

文章编号: 1000-8055(2007)07-1110-06

开槽处理技术对叶片尾缘气流流动特性的影响

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: 提出了从叶片压力面向吸力面开槽的处理技术, 设计了在 80% ~ 94% h 叶高位置的叶片尾缘处的开槽方案, 对叶片开槽处理后的压气机工作流场进行了数值分析. 结果表明: 小槽进口对叶片压力面附面层低速气流具有一定的抽吸作用, 使部分压力面附面层气流和部分主流被吸入小槽并进行加速, 这股气流将从小槽出口流出, 它能够对叶背尾缘附面层内低速气流进行加速, 从而控制或延缓附面层气流分离, 并进一步减弱了尾缘附面层分离气流与叶片尾流的掺混. 深入分析流场发现, 小槽出口气流还可以控制吸力面附面层气流沿叶根向叶尖的潜移, 从而防止大量附面层气流在叶尖堆积. 因此采用开槽处理技术能够有效改善叶片尾缘流场的流动特性, 提高流场的稳定性.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶片尾缘; 开槽处理; 数值模拟; 附面层气流
中图分类号: V231.9; V232.4 **文献标识码:** A

Influence of slot treatment on flow performance of blade trailing edge

ZHOU Min, WANG Rurgen, CAO Zhao-hui, ZHANG Xiang-yi
(Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an, 710038, China)

Abstract: The slot treatment technology from pressure surface to suction surface of blade was proposed, while a slot solution starting from 80% ~ 94% blade height of blade trailing edge was designed to conduct numerical simulation of the flow field of compressor after slot treatment. The result shows that, the slot inlet could suck low-speed boundary layer flow on the pressure surface of the blade, such that some boundary layer flow and main flow will be sucked into the slot and speedily discharged from the slot outlet. The low-speed boundary layer flow on the blade trailing edge could be accelerated, enabling to control or restrain separation region of the boundary layer flow, and also reduce the mixing of separated boundary layer flow of trailing edge and the blade trailing flow. The in-depth analysis shows that, the slot outlet flow could also control the migration of boundary layer flow towards the blade tip along the blade root, thus avoiding accumulation of boundary layer flow on the tip. So, the slot treatment technology can help improve the flow performance and stability of the flow field of blade trailing edge.

Key words: aerospace propulsion system; blade trailing edge; slot treatment; numerical simulation; boundary layer flow

在研究压气机内部流动损失的过程中, Koch 和 Smith 等人提出: 在压气机内部损失中, 叶片表面特别是吸力面附面层的发展和分离所造成的流

动损失占主要部分, 它使得叶片无法发挥设计叶型具有的潜力. 因此如果能采取措施控制和延缓叶片吸力面附面层气流的分离, 那么将能有效地

收稿日期: 2006-06-28; 修订日期: 2006-12-13

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.

提高压气机的工作效率和稳定性, 改善压气机的性能^[1, 2].

在大量的控制叶片通道内气体流动、减少能量损失方法的理论分析和试验研究的基础上, 研究人员提出通过改变通流部分几何尺寸、改善加工量分布的可控涡设计、附面层控制以及弯曲叶片等方法来减少压气机叶片通道内部流动损失, 提高压气机稳定性. 其中 Hubrich K. 等人提出了在叶片上开槽抽气方法^[3], 但该方法需附加抽气装置, 结构复杂, 实现较困难.

针对这种情况, 本文以 NASA37 叶片为原型, 提出利用从叶片压力面到吸力面开槽处理技术改善压气机叶片吸力面尾缘气流流动特性的方法.

如图 1 所示, 由于位于叶片压力面的小槽进口(A 端)与吸力面的小槽出口(B 端)之间存在较大静压差, 在该静压差作用下压力面上少量气流将从 A 端进入小槽通道, 这部分气流主要为小槽进口附近的部分压力面附面层低速气流以及部分主流, 这股气流将在小槽内进行加速, 在小槽出口 B 端形成较大的气流速度, 该气流从 B 端流出后必将有效地吹除叶背尾缘的附面层低能气团, 增加附面层气流的动能, 从而有效控制或延缓叶片吸力面尾缘的气流分离, 改善叶片吸力面尾缘气流流动特性, 同时由于压力面部分附面层低速气流被抽吸, 叶片压力面附面层气流的流动特性也有一定的改善^[1, 4-7].

0.7 mm、方向与弦线成 2° 的夹角; 不同叶高处的小槽结构布局均与 90% h 处相同, 但是进气端和出气端的方向与弦线的夹角随叶高不同略有变化, 其它参数保持不变; 最后根据上下两端的小槽布局对位于 80%~94% h 范围内的处理槽进行线性过渡. 这种方法的优点是没有任何辅助控制机构, 叶片、转子和机匣结构均保持不变, 便于工程应用. 当然在叶片上开槽将改变叶片强度和振动特性, 此外处理槽位置的选取应保证在所有工作状态下使 A 端静压力大于 B 端.

1 三维数值模拟

本文采用商业 CFD 软件 NUMECA 模拟了开槽叶片流场的流动特性, 其中控制方程为雷诺平均三维 N-S 方程^[1], 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. 同时通过局部时间步长、隐式残差光顺和完全多重网格技术加快计算速度.

在计算中, 采用了 Spalart-Allmaras 湍流模型, 研究表明在跨音速流动情况下, Spalart-Allmaras 模型不仅有较好的计算精度, 而且在收敛速度上具有明显优势, 因此本文在计算中均采用 Spalart-Allmaras 模型. 同时由于采用湍流平衡假设, 因此忽略了湍动能对主流区的影响.

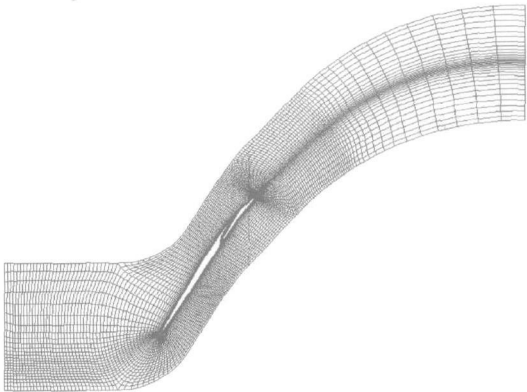


图 2 主通道的计算网格

Fig. 2 Mesh of main passage

计算网格采用了分区网格技术. 为了更好地计算叶片内部小槽进出口气流与主通道气流的相互作用, 本文将压气机工作叶片设置在计算域内部, 并在主通道内采用 H-O-H 型网格, 如图 2 所示. 由于沿径向采用局部加密的简单“H”型网格, 因此图 2 只给出了某一径向高度 S₁ 流面的二维网格划分示意图. 主通道沿气流方向有 3 个网格分区, 其中叶片型面附近采用“O”型网格, 叶片通

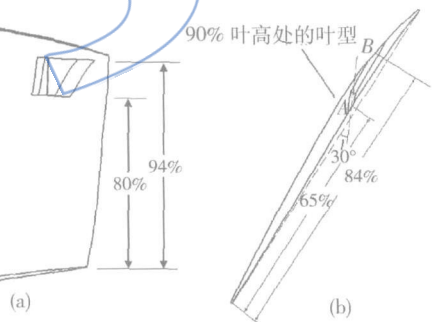


图 1 开槽位置和槽道结构

Fig. 1 Slot position and structure

在图 1 中, (a) 图给出了小槽在叶片径向高度 h 的分布, 小槽从 80% 叶高位置(记 80% h, 下同)开始到 94% h 结束, 约占整个叶高的 14%. (b) 图给出了 90% h 处小槽在叶片弦向的位置以及结构布局, 小槽分前后两个直线段, 在相交点自然转折, 前段称为进气段, 后段称为出气段. 首先, 进气段宽 0.7 mm、方向与弦线成 30° 夹角, 出气段宽

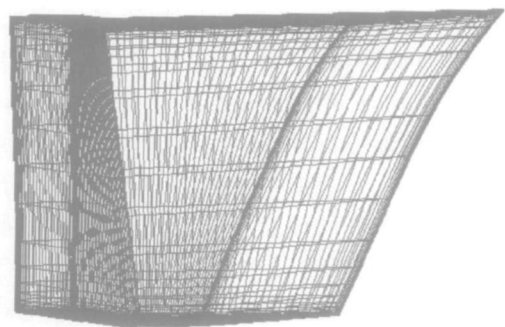


图 3 小槽内部的计算网格

Fig.3 Mesh of slot

道前后延伸段则采用“H”型网格.

由图 1 知,处理槽分前后两段设计,因此小槽内的计算网格也有两个分区,每个分区均采用局部加密的“H”型网格,如图 3 所示.处理槽进出口边界是通过与叶片压力面和吸力面型面的空间几何相交后给出的,因此进、出口截面与叶片表面型面完全相容,可保证分区计算的正常进行,并取得良好的计算精度.计算中小槽进口和出口分别和叶片表面网格联结,处理槽内气流的流动模型与主通道所采用的模型相同,均通过雷诺平均 N-S 方程结合 $S-A$ 湍流模型求解.

计算中进口边界给定总压、总温和绝对气流角的实验值;出口边界只给定指定半径处的静压;固壁边界采用无滑移边界条件,即叶片和处理槽表面及下端壁处的相对速度为零,机匣壁面的相对速度为 $-\omega R$;在转子叶排通道的上下游延伸段、尖部吸力面侧和压力面侧以及叶片根部均施以周期性边界条件.此外,小槽进口和出口分别和叶片表面联结并采用完全非匹配边界条件(即 FNMB 边界条件)^[8].计算时按实验条件给定均匀的初始速度场、温度场和压力场.

2 计算结果分析

2.1 采用开槽处理技术前后 S_1 流面上的 Mach 数分布图、速度矢量图以及流线图

图 4 给出了叶片有无小槽时转子叶片通道内 Mach 数在 S_1 流面上的分布,图中具体给出了 85% h 处叶片尾缘流场 Mach 数分布的局部放大图.其中,压气机出口背压为 115 000 Pa,此时压气机的工作点为中间流量状态.由图可知,首先在小槽进口位置附近,采用开槽处理后叶片压力面的部分附面层低速气流以及部分主流在静压差的作用下被吸入小槽,这股气流将在小槽内进行加速,并从小槽出口流出.由于部分附面层低速气流

被吸入小槽,从而改善了叶片压力面附面层气流的流动,提高了附面层气流的流动速度,并使压力面小槽进口位置之后的附面层明显变薄,可见采用开槽处理可以对叶片压力面的附面层低速气流起到抽吸作用.同时,在小槽出口位置附近,尾缘吸力面附面层气流的流动速度较未开槽叶片有了明显提高,说明从小槽流出的气流能对叶背尾缘附面层内的低速气流进行加速,吹除叶背尾缘的



图 4 85% h 处有无小槽时 Mach 数分布

Fig.4 Contours of Mach number on the 85% height of blade with slot and without slot

低速气流.图 5 和图 6 分别给出了 90% h 处小槽进出口附近流场的速度矢量图 and 流线分布图.首先,由图 5(a) 和图 6(a) 都可以看出,在转子出口反压为 115 000 Pa 时,在无槽叶片吸力面尾缘处,附面层已经积累了一定的厚度,约在叶片弦向 70% 弦长处气流已经开始分离,分离气流在叶片尾缘与尾流混合加剧,形成较大的分离涡;而从图 5(b) 和图 6(b) 可以清晰看出,在小槽进出口的静

压力差的作用下, 小槽进口附近的部分压力面附面层气流和部分主流被吸入小槽, 之后这股气流在小槽出口流出时, 将和吸力面附面层分离气流进行掺混, 并对附面层气流进行加速. 由图可见, 小槽出口位置之后即相对弦向位置 81% 弦长之后的附面层分离被明显抑制了. 小槽出口气流对小槽出口位置之后的吸力面附面层分离起到了明显的抑制作用, 提高了其抵御因逆压梯度存在而发生分离的能力.

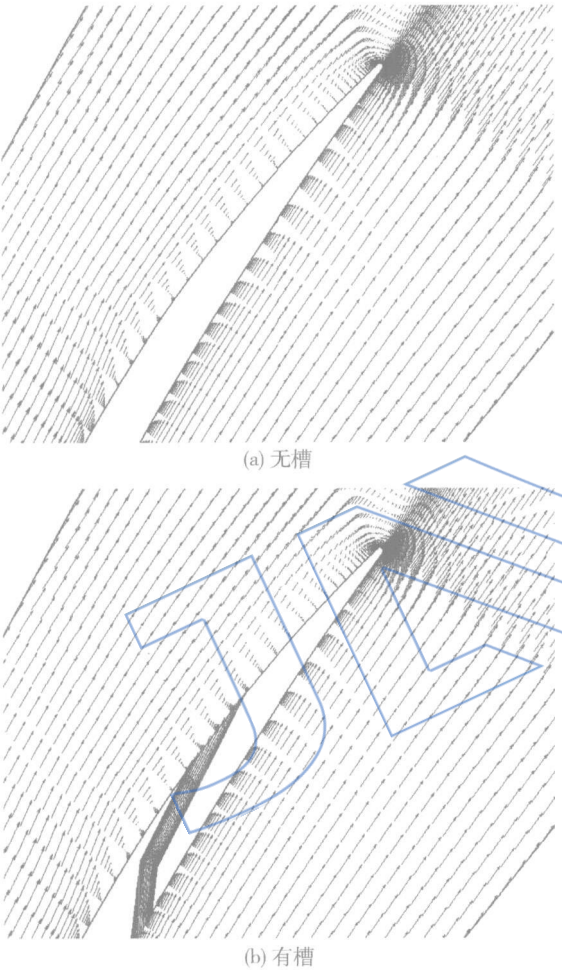


图 5 90% h 处有无小槽时叶片尾缘速度矢量图
Fig. 5 Vectors of trailing edge on the 90% height of blade with slot and without slot

同时, 从图 5(b) 和图 6(b) 都可以看出, 在小槽出口前方吸力面还有部分附面层气流发生分离, 对比图 5(a) 和图 6(a) 可以发现, 这是由于吸力面附面层气流在小槽出口位置之前就已经开始发生分离, 因此小槽出口气流对这部分分离气流没有起到控制作用. 由此可见, 为了能更好的发挥小槽出口气流的作用, 小槽出口位置需要根据流场具体情况来进行改进设计^[1, 2].

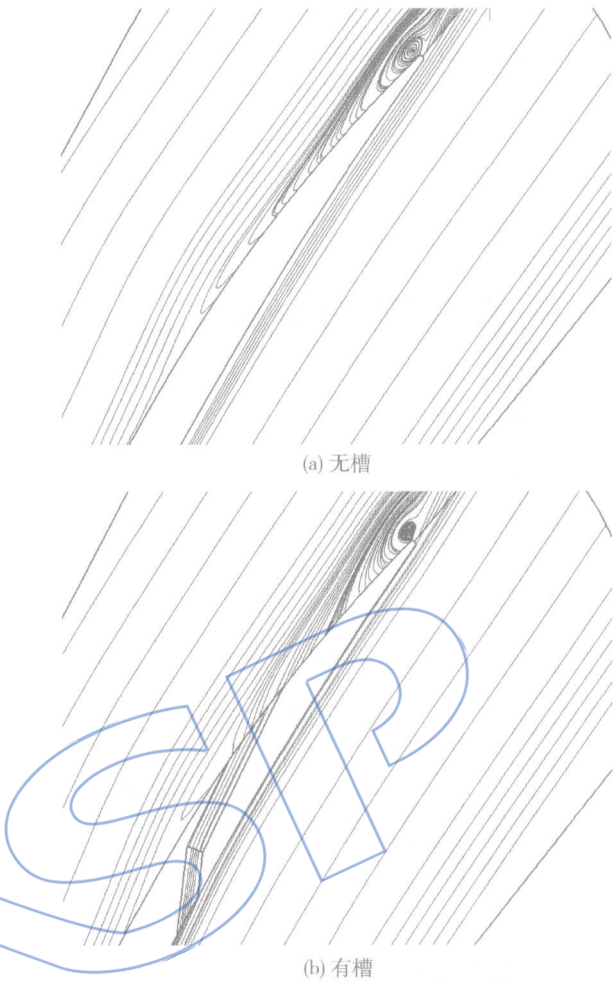


图 6 90% h 处有无小槽时叶片尾缘流线图
Fig. 6 Stream lines of trailing edge on the 90% height of blade with slot and without slot

另外, 从图 6(b) 还可以看出, 由于吸力面尾缘附面层分离被有效抑制, 再加上小槽出口气流对吸力面尾缘低速气流的加速作用, 从而减弱了附面层分离气流和尾缘气流的掺混. 叶片尾缘气流的分离涡被减小. 由此可见, 小槽出口气流可以有效改善吸力面尾缘气流特别是附面层分离气流和叶片尾流的流动特性, 减小流动损失, 提高流场稳定性.

2.2 叶片吸力面近壁面流线分布

图 7 给出了出口反压为 115 000 Pa 时, 叶片吸力面近壁面处速度矢量和流线分布图. 通过分析图 7 中的速度矢量和流线可以看出: 首先由图 7(a) 可见, 在没有小槽的叶片吸力面表面上, 存在着明显的气流分离区, 而且叶片尾缘的附面层分离气流还从叶根向叶尖方向做潜移流动, 这种流动将使叶尖后缘有大量附面层气流堆积, 这将极大地影响流场的稳定性; 而从图 7(b) 可以看出,

叶片采用开槽处理后, 由于小槽出口的气流对小槽出口后的附面层气流进行了加速, 小槽出口附近的附面层分离被明显控制, 叶尖部分分离气流重新附着到叶片表面, 同时, 小槽出口气流还有效抑制住了吸力面附面层气流从叶根向叶尖方向的潜移, 从而有效避免了附面层气流在叶尖部分的堆积, 提高了吸力面叶尖流场的稳定性。

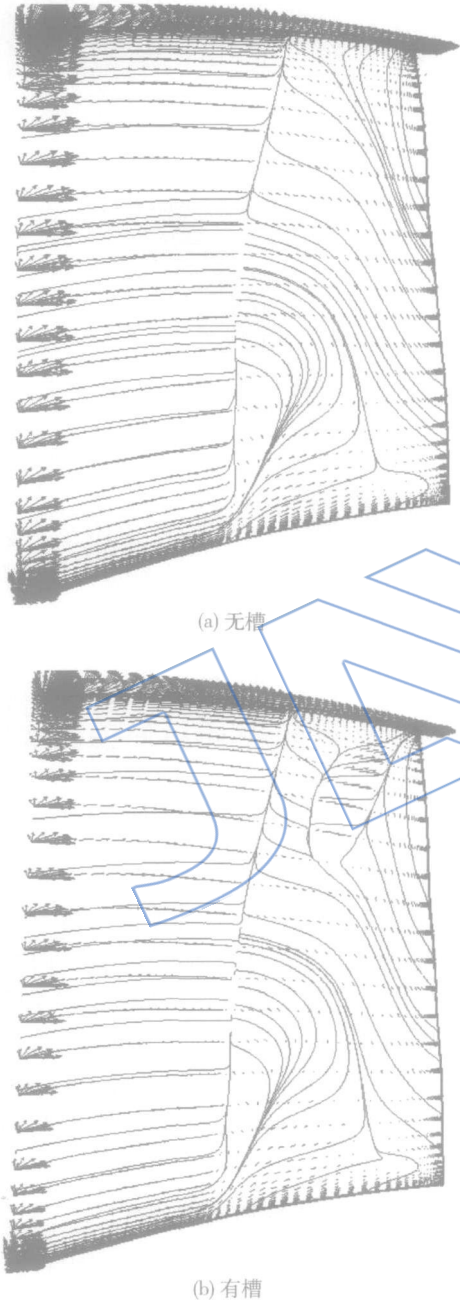


图 7 叶片吸力面近壁面速度矢量和流线图
Fig.7 Vectors and stream lines on the suction surface

3 结 论

本文通过三维数值模拟方法, 对 NASA37 原

型叶片和开槽处理叶片在设计转速下的流场特性进行了数值模拟. 分析结果认为, 采用开槽处理技术后:

(1) 在小槽进出口静压差的作用下, 叶片压力面小槽进口附近的附面层气流和部分主流将被压入射流孔, 因而小槽对压力面附面层内的低速气流起到了抽吸作用, 从而使压力面附面层变薄;

(2) 小槽进口吸入的低速气流将在小槽内进行加速, 并在小槽出口处形成稳定的射流, 这股气流可以有效地对叶片吸力面尾缘附面层内的低速气流进行加速, 从而控制和延缓了叶片吸力面尾缘附面层气流的分离, 并减弱了尾缘附面层分离气流与尾流的掺混;

(3) 小槽出口气流不仅可以使已经分离的附面层气流重新附着到叶片表面, 同时还可以有效控制叶片吸力面附面层气流从叶根向叶尖方向的潜移, 有效避免了附面层气流在叶片叶尖部的堆积, 提高了吸力面叶尖流场的稳定性。

综上所述, 采用小槽处理技术可以有效减少流动损失, 提高压气机流场的工作稳定性. 但是并没有考虑从叶片压力面向吸力面穿孔的叶片机械加工和叶片强度等方面的问题. 同时对于开槽位置以及小槽大小都还未进行详细研究, 因此还需要作更多的细致的研究和分析。

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

[2] 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.

[3] Hubrich K, Böles A, Ott P. Boundary layer suction via a slot in a transonic compressor- numerical parameter study and first experiments[R]. ASME Paper GT2004-53758, 2004.

[4] 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.

[5] Davis D O, Grimes M, Schoenenberger M. Effect of flow misalignment and multi hole interaction on boundary layer

bleed hole flow coefficient behavior[R]. Prepared for the 1996 International Mechanical Engineering Congress and Exhibit, ASME, Nov. 17-24, 1996.

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

[7] 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-2003-212228, 2003.

[8] 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.

