

轴流压气机进口总压畸变的端区 流动响应数值研究

匡也, 王志恒, 李雨润, 席光

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了探究进口周向总压畸变对压气机性能的影响,以及不同畸变角下压气机端区流场对畸变响应的区别,对跨声速轴流压气机一级动静叶进行全周非定常数值模拟,分别采用均匀来流,畸变角为 30° 、 90° 和 120° 的畸变来流这4种进口条件。进口畸变使压气机的性能明显恶化,并且随着畸变角的增大恶化加剧。畸变角为 120° 时,随着动叶扫过畸变区,动叶叶顶区域激波的结构和强度发生改变,叶顶间隙泄漏涡的轨迹和强度也发生周期性变化。畸变也会对下游静叶流动产生影响,使静叶叶顶和角区分离加重。当畸变角为 90° 时,所影响的动叶流道数减少但流场对畸变的响应规律没变。当畸变角减小到 30° 时,畸变经过动叶完全衰减,静叶流场几乎不受影响。研究结果揭示了压气机性能改变和叶顶、叶根端区流动结构动态特征与畸变来流间的关系,可为提高压气机抗畸变能力提供理论基础。

关键词: 进口畸变;轴流压气机;端区流动

中图分类号: TH137.52 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202005008 **文章编号:** 0253-987X(2020)05-0053-08



OSID 码

Numerical Investigation on the Response of End-Wall Flow to Inlet Total Pressure Distortion in Axial Compressor

KUANG Ye, WANG Zhiheng, LI Yurun, XI Guang

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To study the effect of the inlet circumferential total pressure distortion on the compressor performance, as well as the difference in the responses of end-wall flow to the inlet distortion under different distortion angles, annulus unsteady numerical simulations are performed on the first stage of a transonic axial compressor. A uniform inlet flow and three distorted flows with the distortion angles of 30° , 90° and 120° are adopted as the inlet conditions. Simulation results show that the inlet distortion significantly worsens the compressor performance, and the performance deterioration increases with the distortion angle. When the distortion angle is 120° , the structure and strength of the shock waves in the tip region of blades will change as the rotor blade sweeps through the distortion region, and the trajectory and strength of the tip clearance leakage vortexes also fluctuate periodically. The distortion also affects the flow in the downstream stator blades and aggravates the separation of the blade tip and corner. The number of the affected rotor passages reduces when the distortion angle decreases to 90° , but the dynamic response rule of the flow field to the distortion remains unchanged.

收稿日期: 2019-10-29。 作者简介: 匡也(1996—),女,硕士生;王志恒(通信作者),男,副教授。 基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-II-0004-0016)。

网络出版时间: 2020-01-24

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20200123.1716.008.html>

However, the distortion completely decays after passing through rotor blades and the stator passages are almost unaffected when the distortion angel decreases to 30°. The results reveal the relationship of the change of compressor performance with the dynamic characteristics of flow structures at blade tip and root region and the distorted inlet flow, which provides a theoretical basis for improving the compressor’s distortion resistance.

Keywords: inlet distortion; axial compressor; end-wall flow

压气机在设计时通常将其进口看作为均匀流场^[1],然而在实际工作时,压气机通常要在非均匀进口条件下运行。进口流场参数如压力、温度和速度等分布不均匀,即产生进口畸变。进口畸变严重影响压气机的稳定运行并制约其性能提高,因此受到研究者们普遍关注。目前,大多数的研究重点关注于畸变对压气机总体性能的影响^[2-4],如 Reid 等总结了进口周向总压畸变对轴流压气机性能的影响^[5-8]。当存在进口畸变时,压气机的性能降低,且随着转速和畸变角的增大,性能降低的越明显。当总畸变角相同时,畸变区域分布越分散,畸变对压气机性能的影响越小,并确定了存在一个进口畸变临界角,使压气机的性能不再继续降低。

随着研究的不断深入,研究者们开始关注进口畸变对压气机内部流场流动状态的影响。Zhang 等发现叶顶泄漏流量随着进入畸变区而减少,并且根据畸变区内泄漏涡与来流交界面几乎平行于叶片前缘,推断这些通道接近失速^[9]。Giulian 等观察了畸变来流下叶片表面分离和再附的周期性,认为其是引发压气机动态失速的原因^[10]。高海洋等研究了插板形式的进口畸变条件对压气机造成的影响,发现动叶流场参数的响应主要表现为激波位置和强度的变化^[11-12]。Gunn 等对畸变条件下压气机内的损失情况进行了研究,结果表明动叶内主要损失源于周向和径向的效率不均匀、边界层分离以及叶尖流动分离^[13]。但是,这些研究多数集中在动叶流场,当畸变经过动叶并没有完全衰减时,下游静叶流场也会受到畸变的影响,因此有必要同时对进口畸变条件下静叶流场结构以及动静叶排间的相互影响进行研究^[14-15]。当进口畸变的范围改变时,受到影响的动静叶流道数相应增减,畸变经过动叶后的衰减程度以及对下游的影响也不同。本文对跨声速轴流压气机 NASA 67 的一级动静叶进行三维全周数值模拟,详细分析进口总压畸变条件下叶排内部流场,并比较不同畸变角下进口畸变对压气机端区流动结构的影响。

1 研究对象及数值计算方法

本文研究对象为压气机 NASA 67 的第一级动静叶,叶型和主要设计参数由 NASA 公开的实验报告^[16]得到,主要气动和几何参数如表 1 所示。

表 1 NASA 67 主要设计参数

设计参数	数值
动叶叶片数	22
静叶叶片数	34
设计流量/(kg·s ⁻¹)	33.25
设计转速/(r·min ⁻¹)	16 043
设计压比	1.63
叶尖相对马赫数	1.38
展弦比	1.56
叶顶间隙与叶高比值	0.063(动叶进口)
	0.08(动叶出口)

采用 ANSYS CFX 进行三维全周数值模拟,计算流场区域如图 1 所示。模型的动叶与静叶区域先生成单通道网格,然后周向复制成全周网格,上下游延伸段为结构化网格,在轮毂、轮盖和叶片处进行局部加密。通过改变近壁面网格尺寸及通道内网格密度来调整网格数进行网格无关性验证,最终确定网格总数为 1 788 万。不同区域网格数在表 2 中给出。壁面第一层网格法向高度为 1×10⁻⁶ m, Y_{max}⁺控制在 1 以内。图 2 给出了单通道网格。

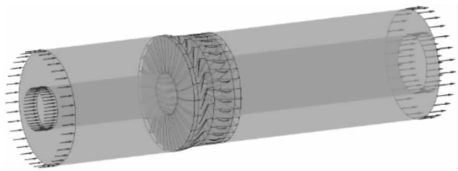


图 1 数值模拟计算域

在数值模拟中,所有固体壁面均设置为绝热无滑移边界条件。每一个流道设定 32 个物理时间步,每一个物理时间步取 10 个虚拟时间步。在均匀进口条件下,进口边界条件为总压 101 325 Pa、总温 288.15 K。

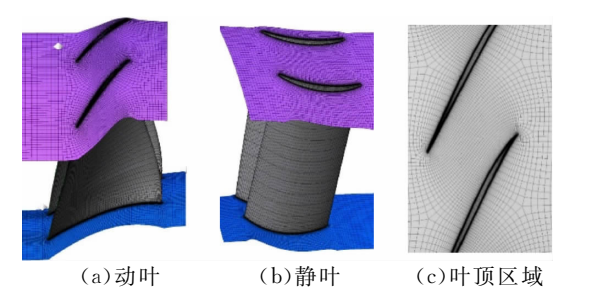


图 2 单通道网格

表 2 不同区域网格数

区域	动叶	静叶	上游延伸段	下游延伸段
通道数	22	34		
网格数/ 10^4	1 254	510	10	14

当畸变角较大时,周向侧流不会影响畸变中心区域,可以观察中心区域的流场。适当减小畸变角以探究流场响应规律的变化,同时参考相关文献中畸变角的选取^[17-20],最终取 120° 、 90° 和 30° 畸变角,畸变区总压为均匀来流区总压的 90%,进口总压分布如图 3 所示。数值模拟方案分为均匀来流全周定常数值模拟、均匀来流全周非定常数值模拟和畸变来流全周非定常数值模拟 3 部分,将定常计算收敛的结果作为非定常计算的初场,以便确保非定常计算快速、准确地收敛到周期解。

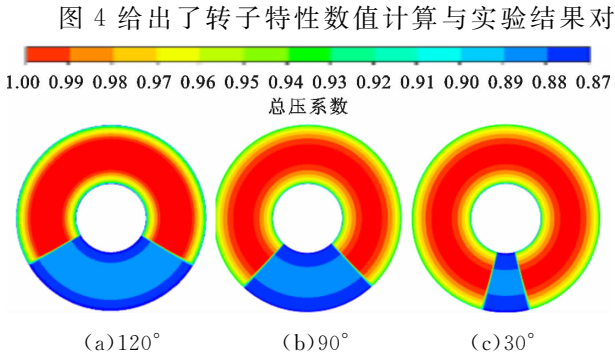


图 3 进口总压畸变分布

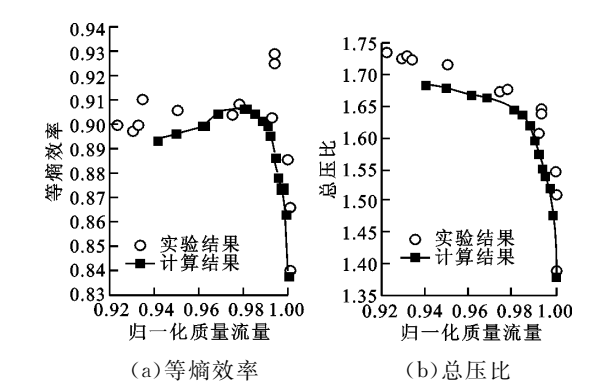


图 4 转子特性数值计算与实验结果对比

比,可以看出性能曲线趋势一致,虽然计算结果数值上偏低,但是在误差允许范围内。图 5 给出了全周均匀来流的计算结果与实验结果对比,在最高效率工况下,计算结果与实验结果在不同叶高处流道内马赫数 Ma 分布较为一致,因此认为本文所采用的计算模型能较为真实地反映流道内流场信息。

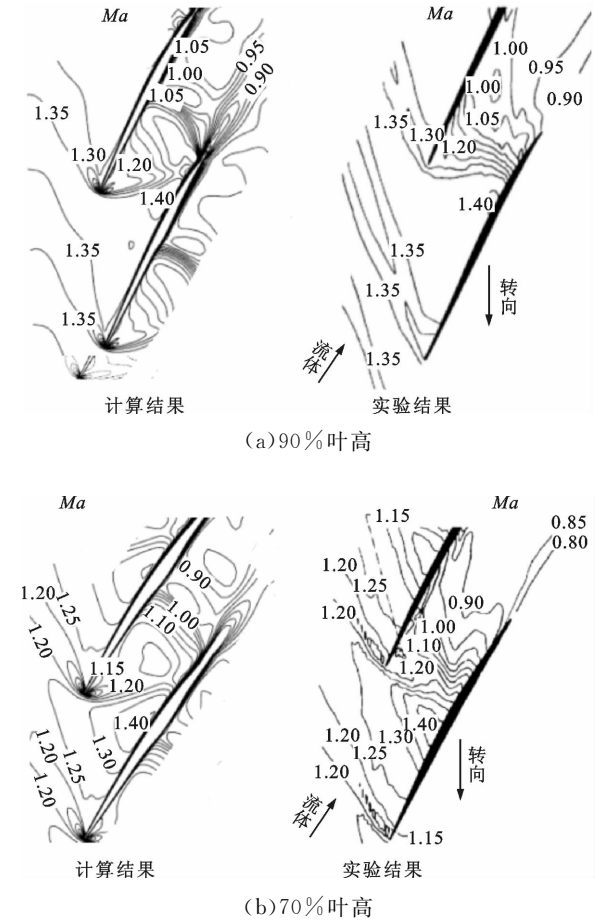


图 5 全周均匀来流的计算结果与实验结果对比

2 数值模拟结果分析

2.1 进口畸变对压气机总性能的影响

图 6 对比了进口畸变和均匀来流条件下压气机特性曲线,计算过程中通过逐渐提高背压得到各个工作点。对比均匀来流工况,在存在进口畸变的条件下,压气机的性能明显恶化,表现为效率和压比明显下降,稳定工作范围也有所减小,并且随着畸变角的增大,这种情况越加严重。因计算量较大,且本文没有重点关注畸变对压气机失速的影响,因此没有对失速点进行更精确的捕捉。

2.2 120° 畸变角时畸变对流场结构的影响

选取压气机中动叶 R1 为研究对象,旋转方向下游相邻叶片为 R2,将 R1 和 R2 间的流道称作标

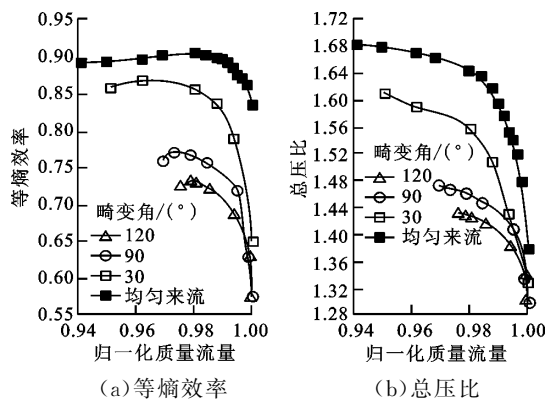


图6 均匀来流与进口畸变下压气机性能曲线对比

记流道。动叶 R1 旋转一周的时间为 T , 共有 22 个流道, 因此分为 22 个不同时刻进行研究, 并将 $t=0$ 时刻定义为 R1 位于进入畸变区边缘的时刻, 如图 7 所示。

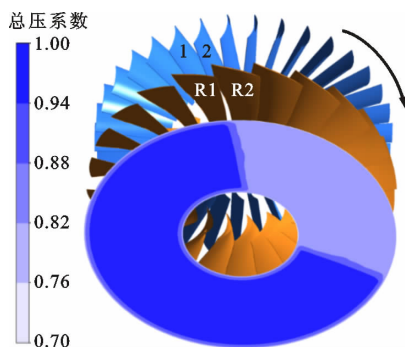


图7 $t=0$ 时刻标记流道与畸变区域和静叶的相对位置

本文取最高效率工况点为研究对象。图 8 展示了动叶流道一个周期内几个不同时刻 95% 叶高处的马赫数分布, 可以看到流道内存在两道激波, 第 1 个是位于叶片前缘的斜激波, 第 2 个是位于流道内的槽道激波。起始时刻 $t=0$ 时标记流道位于进入畸变区的边界处, 由于周向侧流的存在, 此时斜激波波前马赫数已受到影响, 直到 $t=(2/22)T$ 时标记流道完全进入畸变区。该过程中斜激波波前马赫数降到全周最低 1.25, 且激波沿着叶片吸力面前移, 同时第 2 道激波也受到影响, 波前马赫数相应降低。从 $t=(2/22)T$ 开始, 标记流道完全进入畸变区, 斜激波波前马赫数开始增大, 到 $t=(9/22)T$ 为止, 标记流道完全退出畸变区, 在退出畸变区的过程中斜激波波前马赫数达到全周的最大值 1.6, 并且沿着相邻叶片吸力面向尾缘移动, 此时第 2 道激波几乎与第 1 道激波融合。随着标记流道逐渐远离畸变区如 $t=(12/22)T$ 时, 波前马赫数又降低到 1.5, 直到标记流道再次经过畸变区发生上述变化, 开始下一个周期。

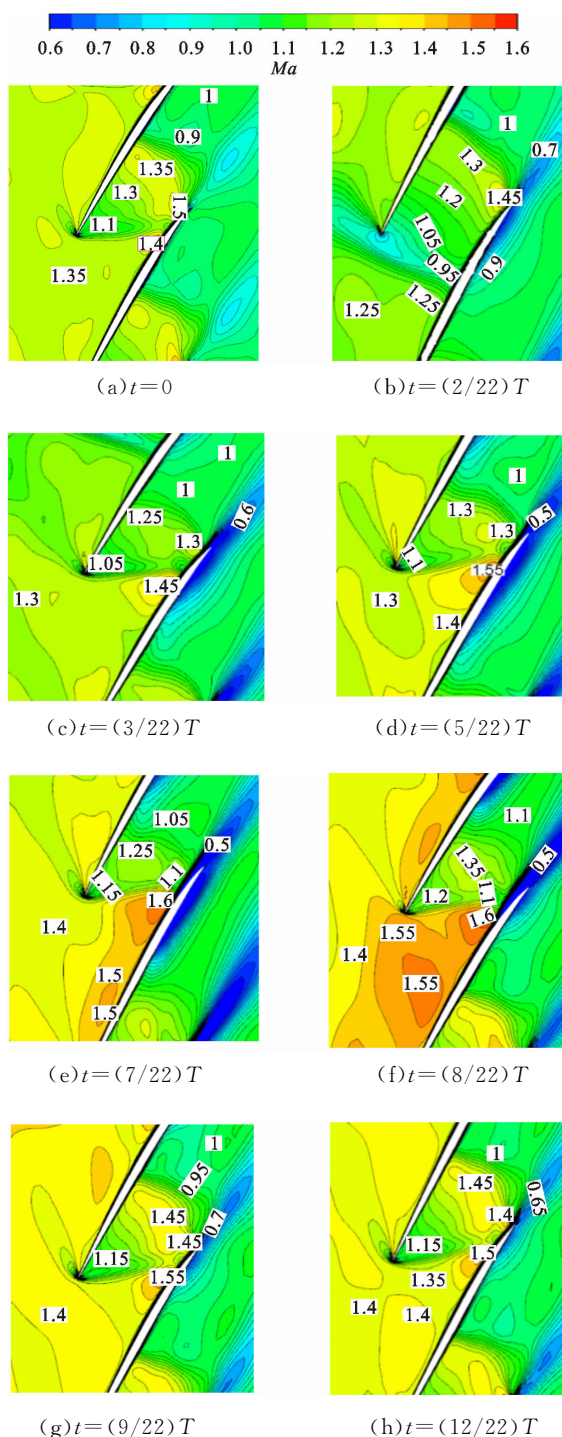


图8 不同时刻动叶与畸变区和静叶的相对位置及 95% 叶高处马赫数分布

图 9 给出了不同时刻动叶表面静压系数曲线。本文静压系数定义为

$$C_p = (p_s - p_{\text{ref}}) / 0.5 \rho U_m^2 \quad (1)$$

式中: p_s 为静压; p_{ref} 为参考压力 (本文取标准大气压 101 325 Pa); U_m 为叶片中间叶高的旋转线速度。由图 9 可以看出, 在进入畸变区时斜激波的动叶吸力面侧会向前移动, 在离开畸变区的过程中又会发

生明显的后移,如图中箭头所示。对于第 2 道激波,也有相似的变化。

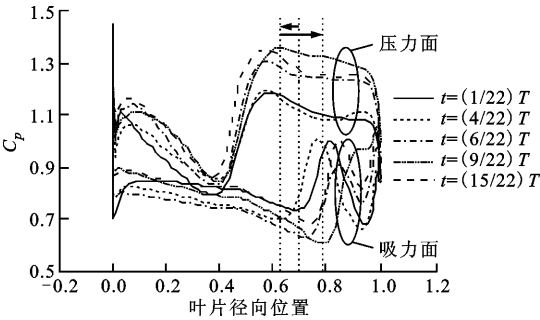


图 9 不同时刻动叶 95%叶高处叶片表面静压系数分布

叶片从进入畸变区到退出畸变区的过程中,叶片负荷逐渐增大,体现在图 9 中为压力面和吸力面的静压压差逐渐增大。图 10 给出了 3 个时刻动叶 R1 的叶顶间隙泄漏流的流线,由流线分布和流线缠绕程度可以看出,叶片从进入到退出畸变区,泄漏流流量和泄漏涡的强度逐渐增加。 $t=(5/22)T$ 时,叶片位于畸变区中央,叶顶泄漏涡比 $t=(1/22)T$ 时叶片刚进入畸变区的强; $t=(9/22)T$ 时叶片正在退出畸变区,此时叶顶泄漏涡比刚进入畸变区的时候明显增强,这与图 9 所示的变化规律相一致。由于叶片顶部负荷的大小可以反映叶顶泄漏涡的强度,故叶片尖部区域负荷越大,相应的叶顶间隙泄漏涡越强。

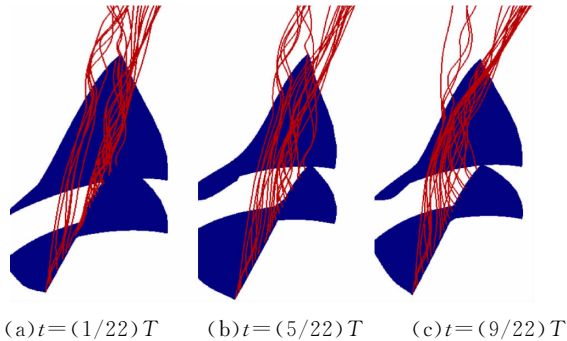


图 10 动叶叶顶间隙泄漏流流线图

图 11 通过 99%叶高处静压系数分布显示了标记流道的泄漏涡在动叶扫过畸变区过程中的变化。当标记流道即将进入畸变区时,泄漏涡轨迹会逐渐向相邻叶片压力面靠拢,当完全进入畸变区时,泄漏涡起始点和轨迹均向叶片前缘移动;当动叶逐渐离开畸变区时,泄漏涡轨迹又逐渐后移,恢复至靠近叶片吸力面的原有状态。标记流道再次经过畸变区时,流场将重复上述变化过程。由此可见,进口畸变对叶顶区域流动的影响,会导致泄漏涡轨迹周期性

地空间结构变化和起始点位置的前后移动。

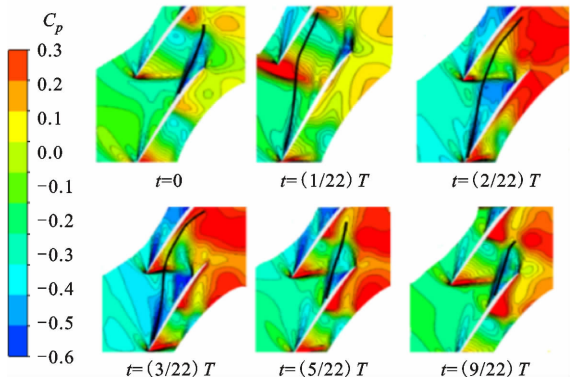


图 11 不同时刻叶顶泄漏涡轨迹

对动叶进出口 95%叶高处静压进行监测,得到幅频图如图 12 所示。由图可以看出:进口处一倍频幅值最大,其频率为畸变频率;出口处一倍频幅值明显减小但仍为最大,说明畸变经过动叶后明显减弱,但由于畸变角较大,流场仍存在周向不均匀性。图 13 和图 14 分别为静叶不同位置在畸变区和非畸变区的静压幅频图。静叶流场内主要为动静叶间的相互干扰,因此幅值最大的频率为动叶旋转频率 5 882 Hz。畸变对动叶流场结构产生干扰,扰动传递到下游静叶,使静叶流场结构也发生改变,因此畸变区内静叶幅频特性不同于非畸变区。

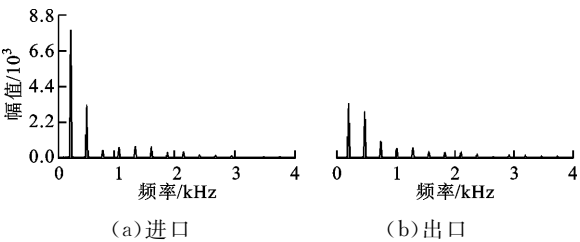


图 12 动叶进出口静压幅频图

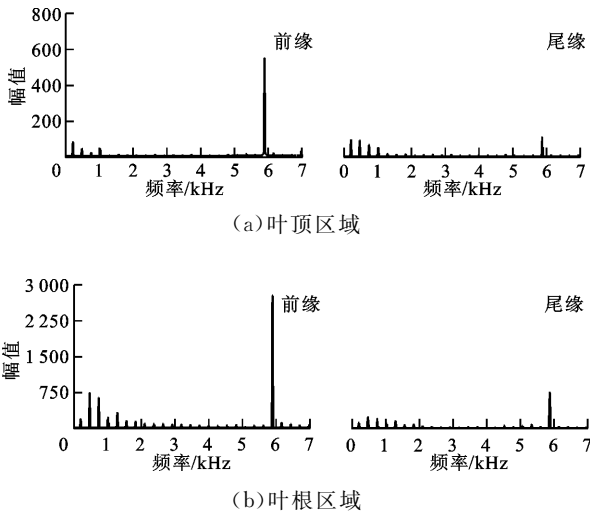


图 13 非畸变区内静叶不同位置静压幅频图

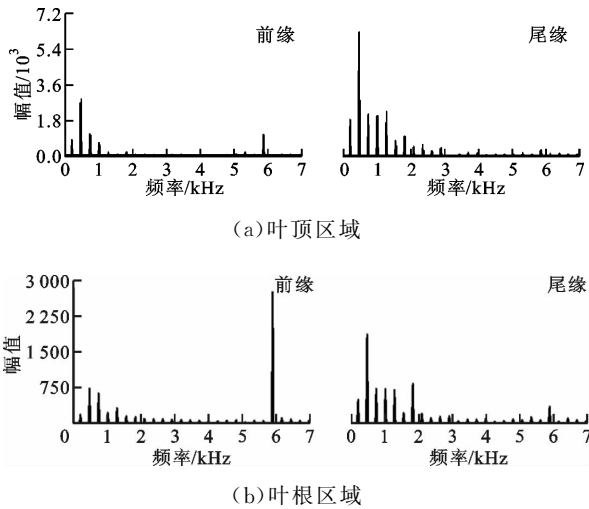


图 14 畸变区内静叶不同位置静压幅频图

由上述幅频图可知,进口畸变经过动叶并没有全部衰减,下游静叶流场也对畸变做出了响应,表现为静叶进口气流攻角增大,发生流动分离。图 15 显示了静叶(S)吸力面极限流线分布,可以看出随着动叶扫过畸变区,叶顶区域分离和叶根处角区分离

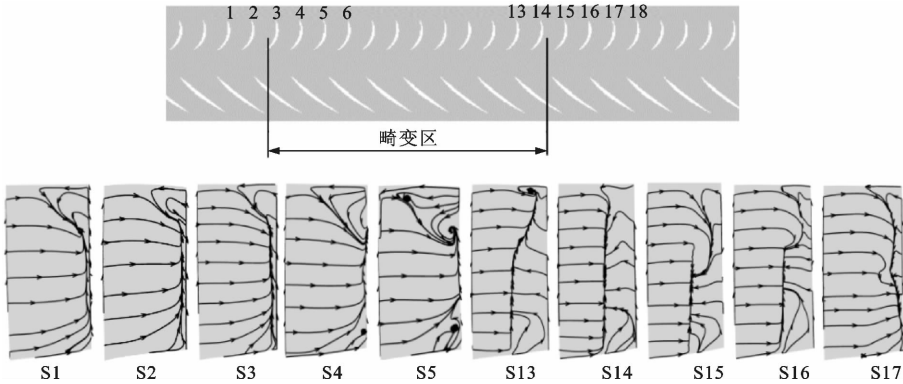


图 15 120°畸变角时静叶与畸变区相对位置及静叶吸力面极限流线分布

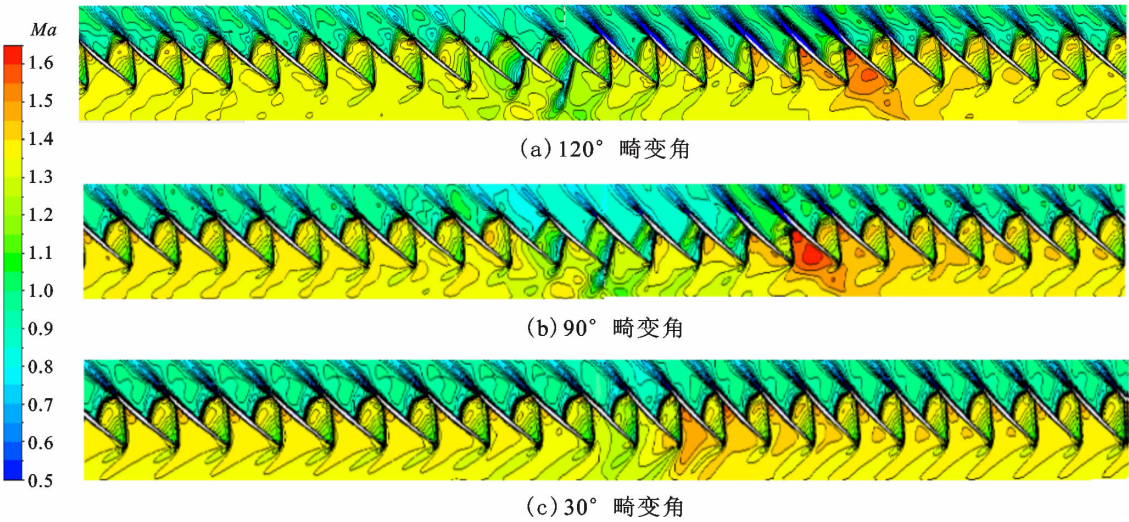


图 16 不同畸变角时 95%叶高处瞬时马赫数分布

逐渐加重,在退出畸变区的过程中分离范围达到最大,如叶片 S14 所示。当离开畸变区后,这种分离又会逐渐减小。

2.3 不同畸变角下的流场对比

图 16 对比了不同畸变角下的动叶叶顶区域马赫数分布。与畸变角为 120°时相同,动叶流道内均有两道激波。畸变角为 90°时,叶片前缘的斜激波变化规律与 120°畸变角时相似,随着动叶进出畸变区,斜激波波前马赫数先减小后增大,并且沿着相邻叶片吸力面前后移动,在退出畸变区的边界处达到全周最大。同时,位于流道内的槽道激波在畸变区内强度减弱较为明显,在退出畸变区的边界处几乎与第 1 道激波融合。图 17 显示了不同畸变角下 99%叶高处的静压系数分布,可见 90°畸变角时叶顶泄漏流流量在畸变区内大大增加,甚至溢出叶片前缘,泄漏涡轨迹几乎与叶片前缘平行,而在非畸变区内轨迹后移位于流道内部。这与畸变角为 120°时规律一致,只是受影响的流道减少。图 18 展示了 90°畸变角时静叶极限流线分布,即使在畸变区内静

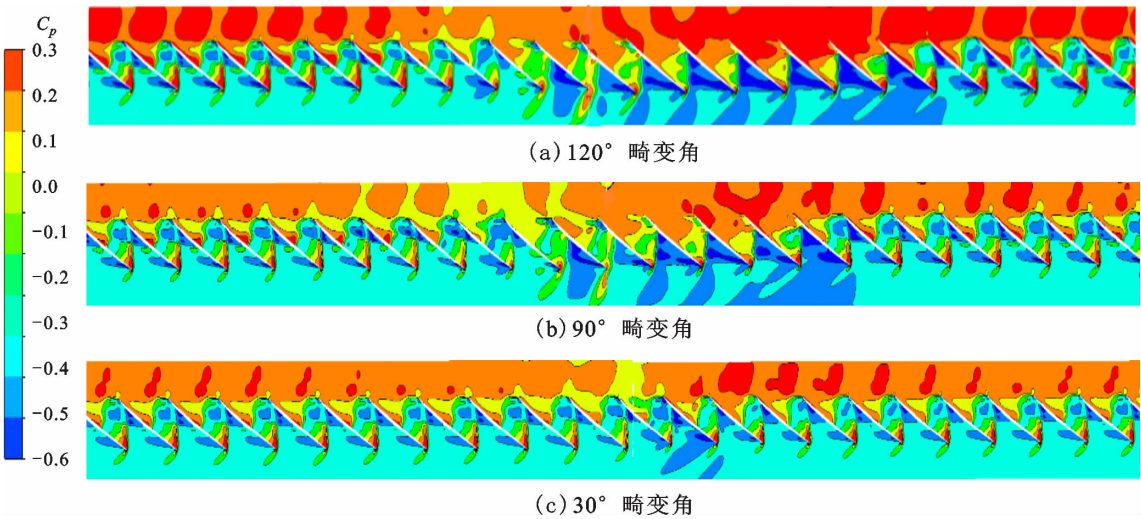


图 17 不同畸变角时 99%叶高处瞬时静压系数分布

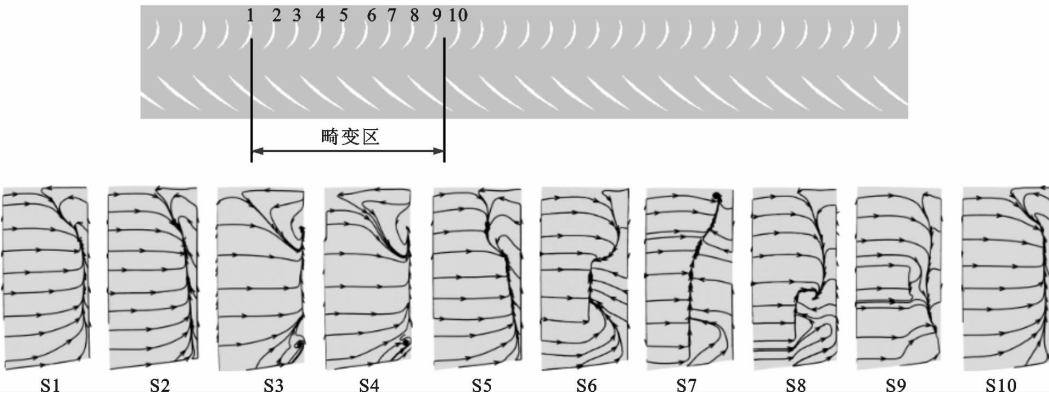


图 18 90°畸变角时静叶与畸变区相对位置及静叶吸力面极限流线分布

叶分离范围变大,但仍小于 120°畸变角时的最大分离范围。

当畸变角减小到 30°时,激波结构和强度以及叶顶泄漏流在一个周期内变化不大,仅在退出畸变边界处斜激波波前马赫数稍有增加。静叶吸力面不存在较大范围的分离,与均匀来流时的流线分布差别不大,此处不再赘述。可见,当畸变角减小到一定程度时,动叶对不均匀流场的掺混能力较强,下游静叶几乎不受进口畸变的影响,但是这个临界值还需要进一步探索。

3 结 论

- (1)存在进口总压周向畸变时,压气机的性能明显恶化,表现为效率和压比明显下降,稳定工作范围也有所减小,而且随着畸变角的增大,性能下降越严重。
- (2)动叶流场对进口畸变的响应表现为叶顶区域激波和泄漏涡的结构、强度和位置的改变。在进

入和退出畸变区域的过程中,叶片前缘斜激波的波前马赫数会相应减小和增大,并会沿着相邻叶片吸力面前后移动,流道内第 2 道激波在畸变区内强度会明显减弱,同时也造成叶顶间隙泄漏流流量的增加和泄漏涡起始点的前移。

(3)畸变通过动叶后对下游静叶流场也造成影响,静叶叶顶区域和叶根角区分离范围随着进入畸变区逐渐变大,退出畸变区又逐渐减小。

(4)当畸变角减小到 90°时,流场对畸变的响应规律不变,只是受影响的流道数减少。当畸变角减小到 30°时,动叶流场变化很小,静叶流场几乎不受影响,说明当畸变角减小到一定程度时,畸变通过动叶后完全衰减,但这个临界值还需进一步研究。

参考文献:

[1] KOFF B L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 577-595.

- [2] FIDALGO V J, HALL C A. A study of fan-distortion interaction within the NASA Rotor 67 transonic stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 14(5): 1-8.
- [3] PAGE J H, HIELD P, TUCKER P G. Effect of inlet distortion features on transonic fan rotor stall [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140(7): 1008-1019.
- [4] ZORI L, GALPIN P, CAMPREGHER R, et al. Time-transformation simulation of a 1.5 stage transonic compressor [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(7): 3-8.
- [5] REID C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion [C]// *ASME 1969 Gas Turbine Conference and Products Show*. New York, USA: ASME, 1969: 29-43.
- [6] SANGER N L. Performance of a 1.57 pressure-ratio transonic fan stage with a screen-induced 90 deg circumferential inlet flow distortion; NASA TN-D8163 [R]. Cleveland, USA: NASA, 1975: 7-17.
- [7] COLPIN J, KOOL P. Experimental study of an axial compressor rotor transfer function with non-uniform inlet flow [C]// *ASME 1978 International Gas Turbine Conference and Products Show*. New York, USA: ASME, 1978: 69-78.
- [8] DATKO J T, O'HARA J A. The aeromechanical response of an advanced transonic compressor to inlet distortion [C]// *ASME 1987 International Gas Turbine Conference and Exhibition*. New York, USA: ASME, 1987: 189-200.
- [9] ZHANG W Q, VAHDATI M. A parametric study of the effects of inlet distortion on fan aerodynamic stability [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(1): 1212-1223.
- [10] GIULIANI J E, CHEN J P. Fan response to boundary-layer ingesting inlet distortions [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(10): 3232-3243.
- [11] 孙鹏, 高海洋, 钟兢军. 总压畸变对超声速压气机动叶端区流场结构的影响 [J]. *推进技术*, 2013, 34(6): 747-753.
SUN Peng, GAO Haiyang, ZHONG Jingjun. Effects of total pressure distortion on rotor end wall flow structure of a supersonic compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 747-753.
- [12] 高海洋, 孙鹏, 钟兢军. 总压畸变对跨声速压气机静叶端区流场结构影响研究 [J]. *推进技术*, 2014, 35(5): 641-647.
GAO Haiyang, SUN Peng, ZHONG Jingjun. Effects of total pressure distortion on stator end-wall flow structure of a transonic compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(5): 641-647.
- [13] GUNN E J, HALL C A. Aerodynamics of boundary layer ingesting fan [C]// *ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. New York, USA: ASME, 2014: 24-37.
- [14] SUN P, FU W G. Numerical research on inlet total pressure distortion in a transonic compressor with non-axisymmetric stator [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(2): 667-678.
- [15] 徐文峰. 非轴对称静叶间隙对畸变条件下压气机流场影响的数值研究 [D]. 大连: 大连海事大学, 2018: 1-7.
- [16] STRAZISAR A J, WOOD J R, HATHAWAY M D, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow compressor rotor; NASA technical paper 2879 [R]. Cleveland, Ohio, USA: Lewis Research Center, 1989.
- [17] 余春华, 李秋实, 袁巍, 等. 进口畸变下非定常数值模拟进口边界数学模型 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23(9): 1695-1700.
YU Chunhua, LI Qiushi, YUAN Wei, et al. Boundary condition model for unsteady numerical simulation under inlet distortion [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(9): 1695-1700.
- [18] GOVARDHAN M, VISWANATH K. Investigations on an axial flow fan stage subjected to circumferential inlet flow distortion and swirl [J]. *Journal of Thermal Science*, 1997(4): 241-250.
- [19] 尹超, 金海良, 银越千. 进气畸变下压气机过失速三维非定常模型探索 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(6): 1393-1402.
YIN Chao, JIN Hailiang, YIN Yueqian. Exploration of three-dimensional unsteady model for compressor post-stall under inlet distortion [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(6): 1393-1402.
- [20] MANWARING S R, FLEETER S. Inlet distortion generated periodic aerodynamic rotor response [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(2): 298-307.

(编辑 荆树蓉)