

文章编号:1000-6893(2008)04-0804-07

压气机线性振荡叶栅气弹试验研究(二):叶尖间隙的影响

杨慧¹, 何力², 王延荣¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

(2. 牛津大学 工程科学系, 英国 牛津 OX1 3PJ)

Experimental Study on Aeroelasticity in Linear Oscillating Compressor Cascade.

Part II : Tip-clearance Effect

Yang Hui¹, He Li², Wang Yanrong¹

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Department of Engineering Science, Oxford University, Oxford OX1 3PJ, UK)

摘要: 为了加强对叶轮机三维气动弹性机理的理解,为数值模拟方法提供试验验证数据,开展了压气机线性叶栅气动弹性试验研究。本研究分为 2 个部分,第 1 部分研究压气机线性振荡叶栅的气弹稳定性,本文为第 2 部分,重点辨别叶尖间隙对压气机叶片气弹稳定性的影响。试验结果表明随着叶尖间隙的增加,间隙流对振动叶片有失稳影响,其影响范围几乎遍及整个叶高,这与非常气动的瞬时径向相互作用的结论是一致的。这种失稳效应与叶片间相位角对叶栅气弹稳定性的影响不耦合。间隙流在叶栅稳定性最差时影响最显著。详细的非常压力试验结果表明,随着叶尖间隙的增加,叶片表面非常压力幅值减小区域与间隙流造成的卸载区域相对应。由试验结果可以推断,不考虑叶尖间隙的数值模型可能会给出过稳定的叶片颤振预测。**关键词:** 航空、航天推进系统;流体-固体耦合振动;影响系数法;叶尖间隙;气动阻尼;三维非常流;压气机振荡叶栅

中图分类号: V211.47; V216.2⁺4 文献标识码: A

Abstract: An experiment is carried out to enhance the understanding of three-dimensional(3D) blade aeroelastic mechanisms and to produce the experimental data for the validation of numerical methods. This is Part II of a two-part series. Part I describes the experimental study on the aeroelastic stability of the compress oscillating cascade. The emphasis of this part is to identify the tip-clearance effects on the aeroelastic response of the same oscillating cascade. The blades are aeroelastically destabilised as the tip gap is increased, and the destabilised region is seen to extend to almost the whole blade span, which is consistent with the strong spanwise unsteady interaction. This destabilising effect of tip-clearance is independent on inter-blade phase angle with the maximum effect at the least stable inter-blade phase angle. The chordwise trend in amplitude of unsteady pressure with increasing tip clearance is observed in the regions where the tip leakage flow has an obvious effect on the corresponding steady loading. The results clearly demonstrate that numerical methods without tip-clearance effect might over predict cascade stability.

Key words: aerospace propulsion system; fluid-structure interaction; influence-coefficient method; tip clearance; aerodynamic damping; three-dimensional unsteady flow; oscillating compressor cascade

由于压气机转子的转动,在叶尖区域存在间隙是无法避免的。壁面边界层、叶尖间隙流、通道二次流以及叶片表面边界层的相互作用造成叶尖区域流动形态很复杂。研究者们^[1-3]深入探讨过叶尖间隙对热效率及气动稳定性的影响。间隙流在叶尖间隙处具有三维结构^[2],这种三维的间隙

流已被证实是气动损失的主要来源并被认为是引起压气机旋转失速的重要原因。对于气动弹性稳定性问题,由于叶尖具有相对大的叶片振动幅值,叶尖部位对气动阻尼的贡献是不可低估的,叶尖间隙的存在对叶片气动弹性稳定性的影响是不可忽略的。文献[4]报道了叶尖间隙对二维平板叶栅气动阻尼的影响。但是,真实压气机内气流的流动是三维的,叶片振动也是三维的,加上近几年

为了提高气动效率而更多地采用了三维叶片结构。叶尖间隙对真实压气机三维振荡叶栅气弹稳定性的影响仍然是未知数。这阻碍了更可靠的设计方法与数值模拟技术的发展。为了深入了解叶尖间隙对压气机气动弹性稳定性的影响,确定相应的非定常计算流体力学模型,开展叶尖间隙对三维振荡叶栅气弹稳定性影响的试验研究是迫切需要的。

1 试验设备

叶尖间隙试验使用线性振荡叶栅试验台^[5]。叶栅由7个直叶片、木框架、有机玻璃侧墙以及叶型上下壁组成。中间叶片由凸轮机构驱动做简谐运动模拟一阶弯曲振动。由外置压力传感器测量叶片表面非定常压力 $p(t)$,为了消除任意噪声和湍流波动的干扰,对压力信号进行周期平均。周期平均后的压力数据被分解为 Fourier 谐波分量:

$$\begin{aligned}
 p(t) &= a_0 + \sum_n \tilde{p}_n = \\
 a_0 + \sum_n [a_n \cos(n\omega t) + b_n \sin(n\omega t)] &= \\
 a_0 + \sum_n |p_n| \sin(n\omega t + \phi_n) &= \\
 \phi_n = \arctan(a_n/b_n) \quad (n = 1, 2, \dots) & \quad (1)
 \end{aligned}$$

由叶片简谐振动位移公式 $D = m_j \sin(\omega t)$ 可得叶片振动速度 V_{blade} 。在一个振动周期内气动力对叶片所做的功等于非定常压力与速度的乘积在一个振动周期内对时间积分:

$$\begin{aligned}
 W_{period} &= \int_T (\sum_n \tilde{p}_n \cdot V_{blade}) dt = \\
 \int_T \{ \sum_n [|p_n| \sin(n\omega t + \phi_n)] \} \cdot m_j \omega \cos(\omega t) dt &= \\
 \pi m_j |p_1| \sin \phi_1 & \quad (2)
 \end{aligned}$$

式中: m_j 为叶片局部振动幅值; $|p_1|$ 为非定常压力第1阶谐频分量幅值; ϕ_1 为非定常压力第1阶谐频分量相位角。对叶尖振动幅值 m_{tip} 归一化得

$$|F_1| = \frac{|p_1|}{(p_{01} - p_2) m_{tip}}$$

式中: p_{01} 为位于叶栅上游一个弦长处测得的进口总压; p_2 为出口大气压力。由式(2)可知,对于简谐振动气动力对叶片所做的功只与非定常压力的第一阶谐频分量和叶片局部振动幅值有关。

运用管传递函数法修正连接管造成的非定常信号失真,由影响系数法构造协调叶栅(所有的叶片以相同的频率,相同的振幅和一定的叶片间相位角振动)的非定常气动响应数据。由于篇幅限

制,非定常流测量装置及测量系统误差分析及试验方法验证在此没有详细介绍,有关内容参见文献[6]。叶尖间隙选取叶轮机中典型数值:1%和2.3%叶高(如表1所示,公差为±0.1 mm)。图1是叶尖间隙设置简图,只画出叶栅中部3个叶片。中间是振动叶片,在叶根处用铰链固定在有机玻璃侧墙上。两边是静止叶片,其径向位置在叶尖由螺母固定。

表1 叶尖间隙设置

Table 1 Summary of tip-gap settings

叶尖间隙 δ/m	间隙与弦长比 δ/c	间隙与叶高比 δ/c
0.001 9	0.013	0.010
0.004 3	0.029	0.023

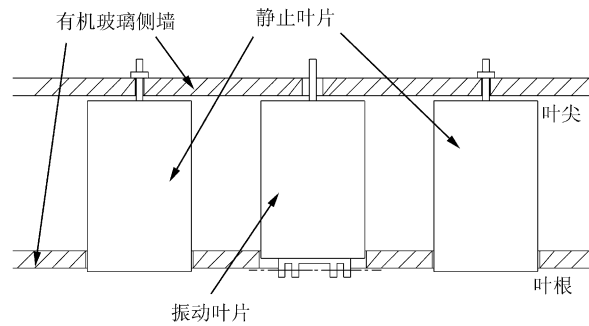


图1 叶尖间隙设置简图

Fig. 1 Schematic of the blade tip-clearance settings

叶栅中每一个静止叶片可以通过沿径向移动控制其叶尖间隙(即叶片与有机玻璃侧墙之间的距离),振动叶片在叶根处铰接,沿径向移动铰链位置改变其间隙大小。每种叶尖间隙设置下,测量中间5个叶片6个叶高处叶片表面定常压力分布和非定常压力分布,折合频率为0.4。

2 定常结果

定常流的测量为非定常流提供气动基础,同时也为了分辨间隙流可能影响振荡叶栅非定常气动响应的定常流特征。两种叶尖间隙下的定常流结果与无间隙时做比较,以区分间隙流对叶片表面载荷的影响。图2、图3列出了95%与98%叶高处3种叶尖间隙情况下,叶片表面静压沿轴向弦长 c_{ax} 分布。叶片表面静压系数定义为

$$L = \frac{p - p_2}{p_{01} - p_2} \quad (4)$$

式中: p 为叶片表面静压。从两图中可以清楚地看出叶尖间隙的存在对叶片静载荷有明显的影晌,对吸力面的影响大于压力面,对98%叶高处

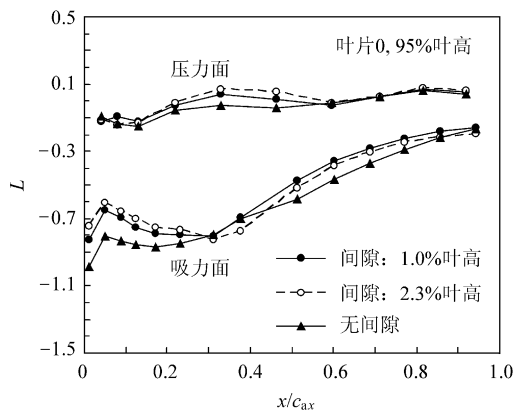


图 2 3 种叶尖间隙设置下叶片表面静压分布对比 (95% 叶高)

Fig. 2 Comparison of variations of blade static pressure distributions with three settings of tip clearances at 95% span

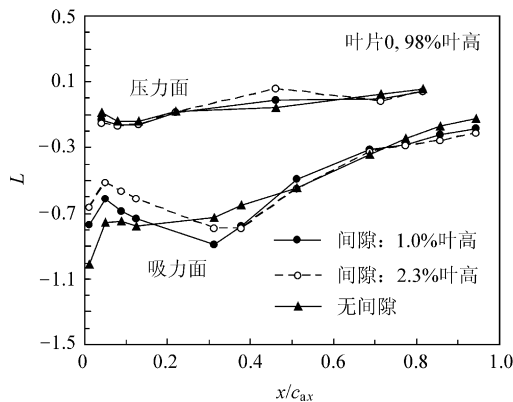


图 3 3 种叶尖间隙设置下叶片表面静压分布对比 (98% 叶高)

Fig. 3 Comparison of variations of blade static pressure distributions with three settings of tip clearances at 98% span

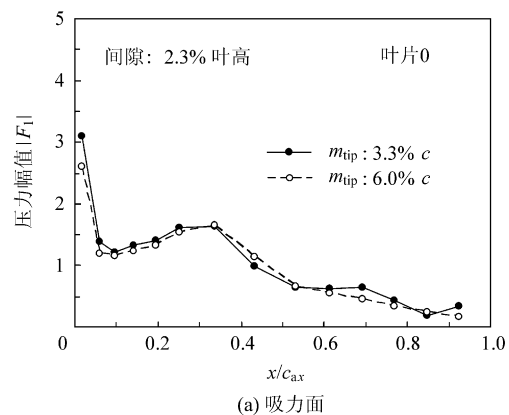
的影响比 95% 叶高处显著。如图 3 所示, 98% 叶高处吸力面上, 对比间隙 2.3% 叶高曲线与无间隙曲线, 从叶片前缘至 25% 弦长处, 可以观察到显著的卸载现象。接着在 25%~45% 弦长处有一个重新加载的区域, 尽管 20%~30% 弦长处由于测点阻塞而数据缺失。随着叶尖间隙减小到 1.0%, 这种卸载的程度与所影响的弦长范围都减小。这种卸载然后加载的形式在 95% 叶高处 (图 2) 减弱, 向叶根方向越来越不明显。文献 [2, 7] 给出相似的结果, 并指出这种叶片载荷效应与间隙涡流的起源与生成密切相关。通道主流与来自压力面的间隙流相互作用造成吸力面上叶片前缘的压力升高 (卸载区), 在那里间隙涡流产生; 随后的重新加载区对应于间隙涡流的低压内核区。在压力面上, 间隙流对静压载荷的影响比吸力面上小

得多, 只在 98% 叶高处 46% 弦长处有比较明显的载荷增加。这种载荷增加的程度随叶高的减小而减小, 以至于在 90% 叶高处几乎观察不到载荷随间隙的变化 (没标出)。文献 [2] 也指出, 载荷在压力面上对叶尖间隙的影响不敏感。

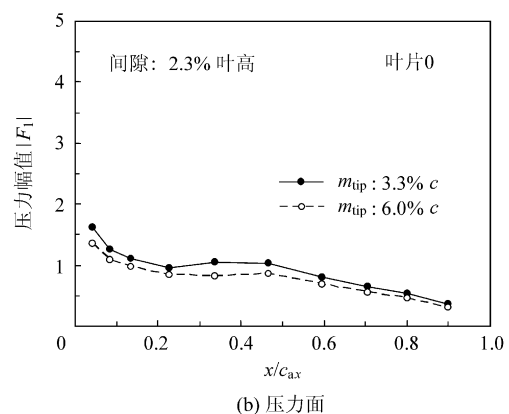
总体来说, 叶尖区域 (90% 叶高以上) 叶片静压载荷随叶尖间隙的增大而有明显的变化。结果表明试验设备提供了测量叶尖间隙对定常流影响的有效途径, 并为研究叶尖间隙流对振荡叶栅气弹稳定性的影响提供了合理的气动基础。

3 试验方法验证

协调叶栅的非定常气动响应由影响系数法构造。如系列文章第 1 部分所述, 影响系数法要求非定常气动响应具有线性特征。因此, 在有间隙时, 测量振荡叶栅的非定常气动响应前, 必须验证响应的线性特征。验证方法为对比两种叶片振动幅值下的非定常压力响应。图 4 和图 5 对比了间



(a) 吸力面



(b) 压力面

图 4 两种叶片振动幅值下第一阶谐波压力幅值对比 (叶片 0 的 95% 叶高处, 间隙为 2.3% 叶高)

Fig. 4 Comparison of amplitudes of the first harmonic pressure coefficients at two oscillating amplitudes (at 95% span of blade 0, a tip-clearance of 2.3% span)

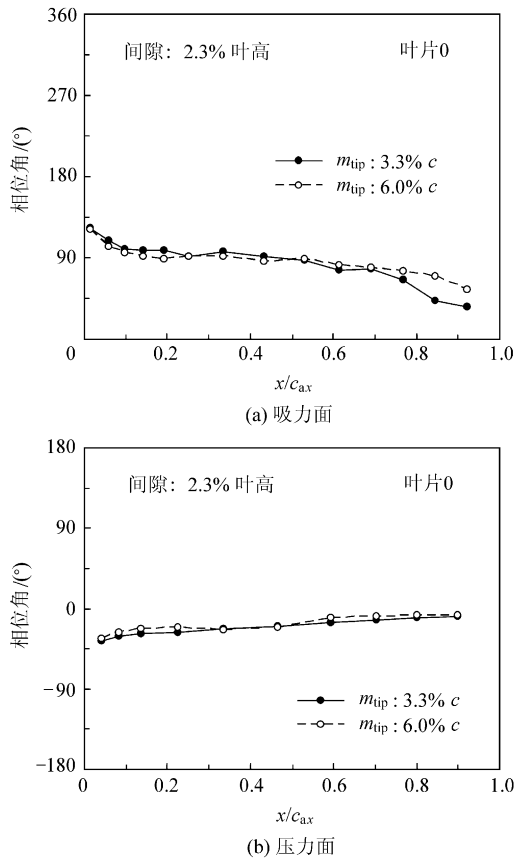


图 5 两种叶片振动幅值下第一阶谐频压力相位角对比(叶片 0 的 95% 叶高处,间隙为 2.3% 叶高)

Fig. 5 Comparison of phases of the first harmonic pressure coefficients at two oscillating amplitudes (at 95% span of blade 0, a tip-clearance of 2.3% span)

隙为 2.3% 叶高时两种叶片振动幅值(6.0% 弦长和 3.3% 弦长)下的非定常压力第一阶谐频分量幅值与相位角。对相应的振动幅值归一化后的非定常压力幅值在 95% 叶高处几乎一样。对于整个压力面和大部分吸力面(除去 70% 弦长后强扩散区),非定常压力相位角表明很好的一致性。间隙为 1.0% 叶高时得到相同的结论。总之,试验结果表明在两种叶尖间隙设置下由叶片振动引起的非定常响应具有显著的线性行为。因此影响系数法适用于本试验。

4 非定常结果

本节通过两种叶尖间隙下振荡叶栅的非定常响应与无间隙时做比较,阐述间隙流对振荡叶栅气弹稳定性的影响。特别指出本试验没有考虑由转子转动引起的机匣与叶尖的相对运动。

非定常压力在单位叶高处所做的功沿弦长积分得到无量纲局部气动阻尼 ξ_c (对叶片弦长和叶

尖振动位移归一化):

$$\xi_c = \int_c \frac{-W_{\text{period}}}{m_{\text{tip}}(p_{01} - p_2)m_{\text{tip}}c} ds = \int_c \frac{-\pi m_j |F_1| \sin \phi_1}{m_{\text{tip}}c} ds \quad (5)$$

负号指示气动力对叶片做正功对应负阻尼。局部气动阻尼沿叶高积分得到整体气动阻尼 ξ 。

$$\xi = \frac{1}{h} \int \xi_c dz \quad (6)$$

忽略机械阻尼,气动阻尼是叶栅气动弹性稳定性的标志,值为正表明流体向振动叶片做负功,叶栅气弹稳定。最小气动阻尼指示振荡叶栅稳定性最差情况。图 6 列出了 3 种叶尖间隙下整体气动阻尼随叶片间相位角(IBPA)变化的曲线,折合频率为 0.4。对于所有的 IBPA,叶尖间隙对叶栅气弹稳定性有失稳效应,这种影响随着间隙增大而增强。不同间隙下叶栅稳定性最差所对应的叶片间相位角变化很小。这种失稳效应与叶片间相位角的影响是非耦合的。间隙流在叶栅稳定性最差时对叶栅气弹失稳影响最显著。如 IBPA = 30°,间隙为 2.3% 叶高时,最小气动阻尼值与无间隙时相比减小了 27%,间隙流对气弹失稳影响的程度可以与折合频率从 0.4 减小到 0.2 的影响程度相比(详见文献[5])。鉴于间隙流对系统稳定性最差时(最受设计者关注)的显著影响,详细考察最小气动阻尼时(IBPA = 30°)间隙流如何影响协调叶栅非定常压力响应具有重要意义。

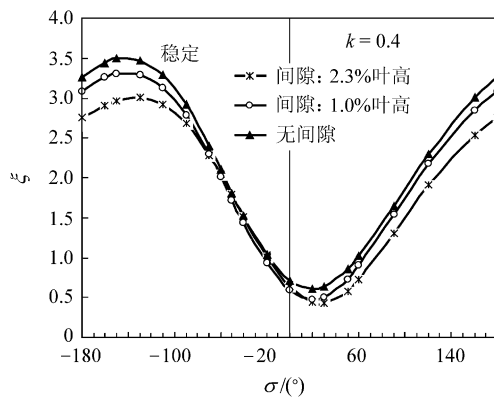
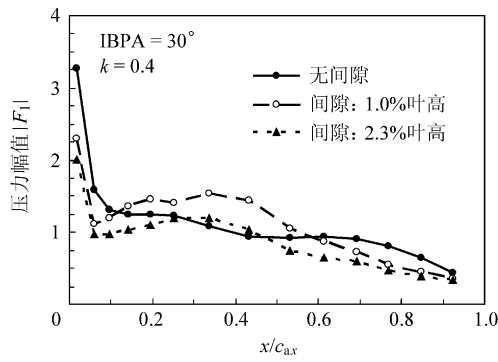


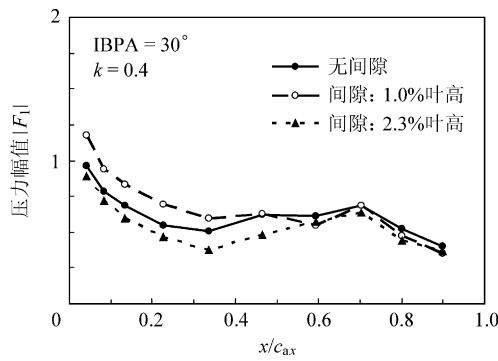
图 6 3 种间隙设置下整体气动阻尼对比

Fig. 6 Comparison of overall aerodynamic dampings for three tip-clearance settings

图 7 和图 8 列出 3 种叶尖间隙下,95% 叶高处非定常压力幅值与相位角。98% 叶高处的值列在图 9 和图 10。由图 7 可以看出叶尖间隙在

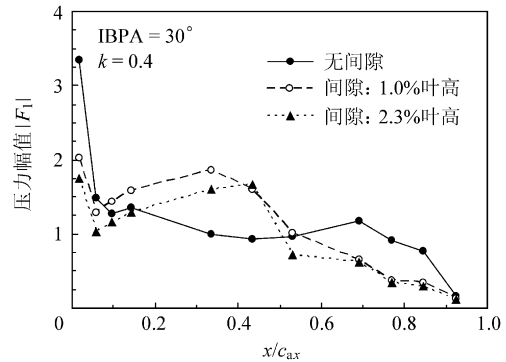


(a) 吸力面

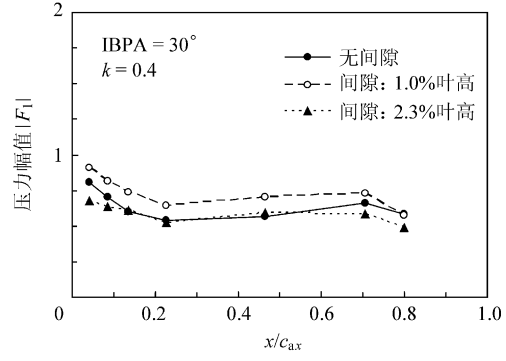


(b) 压力面

图 7 95%叶高处 3 种间隙设置下非定常压力幅值对比
Fig. 7 Comparison of amplitudes of unsteady pressures at 95% span for three tip-clearance settings

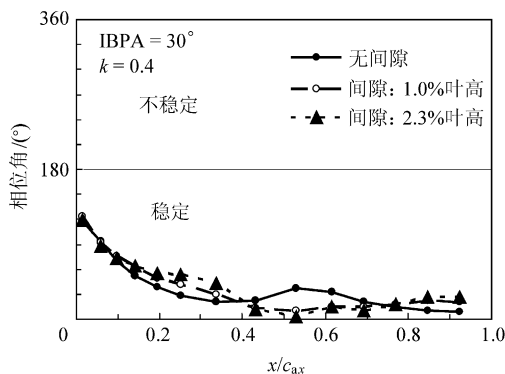


(a) 吸力面

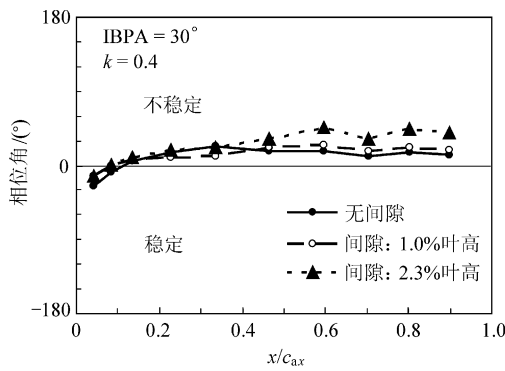


(b) 压力面

图 9 98%叶高处 3 种间隙设置下非定常压力幅值对比
Fig. 9 Comparison amplitudes of unsteady pressures at 98% span for three tip-clearance settings

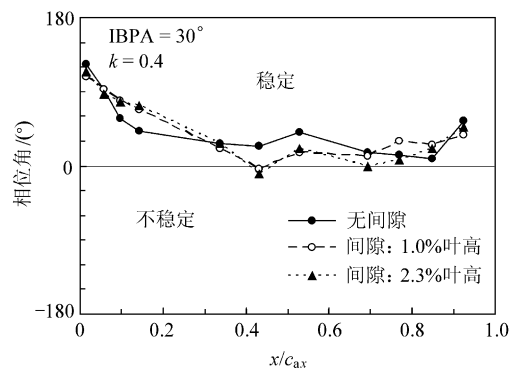


(a) 吸力面

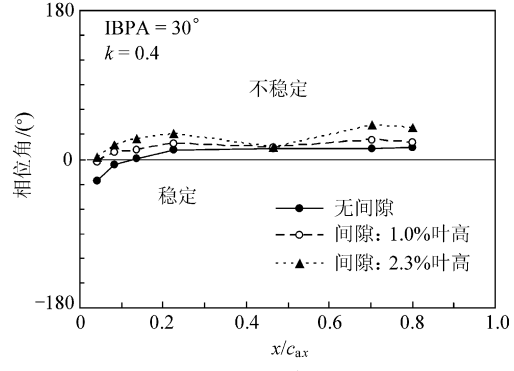


(b) 压力面

图 8 95%叶高处 3 种间隙设置下非定常压力相位角对比
Fig. 8 Comparison of phase angles of unsteady pressure at 95% span for three tip-clearance settings



(a) 吸力面



(b) 压力面

图 10 98%叶高处 3 种间隙设置下非定常压力相位角对比
Fig. 10 Comparison of phase angles of unsteady pressures at 98% span for three tip-clearance settings

95%叶高处吸力面上对非定常压力幅值有显著影响。随着间隙的增加,叶片前缘压力幅值逐渐减小。弦长影响区域随着间隙增大而增大。由图9可知弦长影响区域向叶尖方向减小。间隙流影响程度沿叶高向叶尖越来越强。对比图7和图2,非定常压力幅值在95%叶高吸力面上随间隙增加而减小的弦长区域与定常流卸载区域相对应,在98%叶高处情况相同(图9和图3)。这与文献[7]中单涡轮振动叶片试验结果相似。如图7所示间隙为2.3%叶高,非定常压力幅值与无间隙时相比减小的区域在95%叶高处达到25%弦长,然后有一段压力幅值升高区域(25%~45%弦长)。沿叶高向叶尖方向,非定常压力幅值增加的弦长区域在两种间隙下都是增加的,影响程度也是增加的(图9)。对比图7与图2,非定常压力幅值升高的区域与间隙涡流的生成相对应,尽管定常流的加载现象只能在间隙为2.3%叶高时40%弦长处才能辨别出来。这表明在叶尖区域间隙流对非定常气动响应的影 响大于其对定常流影响,这与文献[8]在跨声转子试验中观察到的现象很相似。关于95%叶高处的非定常压力相位角(图8),需要指出两点:第一,吸力面40%~70%弦长处,相对无间隙情况,有间隙时非定常相位有一个明显的减小,因此随着间隙的增加,局部气动阻尼指示这一区域越来越不稳定;第二,压力面后半部的相位角(40%~100%弦长)增加,因此,这一区域随着叶尖间隙的增加变得越来越不稳定。间隙流对95%叶高处非定常相位角的影响形式在90%叶高和98%叶高(图10)处同样存在,只是影响的弦长范围有所变化。

基于上述分析,叶尖间隙对振荡叶栅失稳的影响主要因为吸力面上非定常压力幅值的改变以及两个叶片表面上非定常压力相位角的改变。沿叶高方向,随着间隙增加,叶尖间隙对失稳的影响越来越显著。

为了揭示最小气动阻尼条件下,叶尖间隙对非定常气动响应的影 响沿叶高的分布情况,图11列出局部气动阻尼在最大间隙时沿叶高分布与无间隙时对比。选取分别对应于整体气动阻尼最小值和最大值的两个叶片间相位角。注意到,叶尖间隙对非定常气动响应的影 响不只存在叶尖区域。这是因为非定常流径向瞬态相互作用的三维特性,尽管叶尖部位受影响的程度比较显著。在叶栅稳定性最差时($IBPA = 30^\circ$),随着间隙从无

增加到2.3%叶高,局部气动阻尼在90%~95%叶高处减少了大约45%。

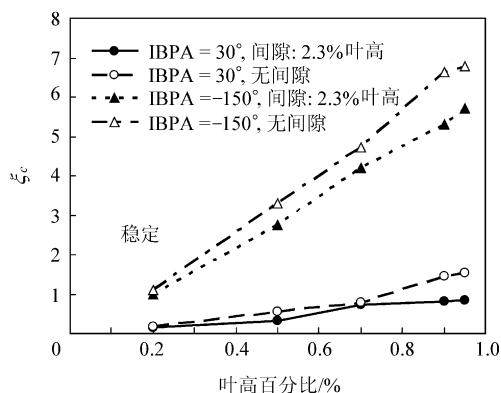


图11 无叶尖间隙与有叶尖间隙时局部气动阻尼沿叶高对比

Fig. 11 Comparison of spanwise local aero-damping coefficients with and without tip-clearance

5 结 论

阐述了叶尖间隙对振荡叶栅气弹稳定性的影响。试验结果表明间隙流在所有叶片间相位角下对振荡叶栅有失稳影响,在叶栅稳定性最差时影响最显著。详细的非定常压力结果表明,气动阻尼减小区域与间隙流造成的叶片表面静压卸载区域相对应。对于整个叶高间隙流都有失稳影响,在叶尖区域最显著。由这一结论可以推断,不考虑叶尖间隙的数值模拟模型可能会给出过稳定的叶片颤振预测。

本试验件是刚体结构,叶片振动幅值沿叶高是线性分布的。但叶轮机中真实叶片是弹性的,其一阶弯曲振型在叶尖处会有相对大得多的变形(因此具有大得多的局部模态阻尼功)。可以推断对于真实叶片,间隙流对整体气动阻尼的影 响比在本试验中观察到的大得多。

真实压气机叶片的叶尖部位横截面厚度比本试验中等厚度叶片要薄得多,在叶尖处会产生更高的压力梯度来驱动间隙流,因此在真实叶尖处间隙流对叶片气弹稳定性的影 响会更显著。

致 谢

本文工作是由 Alstom/Siemens ltd UK 资助,管传递函数的测量设备及方法的运用得到了 Durham University 的 Dr. David Sims-William 的大力帮助,在此一并感谢。

参 考 文 献

- [1] Hoying D A, Tan C S, Vo H D, et al. Role of blade passage flow structures in axial compressor rotating stall inception[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 735-742.
- [2] Kang S, Hirsch C. Experimental study on the three-dimensional flow within a compressor cascade with tip clearance: Part 1-velocity and pressure fields[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 435-443.
- [3] Pandya A, Lakshminarayana B. Investigation of the tip clearance flow inside and at the exit of a compressor rotor passage-Part 1: mean velocity field[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(1): 1-12.
- [4] Watanabe T, Kaji S. Experimental study on unsteady aerodynamic characteristics of an oscillating cascade with tip clearance[J]. Bulletin of the JSME, 1988, 31(4): 660-667.
- [5] Yang H. 3D unsteady flow in oscillating compressor cascade[D]. Durham: University of Durham, 2004.
- [6] 杨慧,何力,王延荣. 压气机线性振荡叶栅气弹试验(一): 非定常气动响应研究[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 795-803.
Yang Hui, He Li, Wang Yanrong. Experimental study on aeroelasticity in linear oscillating compressor cascade. I. unsteady aerodynamic response [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 795-803. (in Chinese)
- [7] Storer J A, Cumpsty N A. Tip leakage flow in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(2): 252-259.
- [8] Bell D L. Three dimensional unsteady flow for an oscillating turbine blade[D]. Durham: University of Durham, 1999.
- [9] Sanders A J, Hassan K K, Rabe D C. Experimental and numerical study of stall flutter in a transonic low-aspect ratio fan blisk[R]. ASME-GT2003-38353, 2003.

作者简介:

杨慧(1970—) 女, 博士, 英国达勒姆大学博士。主要研究方向: 叶轮机气动弹性试验及数值模拟。

Tel: 13439629928

Email: huiyang_2004@sina.com

何力(1956—) 男, 教授, 英国剑桥大学博士。主要研究方向: 叶轮机械非定常气动力学及气动弹性力学。

王延荣(1965—) 男, 教授。主要研究方向: 航空发动机结构强度、振动及其可靠性。

Email: yrwang@buaa.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)