

文章编号: 1000-8055(2010)08-1836-06

局部附面层吸除对高负荷扩压叶栅 气动性能的影响

陈绍文, 郭 爽, 陈 浮, 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: 实验研究了低速条件下局部附面层吸除对高负荷扩压叶栅气动性能的影响. 采用五孔气动探针测量了叶栅出口截面气动参数, 并对叶片表面静压进行了测量, 详细分析了局部吸气方式、吸气量和吸气位置对叶栅出口截面总压损失和负荷能力的影响. 结果表明, 采用吸力面两端吸气和中间吸气方式均能够有效吸除叶栅流道内低能流体, 增加叶栅的气动负荷, 从而提高叶栅的气动性能; 采用吸力面两端吸气对叶栅气动性能的改善要优于吸力面中间吸气; 叶栅气动性能的改善主要在靠近叶展中部区域, 而对角区核心区和端部区域的影响并不明显.

关 键 词: 高负荷扩压叶栅; 局部附面层吸除; 吸气位置; 吸气量; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effects of local boundary layer suction on aerodynamic performance of highly-loaded compressor cascades

CHEN Shao-wen, GUO Shuang, CHEN Fu, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The detailed experimental investigations were carried out to analyze the effects of local boundary layer suction on aerodynamic performance of highly-loaded compressor cascade in low-speed condition. The exit aerodynamic parameters were measured by five-hole aerodynamic probe, and the distribution of the profile static pressure on the blade surface was obtained. The effects of local suction type, suction location and suction flow rate on the exit total pressure losses and load capacity of cascades were analyzed in detail. The results show that the effective low-energy fluid removal through side suction and middle suction on suction surface can increase the cascade load capacity, and effectively improve the cascade aerodynamic performance. The influence of the side suction on suction effectiveness is better than that of the middle suction. The cascade aerodynamic performance is obviously improved in the region of middle blade, but the improvement of the cascade aerodynamic performance is not clear near the end wall region.

Key words: highly-loaded compressor cascade; local boundary layer suction; suction location; suction flow rate; aerodynamic performance

收稿日期: 2009-07-02; 修订日期: 2010-03-24

基金项目: 国家自然科学基金(50976026)

作者简介: 陈绍文(1979-), 男, 江西新干人, 讲师, 博士, 主要从事叶轮机械内流动研究.

现代航空发动机推质比的持续提高要求不断减少压气机的级数, 并提高单级动力载荷, 可见研究高压比、高效率 and 宽喘振裕度的先进压气机已成为国内外学者工作的热点和焦点. 由于叶尖切线速度受到叶片结构和材料等的影响不能过大, 因此应采取增大叶片折转能力的方式来提高其加功能力, 而这将导致叶栅内三维分离加剧, 降低压气机气动性能.

作为一种能有效延缓或抑制附面层分离、提高部件气动性能的主动流动控制方法, 附面层吸除的可行性和应用前景得到了广大研究者的认可. 1990 年, Wennerstrom^[1] 在对高负荷轴流压气机的发展进行回顾和展望时, 曾预见附面层控制技术在未来压气机发展中的巨大潜力. 2000 年, Lord 等人^[2] 强调了在涡轮发动机中应用附面层控制技术的重要性, 为附面层控制技术在涡轮发动机研究设计领域的广泛应用和持续发展指明了方向. 之后 MIT (美国麻省理工学院) 的研究者通过在动叶、静叶表面和端壁进行抽吸^[3-6] 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. Merchant 等人^[7-8] 在具有高负荷叶型的压气机中采用附面层抽吸技术, 实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, 他同时指出, 吸气量以及吸气位置的选择对于压气机中采用附面层吸除技术的设计具有重要意义. 国内学者对压气机中采用附面层抽吸的研究日渐增多, 其中哈尔滨工业大学的宋彦萍等^[9-10]、以及中国科学院工程热物理研究所的牛玉川等^[11] 都对相关问题进行了大量的研究, 为今后进一步的研究打下了良好的基础. 牛玉川等人^[9] 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. 吸气方案设计 (包括吸气量、吸气位置和吸气方式等的设计) 是目前应用附面层吸除技术的难点之一, 设计得当才能有效延缓或抑制附面层分离、提高部件气动性能, 国、内外在吸气方案的设计方面均未给出具体的设计准则和设计规律, 如何根据具体压气机工作情况来设计的吸气方案以

达到较好的主动流动控制效果是未来该领域研究的趋势之一.

附面层吸除控制分离的实质有两方面: 一方面是通过附面层内低能流体的少量吸除来达到抑制附面层发展从而减缓分离的目的; 另一方面是通过直接对分离区内低能流体的少量吸除来达到气流再附以减小分离尺度和强度的目的. 文献 [12-13] 是作者前期研究工作的一部分, 在高负荷压气机叶片吸力面上开槽进行附面层吸除来控制流动损失, 所开吸气槽为全叶高开槽, 结果表明, 叶展中部分离流动和损失的改善都要好于端壁区域, 由于叶展中部和端部区域流动分离形态的不同, 附面层吸除的控制分离的实质也不同, 为了进一步讨论叶展中部和端部区域开槽位置对叶栅气动性能的影响、以及栅内不同流动状况引起附面层吸除控制分离实质的变化, 本文将全叶高开槽方式转变成两种局部开槽方式进行深入研究, 即将端壁区域和叶展中部区域分别进行附面层抽吸, 在 42% 和 60% 相对轴向弦长位置分别采用这两种抽吸方式, 同时采用三种吸气量进行低速风洞吹风实验, 以详细研究吸气方式对高负荷压气机叶栅气动性能的影响.

1 实验方法及方案

实验在哈尔滨工业大学推进理论与技术研究所低速平面叶栅风洞上进行, 进口马赫数为 0.2.

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. 实验叶片为自主设计的具有高负荷的压气机叶片, 叶片全高 160 mm, 叶栅节距 94 mm, 叶型折转角达到 60°. 实验叶栅由 7 个叶片组成, 其中 4~6 号叶片为空心开槽叶片, 可以自由更换和拆卸. 实验在叶栅吸力面上距离前缘 42% (slot 1) 和 60% (slot 2) 相对轴向弦长位置处进行开槽, 开槽方式为两端局部开槽 (A 吸气方式) 和叶展中部局部开槽 (B 吸气方式) 两种, 槽宽 2.0 mm, 叶片开槽示意图如图 1 所示, 在每个位置分别采取三个不同的吸气量 (分别为叶栅进口流量的 0.5%, 1.0% 和 1.5%) 进行附面层抽吸, 图中“L. E.”代表前缘, “T. E.”代表尾缘. 采用五孔 L 形探针以及非对象测量法, 对叶栅出口截面气动参数进行了测量, 出口截面距离前缘为 140% 相对轴向弦长. 由于平面叶栅具有两端壁对称的特点, 且实验方案较多, 故只对叶栅的下半叶高进行了测量. 实验还对两个相对叶高的叶片表面静压进行了测量, 分别为距离下端壁 5%

和 50% 相对叶高位置, 静压测点布置如图 2, 压力面和吸力面分别布置 25 个测点.

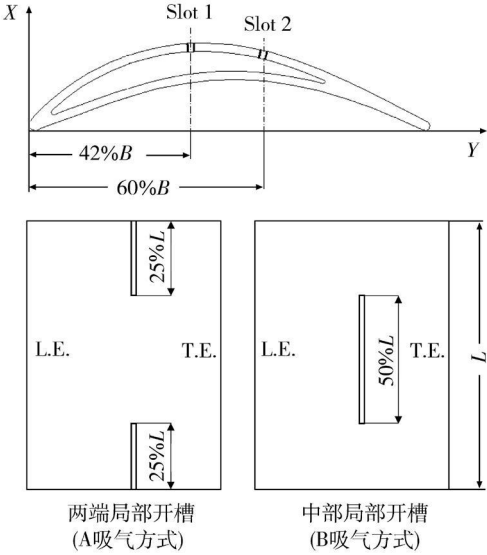


图 1 叶片开槽示意图
Fig. 1 Schematic diagram of blade slots

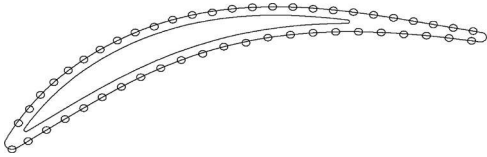


图 2 型面静压布置
Fig. 2 Location of profile static pressure

2 实验结果及分析

图 3 所示为叶栅出口截面节距质量平均总压损失系数沿叶高的分布, 总压损失系数定义为: $\omega = (p_0 - p)/p_{v0}$, 其中 p_0 为叶栅入口总压, p 为当地总压, p_{v0} 为叶栅入口动压. 对比不同吸气方式发现, 采用 A 吸气方式对减小叶栅出口损失的效果要明显好于 B 吸气方式, A 吸气方式下, 总压损失在 25% ~ 50% 相对叶高范围内较原型都有大幅降低; 而 B 吸气方式下, 总压损失只在 38% ~ 50% 相对叶高范围内较原型有显著减少,

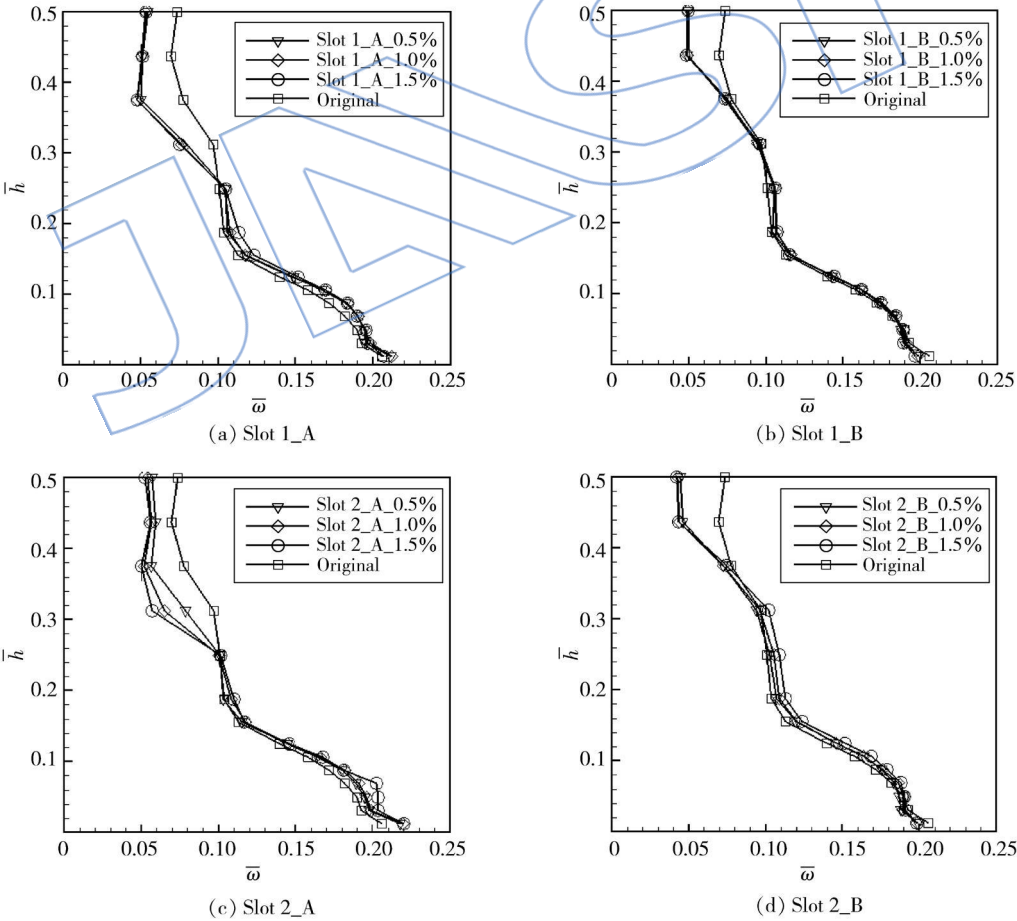


图 3 叶栅出口截面节距平均总压损失系数
Fig. 3 Distribution of pitch mass averaged total pressure loss coefficient along blade height

但是在局部区域(44% ~ 50% 相对叶高范围内) B 吸气方式降低总压损失的程度要大于 A 吸气方式, 这表明, 采用两端吸气对减少叶栅损失的能力更强, 且对靠近叶展中部区域的效果要好于靠近两端的区域, 但在叶展中部由于该处附面层吸除较充分, 损失降低的程度也较大. 对比相同吸气方式、不同吸气位置时发现, 在损失得到明显改善的区域, slot 2 位置采取吸气的效果要好于 slot 1 位置, 对于 A 吸气方式, slot 2 位置吸气后损失的减小范围较 slot 1 位置有所扩大, 尤其是在 31% ~ 37% 相对叶高范围内, 采用大吸气量在该位置损失降低更显著; 而对于 B 吸气方式, slot 2 位置吸气后损失的减小程度较 slot 1 位置更大, 特别是在 40% ~ 50% 相对叶高范围内, 因此总体来看, 相同吸气方式条件下, 在 slot 2 位置吸气的效果更好, 即距离前缘 60% 相对轴向弦长的位置, 这与前期全叶高开槽的研究结果^[8]相一致. 对比不同吸气量时发现, 在 slot 1 位置变化吸气量对损失的影响要小于 slot 2 位置, 在 slot 2 位置采用 A 吸气方式对吸气量的影响最敏感, 总压损失随吸气量的增大逐渐减小, 实验将 slot 1 安置在吸力面上角区分离线的起始处, 而 slot 2 则被安置在吸力面上角区分离已发展到一定程度的位置, 该位置处低能流体及附面层积聚量更大, 因此增大附面层吸气量可有效增大低能流体的吸除, 角区流动分离的改善也越显著, 因此损失减小程度也越大; 而 slot 1 位置处于角区分离的起始处, 该区域的低能流体积聚量还不是很多, 增大吸气量

并不能有效增加低能流体的吸除量, 附面层的控制作用不随吸气量的增大而明显增大, 因此流动损失也未发生显著变化.

从图 3 中还可以发现, 采用附面层吸除对流道内靠近端壁的大部分区域改善效果并不大, 甚至还出现了损失增大的现象. 叶栅内流动分离主要表现在角区分离, 它具有较强的三维流动特征, 是由端壁、角区分离线和吸力面所组成的分离区域, 是由端壁附面层、叶片表面附面层和前缘马蹄涡的吸力面分支发生掺混作用所产生的低能流体积聚区, 该区域的范围和分离程度的大小直接反映了叶栅内流动分离的强弱, 也预示了流道内损失的大小. 分析发现, 采用附面层抽吸并没有对角区分离所在的叶高范围内的损失产生较大影响. 角区内流动分离具有较强的三维特性, 它由多种旋涡结构和低能流体组成, 构成一个大涡拟序结构, 尽管采用吸力面附面层吸除能够有效吸除吸力面表面的低能流体, 并可以小部分吸除靠近吸力面的端壁附面层的低能流体, 甚至影响或抑制吸力面、端壁附面层和前缘马蹄涡吸力面分支的掺混作用, 但却不能破坏或者改变该位置处的大涡拟序结构, 只能削弱其强度或减小其作用范围, 因此在角区的高损失区域, 损失的减小主要表现为其作用范围的减小, 且由于叶展中部主流区气流动能较高, 之前分离的气流在该位置处逐渐发生再附, 相应的流动损失也逐渐减小.

图 4 给出了叶栅出口截面总压损失云图分布, 由图可见, 采用附面层吸除后, 叶展中部尾迹

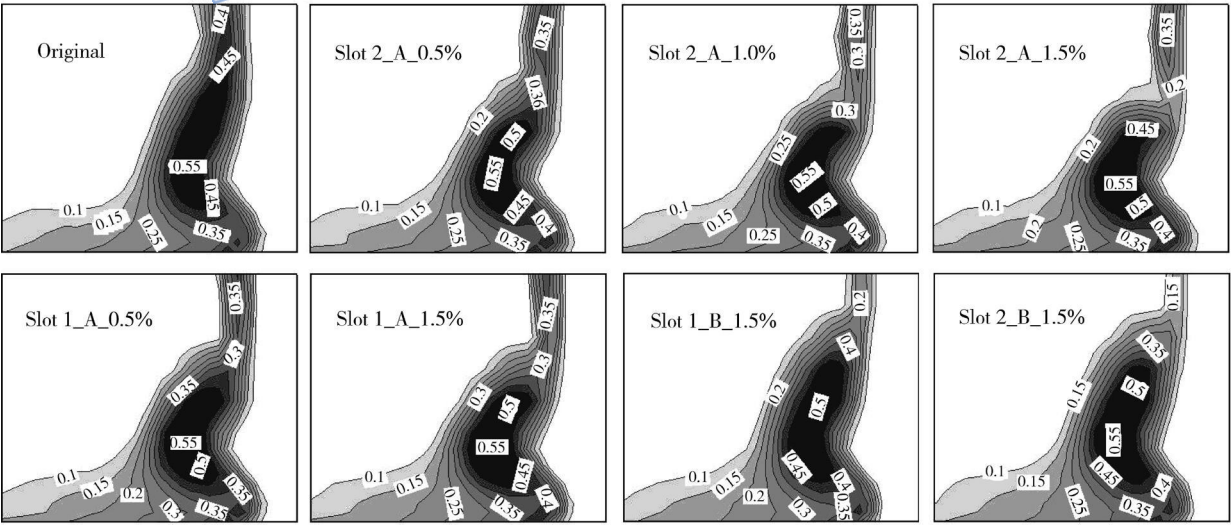


图 4 叶栅出口截面损失系数等值线分布

Fig. 4 Distribution of total pressure loss coefficient contours

的宽度较原型明显减小,且减小程度随吸气量的增大而增大;通过不同位置时的吸气效果还发现,在 slot 2 位置吸气对减弱尾迹作用强度和范围的效果要好于 slot 1 位置,并且采用 B 吸气方式引起的叶展中部尾迹宽度变化要比 A 吸气方式大,这与 B 吸气方式在叶展中部采用附面层吸除有关.对于角区内的高损失区,采用附面层吸除后,损失区范围及其核心范围明显减小,主要表现在靠近叶展中部、与叶展中部尾迹相连接区域的损失降低,这与该区域分离的附面层发生再附引起的流动状况改善有关,而靠近端部区域的高损失区范围并没有显著变化,这与图 3 得到的结论相一致.在图 4 中还可以发现,在 slot 2 位置采用 A 吸气方式减小损失的效果最明显,该位置位于角区分离区内,且处在角区高损失区范围内,由于吸

除的低能流体有效延缓了角区分离流动的发展,降低了损失区的强度和范围.

采用附面层吸除对叶栅负荷有较大影响,且不同吸气方式对其影响各不相同,图 5 给出了叶片表面静压系数沿流向的分布,静压系数定义为: $C_p = p_s / p_{\infty}$,其中 p_s 为当地静压, p_{∞} 为叶栅入口动压.由于静压叶片加工中部分测孔出现堵塞或者漏气现象,故将这部分测点删除.由图可见,附面层吸除对叶栅压力面的影响较小,负荷的变化主要来源于吸力面静压的变化.在 5% 和 50% 相对叶高处,两种吸气方式的采用都能提高叶片在该位置处的负荷能力,对于 5% 相对叶高的测量高度,在 0~ 65% 相对轴向弦长区域内吸力面静压减小较明显,其减小程度随吸气量的增大而增大,且采用 A 吸气方式负荷增大较 B 吸气方式更

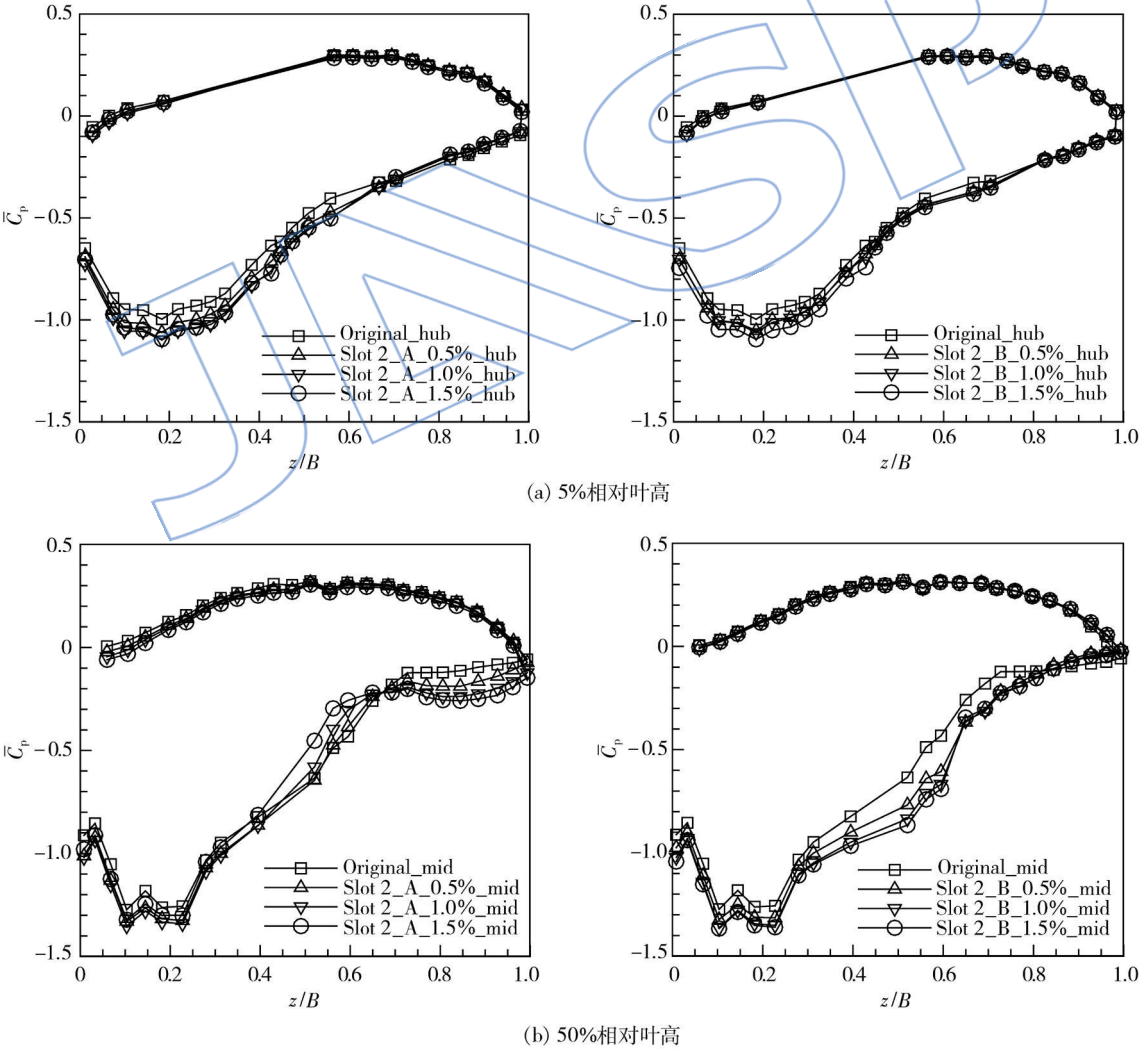


图 5 不同叶高型面静压系数沿轴向分布

Fig. 5 Distribution of profile static pressure coefficient at the different blade heights

显著, 这说明在 slot 2 位置吸气对该位置之前的端部区域负荷提升作用显著, 而对该位置之后的端部负荷影响较小; 而在 50% 相对叶高的测量高度, 采用两种吸气方式均使得沿流向大部分区域的负荷有所提升, 与 5% 相对叶高测量高度不同, 采用 B 吸气方式负荷增大的程度要大于 A 吸气方式, 且两种抽吸方式对负荷的影响也不同: 采用 A 吸气方式时, 在 65% ~ 100% 相对轴向弦长范围内负荷增大最明显, 而采用 B 吸气方式时, 30% ~ 70% 相对轴向弦长范围内的负荷增大最显著. 综合来看, 采用两种抽吸方式都能够有效吸除叶栅流道内低能流体, 减小流道堵塞和分离流动, 增大主流区的流动范围, 从而显著增加叶栅的气动负荷, 提高叶栅的气动性能. 在端部区域角区分离点前的负荷提升而其后的负荷变化不大、以及在中部区域的负荷增大都表明, 两种抽吸方式对角区内靠近端壁的流体气动性能改善较小, 而对提高靠近主流区的流体气动性能效果显著.

3 结 论

- 1) 采用吸力面两端吸气和中间吸气方式均能有效吸除叶栅内的低能流体, 减小流道堵塞和分离, 增大主流区的流动范围, 从而增加叶栅气动负荷, 提高气动性能.
- 2) 采用吸力面两端吸气对叶栅气动性能的影响优于采用吸力面中间吸气的方式, 即角区分离区内低能流体被吸除对性能的改善要强于在叶展中部附面层内吸除低能流体的作用; 且在 60% 相对轴向弦长位置吸除效果要好于在 42% 相对轴向弦长位置.
- 3) 吸力面附面层吸除对叶栅气动性能的改善主要在靠近叶展中部区域, 而对角区核心区和端部区域的影响并不明显.

参考文献:

[1] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current development[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 567-578.

[2] Lord W K, MacMartin D G, Tillman G. Flow control opportunities in gas turbine engines [R]. AIAA-2000-2234, 2000.

[3] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspired

compressors[R]. ASME Paper 97-GT-525, 1997.

[4] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A family of designs for aspired compressors[R]. ASME Paper 98-GT-196, 1998.

[5] Brian J S, Kerrebrock J L, Merchant A A. Experimental investigation of an aspired fan stage[R]. ASME Paper GT-2002-30370, 2002.

[6] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspired compressor stage[R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.

[7] Merchant A A. Aerodynamic design and performance of aspired airfoils[R]. ASME Paper GT-2002-30369, 2002.

[8] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspired fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.

[9] SONG Yanping, CHEN Fu, YANG Jun, et al. A numerical investigation of boundary layer suction in compound lead compressor cascades[R]. ASME Paper GT2005-68441, 2005.

[10] 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): 561-566.

SONG Yanping, CHEN Fu, ZHAO Guijie, et al. Numerical investigation of boundary layer suction in compressor cascade with large turning angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 561-566. (in Chinese)

[11] 牛玉川, 朱俊强, 聂超群, 等. 附吸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.

NIU Yuchuan, ZHU Junqiang, NIE Chaoqun, et al. Experimental investigation of aerodynamics performance of aspired subsonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 483-489. (in Chinese)

[12] 郭爽, 陈绍文, 宋宇飞, 等. 附面层抽吸对高负荷扩压叶栅损失的影响[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(4): 574-576.

GUO Shuang, CHEN Shaowen, SONG Yufei, et al. Effects of boundary layer suction on the loss of highly-loaded compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(4): 574-576. (in Chinese)

[13] 陈绍文, 郭爽, 宋宇飞, 等. 附面层抽吸对高负荷扩压叶栅流动及负荷的影响[J]. 工程热物理学报, 2010, 30(9): 1479-1481.

CHEN Shaowen, GUO Shuang, SONG Yufei, et al. Effects of boundary layer suction on the flow and load of highly-loaded compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(9): 1479-1481. (in Chinese)