

文章编号: 1000-8055(2008)03-0483-07

吸附式亚声速压气机叶栅气动性能实验及分析

牛玉川^{1,2}, 朱俊强¹, 聂超群¹, 葛正威¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100080)

摘 要: 以亚声速平面叶栅风洞为实验平台, 在不同来流马赫数、攻角和吸气量状态下, 测试吸附式压气机叶栅吸力面、压力面表面压力分布和叶栅尾缘等参数. 结果表明, 附面层吸除能促进附面层减薄, 减少分离损失, 有助于降低叶栅总压损失, 提高气流折转能力, 改善叶栅气动性能. 合适吸气槽位置和吸气量的选择, 有利于叶栅内部流动更趋合理.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 附面层; 内部流动; 吸气量; 吸气位置; 压气机叶栅

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigations of aerodynamics performance of aspirate subsonic compressor cascade

NIU Yu chuan^{1,2}, ZHU Jun qiang¹, NIE Chao qun¹, GE Zheng wei¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science, Beijing 100080, China;

2. Graduate School, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Based on the experimental platform subsonic cascade wind tunnel, the parameters such as cascade suction surface, static pressure distribution on the surface of the cascade and cascade tail, were tested under different Mach numbers, incidence angles and suction flow rates. The results show that, the boundary layer suction could reduce the cascade's total pressure losses, decrease the deviation angles and improve the aerodynamics performance of cascade. With the appropriate suction slot location and suction flow rate, the internal flow of cascade will become more rational.

Key words: aerospace propulsion system; boundary layer; internal flow; suction flow rate; suction slot location; compressor cascade

高性能、高负荷叶片设计对于减小压气机重量及尺寸, 提高压气机级效率, 降低生产及维护成本等具有重要意义, 但附面层内低能流体在叶栅流道中较强的逆压力梯度下易于从壁面分离, 并进而导致流道堵塞, 损失增加, 喘振裕度下降. 流动控制技术正成为空气动力学发展的前沿技术, 为高效、高负荷压气机设计带来了契机. 研究表明, 对接近分离的流动, 吸除少量质量流量的流体就能够在较大程度上控制下游附面层的厚度,

并控制其分离. Kerrebrock^[1]等提出的吸气式压气机概念就是通过附面层吸除(BLS)达到延缓分离、增加级压比的目的. 结果表明, 在压力迅速升高位置或吸力面激波之前吸除附面层可使扩压能力明显增加, 1%高熵流体吸除附面层即可提高压缩效率约0.5%. 随后研究证明^[2], 吸附式压气机扩压能力比常规压气机提高近两倍. Reijnen^[3]指出吸气导致的附面层减薄有助于提高气流折转和静压升, 延迟旋转失速区形成.

收稿日期: 2007-02-18; 修订日期: 2007-06-18

基金项目: 国家自然科学基金(50676095)

作者简介: 牛玉川(1979), 男, 江西南昌人, 硕士, 主要从事叶轮机械研究. 邮箱 ycniiu@163.com, 联系人: 朱俊强.

叶片的开缝位置对转子性能影响极大^[4],合适的位置可以在压比和效率方面均获得正效果. 由于仅在叶背开缝,开缝流向和径向位置合理设计是很关键的. 大量试算结果表明,最佳的流向位置是在分离区即将发展扩大附近的位置. 文献[5-6]针对直叶片和弯曲叶片,在不同的几何环境下详细地分析了吸气槽位置(流向及径向)、角度和吸气量的影响. 但是,进一步的实验验证工作还有待于继续开展.

本文主要从实验角度出发,研究了亚声速压气机叶栅中吸气位置与吸气量对叶栅性能的影响,并就总压损失、折转角变化趋势、叶栅气动性能、尾迹变化规律进行了讨论.

1 实验设备和实验步骤

1.1 实验风洞

亚声速平面叶栅风洞^[7]采用离心通风机供气(如图1所示,参数见表1),风洞收敛段最高风速 $Ma=0.35$ 左右. 在亚声速情况下,采用收敛段加速,气流在顺压力梯度的流动条件下,风洞壁面上的附面层变薄,流场将更加均匀.

表 1 离心通风机性能参数

Table 1 Parameters of the centrifugal compressor

性能参数	数 值
功率/kW	45
流量/(m ³ /h)	8 588~11 880
全压/Pa	9 698~8 915
主轴转速/(r/min)	2 900

吸力面上布置了15个测压点,在第四叶片的压力面上布置了10个测压点,这样测量一个通道内的叶片表面压力分布情况,也能减少风洞侧壁的影响. 同时测点在相对叶高为40%的位置上测量气流参数,以避免上下壁面附面层的影响.

叶栅损失的测量结果与测量的位置有很大的关系,随着测量位置向叶栅下游移动,由于计入了更多的掺混损失,损失将会增加. 因为实验来流速度小,尾迹区相对较小,为尽量减少掺混引起的误差,本实验的移测位置选定在距尾缘约弦长的15%处. 叶栅出口布置的三孔探针用于测量来流总压、静压和方向角度. 由三维旋转坐标架控制,移测步长为2 mm,精度0.01 mm. 三孔探针布置在距离叶栅尾缘10 mm处,延额线方向测量4个栅距的范围.

叶栅吸力面上的吸气槽距离叶栅前缘30%弦长处,沿全叶高开缝,缝宽1 mm,吸气槽内埋入外径3 mm,内径2 mm的软管,在其靠近叶栅中部附近的表面开 $\varnothing 0.1$ mm吸气孔50个,在中部比较密集,靠近两端较稀,以保证在叶栅中部主流区内吸气效果. 实验采用真空泵进行吸气,并在吸气管两端各连接一个浮子流量计. 通过浮子流量计上的阀门控制吸气量的同时,也能调整吸气管两端吸气量保持一致.

压力测量采用SMF55系列微压传感器,使用阿尔泰PCI2300数据采集卡和LabVIEW编程了采集软件.

1.3 实验内容

本实验研究结合数值模拟结果,通过测量叶栅吸气通道的吸力面、压力面表面压力分布,叶栅的栅前栅后总压和静压、出气角等参数来比较吸气前后损失系数和落后角等参数的变化. 研究在不同来流马赫数、攻角和吸气量条件下,附面层吸附对叶栅气动性能的影响. 实验中每次调整攻角后,需要调整风洞内上下两个导流板,保证来流的

表 2 亚声速压气机叶栅主要几何参数

Table 2 Parameters of the subsonic compressor cascade

几何参数	
叶栅弦长 b /mm	66.60
栅距 t /mm	53.04
几何进气角 $\beta_u/(^\circ)$	24
几何出气角 $\beta_x/(^\circ)$	46
安装角 $\beta_y/(^\circ)$	38
折转角 $\theta/(^\circ)$	22

图 1 亚声速平面叶栅风洞示意图

Fig. 1 Subsonic cascade wind tunnel

1.2 测量系统

实验段进口栅板前端安装了进口总压探针,在栅板前端25 mm处布置6个静压测量孔,栅板后端5 mm处布置了6个壁面静压孔. 静压孔连接到汇流排后,由压力传感器测量. 在第三叶片的

均匀性和叶栅通道的封闭性, 同时先测量 3 个叶栅通道出口栅后总压, 检查周期性情况, 再进行吸气实验。

实验使用的亚声速压气机叶栅主要几何参数如图 2, 图 3, 表 2, 表 3 所示。

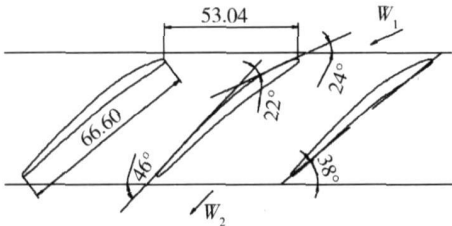


图 2 亚声速平面叶栅

Fig.2 Subsonic cascade

表 3 叶栅吸气槽参数

Table 3 Parameters of the suction slot

参 数	
吸气槽开缝宽度/mm	1.00
吸气孔直径/mm	3.00
吸气槽位置	距离叶栅前缘 30% 弦长处

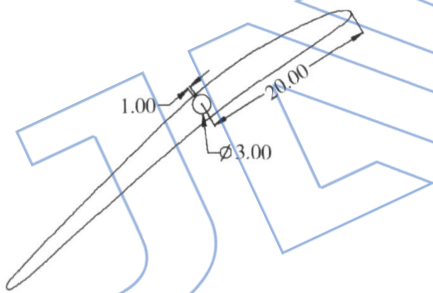


图 3 吸附式叶栅吸气槽示意图 (单位:mm)

Fig.3 Suction slot of the aspirated compressor cascade

2 实验结果及分析

文中定义相对吸气量

$$\beta = \frac{\text{吸气量} / (60 \times 1\,000)}{Ma \times 340 \times 0.1 \times 0.053\,04 \times \sin(24^\circ - i)}$$

损失系数定义为 $\bar{\omega} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1}$,

其中 p_1^* , p_2^* , p_1 分别指栅前总压, 栅后总压和栅前静压;

落后角 $\delta = \beta_k - \beta_2$;

气流转角 $\Delta\beta_2 = \theta + i - \delta$, 其中 β_2 指出气角。

实验测试吸附式压气机叶栅在不同来流 Ma , 攻角和吸气量等工况下的气动性能。在吸气通道内的相对吸气量见表 4。

图 4 给出了吸附式叶栅在来流 $Ma=0.10$, 攻角 $i=0^\circ$ 时, 在 3 个周期内的栅后总压 p_2^* 的参数分布, 对比尾迹及两边的主流参数可知, 现有亚声速平面叶栅风洞出口流动周期性是相当好的。实验主要比较后面两个通道的气动参数。

表 4 相对吸气量 (β)

Table 4 The suction flow rate (β)

攻角 $i/$ ($^\circ$)	吸气量/ (L/min)	$\beta/(%)$		
		$Ma=0.10$	$Ma=0.15$	$Ma=0.20$
0	30	0.681 5	0.454 3	0.340 8
3	30	0.773 5	0.515 7	0.386 8
5	30	0.851 5	0.567 7	0.425 8
8	30	1.006	0.670 7	0.503
0	15	0.340 8	0.227 2	0.170 4
3	15	0.386 8	0.257 8	0.193 4
5	15	0.425 8	0.283 8	0.212 9
8	15	0.503	0.335 3	0.251 5

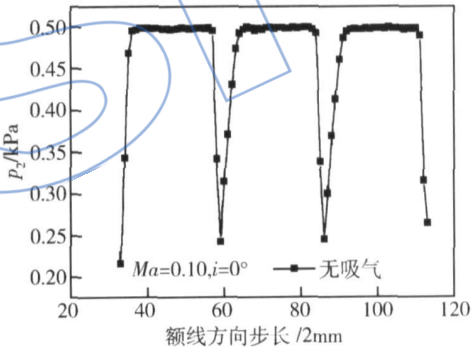


图 4 叶栅出口总压周期性

Fig.4 Periodicity of the total pressure at the cascade exit

表 5 当 $Ma=0.10$ 时, 不同攻角对叶栅尾迹区宽度影响

Table 5 The width of the cascade trail at the different incidence angles ($Ma=0.10$)

$Ma=0.10$	尾迹区宽度/ 栅距		
	$i/(^\circ)$	无吸气	吸气量/ (15 L/min) 吸气量/ (30 L/min)
	0	0.264	0.189 0.151
	5	0.415	0.339 0.302
	8	0.528	0.49 0.452

当来流 Ma 不变, 攻角不大时, 气流还没有从叶栅表面上分离, 损失基本上由附面层内的摩擦引起; 随着攻角不断增大, 附面层开始出现分离, 分离损失的出现和增加使得损失系数 $\bar{\omega}$ 逐渐增

随着吸气作用有所下降,小吸气量时 $\bar{\omega}$ 从 0.258 降到 0.25,增至大吸气量时 $\bar{\omega}$ 降至 0.232,降低了 10.2%. 以上研究说明吸气位置相同时,吸气量增大能吸走更多附面层内的低能流体,控制附面层分离的能力增强,尾迹区宽度减少更多,降低叶栅损失系数 $\bar{\omega}$ 效果更好.

由图 6、表 6 和图 7 可见,攻角 $i=5^\circ$,来流 Ma 从 0.20 降到 0.10 时,附面层分离引起的损

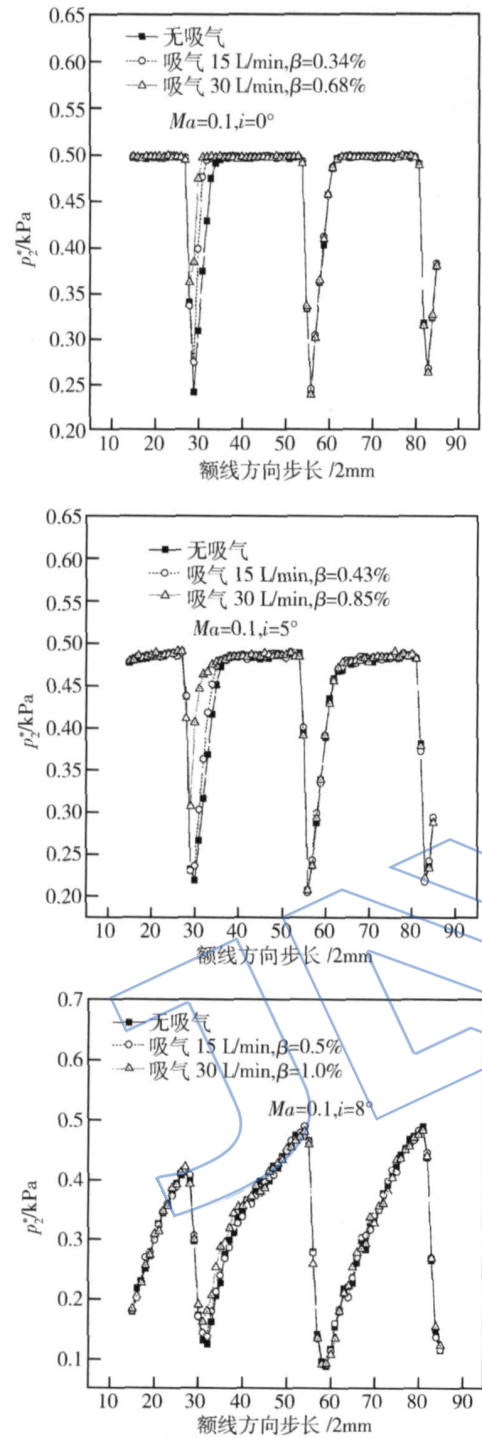


图 5 来流 Ma 相同, 攻角不同时, 不同吸气量对栅后总压的影响

Fig.5 Total pressure at the cascade exit with different suction flow rates and incidence angles ($Ma=0.10$)

加,落后角 δ 增大,尾迹区更宽.图5和表5显示来流 $Ma=0.10$ 时,攻角从 0° 增大到 8° ,叶栅尾迹区宽度增大一倍, $\bar{\omega}$ 从 0.034 9 增大到 0.258,落后角从 3.98° 升至 8.15° .采用附面层吸除后,叶栅尾迹区宽度缩小,而且增大吸气量,效果更明显,最大缩小 11.3% 栅距.同样,叶栅损失系数 $\bar{\omega}$

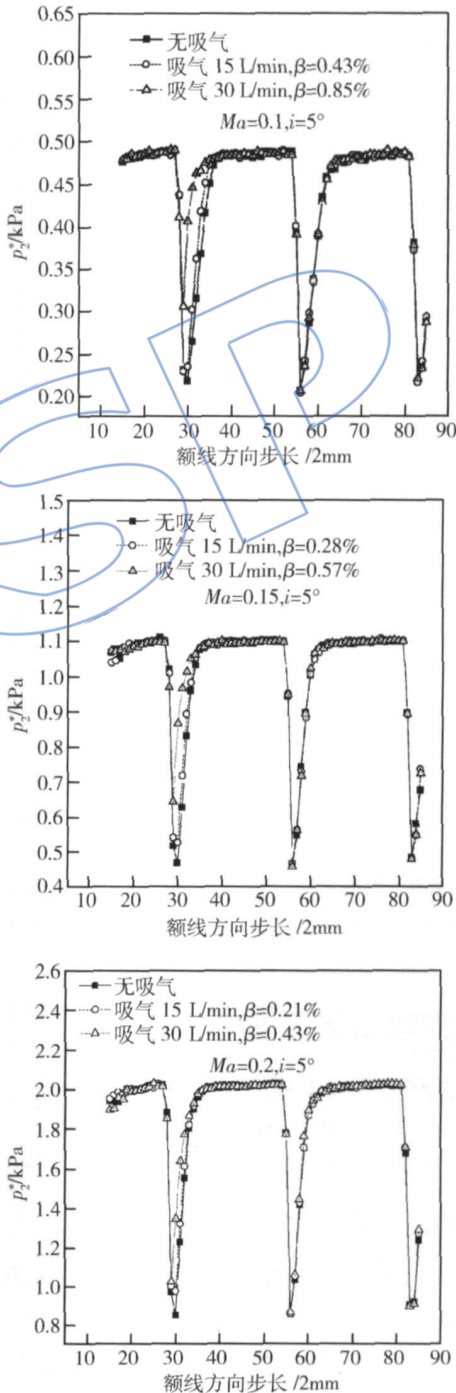


图 6 攻角相同,来流 Ma 不同时, 不同吸气量对栅后总压的影响

Fig.6 Total pressure at the cascade exit with different suction flow rates and Mach numbers($i=5^\circ$)

表 6 当 $i=5^\circ$ 时,不同来流 Ma 对叶栅尾迹区宽度影响

Table 6 Width of the cascade trail at the different Mach numbers ($i=5^\circ$)

Ma	尾迹区宽度/ 栅距		
	无吸气	吸气量/ (15 L/min)	吸气量/ (30 L/min)
0.10	0.415	0.339	0.302
0.15	0.377	0.339	0.302
0.20	0.339	0.339	0.339

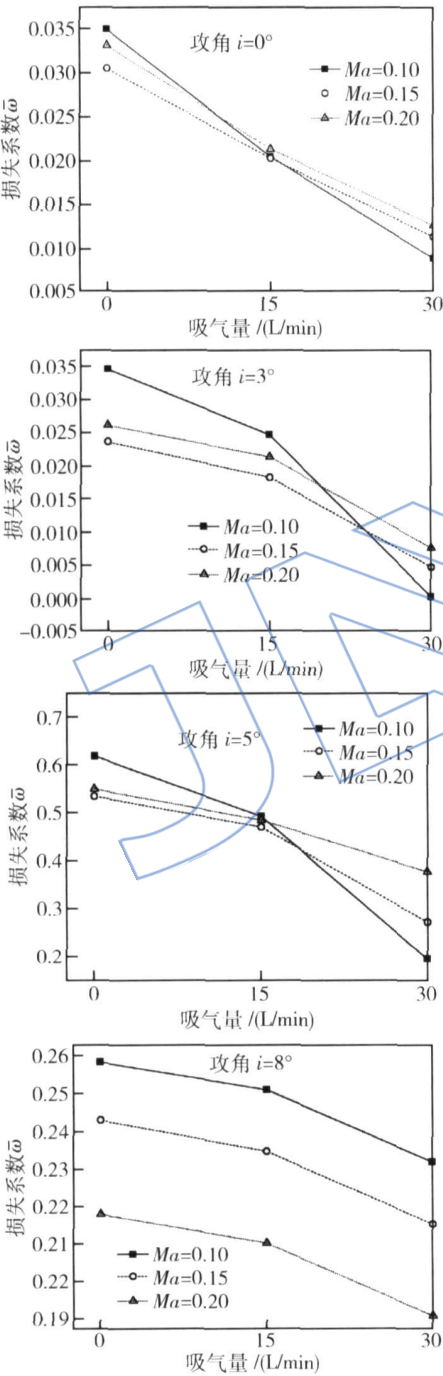


图 7 相同攻角,不同来流 Ma 时,不同吸气量对损失系数 $\bar{\omega}$ 的影响

Fig.7 Loss coefficient with different suction flow rates and Mach numbers at the same incidence angles

失增多,尾迹区宽度增大,叶栅损失系数 $\bar{\omega}$ 从 0.055 增至 0.062,落后角也从 4.94° 增至 5.18° . 对比 $Ma=0.20$ 和 $Ma=0.10$,相同吸气量时前者尾迹区基本上没有变化, $\bar{\omega}$ 从 0.055 降到 0.038; 后者尾迹区显著缩小, $\bar{\omega}$ 也从 0.062 降到 0.02. 相同吸气量条件下,来流 Ma 较小时其相对吸气量更大,对附面层分离的控制更强,尾迹区变化更明显,叶栅总压损失降低更多. 对于来流 $Ma=0.20$ 时,虽然吸气量从 15 L/min 增大至 30 L/min,但是相对主流吸气量仅增加 0.21%,影响不大,相信继续增大吸气量后能取得更好效果. 如果吸气量较小时,为更好降低叶栅损失系数,需要选择最佳吸气位置;如果吸气量较大时,对吸气位置不是特别敏感,则从方便布置吸气槽、提高吸气能力的方向选择吸气的位置.

附面层吸除对改善叶栅性能的另一个作用是减薄附面层,吸走更多低能流体,增强通流能力,降低落后角,增加气流在叶栅内的折转能力,加大叶栅的负荷水平. 由图 8 可见,攻角不大时,附面层分离不明显,落后角 δ 基本不变,气流转角 $\Delta\beta$ 随攻角成比例地增加. 当攻角增大到 5° 后,分离加剧,落后角 δ 逐渐增大,气流转角增加变慢. 攻角相同,来流 Ma 越大,落后角 δ 越小,对应的气流转角也更大一些,但是之间相差不超过 0.5° . 对来流 Ma 不变时,增大吸气量对气流转角效果更好,但是该实验中,附面层吸除对叶栅气流转角的影响不是很明显,来流 $Ma=0.15$,攻角 $i=8^\circ$ 时效果最好,使落后角从 8.47° 降至 8.11° ,降低了 0.36° . 个别情况下,小吸气量对叶栅出口落后角的影响不大,甚至有负效果. 提高吸气量后,基本上都能降低落后角. 因此,为了更好控制附面层,减轻低能流体分离和通道涡引起的损失,合适吸气量的选取也是很重要的.

吸气槽内吸气管联接真空泵,抽吸时吸气槽内压力低于叶栅表面压力,吸气位置的压力下降,其压力系数 C_p 降低. 同时,吸气位置前吸力面附近气流速度加快,增大了叶栅负荷;吸气位置后叶栅扩压能力也能恢复,有助于提高出口静压和静压比. 如图 9 所示,在来流 Ma 相同时,小吸气量对叶栅负荷作用不大,基本上和无吸气重合;吸气量增大后,吸气区附近 C_p 变化明显,负荷增大. 来流 Ma 不同时,吸气量 30 L/min 对应 $Ma=0.10$, 0.20 时的相对吸气量为 0.68% 和 0.34%,对应的吸气位置处 C_p 分别从 -0.145 降至 -0.255, 从 -0.115 降至 -0.184,相同吸气量对较小 Ma

效果更明显. 同时, 吸气影响的区域总体来说较小, 对提升叶栅负荷能力有限, 因此为更好改善叶栅气动性能, 必须慎重选择吸气量和吸气位置.

流压气机动叶基元, 流道面积变化不大, 扩压能力不强. 吸附效果最好时 ($Ma = 0.10, i = 5^\circ$, 吸气量 30 L/min) 静压比也只是从 $1.001\ 207$ 增加到 $1.001\ 226$, 增加了 $0.001\ 9\%$.

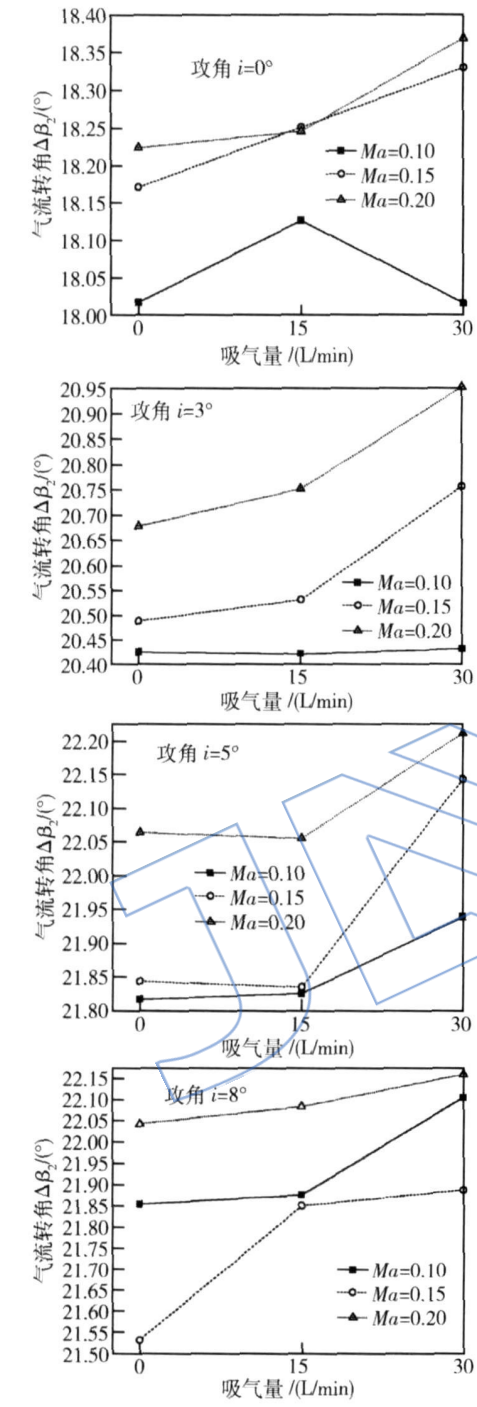


图 8 相同攻角, 不同来流 Ma 时, 不同吸气量对气流转角 $\Delta\beta_2$ 的影响

Fig.8 Exit flow angle with different suction flow rates and Mach numbers at the same incidence angles

由于吸力面吸气减轻了吸力面附近的流动分离, 与常规叶片相比, 叶栅通道后部的扩压能力得以恢复. 但是该叶型附面层吸附对静压比的影响不明显, 分析原因主要是因为该叶型取自三级轴

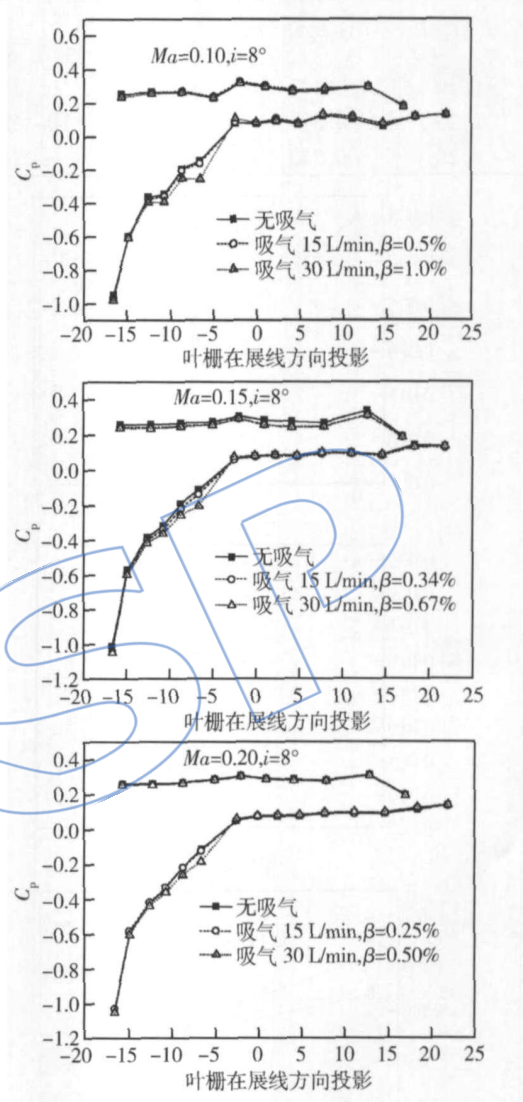


图 9 攻角 $i = 8^\circ$, 不同来流 Ma , 不同吸气量时, 叶栅型面压力系数分布

Fig.9 Static pressure distribution on the blade surface with different suction flow rates and Mach numbers ($i = 8^\circ$)

3 结 论

- (1) 附面层吸除能改善压气机叶栅的气动性能, 降低附面层分离, 气流折转加大, 总压损失降低, 负荷增大;
- (2) 吸气位置前附面层内流体动能增加, 避免了低能流体过早分离造成的损失增加, 吸气位置后流动分离减轻. 在相同工况下, 提高吸气量, 相对吸气量的比例增大, 对附面层控制能力增强;

(3) 由于来流 Ma 数和攻角的改变对附面层分离的位置有影响, 在相同吸气位置上, 小吸气量受附面层分离位置影响较大, 对于气动性能影响波动明显; 大吸气量下气动参数变化相对来说对位置影响不大. 低来流 Ma 数, 攻角较大, 附面层分离区很大时, 附面层吸除效果更加明显. 因此, 针对压气机实际工作情况, 选择合适的吸气位置和吸气量, 在吸附式压气机设计中占有重要地位.

参考文献:

[1] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Zimimsky W S, et al. Aspirate compressor[R]. ASME 97 GT- 525, 1997.

[2] Kerebrock J L, Dreila M, Merchant A A, et al. A family of design for aspirate compressors[R]. ASME 98 GT 196, 1998.

[3] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. PhD Thesis, MIT, Cambridge: MA, January 1997.

[4] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨声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.

ZHOU Hai, LI Qiusi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408 412.

[5] 宋彦萍, 陈浮, 赵桂杰, 等. 吸气槽道形状对扩压叶栅性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(5): 761 763.

SONG Yanping, CHEN Fu, ZHAO Guijie, et al. Effects of suction slot geometries on the performance of compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(5): 761 763.

[6] 陈浮, 宋彦萍, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对压气机叶栅稠度特性影响[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 211 215.

CHEN Fu, SONG Yanping, ZHAO Guijie, et al. Effects of boundary layer suction on the performance of compressor cascade with different solidities[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 211 215.

[7] 庄平, 俞镔, 谭春青, 等. IET 跨声速平面叶栅风洞使用说明(透平风洞鉴定材料之二) [R]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 1995.