

文章编号: 1000-8055(2010)12-2650-06

轴流压气机静子叶片非定常表面压力试验

王英锋, 胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对一台单级轴流压气机静子叶片非定常表面压力进行了测量. 叶片非定常表面压力分析表明: 失速前, 叶片非定常表面压力的主要影响因素为相邻叶排叶片的尾迹和势扰动, 叶片非定常表面压力及气动力波动的幅值大小取决于压气机的总压升, 主导频率为叶片通过频率及其倍频(主要为 2 倍频和 3 倍频), 其频率是转子转动频率的整数倍; 失速后, 叶片非定常表面压力的主要影响因素转变为旋转失速团, 主导频率为失速团频率, 其频率小于转子转动频率.

关 键 词: 叶轮机; 非定常气动力; 动态测量; 失速; 尾迹; 势扰动

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental research on unsteady blade surface pressure of axial compressor

WANG Ying-feng, HU Jun

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The unsteady surface pressure on stator blade of an axial compressor was measured by means of mounting micro-sensors onto blades surface. The unsteady blade surface pressure was analyzed. There are different factors to play decisive roles on the unsteady surface pressure and unsteady force with the decrease of flow coefficient. Before stall, unsteady blade surface pressure depends on the wake and potential perturbation of adjacent blade row. But after stall, unsteady blade surface pressure depends on the stall cells. Before stall, maximum amplitude of unsteady blade surface pressure and unsteady force occurs at the flow coefficient of maximum total pressure rise. However, after stall, the amplitude of unsteady surface pressure and unsteady force will be much greater than at the maximum total pressure rise. On the other hand, the frequencies of unsteady surface pressure and unsteady force change with the decrease of flow coefficient. Before stall, the dominant frequencies are represented by blade-passing frequency and its harmonics, but after stall, the dominant frequencies are represented by stall cell passing frequency.

Key words: turbomachinery; unsteady aerodynamic force; dynamic measurement; stall; wake; potential perturbation

为了支持航空燃气涡轮发动机技术的发展, 风扇/压气机的负荷越来越高, 这就对其可靠性提出了更高的要求^[1]. 然而, 高周疲劳(HCF)问题

严重制约着风扇/压气机的可靠性. 在燃气涡轮发动机中高周疲劳引发的事故约占总事故的 10%~40%. 美国空军的专门报告指出在过去 30

收稿日期: 2009-11-17; 修订日期: 2010-03-22

作者简介: 王英锋(1977—), 男, 河南濮阳人, 讲师, 博士, 主要从事叶轮机气动力学及航空发动机稳定性等方向的研究.

年中美国空军发生的几百次 A 类事故主要诱因就是高周疲劳^[2], 在民机维修费中 5% 是由高周疲劳引起的。

叶轮机械的高周疲劳与叶片受到的非定常气动力关系密切。叶轮机械转静叶排交替排列的结构特征决定了叶轮机械内存在复杂的非定常流动, 如位势干扰、尾迹、通道涡、叶尖间隙泄露涡、气流分离以及旋转失速和喘振等。非定常流动对叶片的作用使得叶片不得不承受非定常的气动力^[3-4]。旋转失速和喘振等不稳定流态对叶轮机结构强度的巨大危害早已被人们所认识, 而在长期的研究过程中, 人们也已经认识到上游叶片尾迹、上游叶排和下游叶排的势扰动等非定常流动产生的非定常气动力对叶片疲劳寿命有重要影响。可以说, 不确定非定常流动产生的非定常气动力, 就不能确定叶片的疲劳寿命; 不了解非定常气动力随各种非定常流动现象变化的规律就不能减小非定常气动力、提高叶片疲劳寿命。

叶轮机械非定常流动及非定常气动力问题已经引起不少学者的关注。Gallus 等^[5] 试验研究了尾迹和势流的相互影响。Hsu 等通过改变前后两排转子叶片的时序降低了静子叶片非定常气动负荷^[6]。Miller 等学者开展了叶轮机械中涡和势扰动本质及其影响的试验及数值计算研究^[7]。此外, 国内的一些学者进行了叶排间相互干扰引起的气动噪声和非定常流动损失^[8]、基于转静干涉效应的叶轮机非定常流型^[9]、转静干涉引起的叶片非定常气动负荷^[10-12]以及转静干涉的非定常流场数值计算等方面的研究^[13]。

本文依据一个单级低速轴流压气机静子叶片非定常表面压力测量的结果, 分析了全流量范围内静子叶片非定常表面压力的变化。

1 试验方法介绍

本文的试验是在南京航空航天大学单级低速轴流压气机试验器上进行的。

为了研究静子叶片的非定常气动力, 在静子叶片近叶尖(T, 90%叶高)、中径(M, 50%叶高)、近叶根(H, 10%叶高)3个截面上, 在吸力面和压力面各埋入了5个美国 Kulite 公司的小尺寸扁平式低量程的绝压式动态压力传感器(LQ-125-5A)。测点截面的位置避开了机匣、轮毂的附面层及径向间隙泄漏涡的影响。

各测点沿叶型表面的曲线坐标位置列于表1中, 其中 l_p 和 l_s 分别为叶盆和叶背的弧长。图1

显示了传感器埋设示意图。

表 1 叶型表面静压测点位置

Table 1 Positions for mounting sensors

测点序号	叶盆/% ($l_p = 141 \text{ mm}$)	叶背/% ($l_s = 144 \text{ mm}$)
1	10	10
2	18	18
3	29	29
4	65	65
5	81.5	81.5

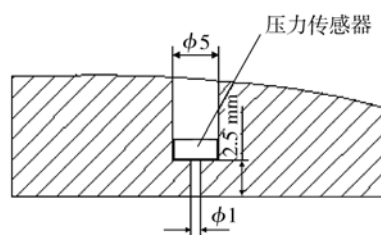


图 1 传感器埋设示意图

Fig. 1 Sketch of sensor-burying

所采用的轴流压气机试验器和动态压力测量设备在文献[11-12]中有更详细的介绍。

在试验中测量了全流量范围的静子叶片非定常表面压力分布, 并通过离散傅里叶变换对静子叶片非定常表面压力进行了频谱分析, 进而分析了叶片非定常表面压力的大小和频谱随工况变化的规律。

2 压气机等转速特性

图2显示了转速为1000 r/min时压气机的等转速特性。等转速特性用流量系数(Φ)和压升系数(Ψ)表示。图中显示了总压升系数(Ψ_t)和静压升系数(Ψ_{st})两条曲线。

流量系数定义为

$$\Phi = \frac{C_a}{U_m}$$

总压升系数定义为

$$\Psi_t = \frac{p_{t2} - p_0}{\frac{1}{2} \rho U_m^2}$$

静压升系数定义为

$$\Psi_{st} = \frac{p_s - p_0}{\frac{1}{2} \rho U_m^2}$$

其中 C_a 为压气机进口气流轴向速度, U_m 为压气

机转子叶片中径处的线速度, p_s 为压气机出口静压; p_{t2} 为压气机出口总压; p_0 为压气机进口总压.

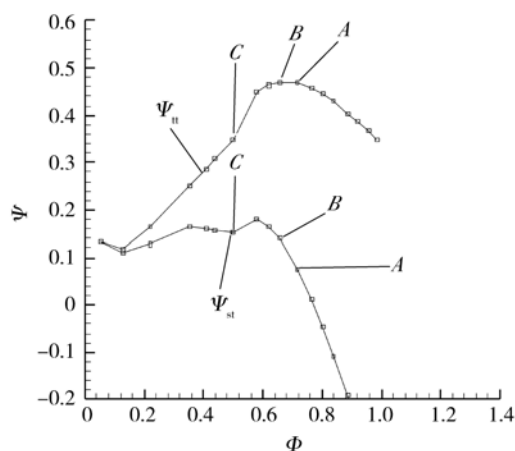


图 2 压气机等转速特性(1000 r/min)

Fig. 2 Compressor performance (1000 r/min)

由图 2 可知,随着流量系数的减小,总压升特性线先上升;到最大总压升点(B点)后,失速之前,再减小流量,总压升会降低;失速后,总压升随流量的减小降低很快.而静压升则不同,在失速前,随流量系数的减小,静压升一直在上升;直到失速后,静压升才随流量的进一步减小有所下降.

值得注意的是,A点和B点的总压升很接近,但静压升却差别较大.说明流量系数减小到A点后,由于攻角已经较大,开始产生较大的分离,做功率下降,总压升难以进一步提高;但是,随着流量的减小,动压减小较多,因而静压升还会继续升高到失速点.

3 叶片非定常表面压力分析

叶片气动力是叶片表面压力的积分,叶片气动力随叶轮机工况的变化取决于叶片表面压力的变化.因此,分析叶片表面压力波动特征以及不同工况下叶片表面压力波动的差别是推断叶片非定常气动力的特征及变化规律的重要途径.由于本文试验所采用的低速压气机径向流动微弱,所测量的近叶尖、中径和近叶根三个截面非定常表面压力分布类似,而近叶尖截面对失速信号的反映更灵敏,因此仅以近叶尖截面为例分析全流量范围内叶片非定常表面压力的变化.

图 3 显示了流量系数 $\Phi=0.6564$ (图 2 中 B 点)时叶尖截面各测点的压力波动.图中 $P_{t1} \sim P_{t5}$ 分别表示压力面从前缘到尾缘的 5 个测点, $S_{t1} \sim S_{t5}$ 分别表示吸力面从前缘到尾缘的 5 个测点.图

4 显示了 B 点叶尖截面各测点的压力波动频谱.

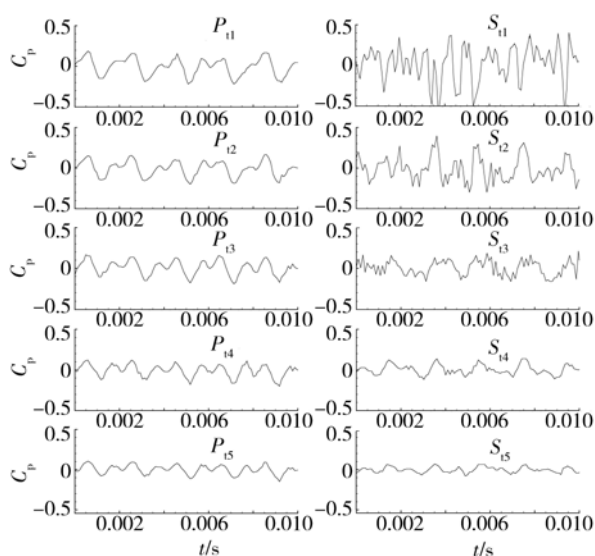


图 3 非定常压力波动(图 2 中 B 点)

Fig. 3 Unsteady pressure fluctuation (point B in Fig. 2)

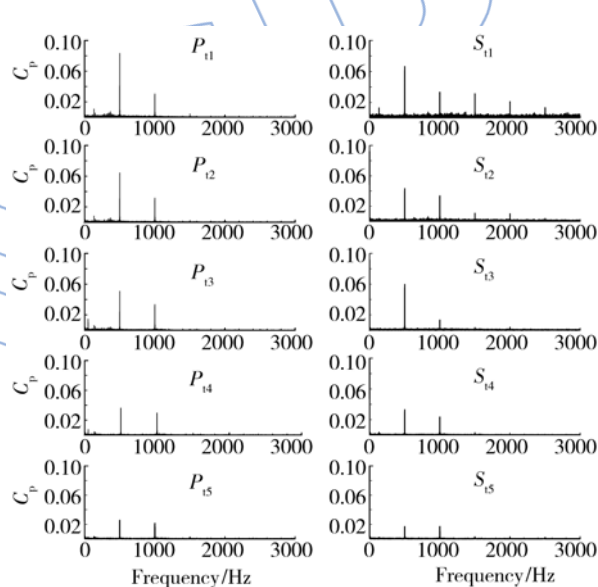


图 4 非定常压力频谱(图 2 中 B 点)

Fig. 4 Frequency spectra of unsteady pressure (point B in Fig. 2)

图 2 中 B 点的压力波动及其频谱在失速前的各工况中具有代表性.从图 3 可知,失速前,静子叶片表面的压力波动呈明显的周期性.在 0.01 s 的时间内有 5 个周期,表明静子叶片表面压力波动的频率为 500 Hz.这一波动频率与转子叶片扫过静子叶片的频率一致,表明静子叶片表面的压力波动主要受上游转子叶片的影响.由图 4 可见,各测点的非定常压力频谱中 500 Hz 的叶片通过频率(f_{bp})及其 2 倍频(1000 Hz)、3 倍频(1500 Hz)等频率的幅值显著大于其他频率,是优

势频率,其中叶片通过频率幅值最大.在失速前,上游转子叶片对下游静子流场的主要影响因素是叶片尾迹和势扰动,因此静子叶片表面压力波动的优势频率也是转子叶片通过频率(f_{bp})及其倍频^[10-12].

在较多的数据分析中发现叶片同侧的各测点压力波动随压气机工况的变化趋势大体相同,只是波动幅值的大小有所区别.如,同位于叶片压力面的 5 个测点 $P_{11} \sim P_{15}$ 压力波动曲线及其频谱随压气机流量系数的变化趋势基本一致,不同的是,自近前缘的 P_{11} 至近尾缘的 P_{15} 压力波动幅值和频谱中各阶频率的幅值都依次减小(如图 3、图 4 所示).不管是吸力面还是压力面,近前缘的测点压力波动及其频谱的变化趋势都具有代表性.下面,就以近前缘的 P_{11} 和 S_{11} 两个测点为例,分析静子叶片表面非定常压力随压气机工况的变化.

图 5 和图 6 分别显示了静子叶片叶尖截面近前缘测点 P_{11} 和 S_{11} 非定常压力频谱中前三阶频率(f_{bp} 及其 2 倍频和 3 倍频)幅值随流量系数的变化.由图 5 和图 6 可见,转子叶片通过频率(f_{bp})的分量在压气机的整个流量范围内,大多数流量系数下幅值都显著大于其 2 倍频和 3 倍频的幅值.这说明在上游叶片尾迹和势扰动产生的非定常气动力中,叶片通过频率(f_{bp})的分量占有主导地位,是叶片高周疲劳问题所需考虑的主要气动力分量.

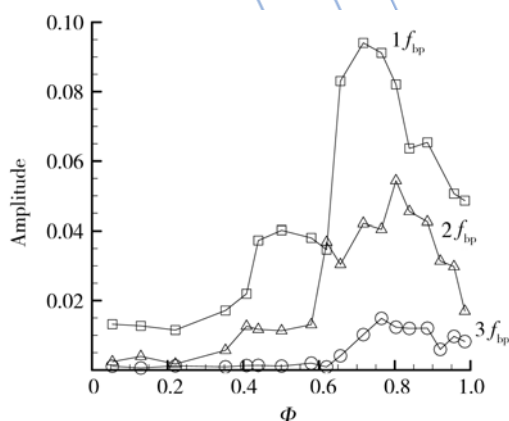


图 5 非定常表面压力前三阶幅值(P_{11})

Fig. 5 Amplitudes of different harmonics of unsteady pressure (P_{11})

另外,从图 5 可以看出,压力面测点非定常压力的 f_{bp} 分量的幅值随流量系数的减小先增大后减小,压力面测点 f_{bp} 分量的最大幅值出现在流量系数 $\Phi=0.7170$ 的工况(图 2 中 A 点).由图 6 可知,吸力面测点非定常压力的 f_{bp} 分量的幅值也随

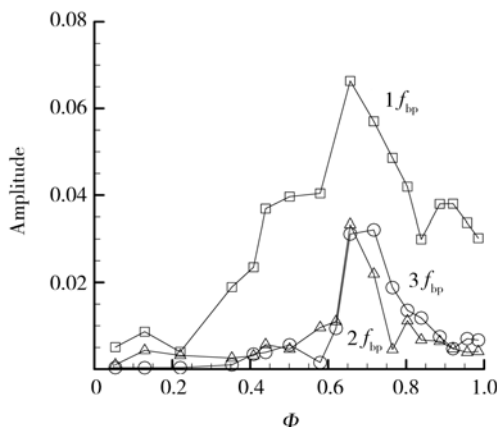


图 6 非定常表面压力前三阶幅值(S_{11})

Fig. 6 Amplitudes of different harmonics of unsteady pressure (S_{11})

流量系数的减小先增大后减小,吸力面测点 f_{bp} 分量的最大幅值出现在流量系数 $\Phi=0.6564$ 的工况(图 2 中 B 点).

不同的流量系数下,叶片的攻角也不相同,叶片表面的压力分布是随攻角变化的,因此,吸力面和压力面的非定常压力幅值并不在相同的流量系数下达到最大.但是,由图 2 可知, A 点和 B 点是等转速特性线上显示的总压升系数最大的两个工况,且总压升曲线在 A—B 段斜率几乎为零, A 点和 B 点的总压升系数几乎相等.在总压升系数最大的 A 点和 B 点压力面和吸力面非定常压力的 f_{bp} 分量幅值分别达到最大.图 2 中的总压升系数曲线在 A—B 段之外,斜率大,总压升系数随流量系数变化快,而图 5、图 6 中显示的与流量系数相对应的非定常压力 f_{bp} 分量幅值也随流量系数变化很快,即非定常压力的 f_{bp} 分量幅值随总压升系数的下降而迅速下降.这意味着,上游叶片的尾迹和势扰动所产生的非定常叶片气动力的大小取决于总压升,总压升最大的工况非定常叶片气动力也最大.因此,在预估叶片的疲劳寿命时,压气机失速前的非定常叶片气动力如果按照最大总压升的工况计算则可以得到偏于安全的预估寿命.

失速前,叶片通过频率(f_{bp})的分量是主要的非定常气动力分量.但是,并非在全流量范围内都是如此.图 5、图 6 中显示,压气机失速后(图 2 中 C 点及 C 点左侧诸点) f_{bp} 分量幅值较小,但这并不意味着非定常气动力或非定常表面压力的波动总幅值减小,只是表示 f_{bp} 分量在非定常气动力中所占比重下降.

图 7、图 8 分别显示了流量系数 $\Phi=0.5794$

(图 2 中 C 点) 叶尖截面各测点的压力波动及其频谱。

图 2 中的 C 点是压气机失速后测量的第一个工况点。由图 7 可知, 在 C 点压力波动的周期与 B 点(见图 3)相比发生了明显的变化。C 点压力波动在 1 s 的时间内出现了 6 个周期, 即频率为 6 Hz。

图 7 显示的 C 点压力波动周期, 应为失速团通过周期。6 Hz 的失速团通过频率大约是转子转动频率的 36%。从图 8 显示的压力波动频谱中也可以看到频率远低于 f_{bp} 的失速团通过频率的非定常压力分量。图 8 显示的频谱特性图中, 失速团通过频率的幅值相对于 f_{bp} 分量的幅值已经占据明显的优势。更多的数据显示, 进入失速工况后, 随着流量继续减小, 失速团的影响逐渐增大, 而叶片尾迹和势扰动的影响逐渐减弱。

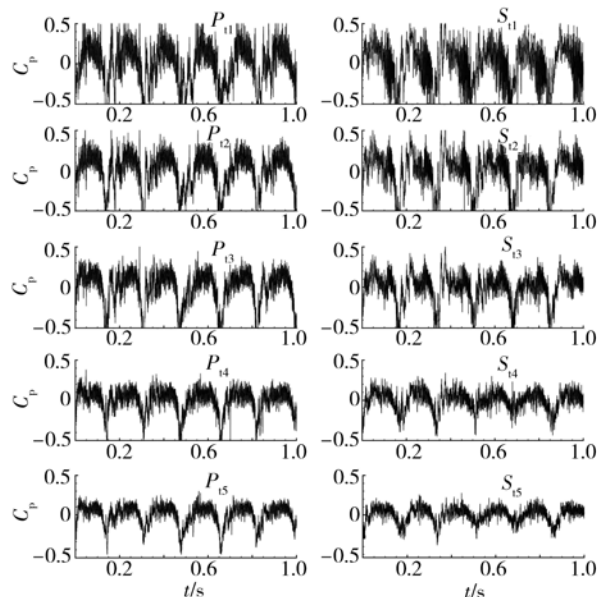


图 7 非定常压力波动(图 2 中 C 点)

Fig. 7 Unsteady pressure fluctuation (point C in Fig. 2)

图 9 和图 10 分别显示了压力面测点 P_{t1} 和吸力面测点 S_{t1} 非定常压力波动幅值随流量系数的变化。由图 9 和图 10 可知, 在整个流量范围内, 非定常压力波动幅值最大的工况并不在最大压升点(图 2 中 A, B 点), 而是在失速后的某点。在进入失速后, 一直到压力波动幅值达到最大值, 压力波动的幅值随流量系数的减小而增大。在非定常压力波动幅值达到最大之后, 再减小流量, 压力波动幅值开始减小, 这可能是因为流过的气体量过少, 不足以维持大的气动力。

从图 5 和图 6 来看, 最大压力波动幅值点的

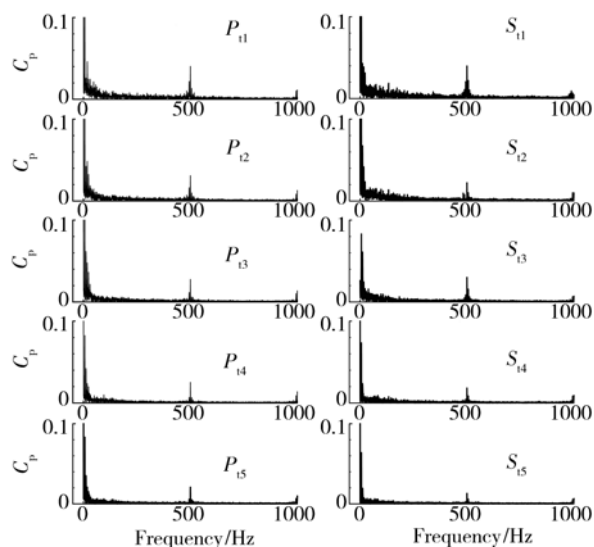


图 8 非定常压力频谱(图 2 中 C 点)

Fig. 8 Frequency spectra of unsteady pressure (point C in Fig. 2)

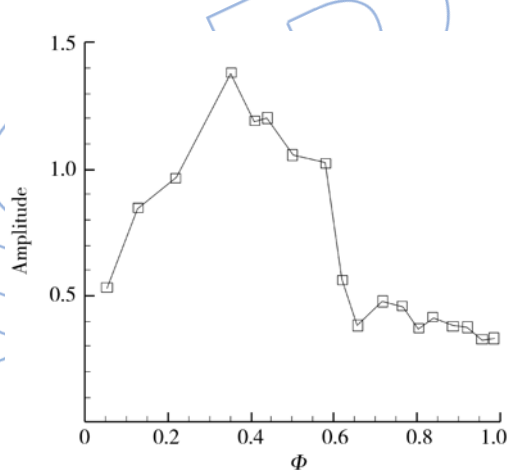


图 9 非定常压力波动幅值(P_{t1})

Fig. 9 Amplitudes of unsteady pressure fluctuations (P_{t1})

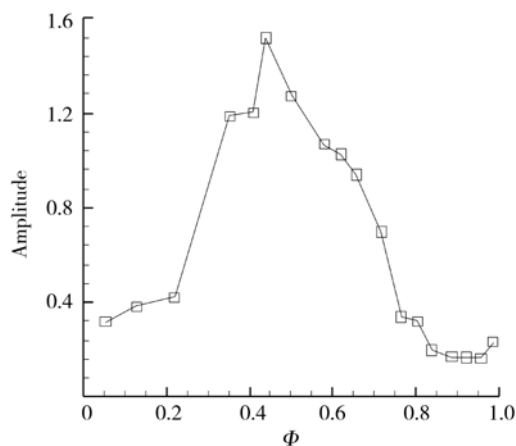


图 10 非定常压力波动幅值(S_{t1})

Fig. 10 Amplitudes of unsteady pressure fluctuations (S_{t1})

压力波动 f_{bp} 分量幅值不足最大压升点(A, B点)的一半;但是,从图9和图10来看,最大压力波动幅值是最大压升点压力波动幅值的两倍多.这说明失速后,失速团产生的非定常压力波动远大于失速前叶片的尾迹和势扰动产生的非定常压力波动.这意味着失速后叶片要承受比失速前大得多的非定常气动力,从而使得叶片的疲劳寿命大大降低.

4 结 论

本文在一台单级轴流压气机静子叶片非定常表面压力测量的基础上,分析了全流量范围内静子叶片非定常表面压力的变化.试验结果分析表明:

1) 不同工况下,决定叶片非定常表面压力及气动力的主要因素不同.失速前,叶片非定常表面压力的主要影响因素为相邻叶排叶片的尾迹和势扰动;失速后,叶片非定常表面压力的主要影响因素转变为旋转失速团.

2) 失速前,在尾迹和势扰动的影响下,叶片非定常表面压力及气动力波动的幅值大小取决于压气机(或压气机级)的总压升.

3) 从幅值大小来看,失速后叶片非定常表面压力及气动力波动的幅值远大于失速前的最大值.从频谱来看,失速后叶片非定常表面压力的主导频率为失速团频率,其频率小于转子转动频率;而失速前的主导频率为叶片通过频率及其倍频(主要为2倍频和3倍频),其频率是转子转动频率的整数倍.

参考文献:

- [1] Wallace R M, Tech V, King R S, et al. Assessing fan and compressor blade HCF sensitivity to non-uniform inlet flows[R]. ASME Paper GT-2004-54264, 2004.
- [2] 陈矛章. 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] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor: Part I—Unsteady boundary layer development[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126(1): 35-44.
- [4] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor: Part II—Unsteady profile pressure distribution and blade forces[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126(1): 45-51.
- [5] Gallus H E, Groillus H, Lamberz J. The influence of blade number ratio and blade row spacing on axial-flow compressor stator blade dynamic load and stage sound pressure level[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104: 633-641.
- [6] Hsu S T, Wo A M. Reduction of unsteady blade loading by beneficial use of vortical and potential disturbances in an axial compressor with rotor clocking[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 705-713.
- [7] Miller R J, Moss R W, Ainsworth R W, et al. Time-resolved vane-rotor interaction in a high-pressure turbine stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 1-13.
- [8] 罗俊, 李晓东. 转子/静子干涉气动声学反问题研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 279-282.
LUO Jun, LI Xiaodong. An inverse aeroacoustic problem on rotor stator interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 279-282. (in Chinese)
- [9] 周盛, 侯安平, 弓志强, 等. 关于轴流压气机的非定常两代流型[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 1-7.
ZHOU Sheng, HOU Anping, GONG Zhiqiang, et al. Two generations of unsteady flow type for axial compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 1-7. (in Chinese)
- [10] 胡骏, 汤国才, 于再. 动叶尾迹对静子非定常气动性能影响的研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 387-392.
HU Jun, TANG Guocai, YU Zai. An experimental investigation on compressor rotor-stator interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 387-392. (in Chinese)
- [11] 王英锋, 胡骏, 罗标能, 等. 上游叶片尾迹对转子叶片非定常表面压力频谱特性影响的研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 693-699.
WANG Yingfeng, HU Jun, LUO Biaoeng, et al. Effects of the up-stream blade wakes on the spectrum of rotor blade unsteady surface pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 693-699. (in Chinese)
- [12] 王英锋. 轴流压气机叶片非定常表面压力及气动力的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
WANG Yingfeng. Research on unsteady blade surface pressure and aerodynamic blade forces of axial compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [13] 邓向阳, 张宏武, 黄伟光. 低速轴流压气机中前后静叶对动叶顶部区域流动的影响[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 535-539.
DENG Xiangyang, ZHANG Hongwu, HUANG Weiguang. Effects of upstream and downstream stators on rotor tip flow in a low-speed axial compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 535-539. (in Chinese)