

进气畸变对跨声速轴流压气机气动影响的机理研究

李茂义, 袁 巍, 陆亚钧, 宋西镇

(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: 利用插板模拟跨声速轴流压气机进口流场畸变. 通过实验和数值模拟两种手段详细分析了进口畸变下跨声速压气机的流动特点、激波沿周向的分布以及压气机的失速机理. 实验和数值模拟的结果表明: 插板使压气机前的不同周向位置产生正、负预旋流动; 转子前速度的周向分布沿轴向是不断变化的, 在距离转子较近时, 畸变区的轴向速度反而较大; 气流在过渡区 A(转子进入低压区) 时为正预旋, 为非激波区; 在过渡区 B(转子退出低压区) 和畸变区时为负预旋, 为强激波区; 过渡区的泄漏涡最强, 是不稳定流动的诱发区域.

关 键 词: 跨声速轴流压气机; 进气畸变; 激波结构; 泄漏涡; 失速机理

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Mechanism investigation of aerodynamic effect on the inlet flow distortion in a transonic axial-flow compressor

LI Mao-yi, YUAN Wei, LU Ya-jun, SONG Xi-zhen

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An inlet flow distortion with plugboard was simulated. The flow-field characteristics, circumferential distribution of shock wave and stall mechanism were analyzed in detail. Experiment and numerical simulation were conducted. The experimental and numerical simulation results show that the positive and negative pre-rotation were generated in front of the compressor at different circumferential respectively, and the circumferential distribution of velocity in front of the rotor constantly changed along axial direction. The axial velocity of distortion sector was larger near the rotor leading edge. The air flow was under positive pre-rotation in non-shock wave region at transition sector A where the rotor was rotated into the low pressure sector. It was under negative pre-rotation in strong shock wave region at transition sector B where the rotor was rotated out of the low pressure sector. The leakage vortex of transition sectors was stronger than any other sectors. So the transition sectors were the regions where unstable flow occurred in advance.

Key words: transonic axial-flow compressor; inlet flow distortion;
shock wave structure; leakage vortex; stall mechanism

收稿日期: 2012-12-13

基金项目: 国家自然科学基金(50906001)

作者简介: 李茂义(1974—), 男, 山西闻喜人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

符号表

c	叶片弦长(mm)	π^*	总压比
D	机匣内径	η_r^*	相对效率
W	相对速度	$\eta_{r,peak}^*$	峰值相对效率(%)
V	绝对速度	$\Delta\eta_{r,peak}^*$	峰值相对效率增量(%)
m_r	相对流量	S_m	失速裕度(%)
t^*	总温(℃)	ΔS_m	相对裕度增量(%)
p^*	总压		

下标

1	表示压气机进口	t	表示周向分量
2	表示压气机出口	z	表示轴向分量

第 5 代战斗机必须具备超声速巡航、隐身性、高机动性和短距离起降功能. 这对未来发动机的性能提出了更高的要求. 其中高机动性和短距离起降,势必使压气机的进口产生强烈的复合畸变. 早在 20 世纪 50 年代,Harry 和 Malker 等^[1-2]利用畸变网模拟发动机进口畸变流场,实验研究了周向、径向和复合压力畸变对发动机气动性能和稳定性的影响,研究结果表明,进气畸变严重恶化了发动机气动性能和稳定裕度. 通过分析进气畸变对叶尖泄漏流以及叶片气动负荷的影响^[3-4],国内外专家探索了进气畸变影响压气机气动性能和稳定性的流动因素. Hah 等^[5]深入分析了进气周向总压畸变对跨声速压气机转子绕流流场结构的影响,实验结果显示:跨声速状态下转子叶片扫过畸变低压区时,叶尖通道产生强烈脉动,其活动范围高达 20%叶片弦长,非定常激波与叶片附面层强烈干扰,导致流动堵塞面积显著增加. 在预测进口畸变条件下压气机的稳定性方面,研究者们发展了多种较为完善的理论预测模型,包括平行压气机模型^[6-7]、线性模型^[8]、激盘和半激盘模型以及 H&G 模型^[9]等. 张靖焯^[10]则对进口畸变条件下叶顶间隙流对压气机失稳的非定常机理进行了研究. 随着计算机技术的不断提高,三维的数值模拟在进气畸变的研究中得到广泛的应用^[11-13]. 对于作战飞机高机动飞行和短距离起降,其引起的进口畸变对跨声速压气机气动影响的流动机理并没有完全研究清楚. 本文通过在跨声速轴流压气机(下文简称压气机)进口安装插板来模拟飞机大仰角飞行引起的压气机进口流场畸变,详细分析了进口畸变对压气机气动影响的机理.

1 实验方案及数值计算方法介绍

本文通过实验和数值模拟两种手段在 98%

转速对进气畸变条件下压气机单转子的流动机理进行了详细的研究. 具体的实验方案和数值模拟方法如下.

1.1 实验台及实验方案

研究所用的压气机单转子的参数如表 1 所示.

表 1 压气机单转子设计参数
Table 1 Design parameters of single rotor of compressor

参数	数值
叶片数	17
叶片弦长/mm	80.54
轮毂比	0.565
展弦比	0.956
叶尖间隙/mm	0.9
设计转速/(r/min)	22000
叶尖切线速度/(m/s)	409.85

图 1 为该压气机实验台的示意图. 从前往后看,压气机为顺时针旋转. 通过在转子前 2D 处安装无孔插板来模拟压气机进口畸变流场. 插板的堵塞比为 50%. 在压气机进口 1-1 截面均匀布置了 6 支 5 孔总压梳,进口总压梳距离转子前缘 0.75c. 在压气机出口 3-3 截面均匀布置了 8 支 6 孔总压梳,出口总压梳距离转子尾缘 0.5c. 2-2 截面距离转子尾缘约 0.25c,均布了 3 支动态总压传感器,分别布置在 10%叶高、50%叶高和 90%叶高,用来判断压气机失速.

图 2 为压气机的周向分区图. 为了研究的方便,将压气机沿周向分为 4 个区,它们分别是:非畸变区、过渡区 A(转子转进低压区)、畸变区和过渡区 B(转子转出低压区).

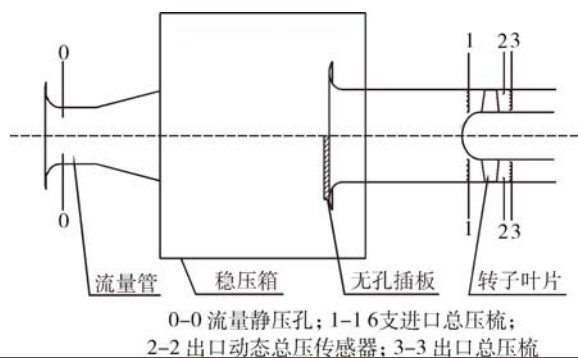


图 1 压气机实验台示意图

Fig. 1 Schematic of compressor experiment rig

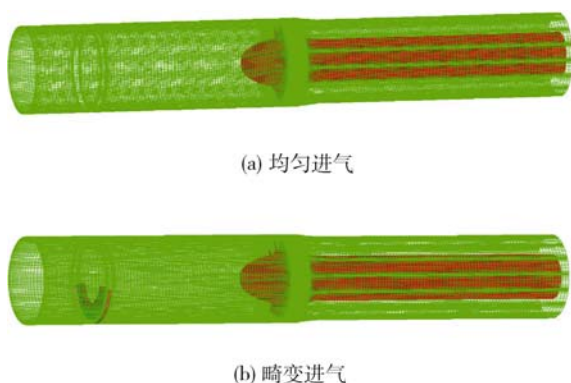


图 3 数值模拟网格

Fig. 3 Numerical simulation mesh

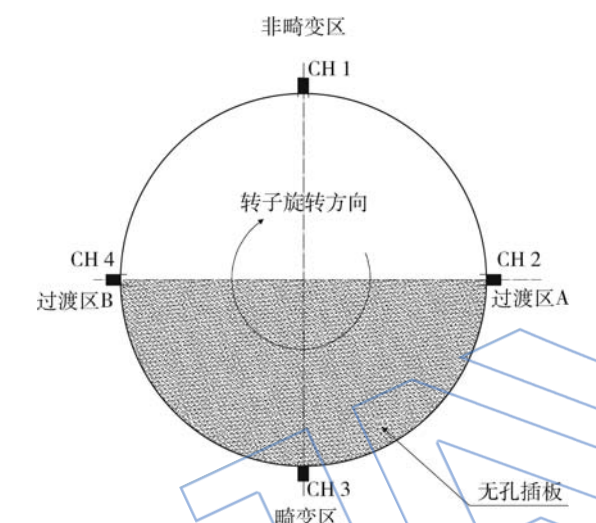


图 2 压气机周向分区图

Fig. 2 Schematic of circumferential sectors in compressor

1.2 数值模拟方法

数值模拟采用 NUMECA-Fine 商业软件. 用时间推进法求解三维非定常雷诺平均的 Navier-Stokes 方程. 物理时间步长为 1.7×10^{-5} s. 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 一方程模型. 在转子前设置了非定常转静交界面, 数据传递采用 Domain Scaling Method, 转子前的计算域为静止域, 转子及其以后的计算域为转动域. 进口给定总温、总压. 出口给定中径处的反压, 其他半径处的反压有径向平衡方程求得. 固壁采用绝热、无滑移边界. 数值模拟的网格如图 3 所示, 均匀进气的网格节点为 448.9392 万, 畸变进气的网格节点为 444.4529 万. 插板距转子前缘为 2D, 距计算域进口为 1D. 插板壁面附近的网格采用加密处理. 为了在畸变进气时压气机出口的气流进行充分的掺混, 计算域出口距转子尾缘定为 3D.

2 结果及分析

2.1 综合性能对比

图 4 为实验和数值模拟的压气机在均匀进气和畸变进气条件下的特性对比图. 从图中可以看出: 均匀进气时, 实验和数值模拟的特性线比较吻合; 而畸变进气时, 实验和数值模拟的特性线有一

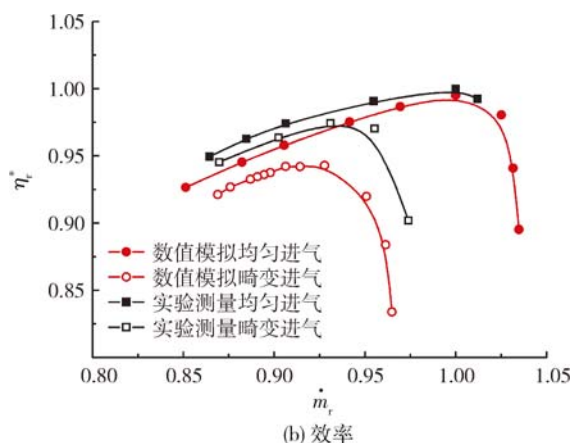
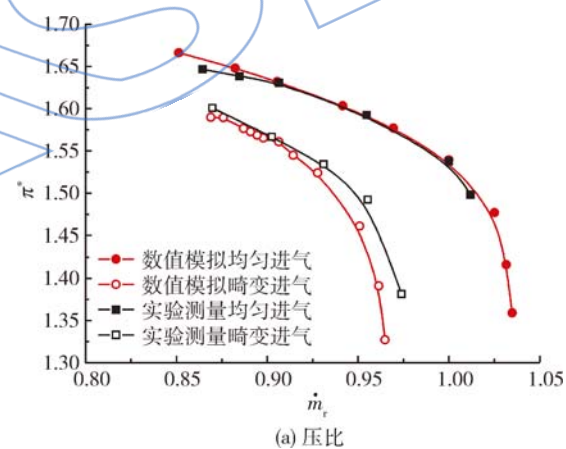


图 4 压气机特性图

Fig. 4 Performance of compressor

些差异.其原因是:插板式进气畸变流场中存在强烈的非定常和旋涡流动,而S-A湍流模型的模拟精度受到限制.不过仍然可以定性地进行进气畸变对压气机气动影响的机理分析.

实验和数值模拟的结果均显示进气畸变使压气机的综合性能大幅降低.表2和表3分别为实验和数值模拟的性能参数对比表.图中的相对流量 m_r 是指实际流量与实验测量均匀进气的峰值效率点流量的比值;相对效率 η_r^* 是指实际效率与实验测量均匀进气的峰值效率的比值.

表2 实验性能对比表

Table 2 Performance comparison list of experiment

工况	$\eta_{r,peak}^*/\%$	$\Delta\eta_{r,peak}^*/\%$	$S_m/\%$	$\Delta S_m/\%$
实验均匀进气	100	0	23.86	0
实验畸变进气	97.43	-2.57	17.81	-6.05

表3 数值模拟性能对比表

Table 3 Performance comparison list of numerical simulation

工况	$\eta_{r,peak}^*/\%$	$\Delta\eta_{r,peak}^*/\%$	$S_m/\%$	$\Delta S_m/\%$
数值均匀进气	100	0	27.15	0
数值畸变进气	94.28	-5.2	11.38	-15.77

2.2 峰值效率点压气机进口流场特点

对相对流量 $m_r=0.955$ (畸变进气的峰值效率点)处的流场进行分析.在进口畸变条件下,压气机进口流场呈现强烈的周向非对称性.由于插板引起的旋涡流动分离,使压气机进口气流产生了预旋.利用插板式进口畸变对一台低速轴流压气机进行的实验研究也得到了同样的结论^[14-15].图5为数值模拟得到的压气机进口的速度和总压沿周向的分布以及沿轴向的发展情况.

在图5中, 0° 位置对应非畸变区, 180° 位置对应畸变区.如图5(a)所示,在93.3%叶高,距离转子前缘 $2.0c$ (c 为转子叶片弦长)的轴向截面,在过渡区A时,气流为正预旋;在过渡区B时,气流为负预旋;在畸变区则不存在预旋.畸变区为低速流动,并且在大约 90° 的周向范围内,存在倒流现象.在距离转子前缘 $1.0c$ 的轴向截面,进口总压和进口周向速度并没有发生太大的变化.不过,由于这个轴向位置已经不在旋涡区,因此,畸变区已经不存在倒流.在距离转子前缘 $0.25c$ 的轴向截

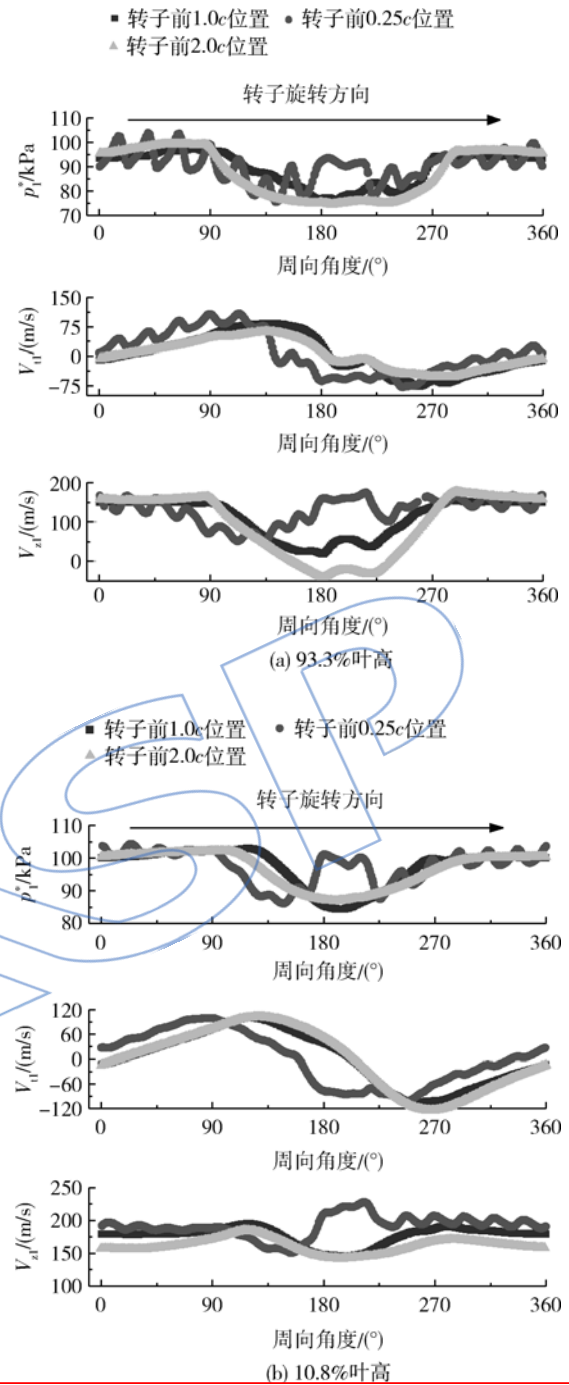


图5 数值模拟压气机畸变进气进口速度和总压的周向分布

Fig. 5 Inlet velocity and total pressure of compressor in circumference under inlet-flow distortion by numerical simulation

面,由于正、负两股预旋气流在畸变区汇合而使轴向速度增大,在传统的低压区,轴向速度反而较高,总压也随之升上.

从周向速度来看,在距离转子较远时,畸变区周向速度几乎为零,过渡区A为正预旋,过渡区B为负预旋.然而在距离转子较近时,畸变区也存在一定的负预旋.由于畸变区较高的轴向速度和

进气负预旋,反而会使畸变区的相对速度和攻角增大,加功能力增强.

图5(b)为10.8%叶高的进口流场,图5(b)与图5(a)的区别主要在于在所取的3个轴向截面10.8%叶高的轴向速度均大于零,均在150 m/s到250 m/s之间.由此可见,插板后的旋涡流动对叶尖的影响要大于对叶根的影响.

2.3 峰值效率点压气机出口流场特点

对相对流量 $\dot{m}_r = 0.955$ (畸变进气的峰值效率点) 的出口参数进行分析,并将部分参数与实验进行了对比.从图6中93.3%叶高和10.8%叶高

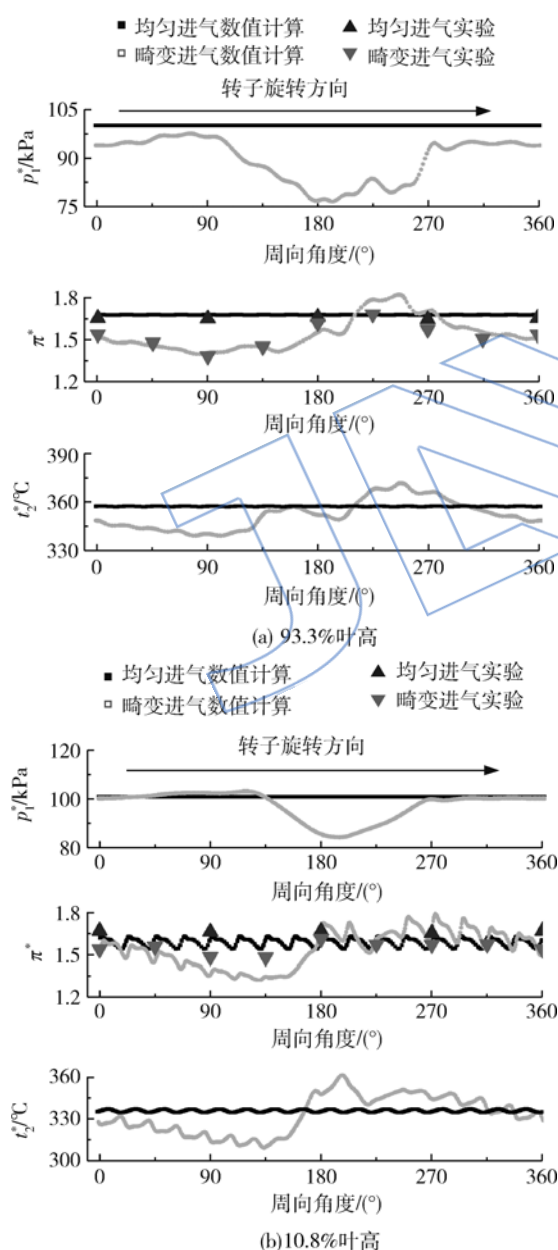


图6 数值模拟的压气机出口参数

Fig. 6 Outlet parameters of compressor by numerical simulation

的流场参数可以看出:均匀进气时,实验和数值模拟的压比沿周向分布重合得比较好.畸变进气时,虽然实验和数值模拟的压比沿周向分布并不完全重合,但是实验和数值计算压比沿周向分布的趋势是一致的.

由于畸变进气时,在距离转子前缘较近的轴向截面,过渡区A为正预旋,该区域相对速度和攻角减小;在过渡区B为负预旋,该区域的相对速度和攻角增大;在畸变区为负预旋,且轴向速度较大,该区域的相对速度和攻角均增大.因此,在过渡区A激波减弱且加功能力减弱,在过渡区B和畸变区激波增强且加功能力增强.正如图6所示,在畸变区和过渡区B的压比和总温最高,图7的实验结果也表明,均匀进气时,压比沿周向均布,而畸变进气时,畸变区和过渡区B的压比较高,过渡区A的压比最低.

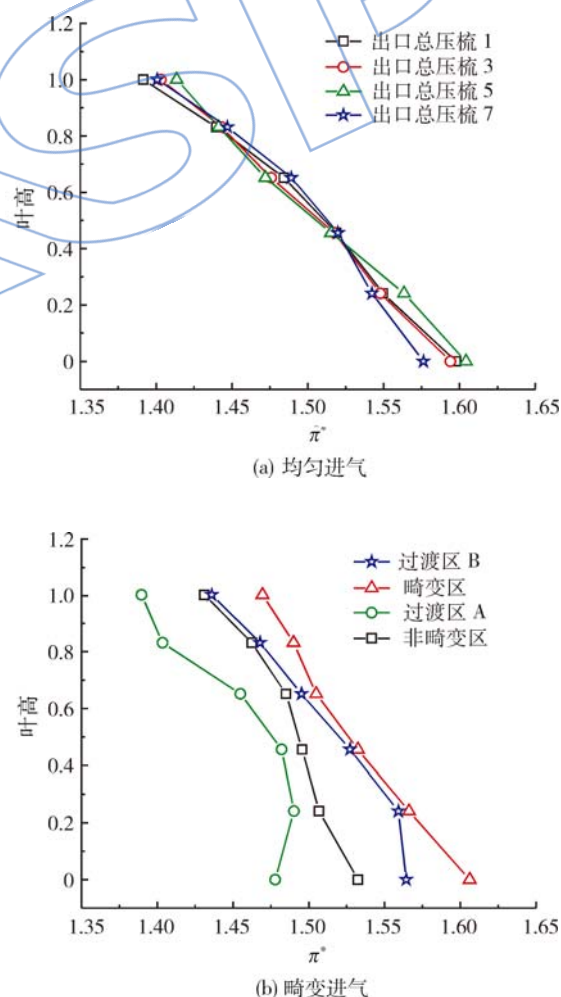


图7 实验测量的压比沿周向的分布

Fig. 7 Distribution of total pressure ratio in circumference by experiment

2.4 峰值效率点激波沿周向的分布

图8为数值模拟的90%叶高的相对马赫数云图。从图8(a)可以看出,均匀进气时,叶片前缘为贴体的斜激波。图8(b)~图8(e)为畸变进气时的压气机4个周向位置的相对马赫数云图。从图中可以看出,过渡区A并不存在激波;畸变区和过渡区B的激波最强。这与上一节的分析结果是一致的。

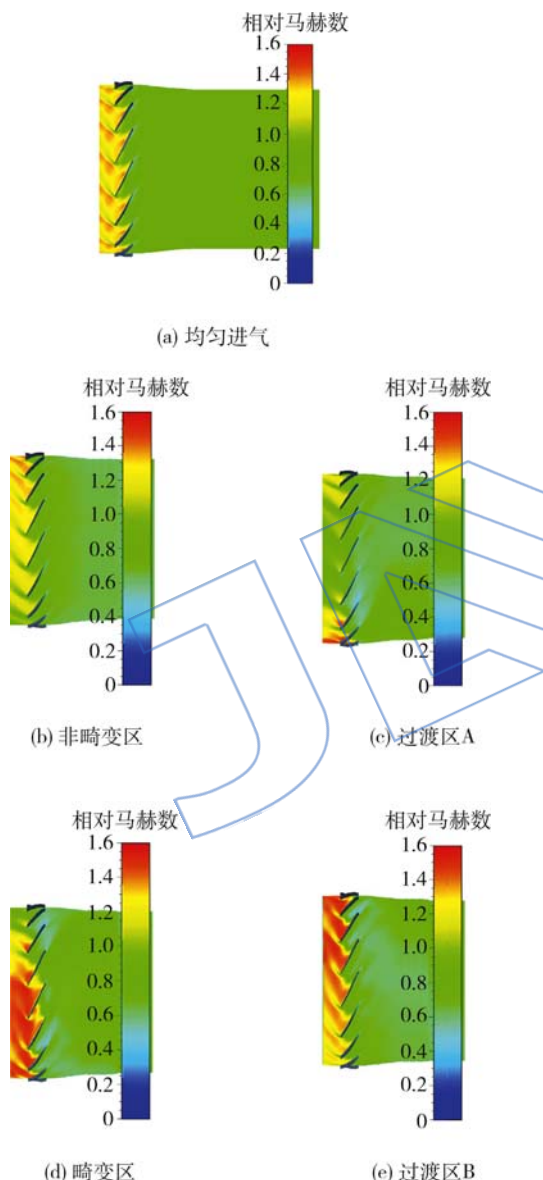


图8 90%叶高的相对马赫数云图

Fig. 8 Relative Mach number map at 90% blade height

图9为数值模拟的50%叶高的相对马赫数云图。从图9(a)可以看出,均匀进气时,叶片前缘为脱体的正激波。从图9(b)~图9(e)可以看出,畸变进气时,激波沿周向的分布于90%叶高类

似,过渡区A并不存在激波;畸变区和过渡区B的激波最强。

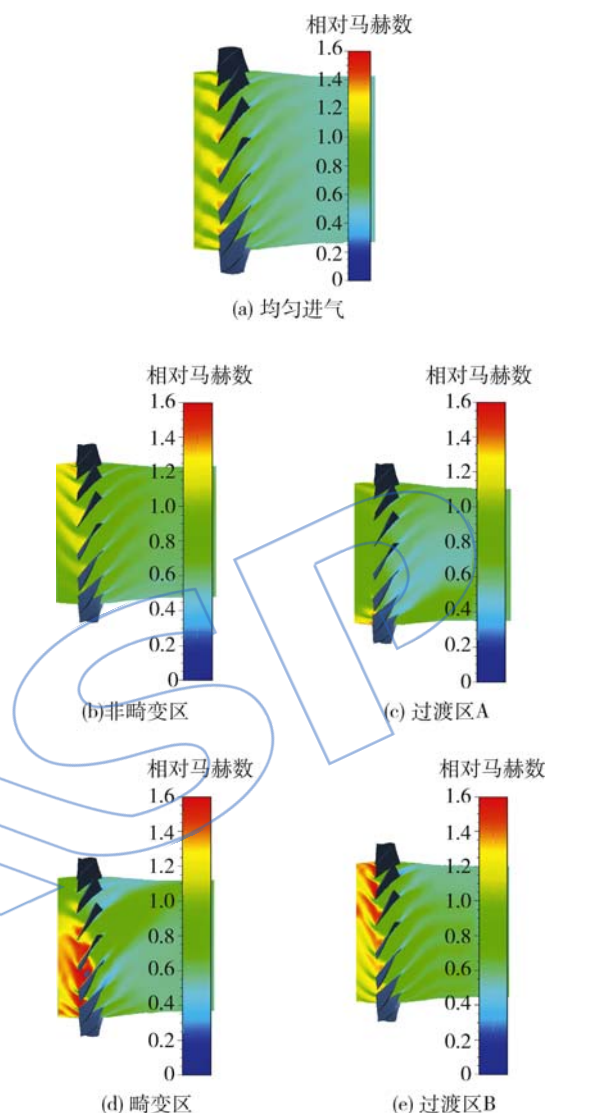


图9 50%叶高的相对马赫数云图

Fig. 9 Relative Mach number map at 50% blade height

图10为数值模拟的10%叶高的相对马赫数云图。该压气机转子叶片在叶根处为亚声速叶型,均匀进气时是靠气流的转弯来加功。从图10(a)可以看出,均匀进气时,叶根处并不存在激波。由于在过渡区B和畸变区相对速度和攻角比较大,因此,从图10(d)和图10(e)中可以看出,畸变进气时,在叶片前缘则存在一个较强的正激波,对于亚声速叶型来说,这势必造成较大的激波损失。

2.5 峰值效率点熵分布分析

通过熵值在压气机中的分布情况,可以直观地看出进气畸变时,压气机损失的主要来源。图11为转子出口3-3截面95%叶高、50%叶高和

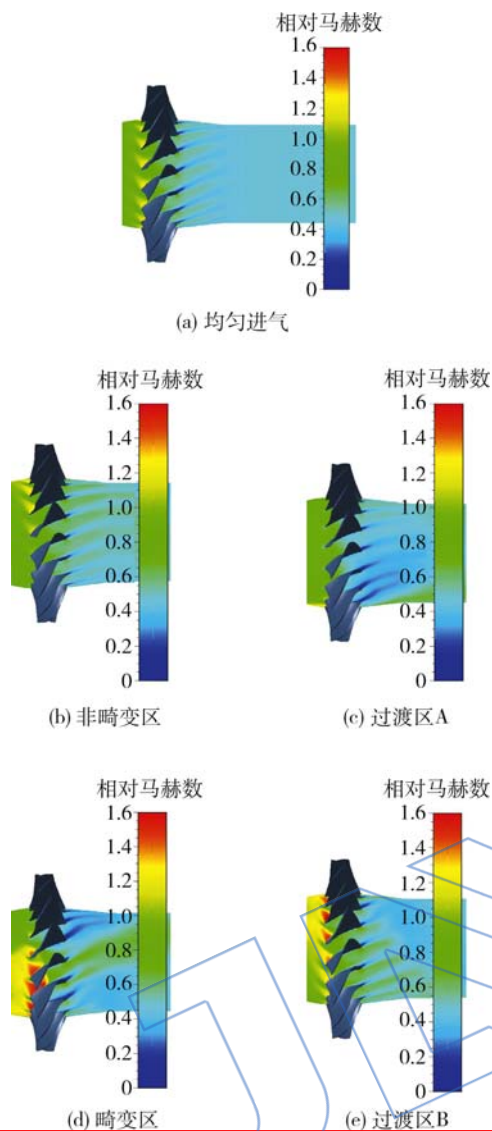


图 10 10%叶高的相对马赫数云图

Fig. 10 Relative Mach number map at 10% blade height

10%叶高,均匀进气和畸变进气的熵沿周向分布的对比图。从图中可以看出,在95%叶高,在整个周向范围,畸变进气的熵值均大于均匀进气。从图8的叶尖相对马赫数云图可知,与均匀进气相比,畸变进气的畸变区和过渡区B的激波较强。图12则为压气机进口转子前缘的相对马赫数的周向分布图。从图12也可以看出,与均匀进气相比,畸变进气的畸变区和过渡区B的相对马赫数较大。因此这两个扇区的损失主要为较强的激波损失。从图8(c)和图12均可以看出,过渡区A为亚声速流动。由图5已经知道,进气畸变在径向上对周向速度影响不大,对轴向速度影响则较大。图13为转子前0.25c处截面95%叶高、50%叶高和10%叶高的轴向速度分布情况。对于过渡区A的高损

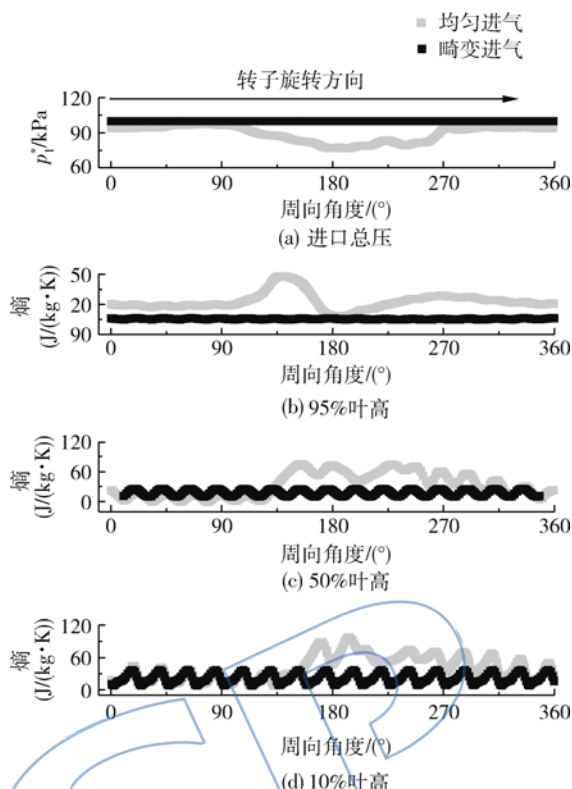


图 11 数值模拟的均匀和畸变进气熵的周向分布

Fig. 11 Entropy of uniform and distorted inlet flow at circumference by numerical simulation

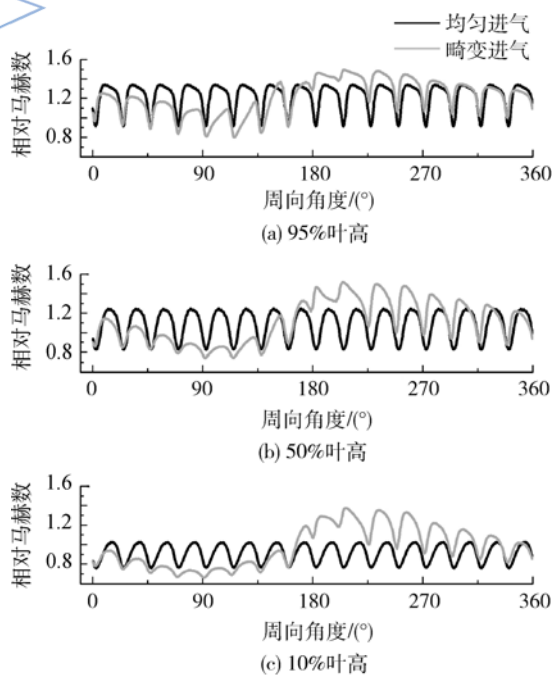


图 12 数值模拟的压气机进口相对马赫数的周向分布

Fig. 12 Relative Mach Number of compressor inlet at circumference by numerical simulation

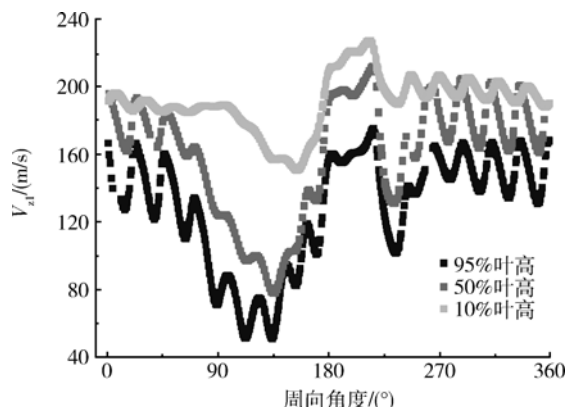


图13 数值模拟的畸变进气轴向速度在径向和周向的分布

Fig. 13 Distribution of axial velocity in radial and circumferential direction under inlet distortion by numerical simulation

失,则是由于叶尖区域的轴向速度最小,攻角最大,叶背更容易分离.因此,过渡区A叶尖区域的损失则主要来自于叶背分离损失.

从图9和图10的50%叶高和10%叶高相对马赫数云图可以看出,在50%叶高和10%叶高,相比均匀进气,畸变进气的畸变区和过渡区B为强激波.图12转子前缘的高相对马赫数区域正是畸变区和过渡区B,也正好对应着畸变进气的高熵区.因此,这两个扇区的强激波损失是畸变进气时叶中和叶根损失的主要来源.

2.6 压气机的失速特性

图14为数值模拟得到的 $\dot{m}_r=0.869$ (畸变进气的近失速点)时的叶尖泄漏涡及相对马赫数云图.从图14(a)均匀进气可以看出,在近失速点,槽道为脱体正激波.泄漏涡由压力面流到吸力面时,由于激波位置比较靠前,激波驻点距转子前缘约 $1/3$ 倍弦长.泄漏涡的动能没有从主流区得到充分的补充便与激波相遇,由于激波与泄漏涡的干涉作用,在下一个叶片压力面的前缘形成一个低能区.由于泄漏涡的动能无法完全克服激波后的反压作用,使泄漏涡不能顺着槽道流出转子叶片通道,而是流到了下一个转子叶片的压力面,造成堵塞.泄漏涡的一部分流体还通过下一个转子叶片的叶顶间隙流到了再下一个叶片的压力面,进一步加剧了叶尖流动的堵塞.在有微小气流扰动的作用下,压气机便迅速进入失速.

图14(b)~图14(e)为畸变进气时压气机4个周向位置的叶尖泄漏涡.从图中可以看出,过渡区B的泄漏涡及叶顶相对马赫数与均匀进气近失速点很相似.槽道为脱体正激波,激波驻点在距离转子前缘约 $1/3$ 倍弦长处,泄漏涡的动能得不到充分的补充,无法克服激波后的反压作用,使泄漏流无法随着主流流出槽道,造成叶尖区域的堵塞.加上畸变进气时强烈的气流扰动,进而诱发该区域首先失稳.

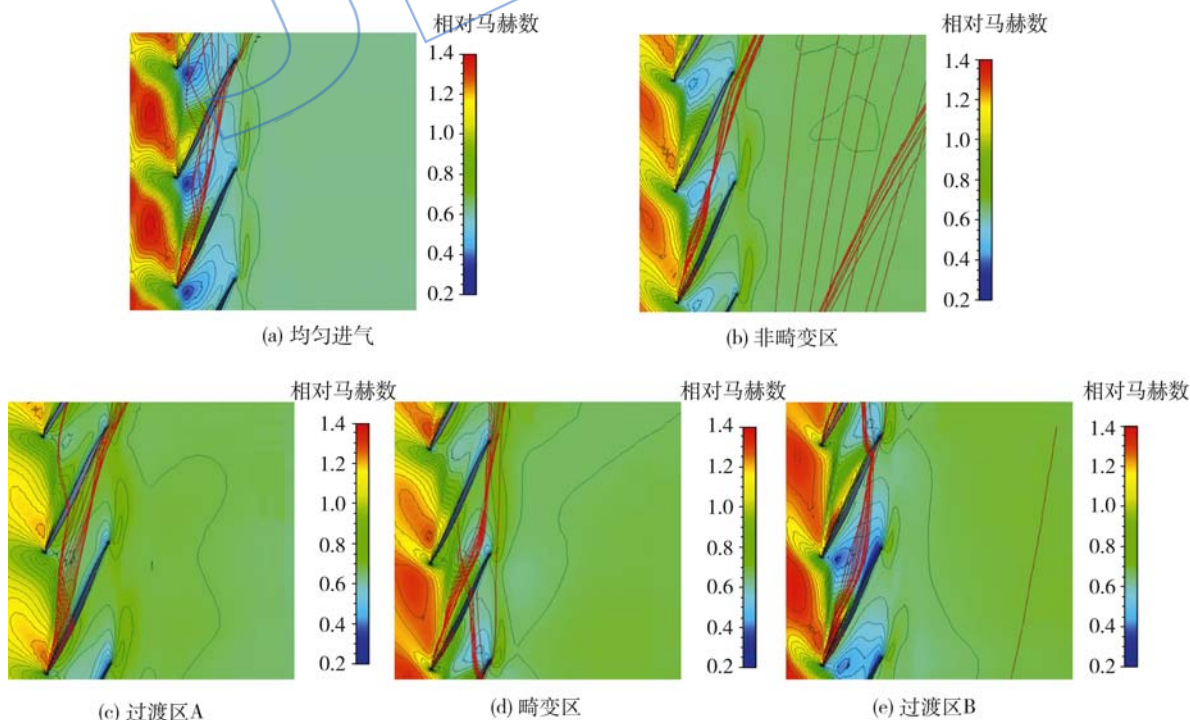


图14 叶尖泄漏涡及相对马赫数云图

Fig. 14 Tip leakage vortex and relative Mach number map

从图 14(c)可以看出,在过渡区 A,叶尖泄漏涡仍然流到了下一个叶片的压力面,没有完全随主流流出槽道,造成叶尖通道的堵塞.由于过渡区 A 为正预旋且轴向速度较小,所以在该区域为亚声速流动.此时,叶尖基元级的攻角对泄漏涡以及压气机的稳定性的影响占主导地位.下面则从进口相对气流角的角度进行了分析.

图 15 为数值模拟的 98% 叶高进口相对气流角 $\arctan(W_t/W_z)$ 沿周向分布图.压气机进口相对气流角可以反映进口攻角的大小.由于过渡区 A 较小的轴向速度和过渡区 B 较强的负预旋,使这两个扇区的进气攻角较大.由图 15 可以看出:过渡区 A 的进口相对气流角最大,过渡区 B 次之,而非畸变区和畸变区的进口相对气流角与均匀进气相当.从攻角特性来看,过渡区 A 的吸力面更容易发生分离,从而使泄漏涡得不到足够的动能补充,不足以克服出口反压的作用,进而造成转子叶片尖区的堵塞,引起压气机的不稳定流动.过渡区 B 次之.

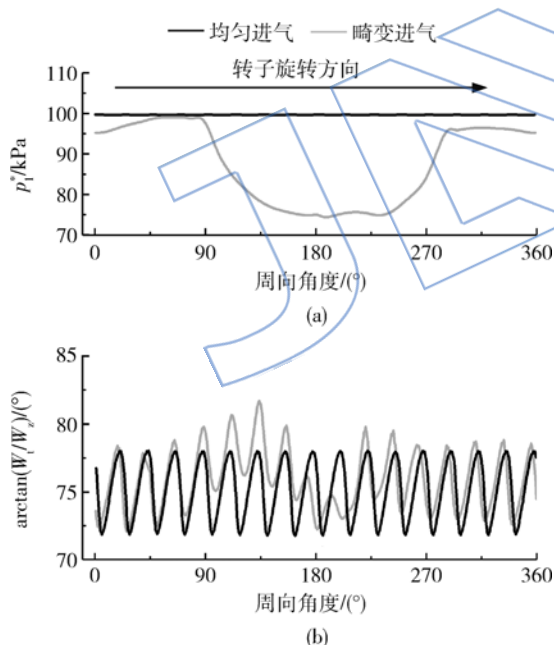


图 15 数值模拟 98% 叶高的进口相对气流角沿周向分布

Fig. 15 Distribution of inlet relative airflow angles at 98% blade height in circumference by numerical simulation

综合以上分析,过渡区 B 由于强的脱体正激波,以及激波与泄漏涡的干涉作用,使过渡区 B 的泄漏涡无法流出叶片通道,造成堵塞.过渡区 A 为亚声速流动,并且进气攻角最大,叶背的分离使

泄漏涡得不到动能补充,造成尖区的堵塞.因此,在进气畸变条件下,过渡区为压气机失速的诱发区域.

3 结 论

结合实验和数值模拟两种手段,通过对插板式畸变进气条件下压气机的流场进行详细的分析,揭示了一些流动机理,得到了以下结论:

1) 传统的畸变区总是与低压区相对应的,这主要是由于进口总压图谱的测试截面距离转子前缘较远的缘故.对于进气道唇口分离式进口畸变,在距离转子前缘较近时,由于正、负两股预旋气流的汇合以及远离了旋涡区而使畸变区的速度增大,畸变区反而变成了总压较高的区域.

2) 插板后的旋涡流动对转子叶尖区的影响要大于对叶根区的影响.

3) 进气畸变条件下,压气机流动损失的主要来源为转子叶尖以及叶中和叶根的畸变区和过渡区 B.

4) 过渡区 B 强的脱体正激波,以及过渡区 A 的大进气攻角,使过渡区的泄漏涡得不到充分的动能补充,造成尖区的堵塞.因此,在进气畸变条件下,过渡区为压气机失速的诱发区域.

致谢:

本文的实验工作得到了李志平、李绍斌等老师以及王卓奇博士、甘露硕士的鼎力帮助,在此深表感谢!

参考文献:

- [1] Harry D P, Lubick R J. Inlet-air distortion effects on stall, surge and acceleration margin of a turbojet engine equipped with variable compressor inlet guide vanes[R]. NACA RM E54K26, 1955.
- [2] Malaker L, Curtis L, et al. Effects of unequal air-flow distribution from twin inlet ducts on performance of an axial-flow turbojet engine[R]. NACA RM E54E13, 1954.
- [3] Hermanson K, Thole K. Effect of non-uniform inlet conditions on endwall secondary flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(10): 623-631.
- [4] Hirai K, Kodama H, Nozaki O, et al. Unsteady three-dimensional analysis of inlet distortion in turbomachinery [R]. AIAA 1997-2735, 1997.
- [5] Hah C, Rabe D, Sullivan T, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [J]. ASME Journal, 1998, 120(2): 233-246.
- [6] Doyle M, Dixon S, Horlock J. Circumferential asymmetry in axial flow compressors[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1966, 70(10): 956-963.

- [7] Greitzer E. Surge and rotating stall in axial flow compressors: Part I theoretical compression system model[J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98(2): 201-213.
- [8] Stenning A H. Inlet distortion effects in axial compressors[J]. Journal of Fluids Engineering, 1980, 102(1): 7-13.
- [9] Chue R, Hynes T, Greitzer E, et al. Calculation of inlet distortion induced compressor flow field instability[J]. Journal of Heat and Fluid Flow, 1989, 10(3): 211-223.
- [10] 张靖焯. 畸变条件下轴流压气机叶顶间隙流对流动失稳影响的非定常机制[D]. 北京: 中国科学院, 2007.
ZHANG Jingxuan. The unsteady mechanism and the role of tip clearance flow in distortion induced instability in an axial compressor[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2007. (in Chinese)
- [11] YAO Jixian, Steven E, Aspi R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans: Part I simulations with selected blade rows[R]. ASME Paper GT-2008-50812, 2008.
- [12] YAO Jixian, Steven E, Aspi R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans: part II entire component simulation and investigation[R]. ASME Paper GT-2008-50813, 2008.
- [13] 赵勇. 风扇/压气机非设计点性能计算和进气畸变影响预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
ZHAO Yong. Investigations on off-design performance computation and predicting methods of inlet flow distortion for fan/compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [14] 李茂义, 陆亚钧, 弓志强. 进气畸变条件下轴流压转子内流的 PIV 研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 461-466.
LI Maoyi, LU Yajun, GONG Zhiqiang. PIV investigation of the internal flow in an axial flow compressor rotor under inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 461-466. (in Chinese)
- [15] LI Maoyi, YUAN Wei, SONG Xizhen, et al. An experimental investigation about the effect of the partial treatment on a transonic axial-flow compressor performance under inlet distortion[R]. ASME Paper GT-2012-68442, 2012.