

文章编号:1000-6893(2007)增-0S62-08

静叶时序对压气机叶片附面层流动影响的数值研究

李绍斌¹, 陈 浮², 颜培刚², 王仲奇²

(1. 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重点实验室, 北京 100083)

(2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院 推进理论与技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001)

Numerical Investigation of the Effect of Stator Clocking on Blade Boundary Layer Flow in Compressor

LI Shao-bin¹, CHEN Fu², YAN Pei-gang², WANG Zhong-qi²

(1. National Key Laboratory of Aircraft Engine, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Research Institute of Propulsion Theory and Technology, School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘 要: 采用数值方法对两级低速压气机中径处的非定常流场进行模拟, 针对压气机第 2 排静叶两个典型周向位置对动静叶干扰下的叶片附面层流动进行研究。建立尾迹与附面层干扰分析模型, 结合叶片壁面摩擦力和近壁面附面层湍动能, 详细分析了尾迹和势流干扰下静叶时序改变对叶片附面层流动产生的影响。对第 2 排静叶附面层的研究结果表明: 静叶时序改变了尾迹在其叶排中的输运特征, 能够降低壁面摩擦力和近壁面湍动能及其非定常最大波动幅值, 影响吸力面附面层内动叶尾迹后沉寂区的宽度。在非定常条件下, 尾迹能够诱导静叶层流附面层在尾迹干扰的局部范围内转换发展为湍流状态, 同时高湍流度尾迹的干扰具有抑制逆压梯度下附面层分离的作用, 并能够延长层流区的范围。

关键词: 非定常干扰; 时序; 附面层转捩; 尾迹; 压气机

中图分类号: V231.3; V211.1⁺5 **文献标识码:** A

Abstract: Numerical simulation is applied to investigate the unsteady flow fields at the mid-span of a two-stage low-speed compressor. Detailed analysis of blade unsteady boundary layer flow of rotor-stator interaction condition is presented by the analysis model of rotor wake and stator boundary layer interaction under typical clocking positions of the second stator row. The skin friction of suction side and turbulence kinetic energy close to the suction side are presented to analyze the effect of stator clocking on blade boundary layer flow. Results of the research on the second stator boundary layer show that stator clocking alters the transportation character of the wakes in the stator flowfield, reduces the skin friction and turbulence kinetic energy close to the wall as well as the maximum unsteady fluctuations. And it also affects the calmed region width behind the rotor wakes in the stator blade suction side boundary layer. Under unsteady condition, the stator laminar flow can be induced to turbulent flow in local wake disturbance region (wake-induced transition), and the wake disturbance with high turbulence intensity is able to control the boundary layer separation flow under negative pressure gradient and to extend the range of laminar region.

Key words: rotor-stator interaction; clocking; boundary layer transition; wake; compressor

在叶轮机内由于动静叶的相对运动使得叶栅内流动具有很强的非定常性, 尾迹与势流的交替干扰引起压力场随时间周期性的变化。压力场的变化以及尾迹和势流的交替干扰会对叶片附面层流动状态和发展产生显著的影响。在多级环境

下, 尾迹与势流的干扰不仅会影响本叶栅的附面层流动状态, 还会影响相邻和更远叶排的附面层流动, 附面层的流动状态同时显著地影响固体壁面与流体间的热传导, 从而影响机组的整体性能; 另一方面, 叶栅的周向安装位置对机组性能的影响也是近些年来的研究热点, 因此有必要深入研究和认识动静叶干扰下的叶片附面层非定常流动状态以及叶栅时序对附面层发展带来的影响。

收稿日期: 2006-10-25; 修订日期: 2007-07-04
基金项目: 国家自然科学基金 (50236020)
通讯作者: 陈 浮 E-mail: chenfu@hit.edu.cn

国外 Mayle^[1] 全面回顾了叶轮机械内附面层基本的转捩模式,总结了主要的3个转捩模式:自然转捩(natural transition)、跨越转捩(bypass transition)和分离流动转捩(separated transition)。在自然转捩中,转捩过程从层流中的弱不稳定开始,经不同过程发展为完全湍流。在跨越转捩中,自来流的强湍流度干扰促使层流附面层转捩,在叶轮机内上游叶栅的尾迹周期性的影响下游叶片附面层的转捩过程属于此模式,即尾迹诱导转捩,这也是叶轮机内最主要的转捩模式。分离流动转捩则常见于压气机和低压涡轮中,与沿流向的压力梯度密切相关。在叶轮机中,影响转捩的因素主要包括自来流湍流强度、叶片负荷、雷诺数、型面压力分布和壁面粗糙度等,因此在多级叶轮机内的复杂流动中,转捩过程具有多种模式,附面层的流动状态具有明显的非定常性。

在近几年的研究中,Ottavy 等^[2]通过实验测量和数值模拟相结合的方法研究了扩张流道中不同逆压梯度下尾迹干扰对平板附面层转捩过程和分离泡的影响,研究结果为设计压气机高负荷扩压叶栅提供了新思路 and 必要的实验数据。Walters 等^[3]采用数值模拟详细研究了扩张流道中尾迹干扰对平板附面层转捩过程非定常流动现象的影响。Hilgenfeld 等^[4]对平面大折转角扩压叶栅附面层流动研究的结果表明尾迹干扰能有效地减小叶片吸力面附面层的动量厚度,降低附面层损失,研究结果对大折转角扩压叶栅在压气机中的应用具有借鉴和指导意义。Mailach 和 Vogeler^[5-7]对一台四级低速压气机设计点和近喘点状态下的静叶非定常附面层进行了实验测量,详细分析了尾迹干扰下附面层的流动状态和特征以及静叶时序对动叶非定常气动负荷的影响。Lee 和 Feng^[8]采用数值方法研究了多级压气机中尾迹和势流对叶片的非定常干扰,分析了动叶时序效应对静叶附面层流动和叶片非定常激振力的影响。

国内,刘波等^[9]研究了不同来流条件下压气机叶片表面附面层的流动状态,通过实验数据分析了来流条件对转捩过程的影响;邹正平等^[10]对尾迹作用下不同压力梯度分布平板附面层发展进行了数值模拟,研究了低雷诺数条件下叶型负荷分布形式对附面层发展的影响;侯安平等^[11]对近年来关于轴流叶轮机时序效应的一系列研究工作进行了总结分析,并在现有的基础上给出了利用时序效应的初步工程模型;杨海涛^[12]对两级低速

压气机中时序效应进行了详细的研究,通过数值模拟研究了叶栅时序改变对动静叶干扰中尾迹和势流输运过程的影响。

本文以两级低速压气机为研究对象,采用包括湍流模型和转捩模型在内的数值方法模拟第2排静叶位于两个典型时序位置上压气机工作中径处的非定常流场,研究了动静叶干扰下静叶附面层流动的非定常性,结合吸力面壁面摩擦力和近壁面附面层湍动能分析了时序对叶片附面层流动的影响,深入认识了低速压气机中叶栅时序对叶片附面层非定常流动的影响。

1 压气机几何参数与数值方法

本文所研究的低速压气机结构如图1所示,第1级和第2级动静叶的叶型分别相同,为重复级,叶型为 NACA65-24-A₁₀-10 系列。压气机轮毂半径为 200 mm;轮缘半径为 300 mm;动叶的转速为 3 000 r/min;动静叶叶片数均为 20。R1, S1, R2 和 S2 分别代表第1级动叶、第1级静叶、第2级动叶和第2级静叶。R1 与 R2 的周向位置相同,改变 S2 的周向位置 CLK0 和 CLK1 进行时序影响的研究,如图1所示。在 CLK0 位置时 S1 与 S2 周向位置相同,该位置上 S1 的尾迹经过 S2 的流道中部,级效率最低。在 CLK1 位置时 S1 与 S2 周向角度相差 7°,该位置上 S1 的尾迹恰好输运至 S2 的前缘,根据文献^[12]的研究结果,该位置上压气机效率最高。

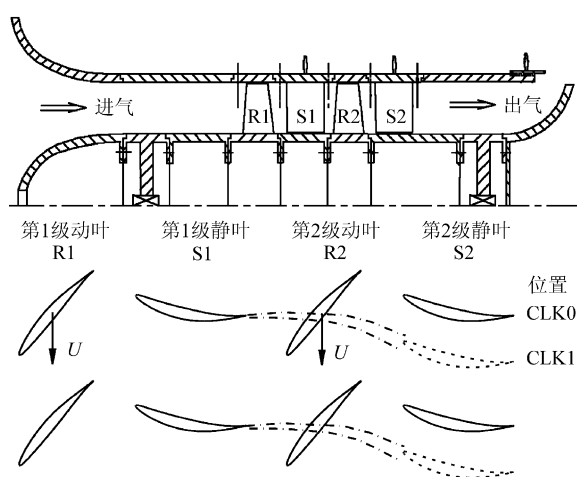


图1 压气机结构示意图

Fig.1 Sketch map of compressor configuration

取压气机中径处微元叶高段进行流场数值模拟,数值方法采用 CFX 系列软件包。微元叶高段网格采用 TurboGrid 模块生成,计算网格如图 2

所示。动静叶均采用结构化网格,环绕叶片构造O型网格,加密靠近叶片壁面的网格节点,满足第1层网格 $0.1 < y^+ < 1.0$,控制O型区域垂直壁面方向上网格的伸展比为1.1,环绕叶片一周布置200个节点,级的网格节点总数约11万。靠近壁面网格质量和数量满足湍流模型和转捩模型的要求。控制动静叶交界面网格节点的周向分布规律,尽量避免非定常计算中由于网格点分布不均匀造成交界面上下游流场参数传递的插值误差。

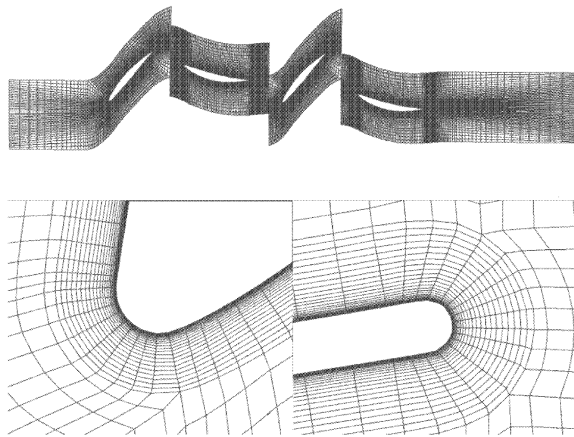


图2 计算网格及前缘、尾缘局部网格放大图

Fig. 2 Computation mesh and local view of leading edge and trailing edge

采用三维N-S求解器CFX10.0对压气机单通道级的非定常流场进行数值模拟。高分辨率格式求解流动控制方程,采用SST湍流模型和Gamma-Theta转捩模型,应用Langtry-Menter经验相关性,通过双方程模型求解得到叶片附面层层流向湍流转捩过程中的间歇性和转捩猝发雷诺数。非定常流场计算中一个周期(动叶旋转一个流道所需时间)取80个物理时间步长,计算至压气机进出口总参数周期性波动,得到收敛结果。

边界条件给定压气机设计点中径处的气动参数:进口总压为100.1 kPa;进口总温为295 K;轴向进气;进口气流的湍流强度为5%;出口给定平均静压为103.3 kPa。

2 湍流模型和转捩模型的标定

在数值模拟三维流场的计算中,湍流模型和转捩模型控制参数的选择对近壁面区域附面层流动模拟的准确性有很大影响。为了更准确模拟叶片附面层流动,获得可靠的数值计算结果,用实验结果对数值方法中的湍流模型和转捩模型控制参数进行标定。

在相同叶型、相同叶型折转角、相同进口雷诺数和气动负荷条件下,对矩形叶栅流场进行实验研究^[13]。图3中叶片吸力面墨迹流动显示了附面层流体的流动规律:在中径区域,从叶片前缘开始,墨迹流动平直;大约在57%B处,墨迹停止,在随后的(57%~67%)B范围内,墨迹显示处于停滞状态;从67%B至叶片尾缘,墨迹流动又保持平直。从理论分析推测:在(57%~67%)B范围附面层流动分离,在来流无干扰的条件下该区域存在稳定的分离泡,从分离气泡回流区的边界即层流分离点开始,形成转捩区自由剪切层,附面层的转捩点位于分离泡覆盖的区域内,而分离泡后为再附流动的湍流附面层。

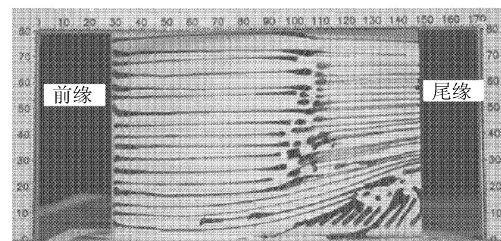


图3 吸力面墨迹流动显示照片

Fig. 3 Picture of ink flow on suction side

采用商用CFX软件包对实验叶栅流场进行数值模拟,应用SST湍流模型和转捩模型,给定合适的控制参数。图4给出了数值模拟结果中吸力面壁面剪切力 τ_{wz} 和近壁面湍动能 k 沿弦长的分布。图中壁面剪切力小于0表示气流速度方向与轴向相反,即吸力面分离泡内的回流,数值模拟的分离泡位置及宽度范围与实验很好地吻合,在

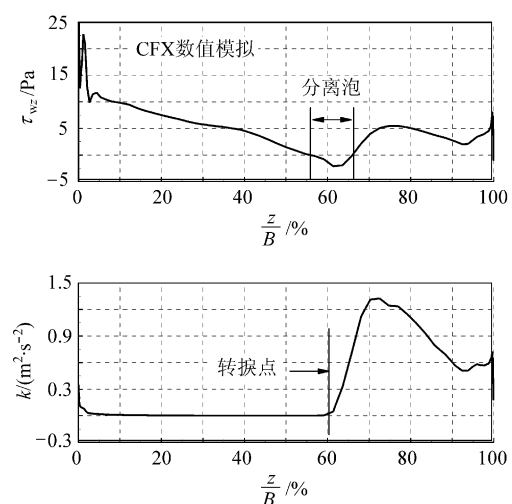


图4 吸力面壁面剪切力和湍动能沿弦长分布

Fig. 4 Distributions of wall shearing force stress and turbulence kinetic energies on suction side

前半弦长范围内壁面摩擦力逐渐减小。通过近壁面附面层流体的湍动能来描述附面层的转换过程,层流中湍动能等于0,在 $61\%B$ 处湍动能迅速增大,为转捩区的起点,在 $70\%B$ 处达到最大值,该位置比分离泡后的再附点略靠下游,随后在沿流向逆压梯度下的耗散过程中湍流附面层湍动能逐渐减小。

3 叶片非定常附面层流动分析

3.1 尾迹与叶片附面层干扰分析模型

在多级压气机内,动叶尾迹的速度亏损和尾迹内较强的湍流强度使下游叶片附面层具有显著的非定常性。基元级动叶尾迹与静叶叶片附面层干扰示意图如图5所示。从理论上分析,动叶尾迹由离散的卡门涡街构成,根据尾缘脱落涡的旋向和尾迹低能流体的来源可以将尾迹分成两个分支,分别来自动叶压力面和流道内吸力面。如图5所示,压力面分支位于动叶尾迹前边界(LB)和流道内尾迹中心线(CLP)之间,而吸力面分支位于尾迹后边界(TB)和尾迹中心线之间。由于动叶压力面和吸力面的附面层并不对称,因此动叶尾迹也不对称,该不对称性与动叶的进口气流条件和动叶气动负荷相关。尾迹中卡门涡街的平均效应正如Meyer^[14]所指出的那样,尾迹速度亏损导致其速度方向偏离势流方向,是叶栅二次流的一种表现形式。图5给出了势流和尾迹的速度三角形,显而易见,尾迹作用会增加下游叶栅的进口气流角,下游叶片气动负荷随之改变,附面层的发展也随之变化。

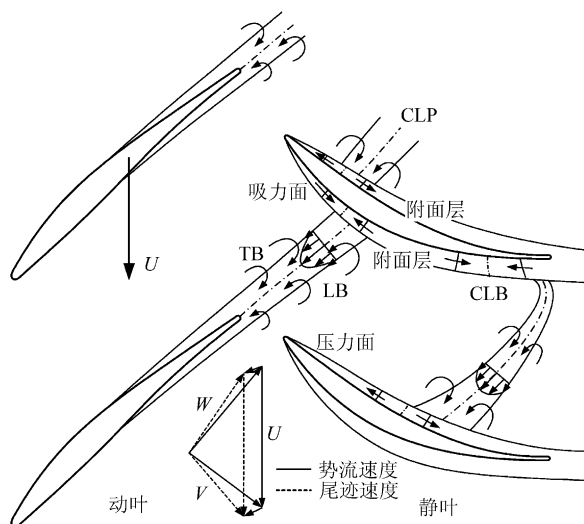


图5 动叶尾迹与静叶附面层干扰示意图

Fig. 5 Sketch map of rotor wake and stator boundary layer interaction

动叶的尾迹和势流在静叶流道内的输运过程中,静叶吸力面的加速过程使得尾迹被拉伸和扭曲,同时沿流向逆压梯度下的耗散和掺混过程使得吸力面一侧的尾迹速度亏损减小,宽度也减小。尾迹内的低能流体具有向静叶压力面积聚的趋势,部分尾迹低能流体与压力面附面层掺混并耗散。在静叶出口,压力面一侧尾迹速度亏损强度和宽度均比吸力面一侧的大。

在静叶的附面层内,由于动叶尾迹中卡门涡街两个分支的诱导速度方向相反,静叶吸力面附面层内动叶尾迹影响的区域LB一侧的附面层流体减速,而TB一侧的附面层流体加速,压力面一侧则恰恰相反。静叶附面层内动叶尾迹的输运比静叶流道中部动叶尾迹输运滞后,随着向下游的输运,附面层内尾迹中心线(CLB)与CLP逐渐分离,尾迹的干扰使得静叶附面层流动状态表现出明显的非定常性,3.2节将给出详细的分析。

3.2 S2 附面层时均参数分析

在本文研究的两级压气机中,前后两排动叶的周向安装位置使得R1的尾迹恰被R2切割,R1的大部分尾迹耗散在R2的叶片附面层中,小部分尾迹片段与R2的尾迹粘性掺混后共同形成R2的尾迹。在CLK0位置时S1与S2周向位置相同,该位置上S1的尾迹经过S2的流道中部,而CLK1位置时S1的尾迹恰输运至S2的叶片前缘,S1的大部分尾迹耗散在S2叶片前半弦长的附面层中,小部分尾迹片段沿S2吸力面输运至静叶出口。S2的时序主要影响了其自身流道内的尾迹和势流的输运过程,在CLK0位置,S2叶片附面层流动主要受R2尾迹和势流的影响,在CLK1位置,S2同时受S1和R2两排叶栅尾迹的干扰,因此选择S2的叶片附面层进行分析和研究。

图6给出了S2在两个位置上的时均壁面摩擦力及其非定常最大波动幅值,非定常最大波动幅值为一个周期内叶片壁面最大摩擦力与最小摩擦力之差。从图中可以看出,吸力面的壁面摩擦力沿弦向逐渐降低,而压力面的壁面摩擦力大小在大部分弦长范围内基本保持不变,只在前缘和尾缘区域沿弦向变化明显。在 $(5\% \sim 75\%)B$ 范围内吸力面的摩擦力高于压力面一侧的,在接近叶片尾缘的区域,在较长的逆压段后吸力面附面层流体速度降低接近停滞状态,因此摩擦力也较

小。从非定常最大波动幅值可以看出吸力面(20%~75%) B 范围内摩擦力变化显著,其波动幅值与时均值水平相当。静叶改变时序位置后,CLK1位置与CLK0位置相比,S2吸力面的摩擦力在前半弦长范围内的时均值降低,非定常最大波动幅值明显降低,在压力面的后半弦长,两个位置上时均摩擦力相同,但其最大波动幅值CLK1比CLK0明显降低。摩擦力最大波动幅值的降低表明由非定常干扰引起的附面层流动参数的波动降低,附面层流动趋于平稳,时序位置的改变能减小由非定常波动带来的附面层流体的摩擦损失。

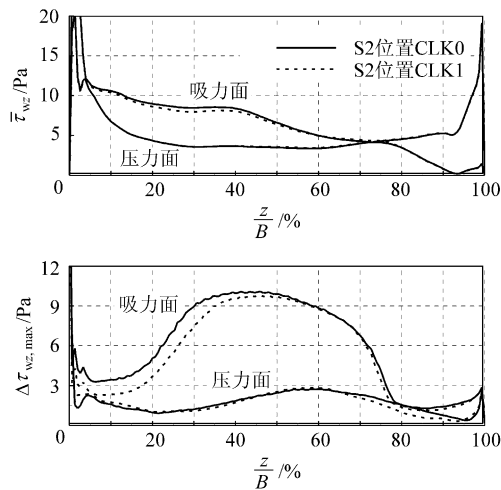


图6 时均壁面摩擦力及其非定常最大波动幅值的分布
Fig. 6 Distributions of times averaged and maximum fluctuations of wall shearing force on blade surface

图7给出了S2在两个位置上的时均近壁面湍动能及其非定常最大波动幅值。湍动能时均处理后虽然不能真实地反映非定常干扰下附面层的流动状态,但可以比较S2时序位置改变对附面层流动带来的影响。吸力面时均湍动能的大小远小于其非定常波动幅值,这是高湍流度的动叶尾迹在短时间内对吸力面层流附面层干扰造成的,3.3节给出的附面层湍动能时域分析详细地说明了这一点。静叶改变时序位置后,CLK1位置与CLK0位置相比,吸力面前半弦长的近壁面时均湍动能和非定常最大波动幅值均有明显的降低,而压力面无明显的差别。湍动能的降低表明:静叶层流附面层受到来自动叶高湍流强度尾迹的干扰减弱了,能量的耗散也降低了,由吸力面附面层引起的流动损失也会随之降低,时序位置改变改善了本叶栅的气动性能,对整机性能的提高也是有益的。

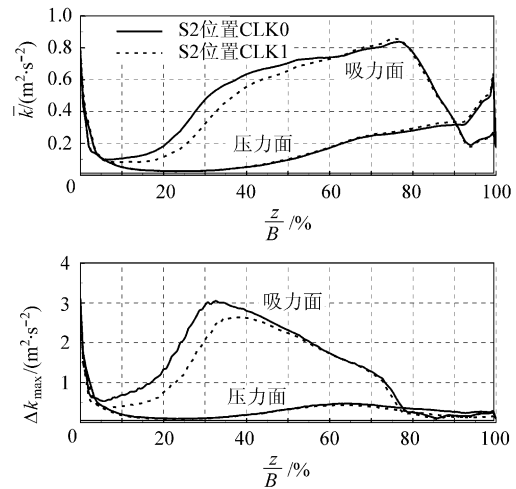


图7 时均近壁面湍动能及其非定常最大波动幅值的分布
Fig. 7 Distributions of times averaged and maximum fluctuations of turbulence kinetic energy close to blade surface

3.3 S2吸力面非定常附面层流动

通过3.2节的分析可以看出S2时序位置的改变对其吸力面的影响明显,因此本节只对静叶吸力面进行详细分析。采用拉格朗日法研究近叶片壁面附面层流体质点运动参数随时间的变化。

图8和图9分别给出了CLK0位置S2吸力面壁面摩擦力和近壁面附面层湍动能随时间的变化,图中 T 为一个周期,即动叶旋转一个流道所需的时间。可以看出动叶尾迹的干扰显著影响静叶附面层的流动状态。尾迹碰撞静叶前缘后,引起的干扰“刺穿”附面层直接影响到叶片壁面,CLB的输运速度低于CLP的,在尾迹干扰区域内,壁面摩擦力增加,最大摩擦力位于吸力面35%B。随着CLB向下游的输运,LB的输运速度大于TB的,尾迹宽度逐渐增加,以致在 $t=0.70T, z=75%B$ 位置LB与上一动叶尾迹的TB会合。构成尾迹的两个分支对壁面摩擦力的影响并不相同,尾迹区内TB一侧的摩擦力明显高于LB一侧,与尾迹两个分支的诱导速度方向相关。在吸力面前半弦长范围内,尾迹经过之后壁面摩擦力逐渐恢复到原来无干扰的水平。云图中摩擦力小于0的范围表示在该区域内附面层流体速度与势流方向相反,为分离泡结构。从图8可以看出,吸力面存在一个明显的速度停滞区和一个分离泡结构,周期性的产生和消失,覆盖范围分别为($t=(0.48\sim 0.75)T, z=(60\%\sim 74\%)B$)和($t=(0.15\sim 0.55)T, z=(90\%\sim 100\%)B$),停滞

区和分离泡的位置均位于 CLB 的下游区域,且宽度随时间是改变的,与图 4 的定常计算相比,附面层分离泡消失,逆压梯度下发展为速度停滞区,其位置比定常的分离泡向下游漂移。尾迹在向下游输运过程中的干扰作用使得该速度停滞区向下游漂移,而速度停滞区和尾缘处的分离泡周期性的产生和消失也表明尾迹能有效抑制附面层的流动分离。在 85%B 以后,逆压梯度下附面层流体较低的流动速度使得壁面摩擦力有减小的趋势。

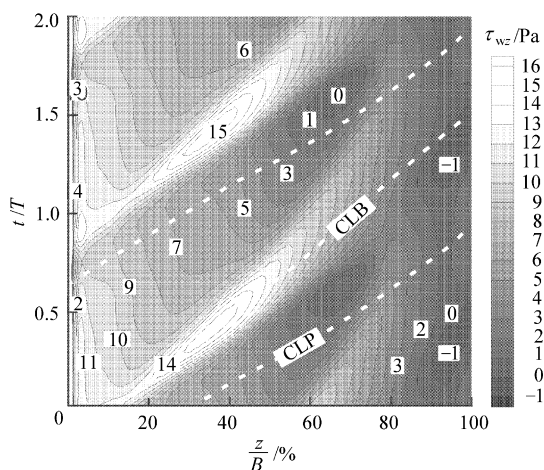


图 8 CLK0 位置 S2 吸力面壁面摩擦力
Fig. 8 Wall shearing force on S2 suction side at CLK0

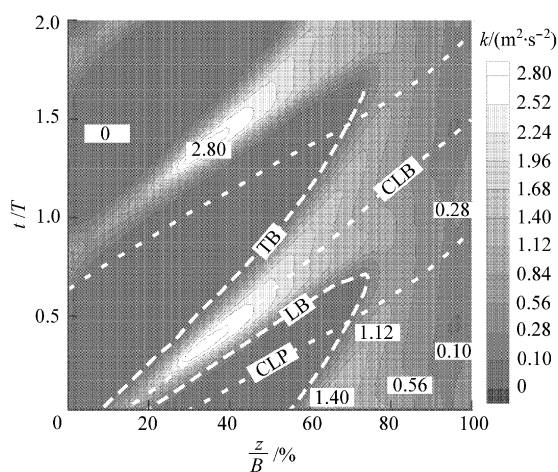


图 9 CLK0 位置 S2 吸力面近壁面湍动能
Fig. 9 Turbulence kinetic energies close to S2 suction side at CLK0

从图 9 可以看出尾迹对 S2 附面层流动状态的影响。动叶尾迹低能流体具有较高的湍流强度,尾迹“刺穿”静叶附面层后诱导层流附面层转换促使其发展成为湍流附面层,从图中可以清晰

地看出尾迹的痕迹,从前缘至 75%B 尾迹输运过程中覆盖的区域附面层从层流转换发展为湍流,尾迹经过后,与 TB 相邻的附面层流体的湍动能从湍流水平恢复成层流水平。从图 8 分析,与 TB 相邻的附面层壁面摩擦力大于完全层流状态下的壁面摩擦力,虽然该区域流体湍动能与层流状态下的基本相同,但该区域附面层的状态与完全层流状态并不相同,即尾迹后出现近似层流状态的沉寂区(calmed region)。在沉寂区内,附面层流体具有比层流更饱满的速度型,又比湍流的耗散性小,因此抵抗流动分离的能力更强。与图 4 对比可以看出在尾迹干扰的非定常条件下层流区域得到了延长。尾迹碰撞静叶前缘造成前缘局部湍动能迅速升高,在前缘至 5%B 顺压梯度下附面层加速过程中尾迹低能流体湍流耗散大于产生,湍动能有所降低。在 5%B 以后,附面层湍动能的耗散小于产生,在 $t=0.35T, z=33%B$ 位置上湍动能达到最大值,从该位置开始, TB 的输运速度迅速降低,尾迹的宽度也随之迅速增大。在接近尾缘的(80%~100%)B 范围内,附面层流动速度较小,且速度梯度也较小,逆压梯度下该区域湍流耗散明显大于产生,湍动能迅速降低。相邻两动叶的尾迹在 75%B 位置会合后,从该位置至叶片尾缘,附面层的流动状态始终为湍流。

在 CLK1 位置上, S1 的尾迹始终碰撞 S2 的前缘,大部分尾迹片段对 S2 吸力面形成干扰,在 CLK1 位置上对 S2 附面层的分析需要考虑多个尾迹干扰的影响。图 10 和图 11 分别给出了 CLK1 位置 S2 吸力面壁面摩擦力和近壁面附面层湍动能随时间的变化,整体上看 S2 吸力面附面层的流动主要受 R2 尾迹的干扰, S1 的尾迹对 S2 吸力面无特别明显的影响。从图 10 等值线的走向上分析,动叶尾迹干扰覆盖区域外靠近 TB 的壁面摩擦力有明显的减小趋势,这是因为 S1 的尾迹低速流体对 S2 前半弦长干扰降低了附面层流体的速度梯度。动叶尾迹内最大壁面摩擦力位于 $t=0.85T, z=40%B$ 处,比 CLK0 位置上的向下游漂移了 5%B。在动叶尾迹 LB 和上一尾迹 TB 的会合处,附面层存在速度停滞的区域,未出现分离泡。在 80%B 以后,吸力面经历较长逆压段后附面层流体较低的流动速度和较小的速度梯度使得壁面摩擦力逐渐减小,在 $t=(0.52\sim 0.95)T, z=(90\sim 100\%)B$ 范围分离泡周期性的产生和消失。

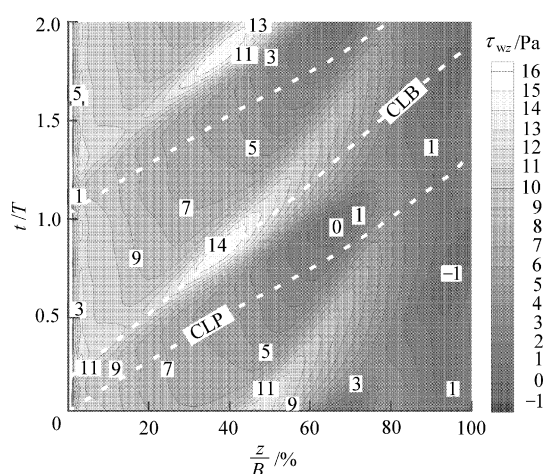


图10 CLK1位置S2吸力面壁面摩擦力

Fig. 10 Wall shearing force on S2 suction side at CLK1

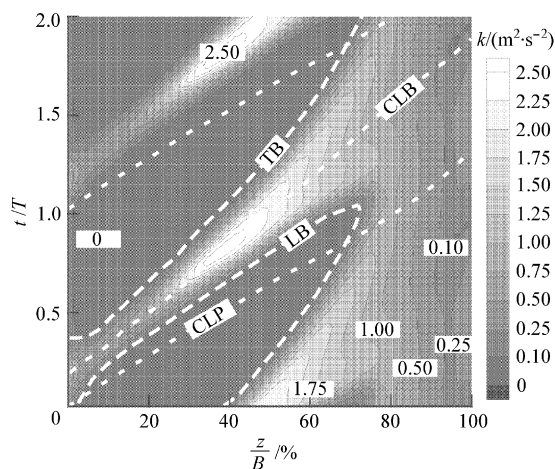


图11 CLK1位置S2吸力面近壁面湍动能

Fig. 11 Turbulence kinetic energies close to S2 suction side at CLK1

从图11可以看出多个尾迹对S2吸力面附面层流动状态的影响。从尾迹干扰区域的湍动能可以清楚地看出S1的尾迹对S2吸力面附面层的流动状态无明显的影响。结合摩擦力分析,在多个尾迹干扰的条件下,尤其是S1尾迹的始终干扰,CLK1位置S2吸力面附面层中动叶尾迹TB后沉寂区覆盖的弦长范围比CLK0位置的略有增加,沉寂区具有更强的抵抗逆压梯度下流动分离的能力,这也是在CLK1位置时S2吸力面速度停滞区范围有所减小的原因。与CLK0位置的现象相似,从前缘至15%B湍动能有所降低,在 $t=0.85T$, $z=40\%B$ 位置上湍动能达到最大值。从整体上看,CLK1位置S2吸力面湍动能的大小低于CLK0的。从前缘至35%B动叶尾迹干扰的区域内,CLK1位置吸力面壁面摩擦力和近壁面

湍动能沿弦向的梯度比CLK0的小,有利于降低流向梯度下附面层的掺混损失。

4 结论

对于研究的两级低速压气机,S2时序对叶片非定常附面层发展有明显的影响,研究结果表明:

(1) 在动静叶非定常干扰下,叶片附面层内尾迹的输运速度比势流内尾迹的输运速度明显滞后,附面层内,吸力面一侧尾迹的输运速度大于压力面一侧。给出了尾迹与叶片附面层干扰分析模型。

(2) 静叶时序位置改变能减小壁面摩擦力,显著降低S2吸力面壁面摩擦力和近壁面湍动能的非定常最大波动幅值,使附面层流动趋于平稳,改善叶栅气动性能。

(3) 非定常条件下,动叶尾迹能够诱导静叶层流附面层在尾迹干扰的局部范围内转换发展为湍流状态,在尾迹干扰的区域内壁面摩擦力迅速增加,尾迹后附面层经历沉寂区后重新恢复层流状态,沉寂区具有和层流基本相同的湍动能,但壁面摩擦力并不在同一水平,静叶时序能改变沉寂区的覆盖范围。沉寂区的产生能够延长附面层层流区的范围,高湍流度尾迹的干扰具有抑制逆压梯度下附面层分离的作用。

(4) CLK1位置多个尾迹干扰条件下,R2的尾迹干扰是影响S2附面层流动状态的主要因素,而S1尾迹的影响并不明显,与S1尾迹在逆压梯度下输运过程中湍流强度的耗散有关。

致谢

感谢北京航空航天大学能源与动力工程学院周盛教授对本文的亲切指导。

参考文献

- [1] Mayle R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 509-537.
- [2] Ottavy X, Vilmin S, Opoka M, et al. The effects of wake-passing unsteadiness over a highly-loaded compressor-like flat plate [R]. ASME Paper GT2002-30354, 2002.
- [3] Walters D K, Leylek J H. A CFD study of wake-induced transition on a compressor-like flat plate [R]. ASME Paper GT2003-38680, 2003.
- [4] Hilgenfeld L, Pfitzner M. Unsteady boundary layer development due to wake passing effects on a highly loaded linear compressor cascade [R]. ASME Paper GT2004-

- 53186, 2004.
- [5] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor, Part I: unsteady boundary layer development [R]. ASME Paper GT2003-38765, 2003.
- [6] Mailach R, Vogeler K. Wake-induced boundary layer transition in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Flow, Turbulence and Combustion, Special Issue: Unsteady Flow in Turbomachinery, 2002, 69(3-4): 271-294.
- [7] Mailach R, Vogeler K. Rotor-stator interactions in a four-stage lowspeed axial compressor, Part I: unsteady profile pressures and the effect of clocking [R]. ASME Paper GT2004-53098, 2004.
- [8] Lee Y, Feng J. Potential and viscous interactions for a multi-blade-row compressor[R]. ASME Paper GT2003-38560, 2003.
- [9] 刘波,王掩刚,肖敏. 压气机叶栅叶片表面附面层流态变化影响因素探讨[J]. 推进技术, 1999, 20(3): 64-68.
Liu B, Wang Y G, Xiao M. Effect of inlet flow condition boundary flow on compressor blade surface[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 64-68. (in Chinese)
- [10] 杨琳, 邹正平, 李维, 等. 尾迹作用下不同负荷分布叶型边界层发展研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(5): 751-753.
Yang L, Zou Z P, Li W, et al. Investigation of boundary layer development for different loading distribution considering wake effect[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(5): 751-753. (in Chinese)
- [11] 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 A P, Zhou S. Probe into the mechanism of clocking effect in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 70-75. (in Chinese)
- [12] 杨海涛. 低速压气机中 CLOCKING 效应的数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2004.
Yang H T. Numerical simulation of CLOCKING effect in a low-speed compressor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2004. (in Chinese)
- [13] 赵桂杰. 弯掠扩压叶栅附面层流动控制的实验研究和数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2005.
Zhao G J. Experimental and numerical study on the curved-swept compressor cascade boundary layer flow control[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005. (in Chinese)
- [14] Meyer R X. The effect of wakes on the transient pressure and velocity distributions in turbomachines [J]. Transactions of the ASME, 1958, 80: 1544-1552.

作者简介:



李绍斌(1980—) 男, 博士后。主要研究方向: 叶轮机械叶栅气动热力学研究。
Tel: 010-82316624
E-mail: lee_shaobin@yahoo.com.cn



陈 浮(1970—) 男, 博士, 教授。主要研究方向: 叶轮机械气动热力学研究。
Tel: 0451-86412368
E-mail: chenfu@hit.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)