

射流旋涡发生器控制大折转角扩压 叶栅二次流

刘华坪, 陈焕龙, 李德雄, 郭玉杰, 程肖岐, 陈 浮
(哈尔滨工业大学 推进理论与技术研究所, 哈尔滨 150001)

摘 要: 将射流旋涡发生器引入到某折转角为 60° 的扩压叶栅端壁二次流控制中, 研究了射流方向和射流总压对扩压叶栅气动性能及栅内流动的影响. 结果表明: 当射流旋涡发生器侧向倾角为 0° 时, 仅采用不足扩压叶栅进口流量 0.5% 的射流流量, 即可显著减少栅内损失. 射流旋涡有效阻碍和推迟了通道涡发展, 在下洗侧将主流流体卷入端壁附面层内, 而在上洗侧将低能流体带入主流中, 从而减少了角区低能流体聚积, 减弱了吸力面的分离流动. 当射流进口总压采用与扩压叶栅进口相同的总压时, 总压损失减小 21.5% , 且射流进口总压越大, 其控制效果越明显.

关 键 词: 射流旋涡发生器; 端壁附面层; 角区分离; 流动损失; 叶栅

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Secondary flow control in high-turning compressor cascade using vortex generator jet

LIU Hua-ping, CHEN Huan-long, LI De-xiong,
GUO Yu-jie, CHENG Xiao-qi, CHEN Fu
(Institute of Propulsion Theory and Technology,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: End wall secondary flow control using vortex generator jet in compressor cascade with the turning angle of 60° was performed. The effects of variation of the direction and the total pressure of the jet on aerodynamic performance and flow of compressor cascade were presented. The results indicate that with the skew angle of 0° in vortex generator jet and jet mass flow rate less than 0.5% of inlet mass flow rate of compressor cascade, the loss of cascade could be reduced obviously. The vortex induced by the vortex generator jet could weaken or even prevent the development of passage vortex, make the fluid of the main stream involve into the end wall boundary layer in the down-washed region and guide the low energy fluid to the main stream in the up-washed region. Thus the accumulation of the low energy fluid in the corner region was reduced, resulting in the decrease of the separation on the suction surface. Using the same jet total pressure at inlet with that of the compressor cascade inlet, the reduction of 21.5% of total pressure loss can be obtained; this effect can become more obvious with the increase of the jet total pressure at inlet.

Key words: vortex generator jet; end wall boundary layer; corner separation; flow loss; cascade

收稿日期: 2013-11-11

基金项目: 国家自然科学基金(51306042); 中央高校基本科研业务费专项资金(HIT.NSRIF.2013092)

作者简介: 刘华坪(1983—), 男, 四川峨眉人, 讲师, 博士, 主要从事叶轮机械流动控制研究.

端壁二次流是影响扩压叶栅(以下简称叶栅)性能的重要因素之一。端壁附面层在横向压力梯度下向吸力面侧迁移并在吸力面与端壁组成的角区内积聚,会产生较大的角区分离和流动损失,使得压气机效率和负荷急剧减小,并产生喘振、失速等气动失稳现象。随着叶栅负荷的增加,角区分离流动增强,流动损失也急剧增加。因此,深入认识叶栅内部流动机制,并采取各种流动控制措施,减少端壁二次流,一直是叶轮机械空气动力学的重要研究内容之一^[1-4]。

旋涡发生器是外流中较为广泛采用的主动流动控制技术之一^[5-8]。近年来,该技术被进一步引入到叶栅内流控制中。ZHENG等^[9]实验研究表明,在叶栅吸力面侧安装旋涡发生器可使损失减小22.8%。袁忻等^[10]采用旋涡发生器产生的流向涡来加强角区的低能流体与主流高能流体的相互作用,有效抑制了角区分离、降低了叶栅损失。伊进宝等^[11]进行了低雷诺数条件下涡轮叶栅流动控制研究,得到了不同射流角度、位置和来流状态下旋涡发生器的作用规律。Zander等^[12-13]在端壁和吸力面侧采用合成射流控制叶栅内二次流,使得出口总压损失减小约10%。Ortmanns等^[14]采用端壁翼片式旋涡发生器使得15%~50%叶高范围内的二次流损失减小,但端壁附近损失显著增大,总损失下降不到10%。而QI等^[15]实验与数值模拟均表明,当端壁翼片产生的流向旋涡位于叶片前缘吸力面侧时,可有效抑制涡轮叶栅压力面侧马蹄涡的发展,使得出口总压损失减小约5%。以上研究表明,翼片式旋涡发生器会产生较大的附加损失,而射流旋涡发生器减小栅内损失的效果更为明显,但该技术在大折转角叶栅中的控制效果和应用前景如何,有待进一步研究。

本文将射流旋涡发生器进一步引入到折转角为60°的叶栅端壁二次流控制中,进行射流旋涡发生器射流方向、射流进口总压等参数对栅内流动与损失的影响研究,分析射流旋涡作用下端壁附面层发展演化规律,以揭示其改善栅内流动、减小流动损失的作用机制。

1 射流旋涡发生器

采用文献[16]中的大折转角叶栅,进口来流马赫数 $Ma=0.3$,叶栅几何参数见表1。射流旋涡发生器位于叶片上游距前缘10%轴向弦长,周向距吸力面10%节距处,管径为5 mm。为了保证射流方向,射流管长度为20 mm。射流方向角 α 和 β

定义见图1(SS表示吸力面,PS表示压力面),其中射流管轴线与端壁的夹角 α 为前向倾角,射流管在端壁上的投影与截距方向的夹角 β 为侧向倾角,沿节距方向时 $\beta=0^\circ$,顺时针方向为正值,逆时针方向为负值。参考文献[17-18]研究成果,采用的射流旋涡发生器前向倾角 $\alpha=30^\circ$,该角度下射流与主流相互作用能产生较强的旋涡。本文主要进行射流侧向倾角 β 为 $-30^\circ\sim 40^\circ$ 和射流进口总压 p_{t1}^* 为2500~6500 Pa下射流旋涡发生器对叶栅端区流动及其气动性能的影响研究。

表1 叶栅几何参数

Table 1 Geometry parameters of cascade

参数	数值
弦长 B/mm	128
稠度	1.362
展弦比	1.25
安装角/ $^\circ$	18.174
几何进气角/ $^\circ$	48.2
几何出气角/ $^\circ$	-11.8

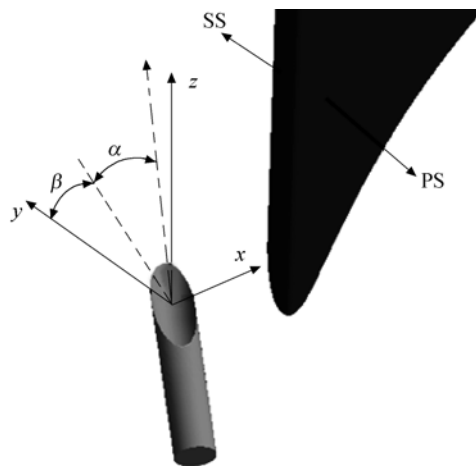


图1 射流旋涡发生器

Fig. 1 Vortex generator jet

2 数值方法

图2给出了计算网格,计算域取叶栅上游1.5倍弦长至下游2.5倍弦长。为较好地捕捉附面层流动及射流旋涡的发展,对端区及叶片表面附近进行了局部网格加密,总网格数为90万。利用商业软件FLUENT模拟叶栅内部流动,入口采用实验测量得到的入口总压^[15],来流冲角为 0° ,半叶高处为对称面,湍流模型为标准 $k-\epsilon$

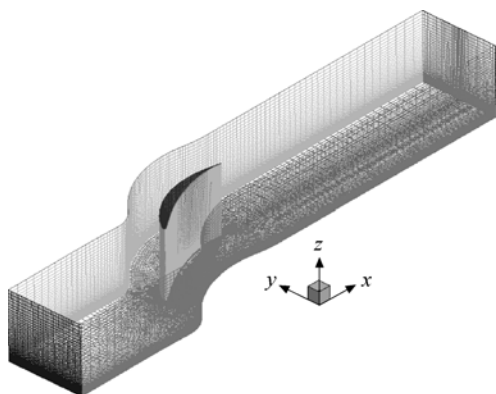


图2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

模型.

从图3中的无流动控制时出口质量平均总压损失系数 ω (以下简称总压损失系数)沿叶高分布可知(H 为叶高),在 $z/H < 0.25$ 区域和叶展中径处,数值模拟结果与实验结果吻合较好,而在 $0.25 < z/H < 0.45$ 范围内两者略有差别,总压损失系数最大相差约为0.04.而从该截面总损失来看,数值模拟得到的总压损失系数为0.0675,实验结果为0.0678,相差仅为0.5%,因此数值模拟结果与实验结果吻合较好.图4给出的吸力面极限流线也表明,数值模拟结果分离区起始位置和大小与实验结果基本相同,但分离区内的流场细节略有不同.综上可知,本文所采用的数值方法可较好地模拟叶栅内部流动,尤其是能较好地反映叶栅总体气动性能.

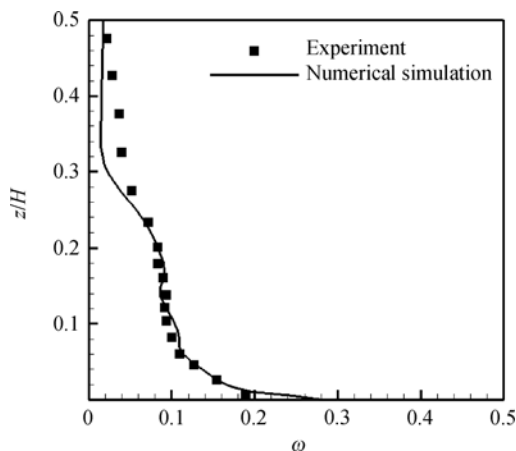
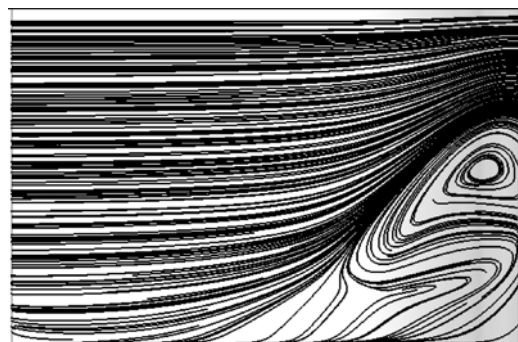


图3 总压损失系数沿叶高分布
(数值模拟与实验结果对比)

Fig. 3 Distribution of total pressure loss coefficient along blade height (comparison of numerical simulation and experiment results)



(a) 实验结果



(b) 数值模拟结果

图4 吸力面极限流线(无流动控制)

Fig. 4 Limited streamlines on suction surface
(without flow control)

3 数值模拟结果分析

3.1 射流方向对叶栅性能的影响

总压损失系数是衡量叶栅性能的重要参数之一,为了考虑射流管进口气流的影响,本文采用式(1)计算总压损失系数,式中 p^* 为总压, $\dot{m}$ 为流量, ρ 为气流密度, V 为气流速度,下标0,1,2分别代表叶栅进口、射流进口及叶栅出口.

$$\omega = \frac{(\dot{m}_0 p_0^* + \dot{m}_1 p_1^*) - (\dot{m}_0 + \dot{m}_1) p_2^*}{0.5 \dot{m}_0 \rho_0 V_0^2 + 0.5 \dot{m}_1 \rho_1 V_1^2} \quad (1)$$

图5给出了射流进口总压(以下简称射流总压)为3500 Pa时的总压损失系数.结果表明,所有侧向倾角下,采用射流旋涡发生器后总压损失均小于无流动控制(图例中用ori.代表)时.侧向倾角 β 从 -30° 增加到 40° 过程中,总压损失系数先急剧下降,而后缓慢增加,在侧向倾角 $\beta=0^\circ$ 时,即射流沿节距方向远离吸力面侧喷射,总压损失系数最小,比无流动控制时减小约为25.4%.

图6中侧向倾角 $\beta=0^\circ$ 时总压损失系数沿叶高分布表明,采用射流旋涡发生器后, $0.05 < z/H < 0.10$ 区域总压损失系数略有增加,在 $0.10 < z/H < 0.30$ 范围内,总压损失系数显著减

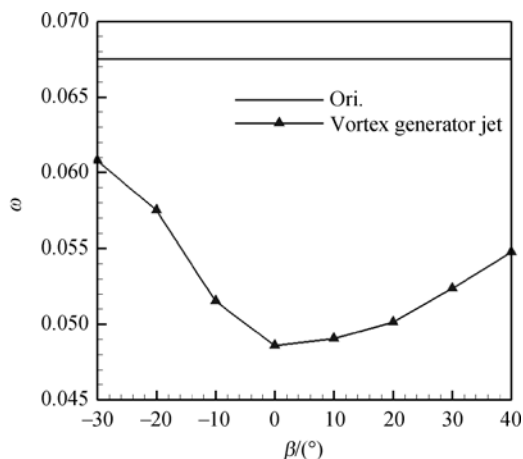


图5 总压损失系数随侧向倾角的变化

Fig. 5 Total pressure loss coefficient varying with skew angle

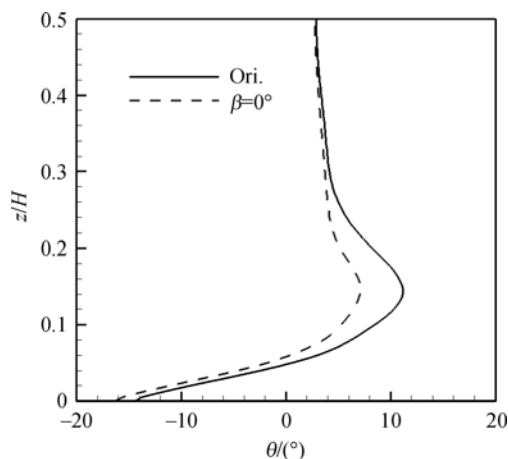


图7 出口气流角沿叶高分布

Fig. 7 Distribution of outlet flow angle along blade height

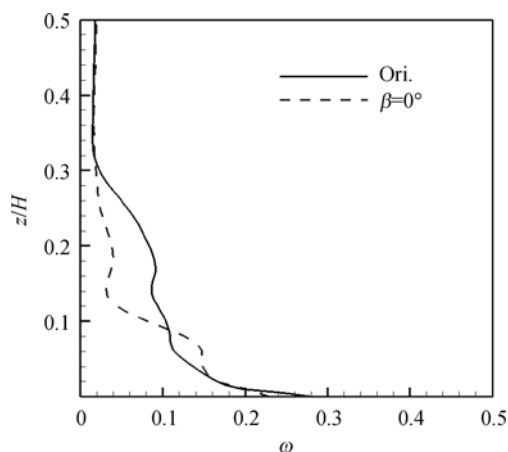


图6 总压损失系数沿叶高分布(有/无流动控制)

Fig. 6 Distribution of total pressure loss coefficient along blade height (with/without flow control)

小,其他叶高位置处的总压损失系数基本不变.而由图7出口气流角 θ 沿叶高分布可知,射流旋涡作用下在 $z/H < 0.3$ 的区域气流折转均较无流动控制时增大,约在 $z/H = 0.15$ 处,气流折转角增加最大,可达 4° ,因此叶栅负荷必然增大.

3.2 射流总压对叶栅性能的影响

要综合评价射流旋涡控制的应用前景,必须考虑射流旋涡发生器气体来源及气流参数等问题,若射流流量过大、压力过高,则必须在端壁内布置较大功率的射流驱动部件或复杂引气装置,并增加复杂管路系统.因此,本文还进行了侧向倾角 $\beta = 0^\circ$ 时不同射流总压对叶栅性能影响对比研究.

图8表明,射流流量的增大与射流总压的增加呈线性关系,但所有方案下,射流流量均不足叶

栅进口流量的0.5%.而由图9可知,虽然射流流量较小,但是各方案下总压损失系数均较无流动控制时显著减小.当射流总压 $p_{t1}^* < 3500 \text{ Pa}$ 时,随着射流总压的增加,总压损失系数急剧减小;而当 $p_{t1}^* > 4000 \text{ Pa}$ 时,总压损失系数随射流总压增加而减小的趋势减弱.当射流总压为 6500 Pa 时,总压损失系数减小可达27.3%.

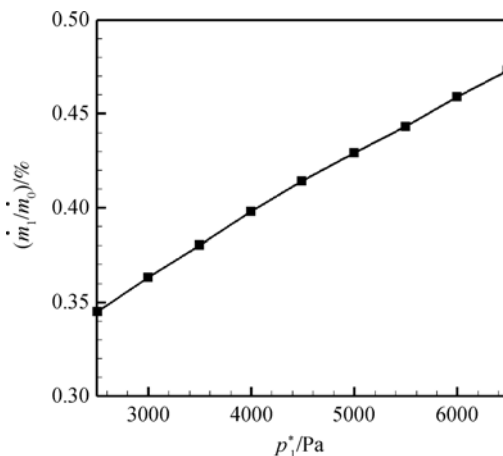


图8 不同射流总压下的射流流量比

Fig. 8 Ratio of jet mass flow rates with different jet total pressures

此外,图9还表明,与无流动控制时相比,当射流总压与进口总压相同时($p_{t1}^* = 2500 \text{ Pa}$),出口总压损失系数减小可达21.5%,射流流量不足叶栅进口流量的0.35%(见图8),即直接从叶栅进口处引入很少气体而产生射流旋涡也可显著减小叶栅损失.因此,在实际的压气机中采用射流旋涡进行端区流动控制时,若直接以叶栅进口气体作为射流气源,也有望较大幅度提高其气动性能,而

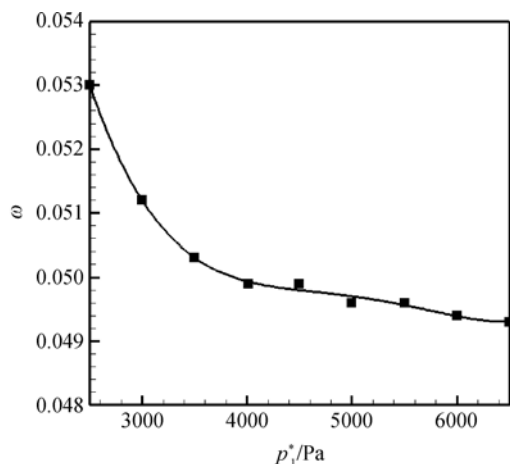


图9 总损失系数随射流总压的变化

Fig. 9 Total pressure loss coefficient varying with jet total pressure

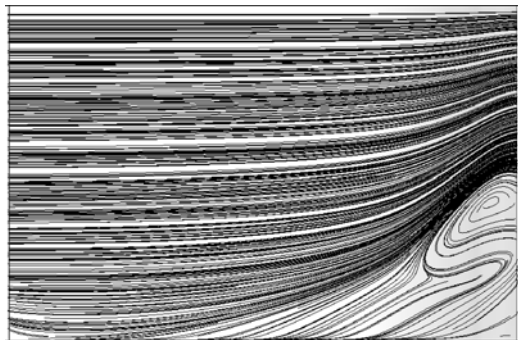
并非一定要从后排叶栅流道内引入高压气体,也无需安装相应的射流气体驱动设备,从而避免设计复杂的供气系统,提高了该技术的工艺可实现性。

3.3 射流旋涡对栅内流动的影响

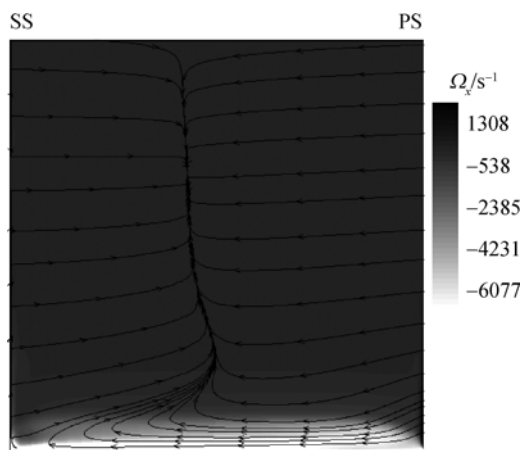
针对射流总压 $p_j^* = 3500 \text{ Pa}$ 、侧向倾角 $\beta = 0^\circ$ 方案,详细探讨射流旋涡发生器对栅内流动的影响,以揭示其减小流动损失、增加叶片负荷的作用机制。

从图10给出的吸力面极限流线来看,采用射流旋涡发生器后,分离区减小至约25%叶高位置处,而无流动控制时(见图4),吸力面后部的分离区约占35%叶高范围。因此,随着分离区的减小,由分离导致的流动损失也必然减小。

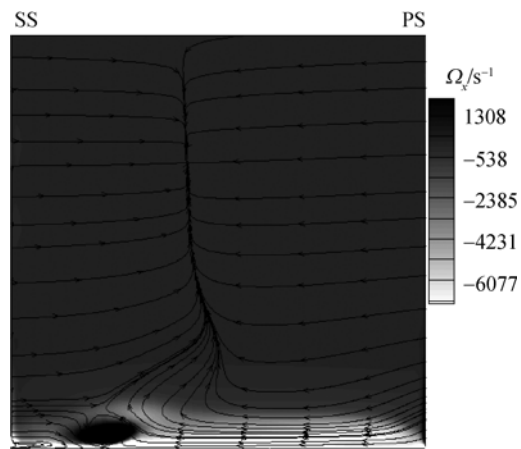
图11给出了有无流动控制时 $x/B = 20\%$ 截面处流向涡量 Ω_x 分布和端壁附近的流线分布。二次流定义为当地速度与该截面主流的速度差。

图10 吸力面极限流线 ($p_j^* = 3500 \text{ Pa}, \beta = 0^\circ$)Fig. 10 Limited streamlines on suction surface ($p_j^* = 3500 \text{ Pa}, \beta = 0^\circ$)

由图11(a)可知,无流动控制时,由于横向压力梯度作用,端壁附近低能流体向吸力面侧迁移,该截面上已经形成了较为明显的通道涡结构,端壁附近具有较大的负向涡量。采用射流旋涡发生器之后(见图11(b)),射流管下游形成了与通道涡反向的流向涡,从而显著改变了端区流动:在射流旋涡的近压力面侧,该流向涡阻碍了低能流体从压力面侧向吸力面侧的迁移,使通道涡中心更接近压力面侧,而且两反向旋涡加剧了相邻区的上洗作用^[6],促进了端区低能流体向主流的输送;在近吸力面侧,射流旋涡下洗作用将主流高能流体向端壁附面层内输运,从而增加了其流体动能,使得近吸力面侧端壁附面层厚度减小。此外,从下洗侧端壁附近流线方向可知,该截面上射流旋涡对吸力面侧低能流体具有较强的卷吸作用,直接减弱了角区低能流体的堆积。



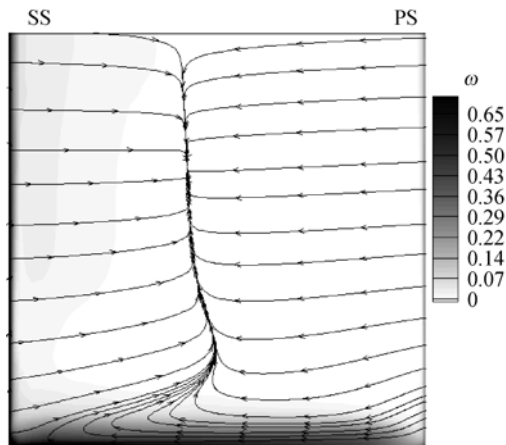
(a) 无流动控制



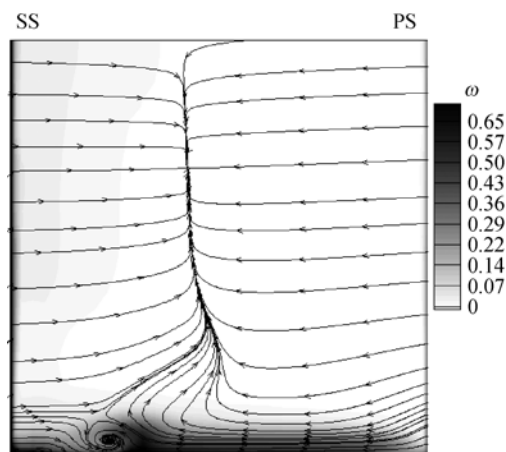
(b) 射流旋涡发生器控制

图11 $x/B = 20\%$ 截面流线及流向涡量分布Fig. 11 Streamlines and streamwise vorticity distribution at $x/B = 20\%$ section

图12给出的 $x/B=20\%$ 截面总压损失系数分布则表明,在射流旋涡与通道涡相邻区,低能流体向主流的运输使得上洗区内总压损失增加;在近吸力面侧主流被卷入端区则使得端壁附面层总压损失显著减小。



(a) 无流动控制



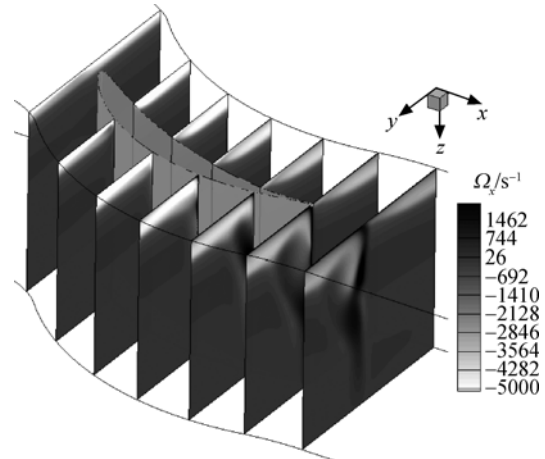
(b) 射流旋涡发生器控制

图12 $x/B=20\%$ 截面总压损失系数分布

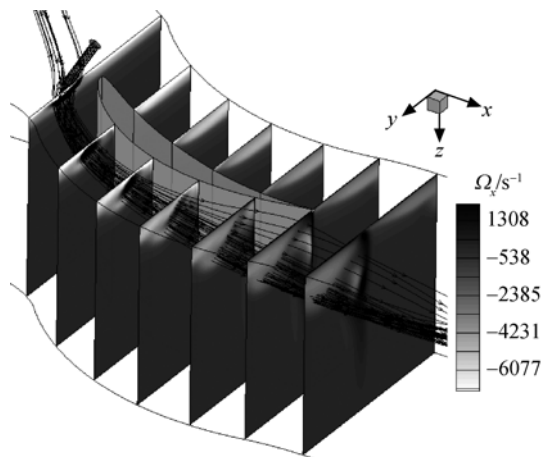
Fig. 12 Total pressure loss coefficient distribution at $x/B=20\%$ section

图13和图14给出的不同轴向截面流向涡量分布和总压损失系数分布也进一步表明,射流管之后形成了较强的流向旋涡,减弱了栅内各截面吸力面与下端壁组成的角区内低能流体的堆积,使得该角区内高总压损失区范围明显减小。而在射流旋涡与通道涡间的上洗区流动损失有所增加,即沿节距方向流道中部损失增加。随着流动向下游发展,由于黏性耗散及流向涡对壁面附近低能流体的卷吸作用,其旋涡强度降低、尺寸增加。从图13射流流线的发展和上洗区的涡量分布可知,在横向迁移的低能流体挤压及黏性耗散作用

下,射流旋涡逐渐远离端壁,在叶栅出口附近,该流向涡消失,射流流体被通道涡卷吸,并在其外侧随通道涡旋转。



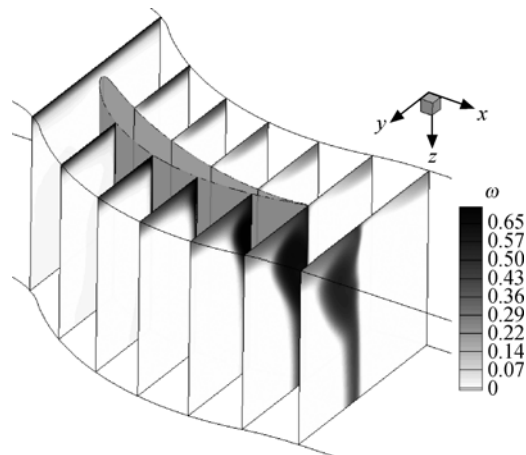
(a) 无流动控制



(b) 射流旋涡发生器控制

图13 不同轴向截面流向涡量分布

Fig. 13 Streamwise vorticity distribution on different axial sections



(a) 无流动控制

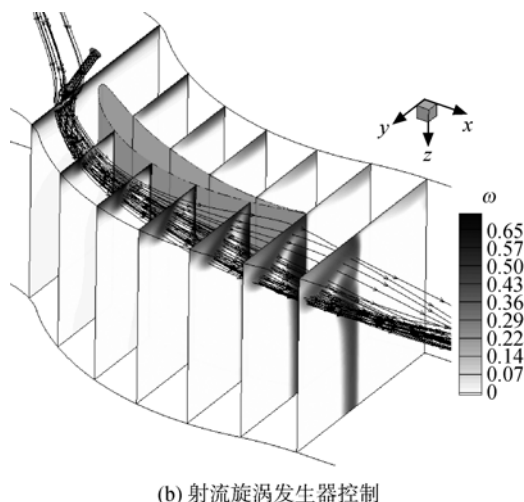


图14 不同轴向截面总压损失系数分布

Fig. 14 Total pressure loss coefficient distribution on different axial sections

综上所述,射流旋涡发生器作用下,由于角区低能流体积聚减弱而导致的总压损失减少量大于上洗区气流掺混及旋涡耗散导致的总压损失增加量,从而使得叶栅总压损失减小。

4 结 论

本文进行了射流旋涡发生器控制某大折转角叶栅端区二次流和角区分离流动的数值模拟研究,探讨了侧向倾角、射流总压等参数对射流旋涡发生器流动控制效果的影响,揭示了其减弱吸力面侧流动分离和降低流动损失的作用机制,主要得出以下结论:

1) 仅采用不足叶栅进口流量0.5%的射流流量,即可显著改善栅内流动,降低栅内损失,并使得气流折转明显增加。当侧向倾角 $\beta=0^\circ$ 时,其流动控制效果最佳。

2) 随着射流总压增加,其控制效果增强,当 $p_i^*=6500\text{Pa}$ 时,总压损失减小可达27.3%。而采用与进口相同的射流总压,总压损失也可减小21.5%。

3) 射流旋涡减少栅内损失、增加叶片负荷的作用机制是,通过阻碍和推迟通道涡的发展,在下洗侧将主流高能流体卷入端壁附面层,而在上洗侧将低能流体带入主流中,从而有效阻止和减弱了端壁附面层低能流体的横向迁移,减少了角区内低能流体积聚,减弱了吸力面侧分离流动。

参考文献:

[1] 杨凌,钟兢军,韩少冰.不同参数端壁翼刀对跨音速压气机

环形叶栅二次流影响的数值研究[J].大连海事大学学报,2011,37(4):30-34.

YANG Ling, ZHONG Jingjun, HAN Shaobing. Numerical investigation of the secondary flow control in a transonic annual compressor cascade using different parameter end-wall fences[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2011, 37(4): 30-34. (in Chinese)

[2] Yoichi I, Toshinori W, Takehiro H. Effect of endwall contouring on flow instability of transonic compressor[J]. International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, 2008, 2(1): 24-29.

[3] Hecklau M, Gmelin C, Nitsche W, et al. Experimental and numerical results of active flow control on a highly loaded stator cascade[J]. Journal of Power and Energy, 2011, 225(7): 907-918.

[4] 高光良,牛楠,王掩刚.跨音速压气机附面层组合抽吸方案对比分析[J].航空工程进展,2011,2(1):105-109.

GAO Guangliang, NIU Nan, WANG Yangang. Numerical investigation of combined BLS effect on the performance of a transonic compressor rotor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 105-109. (in Chinese)

[5] Compton D A, Jonston J P. Streamwise vortex production by pitched and skewed jets in a turbulent boundary layer[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3): 640-647.

[6] 钟易成,陈晓.涡与涡以及涡与附面层之间相互作用的试验研究[J].航空动力学报,1999,14(1):28-31.

ZHONG Yicheng, CHEN Xiao. An experimental investigation on interactions among vortices and vortex with boundary layer[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 28-31. (in Chinese)

[7] 沈遐龄,高歌,刘宝杰,等.旋涡发生器对机翼最大升力和失速迎角的影响[J].北京航空航天大学学报,1998,24(3):311-314.

SHEN Xialing, GAO Ge, LIU Baojie, et al. Effects of vortex generators on maximum lift and stall angle of attack over wings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(3): 311-314. (in Chinese)

[8] 刘沛清,樊文博,曹硕.近耦合鸭式布局鸭翼展向吹气涡控技术数值模拟研究[J].飞机设计,2010,30(5):7-11.

LIU Peiqing, FAN Wenbo, CAO Shuo. Numerical simulation on vortex control technology of canard-spanwise blowing of close-coupled canard wing configuration[J]. Aircraft Design, 2010, 30(5): 7-11. (in Chinese)

[9] ZHENG Xinqian, ZHOU Sheng, HOU Anping, et al. Separation control using synthetic vortex generator jets in axial compressor cascade[J]. Acta Mechanica Sinica, 2006, 22(6): 521-527.

[10] 袁忻,刘火星.压气机叶栅的涡发生器流动控制研究[J].航空科学技术,2010(4):30-32.

YUAN Xin, LIU Huoxing. Flow control research in compressor cascade with vortex generator[J]. Aeronautical Science and Technology, 2010(4): 30-32. (in Chinese)

[11] 伊进宝,乔渭阳,孙大伟.低压涡轮叶栅流动分离主动控制

- 实验研究[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1055-1061.
- YI Jinbao, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Experimental investigation of active control of flow separation at low-pressure turbine cascade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(5): 1055-1061. (in Chinese)
- [12] Zander V, Hecklau M, Nitsche W, et al. Active flow control by means of synthetic jets on a highly loaded compressor cascade[J]. *Journal of Power and Energy*, 2011, 225(7): 897-906.
- [13] Gmelin C, Zander V, Hecklau M, et al. Active flow control concepts on a highly loaded subsonic compressor cascade: resume of experimental and numerical results[R]. ASME Paper GT2011-46468, 2011.
- [14] Ortmanns J, Pixberg C, Gummer V. Numerical investigation of vortex generators to reduce cross-passage flow phenomena in compressor stator end-walls [J]. *Journal of Power and Energy*, 2011, 225(7): 877-885.
- [15] QI Lei, ZOU Zhengping, WANG Peng, et al. Control of secondary flow loss in turbine cascade by streamwise vortex[J]. *Computers and Fluids*, 2012, 54: 45-55.
- [16] 刘华坪, 陈焕龙, 杨晓光, 等. 基于耗散函数的低速扩压叶栅损失机理探讨[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 289-296.
- LIU Huaping, CHEN Huanlong, YANG Xiaoguang, et al. Study of loss mechanism in low speed compressor cascade using dissipation function[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(2): 289-296. (in Chinese)
- [17] Henry F S, Pearcey H H. Numerical model of boundary-layer control using air-jet generated vortices [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(12): 2415-2425.
- [18] 樊涛, 谢永慧, 张荻. 涡旋射流控制扩压器分离流动的大涡模拟[J]. 中国电机工程学报, 2008, 28(5): 57-65.
- FAN Tao, XIE Yonghui, ZHANG Di. Large-eddy simulation for control of flow separation in conical diffuser by vortex generator jets[J]. *Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering*, 2008, 28(5): 57-65. (in Chinese)