

文章编号:1000-8055(2013)11-2503-07

开槽叶片对大转角扩压叶栅性能的影响

吴培根, 王如根, 罗 凯, 郭飞飞

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 采用从压力面向吸力面开槽的局部流动控制方法, 设计了一种收敛转折型的槽道结构. 实验对不同冲角下开槽叶栅的进、出口流场进行了测量, 利用实验结果对数值模拟结果进行了校核, 通过数值计算进一步得到了详细的叶栅通道内流场情况, 并进行了结构静力分析. 结果表明: 在 4° 进气攻角下, 开槽后叶栅尾迹区宽度减小了 16.7%, 总压损失系数峰值减小了 6.07%; 在 6° 进气攻角下, 总压损失系数峰值减小了 14.7%. 叶片开槽从压力面吸入的气流可有效加速吸力面附面层流动, 抑制吸力面分离, 从而降低总压损失, 增大静压比, 扩大稳定工作范围. 槽道前壁面的转折处存在应力集中, 需要进行改进.

关 键 词: 高负荷扩压叶栅; 开槽叶片; 流动控制; 大转角; 附面层分离

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Effect of slotted blade on performance of high-turning angle compressor cascades

WU Pei-gen, WANG Ru-gen, LUO Kai, GUO Fei-fei

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: A practical method to control the separation by cutting a slot through the pressure surface and the suction surface was proposed. A converged turning slot configuration was designed. The flow performance with different incidences was investigated. The experimental result was used to check the CFD result, so as to acquire the quantitative flow field structure. The structural static analysis was made. The results show that, in the incidence of 4 degree, the application of slot decreases the wake width of cascades by 16.7%, and decreases the peak of total pressure loss coefficient by 6.07%. In the incidence of 6 degree, the application of slot decreases the peak of total pressure loss coefficient by 14.7%. Fluid can flow from the pressure side to the suction side with slot configuration. The injection air increases the velocity of boundary layer, therefore enhancing its ability to resist the flow separation. Consequently it can decrease the total pressure loss, increase the static pressure ratio, and expand the stability range. It is thus necessary to reduce the stress concentration on fore wall of channel.

Key words: highly loaded compressor cascades; slotted blade; flow control; high-turning angle; boundary layer separation

增加叶片的转角可以有效提高叶片负荷, 而这也同时也将导致叶栅流道内部压力梯度和二次流

动加强, 附面层易分离, 工作稳定性无法得到保证, 从而限制了叶片负荷水平的提高. 因此, 通过合

收稿日期: 2013-01-25

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.013.html>

基金项目: 国家自然科学基金(50906100)

作者简介: 吴培根(1986—), 男, 江西德兴人, 博士生, 主要从事气动热力理论与工程研究.

适的附面层控制措施,使叶片在高负荷水平下还能保持较高的效率和较宽广的稳定工作范围一直是叶轮机气动热力学研究的一个重要方向^[1-2]。

文献[3]中详细论述了各种附面层控制方法,方法之一就是通过叶片表面缝隙,向叶栅附面层作补充性供气,增加附面层气体能量,抑制分离。文献[4]对单级亚声速压气机动静叶的开槽进行了详尽的实验研究。我国学者徐大懋^[5]较早地提出了轴流式压气机反流缝隙叶片的概念并进行了实验验证。鲁嘉华等人^[6]提出了确定弦向缝隙位置的数学模型,并进行了验证。周敏等人^[7-9]设计了两段式的槽道结构,对槽道的结构位置进行了讨论,并研究了低雷诺数下开槽射流的作用。陈浮等人^[10-11]研究了切向开缝技术与叶片弯曲技术相结合的控制效果。文献[12-14]对各种射流缝/槽进行了研究。以上的研究结果都表明合理设计的射流缝/槽能有效控制和抑制附面层分离,从而提高压气机气动性能和稳定工作范围,这是提高压气机工作稳定性的一种有效手段。

本文以大转角扩压叶栅为研究对象,采用从压力面向吸力面开通槽,利用槽道两端吸力面与压力面的压差,在吸力面上形成射流的流动控制方法,设计了一种新型的收敛转折型槽道。与传统开槽结构相比,槽道为两段式转折结构,并在进口先采用一段收敛段,以加强出口射流效果。平面叶栅实验和数值研究结果表明设计的槽道达到了控制或削弱分离的目的,能扩大稳定工作范围,增加叶栅内气流折转能力,减小损失和提高效率。

1 开槽处理方案

本文研究的叶型来自某两级高负荷风扇(设计总压比为4.2)第2级静叶根部,考虑到叶栅在设备上的安装限制以及机械加工成本因素,将叶片等比例放大了1.5倍,叶片的进口角、出口角、叶型弯曲角以及安装角等参数保持不变,满足几何相似性。由于叶型弯度达62.81°,气动负荷较高,使得叶栅的气动特性对攻角的变化敏感,在攻角变大时,吸力面易产生较大分离,为了改善该高负荷叶栅的攻角特性,本文采用开槽处理方案来减小和控制分离区。在槽道设计方面,采用两段式的开槽结构,为增大槽道的出口速度,前段槽道采用收敛形式。进气段收敛角度为10°,出口段宽度为1.6 mm,槽道的出气角即出气段中线与过该交点的叶栅吸力面切线的夹角为15°,以确保不会引起射流与主流之间较大的掺混损失。根据文献

[9]的结论,开槽位置的选取关键取决于叶片吸力面尾缘附面层分离位置,开槽位置过于靠前时,槽道出口射流和未分离气流相互掺混会产生额外的流动损失;而当开槽位置过于靠后时,又会使得槽道出口射流无法发挥冲击增能作用,限制了槽道射流的作用效果。本文根据原型叶片的分离位置,通过数值计算分析不同位置的开槽方案,最终确定槽道出口位置在55%弦长处。几何参数如图1和表1所示。

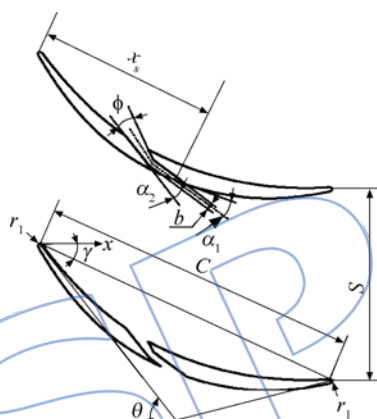


图1 开槽叶片外形及标注

Fig. 1 Profile and nomenclature of slotted blade

表1 叶栅和槽道几何参数

Table 1 Geometric parameters of cascade and slot

参数	数值
弦长 C/mm	91.05
稠度 $\tau = C/S$	1.686
展弦比 $R_s = L/C$	1.65
安装角 $\gamma/(\circ)$	25.01
弯度 $\theta/(\circ)$	62.81
前缘、后缘半径 r_1/mm	0.378
槽道宽度 b/mm	1.6
槽道出口弦向位置 x_s/C	0.55
槽道出气角 $\alpha_1/(\circ)$	15
槽道转折角 $\alpha_2/(\circ)$	10
槽道进气段收敛角 $\phi/(\circ)$	10

2 实验装置与数值方法

2.1 实验装置

开槽叶片的槽道采用电火花线切割加工而成,实验叶栅由5个叶片组成,开槽叶栅实验时第1个叶片和第5个叶片紧靠风洞侧壁,为了避免

漏气,中间 3 个叶片采用开槽处理,其余叶片均为无槽叶片,开槽叶片长度为 184 mm,槽道沿叶高方向长度为 150 mm,叶片左右两端各留取 18 mm 和 16 mm 插入钢板的叶片安装槽.开槽叶片实物照片见图 2.

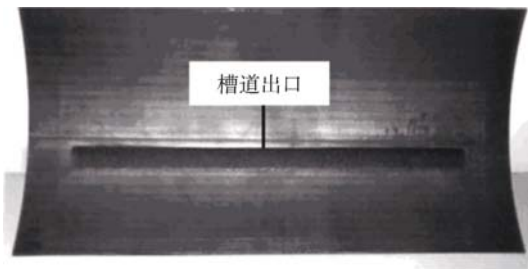


图 2 开槽叶片实物照片

Fig. 2 Photograph of slotted blade

气动实验是在某亚声速叶栅风洞上进行的.图 3 给出了叶栅风洞的实物照片.该风洞采用双转子对转风扇供气,风洞收敛段最高风速马赫数达 0.3 左右.进口栅板前端安装进口总压探针,在栅板前端 25 mm 处布置 5 个静压测量孔.叶栅出口尾缘 50 mm 处布置 L 型五孔探针,探针由步进电机控制.所有压力采用压力传感器测量.由于受安装限制,叶片展弦比较小,为保证实验结果的二维特性,使用壁面附面层抽吸设备.实验测量了不同攻角下叶栅出口 50% 叶高处的总压和静压.表 2 给出了实验条件和误差.



图 3 叶栅风洞实物照片

Fig. 3 Photograph of cascade wind tunnel

2.2 数值方法

数值计算使用商用计算流体动力学(CFD)软件 NUMECA. 计算采用雷诺平均三维 Navier-Stokes(N-S)方程组,空间离散采用 Jameson 的中心体积差分格式,时间项采用 4 阶 Runge-Kutta

表 2 实验条件和误差

Table 2 Experimental conditions and error

参数	数值	误差
进口速度 $V/(m/s)$	90	± 2
进口静温 T/K	291	± 2
雷诺数 Re	$3 \times 10^5 \sim 1.1 \times 10^6$	$\pm 2 \times 10^4$
湍流度 $T_u/\%$	0.4~0.6	± 0.05
攻角 $i/^\circ$	0~6	± 0.01
密流比 R_{avd}	1.01~1.03	± 0.01

法迭代求解,湍流模型采用两方程 $k-\epsilon$ 低雷诺数 Y-S 模型.为提高计算效率,采用多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施.

计算中,采用 H-O-H 结构化网格,叶片通道前缘延伸段约为 1 倍弦长,后缘延伸段约为 1.5 倍弦长.原型叶栅前缘、后缘、尾迹区、壁面都对网格进行了加密.开槽叶栅中,小槽进出口与叶栅主通道连接的部分、进出口附近以及内壁面进行了加密.交接面都调整为完全匹配,避免插值误差.未开槽叶栅的网格总数为 186 万,开槽叶栅的网格总数为 227 万,其中小槽内网格数为 14 万.上述数量的网格确保了网格的质量,网格最大展展比小于 2,最大长宽比小于 2500,网格正交性大于 28° .同时,离壁面最近的网格单元 y^+ 小于 3,以准确捕捉附面层内的流动细节.以开槽结构为例,图 4 给出了叶栅和槽道网格.

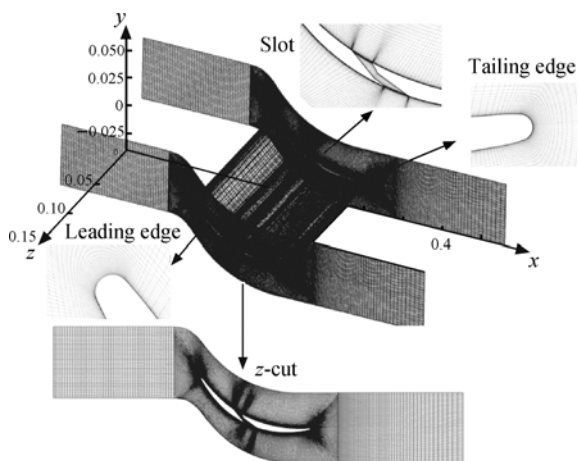


图 4 叶栅和槽道网格

Fig. 4 Mesh of cascade and slot

计算中,进口给定进口总压,总温,通过改变进口速度方向来改变攻角.通过改变出口背压以保证进口速度为 90 m/s.叶片表面采用无滑移绝

热边界条件,数值模拟中雷诺数为 1×10^6 .

3 结果与讨论

3.1 实验结果与分析

实验结果为压气机叶栅出口气流总压沿额线的分布,为进一步清晰表示叶栅尾迹流动损失,本文采用总压损失系数 ω 进行对比分析,其定义如下:

$$\omega = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1}$$

其中 p_1^* 表示叶栅进口总压, p_2^* 表示叶栅出口总压, p_1 表示进口静压.

进口速度为 90 m/s,攻角为 $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 时,开槽叶栅和无槽叶栅叶片 50% 叶高出口尾迹的总压损失系数分布如图 5 所示.

从图 5 中的实验结果可以看出,出口截面的尾迹分布有以下几个特点:

1) 随着进气攻角的增大,实验中的尾迹宽度逐渐扩大,吸力面尾迹宽度和深度不断增加,总压损失系数值越来越高,而压力面尾迹位置基本不变,这说明叶栅吸力面的附面层分离越来越严重,

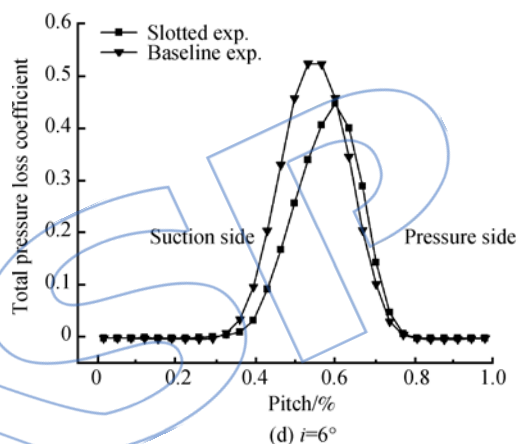
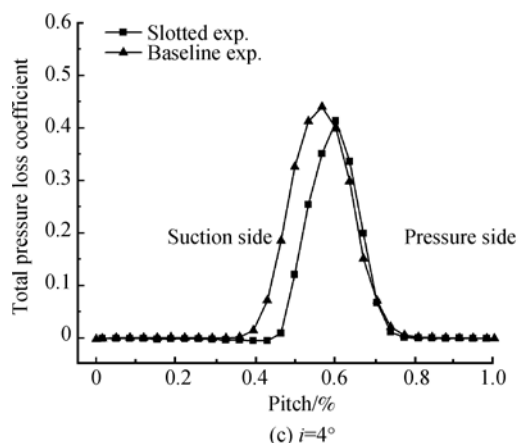
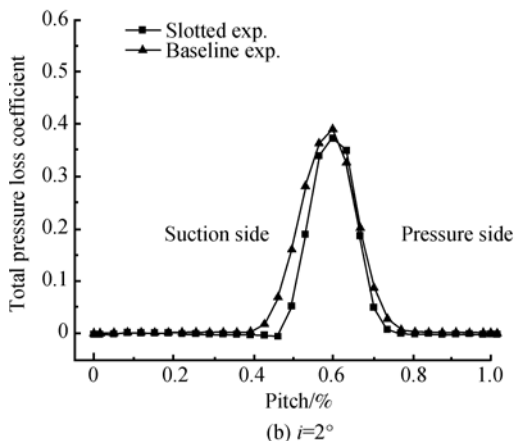
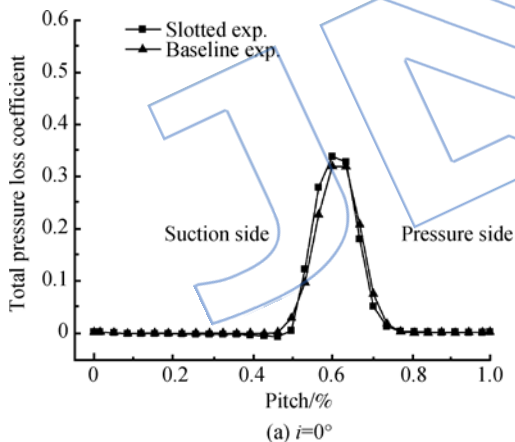


图 5 开槽叶栅和无槽叶栅总压损失系数分布
Fig. 5 Total pressure loss coefficient distributions of cascade with and without slot

尾迹与主流的掺混也越来越剧烈,符合大弯度叶栅的一般工作原理.

2) 在攻角为 $2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 的大部分情况时,开槽叶栅与无槽叶栅相比,吸力面尾迹的宽度和深度都明显减小,且攻角越大,改善作用越明显,开槽叶栅出口尾迹宽度和深度(总压损失系数峰值)相对无槽叶栅变化率如表 3 所示.叶片开槽处理后,槽道出口射流可以有效地吹除附面层分离气流并给附面层低能流团增加动能,有效抑制了附面层分离,减小了流动损失.

3) 在攻角为 0° 时,开槽叶栅在尾迹中心附近的总压系数损失高于无槽叶栅,这是射流与主流的掺混以及射流与槽道的摩擦损失在叶栅出口的表现.

4) 开槽叶栅的槽道射流使叶栅尾迹中心向叶片压力面偏转,这表明开槽射流对于吸力面附面层具有较好的控制作用,增加气流的折转能力,从而增加叶片负荷.

5) 比较攻角为 $2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 的开槽处理效果可以发现, 开槽叶栅对不同尾迹深度的位置改善情况是变化的. 在 2° 时, 开槽叶栅尾迹与无槽叶栅相比减小的范围随尾迹深度增大逐渐减小, 而 6° 时正好相反. 这说明大攻角时开槽射流对尾迹中心的作用更明显, 这是因为大攻角尾迹低速损失区较大, 开槽出口位置前端的附面层也发生了分离, 而开槽对槽道出口前端作用小, 射流对尾迹中间区域作用更大.

表 3 开槽叶栅出口尾迹宽度和深度相对变化率

Table 3 Relative change ratio of wake width and depth of cascade outlet with slot

攻角/ $^\circ$	尾迹宽度/%	尾迹深度/%
0	3.9	3.3
2	-10.1	-2.8
4	-16.7	-6.07
6	-4.5	-14.7

3.2 数值结果与分析

图 6 给出了攻角为 $0^\circ, 4^\circ$ 时, 总压损失系数分布的实验和仿真结果. 可以看出, 对于无槽叶栅,

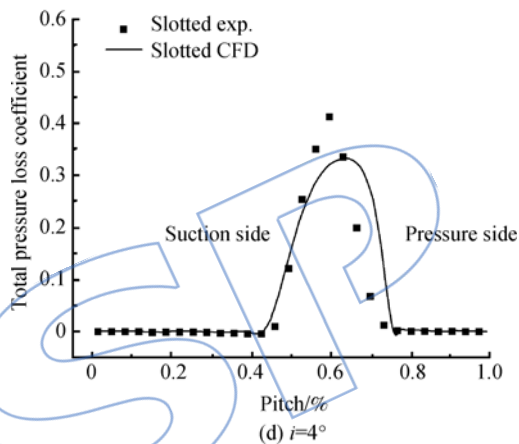
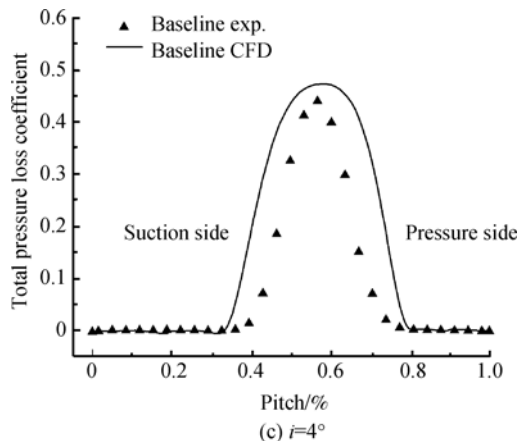
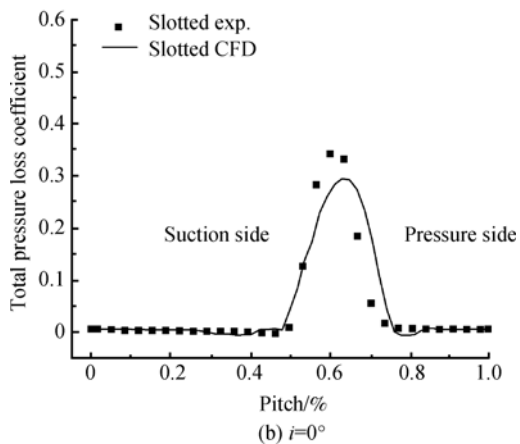
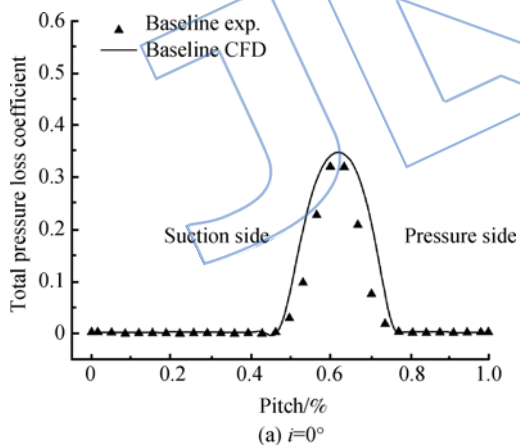


图 6 实验与仿真总压损失系数分布对比

Fig. 6 Comparison of experiment and simulation results of total pressure loss coefficient distributions

计算和实验的尾迹中心位置基本一致, 尾迹区域范围计算结果在小攻角时略大于实验数据, 随攻角的增加, 差别增大; 对于开槽叶栅, 计算的尾迹深度低于实验结果, 尾迹中心位置靠近压力面. 造成实验和仿真结果差别的原因分析主要认为有: 一方面采用的计算模型在吸力面大分离的时候计算不准确, 传统的基于雷诺平均 N-S 方程 (RANS) 框架下的数值方法, 一旦数值模拟的流动出现了非定常现象, 涡黏性就会被高估^[15]; 另一方面, 数值计算的槽道内摩擦损失较小, 使射流速度较高, 射流效果好于实验值. 但总的来说, 采用的计算模型能够反映开槽处理后叶栅特性随攻角变化, 能对叶栅流场和性能做出较为准确的预测.

对于高负荷叶栅, 开槽处理效果较好, 中部的槽道在低攻角时没有明显恶化流动. 这是因为一方面高负荷叶栅槽道进出口两端压力差较大, 射流能量较高, 能提供足够的射流速度. 另一方面流体自槽道射出后, 在边界上的流体与吸力面的流体不断发生横向掺混作用, 从而将周围的静止流

体卷吸到射流中,并同射流一起流动,由于卷吸作用,使槽道出口射流周围与下游叶片壁面之间产生低压区,由于壁面外界压力比槽道射流周围低压区的压力大,这使得射流在压差的作用下被压向压力小的壁面,产生附壁流动.因此,尽管叶型弯度大,射流流体仍能通过附壁流动吹除叶片尾缘吸力面附面层气流,使该区域的附面层气流加速,并且使附面层变薄,减轻了吸力面分离.

图 7 和图 8 分别给出了攻角为 4° 时,槽道附近的静压和速度量值分布,从图中可以看到槽道出口附近存在明显的低压区,槽道出口射流在压差作用下偏转形成附壁流动,加速了附面层气流.此外由图 8 还可看出,射流经过槽道前半段收敛部分加速明显,槽道出口气流速度接近主流,说明射流能量较高.

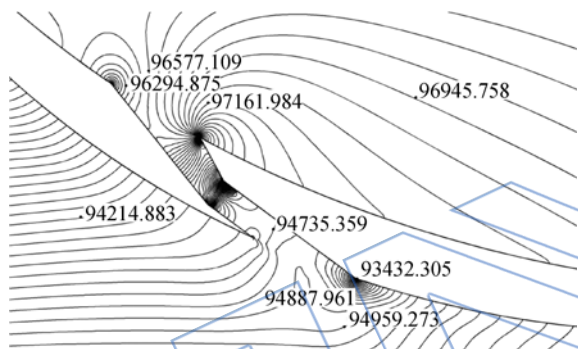


图 7 开槽叶栅静压分布 (单位:Pa)
Fig. 7 Static pressure distributions of cascade with slot (unit:Pa)

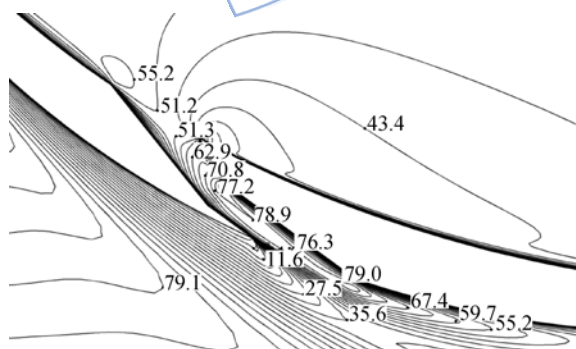


图 8 开槽叶栅速度量值分布 (单位:m/s)
Fig. 8 Magnitude of velocity distributions of cascade with slot (unit:m/s)

图 9 给出了叶栅出口速度量值分布,由图可见,在端壁附面层分离气流的影响下,无槽原型叶栅吸力面尾缘出现了大面积角区分离,而采用叶片开槽附面层流动控制方案后,槽道出口射流有

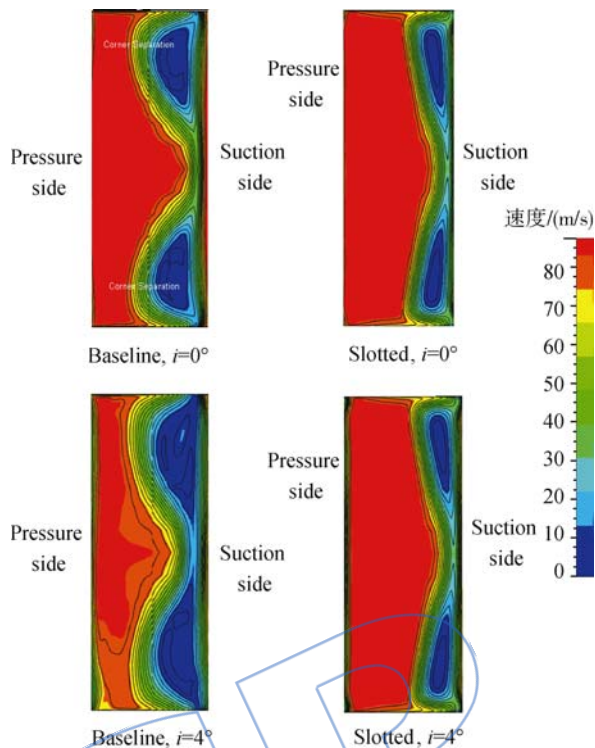


图 9 叶栅出口速度量值分布
Fig. 9 Magnitude of velocity distributions at outlet of cascade

效抑制了叶片尾缘的附面层分离气流,使得角区的低速区显著减小,显著改善了叶片吸力面尾缘的流场特性,从而进一步扩大了尾缘流场的稳定范围.

用有限元软件 ANSYS 进行简单的结构静力分析,材料选择 2Cr13,暂不考虑沿叶高方向上的应力变化,将槽道前后两个部分分别取两点定义为零位移约束,即将问题简化为平面应力问题,在叶片和槽道表面上施加由流体数值计算得到的表面载荷,得到图 10 所示的气体压力载荷下的等效

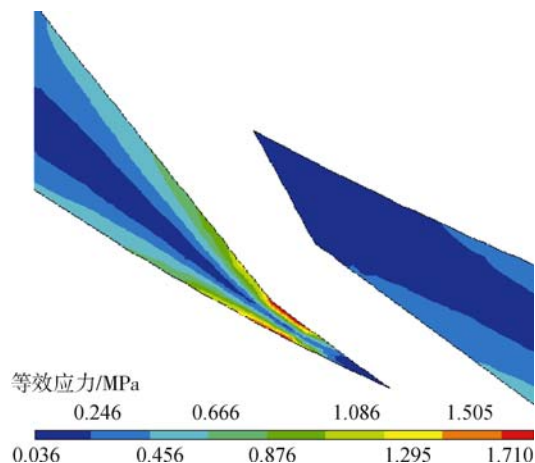


图 10 压力载荷下的等效应力分布
Fig. 10 Equivalent stress distributions under pressure load

应力分布.从图中可以看出,在槽道前壁面的拐角附近存在应力集中现象.因此需要对槽道转折处的结构进行改进,如增加槽道转折处的圆角,降低其应力集中值.

4 结 论

本文采用从压力面向吸力面开槽的局部流动控制方法,对大弯度叶栅提出了一种改进的开槽结构,并对其进行了实验和数值模拟的研究,结果表明:

1) 对设计的槽道,槽道出口射流可以有效抑制或延缓吸力面附面层大尺度分离,减小尾迹范围和深度,降低总压损失,有效增加叶片负荷,扩大稳定工作范围.

2) 对高负荷叶栅,压力面到吸力面压差大,射流能量高,效果好.

3) 对大弯度叶栅,叶型中部开槽的射流流体仍能通过卷吸出口壁面附面层,形成低压区使射流形成附壁流动吹除吸力面附面层气流直至叶片尾缘,使附面层变薄,减轻了吸力面分离.

4) 开槽控制能显著减小角区分离,对于进一步扩大稳定工作范围有重要意义.

5) 需要对槽道转折处的结构进行改进,以降低槽道前壁面的拐角附近存在的应力集中.

参考文献:

- [1] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.
LIN Zuoming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] 特雷申科. 压气机叶栅的空气动力学[M]. 徐家驹, 译. 北京: 机械工业出版社, 1985.
- [4] Rockenbach R W, Brent J A, Jones B A. Single stage experimental evaluation of compressor blading with slots and vortex generators[R]. NASA CR-72626, 1970.
- [5] 徐大懋. 压气机弦向缝隙叶栅的研究[R]. 哈尔滨: 第三届中国工程热物理年会, 1980.
- [6] 鲁嘉华, 张志刚, 朱鸿. 压气机弦向缝隙叶栅的气体动力学研究[J]. 上海工程技术大学学报, 2000, 14(1): 14-20.
LU Jiahua, ZHANG Zhigang, ZHU Hong. Aerodynamics research on axial compressor cascades with chordwise split [J]. Journal of Shanghai University of Engineering Sciences, 2000, 14(1): 14-20. (in Chinese)
- [7] 周敏, 王如根, 曹朝辉, 等. 开槽处理技术对叶片尾缘气流流动特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1100-1105.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Zhaohui, et al. Influence of slot treatment on flow performance of blade trailing edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1100-1105. (in Chinese)
- [8] ZHOU Min, ZHU Junqiang, LU Xingen, et al. Study of flow control using a slotted blade for a compressor airfoil at low Reynolds number [R]. ASME Paper 2010-GT-22660, 2010.
- [9] 周敏, 王如根, 曹朝辉, 等. 开槽位置和槽道结构对叶栅性能的影响[J]. 空气动力学报, 2008, 26(3): 400-404.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Zhaohui, et al. Effect of slot position and slot structure on performance of cascade [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 400-404. (in Chinese)
- [10] 陈浮, 陈焕龙, 冯冬民. 高负荷缝隙弯曲扩压叶栅尾迹特性试验[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 197-201.
CHEN Fu, CHEN Huanlong, FENG Dongmin. Experiment on wake characteristics in compound lean compressor cascades with slots injection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 197-201. (in Chinese)
- [11] 陈焕龙, 陈浮, 宋彦萍. 高负荷缝隙弯曲扩压叶栅展向负荷实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 420-426.
CHEN Huanlong, CHEN Fu, SONG Yanping. Experimental investigation on the span loading in compound lean compressor cascades with slots air injection [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 420-426. (in Chinese)
- [12] Gmelin C, Huppertz A, Zander V, et al. Active flow control concepts on a highly loaded subsonic compressor cascade: resume of experimental and numerical results [R]. ASME Paper 2011-GT-46468, 2011.
- [13] Carter C J, Guillot S A, Ng W F. Aerodynamic performance of a high-turning compressor stator with flow control [R]. AIAA-2001-3973, 2001.
- [14] 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.
- [15] 阎超, 于剑, 徐晶磊, 等. CFD 模拟方法的发展成就与展望 [J]. 力学进展, 2011, 41(5): 562-589.
YAN Chao, YU Jian, XU Jinglei, et al. On the achievements and prospects for the methods of computational fluid dynamics [J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(5): 562-589. (in Chinese)