

# 超高负荷吸附式压气机叶栅气动性能分析

陈绍文<sup>1</sup>, 郭 爽<sup>2</sup>, 陆华伟<sup>2</sup>, 陈 浮<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工程大学能源与动力学院, 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:** 采用数值模拟研究了低速条件下附面层吸除对某超高负荷压气机叶栅气动性能的影响, 分析了叶栅出口总压损失、扩压因子和气流角的沿叶高的分布, 并给出了吸力面极限流线及型面静压。结果表明, 附面层吸除可有效改善叶栅气动性能, 低能流体被吸除使得吸力面及角区的分离减小, 增大了通流能力, 叶栅负荷及扩压能力得到提升, 且吸气量越大改善越显著, 在 60% 轴向弦长位置吸气效果最佳; 吸气位置对吸气效果的影响要大于吸气量, 适当增加吸气量可增强吸气效果, 最佳吸气位置及吸气量的选定与扩压过程及栅内分离程度相关。

**关 键 词:** 超高负荷压气机叶栅; 附面层吸除; 吸气位置; 吸气量

中图分类号: TK474. 8 文献标识码: A

## 引 言

推重比 15~20 或更高推重比发动机关键技术之一是提高压缩系统级负荷或压比, 为了使负荷或压比的增加不会引起压气机级数的增加, 就需要研制更高载荷的叶片, 加大叶片对气流的折转能力, 而这将必然导致叶栅流道内三维分离的加剧, 并引起二次流损失增加。自从 1997 年 MIT 的 Kerrebrock 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<sup>[1]</sup>, 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。MIT 的研究结果表明<sup>[1~4]</sup>, 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 等人对具有 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<sup>[5]</sup>, 当吸气量达到进口流量的 1.6% 时, 气流折转角增加约 4.5°, 总损失下降 65%。从前期的研究结果来看, 吸气式压气机的可行性和应用前景已经得到了国内外研究者的认可, 相关研究正在朝着更广泛、更深入的方向发展,

其中研究如何选择最佳吸除位置, 并以尽可能少的吸除量实现具有超高负荷、较高性能的压气机设计是目前研究的热点。Merchant 指出<sup>[6]</sup>, 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; 宋彦萍的研究结果表明<sup>[7]</sup>, 吸气位置的确定应基于对吸气前叶栅内流动状态的分析, 而吸气位置对气动参数的影响与吸气量有关。

当叶栅表面附面层分离比较明显时, 附面层吸除作用的效果也越显著<sup>[2]</sup>。研究采用自主开发的具有较高负荷的叶型, 叶型折转角为 60°, 叶展中部的扩压因子达到 0.69。采用数值模拟方法, 对低速条件下不同吸气位置 (距离前缘为轴向弦长的 15%、25%、35%、42%、48% 和 60%) 采用不同吸气量 (进口流量的 0.5%、1.0% 和 1.5%) 的超高负荷吸气式压气机叶栅气动性能进行了研究, 以探讨在超高负荷压气机中采用附面层吸除技术如何选择最佳吸气位置以及吸气量, 分析了不同吸气位置和吸气量时的吸除效果, 并重点讨论了不同吸气组合对所研究叶型设计扩压因子和总压损失的影响, 为即将开展的风洞实验, 及其今后对更高负荷和扩压能力的叶型设计提供必要的理论依据。

## 1 数值方法及方案设计

采用 CFX 软件进行模拟, 流道空间离散网格使用前处理模块 ICEM 生成。近叶片壁面及内腔表面均采用 O 型网格环绕, 其余位置采用 H 型网格, 控制靠近壁面的网格加密, 叶片壁面和端壁第一层网格满足  $y^+ \approx 18$ , 平均网格节点总数约 65 万, 图 1 为 60% 轴向弦长位置开缝的网格, 图 2 为槽与内腔的网格局部放大示意图。其它方案网格结构除缝隙处略有不同外, 网格节点布置与此大体相同。N-S 方程求解器采用 CFX\_Solver 模块, 对叶栅定常流场进行数值模拟。采用高分辨率格式求解连续方程、

收稿日期: 2008-03-12; 修订日期: 2008-12-09

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50876023); 国家 973 基金资助项目 (2007CB210100)

作者简介: 陈绍文 (1979-) 男, 江西新干人, 哈尔滨工业大学讲师, 哈尔滨工程大学博士后。

动量方程和能量方程,迎风格式求解湍流动能和湍流能耗散率方程,湍流模型采用 K-Epsilon 模型。计算所采用的气动边界条件给定为:参考压力为零;进口总温 300 K,总压 104 325 Pa;给定设计工况进口气流冲角为 0°,叶栅出口截面平均静压 101 325 Pa。在计算过程中,首先对 CFX 计算结果进行了实验校核,按照实验测得的边界条件进行多次试算,并调整了软件的部分设定,使得计算结果能够很好的和实验结果相对照,图 3 给出了某直叶栅的 CFX 实验校核对比<sup>[8]</sup>,结果表明,按照以上描述的设定进行数值模拟是可信的。

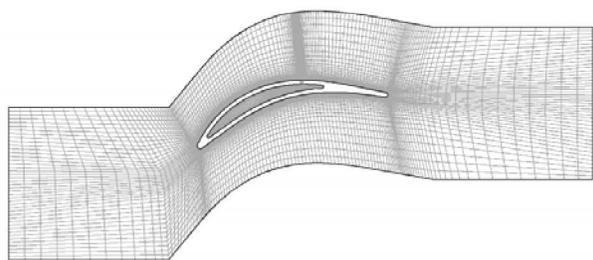


图 1 计算网格

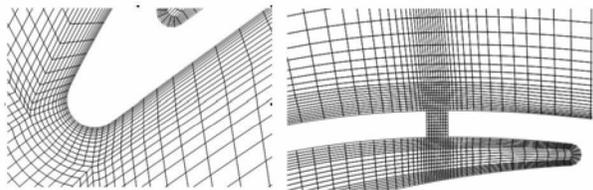


图 2 局部放大图

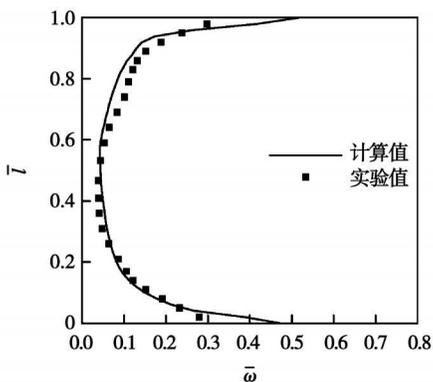
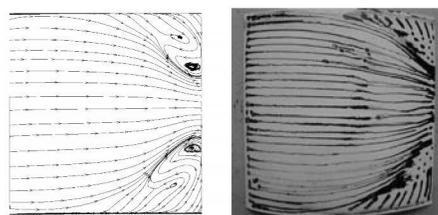


图 3 计算与实验结果对照

本文所采用的叶型是通过四次多项式控制中弧线转折规律、双三次多项式控制厚度分布规律而获得的,该叶型具有超高负荷以及高扩压因子的特点。叶栅吸气槽角度(实验加工吸气槽时的进刀方向与相应位置叶片表面切线的夹角)为 90°。槽中心位置分别在吸力面上距离叶片前缘相对弦长  $l/B$  为 15%、25%、35%、42%、48%、60% 位置处,吸气槽宽 2 mm,深 2.5 mm,高 140 mm,几何结构沿叶高方向对称,吸气槽与吸气位置根据实验中叶片强度来进行选取。计算中吸气量  $\beta$  一共取 3 种,分别为进口流量的 0.5%、1.0%、1.5%。在进行结果讨论时,“ori”代表原型,即无吸除叶栅,如例“40\_15”中前者代表吸气位置,后者代表吸气量。

表 1 叶栅参数

	数 值
折转角 $\theta/(\text{°})$	60
弦长 $B/\text{mm}$	120
稠度 $\tau$	1.333 3
叶型进口角 $\beta_{ip}/(\text{°})$	50
展弦比 $h/b$	1.333 3

## 2 结果分析

图 4 为不同叶型折转角时节距质量平均总压损失系数沿叶高的分布,其中总压损失系数的定义为  $\bar{\omega} = (P_0 - P) / P_{v0}$ 。由图可见,在靠近前缘的 5 个吸气位置采用附面层吸除对叶栅出口总压损失的影响相近,在叶栅中部和距离端壁 20% 相对叶高区域,对于实验选取的吸气方案范围内,吸气叶栅的出口总压损失比不吸气叶栅都有明显下降,且吸气量越大损失减小的程度也越大,其中,在距离前缘 15% 轴向弦长位置采用附面层吸除时的总压损失降低程度最低;在距离前缘 60% 轴向弦长位置采用附面层吸除时,叶栅出口总压损失变化较其它 5 个吸气位置明显要大。采用吸气后在几乎整个叶高范围内的损失都比不吸气时要低,其中部区域的损失降低程度与其它 5 个吸气位置吸气时相近,而在其它大部分叶高范围内吸气叶栅的损失降低程度都比其它 5 个吸气位置吸气时有较大增加,且吸气量越大损失降低程度也越大,但 3 种吸气流量时的损失变化并不大;此外,附面层吸除对近端壁区域内的总压损失影响不显著。对于超高负荷压气机叶栅来说,总损失的主要部分来源于端部区域,而在吸力面采用吸气可以有效降低端壁损失,这对减小叶栅总损失是

行之有效的, 进一步分析还可以发现, 在低能流体积聚区进行吸气的效果最佳。

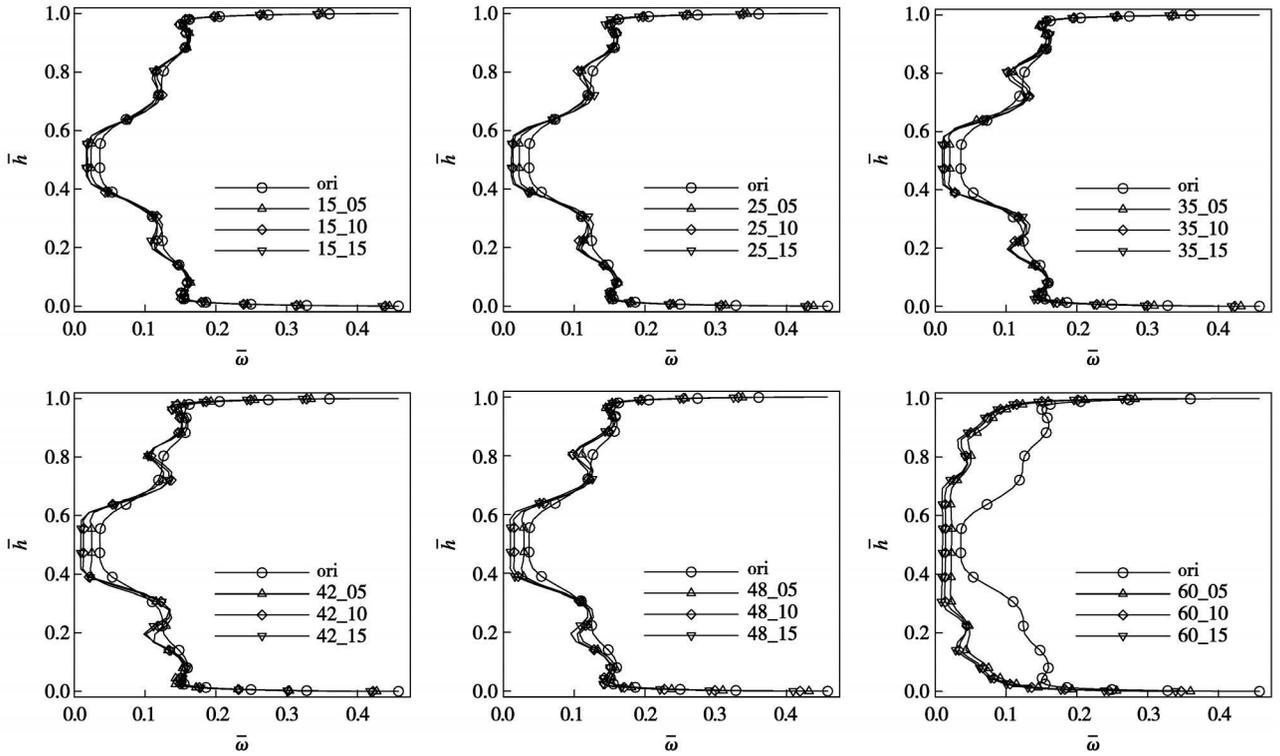


图 4 节距质量平均总压损失系数沿叶高分布

扩压因子是衡量叶栅扩压能力以及叶栅负荷的重要参数, 本研究所采用的叶型就是以高扩压因子为目标进行设计得到的, 此处被定义为:

$$D = 1 - \frac{w_2}{w_1} + \frac{\Delta v_u}{2w_1\tau} \quad (1)$$

式中:  $w_1$ 、 $w_2$ —静叶栅入口及出口速度;  $\Delta v_u$ 、 $\tau$ —转速和叶栅稠度。

图 5 给出了节距质量平均扩压因子沿叶高的分布。由图可见, 采用附面层吸除后, 在叶栅中部和距离端壁 20% 相对叶高区域, 叶栅的扩压因子较不吸气时都有所提升, 且吸气位置越靠后, 吸气对叶栅扩压因子的影响程度也就越大; 在最靠近尾缘位置处吸气引起扩压因子在全叶高范围内增长显著, 且其增长程度随吸气量的增大而增大。

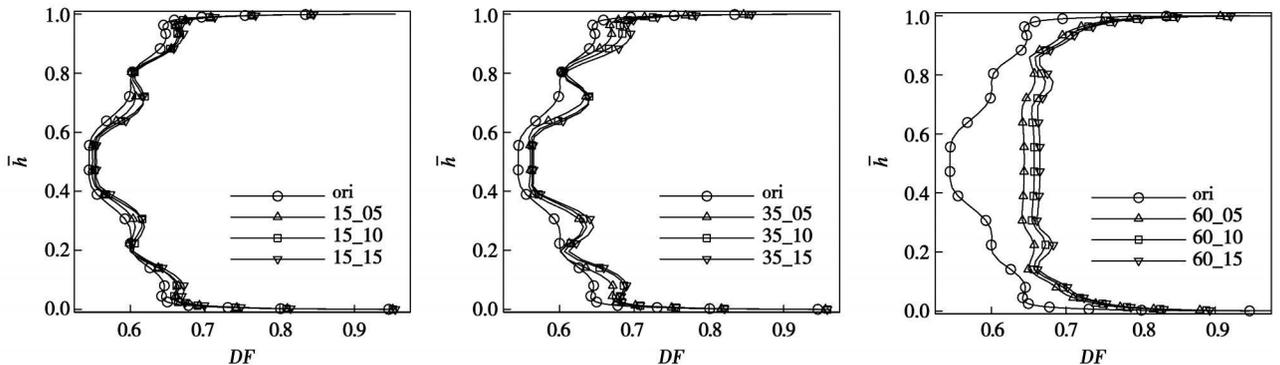


图 5 节距质量平均扩压因子沿叶高分布

以上分析结果表明, 采用附面层吸除可以明显降低叶栅损失, 并提升叶栅的扩压能力, 且吸气位置越靠后, 叶栅的性能提升也越大, 在距离前缘 60% 轴向

弦长处吸气效果达到最佳。采用不同吸气位置进行吸气对叶栅中部性能的影响不大, 即当端区吸气效果最佳时, 叶栅整体吸气效果也为最佳。本文研究的高

负荷压气机叶栅端区损失较大,角区积聚了大量低能流体,采用附面层吸除使得低能流体被抽走,从而降低了叶栅损失,提升了叶栅的扩压能力。型面静压也是反映叶栅负荷及扩压能力的参数之一,图6给出了不同叶高型面静压沿叶型的分布。由图可见,在各种吸气方案里,只有在距离前缘60%轴向弦长处吸气对50%叶高处压力面静压分布有所影响,且此时对吸力面静压分布的影响较大,而其它方案的静压分布变化不大。在距离前缘60%轴向弦长处采取吸气后,在大部分弦长范围内叶栅中部和端部的叶栅负荷明显增加,尾缘局部区域负荷稍有减小,气流经过前缘后的

持续扩压长度也有显著增长,吸力面静压平直段(即失去扩压能力段)基本被消除,尤其是端部的改善更为明显,这大大加强了整个叶栅的扩压能力。端部低能流体的吸除加速了端区气流的流动速度,减弱了端区的流动分离,从而使得整个叶栅性能得到改善。此外,在吸气位置前的静压分布随吸气流量的变化要大于吸气位置之后的,这表明,采用附面层吸除对吸气位置前的性能改善要明显大于吸气位置之后的。图中还可以发现,最佳吸气位置与不吸气叶栅中部开始失去扩压能力的位置接近,此处也是叶栅出现较大分离的开始处。

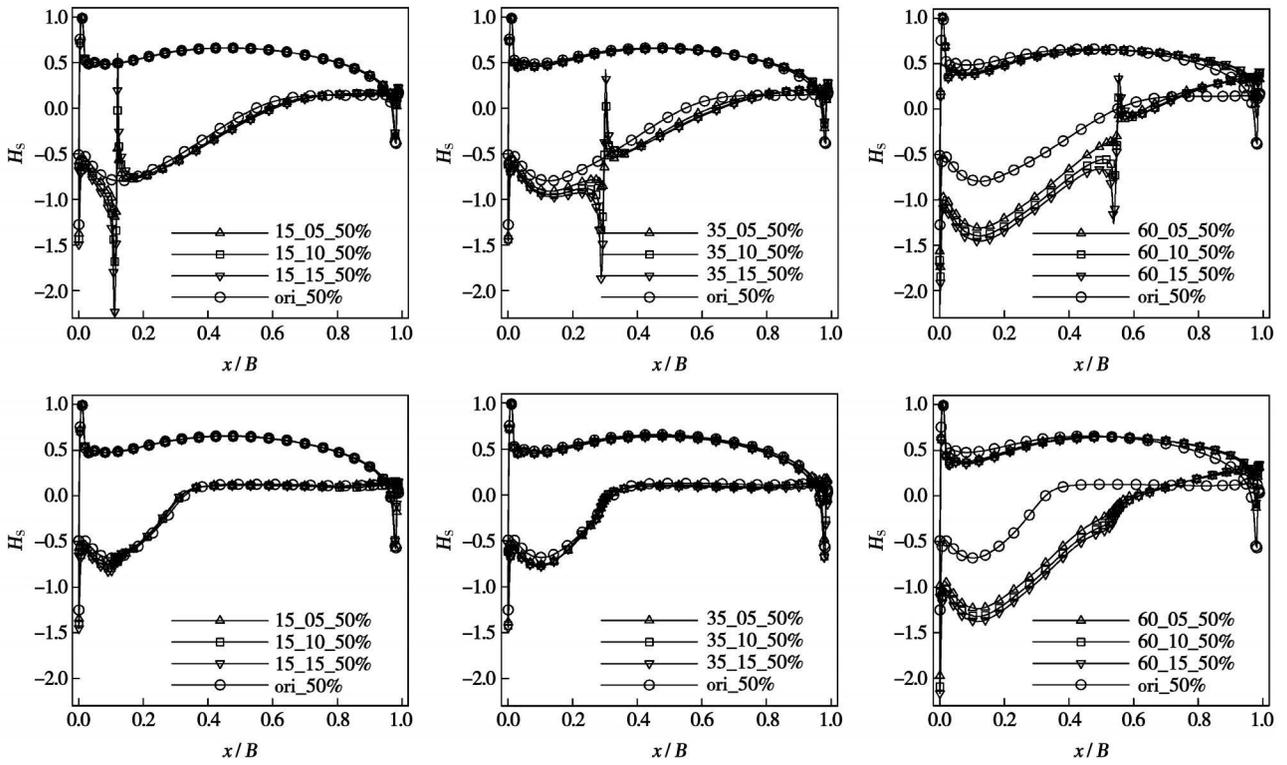


图6 叶片表面静压系数沿叶型分布

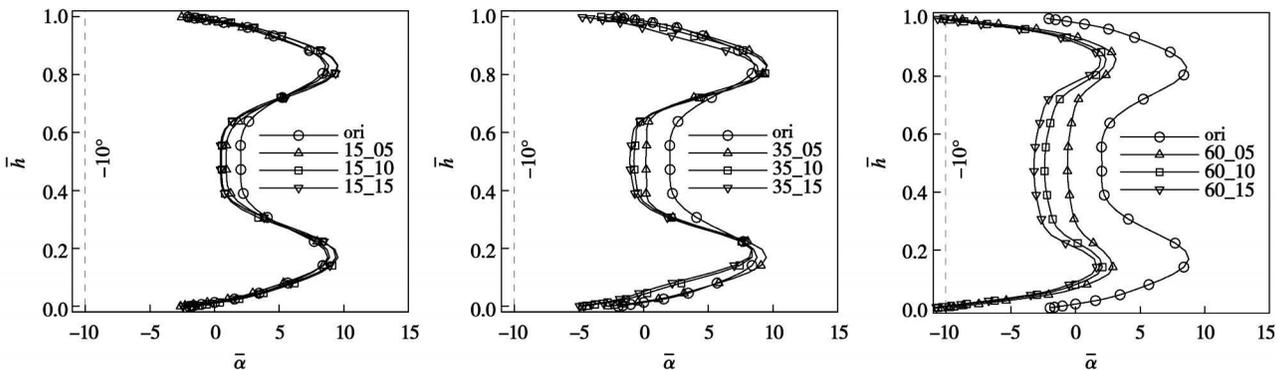


图7 节距质量平均出口气流角沿叶高分布

图 7 给出了不同吸气方案叶栅节距平均出口气流角沿叶高的分布, 它反映了叶片表面附面层的发展, 从而影响了叶片负荷沿展向的分布以及叶栅的扩压能力。叶栅的几何出气角为  $-10^\circ$ , 采用附面层吸除使得气流在叶栅流道内的折转能力增强, 且最靠近尾缘的吸气位置吸气时叶栅的折转能力提高最快, 且随吸气量的增大而增大; 此外, 端部区域气流甚至还出现了过偏转, 叶栅负荷水平大大提升。端壁角区低能流体被吸除导致吸力面气流流速增大, 流道内低能流体的堵塞程度减弱, 从而加大了叶栅的通流能力, 也使得叶栅的扩压能力提升。

由于实验叶型具有较高的负荷, 这使得不吸气叶栅端区流动分离严重, 如图 8 所示, 采用附面层吸除可以大大减小端壁角区的分离流动, 延缓了角区失速。从图中可以发现, 在距离前缘 60% 轴向弦长

的开槽位置位于通道涡分离起始点之后, 此时通道涡已经开始发展, 并具有一定规模, 但没有完全发展起来, 对该处附面层低能流体进行吸除后, 及时抑制了通道涡充分发展的趋势, 使得吸气位置后的分离程度减小程度最大, 从而带来最佳的气动性能提升。距离前缘 15%、25%、35% 轴向弦长的开槽位置位于通道涡分离起始点之前, 此时通道涡还未生成, 吸除附面层低能流体的量较少, 对流动的影响还不大; 而尽管距离前缘 42%、48% 轴向弦长的开槽位置位于通道涡起始点和起始点之后, 但由于此时通道涡刚刚开始发展, 此时采用附面层吸除的效果要好于 15%、25%、35% 轴向弦长的开槽位置处, 但却明显要差于距离前缘 60% 轴向弦长的开槽位置, 这是由于该位置附面层低能流体被吸除的量还不足以较好地抑制通道涡的发展。

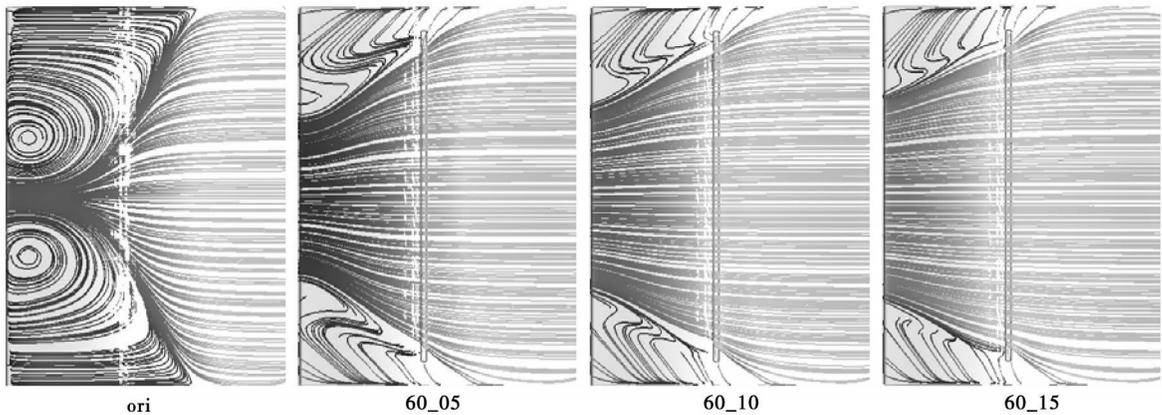


图 8 吸力面极限流线

### 3 结 论

(1) 高负荷压气机叶栅中采用附面层吸除可以有效改善叶栅的气动性能, 低能流体被吸除使得吸力面及角区的分离明显减小, 叶栅的负荷及扩压能力得到明显提升, 且随着吸气量的增加改善程度也越大。

(2) 最佳吸气位置位于通道涡已发展到一定程度位置处, 此时流道内刚开始发生较大堵塞, 且开始失去扩压能力, 在此位置处吸气可以更好地抑制通道涡的大规模发展, 提高叶栅的通流能力。

(3) 吸气位置对吸气效果的影响要高于吸气量对其的影响, 且当吸气量大于一定程度时, 再增加吸气量对吸气效果的改善程度也逐渐减弱, 利用较小吸气量实现对流动的理想控制是可行的。

#### 参考文献:

- [ 1 ] KERREBROCK J L, REIJNEN D P. Aspirated compressors[ R ]. ASME Paper, 97-GT-525, 1997.
- [ 2 ] KERREBROCK J L, DRELA M. A family of designs for aspirated compressors[ R ]. ASME Paper, 98-GT-196, 1998.
- [ 3 ] SCHULER B J, KERREBROCK J L. Experimental investigation of an aspirated fan stage[ R ]. ASME Paper, GT-2002-30370, 2002.
- [ 4 ] ALI MERCHANT, KERREBROCK J L. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[ R ]. ASME Paper, GT-2004-53679, 2004.
- [ 5 ] CARTER C J, GUILLOT S A. Aerodynamic performance of a high turning compressor stator with flow control[ R ]. AIAA Paper, 2001-3973, 2001.
- [ 6 ] ALI MERCHANT. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils[ R ]. ASME Paper, GT-2002-30369, 2002.
- [ 7 ] 宋彦萍, 陈 浮. 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.
- [ 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(3): 170-175.

(编辑 伟)

curacy, calculation efficiency, gas-heat coupling

带后导叶轴流式通风机内流特征的数值模拟 = **Numerical Simulation of the Inner Flow Characteristics of an Axial Fan with Rear Guide Vanes** [刊, 汉] / YE Xue-min, LI Jun, WANG Song-ling, et al (College of Energy Source and Power Engineering, North China Electric Power University, Baoding, China, Post Code: 071003) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(2). — 163 ~ 166

Axial fans with adjustable rotating blades are very often used due to their relatively wide high-efficiency zone. By utilizing software Fluent and with an OB-84 type axial fan incorporating adjustable rotating blades and rear guide vanes serving as an object of study, the SIMPLE method was employed to seek solutions to the  $N-S$  equation and Realizable  $k-\epsilon$  turbulent flow model with a simulation of the inner flow characteristics on the radial and axial characteristic stream surface of the impeller being conducted under design and off-design operating conditions. It has been found that the fan total pressure gradually increases along the radial direction. There exist a high-pressure zone in the tail portion of the pressure surface and a reverse pressure gradient on the suction surface, and the total pressure at the trailing edge decreases remarkably. When the fan operates under off-design conditions, a vortex will first emerge at the trailing edge, forcing the return flow of a portion of fluid and forming a relatively big flow resistance. The total pressure along the cascade flow path assumes a linear increase, which mainly results from a static pressure. The fan total pressure and efficiency characteristic curves obtained from the numerical simulation are in good agreement with the test results, and the simulation results can relatively well reflect the overall operating performance of the fan. **Key words:** axial fan, rear guide vane, inner flow characteristics, numerical simulation

超高负荷吸附式压气机叶栅气动性能分析 = **Analysis of the Aerodynamic Performance of a Super-highly Loaded Adsorption Type Compressor Cascade** [刊, 汉] / CHEN Shao-wen (College of Energy Source and Power, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001), GUO Shuang, LU Hua-wei, CHEN Fu (College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(2). — 167 ~ 171

Numerically studied was the influence of boundary layer elimination by a suction at a low speed on the aerodynamic performance of a super-highly loaded compressor cascade. The distribution of the total pressure loss, diffusion factor and air flow angle along the blade height was analyzed, and the limit streamline and profile static pressure on the suction surface were given. It has been found that the boundary layer elimination by suction can effectively improve the cascade aerodynamic performance, and the low-energy fluid removal through a suction can decrease the separation of the suction surface and the corner area, increasing the capacity of the flow path and enhancing the cascade load and diffusion capacity. In addition, the larger the suction air flow rate, the more conspicuous the improvement. A suction at a location of 60% axial chord can achieve the best effectiveness. The influence of the suction location on suction effectiveness is larger than that of the suction air flow rate. To appropriately increase the suction air flow rate can enhance the suction effectiveness, and the selection of an optimum suction location and air flow rate is correlated with the diffusion process and separation degree inside the cascade. **Key words:** super-highly loaded compressor cascade, boundary layer elimination through a suction, suction location, suction air flow rate

内可逆焦耳—布雷顿功热并供系统的焓优化分析 = **Exergy Optimization Analysis of an Endo-reversible Joule-Brayton Power-and-heating Cogeneration System** [刊, 汉] / XIE Ping, HUANG Yue-wu (College of Environment Science and Engineering, Donghua University, Shanghai, China, 201620) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(2). — 172 ~ 176