

文章编号: 1000 8055(2008)01 0125-05

槽道进气角和转折角对叶栅流场特性影响的研究

周 敏, 王如根, 曹朝辉, 张相毅
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 数值模拟了槽道进气角和转折角对开槽叶栅流场特性的影响. 结果表明, 槽道出口射流可以吹除叶片吸力面尾缘附面层分离气流, 改善叶栅性能; 存在使叶栅性能提高最大的最佳槽道进气角, 随槽道进气角增大, 槽内气流将因槽道几何转折角增大而增加流动损失, 从而减小气流出口速度, 降低其作用效果; 当槽道进气角较小时, 由于槽道进出口两端静压差减小, 槽道对气流的加速作用下降, 射流的作用效果也将降低.
关 键 词: 航空、航天推进系统; 开槽叶栅; 射流; 附面层气流
中图分类号: V231.9 **文献标识码:** A

Research on effect of slot inlet angle and turning angle on the flow field characteristic of cascade

ZHOU Min, WANG Ru-gen, CAO Zhao-hui, ZHANG Xiang-yi
(The Engineering Institute,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The effect of slot inlet angle and turning angle on flow field characteristic of cascade with slot was studied numerically. The result shows that slot outlet jet can blow off separation flow of boundary layer on the trailing edge of suction surface and enhance cascade performance. An optimal slot inlet angle exists, at which the cascade performance is best. When the slot inlet angle increases from the optimal point, the flow loss increases due to larger geometrical turning angle of the slot, which in turn leads to a lowered speed of slot outlet jet and consequently, its effect is reduced. When the slot inlet angle decreases from the optimal point, the accelerating effect of slot is reduced due to less differential static pressure, thus the effect of jet would also be reduced.

Key words: aerospace propulsion system; cascade with slot; jet; boundary layer

在压气机流场中, 气流需要承受较大的逆压梯度, 逆压梯度将会导致叶片吸力面尾缘附面层气流分离, 从而给发动机性能、部件匹配以及发动机稳定性等方面带来一系列的难题. 因此必须采取有效增稳措施来提高压气机的工作稳定性. 研究人员在大量关于叶片通道内气体流动控制技术的数值模拟和实验研究的基础上, 提出了附面层

控制技术^[1-4], 其主要思想是通过向附面层内吹气或抽吸叶片表面的低能流团, 控制和延缓叶片吸力面附面层气流分离. 根据上述思想, 在文献[1-2]中, 提出了从叶片压力面向吸力面开槽, 利用槽道出口射流控制叶片吸力面尾缘附面层分离的设想. 初步研究表明: 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

收稿日期: 2007 01 04; 修订日期: 2007 05 14

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力理论与工程研究.

分气流会被吸入槽内,经槽道加速后,在吸力面槽道出口处成为射流,这股气流将吹除吸力面尾缘附面层分离气流,控制和延缓附面层分离,从而有效提高压气机的工作稳定性。

本文在文献[1-2]的研究基础上,进一步深入分析叶片开槽出口射流对叶栅流场特性的影响,并结合开槽对比方案总结出槽道进气角和转折角对叶栅性能的影响规律。

1 数值分析方法

本文使用商业 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^[2,5]。

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 27 720,其中槽道内网格数为 2 200。叶栅通道网格如图 1(a)所示,槽道内部流场网格如图 1(b)所示。叶片通道前缘延伸段和后缘延伸段都为 1 倍弦长。

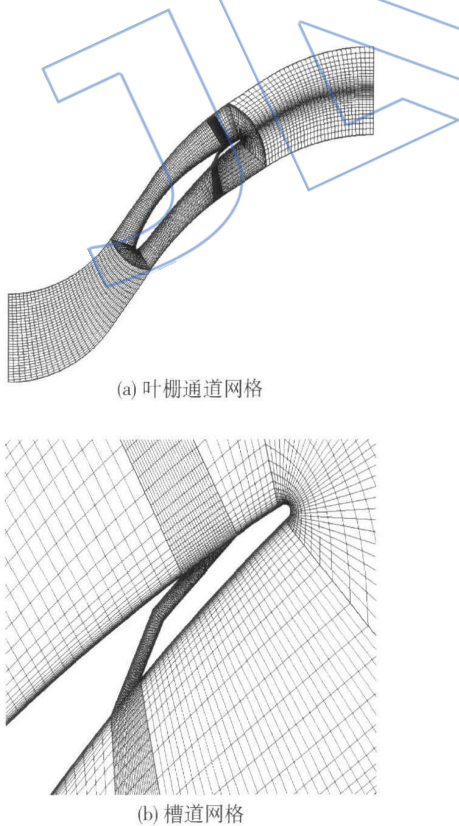


图 1 叶栅通道网格和槽道网格
Fig. 1 Cascade channel and slot mesh

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。进口给定总压 101 325 Pa、总温 300 K,通过改变进口速度方向来改变叶栅攻角,出口静压为 98 000 Pa。

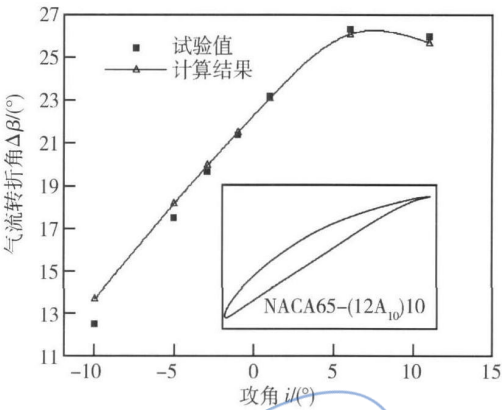


图 2 计算结果与实验结果对比
Fig. 2 Comparison of calculative result and experiment result

本文采用上述叶栅流场数值模拟方法首先对 NACA65-(12A₁₀)10 叶栅流场进行了数值模拟。其中,NACA65-(12A₁₀)10 叶栅弦长为 100 mm,叶栅高度为 100 mm,稠度为 1,叶型及计算结果与实验结果^[6]对比如图 2 所示。从图 2 可以看出,采用上述数值计算方法所得的结果与叶栅实验值较为接近,说明本文采用的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,并采用 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 80 mm。

表 1 叶型主要数据
Table 1 Main data of airfoil

$\overline{C}_{max}$	$\overline{X}_{max}$	R_1/mm	R_2/mm	$\beta_1/(\text{°})$	$\beta_2/(\text{°})$
0.1	0.43	1.1	0.64	15	15

本文从叶片压力面向吸力面开槽,采用的开槽结构为两段式转折槽,分为进气段和出气段两部分。槽道角对比设计方案如图 3 所示,其中 α 为槽道进气角, θ 为槽道转折角。槽道出气角固定为 40°,以 O 点为圆心,改变槽道进气角 α ,分别取 55°,60°,65°,70°和 75°,通过对比采用不同槽道角

时的叶栅性能, 分析槽道进气角和转折角对叶栅流场特性的影响规律. 对比方案中槽道宽度均为 1.2 mm.

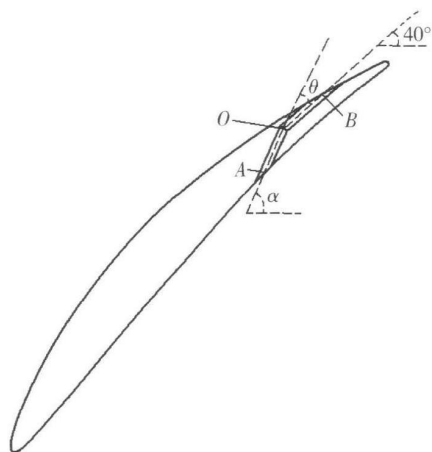


图 3 叶栅开槽对比方案

Fig. 3 Comparison of slot solution

3 计算结果及分析

将 5 种开槽叶栅和无槽叶栅的气动性能进行对比. 通过对攻角 i 分别为 $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 和 12° 时的叶栅流场特性进行数值模拟, 得到开槽前后气流转折角 $\Delta\beta$ 和总压损失系数 ω 随攻角 i 的变化, 如图 4 所示.

从图 4 中可见, 与无槽叶栅相比, 当攻角较大时, 5 种开槽叶栅都能有效增大气流转折角, 减小总压损失. 这是因为在大攻角时, 叶片吸力面尾缘附面层气流已经发生分离, 开槽叶栅槽道出口射流可以充分发挥作用, 对叶片吸力面附面层分离气流实施有效的控制, 从而提高了大攻角时的叶栅性能. 而在小攻角时, 开槽叶栅性能低于无槽叶栅. 这是因为在小攻角范围内, 叶片吸力面尾缘附面层气流尚未发生大的分离, 槽道出口射流不能充分发挥作用. 并且由于有槽道内的流动损失以及槽道出口射流与叶栅通道主流的掺混损失的存在, 这势必将增加整个叶栅的流动损失, 从而使叶栅性能有所下降.

同时比较 5 种开槽叶栅可以看出, 当槽道进气角为 60° 时, 叶栅性能最佳; 而当槽道进气角大于 60° 时, 叶栅性能将随着槽道进气角的增大而下降. 当槽道进气角为 55° 时, 叶栅性能也明显变差.

图 5 给出了攻角为 6° 时, 3 种开槽叶栅和无槽叶栅叶片尾缘流场的流线分布对比图.

首先从图 5 可以看出, 当攻角为 6° 时, 开槽叶栅槽道出口射流均可以有效吹除叶片吸力面尾缘

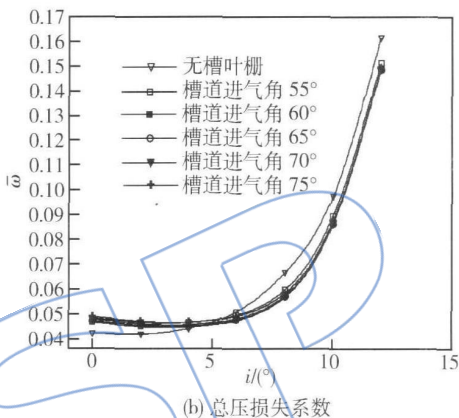
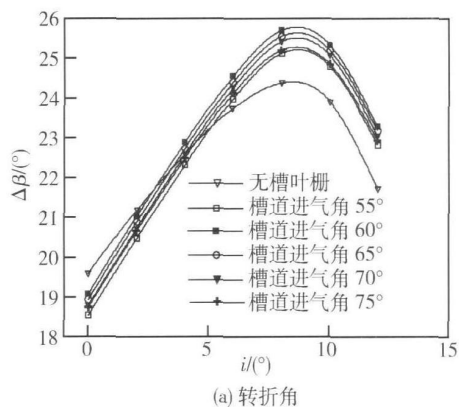


图 4 槽道进气角对叶栅性能的影响

Fig. 4 Effect of slot inlet angle on cascade performance

的附面层分离. 进一步对比图 5 中 (c) 和 (d) 两图可以看出, 随着槽道进气角增大, 气流在槽道内将因槽道进口处和槽道转折处的几何转折角增大而增加流动损失, 甚至会引起分离, 在图 5(d) 中, 气流在槽道进口处和槽道转折处就已经发生了分离.

同时在图 5 中对比 (b), (c) 和 (d) 三图可以看出, 3 种不同槽道进气角的开槽叶栅吸力面槽道出口前都有一个大小不同的附面层分离区存在. 这是由于当攻角为 6° 时, 叶片吸力面尾缘附面层气流已经发生较大的分离, 并且分离点在槽道出口位置之前. 因此槽道出口射流不能对槽道出口位置之前的分离气流起到吹除作用, 但是槽道出口射流对这部分气流还有一定的卷吸作用, 槽道出口射流速度不同, 射流的卷吸作用的效果也就不同. 因此从图中 3 种开槽叶栅槽道出口位置之前的附面层分离区的大小比较可以看出, 槽道进气角为 60° 时, 附面层分离区最小, 槽道出口射流的卷吸作用最大, 说明此时槽道出口射流速度最大. 当槽道进气角为 75° 时, 附面层分离区其次, 槽道进气角为 55° 时, 附面层分离区最大.

图 6 进一步给出了攻角为 6° 时, 5 种开槽叶

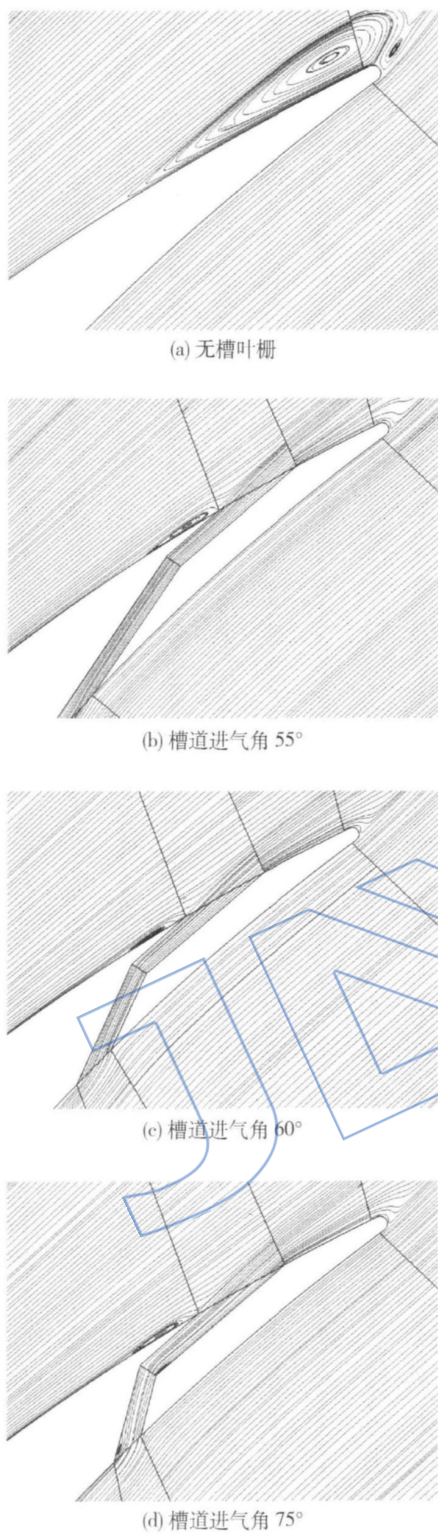


图5 无槽叶栅和开槽叶栅后缘流线图 ($i = 6^\circ$)

Fig. 5 Streamlines on trailing edge of cascade with slot and without slot ($i = 6^\circ$)

栅槽道出口射流的马赫数对比图。其中, 横坐标 L 为槽道出口宽度, 纵坐标 Ma 为槽道出口射流的马赫数值。

从图6中就可以看出, 当槽道进气角为 60°

时, 槽道出口气流速度最大, 因此其射流的作用效果也最好。而当槽道进气角大于 60° 后, 槽道出口气流速度随着槽道进气角的增大而减小, 这是由于随着槽道进气角增大, 气流在槽道内将因槽道进口处和转折处的几何转折角增大而增加流动损失, 从而降低了槽道出口射流的速度。

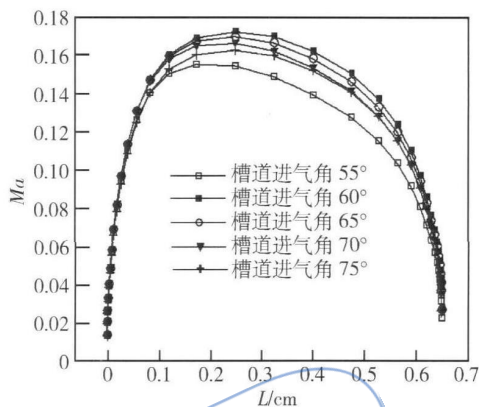


图6 槽道出口气流速度对比

Fig. 6 Comparison of speed of slot outlet flow

而当槽道进气角为 55° 时, 槽道出口射流速度要明显低于其它4种开槽叶栅。这是因为随着槽道进气角减小, 槽道进口位置不断前移, 这不仅增加了槽道长度, 而且也会降低槽道进出口两端静压差^[2], 从而使槽道对气流的加速作用下降, 因此槽道出口射流速度会下降。

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5种采用不同槽道进气角和转折角的开槽叶栅在正攻角时的流场特性进行数值模拟, 并与无槽叶栅进行对比, 得到以下结论:

(1) 在大正攻角时, 由于开槽出口射流的作用使得开槽叶栅的性能优于无槽叶栅。而在小正攻角时, 由于开槽出口射流不能充分发挥作用, 还会增加一定的流动损失, 因此开槽叶栅性能要略低于无槽叶栅。

(2) 当槽道进气角和转折角过大时, 气流将由于槽道几何转折角度过大, 而增大流动损失, 甚至会使槽道内气流发生分离, 从而降低槽道出口射流的速度, 影响射流的作用效果。

(3) 当槽道进气角过小时, 由于槽道进出口两端静压差变小, 槽道对气流的加速作用下降, 同样也使槽道出口射流速度下降, 从而降低了射流的作用效果。

因此, 依据上述槽道进气角和转折角对叶栅气动性能的影响规律, 合理地选取槽道进气角和转折角将能更好地发挥槽道出口射流的作用.

参考文献:

[1] 张相毅, 周敏, 王如根, 等. 叶片压力面到吸力面射流对其气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 152-156.

ZHANG Xiangyi, ZHOU Min, WANG Rugen, et al. Research on the effect of jet flow from pressure surface to suction surface on performance of blade[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 152-156.

[2] 王如根. 梯状间隙对亚声速轴流压气机影响的实验和数值研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.

WANG Rugen. Test and numerical investigation of stepped tip gap effects on a subsonic axial flow compressor rotor [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005.

[3] Volino R J. Separation control on low pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[J]. ASME J. Turbomachinery, 2003, 125(4): 765-777.

[4] Tumin A, Ashpis D E. Transient growth theory prediction of optimal placing of passive and active flow control devices for separation delay in LPT airfoils[R]. NASA TM-212228, 2003.

[5] 王松涛, 颜培刚, 孙玺森, 等. 涡轮叶栅冷气掺混数值模拟方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 558-562.

WANG Songtao, YAN Peigang, SUN Ximiao, et al. Numerical method for coolant mixing in turbine cascade flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 558-562.

[6] 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.

