

小尺寸多级轴流压气机级间干扰现象试验

贺 象¹, 马宏伟², 银越千¹, 单晓明¹

(1. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所

中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对某小尺寸多级轴流压气机, 利用 Kulite 动态压力传感器以及高频压力探针, 测量不同转速下转子叶顶动态静压分布以及级间流场, 并对测得的动态压力信号进行分析, 研究多级压气机转/静干扰作用。结果表明: 高转速下, 首级转子叶顶测得的流场能够反映典型的超声叶栅流动特征, 多级压气机存在的级间干扰作用只影响到首级转子出口流场; 中等转速下, 级间干扰作用非常显著, 影响到首级转子进口, 并随压气机节流级间扰动强度增大。对这些级间扰动的对应频率进行模态分析, 从而获得了非定常级间扰动的传播速度和模态数。

关 键 词: 多级轴流压气机; 超声叶栅流动; 动态压力测量; 级间干扰; 模态分析

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Experiment of rotor-stator interaction behaviors in a small multi-stage axial compressor

HE Xiang¹, MA Hongwei², YIN Yueqian¹, SHAN Xiaoming¹

(1. Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine,

Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine

Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The dynamic pressure signals were measured and analyzed by the Kulite transducers and the fast response pressure probes to investigate the rotor-stator interaction phenomenon in small multistage axial compressor. Results indicated that, at higher rotor speed, the 1st rotor tip flow-field agreed well with the typical supersonic-cascade flow features, and only the flow-field at the 1st rotor trailing-edge was disturbed by the rotor-stator interactions. However, at lower rotor speed, the rotor-stator interaction obviously increased in intensity and appeared at the 1st rotor leading-edge with the compressor throttling. Modal analysis was carried out for these frequency components of rotor-stator interactions, and then the propagation speed and modal number were obtained finally.

收稿日期: 2020-04-13

基金项目: 国家自然科学基金(51776011); 国家科技重大专项(2017-IV-0016-0068)

作者简介: 贺象(1984—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式: 贺象, 马宏伟, 银越千, 等. 小尺寸多级轴流压气机级间干扰现象试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(11): 2378-2384. HE Xiang, MA Hongwei, YIN Yueqian, et al. Experiment of rotor-stator interaction behaviors in a small multi-stage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2378-2384.

Key words: multistage axial-compressor; supersonic cascade flow; dynamic pressure measurement; rotor-stator interaction; modal analysis

叶轮机内转子相对于静子运动会造成流场的周向非均匀和流动的非定常性,即级间干扰现象。转/静干扰问题对压气机气动性能存在很大的影响,另外,转/静干扰所形成的非定常气动力也是叶片强迫振动的重要激励源。因此,通过试验研究多级压气机内转/静干扰问题,对于提高压气机气动性能和可靠性具有重要意义。

国外,从 20 世纪 80 年代就开始研究转/静干扰非定常流动问题。文献[1-2]关注于非定常尾迹对下游叶片层流边界层转捩的影响。文献[3]试验测量研究了尾迹在通道中衰减及其对下游流场的影响。文献[4-6]试验测量了压气机上游尾迹数量以及轴向间距对压气机级性能的影响,结合试验和数值模拟研究了跨声压气机上游尾迹与转子通道激波干扰现象。另外,文献[7-12]针对高速单级轴流、离心和多级轴流压气机在级间周向密布动态压力传感器,对周向测量的转/静间非定常压力信号进行模态分析,研究表明在压气机的不同轴向位置均存在不同模态数的、具有对应周向传播速度的、具有时空特征的高阶扰动,其模态数与转子和静子叶片数成代数关系。文献[13]观察到类似的高阶扰动,测量结果还表明上游静子叶片尾迹与转子叶尖泄漏存在明显的非定常干扰现象,Mailach 等^[14]采用激光多普勒测速仪(LDV)针对这一现象进行了系统深入的试验研究。

在国内,早期文献[15]针对转/静干扰现象也进行了一些数值模拟研究。随后,针对时序效应机理问题^[16]、尾迹和位势作用对动静叶表面气动负荷的影响^[17-18]、轴向间隙对压气机气动性能的影响^[19-20]、离心压气机扩压器对叶轮的势作用^[21]等转/静干扰问题进行了深入研究,获得了大量的学术成果。与国外相关研究相比,国内针对转/静干扰问题的众多成果仍停留在单级、低速、数值模拟层面,而针对跨声多级、工程验证层面的航空压气机内转/静干扰问题的研究鲜有报道。

因此,本文结合转子叶顶动态静压场测量和级间动态压力测量,在某小尺寸多级轴流压气机上针对转/静干扰问题进行试验研究,测量不同转速下级间转/静干扰流场,并进一步分析了转/静干扰模态特征。

1 试验装置及测量方案

试验在某小尺寸跨声速 3 级轴流压气机上进行,图 1 为该压气机子午面示意图以及试验测量布置,图中 IGV 为进口导叶、R1/S1 为第 1 级转子/静子、R2/S2 为第 2 级转子/静子、R3/S3 为第 3 级转子/静子。该压气机为某 7 级核心压气机前 3 级,3 排静叶可调,流量 10~20 kg/s,采用了等中径流道的高负荷设计,第 1 级为全超声设计,并且采用大展弦比紧凑型设计。在第 1 级转子叶顶,沿弦向平齐布置 7 支 Kulite 动态压力传感器,测量转子叶顶壁面动态压力,测点代号用 Ps1-Ps7 表示。2 支高频探针(Probe a 为单孔圆柱探针感受气流偏转,Probe b 为单孔楔形探针感受气流俯仰)插入第 3 级转子出口,安装在高精度位移机构上,可以控制探针沿探针轴线径向移动以及转动,其线误差小于 0.01 mm,角度误差小于 0.1°。2 支探针周向相位相差 60°。

采用德维创高速数据采集系统连续采集测量的动态压力信号,采样速率 1 MHz,同步记录转速信号以及锁相信号,锁相信号由安装在轴端的转速器提供,每转产生一个脉冲。

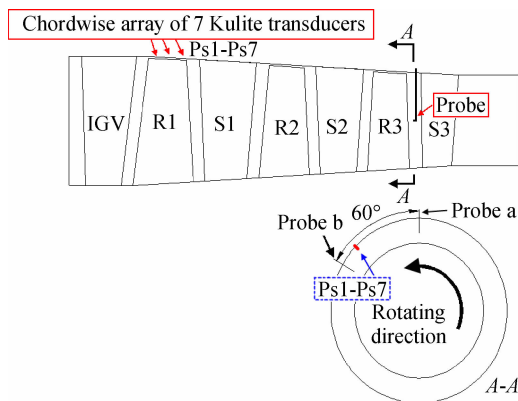


图 1 某多级压气机测量布置

Fig. 1 Layout of measurement in a multistage compressor

2 不同转速下小尺寸跨声压气机级间流动特征

2.1 高转速下跨声压气机级间流动特征

压气机稳定在某高转速下,测量了堵塞点、中间点以及最高效率点等多个工况的首级转子叶顶

和第 3 级转子出口的动态压力信号。

图 2 给出了 3 个工况下首级转子叶顶端壁无量纲动态静压分布。无量纲静压定义为 $C_{ps} = p_s / (\rho U_{tip}^2 / 2)$, p_s 为测量动态静压, ρ 为大气密度, U_{tip} 为叶尖切线速度。从图中可以非常清晰的分辨出每个叶片通道, 叶顶主要流动特征是: ①沿流向静压增大; ②表征叶顶位置的压力面与吸力面的压力梯度非常显著; ③在叶片前缘吸力面附近位置, 叶尖泄漏涡 (TLV) 形成的低静压区也比较明显。图 2 中标识的 SS 表示吸力面, PS 表示压力面, LE 表示前缘, TE 表示尾缘。

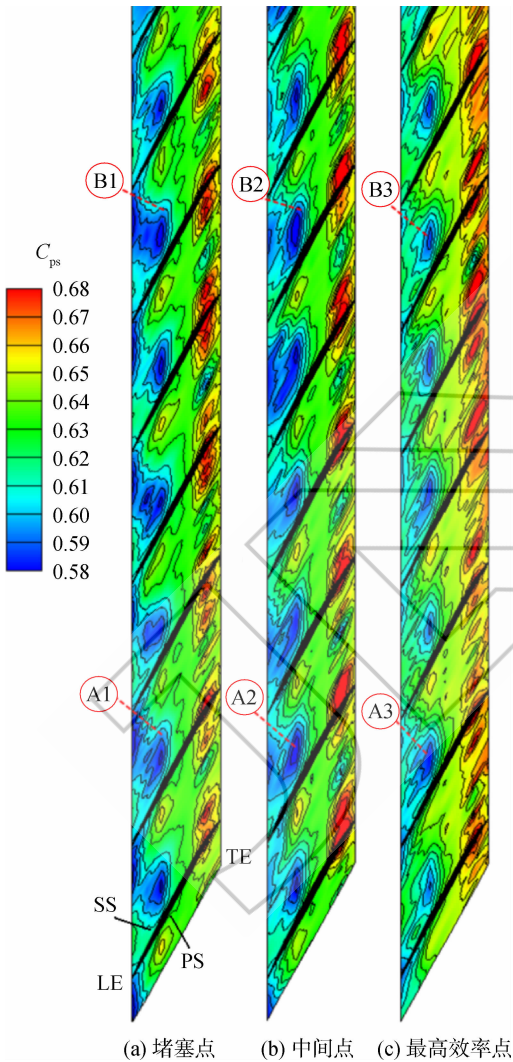


图 2 高转速下首级转子叶顶动态静压分布
Fig. 2 Dynamic pressure distribution of 1st rotor tip casing at higher rotor speed condition

压气机首级转子叶顶存在通道激波, 这在试验测量的动态端壁静压系数分布中可以清晰地观察到, 如图 2 中字母“A1”~“A3”和“B1”~“B3”所标识的红色虚线位置。波前静压较低, 波后静

压较大, 激波所在位置静压升梯度非常明显。比较“B1”、“B2”和“B3”可知, 随着压气机沿等速线节流逼近喘振边界, 通道激波的位置向上游移动。这种趋势也可以从图 3 所示的数值模拟结果中看到, 数值模拟显示叶片通道存在叶片前缘斜激波和槽道正激波 (NSW), 随压气机节流正激波向通道上游移动, 与斜激波 (OSW) 趋于融合; 由于动态压力传感器空间分辨率的不足 (弦向只布置了 7 个传感器), 试验捕捉到的激波结构的静压梯度并没有数值模拟显著, 试验测得的激波结构是斜激波和正激波的综合结果。另外, 图 2 中还可以观察到另一个重要特征, 在静压较高的通道 67% 弦长 (67% C) 至尾缘位置, 存在比较明显压力扰动, 在最高效率率点这种扰动更显著。

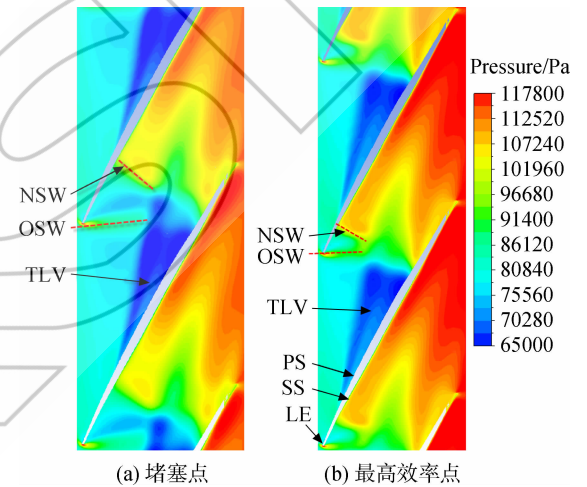


图 3 数值模拟获得的某高转速下首级转子叶顶静压分布
Fig. 3 Pressure distribution of 1st rotor tip casing at higher rotor speed condition obtained from numerical simulation

为了进一步分析这些扰动特征, 对动态信号进行快速傅里叶变换分析 (FFT), 获得动态信号的频谱图, 如图 4 所示。为了便于分析说明, 对该频谱图以及下文的其他频谱图中的频率分量简要说明如下: 第 1 排、第 2 排和第 3 排转子叶片通过频率 (BPF) 分别用 f_{R1} 、 f_{R2} 和 f_{R3} 表示, 第 1 排转子 2 倍和 3 倍 BPF 分别用 $2f_{R1}$ 和 $3f_{R1}$ 表示, 其他倍频依次类推不再赘述。

如图 4(a) 所示, 在前缘和 33% 弦长位置, 表示首级转子叶片通过频率的 f_{R1} 幅值最高。如图 4(b) 所示, 在尾缘位置, f_{R1} 幅值最大, 但是明显比 33% 弦长位置幅值小, 这主要由于其他频率分量幅值的增长; $2f_{R1}$ 和 $3f_{R1}$ 幅值也比较明显; 另外, 还存在幅值水平相对较低的 $f_{R1} + f_{R2}$ 和 $2f_{R1} + f_{R2}$,

这两个频率均是 f_{R1} 与 f_{R2} 的叠加频率。

图 5 给出了最高效率点第 3 级转子出口探针测量信号的频谱,第 3 级转子叶片通过频率 f_{R3} 是幅值最大的频率,其次是 f_{R2} , f_{R1} 很难从图中分辨出来,频率 $f_{R3}-f_{R2}$ 为 f_{R3} 和 f_{R2} 的叠加频率。

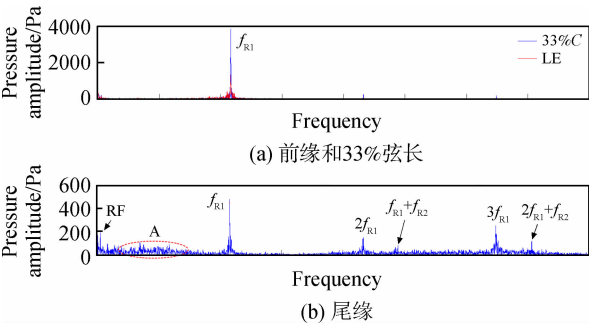


图 4 高转速下最高效率点首级转子叶顶信号频谱
Fig. 4 Frequency spectrums of 1st rotor tip dynamic pressure signal at peak efficiency point of the higher rotor speed condition

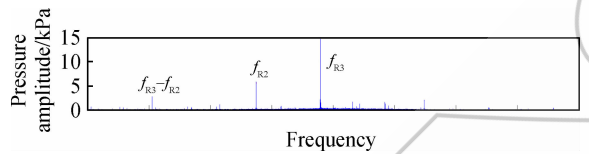


图 5 高转速下最高效率点在第 3 级转子出口动态测量信号频谱
Fig. 5 Frequency spectrum of dynamic pressure signal from the 3rd rotor outlet at peak efficiency point of the higher rotor speed condition

综上所述,首级转子尾缘位置出现的 $f_{R1}+f_{R2}$ 和 $2f_{R1}+f_{R2}$ 是由第 1 级和第 2 级转子相互干扰形成的叠加频率,即级间干扰调制出的扰动频率。在第 3 级转子出口,也可观察到由级间干扰形成的叠加频率 $f_{R3}-f_{R2}$ 。与转子叶片通过频率相比,这些扰动频率分量的幅值并不显著,表明级间干扰强度相对较弱。

2.2 部分转速下跨声压气机级间流动特征

压气机稳定在某中等转速下,在堵塞点、多个中间工况点以及最高效率点进行试验测量。图 6 给出了堵塞点、中间工况点和最高效率点 3 个工况下的首级转子叶顶端壁动态静压系数分布。除了堵塞点叶片位置能够确定转子通道范围之外,由于流动受到级间干扰的影响,中间工况点和最高效率点测得的动态静压流场扰动显著,叶片位置与转子通道完全错位。

图 7 给出了堵塞点和最高效率点的首级转子

叶顶前缘位置和 33%弦长位置信号的频谱分布。图 7(a)所示,最显著的频率分量为第 1 级转子叶片通过频率 f_{R1} ,其次可观察到第 2 级转子叶片通过频率为 f_{R2} ,表明第 2 级转子的位势作用已经影响到 33%弦长位置;而如图 4(a)所示,在高转速的堵塞点前缘和 33%弦长位置观察不到 f_{R2} 。如图 7(b)所示,在最高效率点,在 33%弦长

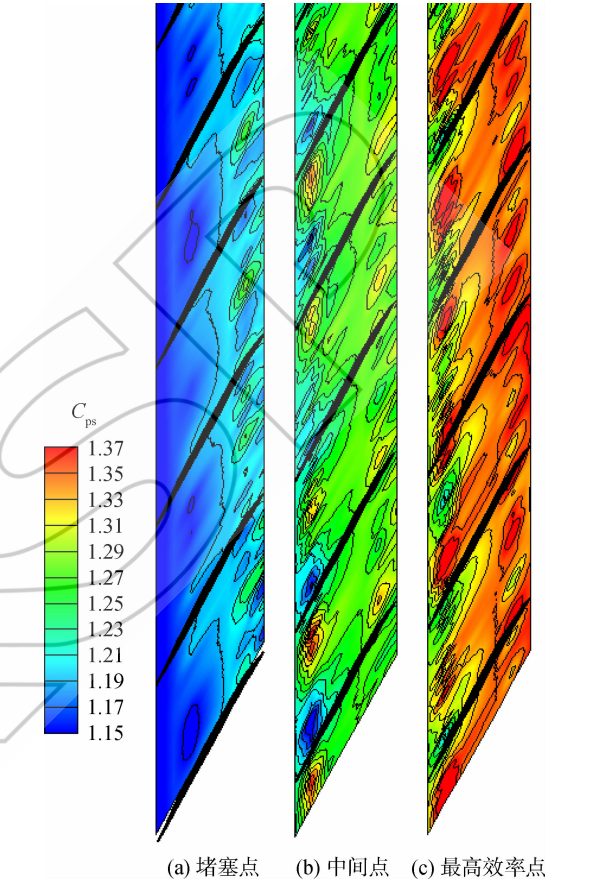


图 6 中等转速首级转子叶顶动态静压分布
Fig. 6 Dynamic pressure distribution of 1st rotor tip casing at mid rotor speed condition

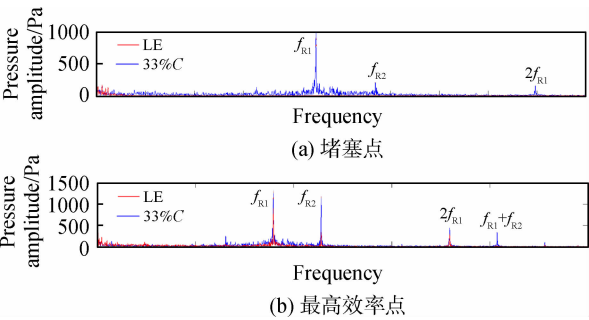


图 7 中转速下,首级转子叶顶前缘和 33%弦长位置信号频谱
Fig. 7 Frequency spectrums of 1st rotor tip dynamic pressure signal of the leading-edge and 33% chord at the mid rotor speed condition

位置,与图 7(a)堵塞点相比 f_{R2} 的影响显著增大,其幅值水平几乎与 f_{R1} 相同。另外, $2f_{R1}$ 幅值也有所增大,第 1 级和第 2 级转子级间干扰形成的叠加频率 $f_{R1} + f_{R2}$ 也可清晰地分辨出来。对比图 7(a)和图 7(b)可知,最显著的区别在于 f_{R2} 幅值大小,在中间工况点和最高效率点 f_{R2} 和 f_{R1} 幅值大小几乎相同。

图 8 给出了堵塞点和最高效率点转子叶顶尾缘信号的频谱,幅值较大的频率分量比图 7 所示的前缘位置丰富。图 8(a)所示, f_{R1} 和 f_{R2} 的幅值不是最显著的,级间干扰形成的叠加频率 $2f_{R1} + f_{R2}$ 的幅值水平超过 f_{R1} ,这种情况并没出现高速情况(图 4(b))。另外, $2f_{R1}$ 、 $4f_{R1}$ 、叠加频率 $3f_{R1} + f_{R2}$ 以及 $4f_{R1} + f_{R2}$ 也具有较高的幅值水平。其他叠加频率的幅值相对较小,比如 $2f_{R1} - f_{R2}$ 。

如图 8(b)所示,在最高效率点,在 83% 弦长位置, $2f_{R1}$ 、叠加频率 $2f_{R1} + f_{R2}$ 和 $f_{R1} + f_{R2}$ 的幅值大小与 f_{R1} 相差不大。在尾缘位置,出现字母“A”所标出的类似于旋转不稳定性“RI”的宽带频谱分布,这可能是叶顶非定常泄漏涡失稳造成的或者叶顶出现非定常分离现象,幅值较高的频率分量集中分布在小于 f_{R1} 的频带范围,如 $f_{R2} - f_{R1}$ 、 $f_{R3} - f_{R2}$ 和 $2f_{R1} - f_{R2}$ 。

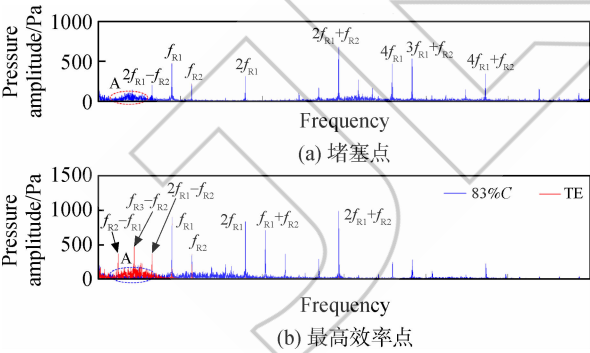


图 8 中转速下,首级转子叶顶尾缘位置信号频谱
Fig. 8 Frequency spectrums of 1st rotor tip trailing-edge dynamic pressure signal at the mid rotor speed condition

如图 9 所示,第 3 级转子出口信号频谱上的叠加频率分量也非常丰富,特别是最高效率点。除了 f_{R3} 之外,叠加频率 $f_{R3} - f_{R2}$ 、 $2f_{R1} - f_{R2}$ 、 $3f_{R2} - f_{R3}$ 、 $f_{R1} + f_{R2}$ 、 $2f_{R2}$ 、 $f_{R1} + f_{R3}$ 、 $f_{R2} + f_{R3}$ 、 $2f_{R1} + f_{R2}$ 和 $2f_{R3}$ 也具有较大的幅值。

图 10 给出了通过两支高频探针的组合探针测试技术测量获得的第 3 级转子出口准三维总压

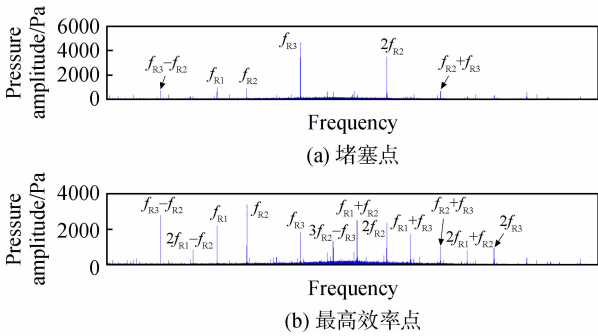


图 9 中转速下第 3 级转子出口动态压力信号频谱
Fig. 9 Frequency spectrums of dynamic pressure signal from the 3rd rotor outlet at the mid rotor speed condition

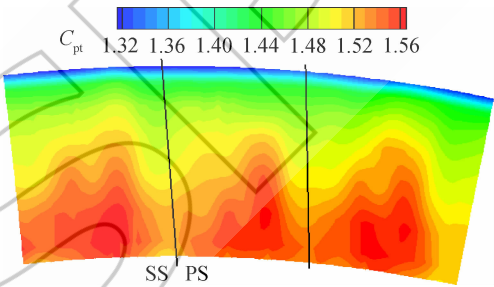


图 10 中转速下最高效率点第 3 级转子出口总压分布
Fig. 10 Total pressure distribution of the 3rd rotor outlet at the peak efficiency point of mid rotor speed condition

系数分布。总压系数定义为 $C_{pt} = p_t / p_{t0}$, p_t 为压气机测量截面总压, p_{t0} 为压气机进口测量总压。如图所示,实线标出的尾迹比较明显,比相同径向高度位置总压低。在 85% 叶高至叶顶机匣的范围内,总压明显低于下半叶高;在距离机匣 5% 叶高范围内,总压更低,叶尖流动损失很大。可见,中转速下压气机级间匹配已严重恶化。而三维数值模拟获得的第 3 级转子通道出口仍较为均匀。

综合以上分析,在中低速情况下,叶排间的干扰作用非常显著。这与中等转速下压气机匹配存在很大的关系,后面级尖区气流堵塞比较严重。中转速下,幅值较大的主要频率分量如下:①在首级转子叶顶尾缘位置,除了 f_{R1} 和 f_{R2} 幅值较大之外,中转速下叠加频率 $2f_{R1} + f_{R2}$ 的幅值最大,并且传递到第 3 级,在高速下 $2f_{R1} + f_{R2}$ 同样存在但幅值并不大,表明 $2f_{R1} + f_{R2}$ 是此压气机在第 1 级最主要的级间干扰形式;另外, $2f_{R1}$ 也是一直存在的,并且幅值并不小;②对于第 3 级,除了 f_{R2} 和 f_{R3} 幅值较大之外, $2f_{R2}$ 和 $f_{R2} + f_{R3}$ 是第 3 级级间干扰的主要形式。

3 级间干扰的模式分析

动态测量的时序信号频谱上观察到的级间干扰频率分量,反映了转子与转子之间的干扰作用(叠加频率),即时间意义上的干扰作用。实际上Courtiade 等^[10]的研究结果表明,这些叠加频率在压气机周向与上、下游静止叶排相互干扰,会形成具有稳定传播速度和模态数的沿压气机周向传播的扰动波,其中与参考位置最近的静子叶排的相互干扰最强,即 $S_{j-1} - R_{j-1}$ (转/静干扰)、 $R_j R_{j-1} - S_{j-1}$ (转-转/静干扰)和 $n \times R_j - S_j$ ($n \times$ 转/静干扰)3 种主要形式。

Courtiade 等^[10,22]发展了级间干扰的模式分解方法,模态数和传播速度可用式(1)进行计算

$$\Omega_{m_\theta, m_t} = \frac{m_t}{m_\theta}, \quad m_\theta = m_t + k N_s \quad (1)$$

其中 m_θ 和 m_t 分别为空间和时间的模态数, N_s 为静子叶片数, k 为整数。

在中转速下,2R1+R2 是前面级转子之间干扰的主要形式,以此为例进行分解。2R1+R2 与第 1 级静子(S1)相互干扰所产生的扰动波应该是第 1 级最强的级间干扰形式,即 2R1+R2-S1。时间模态数为 $m_t = 2N_{R1} + N_{R2}$,根据公式(1)可进一步可计算出空间模态数,从而计算出模态传播速度。如表 1,2R1+R2 与第 1 级静子相互干扰所形成的最强的扰动波的模态数为 59,传播速度约为 2 倍转速(N_s)。其他幅值较大的频率分量可进行相同的分析,本文不必一一列出。

通过这种时空模态分析方法,解释了叶顶静压分布图中出现的由级间干扰所形成的压力扰动,并理清了每个压力扰动的模态数和传播速度,从而解释该压气机内非正常的转/静干扰现象。

表 1 首级转子出口转/静级间扰动的空间模态和传播速度

Table 1 Spatial mode and propagation speed of rotor/stator interaction at the exit of the 1st rotor		
转/静干扰模式	空间模态数	周向传播速度
2R1+R2-S1	59	2N _s

4 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

1) 高转速下,该多级压气机首级转子叶顶激波结构和泄漏涡形成的低压区特征非常明显,反映了该压气机首级转子叶片尖区超声叶栅流动特

征;级间存在的干扰作用相对较弱,但也影响到首级转子出口流场;

2) 中等转速下,压气机匹配性变差,级间干扰作用非常显著,甚至影响到首级转子进口流场,随压气机节流级间扰动强度增大;

3) 试验结果反映了不同转速下多级压气机级间匹配,可为该压气机流场诊断以及改进设计提供数据支持。

参考文献:

[1] PFEIL H, HERBST R, SCHRÖDER T. Investigation of the laminar-turbulent transition of boundary layers disturbed by wakes[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(1):130-137.

[2] HODSON H P. Boundary layer and loss measurements on the rotor on an axial flow turbine[R]. ASME Paper 83-GT-4, 1983.

[3] POENSGEN C, GALLUS H E. Three-dimensional wake decay inside of a compressor cascade and its influence on the downstream unsteady flow field[R]. ASME Paper 90-GT-21, 1990.

[4] GORELL S E, COPENHAVER W W, CHRISS R M. Effects of upstream wakes on the performance of a transonic compressor stage[R]. International Society of Air Breathing Engines, ISABE 97-7070, 1997.

[5] GORELL S E, OKIISHI T H, COPENHAVER W W. Stator-rotor interactions in a transonic compressor; Part 1 effect of blade row spacing on performance[R]. ASME Paper 2002-GT-30494, 2002.

[6] GORELL S E, CAR D, PUTERBAUGH S L. An investigation of wake-shock interactions in a transonic compressor with DPIV and time-accurate CFD[R]. ASME Paper 2005-GT-69107, 2005.

[7] ISABELLE T, CHRISTOPHE V. Experimental analysis of the rotor stator interaction within a high pressure centrifugal compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2002, 11(1):1-9.

[8] XAVIER O, ISABELLE T. Laser measurements in high speed compressors for rotor-stator interaction analysis[J]. Journal of Thermal Science, 2003, 12(4):310-317.

[9] MERSINLIGIL M, BROUCKAERT J F, COURTIADÉ N, et al. A high temperature high bandwidth fast response total pressure probe for measurements in a multistage axial compressor[R]. ASME Paper GT2011-45558, 2011.

[10] COURTIADÉ N, XAVIER O, GOURDAIN N. Modal decomposition for the analysis of the rotor-stator interactions in multistage compressors[J]. Journal of Thermal Science, 2012, 21(3):276-285.

[11] ARNAUD D, XAVIER O, VOUILLARMET A. Experimental investigation of the rotor-stator interactions, within a high speed, multi-stage, axial compressor, part1-experi-

- mental facilities and results[R]. ASME Paper GT2004-53764,2004.
- [12] ARNAUD D, XAVIER O, VOUILLARMET A. Experimental investigation of the rotor-stator interactions, within a high speed, multi-stage, axial compressor; Part 2 modal analysis of the interactions[R]. ASME Paper GT2004-53778,2004.
- [13] ERNST M, MICHEL A, JESCHKE P. Analysis of rotor-stator-interaction and blade-to-blade measurements in a two stage axial flow compressor[J]. Journal of Turbomachinery,2011,133(1):011027. 1-011027. 12.
- [14] MAILACH R, LEHMANN I, VOGELER K. Periodical unsteady flow within a rotor blade row of an axial compressor;Part II wake-tip clearance vortex interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130 (4): 041005. 1-041005. 10.
- [15] 吴先鸿,陈矛章. 非定常动静叶干涉作用的二维数值模拟[J]. 航空动力学报,1998,13(2):128-132,216.
WU Xianhong, CHEN Maozhang. Two-dimensional numerical simulation of unsteady-rotor/stator interaction [J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13 (2): 128-132, 216. (in Chinese)
- [16] 侯安平,周盛. 轴流式叶轮机时序效应的机理探讨[J]. 航空动力学报,2003,18(1):70-75.
HOU Anping, ZHOU Sheng. Probe into the mechanism of clocking effect in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(1):70-75. (in Chinese)
- [17] 毛明明,宋彦萍,王仲奇. 跨声压气机动静干涉效应的数值模拟研究[J]. 航空动力学报,2007,22(9):1468-1474.
MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Numerical research on influence of rotor-stator interactions in transonic compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(9):1468-1474. (in Chinese)
- [18] 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 upstream blade wakes on the spectrum of rotor blade unsteady surface pressure[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(4):693-699. (in Chinese)
- [19] 党政,席光,王尚锦. 轴向间隙对动/静相干叶排内部非定常特性的影响[J]. 工程热物理学报,2000,21(5):584-586.
DANG Zheng, XI Guang, WANG Shangjin. Axial spacing effects on unsteady rotor/stator interaction flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21 (5): 584-586. (in Chinese)
- [20] 蒋康涛,徐纲,张宏武,等. 单级跨声压气机整圈三维动静叶干涉的数值模拟[J]. 航空动力学报,2002,17(5):549-555.
JIANG Kangtao, XU Gang, ZHANG Hongwu, et al. Three-dimensional numerical simulation of whole-ring rotor/stator interaction in a single-stage compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17 (5): 549-555. (in Chinese)
- [21] 柳阳威,刘宝杰. 离心叶轮和扩压器相互作用[J]. 航空动力学报,2009,24(12):2695-2702.
LIU Yangwei, LIU Baojie. Numerical investigation of impeller-diffuser interaction in a centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(12):2695-2702. (in Chinese)
- [22] COURTIADÉ N. Experimental analysis of the unsteady flow and instabilities in a high-speed multistage compressor[D]. Lyon, France; Ecole Centrale de Lyon, 2012.

(编辑:张 雪)