

文章编号: 1000-8055(2010)12-2643-07

叶顶吹气对低速轴流压气机间隙流动影响的数值研究

戴丽萍, 张 辉, 康 顺

(华北电力大学 能源与动力工程学院 动力工程系
电站设备状态检测与控制教育部重点实验室, 北京 102206)

摘 要: 为了评价叶片顶部吹气对间隙流动的影响, 采用 NUMECA 软件对带有叶顶吹气的叶栅流场进行了计算, 并将其与不带吹气的基准叶栅流场结果进行了对比、分析。结果表明: 叶顶吹气的位置和角度都对间隙流动有着较大影响。按周向和径向方向吹气时对泄漏流量密度的分布有一定的影响, 但对稳定工况范围的影响不大; 按一定的轴向方向吹出时可抑制间隙引起的流动分离, 进而增大压气机的失速裕度。

关 键 词: 压气机; 叶顶吹气; 间隙流; 失速裕度; 数值计算

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of the effect of blade tip blowing on a low speed axial compressor tip clearance flow

DAI Li-ping, ZHANG Hui, KANG Shun

(Key Laboratory of Condition Monitoring and Control for Power Plant Equipment,
Ministry of Education, Department of Power, School of Energy and Power Engineering,
North China Electric Power University, Beijing 102206, China)

Abstract: To understand the comprehensive effects of blade tip blowing, the flow fields of a low speed axial compressor cascade with/without blade tip blowing were simulated and analyzed. The results show that both blowing positions and blowing directions have important effects on tip leakage flows. Though blowing in radial and circumferential direction can change the distribution of tip leakage flow rate density, it is little beneficial to the stability improvement; blowing in axial direction can suppress the separation due to tip leakage vortex and then improve stall margin effectively.

Key words: compressor; blade tip blowing; tip clearance flow; stall margin; numerical simulation

叶顶间隙流动对压气机的性能和稳定性有着重要影响^[1-2], 对其流动机理进行研究和理解进而控制间隙内的流动对提高压气机气动性能和稳定性具有重要的意义。目前控制间隙流的方式主要有两种: 被动控制和主动控制。被动控制包括在机

匣开设周向槽、轴向槽和弯曲槽等, 文献[3-5]对开槽扩稳的机理和槽缝的各种参数对间隙流动的影响进行了详细的研究。结果表明通过吸附叶顶压力面附近的阻塞流体并将其沿周向运输、在低压区重新注入叶片通道的方式, 周向槽起到了抑

收稿日期: 2009-11-19; 修订日期: 2010-03-26

基金项目: 2009 年高等学校博士学科点新教师基金(20090036120003); 2007 年度华北电力大学校内博士学位教师基金

作者简介: 戴丽萍(1979—), 女, 山东武城人, 讲师, 博士, 主要从事叶轮机械气体动力学及气固两相流方面的研究。

制叶顶间隙泄漏流发展的作用. 轴向槽则是通过吸附槽道下游间隙泄漏流体并将其注入到前缘附近叶片通道起到了扩稳的效果. 在主动控制方式中, 文献[6-8]对机匣吹气进行了研究. 结果表明, 由于吹气槽道内气体具有更大的速度并使得周向槽具有更强的抽吸能力, 增强了环壁气流的有效流量, 从而获得比单纯的周向槽缝更大的稳定工作范围. 文献[9]对顶部微量喷气抑制失速的机理进行了研究, 认为喷气对叶顶吸力面产生了明显的挤压和刮压作用, 从而推迟了失速的发生. 但上述的主动控制主要集中在机匣吹气或类似于机匣吹气的方式上, 而对叶片流动有持续作用的叶顶吹气的研究相对较少. 文献[10]研究了叶顶前部存在脉动激励源时对叶栅总体性能的影响, 认为外在激励在一定程度上阻碍了叶顶间隙泄漏流动, 控制吸力面边界层的脱落, 因此改善压气机的气动性能, 但对各种参数对间隙流动的影响没有进行深入分析. 本文以带有叶顶吹气的叶栅为研究对象, 采用数值计算的方法详细研究了吹气位置、吹气角度对间隙流动中泄漏速度和泄漏流量密度等参数的影响规律, 为间隙流的主动控制提供参考.

1 物理模型及边界条件

本文以某一低压转子为研究对象, 转速为 1200 r/min, 叶片数共 17 个, 机匣直径为 1 m, 轮毂直径为 0.6 m, 叶顶间隙为 0.001 m. 叶顶前部径向吹气(指吹气入口相对速度沿径向方向)的模型如图 1(a)所示. 为了模型制作方便, 本文的吹气缝隙的位置按照叶顶网格线的布置来选取, 前部、中部和后部吹气位置分别如图中标注所示, 大约各占弦长的 1/3. 此外, 还计算了在径向和周向平面内沿某个角度吹气(图 1(b))、在径向和轴向平面内沿某个角度吹气(图 1(c))时的叶栅流场. 在上述按不同方向吹气的算例中, 为了减少边界条件的影响, 对吹气进口区域做了延伸, 延伸的方向同吹气方向保持一致. 沿径向和圆周方向吹气时气流方向用周向气流角 α 来定义, 如图 2(a)所示, 为吹气入口相对速度与径向的夹角, 当吹气周向分速度与叶轮旋转方向一致时气流角为正, 反之则为负. 沿径向和轴向方向吹气时吹气方向用轴向气流角 β 来定义, 如图 2(b)所示, 为吹气入口相对速度方向与轴向的夹角.

边界条件的设定中, 叶栅进口给定总温总压和气流角(101 325 Pa, 288 K, 轴向进气), 出口给

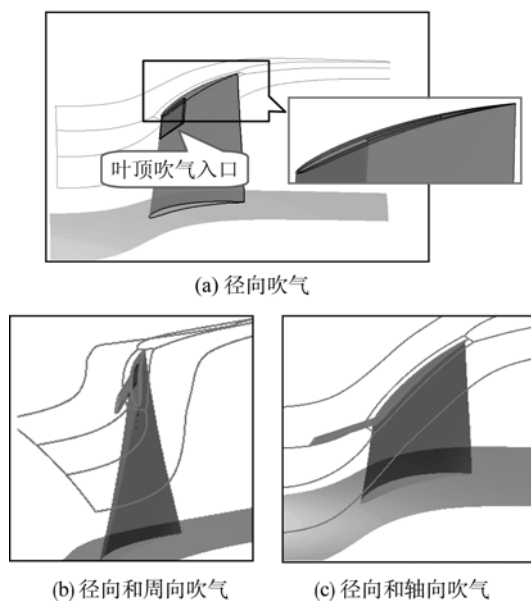


图 1 叶顶吹气计算区域示意图

Fig. 1 Computation zone for cascade with blade tip blowing

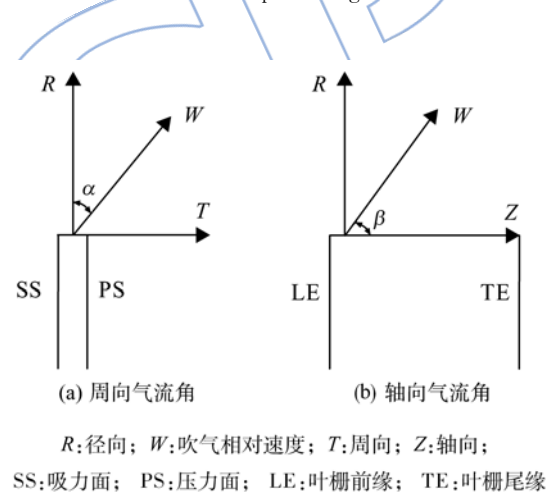


图 2 气流角示意图

Fig. 2 Definition of flow angles

定背压(设计工况下中径处静压为 101 325 Pa), 叶顶吹气进口给定质量流量和气流角. 在本文无特别说明时, 质量流量均给定 0.0425 kg/s, 约占通道设计工况流量的 0.2%.

2 网格及计算方法

采用 NUMECA 软件中的 AUTOGRID 来划分叶栅网格, 吹气网格在 IGG(交互式几何建模与网格生成系统)中生成. 叶顶吹气与间隙处的网格为完全非匹配连接, 网格总数约为 50 万, 靠近壁面第一层网格尺度为 0.001 mm. 采用 FINE/TURBO 模块来求解流场, 湍流模型采用一方程

S-A(Spalart-Allmaras)模型,计算过程中采用多重网格技术加速收敛.当残差下降 3 个数量级以下且基本保持不变,进出口流量误差在 0.5% 以内认为计算已经收敛,收敛时固壁上的 y^+ 值均小于 10.

无吹气基准叶栅数值计算结果与试验结果的对比如图 3 所示.其中流量系数、压升系数的定义及试验数据来源参见文献[11-12].由图可见,数值计算结果与试验结果符合较好,模拟得到的失速流量比试验值略大、总压值比试验值略小,这可能与所选取得湍流模型、网格数等有关.

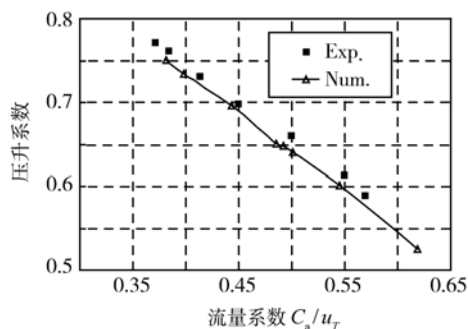


图 3 试验与数值计算性能曲线比较

Fig. 3 Comparison of performance curves between computational fluid dynamics (CFD) and experimental data

3 结果与分析

3.1 不同吹气位置的影响

一般认为泄漏流的速度可以近似代表泄漏流的强度,而泄漏速度与泄漏流量密度($\rho \cdot W_T$, 叶顶间隙中流体密度与当地泄漏速度的乘积)在低速流动中变化趋势基本一致,因此在本文的分析中均统一采用泄漏流量密度.各个位置径向吹气时叶顶间隙泄漏流量密度分布如图 4 所示,吹气位置在横坐标轴上对应标出.由图可见,吹气使得泄漏流量密度分布趋势发生了改变.在吹气缝隙前端,由于吹气气流的阻挡泄漏流量密度有所增加,在后端由于惯性作用气流不能发生突然折转而泄漏流量密度有所降低,距离缝隙 10% 之外的泄漏流量密度分布基本不受影响.泄漏流量密度前移使得更多的流体更早地卷入了泄漏流的发展,因此在有吹气时泄漏流的扩散范围有所增大,前部吹气时该现象尤为明显,如图 5 所示.

图 6 表示了吹气对顶部区域流场的影响.吹气会使得吸力面侧主流气体的气流角($\arctan(W_T/W_Z)$)增大,在近失速工况下吸力面分离点

前移,这点在前部吹气中更为明显.

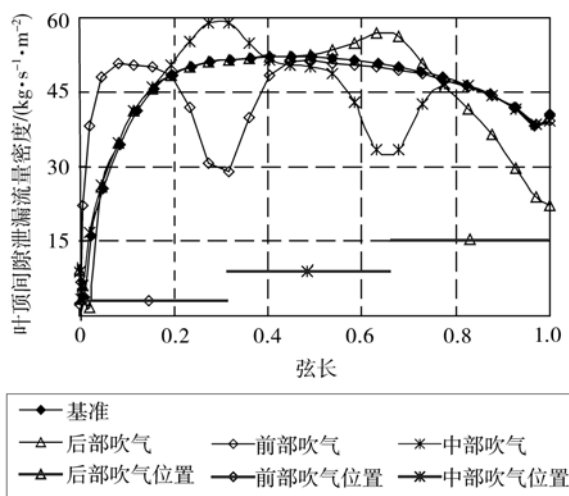


图 4 不同位置径向吹气时叶顶间隙泄漏流量密度沿弦向分布

Fig. 4 Distribution of tip clearance leakage flow rate density for different radial blowing locations

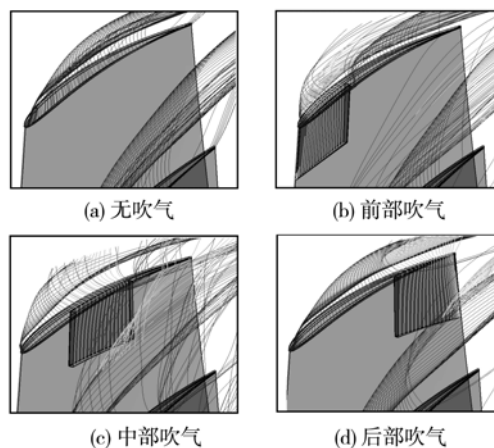


图 5 叶顶间隙流线分布

Fig. 5 Blade tip clearance streamlines distribution

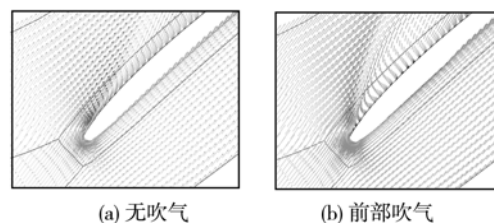


图 6 叶顶附近 S_1 流面速度矢量分布

Fig. 6 Velocity vector distribution at S_1 stream plane near blade tip

3.2 吹气周向气流角的影响

通过前面对不同位置径向吹气时的流场的分析,可确定径向吹气对抑制叶尖泄漏流以及顶部

区域的失速作用不明显. 因此, 本文对叶栅中部位置不同周向气流角吹气的流场进行了计算. 五种周向吹气角度设计工况下叶顶间隙泄漏流量密度分布如图7所示. 由图可知, 周向吹气主要影响缝隙附近泄漏流量密度幅值的大小, 对分布形态没有影响. 随着周向气流角的由负变正, 总的间隙泄漏流量密度略有减少, 但减少幅度不大. 图8表示了叶顶间隙气流角的分布, 由图可知, 此时吹气仍然会使局部气流角增大, 而气流角增大伴随着泄漏涡的扩散范围的增加, 当泄漏涡扩散到整个通道时, 流动开始发生大面积的分离和堵塞, 当间隙流与转子前缘对齐并在叶片转子尾缘出现回流时压气机进入失速状态. 因此周向吹气也不能有效减少顶部的流动分离, 对变工况的流场计算也验证了这点.

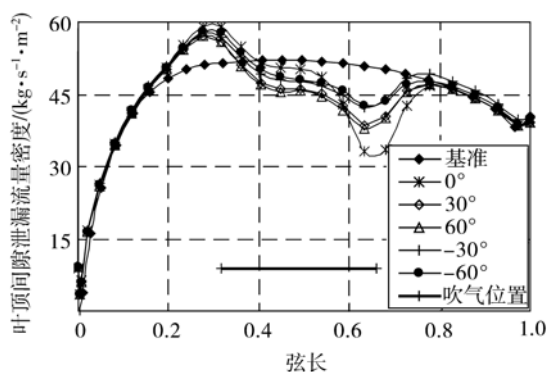


图7 叶顶间隙泄漏流量密度沿弦向分布

Fig. 7 Distribution of tip clearance leakage flow rate density for different circumferential blowing angles

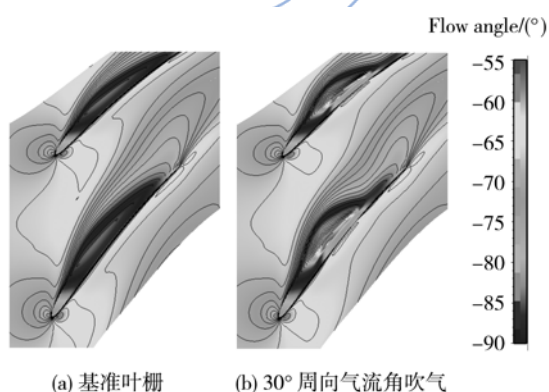


图8 50%高度处叶顶间隙气流角分布

Fig. 8 Flow angle distribution at 50% span in tip clearance

径向吹气和周向吹气的结果都表明, 如果不具备轴向速度, 吹气在间隙气流的影响下会产生较大的气流角, 从而加速间隙泄漏涡的扩散, 不能

有效地增加压气机的稳定工况范围. 这点与周向槽控制失速有着明显的不同, 区别主要在于周向槽通过吸附堵塞流体可以抑制分离向上游的发展, 而周向吹气中则会增大分离区域并促使失速提前发生.

3.3 轴向吹气的影响

由图9基准叶栅的泄漏流量密度分布可知, 在近失速工况下泄漏流量密度在前缘附近达到最大, 并沿弦长成线性减小的趋势. 因此在分析轴向吹气影响时, 本文只对前端吹气进行了研究. 此时如果仍将1/3轴向弦长范围取做吹气入口, 会导致入口参数分布非常不均匀, 因此在此算例中缩小了吹气入口长度, 调整后的入口长度大约占弦长的1/10. 通过基准叶栅和叶顶前部30°轴向气流角吹气叶栅(吹气量约1%)在两种工况下间隙泄漏流量密度分布对比可以看出(图9所示): 与前面吹气相同, 缝隙前端的吹气会抬高该处的泄漏流量, 但在轴向吹气中, 具有较高轴向速度的吹气可向下游延伸的距离较长, 在前1/3轴向位置处都阻挡了主流在间隙处的横向移动, 因此, 在设计工况和近失速工况下, 总的泄漏流量密度与基准叶栅相比可分别减少大约12.5%和24%. 此外, 还可以发现吹气叶栅的泄漏流量密度分布趋势基本不随工况发生变化. 通道涡的扩散范围可在图10机匣表面静压的分布中得出. 可以看出, 吹气叶栅中, 由于10%~40%弦长处泄漏流量密度较低, 叶尖泄漏涡发展逐渐减缓, 在此之后泄漏流量密度与基准叶栅相同, 但由于流出通道时间较短因此泄漏涡没有来得及完全发展. 鉴于轴向

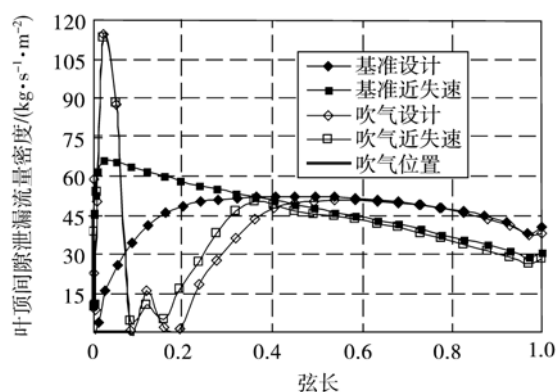


图9 两种工况下轴向吹气和基准叶栅的泄漏流量密度分布

Fig. 9 Distribution of tip clearance leakage flow rate density for different axial blowing angles

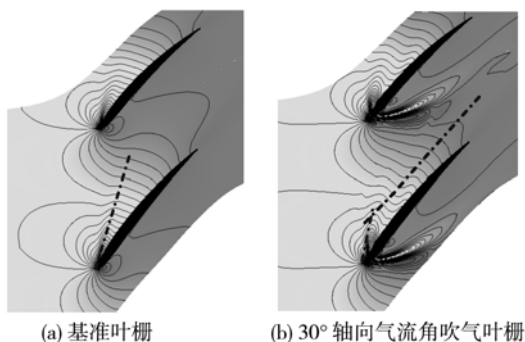


图 10 近失速工况下机匣表面静压分布

Fig. 10 Static pressure distribution on casing plane for different axial blowing angles

吹气有明显地抑制泄漏流的作用,因此本文还对该叶栅的稳定性和间隙流动进行了较为详细的分析。

叶顶前部 30°轴向气流角吹气(吹气量分别约为峰值效率工况流量的 0.5%,1%和 2.5%,0.5%吹气量与机匣吹气的数量级相当)以及基准叶栅的性能曲线如图 11 所示.计算时当背压调整到一定程度各物理量迭代不收敛,认为已经进入失速工况.可以明显看出,随着吹气量的增加,失速裕度大幅增加.当吹气量为 0.5%,1%和 2.5%时,失速流量分别减小 5.6%,8.25%和 20%.此外,从图 11 中还可以观察到,当吹气流量从 0.5%增加到 1%时,叶栅全压升变化不大,而吹气流量增大到 2.5%时,全压升发生了较大变化.这是因为吹气量和吹气气体本身携带的能量都对全压升有所影响.在本文中,吹气入口面积不变而吹气量发生变化时,吹气气体能量也在发生变化.因此计算中随着吹气流量的增加,叶栅全压升增长迅速。

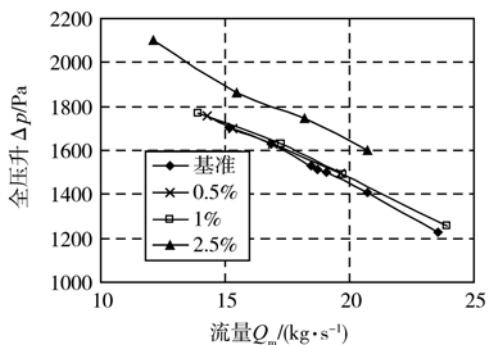


图 11 基准和吹气叶栅的性能曲线

Fig. 11 Performance curves for base cascade and cascade with blowing

稳定工况范围与间隙泄漏流动的发展及叶顶处的载荷有着直接的联系.压力面和吸力面之间的压差越大,泄漏速度和泄漏流量密度越大,越容易发生分离和失速.图 12 表示了叶栅顶部 97.3%叶展处静压分布.可以看出,5%弦长之前,吹气叶栅压差有所增大,5%~20%弦长之间,吹气使得叶栅压差明显降低.这与图 9 泄漏流量密度的分布趋势基本一致.分析压差变化的原因,应主要由吹气与附近主流气体产生强烈的掺混导致速度升高和压强降低所引起的,这一点在图 13 的压力分布中可以明显看出,在吹气气流附近区域存在一低压区.随着流动的发展,低压区逐渐消失.图 13 中还可观测到一范围较小的高压区,对应相邻叶栅的泄漏涡的发展轨迹。

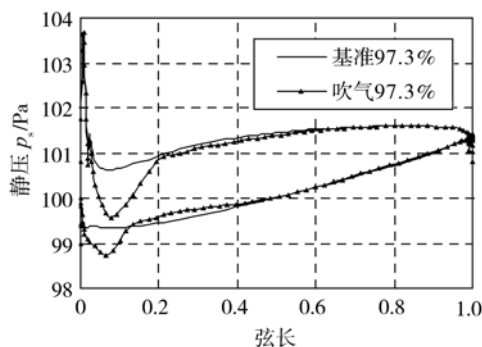


图 12 设计工况下叶片顶部静压分布

Fig. 12 Comparison of base cascade and blowing cascade static pressure distribution at 97.3% span

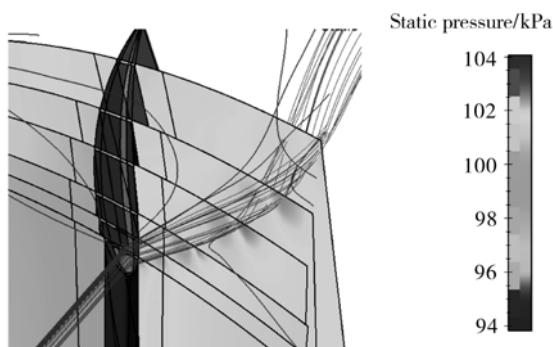


图 13 设计工况吹气叶栅不同轴向截面压力云图

Fig. 13 Static pressure contour map at different S_2 planes on design condition

吹气对泄漏涡的影响还可以从轴向涡量分布云图中分析得到(图 14).轴向吹气在主流气体的剪切作用下产生一个指向流向方向的旋涡,图中虚线表示的就是该涡核的发展,叶尖泄漏涡方向

为反流向方向,实线表示的为泄漏涡的发展过程,可以看出两个涡方向相反,并且吹气引发的涡的强度要远大于泄漏涡强度,因此可以有效地抑制泄漏涡的发展.

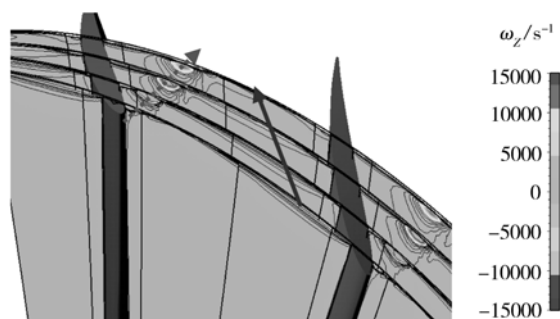


图 14 叶栅不同轴向截面的轴向涡量云图

Fig. 14 Axial vortex contour map at different S_3 planes

顶部吹气还使气流角沿径向的分布发生了变化,如图 15 所示(图中 50%基准表示无吹气叶栅中距离叶栅前缘 50%轴向弦长的 S_3 截面,其余类似).在距离叶栅前缘 50%轴向弦长处,90%径向高度以上的流体气流角(均指绝对值)显著减少,该处通过流体的质量流量增大,紧靠该位置的流体补充到顶部,因此 70%~90%径向高度处的流体气流角相比基准叶栅有所减少.随后的流动中,随着吹气气体和主流流体的逐渐掺混,由吹气带来的气流角的差别也随之减小,如图中 120%轴向截面所示.但正是由于顶部气流角的差别,才导致了稳定工作流量范围发生了显著变化.在出口压力较高时,间隙泄漏涡强度很大,并在与主流流体的动量交换过程中使得通道顶部气流角也有

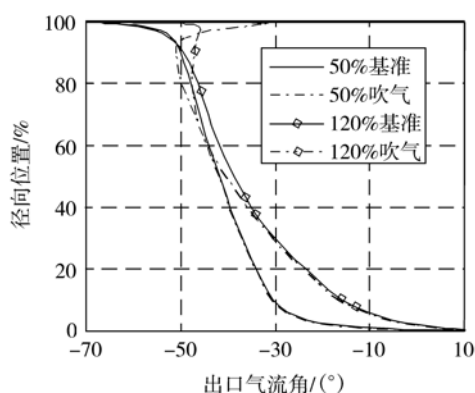


图 15 近失速工况下周向平均气流角分布

Fig. 15 Mass-averaged flow angle spanwise distribution near stall

所增大,叶栅进口流线非常接近叶栅前缘额线,通道顶部发生大面积的流动分离和堵塞,最终逐渐扩展到整个叶展并使压气机进入失速状态.而吹气抑制了顶部区域的分离和堵塞,因此增加了失速裕度(图 16).当吹气流量越大,这种抑制顶部区域分离和堵塞的作用越明显,增大失速裕度的潜力也就越大.

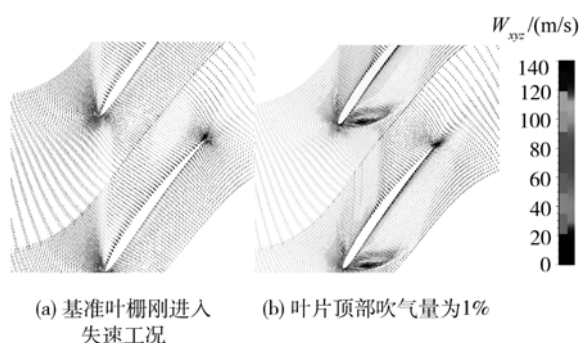


图 16 背压为 102200 Pa 时叶栅 95%径向位置处流场分布

Fig. 16 Velocity vector distribution at 95% span on off-design condition

4 结 论

1) 叶顶轴向吹气减少了叶顶间隙泄漏流量密度,改变了气流角沿径向的分布,使得顶部区域的气流角和分离区明显减少,因此有效地抑制由于顶部通道堵塞所引发的压气机失速现象.在本文的叶型及气动条件下,0.5%,1%和 2.5%的吹气流量可分别使失速流量减少 5.6%,8.25%和 20%.

2) 叶顶沿径向方向吹气时,主要改变了泄漏流量密度的分布形式,当沿周向方向吹气时,主要影响了缝隙附近泄漏流量密度的幅值.当采用合适的径向和周向角度吹气时,虽然可以略微减少叶顶间隙泄漏流量密度(最大可减少约 4.5%),但却使得泄漏涡的扩散范围增加,更早地引发泄漏涡核的破裂并使压气机进入失速状态.

参考文献:

- [1] 袁巍,周盛,陆亚钧. 压气机间隙流与处理机匣作用的三维数值分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(9): 885-888.
YUAN Wei, ZHOU Sheng, LU Yajun. 3D numerical analysis for the effect between tip clearance and casing treatment in turbomachinery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(9): 885-888. (in

- Chinese)
- [2] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[R]. ASME Paper 93-GT-435, 1993.
- [3] 楚武利, 张皓光, 吴艳辉, 等. 槽式处理机匣开槽数目对扩稳效果的影响[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 598-603.
CHU Wuli, ZHANG Haoguang, WU Yanhui, et al. Effects of grooved number of grooved casing treatment on stall margin [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 598-603. (in Chinese)
- [4] LU Xingen, ZHU Junqiang, NIE Chaoqun, et al. The stability-limiting flow mechanisms in a subsonic axial-flow compressor and its passive control with casing treatment [R]. ASME Paper 2008-GT-50006, 2008.
- [5] 陈海昕, 黄旭东, 符松. 压气机机匣处理的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 298-304.
CHEN Haixin, HUANG Xudong, FU Song. CFD study on casing treatment in a transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 298-304. (in Chinese)
- [6] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 吹气型周向槽机匣处理扩稳机理的研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 961-966.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Mechanism of stall margin improvement associated with the blowing circumferential grooved casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 961-966. (in Chinese)
- [7] 孙大坤, 刘小华, 孙晓峰. 非定常机匣处理扩稳实验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(12): 2022-2026.
SUN Dakun, LIU Xiaohua, SUN Xiaofeng. An experimental investigation of stall margin improvement with unsteady casing treatment[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(12): 2022-2026. (in Chinese)
- [8] 马文生, 顾春伟. 轴流压气机跨声级转子叶顶喷气的流动特性[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 303-307.
- MA Wensheng, GU Chunwei. Tip injection in transonic axial compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 303-307. (in Chinese)
- [9] 徐纲, 聂超群, 黄伟光, 等. 低速轴流压气机顶部微量喷气控制失速机理的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(1): 37-40.
XU Gang, NIE Chaoqun, HUANG Weiguang, et al. Numerical simulation of micro injection in a low speed axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(1): 37-40. (in Chinese)
- [10] 邓向阳. 压气机叶顶间隙流的数值模拟研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2006.
DENG Xiangyang. Numerical investigation on tip clearance flow in compressor [D]. Beijing: Institute of Engineering and Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)
- [11] 张辉, 马宏伟, 蒋浩康. 压气机转子三维流场计算中叶尖间隙网格的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 137-143.
ZHANG Hui, MA Hongwei, JIANG Haokang. Effects of tip clearance grids on the simulations of three-dimensional flow fields in a low speed compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 137-143. (in Chinese)
- [12] 马宏伟, 蒋浩康. 单转子压气机设计和近失速状态出口三维紊流流场[J]. 工程热物理学报, 1997, 18(2): 153-158.
MA Hongwei, JIANG Haokang. Three-dimensional turbulent flow field at the exit of an axial compressor rotor passage in both design and near stall conditions[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1997, 18(2): 153-158. (in Chinese)