

文章编号:1000-8055(2012)06-1270-08

多级环境下径向总压畸变影响效应的试验评价

向宏辉^{1,2}, 侯敏杰¹, 葛 宁², 吴森林¹, 杨荣菲²

(1. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为量化评价径向总压畸变对多级轴流压气机气动性能的综合影响效应, 将标准畸变模拟网与叶型探针技术相结合, 开展了径向总压畸变对压气机性能与稳定性影响的试验研究. 试验结果表明: 径向总压畸变会轻度恶化压气机总体性能与稳定裕度, 轮毂畸变与轮缘畸变对压气机性能的影响程度较为接近, 而稳定裕度受轮缘畸变的影响要大于轮毂畸变, 最大偏差达 2%. 两种径向总压畸变在压气机流道内均会迅速径向掺混, 气流在强烈掺混过程中也将产生相应的压力损失. 径向总压畸变会改变压气机原有级间负荷的分配, 使某级的性能得到改善, 该物理现象与转子攻角的变化范围相关联.

关 键 词: 多级轴流压气机; 径向总压畸变; 气动性能; 稳定裕度; 级间匹配; 试验研究

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental evaluation of steady-state effect of inlet radial total pressure distortion under multistage environment

XIANG Hong-hui^{1,2}, HOU Min-jie¹, GE Ning²,
WU Sen-lin¹, YANG Rong-fei²

(1. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to evaluate quantificationally the steady-state effect of inlet radial total pressure distortion on a highly loaded multistage axial compressor, the experimental investigation of two types of radial total pressure distortions including hub distortion and shroud distortion effects on the overall and stage performances of the compressor was performed using the pressure distortion mesh and the airfoil-probe technique. The experimental results indicate that both the radial total pressure distortions deteriorate slightly the overall performance and the stability margin of the compressor. The effect of shroud distortion on the overall performance parameters agrees well with hub distortion, while the stability margin loss caused by shroud distortion is larger than that caused by hub distortion (the maximum deviation is equal to 2%). The inlet radial non-uniform airflow mixes quickly in the flowpath of the compressor and produce the corresponding total pressure loss in the mixing process. In addition, both the inlet radial total pressure distortions affect the distribution of stage loading, which results in the improvement of one stage characteristic in comparison to

收稿日期: 2011-07-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1270_011.html

基金项目: 国家 APTD 计划 (APTD-0801); 航空科学基金 (2008ZD24012)

作者简介: 向宏辉 (1979—), 男, 湖南沅陵人, 工程师, 硕士生, 主要从事压气机性能评定与试验技术研究.

that in the inlet uniform condition. The above physical phenomenon is relevant to the variation range of the attack angles of the rotor blade rows.

Key words: multistage axial compressor; radial total pressure distortion; aerodynamic performance; stability margin; stage matching; experimental investigation

涡扇发动机压缩系统的结构布局和工作模式决定了上游风扇与下游高压压气机之间存在突出的匹配问题. 国内外大量研究表明, 风扇出口流场的稳态特性与动态特性对高压压气机的气动性能与稳定性均会产生影响, 通过建立模拟风扇出口流动环境, 以评定压气机对进口约束条件的敏感程度和响应规律, 一直是压气机气动热力学研究领域的重要方向.

通常压气机进口真实流场(压力场、温度场)很难达到设计所假设的均匀进气条件, 按空间分布特征可分为径向畸变、周向畸变和径向/周向组合畸变. 与空间周向总压畸变相比, 径向总压畸变对压气机稳定裕度的影响程度较小, 以至于在俄罗斯推荐的稳定性评定指南中忽略其影响. 相比之下, 美国等西方国家执行的稳定性评定方法中仍完整考虑了径向总压畸变的影响作用, 将其列为与压气机稳定裕度损失相互关联的降稳因子项^[1]. Schmidt 等^[2]在跨声风扇级上对3种叶尖径向畸变和1种轮毂径向畸变进行试验, 结果表明叶尖畸变和轮毂畸变均会严重恶化转子失速裕度, 降低转子压比与级压比, 但对绝热效率影响较小. Sandercock 等^[3]对某风扇叶片进行的试验表明叶尖总压畸变会降低失速裕度, 而轮毂畸变却适当扩大了稳定裕度, Bennington 等^[4]也观察到了类似结果. Charalambous 等^[5]通过单级跨声压气机计算发现在相同畸变进口区域, 径向畸变比周向畸变具有更大影响, 径向畸变会引起轴向速度的重新分布, 降低畸变区内的流速, 提高非畸变区的流速, 导致堵点与设计点之间区域的性能改善, 但失速裕度仍减小. Chima^[6]采用三维非定常CFD(computational fluid dynamics)程序(CSTALL)对NASA(National Aeronautics and Space Administration)stage 35进行预测, 在给定进气径向总压畸变影响下, 失速流量约提高10%. Choi 等^[7-8]采用数值模拟方法对不同进口附面层厚度影响下的孤立转子流场结构与失速特性进行详细分析, 初步揭示了进口端部附面层增长后转子轮毂/吸力面角区分离与失速团尺度的演化机制.

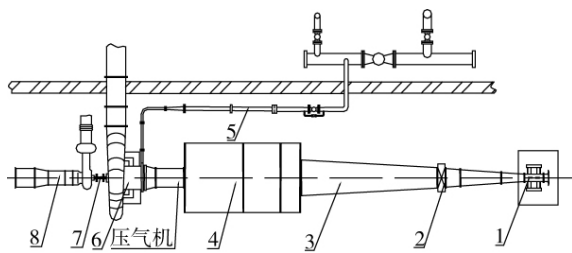
Voytovych 等^[9]数值研究了径向总压畸变对跨声风扇转子性能的影响, 结果表明不同转速下的径向畸变对压比特性的影响规律存在差异. 国内的胡骏^[10]和周颂东等^[11]对径向总压畸变的影响问题也开展了研究, 在轴流压气机与离心压气机上取得的结果截然不同.

本文以某高负荷6级轴流压气机为研究对象, 针对不同进气条件下的级间性能参数进行详细试验测量, 探讨了径向总压畸变稳态影响效应及其与级间匹配特性的关联机制, 为量化评价径向总压畸变对多级轴流压气机气动性能的影响提供试验支持.

1 试验方法简介

1.1 试验研究装置

本研究是在中国燃气涡轮研究院大功率全尺寸压气机试验设备上进行的. 该设备为敞开进气式单轴单涵压气机试验器, 如图1所示, 试验器采用燃气轮机作动力, 通过调节外部气源供给的压缩空气量和油库供给的燃油量以实现转速无级控制. 试验器额定功率13 300 kW, 最高转速19 000 r/min, 调速精度0.2%.



1 流量管; 2 进气节气门; 3 扩散段; 4 稳压器; 5 引气系统;
6 排气道; 7 联轴器; 8 动力装置

图1 试验装置主体结构示意图

Fig. 1 Sketch of compressor experimental facility

研究对象为一台自主研制的高负荷6级跨声轴流压气机, 该压气机设计采用了诸如定制叶型、气动参数优选与全三维流场分析等先进技术, 具有优异的综合气动性能. 径向总压畸变试验时, 通

过在压气机进口上游(约 1 倍流道直径)分别安装不同类型的畸变网格,如图 2 所示,分别模拟某风扇出口根部与尖部压力的径向非均匀分布。设计径向畸变网格时,将压气机进口流道按面积平均分成 5 个环面,在整个环面上铺设基网,通过在靠近轮毂和轮缘的两环面上分别叠加贴网以产生轮毂径向畸变和轮缘径向畸变。两幅网格的孔隙比保持一致。

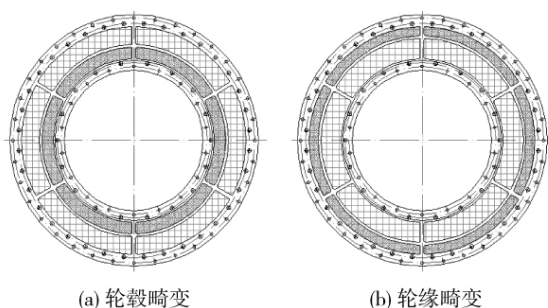


图 2 径向总压畸变模拟网格图

Fig. 2 Schematic diagram of radial total pressure distortion generator

1.2 性能测试方案

试验数据采集测试系统主要由计算机、电子扫描测压仪、模拟量采集系统、温度参考接点箱、正负压浮球压力校准装置等组成。压气机流量采用设备流量管进行测量。进口总温通过在设备稳压箱内布置 4 支铜电阻进行测量。进口总压利用安装在压气机进口测量段沿周向均布的 3 支 7 点总静压复合探针进行测量。出口总压和总温通过在压气机出口同一截面沿周向不同叶片槽道中安装的 8 支总压、总温复合探针,以获取一个完整栅距内的气流参数。探针沿径向按等环布置 4 个测点。除总性能测量参数外,还采用埋设叶型探针与开设机匣壁面静压孔的方法对压气机级间流场参数进行同步测量,每级转子出口沿径向各安装 5 点总压、总温叶型探针(具体结构布局参见文献[12]),并在每排叶片进、出口截面沿周向均布 4 点静压测量孔。压气机各项性能参数测量精度为:流量 $\pm 1.0\%$ 、压比 $\pm 0.5\%$ 、绝热效率 $\pm 1.2\%$ 。级间叶型探针测量参数精度为:压力 $\pm 0.3\%$ 、温度 $\pm 1.0\%$ 、不敏感角 $\pm 15^\circ$ 。

喘振点参数的录取由测试系统的采集模块完成。试验时,利用双踪示波器监视压气机进、出口气流脉动,当压气机接近失稳时,将测试系统连续采集程序打开,连续采集测量参数,直至设备自动退喘装置使压气机恢复稳定工作状态。

1.3 数据处理方法

1) 径向总压畸变强度 $\frac{\Delta p}{p_r}$

$$\frac{\Delta p}{p_r} = \frac{p_{f,av} - (p_{av})_i}{p_{f,av}} \times 100\% \quad (1)$$

式中 $(p_{av})_i$ 、 $p_{f,av}$ 分别为压气机进口环面平均总压和面平均总压;下标 i 为环面序号。

2) 稳定裕度变化量 ΔS_m

$$\Delta S_m = \left(\frac{m_{uni} \cdot \pi_{dis}}{m_{dis} \cdot \pi_{uni}} - 1 \right) \times 100\% \quad (2)$$

式中 m_{dis} 、 π_{dis} 分别为畸变进气条件下端点流量与压比; m_{uni} 、 π_{uni} 分别为均匀进气条件下端点流量与压比。

3) 绝热效率 η

$$\eta = \frac{\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\theta - 1} \quad (3)$$

式中 π 、 θ 分别为压比与温比; κ 为定熵指数。

2 试验结果与讨论

2.1 压气机总特性变化

径向总压畸变对压气机总体性能的影响如图 3 所示,图中试验数据均采用设计参数进行无量纲化。由图所示,在径向总压畸变影响作用下,不同转速的堵塞流量减小、最高压比与峰值效率降低,并且稳定裕度也有所减小,表明径向总压畸变总体上恶化了压气机的气动性能与稳定性,符合人们对该类气动现象的常规认知。表 1 列出了压气机典型性能参数的相对变化,从量值上看,径向总压畸变对压气机总体性能的影响程度不大,且两种径向总压畸变的影响效果较为接近,相同转速下的性能最大偏差小于 1%,已处于参数测量误差范围;而压气机稳定裕度受轮缘畸变的影响要大于轮毂畸变,最大偏差达 2%。随着转速的提高,堵塞流量和最大压比的损失程度增加,而峰值效率和稳定裕度的损失均减小。

2.2 总压畸变强度的表达

图 4 给出了对应堵点状态的径向总压畸变图谱,由于端部低压区造成气流沿径向重新分布,使得整个流道均产生一定程度的总压畸变,而两幅畸变网格所形成的压力畸变强度沿径向也保持较好的对称性。除第 4 环面外(流道中部),其余环面位置的轮缘畸变强度基元正值均大于轮毂畸变,而轮缘畸变强度基元负值均小于轮毂畸变,可见轮缘畸变产生的流道径向压力梯度更大,这与轮缘畸变条件下稳定裕度的损失更大相吻合。在压

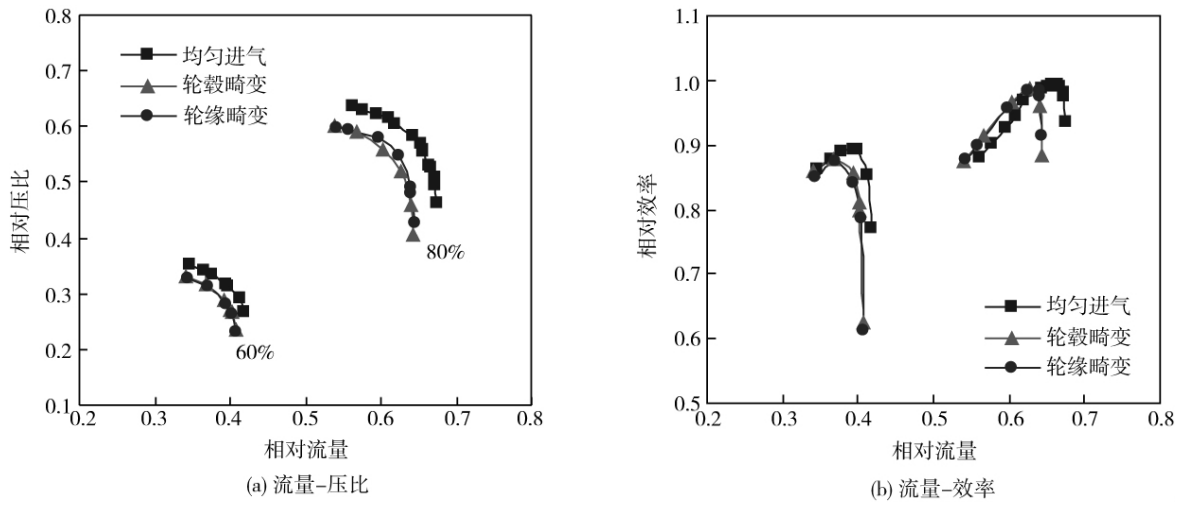


图 3 径向总压畸变对压气机特性的影响

Fig. 3 Radial total pressure distortion effects on compressor overall characteristics

表 1 压气机性能参数相对变化

Table 1 Relative change of compressor performance parameters

畸变方式	转速/°	堵点流量 $\Delta m_{choke}/\%$	最大压比 $\Delta \pi_{peak}/\%$	峰值效率 $\Delta \eta_{peak}/\%$	稳定裕度 $\Delta S_m/\%$
轮毂	60	2.46	5.43	1.56	4.36
	80	4.78	6.13	0.83	1.48
轮缘	60	2.31	5.82	1.95	6.38
	80	4.5	6.95	1.06	2.89

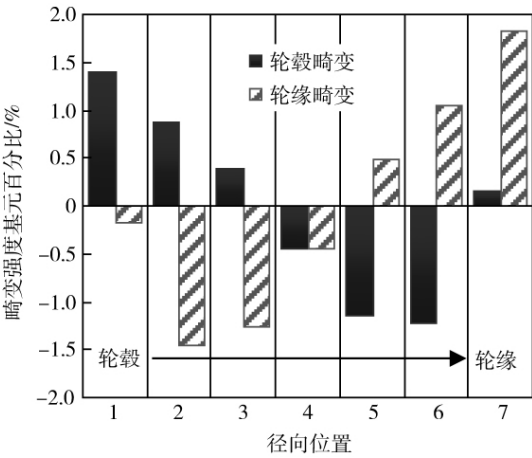


图 4 堵点状态下径向总压畸变图谱

Fig. 4 Radial total pressure distortion contours at choke point

气机稳定性评定中,通常用于关联稳定压比损失的畸变强度由产生径向畸变最大值的环面所确定.本文中轮毂畸变强度可用第 1 环面表征,而轮缘畸变强度可用第 7 环面表征.图 5 给出了 80% 设计转速时径向总压畸变强度随流量的变化,随着压气机进口流量的减小,径向总压畸变强度呈

线性单调递减,并且相同流量下轮缘畸变强度均大于轮毂畸变,增幅约为 30%,这与压气机进口气流速度分布有关.由于模拟网是一种纯稳态压力畸变发生装置,气流经过网格后的压力损失取决于网格孔隙比(或堵塞比)和来流速度,通常压

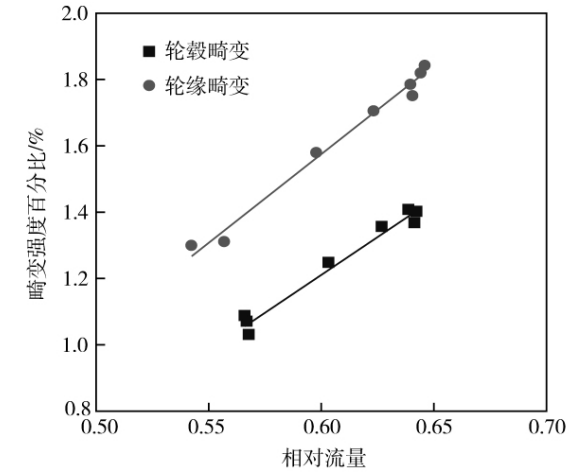


图 5 径向总压畸变强度随流量变化

Fig. 5 Radial total pressure distortion intensity versus mass flow

气机进口转子尖部马赫数要高于转子根部,导致轮缘畸变模拟网的压力损失程度更大。

2.3 压气机级特性变化

稳态径向总压畸变对压气机内部流场的影响特征主要体现在径向掺混与轴向传递作用上。由于轴流压气机本身具有较强的径向压力梯度,因此,径向不均匀气流通常更容易迅速掺混。图 6 给出了 80% 设计转速时压气机第 1 级转子出口总压径向分布结果。从图中可知,对应不同的出口节流状态,两种径向总压畸变产生的不均匀气流在压气机流道内的径向掺混现象非常明显,经过第 1 级转子的加功增压后,总压分布趋势与均匀进气已基本一致,而在强烈的径向掺混过程中,也带来相应的压力损失。

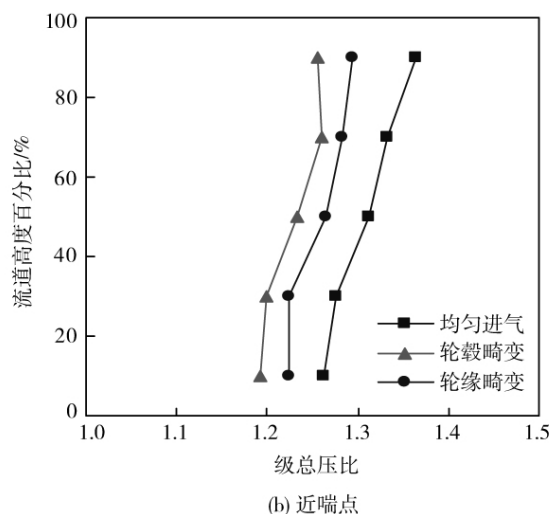
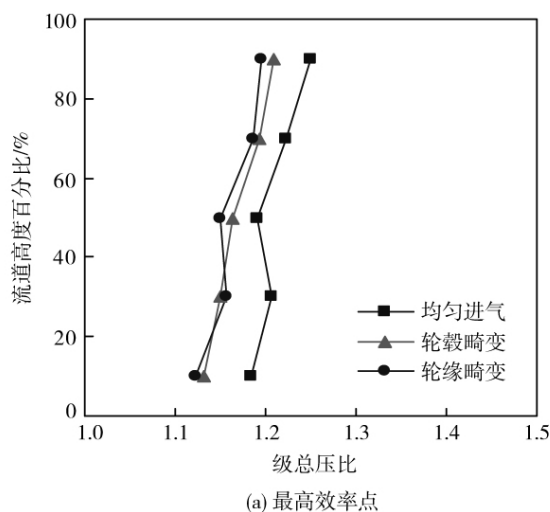


图 6 第 1 级转子出口参数沿径向分布

Fig. 6 The first rotor outlet parameters distribution along radial direction

图 7 为压气机级间平均总压比沿轴向分布情况,从图 7(a)中可知,在最高效率点,压气机级压比是先增大后减小,中间级压比较高,具有较高的气动负荷,而后面级的增压能力较弱。相比均匀进气条件,径向总压畸变对压气机原有级间负荷的分配产生了一定影响,具体表现为第 1 级压比明显降低,而第 3、6 级压比略有提高。从图 7(b)中看出,当压气机等转速节流至近喘点状态时,随着流量的减小,即进口轴向速度减小,压气机级间匹配规律随之发生显著变化,第 1 级转子的做功能力增强,压比提高 7.4%,级压比随级数的增大而逐渐降低。在径向总压畸变影响作用下,此时压气机级间负荷的分配同样受到影响,除第 3 级压比提高外,其余各级压比均降低,特别是第 1 级压比的下降幅度较大。

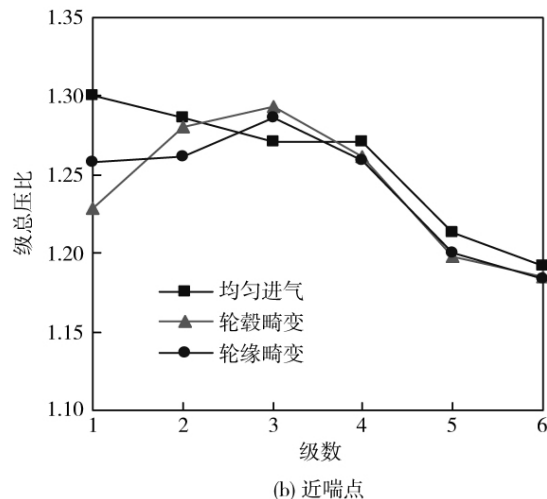
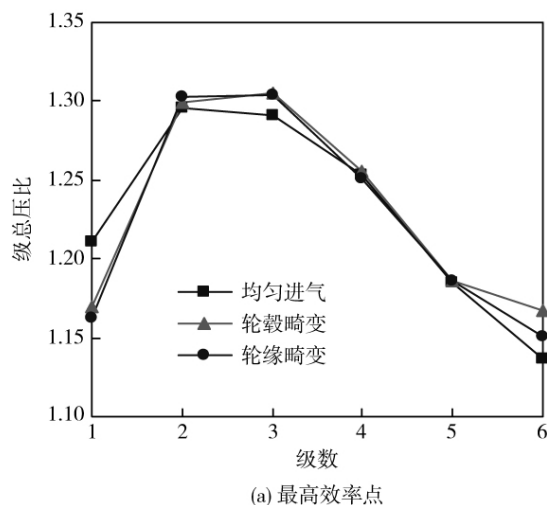


图 7 级间平均总压比沿轴向分布

Fig. 7 Stage averaged total pressure rise distribution along axial direction

结合级间总温测量参数可得到级间绝热效率,以了解压气机各级的有效加功量与流动损失的变化规律。从图8中级间绝热效率沿轴向变化可知,均匀进气时,压气机第2级的流动情况最为恶劣,存在较大流动损失,当压气机由峰值效率点运行至近端点时,第2级绝热效率由0.768降至0.656,表明该级的气流分离程度进一步加剧,第2级可能是该转速下压气机失速首发级。当压气机进口出现径向总压畸变后,除第3级效率提高外,其余各级效率均有不同程度的降低。

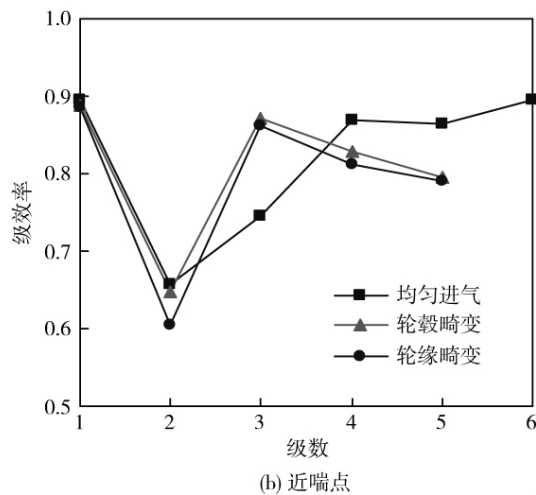
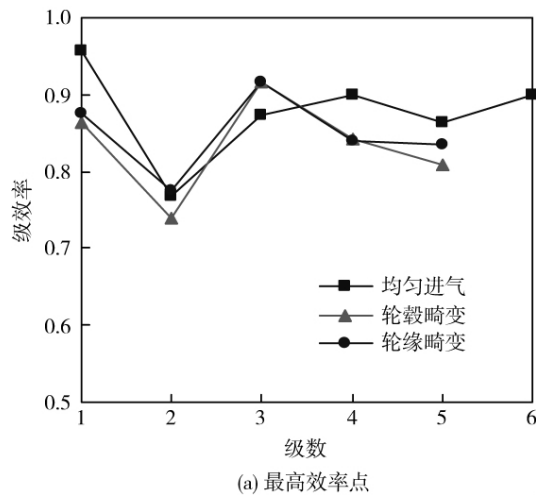


图8 级间平均绝热效率沿轴向分布

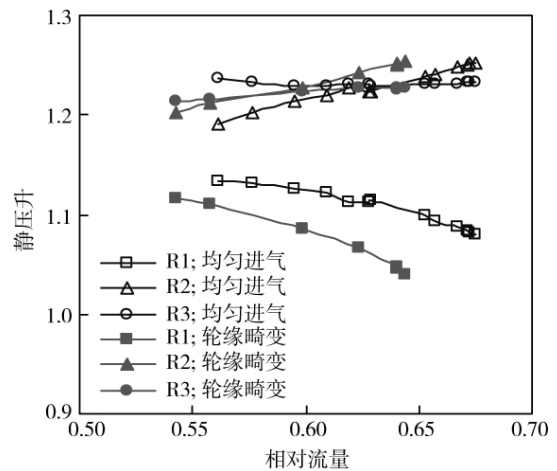
Fig. 8 Stage averaged isentropic efficiency distribution along axial direction

2.4 级间匹配特性的关联作用

从径向总压畸变对多级压气机级间性能影响分析中,我们发现了一个有趣现象:两种径向总压畸变在总体恶化压气机气动性能的同时,也相应改善了其第3级的工作特性,使得该级的总压比

和绝热效率相比均匀进气均有提高,该现象在60%设计转速下也有不同程度的体现(限于篇幅,本文未给出试验结果)。分析认为,多级压气机级间匹配特性的关联作用是导致该物理现象产生的主要流动机制,这从压气机壁面静压测量结果中可以得到验证。

图9为80%设计转速时压气机各叶片排静压升随流量变化,由于两种径向总压畸变下的叶片排静压升差异较小,因而没有给出轮毂畸变试验结果。首先观察各转子叶排静压升曲线变化,从图9(a)和(b)中可以发现,除第2级转子静压升曲线为正斜率外,其余各级转子静压升曲线均为负斜率,由于正斜率静压曲线趋向于工作在正攻角失速区域,表明第2级转子更容易出现失稳,这与压气机级间绝热效率分析结果相吻合。与均匀进气相比,径向总压畸变导致第2级转子静压升高,其余各级转子静压降低,反映出径向总压畸变对压气机各级转子工作性能的影响与其攻角变化相互关联。由于第2级转子工作于正攻角,叶背表面附面层趋向分离,其低能高熵流体对转子流道形成堵塞,在径向总压畸变引起的掺混损失作用下,第2级转子叶背气流分离程度将进一步加剧,从而恶化该级转子通道的流通能力,气流轴向速度随之减小,使得静压值提高。由叶片速度三角形关联变化可知,此时下游第3级转子的进口气流角将减小,原负攻角增大,导致该级转子的气动负荷提高,流动状况改善,这正好解释了径向总压畸变作用下第3级性能提高的内在原因。从图9(c)和(d)中还发现,压气机最后一级静子的扩压度很小(数值接近1),表明末级静子叶型损失较大(叶盆表面附面层有可能出现分离),这也是多级轴流压气机中、低转速匹配工作的常见现象。当



(a) 第1~3级转子

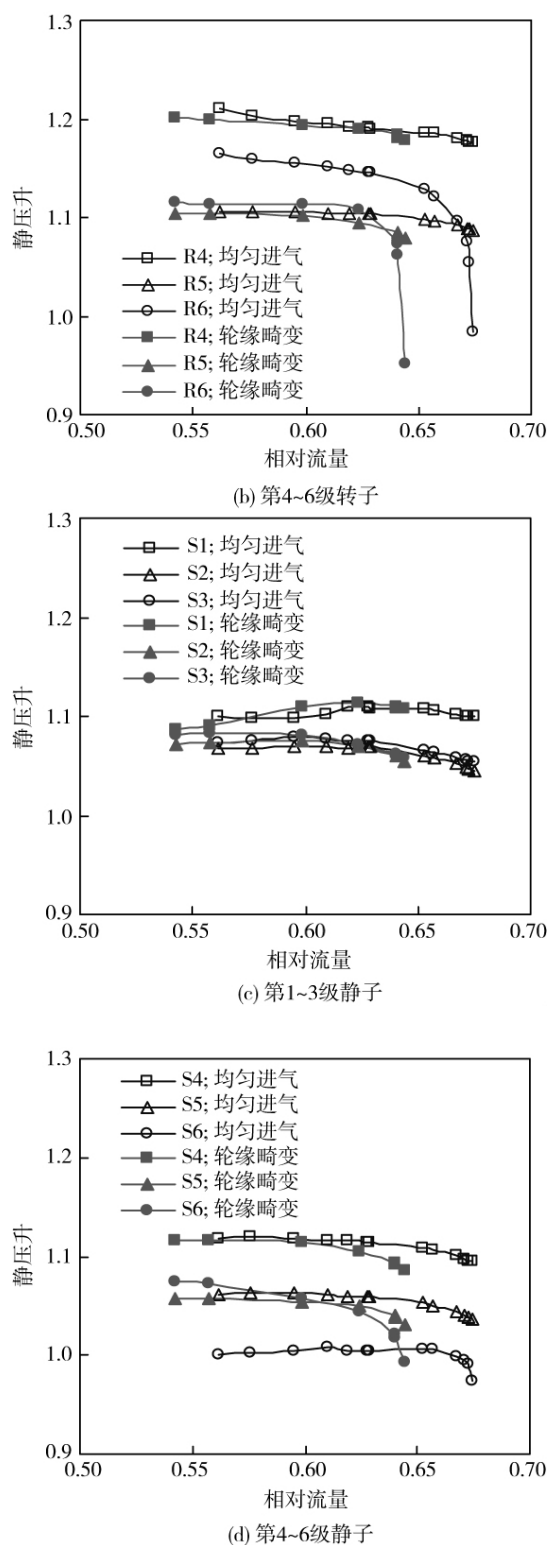


图 9 叶片排静压升曲线变化

Fig. 9 Static pressure rise curve in blade rows

压气机进口施加径向总压畸变后,最后一级静子的扩压度明显提高,这是因为径向总压畸变总体上限制了压气机的流通能力,使得最后一级静子的轴向速度减小,气流在静子通道中的加速减压趋势得到抑制,从而削弱原静子叶盆表面的附面

层分离程度。

综合以上分析结果,径向总压畸变对多级轴流压气机气动性能的影响效应与压气机级间匹配特性有很大关系,合理组织各级叶片攻角的变化范围可以降低压气机对径向总压畸变的敏感性。

3 结 论

本文结合某高负荷 6 级轴流压气机变工况流场特征参数的试验结果,以总性能和基元级性能的稳态变化响应为关注点,探讨了径向总压畸变与级间匹配特性的关联机制,评价了两种径向总压畸变对压气机气动性能的影响效应,从中得到以下主要结论:

1) 在试验转速范围内,径向总压畸变会轻度恶化压气机的气动性能与稳定性,两种径向总压畸变对压气机总体性能的影响程度较为接近,而稳定裕度受轮缘畸变的影响要大于轮毂畸变,最大偏差达 2%,这与轮缘畸变在压气机进口产生更大的径向压力梯度有关。

2) 两种径向总压畸变在压气机流道内均会迅速径向掺混,经过第 1 级转子后,其总压径向分布趋势与均匀进气已基本一致,而在气流强烈掺混过程中也将产生相应的压力损失。径向总压畸变会影响压气机原有级间负荷的分配,在恶化大多数基元级性能的同时,也改善了第 3 级的工作性能。

3) 径向总压畸变对压气机各级转子性能的影响与其攻角变化范围相互关联。径向总压畸变会加剧工作于正攻角的第 2 级转子叶背表面流动分离,降低下游进口气流轴向速度,进而增大处于负攻角状态的第 3 级转子的进气攻角,导致该级转子气动负荷提高,流动状况改善。

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [2] Schmidt J F, Ruggeri R S. Performance with and without inlet radial distortion of a transonic fan stage designed for reduced loading in the tip region [R]. NASA TP-1294, 1978.
- [3] Sandercock D M, Sanger N L. Some observations of the effects of radial distortions on performance of a transonic rotating blade row[R]. NASA TN D-7824, 1979.
- [4] Bennington M A, Cameron J D, Morris S C, et al. Investigation of tip-flow based stall criteria using rotor casing visualization[R]. ASME GT2008-51319, 2008.
- [5] Charalambous N, Ghisu T, Lurisci G, et al. Axial compres-

- tor response to inlet flow distortions by a CFD analysis [R]. ASME GT2004-53846, 2004.
- [6] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. NASA TM-214117, 2006.
- [7] Choi M, Park J, Baek J. Effects of the inlet boundary layer thickness on the flow and loss characteristics in an axial compressor[R]. ASME GT2005-68580, 2005.
- [8] Choi M, Oh S H, Ko H Y, et al. Effects of the inlet boundary layer thickness on rotating stall in an axial compressor [R]. ASME GT2008-50886, 2008.
- [9] Voytovych D M, Xia G P, Lian C Z, et al. Investigation of effects of radial distortion on transonic fan behavior[R]. ASME FEDSM-ICNMM2010-30512, 2010.
- [10] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算: 均匀进气及径向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 225-228.
- HU Jun. Calculation of off-design performance of multi-stage compressors with uniform and radial distorted inlet flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 225-228. (in Chinese)
- [11] 周颂东, 温泉. 进口总压径向畸变对离心压气机性能的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(3): 10-14.
- ZHOU Songdong, WEN Quan. The effects of inlet total pressure radial distortions on the performance characteristics of a centrifugal compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(3): 10-14. (in Chinese)
- [12] 向宏辉, 任铭林, 马宏伟, 等. 叶型探针对流压气机性能试验结果的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 28-33.
- XIANG Honghui, REN Minglin, MA Honwei, et al. Effect of airfoil probes on the experimental results of axial flow compressor performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 28-33. (in Chinese)