

文章编号:1000-8055(2009)06-1364-08

孔隙射流结构对扩压叶栅出口流场特性的影响

冯冬民,陈 浮,陈焕龙,付丽鹏,王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院,哈尔滨 150001)

摘 要: 实验研究带有孔隙射流结构的某大折转角直扩压叶栅在设计冲角下的出口流场特性,分析了不同孔隙射流位置对出口流场的影响.结果表明:在叶片表面开孔隙后,降低开孔隙的叶高处出口气流折转能力,使叶栅性能下降;孔隙射流使尾迹速度增加,相应的尾迹损失降低,尾迹区范围减小,同时出口气流角沿节距方向分布更加均匀,开孔位置越靠近叶展中部,孔隙射流对尾迹的影响越明显;开多孔方案对叶栅出口流场的影响要强于单孔方案.

关 键 词: 孔隙射流;压气机叶栅;大折转角;实验研究;出口流场特性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effects of air injection on outlet flow field of compressor cascade

FENG Dong-min, CHEN Fu, CHEN Huan-long, FU Li-peng, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Technology,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Experiments of a large turning angle linear compressor cascade with air injection slot were carried out, and detailed outlet flow field characteristics at design incidence were described in this paper. The results show that air injection through slots decreases the turning and diffusion of compressor cascade, the aerodynamic performance of the cascade also decreases; air injection energizes the low energy fluid near wake, increases the velocity of the wake, thus the size of the wake region reduces significantly, pitch-wise distribution of flow outlet angle becomes more uniform, slot position has great effect on wake especially with slot located near mid-span; multi-slot configurations have greater effect on outlet flow field than one-slot configurations.

Key words: air injection; compressor cascade; large turning angle; experimental study; outlet flow field characteristic

在采用大折转角的压气机叶栅中,叶栅内的流动分离较为严重^[1-2],这更容易引起叶栅损失的增加以及气动性能的急剧下降.尤其是随着叶片负荷的增加,以及受到压气机叶栅内部扩压流动特性的影响,叶栅流道内端壁和叶片吸力面附面层更容易发生分离,这对叶栅流道内气流流动和损失的发展非常不利.采用大折转角叶片对发动

机结构是有益的,但是如何控制叶栅内流动分离减少损失需要深入研究.张相毅等人^[3]利用从叶片压力面到吸力面开孔,通过叶片压力面与吸力面的气压差产生引射气流,将吹除叶片吸力面的附面层气流,使附面层气流加速,从而延缓和控制附面层气流的分离.曹朝辉^[4]、周敏^[5]等人采用从压力面到吸力面开槽处理技术,对不同叶型进

收稿日期:2008-06-03; 修订日期:2008-08-17

基金项目:国家自然科学基金(50876023);国家重点基础研究发展规划“973”项目(2007CB210100);
高等学校博士学科点专项科研基金(20060213007)

作者简介:冯冬民(1979-),男,黑龙江大庆人,博士生,主要从事叶轮机内流动研究.

行了数值模拟,研究表明,合理的开槽位置能够有效地提高压气机的性能,扩大稳定工作范围.宋彦萍等人^[6-7]研究了在低速大负荷叶栅中应用孔隙射流来控制或减少大尺度分离,发现孔隙射流能有效降低损失.

本文利用从叶片压力面到吸力面开孔隙,应用于某大折转角直扩压叶栅,来改善压气机叶栅的气动性能.着重研究设计冲角下不同的孔隙位置对叶栅出口流场的影响.

1 实验装置与实验方案说明

实验在哈尔滨工业大学大尺度低速平面叶栅风洞上进行,入口马赫数约为 0.3.关于风洞的详细说明请见文献[8].采用五孔探针应用非对向测量方法测量压气机平面叶栅出口的气动参数,探针偏转角和俯仰角的校准范围为 ±30°.在实验测量中共设置了 10 个测量截面,如图 1 所示,出口有 3 个测量面,相对于叶片前缘位置分别为 1.138*B*,1.302*B*,1.467*B*.对端壁和叶片表面进行了墨迹流动显示.由于实验中采用直叶栅,出口参数和流场显示只给出了半叶高结果.叶型采用 NACA65 系列,折转角为 60°.扩压叶栅共由 6 个直叶片组成,展弦比为 1.25,其它几何参数见表 1.本文中的总压损失系数 ω 定义为

$$\omega = (p_i^* - p^*) / (0.5\rho u^2)_1$$

式中 p_i^* 为栅前进口总压; p^* 为当地总压;

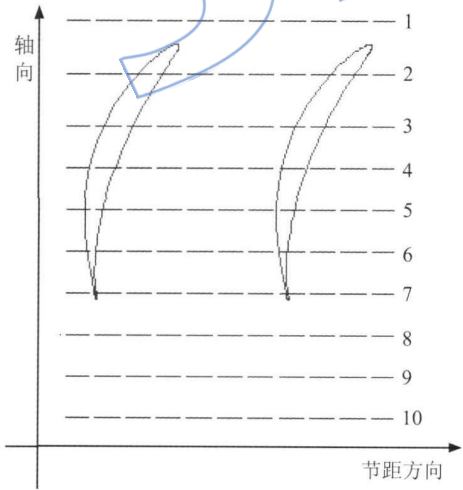


图 1 测量截面轴向位置示意图
Fig. 1 Locations of measurement traverses

(0.5 ρu^2)₁ 为进口动压.叶片上的孔隙位置见图 2.在距离前缘 80 %*B* 处,在叶片表面沿径向高度分别开 3 个孔,如图所示记为孔 1,2,3,相对叶高为 5 %,15 %,25 %.

表 1 实验叶栅的几何和气动参数
Table 1 Parameters of the cascade and the injection slot

参数	数值
叶片弦长 <i>b</i> /mm	128
叶片高度 <i>H</i> /mm	160
节距 <i>t</i> /mm	94
几何进气角 $\beta_p/(\circ)$	- 48.2
孔隙厚度 <i>D</i> /mm	3.5
轴向弦长 <i>B</i> /mm	122
安装角 $\beta_s/(\circ)$	- 18.2
进口马赫数 <i>Ma</i>	0.3
几何出气角 $\beta_e/(\circ)$	11.8
雷诺数 <i>Re</i> /10 ⁵	6.188

孔中心线与额线夹角为 60°,沿着孔的中心线方向投影为长方形,宽 13 mm,孔的径向高度 *D* 为 3.5 mm.根据不同的开孔位置确定了 8 个实验方案,原型不开孔方案记为 D0,开单孔方案有 3 种,分别为:开 1 孔记为方案 1(D1),开 2 孔记为方案 2(D2),开 3 孔记为方案 3(D3);开多孔方案有 4 种,分别为:开 1,2 孔记为方案 4(D4),开 1,3 孔记为方案 5(D5),开 2,3 孔记为方案 6(D6),开 1,2,3 孔记为方案 7(D7).

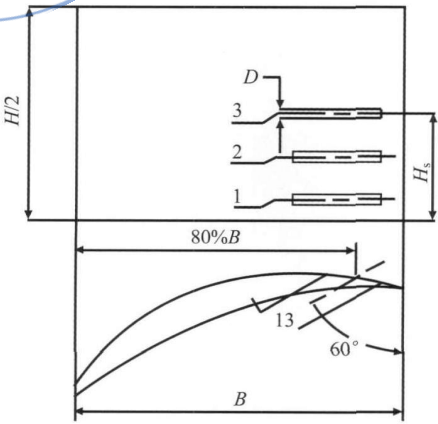


图 2 孔隙位置示意图
Fig. 2 Definition of the slot configuration

2 实验结果和分析

图 3 为叶片吸力面的墨迹流动显示照片,由图中墨迹线的横向流动趋势可以看出在两叶片间的叶栅流道内气流的横向流动情况,比较不同的方案可以发现,叶栅流道内气流的横向流动几乎相同,即墨迹线由压力面向吸力面偏转的程度相差不大.这是由于开孔位置在叶片尾缘处,其对叶栅流道内部的气体流动并无影响.孔隙对流动的

影响主要体现在尾缘处,我们可以发现,各方案在叶栅出口流场显示结果主要有两点不同. 第一,叶栅出口尾迹区的范围大小不同,尾迹区范围的大小能够表明不同叶栅在该区域的流动状况,尾迹区的范围越小,说明叶栅端壁出口的流动状况越好;第二,叶栅出口气流角的分布不同,在流场显

示中表现为,吸力面与压力面的流线在尾缘处交汇的流线的偏转程度不同. 由图中可以发现,D1叶栅出口尾迹区的范围相对于D0几乎相同,而且叶栅的气流落后角有所增大,这说明,D1叶栅端部气流转折能力减弱,扩压能力有所下降. 与D1相类似的方案还有D4,D5,D6和D7,其中D7

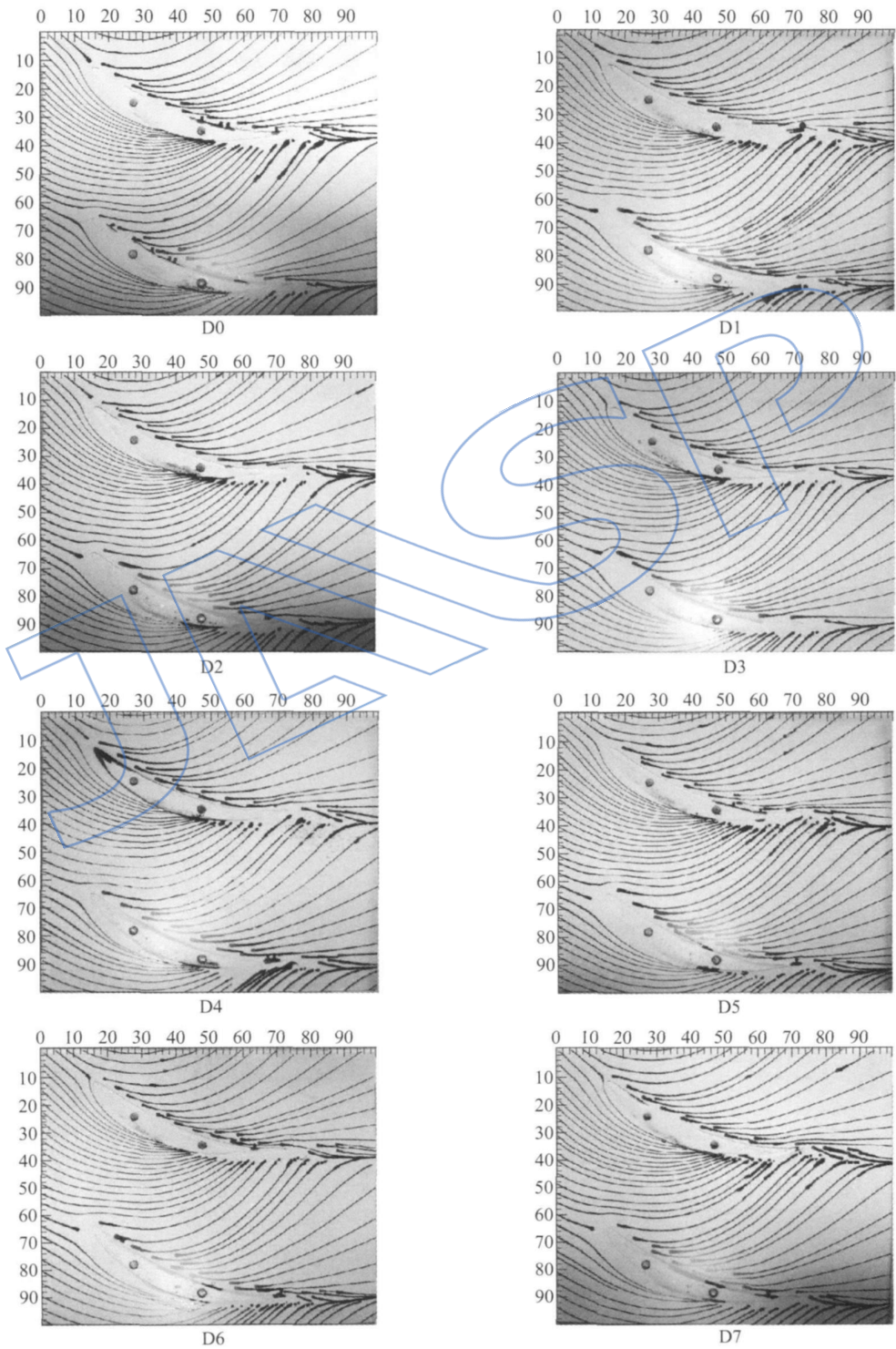


图 3 叶片端壁墨迹流动显示照片

Fig. 3 Ink-trace flow visualization on blade suction surfaces

的气流落后角增大最多, D6 相对于 D0 的落后角仅有些许增加. 除 D6 方案外, 方案 D1, D4, D5 和 D7 均在 5 % 相对叶高处开孔, 可见气流经过孔隙由压力面流向吸力面, 使叶栅气流折转能力减弱, 扩压能力降低. 各方案出口尾迹区的范围几乎相同, 说明开孔位置距离端部较远, 孔隙流动对叶栅端壁出口的流动状况改变不大.

图 4 给出了总压损失系数在出口截面 10 沿叶高的分布, 图 5 为总压损失系数相对于 D0 的差值沿叶高分布. 方案 1 在 10 % ~ 24 % 相对叶高范围内损失增加, 其它区域则略有降低. 方案 2 在 14 % ~ 24 % 相对叶高范围内损失增加, 这里靠近第二个开孔位置, 由 24 % 相对叶高至叶片中部损失则减少, 可以发现开孔位置附近损失增加, 这是由于在压力面与吸力面间压差的作用下, 气流在吸力面出口形成射流, 该气流具有较大的速度, 与吸力面的低能流体的掺混使损失增加, 同时射流使得吸力面上靠近尾缘角区的低能流体能够继续向下游流动, 减少由于低能流体积聚而产生的损失. 方案 3 在 18 % ~ 30 % 相对叶高范围内损失增

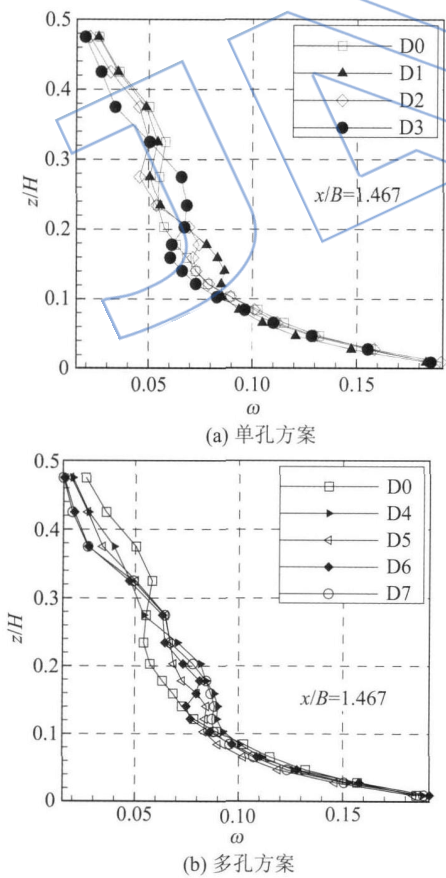


Fig. 4 总压损失系数沿叶高分布 ($x/B = 1.467$)
Fig. 4 Span-wise distribution of mass-averaged total pressure loss coefficient ($x/B = 1.467$)

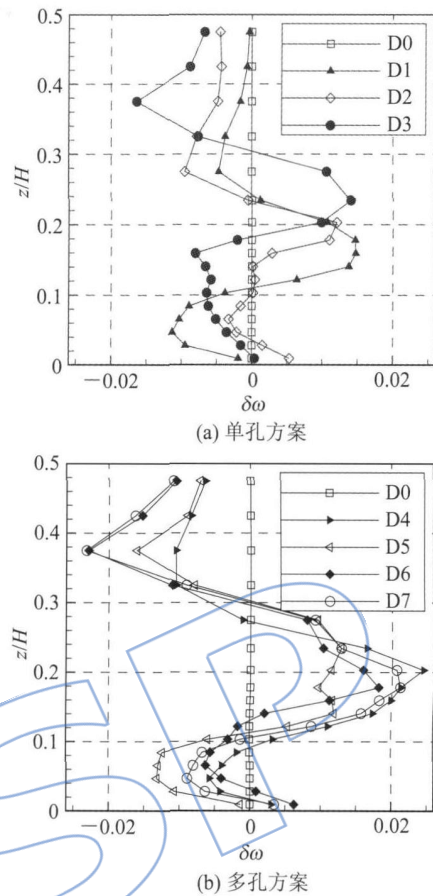


Fig. 5 总压损失系数相对于 D0 的差值沿叶高分布
($x/B = 1.467$)
Fig. 5 Span-wise distribution of mass-averaged total pressure loss coefficient difference from D0
($x/B = 1.467$)

加, 但在叶片中部损失有大幅降低. 在多孔方案中, 在 10 % ~ 30 % 相对叶高范围内损失增加, 在靠近叶片中部的 30 % ~ 50 % 相对叶高范围内损失明显降低, 其中方案 6 和方案 7 中部损失降低最明显. 由以上分析可知, 在 25 % 叶高处开孔明显改善了叶栅中部气流流动, 相应损失也明显降低. 开多孔方案中, 中部损失相对于原型方案降低更加显著.

图 6 给出的是二次流矢量与总压损失在测量面 8 的分布. 截面 8 距离尾缘最近, 由图中可以清晰地看到尾迹区以及通道涡. 在方案 D3 中可以清楚地看到, 在 20 % ~ 25 % 叶高处的高损失区, 这是由于在 25 % 叶高处开孔造成的, 同时可以看到, 相对于原型方案, 在 30 % ~ 50 % 相对叶高范围内总压损失明显降低, 这与截面 10 的总压损失分布相一致, 损失的降低说明尾迹区减小. 在开多孔方案中, 中部损失减小更加显著. 中部损失的降低说明低能流体的积聚减少.

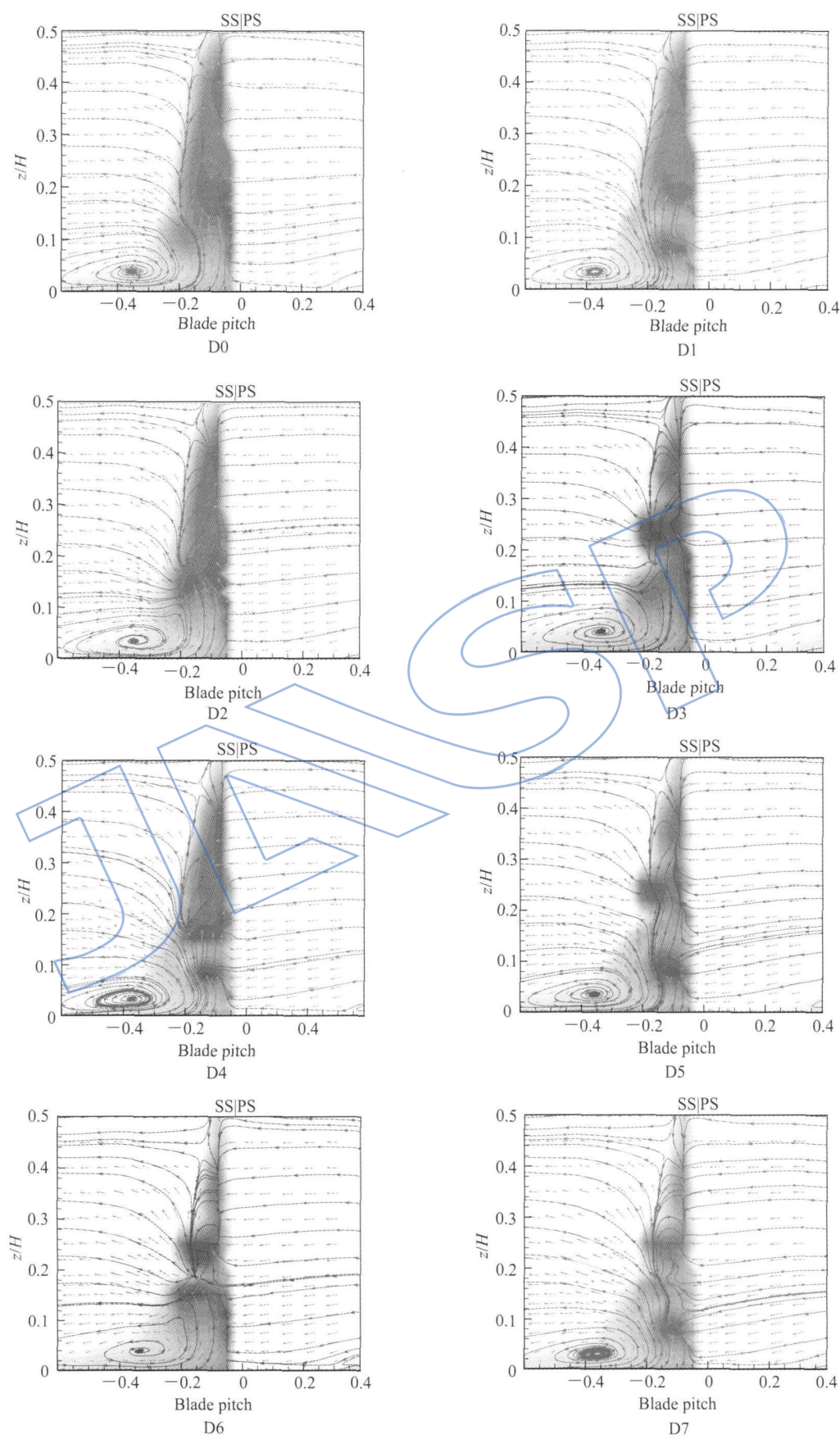


图 6 测量面 8 的二次流矢量与损失分布 ($x/B=1.138$, SS 为吸力面; PS 为压力面)
Fig 6 Distribution of secondary velocity vector and total pressure loss in traverse 8
($x/B=1.138$, SS:Suction side; PS:Pressure side)

图 7 给出了叶栅出口截面 8~10 的节距平均出口气流角沿叶高的分布,由图中可以看到,原型不开孔方案的出口气流角几乎在全叶高范围内存在欠偏转,这主要是因为原型方案的损失较大,在吸力面存在较大的分离,因此偏离设计出口气流角.在通道涡影响区域,由于端壁附面层向吸力面角区的积聚,气流得不到充分的回转,在距端壁约 14 % 的相对叶高位置处,原型方案叶栅的出口气流落后角最大.对于开单孔方案,孔隙射流导致叶栅出口气流呈现较大的欠偏转,这将降低叶栅性能.而在 32 % 到 50 % 的相对叶高范围内,出口气流的偏转得到改善,这主要归因于,叶栅中部流动

改善.在 5 % 相对叶高位置处开孔,出口气流在 4 % 到 24 % 相对叶高位置处呈现较大的欠偏转,出口气流的最大偏转发生在 10 % 到 14 % 相对叶高位置处.在 15 % 相对叶高位置处开孔,出口气流在 8 % 到 24 % 相对叶高位置处呈现较大的欠偏转,出口气流的最大偏转发生在 14 % 到 16 % 相对叶高位置处.在 25 % 相对叶高位置处开孔,出口气流在 18 % 到 32 % 相对叶高位置处呈现较大的欠偏转,出口气流的最大偏转发生在 24 % 相对叶高位置处.对于开多孔方案,在 4 % 到 30 % 相对叶高范围内气流的欠偏转加剧,而在 30 % 到 50 % 相对叶高范围内欠偏转明显改善.由以上分析可知,

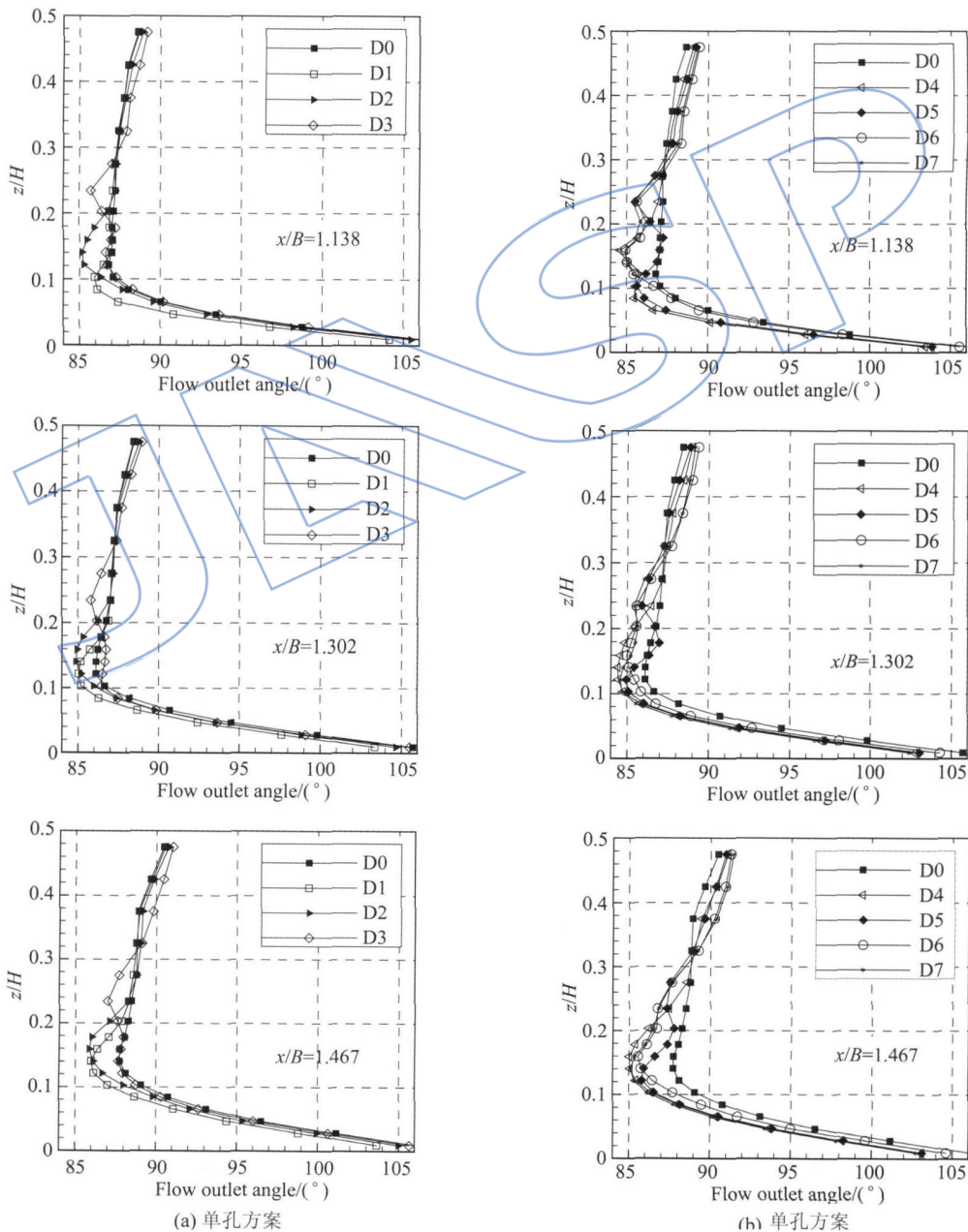


图 7 节距平均气流角沿叶高分布
Fig. 7 Pitch-wise distribution of pitch-averaged flow outlet angle

在叶片表面开孔隙后,加剧了开孔隙的叶高处出口气流的欠偏转,这将降低叶栅性能.在多孔方案中,叶栅中部气流的欠偏转得到明显改善.由图5总压损失系数沿叶高分布可知,叶栅中部气流的欠偏转得到改善主要归因于叶栅中部流动改善.但是开孔后,在10%到30%相对叶高范围内,气流的欠偏转加强,这对出口流动是不利的.

3 孔隙射流对叶栅尾迹的影响

3.1 总压损失系数分布

图8给出了总压损失系数沿叶栅节距方向分布,在单孔方案中,总压损失在尾迹宽度上几乎没有变化,而在深度上,在5%叶高处开孔对尾迹影响不大,D1方案与原形方案几乎相同.方案D2和D3的尾迹深度明显减小,且D3的尾迹深度最低,说明开孔位置越靠近叶展中部,孔隙射流对尾迹的影响越大.在多孔方案中,开孔方案的尾迹深度明显减小,射流在节距方向上增加了尾迹损失,尾迹宽度略有增加,并且尾迹偏向相邻叶片的压

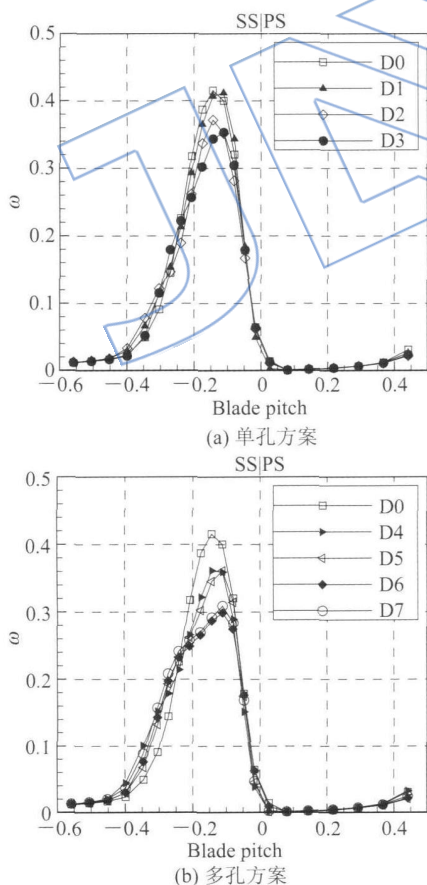


图8 总压损失系数沿节距方向分布

Fig. 8 Pitch-wise distribution of total pressure loss coefficient

力面.由图4总压损失系数沿叶高分布可知,开孔后产生射流导致吸力面侧的损失增加,因而尾迹宽度增大.

3.2 速度分布

图9给出了出口尾迹速度分布,图中 V_1 为进口速度.在开孔方案中,D1方案在5%叶高处开孔,尾迹变化不大,这是由于开孔位置过于靠近端壁,低能流体的积聚在叶根处较多,因此对主流和尾迹的速度影响不大.除D1与D0相比变化不大外,其他方案的尾迹速度均明显增加,并且开多孔方案要好于单孔方案.

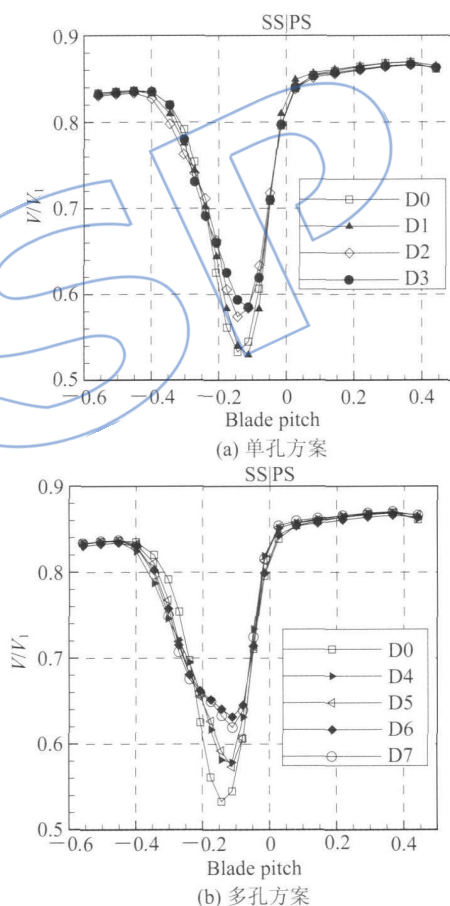


图9 轴向速度沿节距方向分布

Fig. 9 Pitch-wise distribution of axial velocity

在15%叶高处开孔的D2方案,尾迹速度明显增加,但是略低于在25%叶高处开孔的D3方案.在多孔方案中,尾迹速度都增加,其中方案D6和D7的尾迹速度增加最多,由此可知,开孔位置越靠近叶片中部,对尾迹速度的影响越明显.开孔后尾迹速度增加,而总压损失分布降低,这是由于开孔后流经孔隙的气流具有较大的速度,增加了吸力面孔隙附近流体的速度,降低了低能流体的

积聚,从而降低损失。

3.3 出口气流角分布

图10为出口气流角沿节距方向的变化。在单孔方案中,原型方案的出口气流角沿节距方向波动幅度最大,而开孔方案的波动幅度明显降低,方案D3的波动幅度最小。在多孔方案中,出口气流角沿节距方向波动幅度均明显降低,并且相对于原型方案,在 $-0.6 \sim -0.2$ 倍节距之间以及 $0.1 \sim 0.4$ 倍节距之间,出口气流角明显降低。

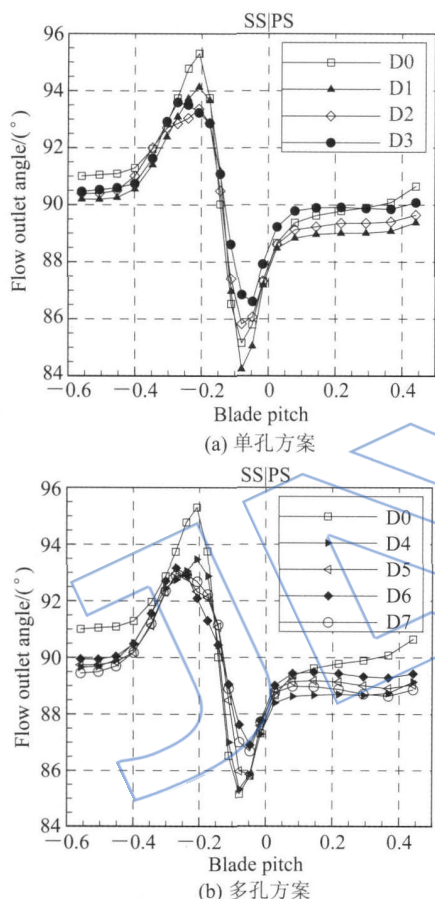


图10 出口气流角沿节距方向分布

Fig. 10 Pitch-wise distribution of flow outlet angle

4 结 论

本文实验研究了不同孔隙结构对出口流场的影响,得出以下结论:

- 1) 在5%相对叶高处开孔,气流经过孔隙由压力面流向吸力面,使端壁叶栅气流折转能力减弱,扩压能力降低;在25%叶高处开孔明显改善叶栅中部气流流动,相应损失也明显降低。
- 2) 在叶片表面开孔隙后,降低开孔隙附近出口气流折转能力,使叶栅性能下降。
- 3) 孔隙射流使尾迹速度增加,相应的尾迹损

失降低,尾迹区范围减小,同时出口气流角沿节距方向分布更加均匀,开孔位置越靠近叶展中部,孔隙射流对尾迹的影响越明显;开多孔方案对叶栅出口流场的影响要强于单孔方案。除D1与D0相比变化不大外,其他方案的尾迹速度均明显增加,并且开多孔方案要好于单孔方案,其中方案D6和D7的尾迹速度增加最多。

参考文献:

- [1] Friedrichs J, Baumgarten S, Kosyna G, et al. Effect of stator design on stator boundary layer flow in a highly loaded single-stage axial-flow low-speed compressor [R]. ASME 2000-GT-616.
- [2] Douglas J W, Li S M, Song B, et al. Effects of freestream turbulence on the losses of a highly loaded compressor stator blade [R]. ASME 2003-GT-38604.
- [3] 张相毅,周敏,王如根,等. 叶片压力面到吸力面射流对其气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2006, 24 (2): 152-156.
ZHANG Xiangyi, ZHOU Min, WANG Rugen, et al. Research on the effect of jet flow from pressure surface to suction surface on performance of blade [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24 (2): 152-156. (in Chinese)
- [4] 曹朝辉,王如根,周敏,等. 从压力面到吸力面开槽后叶栅特性的数值分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(5): 814-817.
CAO Chaohui, WANG Rugen, ZHOU Min, et al. Numerical simulation on cascade characteristics with slot from pressure surface to suction surface [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(5): 814-817. (in Chinese)
- [5] 周敏,王如根,曹朝辉,等. 开槽处理技术对叶片尾缘气流流动特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1100-1105.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Chaohui, et al. Influence of slot treatment on flow performance of blade trailing edge [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1100-1105. (in Chinese)
- [6] 宋彦萍,陈焕龙,陈浮,等. 扩压叶栅中采用切向孔叶片的研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(增刊1): 105-108.
SONG Yanping, CHEN Huanlong, CHEN Fu, et al. Numerical study on the performance of compressor cascade with air injection[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(Suppl 1): 105-108. (in Chinese)
- [7] SONG Yanping, CHEN Huanlong, CHEN Fu, et al. Effect of air injection on performance of highly-loaded compressor cascades [R]. ASME 2007-GT-27062.
- [8] 赵桂杰. 弯掠扩压叶栅内附面层与二次流控制的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2005.
ZHAO Guijie. Investigation of boundary condition and secondary flow control in curved-swept compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005. (in Chinese)