

文章编号: 1000-8055(2007)05-0814-04

从压力面到吸力面开槽后叶栅特性的数值分析

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

摘 要: 用 CFD 方法对某叶型开槽前后的流场进行了数值模拟, 初步研究表明通过在压力面到吸力面开槽能有效控制和延缓叶栅吸力面附面层的分离, 从而增大气流的转折能力, 降低总压损失, 扩大叶栅的稳定工作范围. 通过开槽处理, 改变了叶栅表面的静压分布, 使叶栅前段、后段的负荷增大, 小槽进口附近的负荷减小.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶栅; 吸力面; 附面层; 开槽处理

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation on cascade characteristics with slot from pressure surface to suction surface

CAO Chao hui, WANG Ru gen, ZHOU Min, WANG Qing wei

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

Abstract: The CFD method was used for the analysis of the cascade characteristics with and without slots. The computed results indicate that the cascade with slot can control and delay the separation of the boundary layer on the suction surface. This can facilitate the gas to turn greater angle, and decrease the total pressure loss together with the enlargement of the stable operating range. Compared with the cascade without slot, the surface load of cascade with slot increases near the leading edge and trailing edge and decreases at the slot inlet.

Key words: aerospace propulsion system; cascade; suction surface; boundary layer; slot

在轴流压气机中气流沿流动方向增压, 叶片表面气流在大冲角情况下具有从叶片表面分离的趋势, 所以一般轴流式压气机中气流转折角受到了限制. 为了增大压气机工作叶片的单级气动负荷, 减少压气机的总级数, 就必须控制叶片表面的附面层分离. 通过在叶片压力面到吸力面开槽, 在压力面与吸力面压差作用下, 压力面部分气流会经过小槽从吸力面流出, 这股气流将吹除叶片吸力面尾缘部分的附面层, 控制和延缓气流分离, 同时吸除部分压力面附面层气流, 减小压力面附面层厚度, 合理的开槽位置能够有效地提高压气机的性能, 扩大稳定工作范围^[1].

本文所用叶型中弧线为圆弧中弧线, 采用

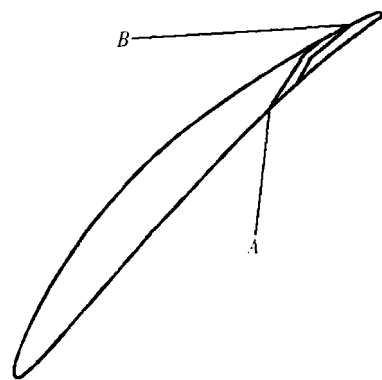


图 1 压力面到吸力面开槽示意图

Fig. 1 Slot from pressure surface to suction surface

收稿日期: 2006-04-27; 修订日期: 2006-07-26

作者简介: 曹朝辉(1981-), 男, 河南洛阳人, 硕士生, 研究方向为气动热力理论与工程.

表 1 叶型主要数据以及 A、B 点弦向相对位置

Table 1 Parameters of cascade and the chordwise location of A、B

弦长 b/mm	$\overline{C}_{\max}$	$\overline{X}_{\max}$	R_1/mm	R_2/mm	β_1	β_2	$\overline{XA}$	$\overline{XB}$
80	0.1	0.43	1.1	0.64	60°	30°	0.65	0.91

NACA 65-010 厚度分布, 开槽位置和槽道结构如图 1 所示, 其中小槽进口宽度为 7.4 mm, 出口宽度为 5.7 mm, 叶型主要数据以及 A、B 点的相对弦向位置 $\overline{XA}$ 、 $\overline{XB}$ 见表 1, 叶栅安装角 45° , 稠度 1.74.

1 数值分析方法

本文数值计算采用雷诺平均三维 Navier-Stokes 方程组, 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. CFL 数取 3.0, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型, 计算中采用了隐式残差光顺法和完全多重网格加速收敛技术^[2].

本文采用 H-O-H 结构化网格, 前缘、后缘、尾迹区、叶片表面、小槽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, 其中小槽内网格为 1914. 小槽进出口处的局部网格如图 2 所示. 叶片通道前缘延伸段和后缘延伸段分别为一倍弦长和 1.5 倍弦长, 叶栅高度为 1 mm.

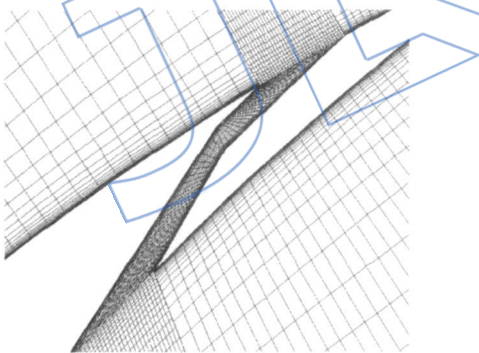


图 2 开槽后叶栅后缘网格局部放大图

Fig. 2 Enlarged mesh in trailing edge

进口给定总压 101 325 Pa, 总温 288 K 和进口速度方向, 通过改变进口速度方向来改变攻角, 出口给定静压 98 000 Pa. 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.

2 计算结果以及分析

2.1 叶栅气动特性对比

通过对攻角 i 分别为 $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ$

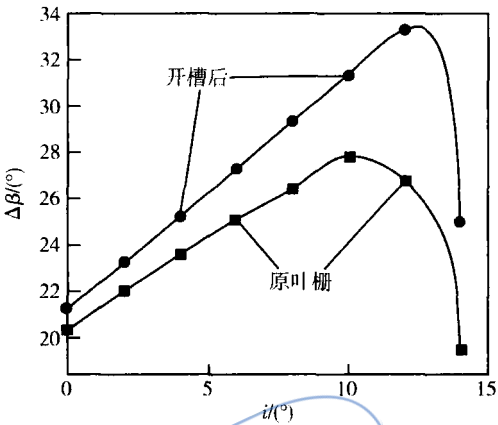


图 3 开槽前后 $\Delta\beta$ 随 i 的变化图

Fig. 3 Comparison of the turning angle of cascade with and without slot

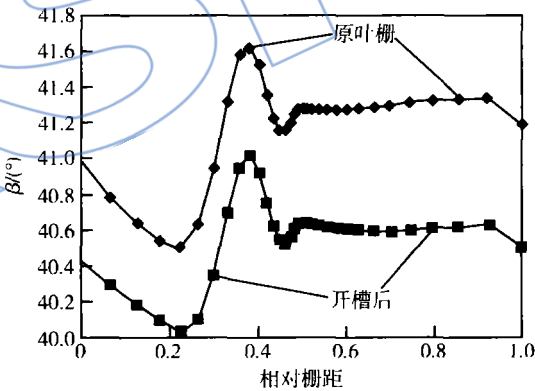


图 4 开槽前后 β 在一个栅距内的分布

Fig. 4 Comparison of the turning angle distribution in cascade spacing

和 14° 时的叶栅流场进行数值模拟, 得到开槽前后气流转折角 $\Delta\beta$ 随攻角 i 的变化规律如图 3 所示. 从图中可见, 随着攻角的增大, 从压力面到吸力面开槽都能比较显著地增大气流转折角, 增大叶栅的气动负荷. 攻角为 12° 时, 增幅达到 24%. 原叶栅在攻角大于 10° 时气流转折角开始下降, 可认为此时原叶栅已经失速^[3], 而开槽后的叶栅在攻角大于 12° 时才开始失速, 显然通过压力面到吸力面开槽能增大叶栅的攻角工作范围.

在攻角一定的情况下, 气流转折角主要取决于落后角, 而落后角主要受气流的惯性和附面层的影响. 本文以 4° 攻角为例, 给出了出口气流角 β

在 140% 弦长处 的一个栅距内的分布. 如图 4 所示, 通过从压力面到吸力面开槽, 大大减小了出口气流角, 使出口气流方向更接近于叶型的出口气流角^[4]. 在相对栅距为 50% 至 1 处, 出口气流角减小的幅度更大, 而这个区域正是小槽出口气流对吸力面附面层有显著影响的区域.

开槽前后叶栅的总压损失 ω 随攻角 i 变化的情况如图 5 所示. 在 $0^\circ \sim 3^\circ$ 攻角情况下开槽后的叶栅与原叶栅相比总压损失略有增大, 而在攻角大于 3° 时, 随着攻角增大总压损失下降, 在攻角为 10° 时, 通过压力面到吸力面开槽能使总压损失减少 8%. 造成上述现象的主要原因是: 开槽后的叶栅总压损失构成与原叶栅相比, 增加了小槽内的流动损失, 同时由于开槽后叶栅流通能力增大, 进口马赫数增加, 导致粘性摩擦损失有少许增大, 同时在小攻角情况下, 因吸力面后缘附面层分离区很小, 通过开槽来降低吸力面附面层分离造成的总压损失作用效果并不明显, 因此导致总压损失稍有增大, 但在攻角较大时, 压力面到吸力面开槽可以显著减小吸力面附面层的分离区, 降低因为附面层分离而造成的总压损失, 参见图 6 和图 7.

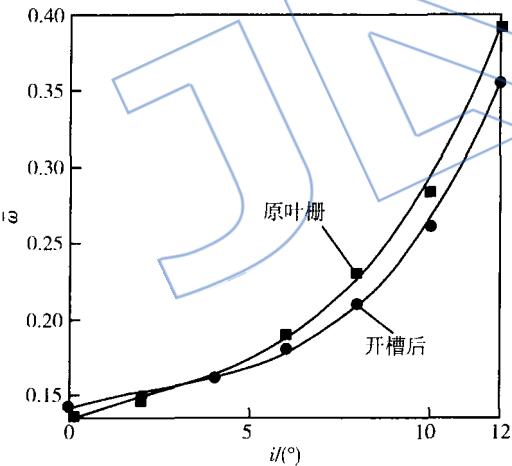


图 5 开槽前后 ω 随 i 的变化图

Fig. 5 Comparison of pressure loss of cascade with and without slot

2.2 流场分析

以 4° 攻角为例, 图 6 和图 7 给出了开槽前后叶栅后缘的速度矢量图. 从图中可见, 原叶栅后缘有较大的附面层分离区, 在叶栅尾缘形成了一个低速回流区, 而开槽后的叶栅仅在小槽出口前方有很小的分离区, 小槽出口气流隔断了吸力面附面层的发展, 使小槽出口之前的附面层分离区不

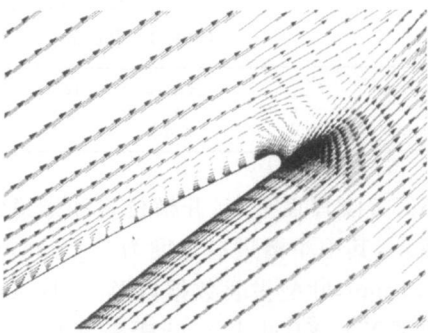


图 6 原叶栅后缘速度矢量图($i = 4^\circ$)

Fig. 6 Velocity vector in trailing edge of cascade without slot

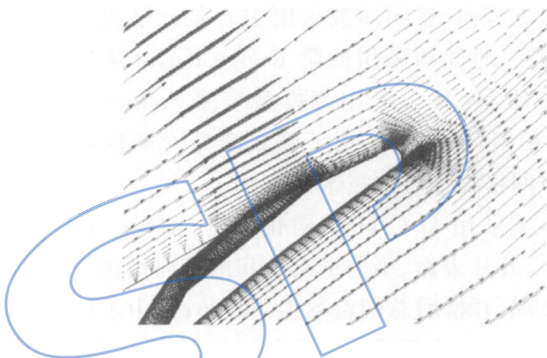


图 7 开槽后叶栅后缘速度矢量图($i = 4^\circ$)

Fig. 7 Velocity vector in trailing edge of cascade with slot

能继续扩大, 并对小槽出口至尾缘的气流起到了明显的加速作用, 增大了该区域附面层气流的动能, 提高了这个区域内的气流承受逆压梯度的能力, 从而有效控制了吸力面附面层的分离^[6]. 另外, 从图中可见, 原叶栅尾迹区的速度比主流要小很多, 而开槽后尾迹区的速度要更接近于主流速度, 因此通过从压力面到吸力面开槽能够有效降低尾迹区与主流区的掺混损失, 减小尾迹区的厚度^[5].

气流转折角的增加将增大叶栅负荷, 通过开槽前后叶片表面静压分布的变化也能说明这一特点. 同样以 4° 攻角为例给出了开槽前后叶片表面的静压分布, 如图 8 所示, 开槽后的叶栅与原叶栅相比, 从前缘到约 40% 弦长处叶栅负荷是增大的, 增大幅度逐渐减小. 从 40% 弦长到 70% 弦长处, 叶栅负荷减小, 在 A 点叶栅负荷减小幅度最大, 可见从压力面到吸力面开槽将降低小槽进口附近的负荷. 从 70% 弦长至尾缘, 叶栅负荷都有较大幅度的增加. 通过压力面到吸力面开槽改变了叶栅表面的负荷分布, 使叶栅前段、后段负荷增

大,小槽进口附近负荷减小.

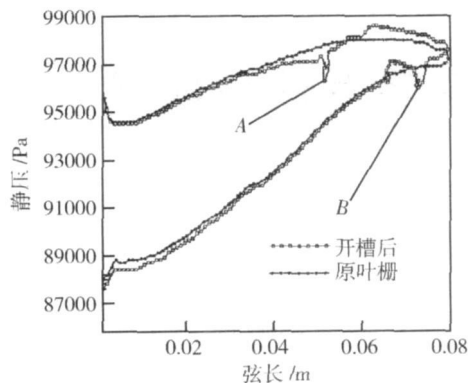


图8 开槽前后叶栅表面压力分布($i=4^\circ$)

Fig. 8 Comparison of static pressure distribution on the surface of cascade with and without slot

开槽前后整个叶栅所受的负荷可以从固体壁面所受的合力来比较,原叶栅所受合力标量值为0 318 98 N,开槽后叶栅所受合力标量值为0 331 54 N,增大3.9%.

3 结 论

通过在叶栅压力面到吸力面开槽,利用小槽出口的气流能够控制吸力面附面层发展,本文用数值模拟的方法对开槽前后叶栅在不同攻角下的气动特性进行对比,得到了以下结论:

(1) 通过压力面到吸力面开槽,利用压力面和吸力面的压差使小槽内的气流加速,从小槽出口流出,这部分气流将有效控制吸力面附面层的发展,从而增大叶栅在不同攻角情况下的气流转折角,降低总压损失.

(2) 压力面到吸力面开槽主要通过控制叶栅吸力面附面层的分离,来改善叶栅通道内的流场,在附面层不分离、很小分离时开槽的作用效果比较小.

(3) 通过压力面到吸力面开槽,将改变叶栅表面的负荷分布,使叶栅前段、后段负荷增大,小槽进口附近负荷减小.

综上所述,从压力面到吸力面开槽能有效控制和延缓吸力面附面层的分离,增大叶栅在非设计攻角情况下的气流转折角,降低总压损失,但开槽位置,开槽大小,开槽方向等问题还有待于进一步讨论.

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 陶文铨. 计算传热学的近代发展[M]. 北京: 北京科学出版社, 2000.
- [3] 刘大响. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [4] 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): 562-564.
- 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): 562-564.
- [5] Bodner J P, Greber I. Experimental investigation of the effect of a single bleed hole on a turbulent supersonic boundary-layer[R]. AIAA Paper 96-2797, 1996.
- [6] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[J]. Turbomachinery, 2003, 125: 765-777.