

附面层抽吸对高负荷压气机叶栅流场的影响^{*}

陈绍文^{1,2}, 郭 爽², 宋宇飞², 陈 浮², 刘顺隆¹

(1 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2 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: 在低速条件下, 对不同吸气位置和吸气量的高负荷吸附压气机叶栅流场进行了实验研究, 分析了吸气位置和吸气量对高负荷压气机叶栅流场的影响。结果表明, 吸气位置和吸气量对高负荷压气机叶栅流场影响显著, 且在小吸气量下流场就有明显改善; 附面层抽吸有效减小了积聚在吸力面角区的低能流体, 流动分离被抑制, 总损失下降明显, 且抽吸对叶栅流场的影响随吸气量的增加而逐渐增大; 在吸力面后部流动充分发展区域, 采用附面层抽吸对抑制流动分离具有更好的效果。

关键词: 压气机; 叶栅; 边界层抽吸⁺; 流动分布

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 05-0588-06

Effects of boundary layer suction on the flow fields of highly-loaded compressor cascades

CHEN Shao-wen^{1,2}, GUO Shuang², SONG Yu-fei², CHEN Fu², LIU Shun-long¹

(1. School of Power and Energy Engineering Harbin Engineering Univ., Harbin 150001, China

2. School of Energy Science and Engineering Harbin Inst. of Technology Harbin 150001, China)

Abstract The detailed experimental investigations into highly loaded aspirated compressor cascade with different suction locations and suction flow rates are carried out in low-speed conditions. The effects of suction location and suction flow rate on flow fields of highly loaded aspirated compressor cascade are analyzed. The results show that suction slot location and suction flow rate have pronounced effects on the flow fields of the highly-loaded compressor cascades. The improvement of flow fields is notable at lower suction flow rate. As suction flow rate increases, the accumulation of low energy fluid in the suction corner is alleviated and the separated flow is restrained as well as total loss is observably reduced. The effects of boundary layer suction on the flow fields of cascades increase with the augment of suction flow rate. When boundary layer is sucked from the rear part of the suction surface, flow separation develops fully before the suction position. Therefore, the suppression of flow separation is more effective at higher suction flow rate.

Key words Air compressor; Cascade; Boundary layer suction; Flow field

1 引 言

加大气体在叶栅内的折转能力, 进而有效提高压气机负荷或级压比, 是现代高性能压气机级设计所追求的重要目标之一, 而这也必然导致叶栅流道内三维分离的加剧, 从而引起二次流损失增加。自从 1997 年 M II 的 Kerrebrock^[1] 等人最早提出吸附式压气机 (Aspirated compressor) 这种新的压气机设计概念以

来, 在压气机设计中采用附面层吸除技术逐渐成为了高负荷压气机研究中的一个极具前途的研究方向。M II 的研究结果^[1~4] 进一步验证了附面层低能流体被吸除后能够有效延缓分离, 增强栅内气流的折转能力, 并使得叶栅通流能力以及扩压能力显著提升, 同时提高压气机的效率。Carter 等^[5] 对具有 69° 叶型折转角的平面叶栅中采用附面层吸除的实验结果表明, 采用较小的吸气量就可以显著降低叶栅损失, 改善叶

* 收稿日期: 2008-10-06 修订日期: 2009-02-02

基金项目: 国家自然科学基金 (50646021); 国家科技部“九七三”项目资助 (2007CB210100)。

作者简介: 陈绍文 (1979—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为叶轮机械内流动。Email: csw@mail@hit.edu.cn

栅内的流动。Ali Merchant^[6]等人在具有高负荷叶型的压气机中采用附面层抽吸技术, 试验在附面层开始分离的位置进行抽吸, 以获取更高的单级压比, 结果显示, 当抽吸量为进口总流量的 3.5% 时, 级压比达到 3.0。同时, 吸气量以及吸气位置的选择对于压气机中采用附面层抽吸技术的设计具有重要意义。

目前, 国内对压气机中采用附面层抽吸的研究逐渐开展起来, 哈工大的宋彦萍等^[7]、北航的李秋实等^[8]、中科院工程热物理研究所的牛玉川等^[9]都对相关问题进行了大量的研究。已发表的相关论文中, 以实验为主要研究手段来分析附面层抽吸对压气机叶栅气动性能影响的还不多, 其中牛玉川等人在低速条件下, 对具有 22° 折转角的压气机平面叶栅气动性能进行了测试, 实验结果验证了采用附面层抽吸对压气机叶栅气动性能的改善, 指出了选择合适吸气位置和吸气量的重要性, 但由于叶栅负荷较低, 改善效果并不明显, 且无法验证在高负荷压气机中采用附面层抽吸的效果和特点。本文为了验证附面层抽吸在高负荷压气机叶栅中的应用效果, 在低速条件下, 对采用吸力面附面层抽吸的高负荷平面叶栅进行了测量, 分析了吸力面表面采用附面层抽吸对高负荷压气机叶栅流场的影响, 讨论了在高负荷压气机叶栅中进行抽吸应如何选取合适的吸气量和吸气位置。

2 实验装置与测量方法

实验在哈尔滨工业大学推进理论与技术研究所低速扇形叶栅风洞上进行, 进口马赫数为 0.23。整个系统是常规的, 无附面层抽吸功能, 实验段进口速度连续可调。实验在叶栅吸力面上距离前缘 25% (Slot1)、35% (Slot2)、48% (Slot3) 和 60% (Slot4) 轴向弦长位置处进行开槽 (如图 1 所示), 在每个位置分别采取三个不同的吸气量 (叶栅进口流量的 0.5%, 1.0%, 1.5%) 进行附面层抽吸, 通过安装在真空泵进口的阀门来进行流量调节控制, 流量监测是通过安装在抽吸管路中的流量计来实现。实验过程中, 由于真空泵工作稳定性的影响, 所监测的流量会在初始给定流量的 $\pm 1.0\%$ 范围内波动, 但由于波动范围较三个初始给定的流量要小很多, 因此不影响在这三个流量下对实际抽吸效果的分析与讨论。实验叶栅由 7 片叶片组成, 为了减少设计和加工难度, 只把其中相邻的 3 个叶片加工成了空心吸气叶片并进行抽吸 (如图 2), 所测量的出口节距范围位于这三个叶片的中间区域。空心叶片所开槽垂直于端壁且贯穿上

下端壁, 槽宽 2 mm, 开槽方向与该位置处型面吸力侧切线方向垂直。实验叶栅采用五孔 L 型探针对原型叶栅 (Ori), 以及两个吸气位置下三种吸气量的叶栅出口截面进行了详细的测量, 共计 7 套方案, 出口截面测点布置如图 3。五孔探针偏转角和俯仰角的校准范围为 $\pm 30^\circ$ 。实验是在 0° 冲角下进行的, 每套叶栅进口流动条件基本保持一致, 叶型为自主开发的, 并具有较高扩压能力和高负荷的特点, 叶栅几何参数定义见图 4。叶片全高 160 mm, 叶栅节距 94 mm, 叶型折转角达到 60° 。空心叶片厚度为 2.5 mm, 缝宽 2 mm。由于平面叶栅具有两端壁对称的特点, 且由于实验方案较多, 故只对下半叶高进行了测量。

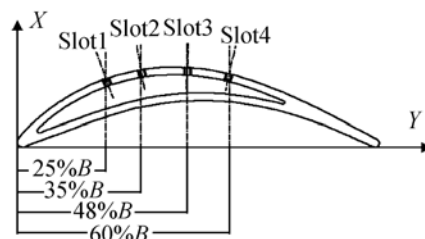


Fig 1 Schematic diagram of suction locations

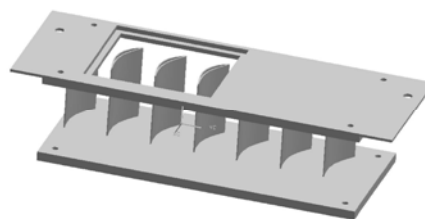


Fig 2 Schematic diagram of tested section

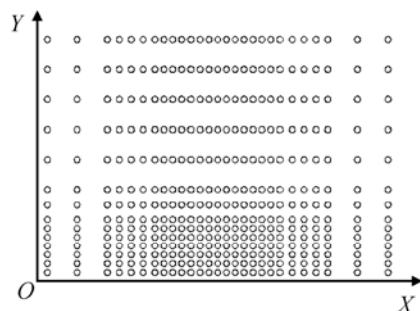


Fig 3 Locations of measurement planes at exit

3 实验结果与讨论

墨迹显示法是一种既简单、经济又比较可靠的流场显示方法。由于墨水本身具有一定的粘性, 若能够合理控制滴在实验叶栅壁面上的墨滴大小, 使得壁面墨滴的表面张力足以克服其本身的重力而不下坠。实验时风速约为 70 m/s 这样大的风速作用在墨滴

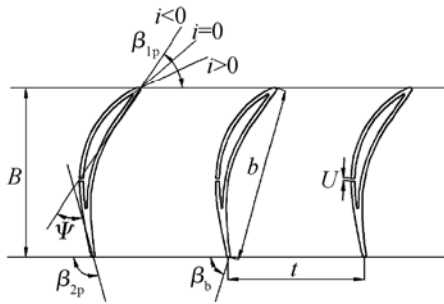


Fig 4 Cascade geometry parameters

上,足以克服墨滴本身的表面张力,使墨滴随气流沿叶片表面和叶栅端壁运动而留下墨迹,达到显示叶栅各壁面气流的流动状况的目的。

图 5 为叶片压力面的墨迹显示照片,由图可见,墨滴始于接近叶片前缘的位置,在大多数区域都是平行于端壁的,这意味着叶片压力面上的流动在大部分区域是二维的。在压力面上靠近端壁区域的流线略向两端偏转,这与叶栅出口气流直接排向大气,而两端区气流在近叶栅出口位置处发生膨胀有关。压力面上附面层很薄,气流流动状况良好,基本上为附着涡层。从图中可以发现,相比原型,采用附面层抽吸后,压力面上由中部指向端部的流线曲率都有所增大,即由中部指向端部的流动有所加强,气流在该位置处的扩压能力相应增大,而吸气量变化对压力面流动状况的影响不明显。

图 6 为叶栅吸力面墨迹流动显示的结果。由图可见,原型叶栅吸力面分离较严重,分离始发于靠近端壁、距离前缘大约 35% 轴向弦长位置处,通道涡分离线由此沿流向延伸至尾缘,并沿径向延伸至距离端壁 45% 相对叶高位置。原型通道涡分离线与端壁所围成的角区内为主要流动分离区域,墨迹显示出现了回流、滞留等现象,表明此区域发生了较大的三维分

离。采用吸力面附面层抽吸后,角区范围减小,墨迹回流、滞留区域相应缩减。叶展中部从前缘至尾缘不中断的流线数量增多,表明角区内的流动分离被明显抑制,叶栅中部流动被明显改善;此外,采用 0.5% 吸气量时吸力面流动状况就有明显改善,且其效果随着吸气量的增大而逐渐增大,这说明对吸力面进行附面层抽吸时,较小吸气量就可以达到明显减小分离的目的。

在设计吸气槽位置时,考虑了原型吸力面流动状况进行的位置选取,其中吸气槽 S1b1 在原型吸力面分离起始位置前,吸气槽 S1b2 恰好在分离起始位置处,而吸气槽 S1b3 和 S1b4 在分离起始位置后。由于开槽吸气对墨迹流动的影响,墨迹在吸气槽前方发生中断,并在吸力面上紧贴吸气槽后进行了墨点补充。由图 6(a) 和 (b) 中吸气槽 S1b1 和 S1b2 的叶栅吸力面流线可见,随着吸气量的增大,叶展中部直接流出尾缘的墨迹区域逐渐增大,在 S1b1 处吸气时,该区域的径向高度由 0.5% 吸气量时的 23% 相对叶高增长到 1.5% 吸气量时的 27% 相对叶高;在 S1b2 处吸气时,该区域的径向高度由 0.5% 吸气量时的 25% 相对叶高增长到 1.5% 吸气量时的 30% 相对叶高,虽然与原型相比在 S1b2 处吸气对流动的改善幅度要大于 S1b1 处,但是两者随吸气量而变化的影响程度却相差不大,这表明在 S1b2 的吸气效果要好于 S1b1,但两者随吸气量的变化还不敏感;图 6(c) 为吸气槽 S1b4 的吸力面墨迹显示,0.5% 吸气量时叶展中部直接流出尾缘的墨迹区域的径向高度为 31% 相对叶高,此时的角区分离区域以及分离程度与其它吸气槽时变化不大,而当吸气量增大时,在该位置吸气的效果增大要比其它吸气槽时更明显,分离区范围减小的程度也加大,其中,1.5% 吸气量时角区的范围最小,叶展中

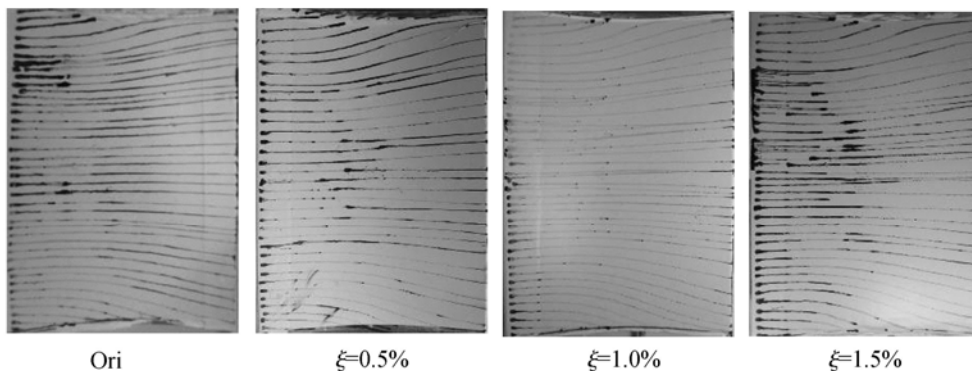


Fig 5 Ink-trace flow visualization on pressure surface (S1b4)

部直接流出尾缘的墨迹区域的径向高度达到 48% 相对叶高。采用附面层抽吸将积聚在吸力面角区的部分低能流体吸除,使得流动分离得到改善,低能流体积聚越多,则采用较大的吸气量能够吸除更多的低能流体,从而对栅内流动状况带来更大的改善,而在低能流体积聚较少的区域,增大吸气量并不能明显增大被吸除的低能流体量,从而使得栅内流动状况的改善随吸气量增大不如前者明显。从图 6(c)中还发现,当吸气量为 0.5% 时,分离起始位置仍然位于吸气槽之前,当分离线在吸气槽位置发生中断后,在经过吸气槽后仍然继续发展,只是分离程度和范围有所减小;而当吸气量为 1.0% 和 1.5% 时,在吸气槽之前开始的流动分离被完全抑制,在吸气槽之后,由于仍然

受到吸力面逆压梯度的作用,流动分离又重新开始发展,新的通道涡分离起始位置移到吸气槽以后,此时的流动状况与原型相比,墨迹停滞区的范围显著缩减,整个角区的范围也最小,这表明角区分离已被有效抑制,流动分离的区域和强度都被有效减弱,叶栅的流动状况达到最佳。

图 7 给出了叶栅下端壁的墨迹流动显示图,由图可见,叶栅的端壁尾迹区均可以发现静止的点状墨迹,这是由于该处的气流流动不足以克服墨汁的表面张力形成的,该区域的大小可以反映该区气流流动状况的好坏。图 7(a)中,吸气叶栅与原型叶栅下端壁的墨迹流动显示差别不大,说明在该位置采用吸力面附面层抽吸并没有引起该区域发生明显变化;而在图

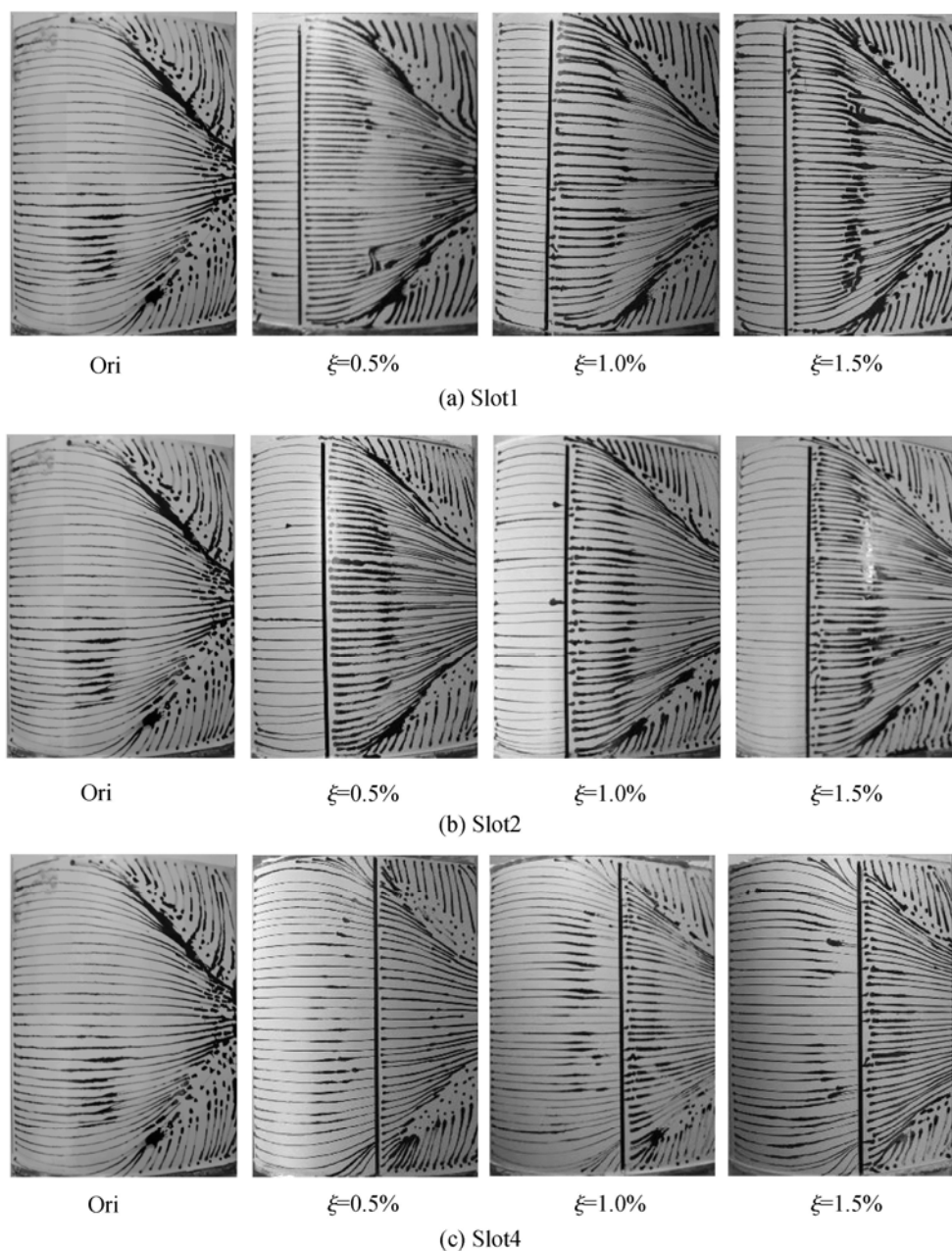


Fig 6 Ink-trace flow visualization on suction surface

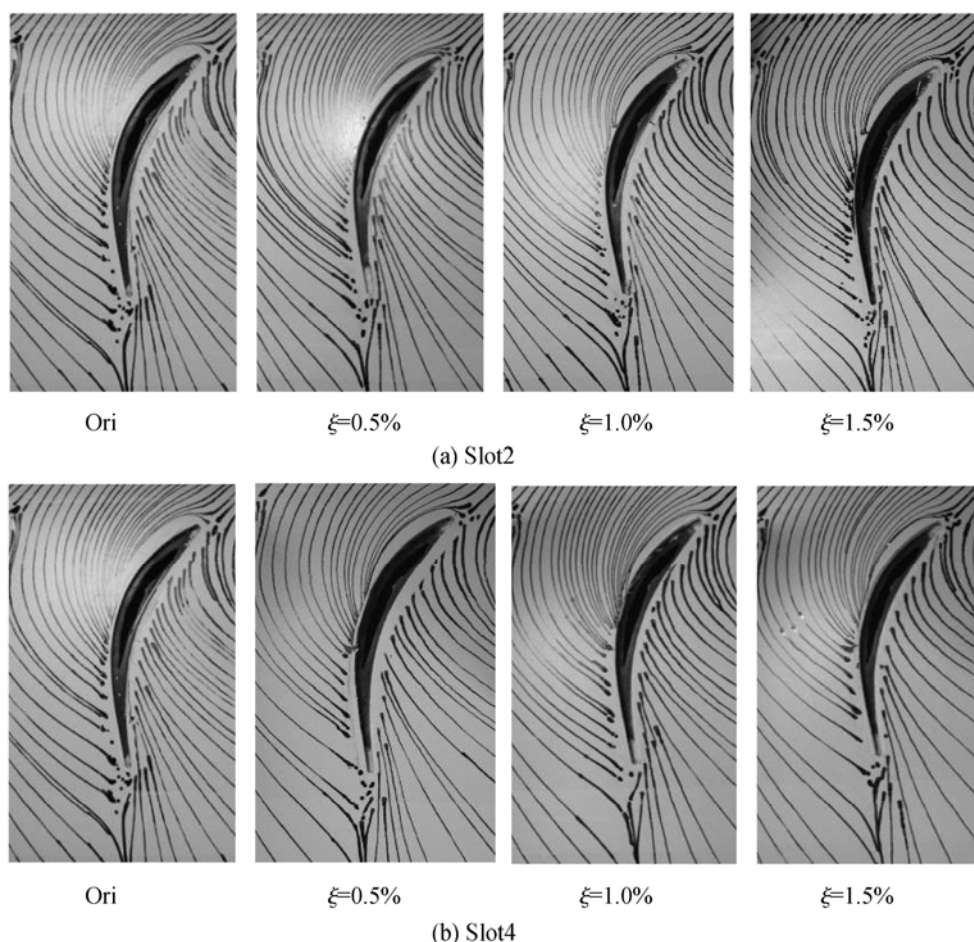


Fig 7 Ink-trace flow visualization on end-wall

7(b)中,当吸气量为 1.0% 和 1.5% 时,叶栅下端壁尾缘位置的点状墨迹区域有所减小,该处的流动状态也得到改善,这表明在吸气槽 Slot4 采用附面层抽吸对端壁流动的改善要明显好于在吸气槽 Slot2。因此,在流动分离已经发展起来的位置,采用较大吸气量的附面层抽吸才能产生对端壁流动显著的改善,而在其它位置吸气时,采用 0.5% 吸气量均未对端壁流动产生较大影响。

在压气机叶栅中采用附面层抽吸设计,吸气位置和吸气量的选择至关重要,图 8 给出了不同吸气位置吸气时,叶栅出口截面质量平均的总损失随吸气量的变化曲线。损失系数的表达式为

$$\omega = (p_0^* - p^*) / p_{e0}$$

式中 p_0^* 为叶栅进口滞止总压, p^* 为当地滞止总压, p_{e0} 为叶栅进口动压, ω 为 ω 在出口测量截面上的质量平均值。由图可见,吸气位置不同,增大吸气量对叶栅出口损失的影响也不同。吸气位置越靠后,吸气流量越大,则总损失的减小程度也越大。

对比不同吸气位置可以发现,吸气槽 Slot1 ~ Slot3 采用附面层抽吸的效果较接近,总损失随吸气

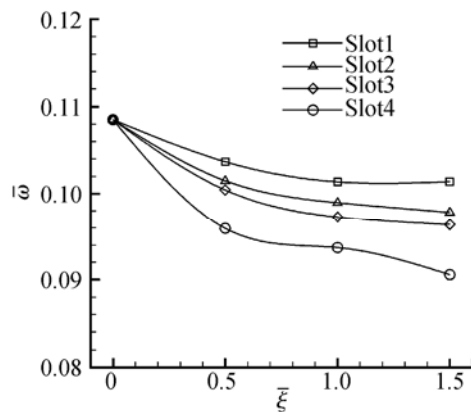


Fig 8 Overall mass-averaged total pressure loss coefficient at exit

量的变化程度和趋势基本一致,而在吸气槽 Slot4 进行抽吸时,各个吸气量时总损失的降低程度都明显增大,在 0.5% 吸气量时总损失下降程度为 Slot1 处吸气时的 2 倍,在 1.0% 吸气量时总损失下降程度为 Slot2 处吸气时的 2 倍,而在 1.5% 吸气量时总损失下降程度为 Slot3 处吸气时的 2 倍。观察还可发现,在 Slot4 处采用 0.5% 的吸气量的损失减小就要大于在其它位置采用 1.5% 吸气量的效果,因此,在合适的

位置采用较小的吸气量就可以达到较好的吸气效果,这也是研究附面层抽吸位置和抽吸流量对栅内流动状况影响所需达到的重要目标之一。

4 结 论

(1)附面层吸除技术能够有效减弱吸力面附面层分离、减小角区分离的强度和范围,且当附面层分离充分发展的时候,吸气量越大附面层抽吸的效果越好;

(2)吸力面附面层抽吸对叶栅端壁流动的影响要小于叶展中部,叶展中部流动的改善是导致整个叶栅损失下降的主要原因;

(3)采用附面层吸除技术能够有效降低叶栅出口的总压损失,且在合适的位置选择较小的吸气量就可以显著降低总压损失。

参考文献:

- [1] Kerrebrock J J, Reijnen D P, Zininsky W S, et al. Aspired compressors[R]. *ASME 97-GT-525*.
- [2] Kerrebrock J J, Drelam, Merchant A A, et al. A family of designs for aspired compressors[R]. *ASME 98-GT-196*.
- [3] Schuler Brian J, Kerrebrock Jack L, Merchant Ali. Ex-

perimental investigation of an aspired fan stage[R]. *ASME GT-2002-30370*.

- [4] Merchant Ali, Kerrebrock Jack L, Adamczyk John J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspired fan stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1).
- [5] Carter C J, Guillot S A, Ng W F. Aerodynamic performance of a high-tuning compressor stator with flow control[R]. *AIAA 2001-3973*.
- [6] Merchant Ali. Aerodynamic design and performance of aspired airfoils[R]. *ASME GT-2002-30369*.
- [7] 宋彦萍, 陈 浮, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对大转角压气机叶栅气动性能影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(4).
- [8] 陈绍文, 陈 浮, 王可立, 等. 采用弯叶片的不同折转角压气机叶栅流场气动性能[J]. *推进技术*, 2007, 28(2). (CHEN Shao-Wen, CHEN Fu, WANG Ke-Li, et al. Aerodynamic performance study of curved compressor cascades with different camber angles[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2).)
- [9] 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).

(编辑: 朱立影)

(上接第 554 页)

不同速度比的温度曲线变化规律不明显,说明速度比越大,加强了剪切层内的推进剂掺混和燃烧,使推进剂释放的化学能增加,燃气对壁面传热量变大,使燃烧室壁面上测量点的温度上升;此外,氢气流速变大也加强燃气对壁面的对流换热。因而速度比增加使燃烧室热载荷变大,不利于推力室的热防护。

5 结 论

对以气氢和气氧为推进剂的同轴剪切喷注器开展试验研究,结果表明:气-气喷注器的特征效率受到氢氧速度比和推进剂的绝对速度影响,气-气喷嘴的设计应该在小的氧喷射速度条件下,选择适合的速度比,以实现高的燃烧效率;速度比变大,使燃烧室热载荷变大,不利于推力室的热防护。

参考文献:

- [1] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application[R].

AIAA 99-2757.

- [2] Foust M, Pal S, Santoro R. Gaseous propellant rocket studies using raman spectroscopy[R]. *AIAA 96-2766*.
- [3] Jones R A, Groot W. Oxygen temperature and concentration measurements in H_2-O_2 rocket engines[R]. *AIAA 96-0439*.
- [4] Foust M J, Deshpande M, Pal S. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combusting GO_2 / G_2 flow field[R]. *AIAA 96-0646*.
- [5] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat flux measurements for a GO_2 / GH_2 single-element shear injector[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(3), 633~639.
- [6] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [7] 修泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌译. 北京: 宇航出版社, 2004.

(编辑: 梅 瑛)