

文章编号: 1000-8055(2008)06-1077-05

槽道宽度对压气机叶栅气动性能的影响

周 敏, 王如根, 曾令君, 赵英武
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 数值模拟了槽道宽度对压气机叶栅气动性能的影响. 结果表明, 在 4 种采用不同槽道宽度的叶片开槽流动控制方案中, 槽道出口射流均能有效吹除叶片吸力面尾缘附面层气流, 提高叶栅气动性能, 并存在使叶栅性能提升最大的最佳槽道宽度; 随着槽道宽度增大, 槽道出口射流流量及其作用范围得到增大, 但同时也增加了射流在槽道出口处的流动损失, 限制了射流的作用效果, 从而使大槽道宽度时的叶栅性能下降.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机叶栅; 气动性能; 流动控制; 槽道宽度

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Effect of slot width on the aerodynamic performance of compressor cascade

ZHOU Min, WANG Ru-gen, ZENG Ling-jun, ZHAO Ying-wu

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The effect of slot width on aerodynamic performance of compressor cascade was studied numerically. The result shows that slot outlet jet on the suction surface can blow off the boundary layer flow on the trailing edge of blade; and all the flow control solutions using blade slot treatment, though of different slot widths, can enhance cascade performance. Corresponding to the maximum enhancement of cascade performance, an optimal slot width exists. As the slot width increases, jet flow and effect area are increased, but the flow loss at the slot outlet also increases. Therefore, the effect of jet is reduced and the performance of cascade with large slot width drops.

Key words: aerospace propulsion system; compressor cascade; aerodynamic performance; flow control; slot width

在压气机流场中, 由于逆压梯度的作用, 将会导致叶片吸力面尾缘附面层气流发生分离, 从而严重影响压气机性能和稳定性. 目前利用流动控制技术来控制和延缓叶片吸力面尾缘附面层分离, 正在成为压气机扩稳研究的热点.

国内外研究人员在大量关于叶片通道内气体流动控制方案的数值模拟和实验研究的基础上, 先后提出了叶片吸力面附面层吸除和附面层吹除等流动控制方案^[1-4], 它们的主要思想是通过吹除或抽吸附面层气流低能流团, 从而控制和延缓附

面层分离.

基于上述流动控制方案, 在文献[5]中, 研究人员提出了叶片开槽处理技术, 通过在叶片压力面和吸力面之间开槽, 利用槽道出口射流吹除叶片吸力面尾缘附面层气流, 从而控制和延缓叶片吸力面尾缘附面层分离. 初步研究结果表明: 从叶片压力面向吸力面开槽, 在槽道进出口两端静压差的作用下, 压力面部分气流会被吸入槽内, 经槽道加速后, 在吸力面槽道出口流出时形成射流, 它可以有效吹除吸力面尾缘附面层分离气流, 控制

收稿日期: 2007-06-15; 修订日期: 2007-07-24

基金项目: 空军工程大学工程学院“优秀博士学位论文创新基金”(BC07006)

作者简介: 周敏(1981-), 男, 安徽安庆人, 博士生, 主要从事航空发动机气动热理论与工程研究.

和延缓附面层分离。

本文在文献[5]的研究基础上,进一步深入分析叶片开槽出口射流对压气机叶栅气动性能的影响,并总结出槽道宽度对叶栅性能的影响规律。

1 数值分析方法

商业 CFD 软件 NUMECA 模拟叶片开槽处理对叶栅流场特性的影响,其中控制方程为雷诺平均 Navier-Stokes 方程,空间离散采用中心差分格式的有限体积法,时间项采用四阶 Runge-Kutta 法迭代求解。湍流模型采用单方程 Spalart-Allmaras 模型,计算中还采用了隐式残差光顺法和完全多重网格加速收敛技术^[56]。

计算网格为 H-O-H 结构化网格,前缘、后缘、尾迹区、叶片表面、槽道进出口和内壁面都进行了加密处理,开槽后总网格数为 78 万,其中槽道内网格数为 8 万。叶栅通道和槽道内部流场网格如图 1 所示。

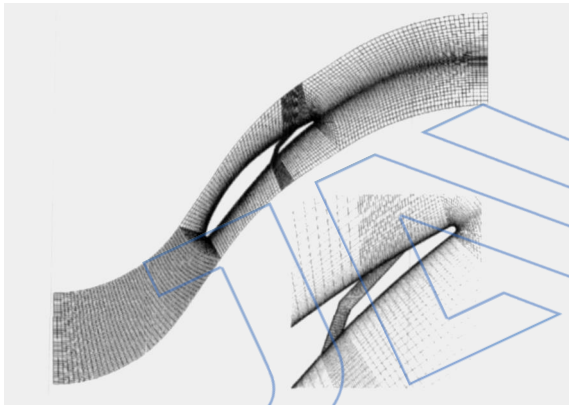


图 1 叶栅通道网格和槽道网格

Fig. 1 Mesh of cascade channel and slot

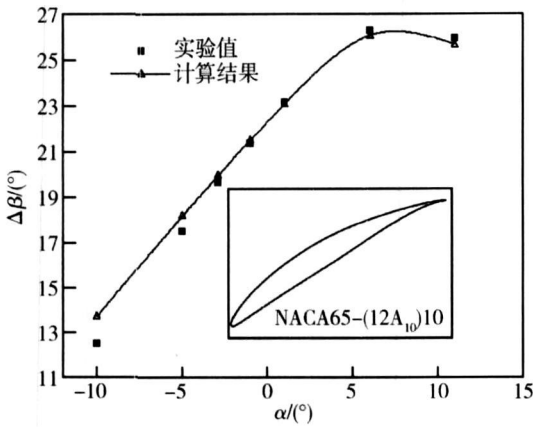


图 2 计算结果与实验值对比

Fig. 2 Comparison of calculative result and experiment result

计算域进口设定为远场边界条件,叶片表面

采用了无滑移绝热边界条件,周向采用非完全匹配周期性边界连接。进口给定速度约为 $Ma = 0.3$,静温为 288 K,通过改变进口速度方向来改变叶栅攻角,出口静压设为 98 000 Pa。

本文采用上述叶栅流场数值模拟方法首先对 NACA65-(12A₁₀) 10 叶栅^[7]进行了数值模拟。其中,该叶栅叶片弦长 100 mm,叶高 100 mm,稠度 1。计算所得气流转折角与实验值对比如图 2 所示。

从图 2 中可以看出,采用上述数值模拟方法所得的计算结果与叶栅实验值较为接近。说明本文所用数值模拟方法可以较为准确地模拟叶栅气动性能。

2 叶片开槽设计方案

文中所用开槽叶栅叶片采用圆弧中弧线和 NACA65-010 厚度分布,叶型主要数据见表 1,叶栅安装角为 45°,稠度为 1.75,叶片弦长为 70 mm,叶片高为 80 mm。

表 1 叶型主要数据

Table 1 Main data of airfoil

参数	$\bar{C}_{max}$	$\bar{X}_{max}$	R_1/mm	R_2/mm	$\beta_1/(^\circ)$	$\beta_2/(^\circ)$
数值	0.1	0.43	1.1	0.64	15	15

本文采用全叶高开槽方案,所用槽道结构为两段式转折槽,分为进气段和出气段两部分。槽道宽度对比设计方案如图 3 所示,首先固定槽道斜体边,通过向叶片尾缘平移槽道另一边来改变槽道宽度,槽道宽度 d 分别取 1, 1.4, 2 mm 和 3 mm。4 种方案中槽道进气角保持为 70°,出气角保持为 45°。

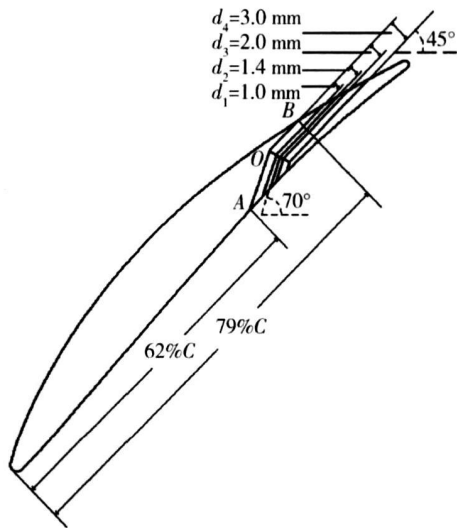


图 3 叶片开槽处理方案

Fig. 3 Blade slot treatment solution

3 计算结果及分析

将 4 种开槽叶栅和无槽叶栅的气动性能进行对比. 通过对攻角 α 分别为 $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 和 9° 时的叶栅气动性能进行数值模拟, 得到开槽前后气流转折角 $\Delta\beta$ 和总压损失系数 ζ 随攻角 α 的变化, 如图 4 所示.

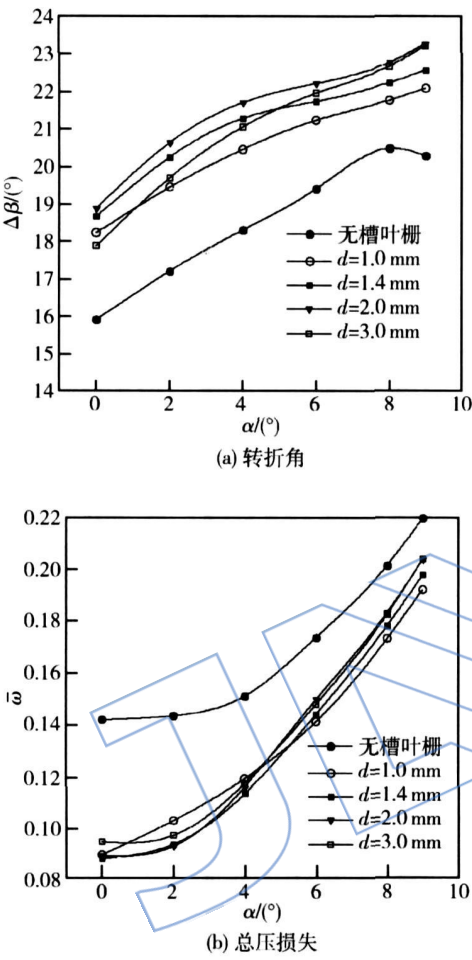


图 4 槽道宽度对叶栅性能的影响

Fig. 4 Effect of slot width on cascade performance

从图 4 中可见, 4 种开槽叶栅均能有效增大气流转折角, 减小总压损失. 这是因为在正攻角范围内, 叶片吸力面尾缘附面层气流已经发生分离, 特别是在叶片端部, 由于受到端壁附面层的影响, 叶片吸力面端部附面层分离较为严重. 这样就使得叶片端部的槽道出口射流可以有效地实施控制, 从而提高了叶栅的气动性能. 进一步比较 4 种开槽叶栅的气动性能可以看出, 当槽道宽度为 2 mm 时, 其气流转折角增加最大可达 3.5° , 总压损失下降最高可达 37%; 当槽道宽度增大为 3 mm 时, 叶栅的气流转折角较低, 总压损失较其它 3 种

开槽叶栅最大; 而当槽道宽度小于 2 mm 时, 在大攻角时, 其气流转折角和总压损失都较小.

图 5 给出了 6° 攻角时, 75% 叶高处, 3 种开槽叶栅和无槽叶栅叶片尾缘速度矢量分布图.

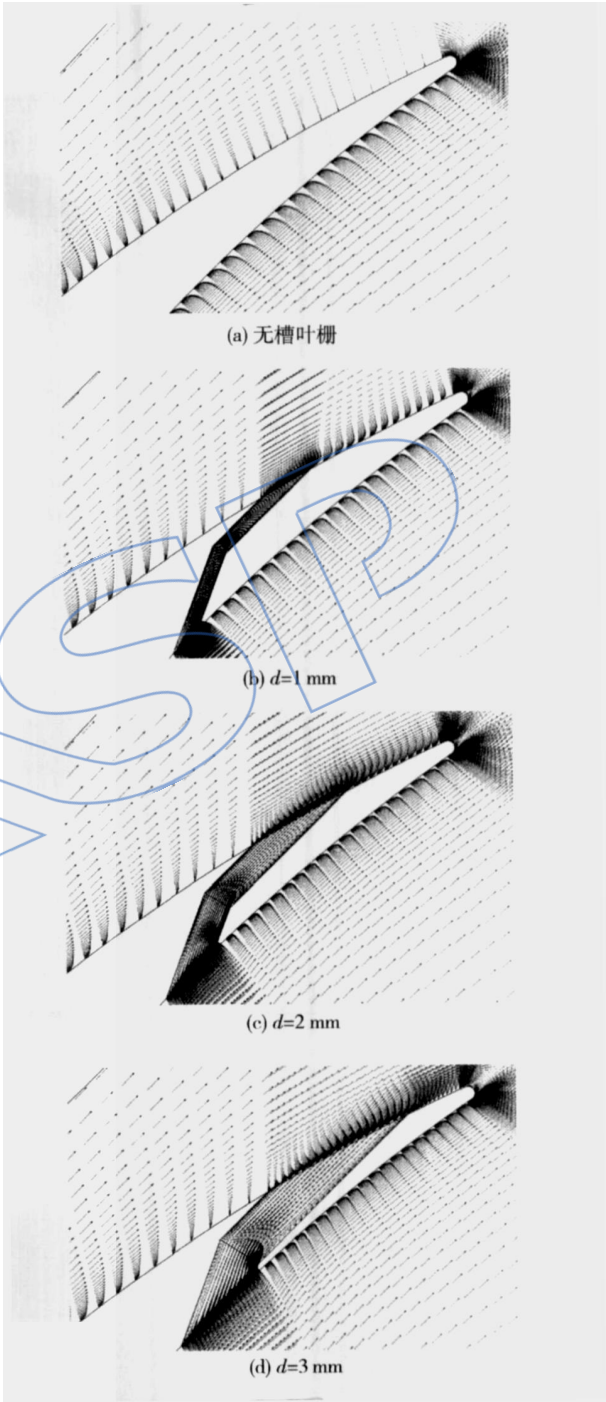


图 5 叶片尾缘速度矢量分布 ($\alpha = 6^\circ$)

Fig. 5 Vectors on the trailing edge of blade ($\alpha = 6^\circ$)

从图 5 中可以看出, 6° 攻角时, 3 种开槽叶栅槽道出口射流均能有效吹除叶片吸力面尾缘附面层气流, 给低能流团增加动能, 改善叶片尾缘流场

特性. 进一步比较槽道出口流场可以发现, 槽道宽度增大, 增大了槽道出口射流流量及其作用范围. 但由于槽道出口与叶片吸力面型面之间存在几何转折角, 这就使得槽道出口射流的流动方向与叶片型面之间有夹角, 如果夹角过多, 可能会使射流在槽道出口位置后产生分离. 如图 5 所示, 当槽道宽度较小时, 射流流量较小, 气流从槽道出口流出后受到通道主流的压迫, 射流与叶片型面的夹角被减小, 未产生分离; 而当槽道宽度较大时, 槽道出口射流流量增大, 通道主流对其影响减弱, 槽道出口射流与叶片型面的夹角增大, 从而在吸力面槽道出口位置之后产生了新的分离, 从图 5(d) 中就可以看出, 当槽道宽度为 3 mm 时, 槽道出口射流在槽道出口位置后生成一个较小的分离区, 这不仅将增加流动损失, 同时也会影响槽道出口射流的作用效果.

上述分析可以从图 6 给出的 6° 攻角时, 叶栅尾缘出口截面的总压损失 $\bar{\Phi}$ 分布图上得到进一步

证明($\bar{\Phi} = (p_{11} - p_t)/p_{11}$). 如图所示, 和无槽叶栅相比, 3 种开槽叶栅叶片吸力面角区的流动损失都被明显减小, 并且随着槽道宽度增大, 叶片下端壁附近流场的总压损失被进一步减小; 但同时, 在沿叶片吸力面附近却出现了一个较薄的高损失区域, 并且随着槽道宽度增大而增大. 这正是由于槽道出口射流在吸力面槽道出口位置之后产生了新的分离所造成的.

图 7 进一步给出了 6° 攻角时, 130% 轴向弦长处, 4 种开槽叶栅和无槽叶栅出口气流角和总压损失沿径向分布对比图.

从图 7 中可以看出, 在 6° 攻角时, 开槽叶栅出口射流可以有效控制叶栅出口气流角, 减少流动损失. 进一步比较 4 种开槽叶栅发现, 在大部分叶高范围内, 槽道宽度为 1 mm 时, 叶栅出口气流角和总压损失都最小, 分析原因认为, 这是由于槽道出口射流流量及其作用范围较小, 因此射流作用效果也较小. 随着槽道宽度增大, 槽道出口射流流量及

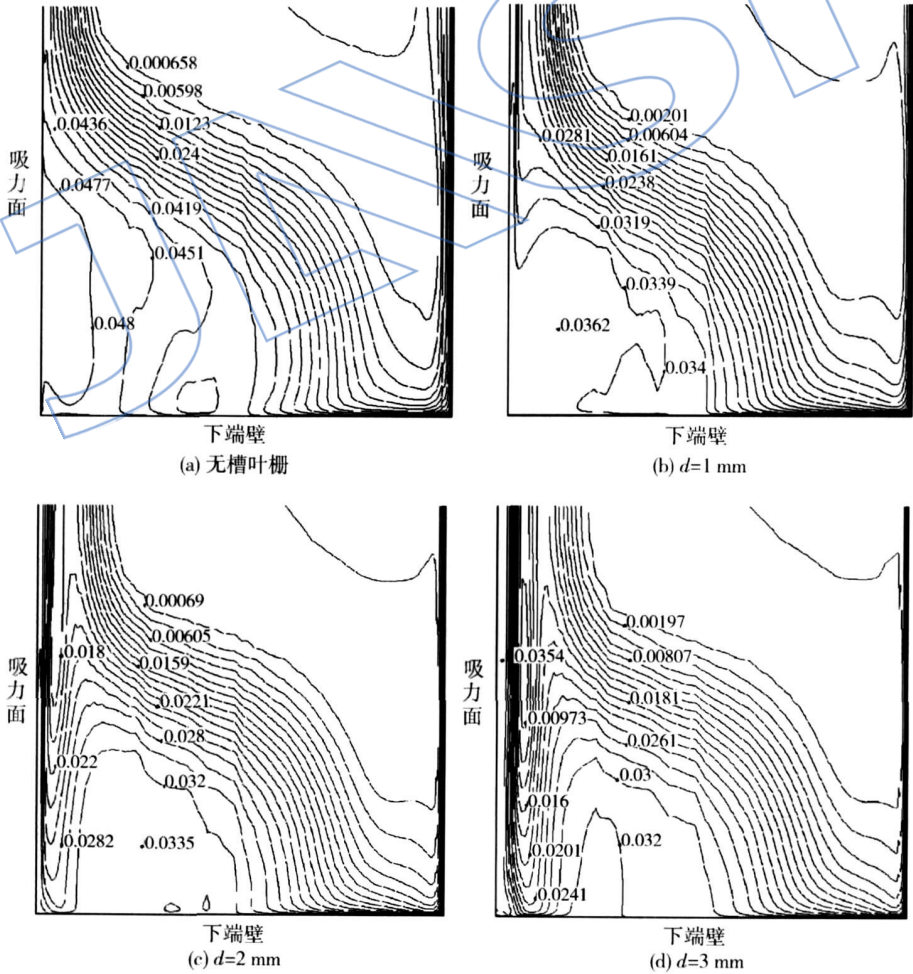
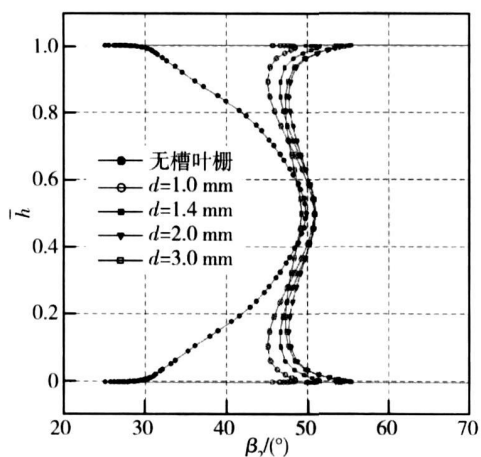
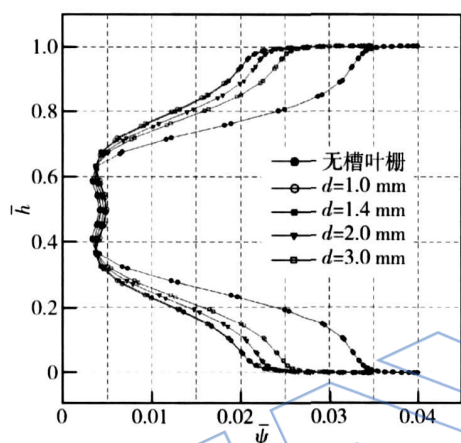


图 6 叶栅出口总压损失分布 ($\alpha = 6^\circ$)

Fig. 6 Distribution of total pressure loss at the cascade outlet ($\alpha = 6^\circ$)



(a) 出口气流角



(b) 总压损失

图7 叶栅出口气流角和总压损失沿径向分布
($\alpha = 6^\circ$)Fig.7 Radial distribution of outlet flow angle and total pressure loss of cascade ($\alpha = 6^\circ$)

其作用范围增大,射流对叶片吸力面尾缘流场的作用增强,从而增大了叶栅出口气流角,并减小了因附面层分离带来的流动损失;但同时,由于槽道出口射流与叶片型面之间存在夹角,随着槽道宽度增大,射流会在槽道出口位置后产生新的分离,这不仅将增大流动损失,还会影响射流的作用效果.两方面影响综合后,使得叶栅性能有所下降.

4 结 论

本文基于利用槽道出口射流吹除叶片吸力面尾缘附面层分离气流的思想,通过对比4种采用不同槽道宽度的开槽叶栅在正攻角范围内的气动性能,得到以下结论:

1) 在正攻角范围内,槽道出口射流可以有效吹除叶片吸力面尾缘附面层气流,给低能流团增加动能,改善叶片尾缘流场特性,提高叶栅气动性能;

2) 当槽道宽度较小时,由于槽道出口射流流量及其作用范围较小,因此使得射流的作用效果较小,对叶栅气动性能提高幅度有限;

3) 随着槽道宽度增大,虽然增加了槽道出口射流流量及其作用范围,增强了射流对叶片尾缘流场的作用.但由于槽道出口射流与叶片型面之间有夹角,在大槽道宽度时,射流将在槽道出口位置后产生分离,这不仅增加了流动损失,同时还影响了射流的作用效果,因此使得叶栅性能下降.

依据上述槽道宽度对叶栅气动性能的影响规律,合理地选取槽道宽度将能更好地发挥叶片开槽处理技术的作用效果.

参考文献:

- [1] Mechant A A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils[J]. ASME Paper GT-2002-30369, 2002.
- [2] 宋彦萍, 陈浮, 赵桂杰, 等. 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.
SONG Yanping, CHEN Fu, ZHAO Guijie, et al. Numerical investigation of boundary layer suction in compressor cascade with large turning angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 561-566.
- [3] Bright M M, Culley D E, Braunscheidel E P. Closed loop active flow separation detection and control in a multistage compressor[R]. AIAA Paper 2005-0849, 2005.
- [4] Sanjay G. NASA glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA TM-2005 214036, 2005.
- [5] 王如根, 周敏, 卢新根. 叶片处理槽对压气机性能和稳定性影响的数值研究[C]//航空学会第六届动力年会论文集. 南京: 中国航空学会动力专业分会, 2006, CSAA 06P-056: 353-356.
- [6] 张永军, 陈浮, 冯国泰, 等. 低速条件下压气机静叶栅中弯叶片对变攻角性能影响的数值分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 396-402.
ZHANG Yongjun, CHEN Fu, FENG Guotai, et al. Numerical investigation of the effects of bowed compressor stator vanes on variable incidence performance at low speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 396-402.
- [7] Richard F, James C E. Comparison of typical national gas turbine establishment and NACA axial flow compressor blade sections in cascade at low speed[R]. NACA TN-3937, 1957.