

吸力面附面层抽吸在三维高负荷扩压叶栅中的作用机制

郭爽^{1,2}, 陆华伟³, 宋彦萍⁴, 吴锤结^{1,2}

- (1. 大连理工大学 运载工程与力学学部
工业装备结构分析国家重点实验室, 辽宁 大连 116024;
2. 大连理工大学 航空航天学院, 辽宁 大连 116024;
3. 大连海事大学 轮机学院, 辽宁 大连 116026;
4. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 对某矩形高负荷扩压叶栅在不同弦向位置开设全叶高抽吸槽的 5 组方案进行了数值研究, 分析了抽吸槽弦向位置等参数对抽吸量分布规律的影响; 通过叶栅实验探究了局部展向抽吸方案的效果. 数值仿真的计算域包含吸附叶片内部的真空腔, 边界条件按照实验条件设置. 研究发现: 全叶高抽吸方案的抽吸量沿展向大致呈 C 型分布; 叶高中部和端部的主要抽吸效果都体现在叶高中部流场, 端部的抽吸量对叶栅角区的回流有一定的抑制效果. 抽吸量沿展向的分布规律受叶栅流道和叶片内腔流场的共同作用, 因此应根据三维高负荷扩压叶栅流场的具体特性对吸力面抽吸槽/孔进行细化设计.

关键词: 大折转角; 矩形叶栅; 端壁二次流; 流动控制; 抽吸量分布; 流动损失
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Mechanism of suction surface boundary layer suction in three-dimensional high loaded diffuser cascades

GUO Shuang^{1,2}, LU Hua-wei³, SONG Yan-ping⁴, WU Chui-jie^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment,
Faculty of Vehicle Engineering and Mechanics,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
3. Marine Engineering College,
Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China;
4. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The highly loaded diffuser compressor cascade with a full-span suction slot was numerically simulated under five different chordwise suction positions in the first step. The influences of aerodynamic parameters such as suction position on the suction flow distribution were studied in detail. Then experiments on the effects of partly-span suction flow on the performance of a three-dimensional cascade were carried out. The simulation region includes the inner cavity of the suction blade, and the boundary conditions in simulations are set

收稿日期:2013-07-15

基金项目:国家自然科学基金(51206013,11072053); 中国博士后科学基金(2013M540223);
辽宁省博士启动基金项目(20131020); 中央高校基本科研业务费专项资金

作者简介:郭爽(1982-),女,山东东阿人,讲师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究.

according to the experimental conditions. The suction flow is C-type distributed along the spanwise direction in full-span suction schemes. Both of the partly-span suction schemes mainly improve the flow field around the midspan, while the suction flow around the blade roots also suppress the back flow in the corner region. Both the three-dimensional flow field of the cascade passage and inner cavity of the aspirate blade influenced the spanwise distribution of the suction flow. Therefore it is necessary to design tailored suction slots/orifices according to the characteristics of the three-dimensional high loading diffuser compressor cascades.

Key words: high turning angle; rectangular cascade; endwall secondary flow; flow control; suction flow distribution; flow loss

附面层抽吸作为一种能够有效控制高负荷扩压叶栅内部流动分离的技术手段,可明显增加高负荷压气机裕度及流动效率. Prandtl 最早在实验中证实:抽吸一侧壁面附近的低能流体能够增加升力. 因此附面层抽吸技术在飞机机翼的设计中得到了成功应用^[1]. MIT (Massachusetts Institute of Technology) 对吸附式压气机进行了机理、设计及应用的系统研究^[2-5],推进了附面层抽吸技术在内流中的应用. 国内众多高校和研究机构也纷纷展开了吸附式压气机方面的研究工作,取得了许多较为理想的成果^[6-8].

将附面层抽吸技术应用到大折转角扩压叶栅吸力面主要是为了降低由负荷过大引起的高叶型损失和尾迹掺混损失,提升级压比,减小压气机尺寸和质量. 现有关于吸附式压气机的研究往往都是关注吸力面抽吸槽弦向位置对抽吸效果的影响,以确定最优抽吸位置^[9]. 然而随着叶栅负荷的提高,叶栅的端壁效应明显增强,近叶片吸力面流场呈现出显著的三维特性,因此三维高负荷扩压叶栅不能照搬外流应用中的设计经验,必须基于二次流流场的特点实现抽吸位置和抽吸量的优化配置. 此外抽吸可能会给叶栅流场带来额外的气动干扰,全叶高抽吸槽也会在一定程度上降低叶片强度. 出于这些考虑, Gbadebo 等^[10]研究了局部抽吸的效果.

现有吸附式叶栅数值研究的计算域往往只是将局部壁面设为抽吸出口的单流道^[11],或包括抽吸槽的叶栅流道^[12]. 而 Gmelin 等^[13]通过端壁抽吸控制角区分离的研究表明:真空腔影响了数值仿真与实验结果的一致性,即抽吸效果与附面层抽吸的实现过程有关,尤其是在抽吸量较小的情况下. 本文数值仿真的计算域包括吸附叶片内部的真空腔,边界条件尽可能按照相关叶栅实验的真实情况设置. 首先在前期的吸力面全叶高抽吸

研究^[9]的基础上增设方案,通过数值仿真手段寻找最佳弦向抽吸位置并细致探究其作用机制;随后基于该弦向位置设计局部抽吸方案,通过实验研究验证吸力面抽吸方式在三维高负荷扩压叶栅中的作用效果和应用原则,为细化抽吸槽/孔在三维高负荷扩压叶栅中的设计准则提供有益借鉴.

1 矩形高负荷扩压叶栅及抽吸方案

本文研究的矩形高负荷扩压叶栅(下文简称叶栅)由7个直叶片组成,采用了自主设计具有60°叶型弯角的高扩压因子叶型. 数值仿真的5组全叶高抽吸方案抽吸槽弦向位置依次位于原型叶栅角区分离点上游(Slot 1)、附近(Slot 2)及下游(Slot 3, Slot 4 和 Slot 5),如图1所示. 吸附叶片内部设有真空腔,槽宽为2 mm,叶片壁厚为3 mm,抽吸槽 Slot 5 几乎与真空腔最下游端相通. 图中 \bar{b} 表征的是叶片相对弦长位置. 抽吸量按原型方案(即未开槽抽吸的方案)入口流量的0.5%, 1.0%和1.5%选取.

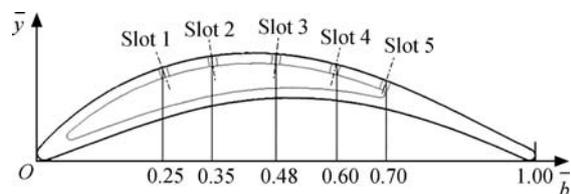


图1 全叶高抽吸方案的开槽位置

Fig. 1 Suction scheme of slot positions of full-span

来流附面层条件对叶栅性能的影响非常大,而提高叶栅负荷水平又会导致叶栅来流附面层厚度增厚^[14-15]. 本文叶栅前来流主流马赫数约为0.23,原型方案的来流附面层厚度约为14.5%叶高,单侧附面层流量为总流量的13%,形状因子 $H_{12} = 1.5$, H_{12} 为附面层位移厚度 δ^* 和动量损失厚度 δ^{**} 之比,其定义式如下:

$$H_{12} = \frac{\delta^*}{\delta^{**}} = \frac{\int_0^\delta (1 - \bar{V}) dh}{\int_0^\delta \bar{V}(1 - \bar{V}) dh} \quad (1)$$

式中 h, \bar{V} 分别表示叶高、相对于主流速度的入口速度。

2 数值仿真与实验方法

本文的数值仿真工作是通过商业 CFD 软件包 ANSYS CFX 进行的,根据流场特性选用了 SST(shear stress transport)湍流模型,计算网格通过 ICEM 生成,进出口边界分别在叶栅上下游 1.25 倍及 1.75 倍轴向弦长处,叶片表面环绕的 O 型网格有 21 层,近壁面 y^+ 值约为 2。流道展向、周向及轴向的布点分别为 61,51 和 150,抽吸方案对应的总网格数约为 75 万。需要指出的是,抽吸方案的计算域包括抽吸槽和吸附叶片内部的真空腔(如图 2 所示),真空腔上、下端壁侧表面按照风洞实验^[9]的条件分别设定为固体壁面和固定流量的出口,叶栅进口边界条件是按实验测得的 profile 文件给定,包括总压和来流气流角;出口边界条件是给定的静压值。

本文涉及的风洞叶栅实验方案包括全叶高抽吸方案中效果最优的 Slot 4 方案和两组局部抽吸方案,图 3 展示了实验中测量的 10 个截面名称及各截面与叶片的相对位置。由于前缘附近的损失、涡量等参数变化相对缓慢,栅前仅布置了一个截面且前 3 个截面间的距离相对较大,而下游的截面间隔相对较小且在叶栅后布置了 3 个截面。抽吸槽 Slot 4 方案的弦向位置介于 Sec 4 截面、Sec 5 截面之间。位于叶栅下游 44% 轴向弦长处的 Sec 10 截面,在下文的分析中作为叶栅的出口截面。

截面实验的测量设备是 L 型束状五孔探针,探针经过校核,采用非对向测量方法。测点网格在

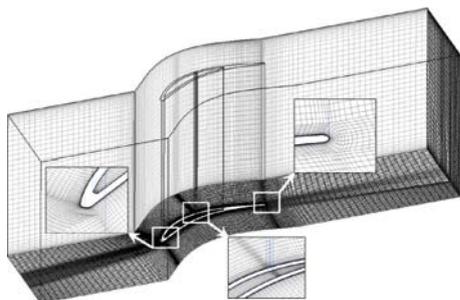


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational meshes

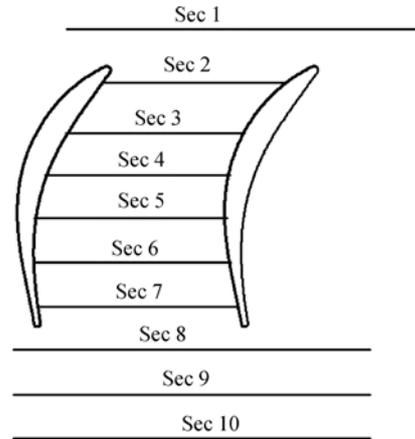


图 3 各测量截面的轴向分布

Fig. 3 Distribution of measured section along axial direction

近壁面及尾迹区等高损失区域进行了加密,能够比较全面准确地反映叶栅流场性能。叶栅实验通过水环式真空泵提供的负压实现抽吸,低能流体经由叶栅下端壁外侧引出流道,流量通过管路中的涡街流量计测定。该实验台主体及测量系统已经辅助完成了大量的学位论文和项目工作,具有较理想的精度和可靠性。

3 全叶高抽吸方案性能

3.1 叶栅总损失

图 4 给出了 5 组全叶高抽吸方案出口截面总损失 $\bar{\omega}_t$ 随抽吸量 β 的变化。 $\bar{\omega}_{t,ori}$ 为原型方案的出口截面总损失。从图中可以看出,5 组抽吸方案中以 Slot 4 方案降低叶栅总损失的效果最为理想,而在其下游抽吸的 Slot 5 方案在小抽吸量下降低

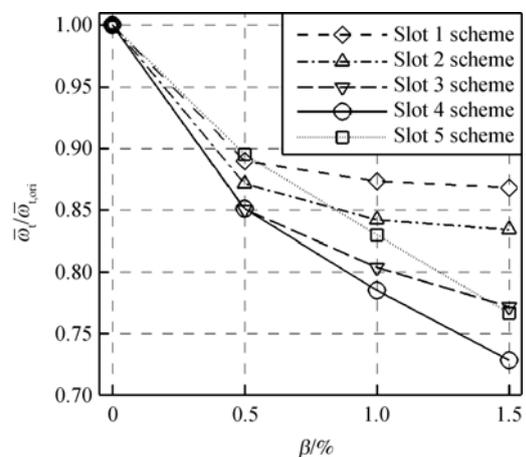


图 4 叶栅总损失随抽吸量的变化(数值仿真)

Fig. 4 Overall cascade loss varying with suction flow (numerical simulation)

叶栅总损失的效果仅与 Slot 1 方案相近.

图 4 中前 4 组方案有对照的叶栅实验结果, 图 4 显示的规律性与实验结果^[9]基本一致, 说明本文采用的数值仿真方法作为定性研究的手段具有较高的可信度.

3.2 近吸力面流场

图 5 给出了 Slot 4 方案和 Slot 5 方案的吸力面极限流线. 从 Slot 4 方案的结果中可以看到极限流线大致沿中径对称, 略向下端壁偏移; 抽吸槽下游角区分离得到了一定的抑制. Slot 5 方案的流线则明显向下端壁偏移; 下端壁一侧的角区分离得到了很有效的抑制, 而上端壁一侧的分离区范围则明显扩大. 由此可知, Slot 5 方案的抽吸效果不理想, 主要是因为流场的不对称性扩大了角区分离规模, 进而增加了相应的二次流流动损失.

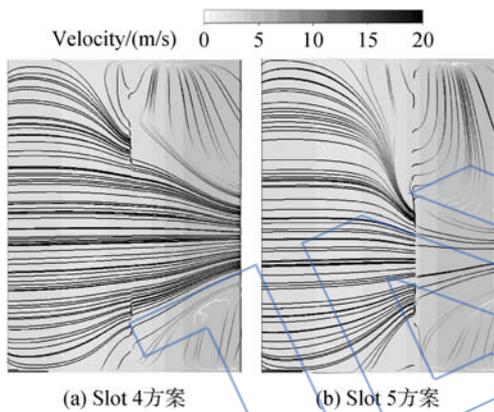


图 5 吸力面极限流线(数值仿真)
Fig. 5 Limited streamlines of suction surface (numerical simulation)

3.3 抽吸量的分布

本文数值仿真的计算域包括吸附叶片的内腔, 且设置的边界条件采用了与叶栅实验条件一致的单侧抽吸方式. 以下将通过抽吸量沿展向的分布规律, 分析图 5 中 Slot 5 方案流场的不对称性与单侧抽吸方式的关联.

图 6 显示的是通过数值仿真得到的各抽吸方案抽吸槽入口流量沿展向的分布情况, 图中横轴 $\bar{\beta}$ 表示的是按面积平均的当地抽吸量, 纵轴 \bar{h} 表示相对叶高. 大部分抽吸方案中的抽吸量分配都大致关于中径对称, 中间低、两端高. 其中以 Slot 1 方案和 Slot 2 方案的对称性最好, 中径附近的局部抽吸量在较大展向范围内变化平缓. Slot 3 方案的对称性下降, 叶顶的局部抽吸量小于叶根, 主要差别在叶展两端的 $5\% \bar{h}$ 以内, 整体分配规律

大致仍以中径对称. Slot 4 方案的叶根与叶顶局部抽吸量差值增大, 但最小局部抽吸量仍在中径附近, $20\% \bar{h} \sim 80\% \bar{h}$ 之间还具有较好的对称性和较低的变化幅值. 而抽吸槽处于真空腔尾部的 Slot 5 方案已不具备抽吸量对称分配的规律, 除叶顶以外展向范围的局部抽吸量从根部向顶部递减, 且不对称程度随总抽吸量的增加而加剧.

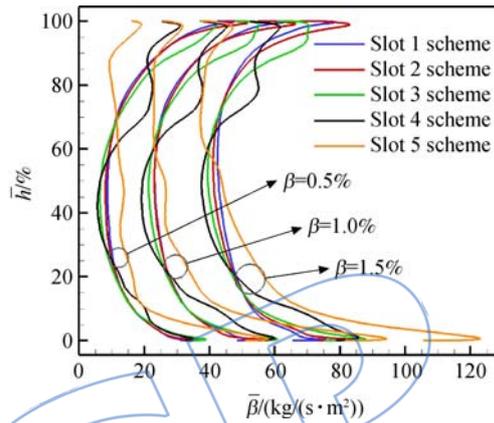


图 6 局部抽吸量沿展向的分布(数值仿真)
Fig. 6 Spanwise distribution of local suction flow (numerical simulation)

此外, Slot 4 方案的近端壁出现了异于其他方案的两处抽吸量波动. 对照图 5(a) 知, 波动区域对应的叶高与角区分离线位置对应. 这也是 Slot 4 方案抽吸效果优于其他方案的一个主要原因.

综合图 6 中的曲线变化规律、图 1 中叶片内腔与抽吸槽的相对位置关系以及图 5 中的吸力面极限流线的分布规律可以推断: 抽吸量的分配规律受到抽吸槽外部和内部(真空腔内)两方面因素的共同影响.

外部影响是指叶片外部、吸力面抽吸槽附近气流的压力及速度方向. 由于叶高中部的吸力面附面层流速高, 静压低, 流经抽吸槽作用区域的时间较短; 而叶片两端附面层静压高, 速度低且沿展向的速度分量较大, 受抽吸槽低压作用的积累效果大. 抽吸量呈现两端高、中间低的分布趋势主要是受这方面因素作用的结果.

内部影响主要是指吸附叶片内部的沿程阻力等. 如果真空腔近抽吸槽处的局部空间较大(参考图 1 中的 Slot 1 方案和 Slot 2 方案), 低能流体的转移就会非常顺畅, 这时外部影响的作用占主导, 单侧与双侧抽吸应无明显差异; 反之, 真空腔内空间狭窄导致抽吸管路中的沿程阻力激增, 这时采用单侧抽吸方式就会使远离抽吸回路出口的局部

抽吸量偏小.

3.4 吸力面抽吸对端区旋涡结构的影响

拓扑和旋涡分析是获得吸附式叶栅流场的流动细节和深层机制的有效手段^[16-17]. 现有的压气机旋涡模型中得到较为广泛认同的是由 KANG^[18] 提出的. 本文借鉴该模型, 利用截面实验结果对抽吸效果最明显的全叶高抽吸方案 Slot 4 进行分析, 探讨吸力面抽吸对端区主要旋涡的影响方式.

为凸显抽吸方案的效果, 仅讨论抽吸量为入口流量 1.5% 时的结果. 图 7 为原型方案和 Slot 4 方案的轴向涡量在下半叶高范围内的分布情况. 由于截面间的遮挡较为严重, 这里略去了 Sec 9 截面的结果. 图 7(b) 中还标识了抽吸槽 Slot 4 的大致位置.

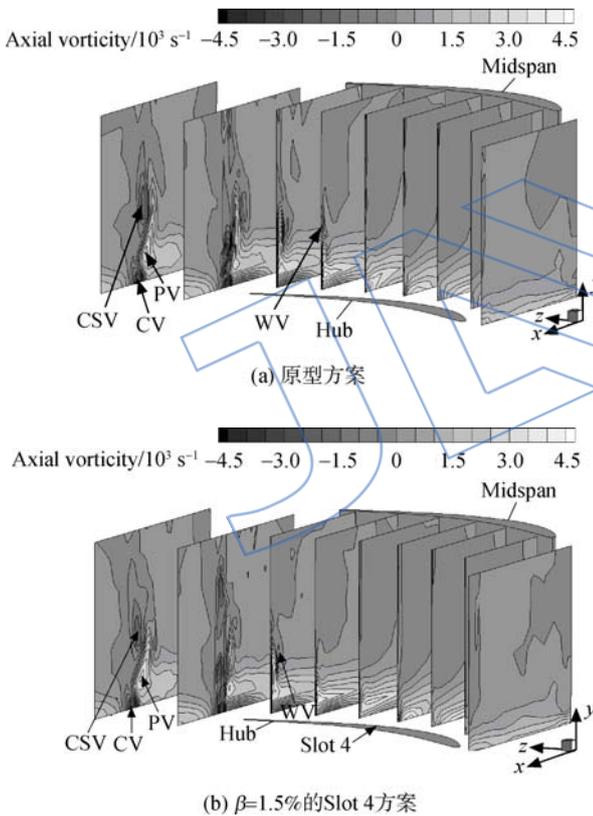


图 7 轴向涡量分布(实验结果)

Fig. 7 Axial distribution of vorticity (experiment)

由图 7(a) 可知, 原型方案中出现最早、规模最大的旋涡是通道涡(PV), 而该涡的形成与来流附面层的二次流动有直接关联. 至 Sec 5 截面, PV 的涡心到达吸力面/端壁角区. 之后在 PV 向叶高中部攀升的过程中, 壁面涡(WV)在其上方逐渐形成. 从产生的位置判断, WV 是角区分离的产物. 叶栅后 WV 迅速耗散, PV 与壁角涡(CV)

的变化相对缓慢, 集中脱落涡(CSV)在向叶高中部移动的过程中逐渐耗散.

抽吸吸力面低能流体后, 抽吸槽下游的 Sec 5 截面显示, PV 的核心涡量值明显低于原型方案(如图 7(b) 所示). 但 PV, CV, CSV 在下游其余截面处的状态与抽吸前大致相似, 说明吸力面上原生附面层对端区旋涡的影响甚微. WV 则被显著推迟, 旋涡尺寸也大幅减小.

整体来看, 在本文研究的来流条件下, 抽吸吸力面附面层对抽吸槽上游以及压力面侧的影响较小, 由端壁效应及端壁附面层二次流动诱导的轴向旋涡并没有发生性质上的改变.

4 局部叶高抽吸方案的性能分析

鉴于全叶高抽吸方案的局部抽吸量沿展向分布不平衡, 下面将对局部抽吸方案展开研究, 以探明不同叶高范围抽吸量在三维高负荷扩压叶栅中的作用.

本文基于最优全叶高抽吸方案 Slot 4 设计了两组局部叶高抽吸方案, 分别是: 在叶高两端的 Slot 4e 方案, 抽吸槽展向范围为 $0\% \bar{h} \sim 25\% \bar{h}$, $75\% \bar{h} \sim 100\% \bar{h}$; 在叶高中部抽吸的 Slot 4m 方案, 抽吸槽展向范围为 $25\% \bar{h} \sim 75\% \bar{h}$. 由图 8 可见, Slot 4 介于角区分离点和点状墨迹区之间, 局部抽吸方案的抽吸槽弦向位置、槽宽及抽吸量 β 的选取均与 Slot 4 方案相同, 槽口面积均为 Slot 4 方案的 1/2.

4.1 近吸力面流场

图 8 给出了原型方案、最优全叶高抽吸方案 slot 4 与局部抽吸方案吸力面下半叶高的墨迹显示结果. 图中显示的抽吸方案抽吸量均为 1.5%, 图中 $\bar{b}=0$ 和 $\bar{b}=1.0$ 处分别代表叶片前缘和尾缘; $\bar{h}=0\%$ 和 $\bar{h}=50\%$ 处对应叶片根部和中径.

在原型方案(如图 8(a)) 中, 吸力面分离线大致起始于叶根 $35\% \bar{b}$ 附近, 在尾缘处达到的高度约为 $43\% \bar{h}$, 分离线上方的墨迹线在尾缘附近出现了断续的现象, 说明角区分离的尺度相当大, 已影响到中径附近的流动. 分离线下方呈现出大范围的点状墨迹分布带, 结合图 5 和图 7(b) 来看, 该区域为回流区, 是 WV 的作用范围. Slot 4 方案使中径附近更多墨迹线都顺畅地流向了尾缘. 角区分离在抽吸槽附近明显得到抑制, 吸力面分离线在尾缘达到的高度下降到 $25\% \bar{h}$, 角区分离区域和点状墨迹区的范围都明显减小. 图 8(c) 显示, 在叶高中部抽吸的方案中, 抽吸槽下游的流线

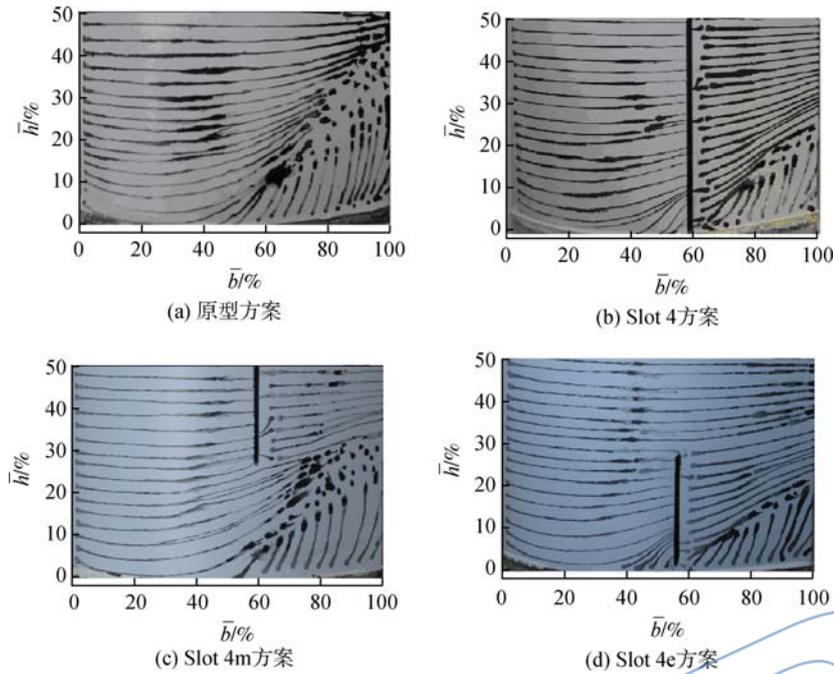


图 8 吸力面墨迹显示结果

Fig. 8 Ink-track visualization on suction surface

均顺畅地流向了叶片尾缘;而不流经抽吸槽的流线都基本保持着原型方案中的状态.在叶片两端抽吸后(如图 8(d)),流线的变化规律与 Slot 4 方案大体相似:分离线在尾缘处达到的高度下降到原型方案的 1/2,角区内的点状墨迹带几乎消失;中径附近不流经抽吸槽的墨迹线比较平直地流向了尾缘,但是在尾缘附近出现了断续.

综上,Slot 4e 方案的近吸力面流场显然要好于 Slot 4m 方案,在相同抽吸量下比 Slot 4 方案更为有效地控制了角区分离,同时中径附近的流场受端壁的影响大大减弱,但中径附近的附面层发展没有得到控制,易于分离.在叶片折转较小、栅内流向逆压梯度不甚剧烈、叶片表面附面层发展缓慢、叶栅端壁效应较强的情况下,采用类似 Slot 4e 方案的两端局部开槽方式即可得到比较理想的效果.

对比图 5 与图 8 中 Slot 4 方案下半叶高的结果也可以发现数值仿真与实验结果的吻合度很高.

4.2 气动损失

由前文流场分析可知,在叶高中部、端部抽吸均可以改善叶高中部的流场.图 9 对比了 Slot 4 方案、Slot 4m 方案和 Slot 4e 方案中叶栅出口中径处的局部损失随抽吸量 β 的变化规律.图中纵轴表示叶栅中径损失平均值 $\bar{\omega}_{mid}$ 与原型方案的中径损失平均值 $\bar{\omega}_{mid,ori}$ 之比.

从图 9 中可以看到 3 组抽吸方案的损失曲线都随着 β 的增大而持续下降.其中 Slot 4m 方案在抽吸量为 0.5% 时令中径损失减少了近 30%,说明抽吸吸力面附面层在降低叶型损失及尾迹掺混损失方面的作用突出;但继续增加抽吸量得到的收益不大. Slot 4e 方案降低中径损失的幅度虽然不大,但中径损失随端部抽吸量的增加始终保持着下降趋势, $\beta=1.5\%$ 时将中径损失减少到原型方案的 84%.从吸力面的墨迹显示结果也可以发现,端壁效应增强了吸力面附面层的三维特征,因此在叶高两端抽吸通过控制角区分离,减轻低

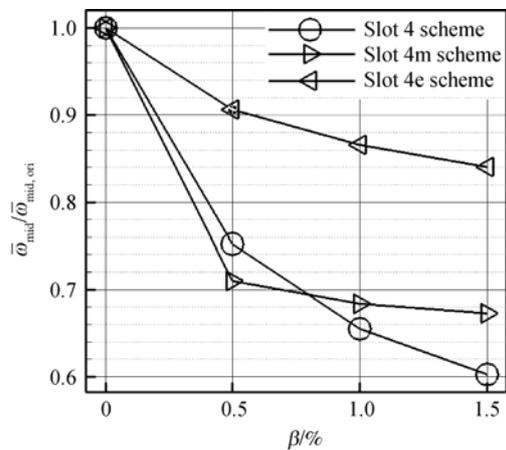


图 9 中径处的局部损失随抽吸量的变化(实验结果)

Fig. 9 Local loss at midspan varying with suction flow (experiment)

能流体向叶高中部的集聚,间接地减薄吸力面附面层的厚度,进而削减栅后由径向速度差引起的部分掺混损失.这也正是在角区分离点下游开槽抽吸的 Slot 4 方案较其他全叶高抽吸方案以及仅在叶高中部抽吸的 Slot 4m 方案更能有效地降低中径损失的原因.

通过对比图 9 中的 3 条曲线可以大致推测:本文原型叶栅出口截面处的中径损失有近 1/3 (Slot 4m 方案, $\beta=1.5\%$) 可以通过直接减薄吸力面附面层消除,有 1/6 以上的损失可以通过控制角区分离范围进行间接削减 (Slot 4e 方案, $\beta=1.5\%$).

图 10 给出了 3 组抽吸方案叶栅总损失随抽吸量的变化. Slot 4m 方案在 $\beta=0.5\%$ 时就大幅降低了叶栅中径处的损失 (参考图 9),但却只将叶栅总损失降低了 4%,说明原型方案中叶栅的二次损失所占比例很高.继续增加抽吸量叶栅总损失不减反增,可见大抽吸量附加到叶栅的低压会显著影响流道内的压力场,如果抽吸位置选取不当,还会加剧低能流体的二次流动.

在相同的总抽吸量下,Slot 4e 方案吸除的角区低能流体更多,但将其与 Slot 4 方案对比可知,依靠增加吸力面抽吸量来降低角区损失,效果非常有限,说明单纯的吸力面抽吸方式对于角区分离的控制力不足.

Slot 4 方案比两组局部抽吸方式都更为有效地降低了叶栅总损失,这证明了在叶栅中拓宽抽吸槽展向范围的必要性.在 $\beta=0.5\%$ 时,叶栅总损失就下降到原型方案的 88.5%. $\beta=1.5\%$ 时,Slot 4 方案的中径损失降低了 40%,而叶栅总损

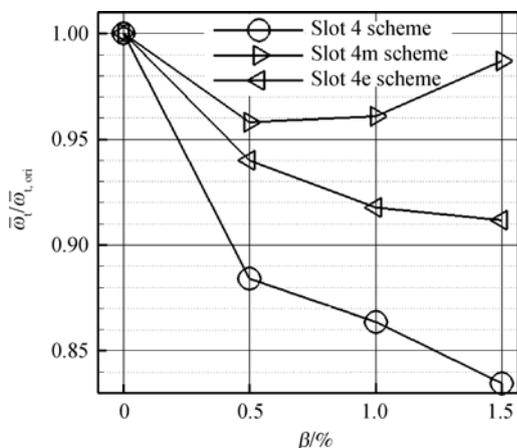


图 10 叶栅总损失随抽吸量的变化(实验结果)

Fig. 10 Overall cascade loss varying with suction flow (experiment)

失仅减少了 16.5%,说明二次流损失在本文研究的叶栅总损失中的份额远远超出了叶型损失.

5 结 论

1) 抽吸量沿叶高的分配规律主要受到两方面因素的共同影响.当叶片内腔临近抽吸槽的局部空间较大时,叶栅流道内的气动特性主导抽吸量的分配方式,使之呈两端高、中径低的 C 型分布;如果叶片内腔沿程阻力过大,将导致中径与端区局部抽吸量差距悬殊.

2) 在抽吸槽内外因素的共同作用下,本文研究的吸力面抽吸方案中存在最佳弦向抽吸位置.该位置位于角区分离点下游,回流区上游.

3) 本文研究的两端抽吸和中部抽吸方案在抽吸量为入口流量的 1.5% 时,分别通过降低角区分离对吸力面附面层的推挤和减薄吸力面原生附面层改善了吸力面中径附近的流场,将原型叶栅的中径损失降低了 33% 和 16%.

参考文献:

- [1] Fowell L R, Antonatos P P. Some results from the X-21 a program: Part 2 laminar flow flight test results on the X-21 A[R]. [S. l.], Recent Developments in Boundary Layer Research: Part IV, AGARDograph, 1965.
- [2] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressors[R] ASME Paper 1997-GT-525, 1997.
- [3] Merchant A A. Design and analysis of supercritical airfoils with boundary layer suction[D]. Cambridge, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1996.
- [4] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J M. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.
- [5] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. Cambridge, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1997.
- [6] 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 investigations of aerodynamics performance of aspirate subsonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 483-489. (in Chinese)
- [7] 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 super-sonic compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1093-1099. (in Chinese)
- [8] SONG Yanping, CHEN Fu, YANG Jun, et al. A numerical

- investigation of boundary layer suction in compound lean compressor cascades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2):357-366.
- [9] GUO Shuang, CHEN Shaowen, SONG Yanping, et al. Effects of boundary layer suction on aerodynamic performance in a high-load compressor cascade[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(2):179-186.
- [10] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Control of three-dimensional separations in axial compressors by tailored boundary layer suction[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(1):1-8.
- [11] 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 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)
- [12] WANG Yangang, GUO Rui, ZHAO Longbo, et al. Numerical investigation on the effects of re-organized shock waves on the flow separation for a highly-loaded transonic compressor cascade[J]. *Journal of Thermal Science*, 2012, 21(1):13-20.
- [13] Gmelin C, Thiele F, Liesner K, et al. Investigations of secondary flow suction in a high speed compressor cascade [R]. Vancouver, Canada: ASME Turbo Expo 2011, Power for Land, Sea and Air Report, 2011.
- [14] 韩万今, 吕红卫, 卢文才, 等. 进口附面层厚度对大转角弯叶片损失的影响[J]. *工程热物理学报*, 1994, 15(3):391-394.
HAN Wanjin, LÜ Hongwei, LU Wencai, et al. The influence of thicknesses of inlet boundary layers on losses in cascades of high-turning curved blades[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1994, 15(3):391-394. (in Chinese)
- [15] GUO Shuang, LU Huawei, CHEN Fu, et al. Vortex control and aerodynamic performance improvement of a highly loaded compressor cascade via inlet boundary layer suction[J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(7):1-11.
- [16] ZHANG Hualiang, WANG Songtao, WANG Zhongqi. Variation of vortex structure in a compressor cascade at different incidences[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1):221-226.
- [17] Sachdeva A, Leboeuf F. Topological studies of three-dimensional flows in a high pressure compressor stator blade row without and with boundary layer aspiration[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(5):541-549.
- [18] KANG Shun. Investigation of the three dimensional flow within a compressor cascade with and without tip clearance [D]. Brussel: University of Brussel, 1993.