端壁采用孔式抽吸对扩压叶栅气动性能的影响

张龙新1,陈绍文1,郭昊雁2,杜 鑫1,王松涛1

(1. 哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心,黑龙江哈尔滨150001;2. 中国航天科工集团三十一研究所,北京100074)

摘 要:为明晰孔式附面层抽吸技术对压气机叶栅气动性能的作用效果,实验研究了在端壁不 同位置设置抽吸孔时对大折转角扩压叶栅壁面流谱、出口二次流及损失的影响。研究结果表明,端 壁抽吸改变了原型叶栅内部流场结构,角区分离起始点前进行附面层吸除可有效延缓通道涡的形 成,降低叶栅损失;分离起始点之后角区分离已经充分发展的位置不宜布置抽吸孔;相比较抽吸 槽,采用抽吸孔可以通过更少的抽吸量达到相同程度地对叶栅流动性能的改善。

关键词:扩压叶栅;附面层抽吸;抽吸孔;抽吸位置 中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2013) 09-1204-05

Effects of End-Wall Taking Hole-Suction on Aerodynamic Performance of a Compressor Cascade

ZHANG Long-Xin¹, CHEN Shao-Wen¹, GUO Hao-Yan², DU Xin¹, WANG Song-Tao¹

Engine Aerodynamics Research Centre, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
 The 31st Research Institute of CASIC, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to uncover the effects of hole-suction on the aerodynamic performance of a compressor cascade, detail experimental research was carried out. The effects of taking hole-suction at different location in the endwall on the flow pattern, outlet loss contour and distribution of secondary flow vectors of the large turning cascade were obtained. As a result, flow filed of original cascade is changed while applying boundary layer suction. Suction before corner separation delays passage vortex happening and reduces the loss of original cascade. Suction after corner separation which is fully developed is not advised. As the total suction massflow is given, taking hole-suction may pronounce a better aerodynamic performance than taking slot-suction.

Key words: Compressor cascade; Boundary layer suction; Suction-hole; Suction-location

1 引 言

在大折转角扩压叶栅中,端壁附近存在强烈的二次流动,角区分离尺度很大,采用常规的流动控制技术(弯、扭、掠)已经不能对叶栅内的流动进行有效地 组织。作为主动流动控制技术的附面层抽吸技术被 发现是一种能够有效缓解甚至遏制角区分离的有效 方法,另一方面,基于涡轮冷却用气要求,可将吸除掉 的高熵流体进行再次利用,降低能量损失。

近些年来,国内外学者针对附面层抽吸技术展开 了大量的研究工作。Kerrebrock^[1]首先提出了吸附式 压气机的概念,并阐述了附面层抽吸的热力学原理, 然后,麻省理工的科研工作者利用数值^[2,3]以及实 验^[4]的方法设计了一系列不同转速下的单级高负荷

收稿日期:2012-12-28;修订日期:2013-02-07。
 基金项目:国家自然科学基金(51206035);国家自然科学基金创新研究群体项目(51121004)。
 作者简介:张龙新(1987—),男,硕士生,研究领域为高负荷压气机设计工作。E-mail: zlx_hit@ yahoo. cn

吸附式压气机,掀起了附面层抽吸技术研究的热潮。 Merchant 等^[5]在某高负荷风扇级流道端壁以及叶片 表面等七处位置设置抽吸孔进行附面层吸除,在设计 转速下,当抽吸量为进口流量的3.5%时,级压比达 到了 3.4。Leishman^[6]和 Gümmer^[7]发现在端壁近吸 力面处进行附面层吸除可缓解端区流动堵塞,改善扩 压叶栅的气动性能。基于对扩压叶栅内部角区三维 分离形成机制的深入认识^[8,9], Gbadebo^[10]指出角区 三维分离起始于端壁,通过在端壁近吸力面处设置一 条足够长的抽吸槽可以消除角区三维分离。周海 等^[11]以 ATS-2 跨声风扇转子作为研究对象,通过在 叶片吸力面进行附面层吸除提高了转子的压比及效 率。张华良^[12]的研究表明附面层抽吸改变了叶栅流 场的拓扑结构,不同分离形式所对应的最佳抽吸位置 不同。刘波等^[13]指出合理的抽吸方式可消除分离区 内产生的漩涡,进而改善转子内部流动状况。牛玉川 等^[14]实验中发现当流道内出现大尺度分离流动时, 附面层抽吸效果开始变得显著。

目前附面层抽吸技术研究的对象多针对于抽吸 槽道,其研究方法也相对较为成熟,而关于抽吸孔的 研究以及可得到的相关可供参考的研究结果则非常 少,作为实施附面层综合控制策略优化方法的一种重 要手段,相比抽吸槽道,抽吸孔具有以下几个主要优 势:

(1)局部地区的分布较抽吸槽更容易控制;

(2)可以通过调整孔的大小来自动调配局部的 抽吸量;

(3)可以贴近具有一定曲率的壁面布点,在吸力 面角区通常采用这种方法;

(4) 某些布局情况下抽吸孔的强度要更好。

基于以上想法,本文通过实验的方法研究了端壁 近吸力面不同位置处采用孔式附面层抽吸技术对大 折转角扩压叶栅内部流动状况的影响。

2 实验方法及方案

本文所采用的实验装置以及测试方法与文献 [15]一致,进口马赫数约为0.2,图1所示为叶栅二 维示意图,表1给出了实验叶栅几何参数。综合考虑 强度限制以及角区分离尺度的大小,本文所选择的抽 吸孔径以及相邻抽吸孔间中心距分别为2.5mm和 6mm。基于前期的研究工作可知,在端壁近吸力面附 近进行附面层吸除可有效地改善扩压叶栅的气动性 能,因此实验在叶栅端壁靠近吸力面不同位置处连续 设置 6 个抽吸孔, 孔中心所连成的曲线与吸力面型线 平行, 抽吸方向垂直于端壁, 在满足加工工艺的前提 下, 尽量使得抽吸孔靠近吸力面。开孔方案如图 2, 抽吸方案 BLSH 1 与 BLSH 2 分别位于角区分离点前 与分离角区内。



Fig. 1 Two-dimensional schematic diagram of cascade



Fig. 2 Illustration of holes' arrangement

Table 1 Geometry parameters of cascade

Parameters	Value
Height <i>h</i> /mm	160
Pitch t/mm	94
Chord <i>b</i> /mm	122
Inlet angle $\alpha_1/(\circ)$	50
Camber angle $\theta/(\circ)$	60
Measurement plane cb/mm	48
Incidence <i>i</i> /(°)	0
Diameter of holes d/mm	2.5
Spacing between two adjacent holes/mm	6

为了定性对比抽吸孔与抽吸槽之间的作用差异, 本文与文献[15]中的开槽方案进行对比,表2给出 了两种抽吸方案抽吸位置以及抽吸量的差异。限于 抽吸孔径的大小及抽吸孔的数量,本文实验抽吸量并 未达到进口流量的1.5%。从表中可以看出,抽吸槽 道的作用范围以及抽吸量均超过抽吸孔。

Table 2 Comparison o	of different	suction	schemes
----------------------	--------------	---------	---------

Parameters	Suction hole	Suction slot	
Diameter (width) of holes	2.5	2	
(slot)/mm	2.3		
Distance of holes' center from	4 25	2	
the suction surface/mm	4.23	5	
Scope of the first column of	24 44	28 66	
holes(slot)/%	24 ~ 44	28~00	
Scope of the second column of	68 06	72 ~ 100	
holes(slot)/%	08 ~ 90		
Suction flow rate/%	0.5	1.5	

3 实验结果分析

图 3 所示为压力面墨迹流动显示图,图中 c 代表 相对弦长,*h*代表相对叶高。由图可见,在端壁近吸力 面附近采用附面层吸除技术对压力面流动影响较小。 由于压力面逆压梯度很小,基本为附着流动,墨迹线 可流畅地从前缘到达尾缘。墨迹线在约 25% 弦长靠 近叶展中部位置处断开,但又立即附着在壁面上,这 表明在该位置存在一个空间尺度很小的层流分离泡, 从该点之后的墨迹的流动走势可以看出,层流分离泡 的存在对压力面整体流动的影响不大。

图 4 所示为吸力面墨迹流动显示图,其中 L1 代 表角区分离线,L2 代表回流线,角区分离线与回流线 之间所包围区域为回流区,集中脱落涡从该区域离开 壁面进入主流,进而与主流发生掺混,因此回流区的 大小可间接反映栅后掺混损失的大小。在吸力面紧 靠尾缘处存在一条再附线,图中并未给出。在大折转 角扩压叶栅中,压力侧与吸力侧之间的横向压差较 大,会在流道内部形成较强的通道涡,通道涡不断卷 吸壁面附近低能流体与主流进行掺混,造成流动堵 塞,角区发生大尺度分离,吸力面墨迹流动显示可以 清楚地反映通道涡在流道内部的发展过程。对原型 叶栅,在横向压差的作用下,下端壁低能流体向叶片 吸力面迁移,吸力面角区分离起始位置约在 50% 弦 长位置处,径向尺度达到44% 叶高,角区分离尺度很 大。图中分离线附近存在墨迹点滞止区,该区域表征 墨迹点受力达到平衡,流体扩压能力消失;在该区域 右侧,从端壁迁移上来的低能流体在轴向逆压梯度的 作用下形成了局部回流区,恶化了流场。

对比两种抽吸方案可以发现,采用 BLSH 1 方案 可以明显改善原型流场,而 BLSH 2 恶化了原型流 场。方案 BLSH 1 通过吸除附面层内横向迁移的低 能流体,提高了端壁附近流体的动能,这部分"加速" 的流体在径向迁移过程所能承受的逆压力梯度变大, 主要表现为角区分离起始点后移(后移至约60%弦 长位置处),通道涡的发展受到抑制,墨迹线与端壁 之间的夹角(锐角)变小,回流区范围明显缩小,栅后 掺混损失降低;方案 BLSH 2 抽吸位置位于分离角区 内,对分离起始点之前的流动影响较小,因此角区分 离起始点的位置基本未发生变化,但是在角区分离线 与端壁所包络的区域内回流现象十分严重,角区影响 范围增大,几乎达到半叶高附近,这主要因为在分离 区内进行抽吸时,不仅吸除了部分横向迁移的低能流 体,而且对壁面上的低能流体有力的作用,由于吸力 面上角区分离线所包络的区域内的附着涡层所具有 的动能很小,因此更易受抽吸作用的影响。此外,从 原型吸力面墨迹显示可以看出,原型角区分离尺度较 大,通道涡在该区域内不断地发展,采用抽吸后,通道 涡的发展受到扰动进而变得更为复杂,回流区范围变 大。

由于实验叶栅在加工、安装过程中存在的偏差以 及实验工作条件的差异,导致本文与文献[15]的原 型叶栅内部流场并不能完全相同,但是从吸力面壁面 流谱可以发现,二者角区分离尺度、回流区范围相差 很小,因此可以进行定性比较。通过分析可以发现, 采用抽吸孔与抽吸槽对原型流场的影响效果是一致 的,回流区范围的变化十分相近,并且,由前期的研究



Fig. 3 Ink-trace flow visualization on pressure surface



Fig. 4 Ink-trace flow visualization on suction surface

工作^[16]可知,当抽吸量增加时,采用附面层吸除技术 对角区流动的改善效果将会更加明显,因此可以推 论,对于两种不同的抽吸方式(抽吸孔与抽吸槽),在 总抽吸量一定的情况下,通过进一步优化抽吸方案, 应用抽吸孔替代抽吸槽可能会获得更好气动效果。 此外,在分离起始点之后角区分离已经充分发展的位 置不宜布置抽吸槽或者抽吸孔。



Fig. 5 Ink-trace flow visualization on end-wall

图 5 为下端壁墨迹流动显示图。图中 HVS 与 HVP 分别代表马蹄涡吸力侧分支与压力侧分支。由 图所示,原型马蹄涡吸力侧分支在约 45% 轴向弦长 位置处与吸力侧相交,并与吸力面形成一段无墨区; 由于发生角区分离,从分离起始点至出口尾缘处,在 横向压差作用下迁移的低能流体并不能到达吸力面, 墨迹在近吸力面附近滞止;在靠近尾缘附近存在一簇 滞止的墨迹点,其范围表征了尾迹区的大小。通过对 比发现,采用抽吸方案之后对尾迹区的影响较小;对 BLSH 1 方案,马蹄涡吸力侧分支与吸力面所包络的 区域变小,交汇位置提前;对 BLSH 2 方案,角区分离 线更贴近吸力面,端壁角区分离尺度变小,这主要是 因为抽吸孔的抽吸作用加速了孔周围低能流体,同时 从图中可以看到,马蹄涡压力侧分支向尾缘方向移 动。

图 6 所示为端壁采用附面层抽吸时叶栅出口总 压损失云图及二次流速度矢量分布图,测量范围为下 半叶高。由图所示,在出口截面靠近下端壁附近处存 在一个稳定螺旋结构,即为通道涡。原型通道涡 (PV)尺寸较大,通道涡核心被抬升至9%叶高左右, 高损失核心区位于20%叶高附近。端壁采用附面层 抽吸后,高损失核心区均向端壁方向移动,但不同抽 吸方案所对应的最大损失值以及通道涡尺寸、位置的 变化不同。采用 BLSH 1 方案后,通道涡核心向端壁 方向移动,通道涡尺寸变化较小,但是由吸力面墨迹 流动显示(图4)可以看到,吸力面回流区范围缩小, 使得栅后掺混损失大幅度降低,因此测量截面处总压 损失最大值降低,高损失区范围明显缩小;采用 BLSH 2 方案后,通道涡核心位置基本未发生改变,通 道涡尺寸略有减小,但是由于角区分离尺度以及回流 区范围变大,测量截面处总压损失最大值增大,高损 失区范围增大。通道涡的强度可由叶展中部流线向 端壁偏折程度的大小来表征,通道涡强度越大,卷吸 流体的能力也越强,流线偏折程度越大,引起的损失 也相应较大,因此,从图中可以看出通道涡强度由小 到大依次为 BLSH 1, 原型, BLSH 2。BLSH 2_SF 表示 在 BLSH 2 位置处抽吸量减小一半以后的方案,从图 中可以看出,抽吸量减小后,通道涡尺寸及其位置变 化不大,高损失核心区略向上抬升,但损失最大值保 持不变,这进一步说明在分离起始点之后角区分离已 经充分发展的位置不宜布置抽吸槽或者抽吸孔。



Fig. 6 Loss contour and distribution of secondary flow vectors at the cascade outlet

4 结 论

通过本文研究,得出如下结论:

(1)在端壁近吸力面附近进行附面层吸除,对叶 栅压力面流动影响较小。

(2)在端壁角区分离起始点之前采用附面层吸除可有效延缓通道涡的产生,缩小回流区以及高损失 区的范围;而在分离角区内进行附面层吸除将会恶化 原型叶栅内部流场,当抽吸量减小时,这种负面作用 并没有减弱,因此,对大折转角扩压叶栅,不宜在角区 分离充分发展的位置布置抽吸孔或者抽吸槽。

(3)抽吸槽与抽吸孔对原型流场的影响趋势相 似,通过进一步优化孔式附面层吸除技术(抽吸孔的 几何参数以及布置方式),可能通过更少的抽吸量达 到相同程度的对叶栅气动性能的改善。

参考文献:

- [1] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. As-Pirated Compressors [R]. ASME 97-GT-525.
- [2] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A Family of Designs for Aspirated Compressors [R]. ASME 98-GT-196.
- [3] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic Design and Analysis of a High Pressure Ratio Aspirated Compressor Stage [R]. ASME 2000-GT-619.
- Brian J S, Kerrebrock J L, Merchant A A. Experimental Investigation of an Aspirated Fan Stage [R]. ASME 2002-GT-30370.
- [5] Merchant A A, Kerrebrock J L. Experimental Investigation of a High Pressure Ratio Aspirated Fan Stage [R]. ASME 2004-GT-53679.
- [6] Leishman B A, Cumpsty N A, Denton J D. Effects of Bleed Rate and Endwall Location on the Aerodynamic behavior of a Circular Hole Bleed Off-Take [R]. ASME 2004-GT-54197.

- [7] Gümmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical Investigation of Endwall Boundary Layer Removal on Highly-Loaded Axial Compressor Blade Rows [R]. ASME 2005-GT-68699.
- [8] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-Dimensional Separations in Axial Compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2005, 127:331-339.
- [9] Gbadebo S A. Three-Dimensional Separations in Compressors [D]. Cambridge, UK: University of Cambridge, 2003.
- [10] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Control of Three-Dimensional Separations in Axial Compressors by Tailored Boundary Layer Suction[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4).
- [11] 周 海,李秋实,陆亚钧. 跨音风扇转子叶片抽吸气数值实验探索[J]. 航空动力学报,2004,19(3):408-412.
- [12] 张华良, 王松涛, 王仲奇. 端壁附面层抽吸对扩压叶 栅内分离结构的影响[J]. 热能动力工程, 2006, 21 (6): 565-568.
- [13] 刘 波,南向谊,陈云永.附面层抽吸对转子激波结构和分离流动的影响[J].航空学报,2008,29(2): 315-320.
- [14] 牛玉川,朱俊强,聂超群,等.吸附式亚声速压气机 叶栅气动性能实验及分析[J].航空动力学报,2008, 23(3):483-489.
- [15] 郭 爽,陈 浮,陆华伟,等.端壁抽吸位置对大折转 角扩压叶栅流场及负荷的影响[J].推进技术,2011,32
 (3):323-328. (GUO Shuang, CHEN Fu, LU Hua-wei, et al. Effects of Endwall Boundary Layer Suction Position on the Flow Field and Load in a High-Turning Compressor Cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32
 (3): 323-328.)
- [16] 陈绍文,郭 爽,陈 浮,等.高负荷吸附式压气机
 叶栅开槽方案实验研究[J].实验流体力学,2010,24
 (5):26-30.