

直孔射流对压气机叶栅流场影响的实验研究*

孟庆鹤, 陈绍文, 刘宏言, 王松涛

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 为了探究直孔射流对压气机叶栅的影响, 通过实验方法, 结合流场显示技术和流场测试技术, 对无控叶栅和直孔射流方案下的压气机平面叶栅在正攻角下的流场结构和气动性能进行了分析。结果表明: 无控叶栅中吸力面存在三个螺旋点, 而不同射流方案下螺旋点的数量和位置变化明显; 无控叶栅端壁存在一个从吸力面起始的分离区, 布置射流孔后, 在射流孔前发展出马蹄涡, 马蹄涡的两个分支的发展情况及其对流场影响随着不同射流方案呈现出不同的特点; 射流孔的位置对控制效果有明显的影 响, 最佳方案减小了3.2%的总压损失, 增大了1.86%的通流流量; 在最佳方案下, 吸力面螺旋点数量减少到了1个, 端壁没有明显的尾迹出现, 出口处高损失区的欠偏转和端区的过偏转均有所减弱。

关键词: 流场结构; 压气机叶栅; 实验方法; 油流法流场显示; 流动控制

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 05-1039-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190306

Experimental Study for Effects of Straight Jets on Flow Field Structure in a Compressor Cascade

MENG Qing-he, CHEN Shao-wen, LIU Hong-yan, WANG Song-tao

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

Abstract: To understand the effects of excitation jets from straight hole on compressor cascade, experimental study was used with both flow field visualization methods and aerodynamic parameter measurement methods. The flow structure and aerodynamic performance of a linear compressor cascade were analyzed under both original case and the cases with excitation jets under positive attack angle. The results support the following conclusions. Three spiral nodes appeared on the blade suction surface under the original case without excitation, while the number of spiral nodes and the position of the nodes differed among the cases with excitation jets at different jet hole position. A separation zone that originated from the blade suction side existed on the endwall under the original case without excitation. With the arrangement of the excitation jet, horse shoe vortex appeared before the jet hole on the endwall. The development of the branches of the horse shoe vortex differed with different excitation schemes and showed different influences on the flow field structure. The excitation jet hole position played an important role on the management of the corner separation. The optimum case reduced the total pressure loss coefficient by 3.2% and increased the passage mass flow rate by 1.86%. Meanwhile, the number of spiral nodes on the blade suction surface was reduced to one and no wake was observed on the endwall. The over-turning near the endwall and the insufficient turning in the high loss zone at the outlet were also weakened.

* 收稿日期: 2019-05-15; 修订日期: 2019-08-15。

基金项目: 国家自然科学基金 (51776048; 51436002)。

作者简介: 孟庆鹤, 博士生, 研究领域为非正常射流控制压气机角区流动分离。E-mail: mengqinghe0909@126.com

通讯作者: 陈绍文, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械内的流动机理及控制。E-mail: cswemail@hit.edu.cn

引用格式: 孟庆鹤, 陈绍文, 刘宏言, 等. 直孔射流对压气机叶栅流场影响的实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(5):1039-1045. (MENG Qing-he, CHEN Shao-wen, LIU Hong-yan, et al. Experimental Study for Effects of Straight Jets on Flow Field Structure in a Compressor Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5):1039-1045.)

Key words: Flow field structure; Compressor cascade; Experimental method; Oil flow visualization; Flow control.

1 引言

轴流式压气机气动负荷的提高导致叶片吸力面角区分离尺度的增大,并使得通道内的流场恶化,影响发动机稳定工作^[1]。通过射流等主动流动控制方法对角区流动分离进行控制,在打破传统无控叶栅中的气动限制、进一步提高压气机的气动性能方面有较大潜力^[2-3]。

在压气机叶栅中布置射流装置会对流场结构产生影响。如果将问题简化成在平板横流中布置射流孔,可以观察到射流对原流场的影响主要表现在两个方面:在垂直于射流孔的平面上,出现类似于圆柱扰流的流动结构^[4];在子午面上出现逆时针旋转的迎风涡系和顺时针旋转的背风涡系^[5]。随着吹气速度与主流速度比、基于吹气孔直径的雷诺数等参数的变化,前述两个方面的流动特征会表现出不同的变化趋势^[6]。基于实验结果,张保雷等^[7]指出了速度比、雷诺数和射流角对主流与射流之间掺混程度的影响,并对剪切涡结构的形态进行了着重分析。进一步地,王如根等^[8-9]指出射流不仅能够延缓吸力面分离,降低流动损失,还能减小叶栅尾缘的分离宽度,提高分离区内的气流速度,拓宽稳定工作裕度。Huang等^[10]通过实验方法与大涡模拟方法,结合本征正交分解法,对脉动射流对转换过程及流动分离的影响进行了研究。平板横流中布置射流孔的研究有助于理解直孔射流对压气机叶栅的流场影响,但由于压气机叶栅中的射流孔通常布置于贴近叶片吸力面处,射流孔附近固壁面的存在使得压气机叶栅中射流流动形式与平板横流模型中存在较大差异。在数值研究方面,茅晓晨等^[11]研究了射流孔的布置对压气机叶栅角区分离的影响,通过对不同方案下吸力面极限流线进行分析,指出端壁射流阻断了通道涡、角涡与尾缘脱落涡的接触,降低了涡系之间的相互作用。在李龙婷等^[12]研究的方案下,通过将弯叶片与端壁射流进行结合的流动控制方法,可以减小分离范围,同时还使得吸力面上的集中脱落涡结构消失。实验研究方面,借助于激光粒子测速仪(PIV),Evans等^[13]简要分析了射流孔下游不同位置附面层内速度云图的变化情况。Hecklau等^[14]指出射流可以限制通道涡的尺度并改变通道涡的形态,从而改善叶栅的气动性能。类似的结论在Gmelin^[15]

的研究中得到了证实。然而,Hecklau和Gmelin都仅给出了无控流场下的流场显示结果,没有给出布置射流装置之后的流场显示结果。Nerger等^[16]采用油流方法对没有布置射流装置的方案下的吸力面和端壁分别进行了流场显示,分析了叶型转折角从 54° 变化到 60° 的不同方案下,吸力面的分离结构逐渐由对称结构过渡到不对称结构的过程。

目前国内外还没有在实验中通过流场显示方法对射流后的流场进行分析的研究。在对无控流场的流场显示中^[14-16],以往研究也仅给出了几条比较明显的分离/再附线。本文通过改进的流场显示方法,对无控叶栅和带射流的压气机平面叶栅进行流场显示,并借助其它实验方法,着重分析射流的引入对流场中流动结构的影响。

2 实验方法

实验完成于哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心低速叶栅风洞实验台。实验台由一台75kW的离心式风机供风,来流总压连续可调。为保证来流品质,实验段前设有碎涡格栅、过滤网以及附面层抽吸装置。如图1所示,出口段设有皮托管以测量来流状态,同时,来流攻角连续可调,出口处的测量槽位于叶栅尾缘之后0.4倍轴向弦长处。数据的测量采用校准后的五孔探针进行,其偏转角和俯仰角的适用范围为 $\pm 35^\circ$ 。压力信号通过PSI公司的9116型智能压力扫描阀转换为数字信号,其量程为5PSI,能够对每个压力传感器进行零点校准以消除零漂,并可执行数字温度补偿以减小误差,提高测量精度。

本文中研究的叶型为NACA65-24A10-10。其几何和气动参数的规定如图2,具体数值见表1。由于设计攻角下的扩压因子仅为0.409,负荷较小,实验在 9° 攻角下进行。根据已有文献的研究方案^[11-13]中的经验,射流孔的直径选为5mm,射流孔圆心距离叶片吸力面5mm。

常见的壁面流场显示方法有墨迹法和油流法两种。其中,油流法通常能够展示更多流动细节。传统油流法^[14-16]中,仅能分辨出几条明显的分离线和再附线。经过课题组的探索,当前研究中将硅油与氧化铁(S463-1,蓝色)按照30mL:160g的比例进行混合,在来流 $0.2Ma$ 的条件下能够很好地平衡比例更大时固体颗粒的随动性差与比例更小时溶液在分离区

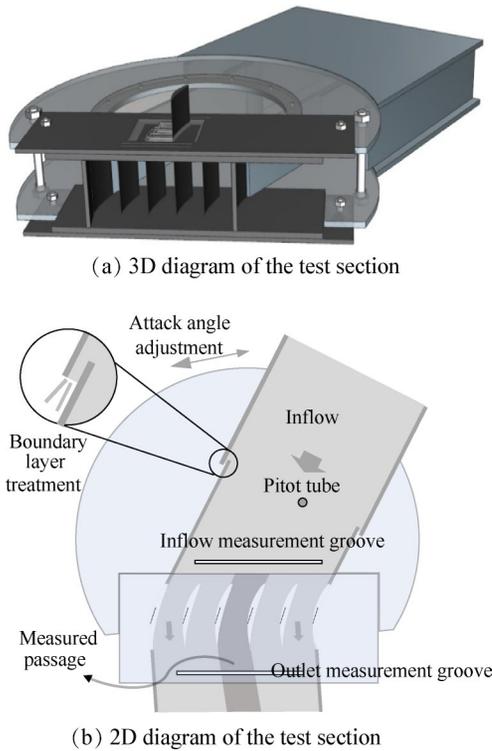


Fig. 1 Schematic diagram of the test rig

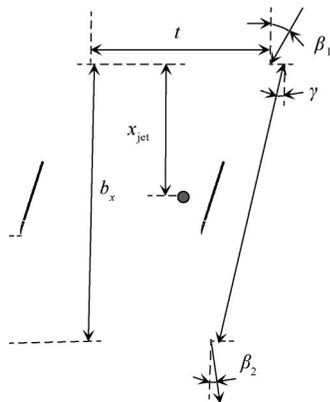


Fig. 2 Cascade geometric and aerodynamic parameters

Table 1 Geometric and aerodynamic parameters of the compressor cascade

Parameter	Symbol	Value
Axial chord/mm	b_x	120
Blade height/mm	H	160
Pitch/mm	t	74
Turning angle/(°)	$\Delta\beta$	40
Inflow Mach number	Ma	0.20
Stagger angle/(°)	γ	12
Inflow angle/(°)	β_1	32.123
Attack angle/(°)	α	8
Hole axial position/%	x_{jet}	0~100
Jet mass flow rate/(g/s)	m_{jet}	1.075

积聚的矛盾。油流显示的结果能够展现出更多的流场细节。

3 结果分析

结果分析中,总压损失系数 C_{pt} 的定义为

$$C_{pt} = \frac{m_0 \cdot p_0^* + m_{jet} \cdot p_{jet}^* - (m_0 + m_{jet}) \cdot p_1^*}{m_0 \cdot (p_0^* - p_0) + m_{jet} \cdot (p_{jet}^* - p_{jet})} \quad (1)$$

式中 m_0 为叶栅进口流量, m_{jet} 为射流时均流量, p_{jet}^* 为射流时均总压, p_{jet} 为射流时均静压。总压损失系数的计算方法已经考虑射流流量。当射流流量为零时(无射流方案),总压损失系数计算公式

$$C_{pt} = \frac{p_0^* - p_1^*}{p_0^* - p_0} \quad (2)$$

3.1 无控叶栅流场与布置射流后流场的对比

首先,对无控叶栅($Case_{ori}$)的叶片吸力面应用油流法进行流场显示,并根据流场显示结果给出壁面极限流线,结果如图3所示。可以观察到,采用硅油结合氧化铁的油流结果相较于其他流场显示结果^[14-16]能够捕捉到更多的流场细节,示踪粒子良好的随动性使得分离区的流动状况也得到了有效的反映。图中需要特别指出的位置有两种:第一种是示踪粒子集聚成小块且颜色较深的位置,主要分布在中径尾缘附近(虚线圈出部分)和分离区两处,反映了当地气流流速较低,油墨向下游流动困难并在当地积聚,但实验中可以观察到该位置能够保持流动的状态;第二种位置是缺乏示踪粒子的位置,主要存在于吸力面分离线两侧,反映了流体从其他位置源源不断地流向分离线附近。实验中油墨积聚过多可能污染邻近流场时,将手动吸除多余油墨。

无控方案下叶片吸力面的流场出现了三个分离螺旋点,并在空间上发展成为集中脱落涡(CSV)。其中CSV1为逆时针方向,主要由端区后部附面层卷曲而成;CSV2为顺时针方向,主要由叶片尾缘回流和端区前部附面层卷曲而成;CSV3为顺时针方向,主要由吸力面附面层卷曲而成。分离起始位置较早,分离区长度约为69.53%轴向弦长;分离区高度约为35.63%叶高。

图4给出了在 $x_{jet}=70\%b_x$ 的射流方案下吸力面流场分布。可以观察到,施加射流后的流场与无控叶栅的流场有很大的不同。首先,端区射流孔前的位置有明显的回流现象。这是由于射流的存在阻碍了端区附面层向下游的流动,附面层内的流体转而向上游流动并拾起到吸力面表面。其次, $Case_{ori}$ 中吸力面表面的三个集中脱落涡减少到一个,仅顺时针旋

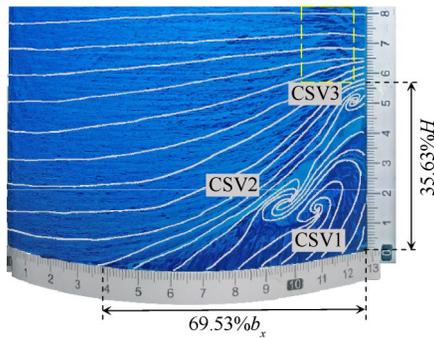


Fig. 3 Flow field conditions on the suction surface under $Case_{ori}$

转的 CSV2 留存在角区。其轴向位置更靠近尾缘,展向位置更靠近端壁。分离起始位置和分离高度相较 $Case_{ori}$ 均稍有减小。

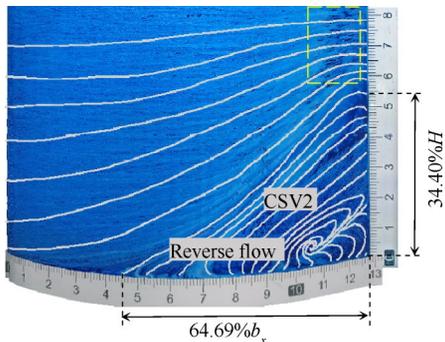


Fig. 4 Flow field conditions on the suction surface under $x_{jet}=70\%b_x$

图 5 分别给出了 $Case_{ori}$ 和射流位置在 $x_{jet}=70\%b_x$ 方案下端壁流场的情况。无射流方案下的流场主要流动特征有叶片前缘的马蹄涡、叶片尾缘的对涡以及吸力面分离线。由于当前叶栅工作在大攻角条件下,马蹄涡的位置偏向叶片压力面一侧。有射流方案下的端壁流场相比无控叶栅更为复杂。射流孔前出现马蹄涡,其中远离叶片的马蹄涡分支在射流孔下游回流并形成一螺旋节点。由于射流孔与叶片之间间隙很小,靠近叶片的马蹄涡分支无法通过间隙流向下流,可以观察到其向上游回流并抬离端壁,流向吸力面,这与吸力面流场分析结果是对应的。另一方面,叶片尾缘处的对涡消失,发展出从压力面向吸力面的回流区。由于尾缘处压力面和吸力面均发生回流,端壁处的尾迹区消失,端壁处其他位置的流体能够较为平顺地离开叶片。

综合前述分析,在无控叶栅中,端壁处流动现象较为简单,吸力面处流动现象较为复杂,主要表现为三个分离螺旋点引导下的三个尾缘脱落涡。加入射

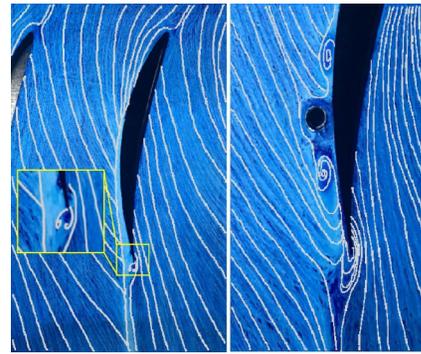


Fig. 5 Flow field conditions on the endwall under $Case_{ori}$ (left) and $x_{jet}=70\%b_x$ (right)

流后,端壁处射流孔前出现马蹄涡,马蹄涡靠近叶片一侧的分支流向上游并抬离壁面,在吸力面表现为射流孔前部出现回流。同时,吸力面的分离螺旋点减少到一个。

3.2 不同射流位置对流场的影响

保持射流孔中心与叶片表面距离 5mm 不变,分别在 $x_{jet}=40\%b_x$, $x_{jet}=55\%b_x$, $x_{jet}=70\%b_x$ 和 $x_{jet}=85\%b_x$ 四个位置布置射流孔,比较不同射流位置对流场的影响。首先分析射流位置在 $x_{jet}=40\%b_x$ 方案下的吸力面流场。与 $Case_{ori}$ 相比,图 6 中的 CSV1 消失,CSV2 的轴向位置更靠前,展向位置更靠近端壁;CSV3 的尺度更大。分离起始位置稍靠前,但分离高度有所减小。此外,与 $x_{jet}=70\%b_x$ 方案类似,在对应射流孔前的位置能够观察到流体回流现象。

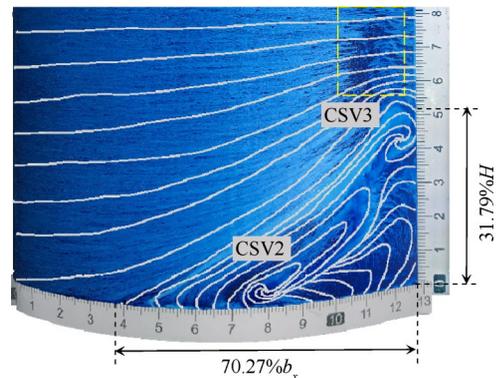


Fig. 6 Flow field conditions on the suction surface under $x_{jet}=40\%b_x$

图 7 所示的方案中射流孔位置布置在 $x_{jet}=55\%b_x$ 处,流场中分离螺旋点的结构与特点与 $x_{jet}=40\%b_x$ 方案类似,位置稍有不同。CSV2 的展向高度与 $x_{jet}=40\%b_x$ 方案相似,轴向位置更加靠后。同时,CSV3 的展向位置稍有增高。对应射流孔前部靠近端壁位置处的回流仍然存在。另一方面,讨论分离位置可以观察到,

分离起始位置较 $Case_{on}$ 更靠后,但尾缘分离高度有所提高。

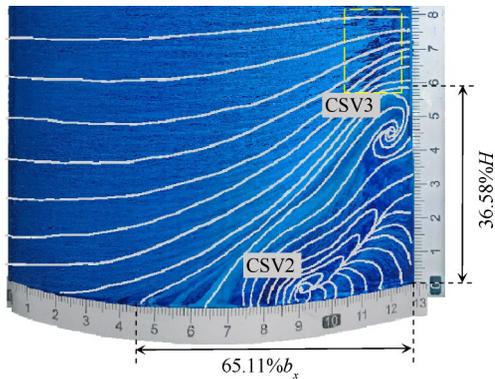


Fig. 7 Flow field conditions on the suction surface under $x_{jet}=55\%b_x$

射流孔位置在 $x_{jet}=85\%b_x$ 的方案吸力面流场如图8所示,吸力面分离螺旋点的数量增加到了四个,除与 $Case_{on}$ 对应的三个螺旋节点外,还在射流的诱导下产生了一个顺时针旋转的新的螺旋节点 CSV4。相比其他方案,射流位置在 $x_{jet}=85\%b_x$ 方案下的吸力面角区流动最为复杂,尾缘处的分离高度也最高。

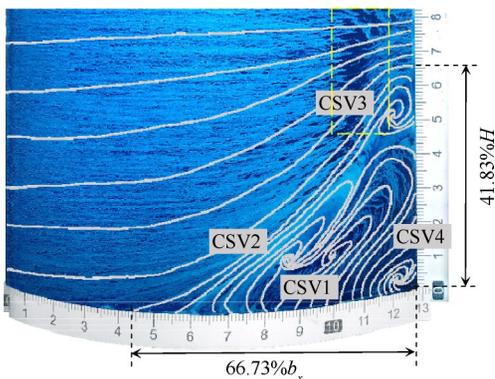


Fig. 8 Flow field conditions on the suction surface under $x_{jet}=85\%b_x$

对比前述射流方案可以发现,射流孔布置在 $70\%b_x$ 处的流场分布与其它位置有着明显的差异。为探究射流控制规律,在该方案射流位置附近补充了射流孔位于 $63\%b_x$ 处的射流方案。其吸力面的流场显示结果如图9所示。可以观察到,吸力面的流场分布与射流孔布置在 $70\%b_x$ 处的流场分布类似,CSV2 的位置与形态基本一致,分离的轴向起始位置稍早于 $70\%b_x$ 方案,尾缘分离高度稍高于 $70\%b_x$ 方案。不同的是,图9中尾缘约 $26\%H$ 处可以观察到 CSV3 结构。相较于射流孔位置在 $40\%b_x, 55\%b_x$ 与 $85\%b_x$ 处的方案,图9中的 CSV3 尺度更小,且更贴近于叶片尾

缘。随着射流孔位置向后移动到 $70\%b_x$, CSV3 被推离吸力面。

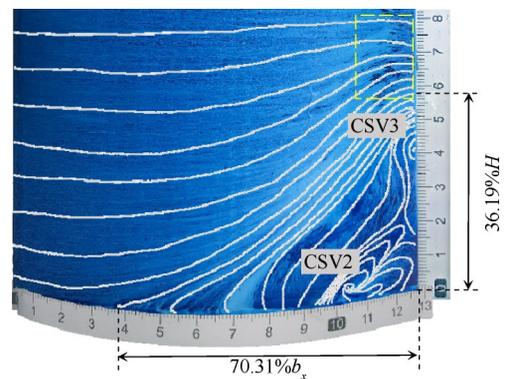


Fig. 9 Flow field conditions on the suction surface under $x_{jet}=63\%b_x$

图10对各个方案下端壁流场进行了对比,可以观察到仅在 $x_{jet}=70\%b_x$ 方案下端壁尾迹由于尾缘处压力面与吸力面存在回流而完全消失, $x_{jet}=85\%b_x$ 方案尾迹的形成是由于射流孔位置靠后,在射流孔马蹄涡远离叶片一侧的分支后部形成了端壁尾迹; $x_{jet}=40\%b_x$ 和 $x_{jet}=55\%b_x$ 方案则是由于射流孔位置靠前,在叶片尾缘又重新生成了端区分离线并形成尾迹。比较分离起始点的轴向位置,可以发现 $x_{jet}=70\%b_x$ 的分离起始位置较为靠后。



Fig. 10 Flow field conditions on the endwall

3.3 气动性能分析

将各个方案下的性能参数列出,如表2所示。其中,动量系数 C_μ 的定义如式(3)所示

$$C_\mu = \frac{m_{jet} \cdot v_{jet}}{q_0 \cdot A_0} \quad (3)$$

式中 m_{jet} 为射流流量, v_{jet} 为射流流速, q_0 为叶栅进口处的动压, A_0 为叶栅进口处的面积。

射流位置在 $x_{jet}=70\%b_x$ 处总压损失减小了 3.2%,

Table 2 Overall performance of the linear compressor cascade under different cases

Case	C_{pt} reduction/%	(Separation length at endwall)/ b_x /%	(Separation length at suction surface)/ b_x /%	(Separation height at trailing edge)/ H /%	Momentum coefficient/%	Number of spiral points on suction side
Case _{ori}	---	75.93	69.53	35.63	---	3
$x_{jet}=40\%b_x$	-0.7	77.94	70.27	31.79	0.131	2
$x_{jet}=55\%b_x$	0.5	76.85	65.11	36.58	0.129	2
$x_{jet}=70\%b_x$	3.2	71.30	64.69	34.40	0.128	1
$x_{jet}=85\%b_x$	-4.8	77.69	66.73	41.83	0.126	4

是当前各个方案中效果最好的方案。相比于 Case_{ori}, 在 $x_{jet}=70\%b_x$ 处布置射流能够推迟吸力面和端壁上的分离位置,降低叶片尾缘的分离高度,并将分离螺旋点的数量从3个减少到1个。在 $x_{jet}=85\%b_x$ 处布置射流反而增大了4.8%的总压损失,且该方案下分离位置和分离高度较原型方案均有一定恶化,在射流的诱导下还增加了分离螺旋点的个数。

图11给出了出口处(叶栅尾缘后 $0.4b_x$ 处)的总压损失系数分布。无射流方案下的高损失核心区的展向位置在 $z/H=0.13$ 处,射流后的高损失区较为狭长,核心区位于 $z/H=0.08$ 处。损失区的面积有着明显的缩小(图中白色圈出位置),主流区面积增大,叶栅通流流量增加了1.86%。通过前述对吸力面与端壁的分流结构的分析,结合出口处的损失分布,可以推测布置射流后端壁二次流的减弱、端壁尾迹回流并抬向吸力面以及吸力面分离螺旋点的减少是损失区减小的三个主要原因。

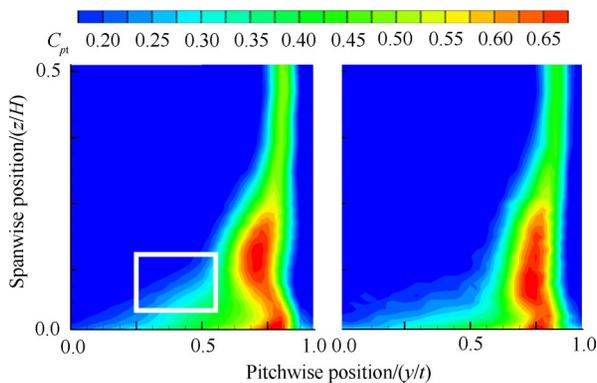


Fig. 11 C_{pt} contour at outlet of Case_{ori} (left) and $x_{jet}=70\%b_x$ (right)

图12给出了各个方案下出口气流角沿展向的分布情况。无控方案与射流方案在 $z/H=0.3\sim 0.5$ 处的气流角分布情况类似,且均有 1° 左右的欠偏转现象; $z/H=0.1\sim 0.3$ 位置处为高损失区,各个方案均存在欠偏转;在 $z/H\leq 0.1$ 的位置,端壁附面层内表现为过偏转。其中, $x_{jet}=70\%b_x$ 方案下高损失区的欠偏转和端区的过偏转程度均有所减弱,而 $x_{jet}=85\%b_x$ 方案下的端区

过偏转明显增强,反映了该方案下端壁横向二次流的增强。

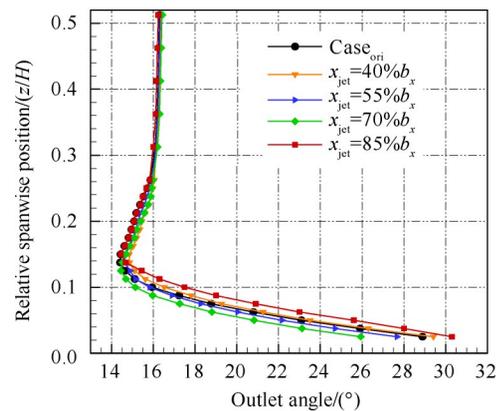


Fig. 12 Pitchwise-averaged outlet flow angle distribution

4 结论

本文通过实验方法,对无控叶栅和直孔射流下的压气机流场应用流场显示技术,以探究流场内的流动情况,并结合五孔探针测试结果讨论了不同方案下压气机叶栅气动性能。在实验结果的基础上,得出以下结论:

(1)射流方案的布置对吸力面分离螺旋点数量和位置有着明显的影响,无控叶栅中分离螺旋点的数量为3个,不同射流方案下的分离螺旋点数量不同, $x_{jet}=70\%b_x$ 方案下为1个, $x_{jet}=85\%b_x$ 方案下为4个。

(2)无控叶栅端壁流场存在一个从吸力面发起的分离区,布置射流孔后,在射流孔前发展出马蹄涡,不同射流方案下马蹄涡的两个分支的发展及其对流场的影响需要结合方案具体分析。

(3)射流孔的位置对控制效果有明显的影响,合理的射流布置可以改变高损失区的形状与损失核心的位置,损失区的减小还能够增大通流流量并改变出口气流角的欠偏转程度。

(4)布置射流孔需要结合流场中的分离情况进行考虑,结合当前研究,射流孔布置在吸力面两个螺旋节点稍前的位置对流场的改善最佳。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-Dimensional Separations in Axial Compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(2): 331-339.
- [2] Culley D E, Bright M M, Prahst P S, et al. Active Flow Separation Control of a Stator Vane Using Embedded Injection in a Multistage Compressor Experiment [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 24-34.
- [3] 张洪鑫, 陈绍文, 李伟航, 等. 孔式非定常脉动抽吸控制高负荷压气机叶栅内流动分离的参数研究 [J], *推进技术*, 2019, 40(1): 105-113. (ZHANG Hong-xin, CHEN Shao-wen, LI Wei-hang, et al. Parametric Investigations of Unsteady Holed Pulsed Suction to Control Flow Separations in a Highly Loaded Compressor Cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 105-113.)
- [4] Fric T F, Roshko A. Vortical Structure in the Wake of a Transverse Jet [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 279(1): 1-47.
- [5] New T H, Lim T T, Luo S C. Effects of Jet Velocity Profiles on a Round Jet in Cross-Flow [J]. *Experiments in Fluids*, 2006, 40(6): 859-875.
- [6] Liang J Y, Kang S. Experimental Visualization of the Flow Structure for Jet in Crossflow with a Curved Hole Passage [J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2012, 4(12): 1-12.
- [7] 张保雷, 上官燕琴, 王 娴, 等. 低雷诺数下横流-射流中剪切涡的试验研究 [J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 163-171.
- [8] 王如根, 胡加国, 李仁康, 等. 高负荷压气机叶栅开缝射流分离控制效果研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1250-1259. (WANG Ru-gen, HU Jia-guo, LI Ren-kang, et al. Effects of Separation Control Using Slot Jet Approach in a Critical Loaded Compressor Cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1250-1259.)
- [9] 何 成, 王如根, 胡加国, 等. 涡流发生器周向相对位置和高度对高负荷风扇性能的影响 [J]. *推进技术*, 2018, 39(3): 510-519. (HE Cheng, WANG Ru-gen, HU Jia-guo, et al. Effects of Circumferential Position and Height of Vortex Generator on Performance of High-Load Fan [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(3): 510-519.)
- [10] Huang G P, Lu W Y, Zhu J F, et al. A Nonlinear Dynamic Model for Unsteady Separated Flow Control and Its Mechanism Analysis [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 826: 942-974.
- [11] 茅晓晨, 刘 波, 曹志远, 等. 端壁射流对压气机叶栅角区分离控制的研究 [J]. *推进技术*, 2014, 35(12): 1615-1622. (MAO Xiao-chen, LIU Bo, CAO Zhi-yuan, et al. Research on Corner Separation Control for Compressor Cascade with End-Wall Jet Flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(12): 1615-1622.)
- [12] 李龙婷, 宋彦萍, 陈 浮, 等. 不同来流附面层特性下端壁射流对弯曲叶栅内流场的影响 [J]. *推进技术*, 2017, 38(6): 1278-1286. (LI Long-ting, SONG Yan-ping, CHEN Fu, et al. Effects of Endwall Jet on Flow Fields in Bowed Compressor Cascades at Different Inlet Boundary Layers [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1278-1286.)
- [13] Evans S, Hodson H. Separation-Control Mechanisms of Steady and Pulsed Vortex-Generator Jets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(6): 1201-1213.
- [14] Hecklau M, Wiederhold O, Zander V, et al. Active Separation Control with Pulsed Jets in a Critically Loaded Compressor Cascade [J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(8): 1729-1739.
- [15] Gmelin C, Zander V, Hecklau M, et al. Active Flow Control Concepts on a Highly Loaded Subsonic Compressor Cascade: Résumé of Experimental and Numerical Results [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6): 1-9.
- [16] Nerger D, Saathoff H, Radespiel R, et al. Experimental Investigation of Endwall and Suction Side Blowing in a Highly Loaded Compressor Stator Cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2): 1-12.

(编辑:梅 瑛)