

文章编号: 1000-8055(2010)12-2697-07

组合抽吸对大转角扩压叶栅性能的影响

郭 爽¹, 陈绍文¹, 陆华伟², 宋彦萍¹, 陈 浮¹, 王仲奇¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 实验研究了低速条件下在端壁和吸力面同时进行附面层吸除对某大转角扩压叶栅性能的影响。在叶片表面及端壁进行了墨迹流动显示, 并对叶栅出口截面进行了测量。基于实验的抽吸槽布置方式: 端壁吸气主要影响区域是吸力面角区; 吸力面抽吸可以减小角区范围, 延迟叶片吸力面附面层转捩, 改善中径处流场; 组合抽吸则优化了叶栅整体流场, 使流动更加均一高效, 由于削弱了端壁和吸力面附面层间的相互作用, 组合抽吸在大吸气量下优于前两种吸气方式。

关 键 词: 附面层组合抽吸; 大转角扩压叶栅; 实验研究; 吸气量; 吸气位置

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effect of compound boundary layer suction on the performance of a high-load diffusion compressor cascade with a large camber angle

GUO Shuang¹, CHEN Shao-wen¹, LU Hua-wei²,
SONG Yan-ping¹, CHEN Fu¹, WANG Zhong-qi¹

(1. School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Marine Engineering College,

Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: The effect of compound boundary layer suction on the aerodynamic performance of a high-load diffusion compressor cascade with a large camber angle was experimentally investigated through ink-trace flow visualization and outlet flow field measurement. Experimental results show that suction on the endwall mainly influences the suction surface corner; suction on the suction surface not only shrinks the endwall corner region, but also delays the transition of the suction surface boundary layer, and improves the flow field around the midspan; the whole flowfield is improved in the case of compound boundary layer suction, and the performance is superior to each of the former two at high suction flow rates as the interaction between the boundary layer of endwall and suction surface is better controlled.

Key words: compound boundary layer suction;

high-load diffusion compressor cascade with a large camber angle;

experimental investigation; suction flow rate; suction position

收稿日期: 2009-11-17; 修订日期: 2010-03-07

基金项目: 国家自然科学基金(50976026)

作者简介: 郭爽(1982-), 女, 黑龙江伊春人, 博士生, 主要从事高负荷吸附式压气机的研究。

压气机作为发动机的主要气动部件,能否提高其效率和负荷水平对研制高效率、高推质比、低耗油率的高性能航空发动机有着举足轻重的意义^[1]. 吸附式风扇/压气机在高负荷、高压比水平下还能保持较高的效率和较宽广稳定的工作范围,在改善压气机性能方面具有极大的潜力,是发展新一代发动机的一种关键手段,具有重要的研究价值. 目前国外在这方面已经进行了大量的理论和实验研究^[2-5],得到了很多令人满意的结果. 2002 年 12 月 Glenn 研究中心成功的进行了一次吸附式风扇级的实验^[6],在动静叶吸力面、动叶机匣、静叶轮毂等七处位置设置了抽吸孔. 在相同的转速下,风扇级的压比比传统的高出 50%,叶尖速度为 457 m/s 时压比达到 3.4. 这项实验在确定复杂槽道位置方面是一个重大进展.

与国外相比,国内在附面层抽吸式压气机方面起步得比较晚,目前关于抽吸设计与机理性研究的公开发表资料主要集中在数值计算方面^[7-9],扩压叶栅实验方面的资料^[10]还比较少,需要进行更多的探索和研究. 尤其应该在复杂抽吸位置方面进行专门研究,以期探明抽吸的作用机理;通过研究吸气对流场性能的影响,探索出一条通过抽吸来改善流动的有效途径,为更高性能风扇和压

气机的设计提供思路和经验.

1 实验装置及叶型参数

1.1 高负荷压气机叶栅叶型参数和测量条件

实验叶栅由七个叶片组成,叶片采用 45 号钢线切割加工,二维叶型采用了自主设计的高负荷叶型(图 1),其具体参数见表 1. 扩压因子的定义如式(1),其中 v_1, v_2 和 Δv_t 分别表示进出口速度和扭速.

$$F_d = \left[1 - \frac{v_2}{v_1}\right] + \frac{\Delta v_t}{2\sigma v_1}$$

(1)

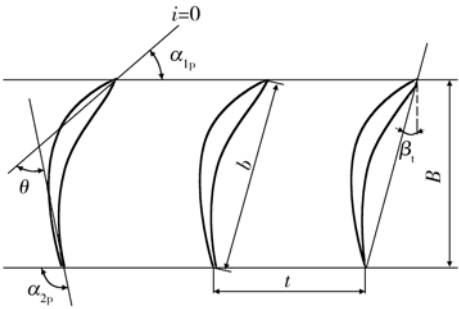


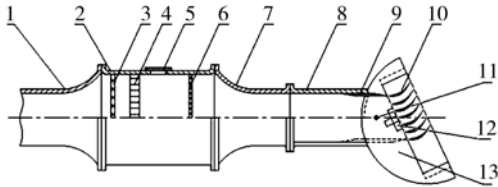
图 1 抽吸叶栅几何与气动参数定义
Fig. 1 Definition of cascade geometry and aerodynamic parameters

表 1 实验叶栅的几何和气动参数
Table 1 Cascade geometrical and aerodynamic parameters

参数	数值	参数	数值	参数	数值
弦长 b/mm	120	安装角 $\beta_r/(\circ)$	15.3	栅前总压 p^*/Pa	102 180
叶高 h/mm	160	几何进气角 $\alpha_{1p}/(\circ)$	40	叶栅进口马赫数 Ma	0.23
稠度 σ	1.28	几何出气角 $\alpha_{2p}/(\circ)$	100	进口弦长雷诺数 $Re/10^5$	5.07
展弦比 h/b	1.33	叶型弯角 $\theta/(\circ)$	60.0	进口附面层厚度 δ/mm	24
轴向弦长 B/mm	118	冲角 $i/(\circ)$	0	扩压因子 F_d	0.64

1.2 实验风洞与附面层抽吸系统

实验在哈尔滨工业大学推进理论与技术研究所大尺度低速矩形叶栅风洞上完成. 实验段进口速度连续可调,本文中的来流马赫数约为 0.23. 风洞如图 2 所示,进口附面层特性见图 3. 图 4 为抽吸系统示意图,空心叶片内腔在下端壁通过管路与水环式真空泵连通,实验过程中通过调整真空泵进气阀得到要求的吸气量,实现附面层的定量抽吸.



1 稳压筒; 2 整流箱; 3 过滤网; 4 整流箱; 5 观察窗;
6 整流网; 7 收敛段; 8 叶栅进口段; 9 活动侧板;
10 实验叶栅; 11 速度探针; 12 位移机构; 13 可转半圆盘

图 2 实验风洞示意图

Fig. 2 Sectional view of the low-speed cascade wind tunnel

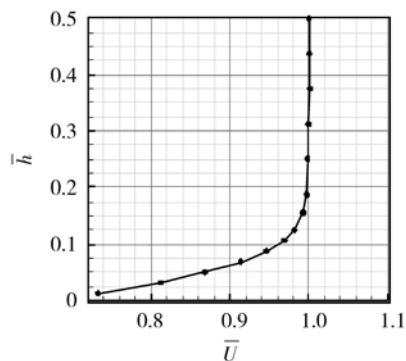
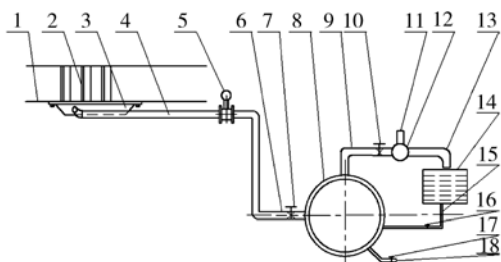


图 3 进口附面层特性

Fig. 3 Distribution of inlet velocity



1 实验段; 2 空心叶栅; 3 真空腔; 4 吸气管路; 5 流量计;
6 进气管; 7 进气阀; 8 真空泵; 9 排气管; 10 排气阀;
11 气水分离器; 12 排气口; 13 回水口; 14 循环水箱;
15 补水管路; 16 补水阀; 17 排水阀; 18 排水口

图 4 附面层抽吸系统

Fig. 4 Boundary layer suction system

2 实验方案

原型(即不开槽吸气方案)记作 ORI 方案,端壁和吸力面两槽单独抽吸的方案分别记作 EW 和 SS 方案,两槽同时抽吸的方案记作 EW & SS 方案. 吸气叶片的开槽位置如图 5 所示,端壁吸气槽开在下端壁临近吸力面的位置,起始和终止位置分别处于 25%, 62.5% 相对弦长处,槽与吸力面型线平行,间距 $d=3\text{ mm}$; 另在吸力面 42% 相对弦长位置开展向全叶高吸气槽. 两槽槽宽均为 2 mm. 确定抽吸槽位置的原则可由图 6 来说明. 图 6 为 ORI 方案的端壁墨迹线照片,图中以白色曲线突显的分别是马蹄涡吸力面和压力面分支对应的流线. 前者在 40% $\bar{b}$ 附近与吸力面型线相交,这个交点就是角区分离的起始点,SS 方案的吸气槽在该点附近;马蹄涡压力面分支也与吸力面型线相交. 这两个交点间的流向吸力面的低能流体主要源自厚度大且能量较低的来流附面层. EW 方案的吸气槽基本介于这两条马蹄涡分支之间,并有效地阻断了马蹄涡吸力面分支与吸力面

相交. 经过前期数值模拟^[11]和实验研究^[12],EW 和 SS 方案的吸气效果较好,故选择对应的吸气位置作为组合抽吸方案,端壁吸气槽记作 EW 槽,吸力面吸气槽记作 SS 槽. 为了说明组合抽吸的特点,本文还讨论了 ORI 方案及两槽分别单独抽吸的 EW 和 SS 方案. 设置的三个吸气量分别为原型叶栅入口流量的 0.5%, 1.0% 和 1.5%, 记作: $\beta=0.5\%$, $\beta=1.0\%$ 和 $\beta=1.5\%$.

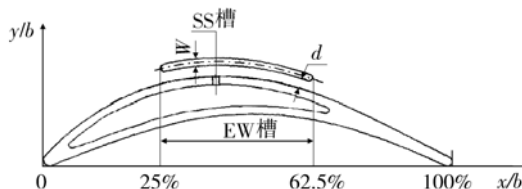


图 5 吸气叶片的开槽位置

Fig. 5 Location of suction slots

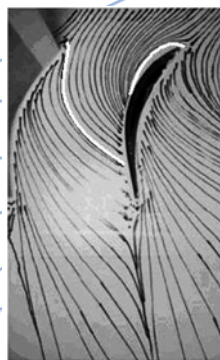


图 6 ORI 方案端壁墨迹

Fig. 6 Endwall ink-trace flow visualization of ORI

实验采用五孔 L 形束状探针,对叶栅出口截面半叶高的气流参数进行了详细测量. 本文中提及的“出口截面”是指叶片尾缘下游 40% 弦长的横截面. 因为采用的叶型弯角较大,尾缘下游的掺混非常剧烈,所以选取距尾缘较远、掺混已经较弱的位置进行测量. 探针头直径为 2.6 mm,结构如图 7 所示. 在测量过程中,采用了非对向测量方法,

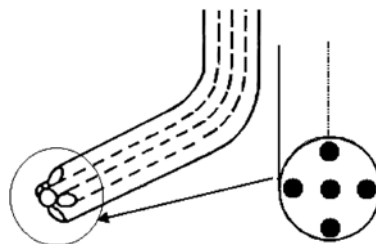


图 7 五孔探针示意图

Fig. 7 Sketch of five-hole probe

使探针气动中心方向与叶型的几何出气角方向一致. 探针校准时气流偏角的范围变化取在 $\pm 30^\circ$ 之间, 基本可满足该出口流场的测量. 测点布置如图 8 所示, 适当加大了尾迹区与端壁附近等高损失区域的布点密度.

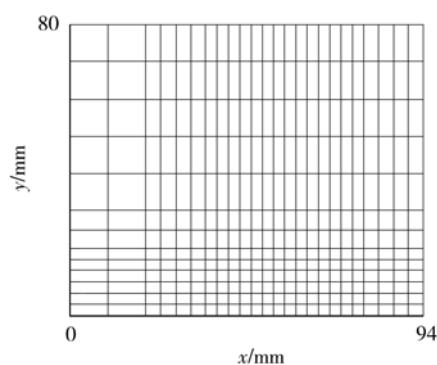


图 8 叶栅出口截面流场测点分布

Fig. 8 Distribution of measurement points

3 结果分析与讨论

3.1 吸力面墨迹显示

图 9 是叶片吸力面流动显示的半叶高照片, 各图中以白色曲线突出吸力面分离线的位置. 吸气前后, 压力面和端壁的墨迹线分布变化不明显, 故没有给出. 坐标相对弦长 $\bar{b}=0$ 和 $\bar{b}=1.0$ 处分别代表叶片前缘和尾缘, 纵坐标相对叶高 $\bar{h}=0$ 和 $\bar{h}=0.5$ 处表示叶片根部和中径. 墨迹显示只能定性表征流场特性, 下文以横纵坐标值来描述流场的变化, 只是为方便进行比较的估计值, 并不是精准的数字.

在原型方案中(即 ORI 方案, 如图 9(a)), 吸力面分离线起始于叶根的 $40\%\bar{b}$ 位置附近, 在尾缘处达到的高度约为 $43\%\bar{h}$, 分离尺度较大; 分离线下方起始于叶片根部的一簇墨迹线体现了从端壁横向迁移上来的低能流体的运动轨迹, 它们不像起始于叶片前缘的墨迹线那样明显地以分离线为渐近线并与之交汇, 而是在轴向逆压力梯度的作用下以较大角度流向分离线, 最终在分离线附近呈现出点状墨迹分布带, 说明该处叶片表面压力梯度很小, 且贴近壁面的即将或已经发生三维分离而流向空间的低能流体沿壁面的速度非常小, 不足以令墨滴克服惯性、黏性和表面张力的作用沿吸力面滑动. 分离线上方发自前缘较平直的墨迹线在 $40\%\bar{b}$ 位置附近出现明显的分离泡, 说明吸力面上的附面层在这个位置发生转换, 从层

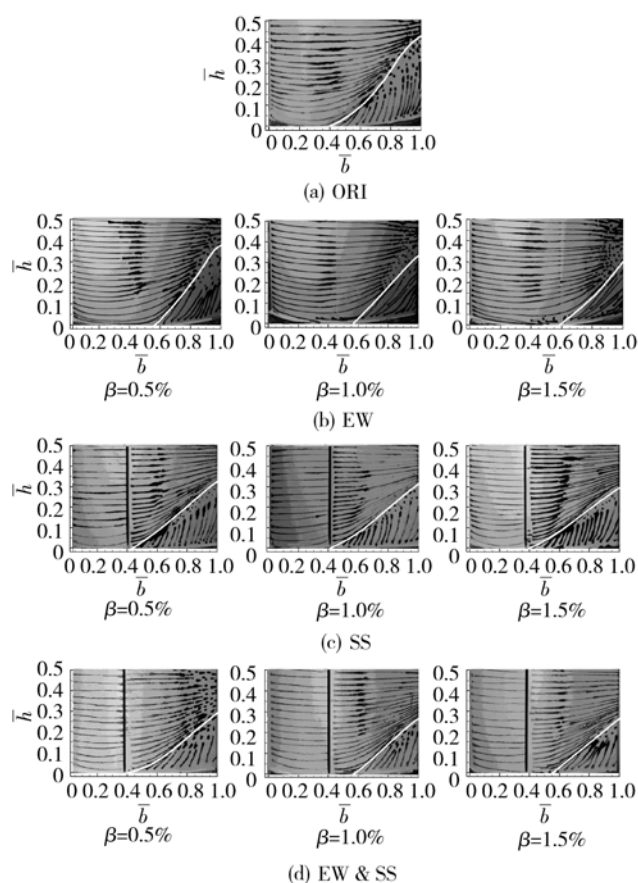


图 9 吸力面墨迹

Fig. 9 Ink-trace flow visualization of the suction surface

流附面层转变为湍流附面层.

端壁吸气方案(即 EW 方案, 如图 9(b))主要影响角区流动: 分离起始位置明显地向下游移动至 $60\%\bar{b}$ (临近 EW 槽作用范围的下游端), 分离线在尾缘处达到的高度随吸气量增加而逐步降低至 $30\%\bar{h}$, 角区范围大大减小; 点状墨迹分布区域的流向范围缩小到 ORI 方案的 $1/3$ 左右, 说明分离程度大大减弱, 叶片端部的扩压能力得以恢复; 同时角区内新生附面层抵抗流向逆压力梯度的能力大大提高, 因而几乎所有角区内的墨迹线都流向尾缘, 而不是流向分离线. EW 方案吸气基本未影响分离线上方分离泡的位置以及 $40\%\bar{h}$ 以上区域的流动.

在吸力面分离线起始点附近进行吸力面抽吸(即 SS 方案, 如图 9(c)), 分离线的起始点位置变化不大, 角区内的流线形式和 ORI 方案类似, 但随吸气量增加分离线到达尾缘的高度随吸气量增加逐步下降到 $30\%\bar{h}$ 以下, 点状墨迹带范围也逐步减小. 值得注意的是, 分离泡的位置产生了非常明显的变化: $\beta=0.5\%$ 时, 分离泡移动到了 $55\%\bar{b}$

下游,增加吸气量后,越靠近中径的流线上的分离泡越临近尾缘, $\beta=1.5\%$ 时, $10\%\bar{h}$ 与 $43\%\bar{h}$ 的分离泡中心大致位于 $53\%\bar{b}$ 和 $66\%\bar{b}$,而其他叶高的分离泡基本位于这两点的连线上.说明 SS 方案抽吸减小了角区分离的范围,但是没有延迟分离或改变角区流动形式;改善了中径附近的流动,体现在推迟附面层转捩上.

为得到更均一且气动性能好的流场结构,尝试了组合吸气方案(即 EW & SS 方案,如图 9 (d)). $\beta=0.5\%$ 时,吸力面分离线的起始位置由 ORI 方案的 $40\%\bar{b}$ 向下游移动至 $50\%\bar{b}$ 附近,尾缘附近 $20\%\bar{h}$ 以上出现大范围的点状墨迹,这是因为加工 SS 吸气槽在一定程度上造成了对叶片吸力面型线的破坏,在吸气量较小的条件下吸气槽的扰动对流场的产生了负面的影响,附面层转捩就发生在这里,与原型的分离泡位置大致相同; β 增加到 1.0% 时,吸力面分离线起始位置继续后移至 $55\%\bar{b}$ 左右,到达尾缘的高度约为 $27\%\bar{h}$,分离线下方的流线规律基本保持不变,分离线上方的大部分流线均在 $60\%\bar{b}$ 附近出现分离泡,并在下游顺畅地流出叶栅,点状墨迹带消失;当 β 达到 1.5% 时,流线规律与 $\beta=1.0\%$ 时非常接近,只是接近中径流线的分离泡略向下游移动使得图中各分离泡的弦向位置不再统一有致.可以看出,这种抽吸条件下的流线图兼有 EW 和 SS 方案的优势:分离延迟、端区流动形式改变;分离泡向下游移动.更大程度地缩小了角区范围,叶栅流场得到了整体改善,达到了预期效果.

3.2 出口截面损失分布及流场结构

关于流动损失的评估,本文采用总压损失系数对其进行分析,具体定义如下:

$$\omega = \frac{p_{t0} - p_t}{p_{v0}} \quad (2)$$

式中 p_{t0} 、 p_{v0} 、 p_t 分别表示来流总压、来流动压及测点总压.下文以 $\bar{\omega}_m$ 表示出口截面的面质量平均总压损失系数, $\bar{\omega}_{m,ori}$ 对应 ORI 方案.

图 10 所示为出口截面损失云图及流场的变化趋势.从 ORI 方案几乎到达中径的尾迹高损失区域可以看出,本文所选用的大折转角叶栅损失较大,适合采用流动控制技术,另外高损失区核心的中心相比通道涡的涡心,更远离端壁、贴近吸力面方向.从这点可以推断虽然在叶栅总损失中由通道涡导致的损失占有相当大的比重,但是尾迹的损失也比较可观.

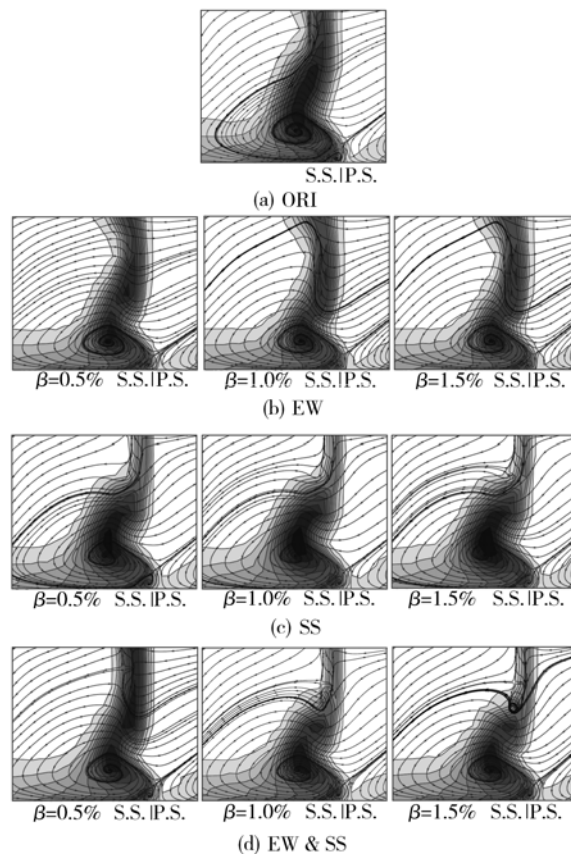


图 10 出口损失云图及二次流

Fig. 10 Loss and secondary flow of the cascade outlet

端壁吸气槽抽吸的主要是由尺度厚能量低的来流附面层经栅内端壁上横向二次流动后发展而来的那部分低能流体(参考图 5、图 6),如图 10 所示,EW 槽吸气后,高损失区域范围大大缩小了,说明抽吸走的这部分附面层及其与尾迹的相互作用对叶栅总损失的影响之大;吸力面表面转捩的附面层意味着叶栅尾缘后大量的低能流体相互掺混形成强烈的自由脱落涡面,这决定了中径附近的高损失区宽度并没有随吸气量增加而大幅降低.不过吸气后,ORI 方案中的高损失核心区被分成两块,其中临近中径处的局部高损失核心区域随着吸气量的增加而逐渐缩小,损失最大值逐步降低,而贴近端壁的局部高损失区核心与通道涡核心位置非常接近,它的区域并未显著减小.由此推测,前者是通道涡与尾缘脱落涡层交互产生的高损失区,对应 EW 槽抽吸走的低能流体;而后者是由通道涡卷吸端壁上的新生附面层等低能流体产生的.

吸力面抽吸方案的主要特征是中径处尾迹变窄,损失值也明显降低;同时高损失核心区域的形状由 ORI 方案中的狭长变得集中并向端壁靠拢

(对应图 9(c)中分离线在尾缘位置的显著降低), 损失系数的最大值增大, 通道涡尺寸变小, 涡心位置抬高, 涡量集中这一趋势随吸气量的增加而愈加明显. $\beta=1.5\%$ 时, 流线分布起了明显变化, 而高损失核心区域范围也略有增大, 由此推测过大的吸气量反而引起不利扰动, 诱导新的流场结构.

$\beta=0.5\%$ 时, 组合吸气的损失分布与 EW 方案非常相似, 高损失区核心被分成两块, 而中径附近的尾迹宽度变化不大, 说明此时 EW 槽占主导, 原因是 EW 槽更接近真空腔(参见图 4), 在小吸气量下低能流体易从 EW 槽流出; 继续增加吸气量, 中径附近的尾迹宽度显著变窄, 而高损失区核心的变化不大, 流场在 $\beta=1.5\%$ 时发生了变化, 说明此时 SS 槽的吸气效果占据了主要地位, 因为 EW 槽与 SS 槽的面积比约为 $1/4$, 故增加吸气量时, 面积大的 SS 槽吸气量份额会以更大幅度增加. 总体来说, 组合吸气兼具吸力面吸气和端壁吸气的优点, 同时改善了叶栅端部和中部的气动性能.

3.3 出口截面总损失

图 11 为叶栅出口截面的相对面质量平均总压损失系数结果比较, EW 方案的损失随着吸气量的增加几乎是线性降低的, 而 SS 方案和 EW & SS 方案对应的曲线在中($\beta=1.0\%$)、高($\beta=1.5\%$)吸气量下开始走平, 值得注意的是 SS 方案的损失在 $\beta>1.0\%$ 后, 略有增加的趋势. 这说明即使不考虑经济性, 而单纯从气动性能的角度出发, 吸气量也并非越大越好, 过大的吸气量给

流场带来了不利的干扰甚至破坏, 以降低损失的程度来评估, 本文中所涉及的最优方案是 $\beta=1.5\%$ 时的组合吸气方案(EW & SS), 降低损失达 15.5% . 在小吸气量下($\beta=0.5\%$), SS 方案降低损失的效果最好, 这是因为自前缘开始发展的吸力面附面层相对较薄, 而 EW 方案抽吸的主要是由来流附面层继续发展而来的大量低能流体, 在较小吸气量下, SS 方案便充分减薄了吸气槽下游的附面层, 有效控制了下游附面层的分离及尾迹的宽度, 达到了相对较好的气动效果. 吸气量 $\beta>1.0\%$ 后, EW 方案降低损失的能力反超 SS 方案, 也是由于最大可减薄附面层的程度与确定吸气量对比的结果. 如前文所提到的, 小吸气量下, 组合吸气方案的效果非常接近于 EW 方案, 总损失略低于 EW 方案但高于 SS 方案. 组合吸气的优越性是从 $\beta>0.6\%$ 后开始显现的(由图 11 推测), 在 $\beta=1.0\%$ 时尤为突出: 比 EW 和 SS 方案的损失低出 6% 左右, 原因是流道内的强烈三维分离和通道涡与尾缘脱离涡层等不同涡系间的交互影响得到了较好控制. 吸气量继续增加, 组合吸气方案损失继续下降的趋势减缓, $\beta=1.5\%$ 时只比 EW 方案低 1.5% . 受真空泵工作能力的限制, 没有设计 $\beta>1.5\%$ 的设计方案, 这部分内容将在以后的数值计算中继续探讨.

4 结 论

基于本文设计的吸气方式, 可以得到以下结论:

1) 在端壁抽吸发展自来流附面层的低能流体, 可推迟角区分离的发生, 改变角区内流动形式, 并且削弱端壁附面层与吸力面附面层之间的相互挤压摩擦, 减弱通道涡与尾迹的相互作用, 降低叶栅损失.

2) 在角区分离的起始位置附近, 于吸力面进行附面层抽吸可以推迟吸力面附面层转捩, 减薄尾迹厚度, 改善中径处的气动性能; 但是过大的吸气量会给流场带来不利的扰动, 导致气动损失的增加, 同时降低应用附面层抽吸的经济性, 因此应慎重考虑吸气量的选择.

3) 组合吸气结合了吸力面吸气和端壁吸气的特点, 在较大的吸气量下, 体现出了优于前两种吸气方式的气动性能, 更好地控制了附面层之间的相互作用, 大幅降低了中径附近和近端区范围气动损失.

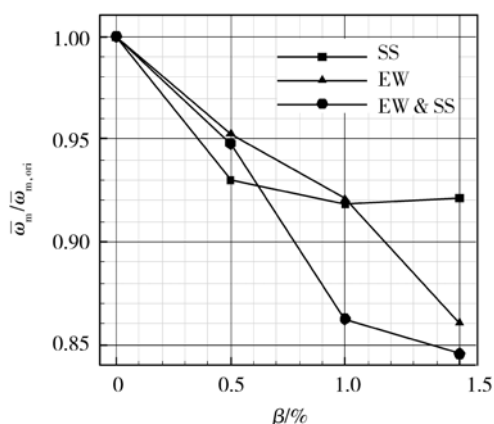


图 11 出口截面总损失系数

Fig. 11 Total pressure loss coefficients of the cascade outlet

参考文献:

- [1] 陈矛章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [2] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressors[R]. ASME Paper 97-GT-525, 1997.
- [3] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A family of designs for aspirated compressors[R]. ASME Paper 98-GT-196, 1998.
- [4] Merchant A A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils[R]. ASME Paper GT2002-30369, 2002.
- [5] Hubrich K, Bolcs A, Ott P. Boundary layer suction via a slot in a transonic compressor-numerical parameter study and first experimental[R]. ASME Paper GT2004-53758, 2004.
- [6] Merchant A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.
- [7] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨声风扇转子叶片抽吸气数值试验探索[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 408-412.
ZHOU Hai, LI Qiushi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408-412. (in Chinese)
- [8] 张华良, 谭春青, 张新敬, 等. 采用附面层抽吸(BLS)控制流动分离的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 192-196.
ZHANG Hualiang, TAN Chunqing, ZHANG Xinjing, et al. Numerical investigation on application of boundary layer suction to control the flow separations[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 192-196. (in Chinese)
- [9] 南向谊, 刘波, 靳军, 等. 超声速压气机转子叶片吸力面抽气抑制附面层分离的机理[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1093-1099.
NAN Xiangyi, LIU Bo, JIN Jun, et al. Study of suppression boundary layer separation on the suction surface of supersonic compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1093-1099. (in Chinese)
- [10] 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.
NIU Yuchuan, ZHU Junqiang, NIE Chaoqun, et al. Experimental investigation of aerodynamics performance of aspirate subsonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 483-489. (in Chinese)
- [11] 陈绍文, 郭爽, 陆华伟, 等. 超高负荷吸附式压气机叶栅气动性能分析[J]. 热能动力工程, 2009, 24(2): 167-171.
CHEN Shaowen, GUO Shuang, LU Huawei, et al. Analysis of the aerodynamic performance of a super highly loaded adsorption type compressor cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(2): 167-171. (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)