA* 2004-5292
- [16] Zhou X, Wolff J M. Rotor vibration behavior due to IGV / rotor interaction in a transonic compressor with fluid structure interaction analysis [R]. *AAA* 2005-4014
- [17] Lane F. System mode shapes in the flutter of compressor blade rows [J]. *Journal of Aeronautical Science*, 1956, 23: 54~ 66
- [18] Carta F O. Coupled blade-disc-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1967, 89(3): 419~ 426
- [19] Strazisar A J, Wood J R, Hathaway M D, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor [R]. *NASA* 2879, 1989

(编辑: 张荣莉)