

一种改进的开槽结构对叶栅性能影响的数值研究

王如根¹, 罗凯¹, 吴云¹, 陈斌彬²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 95275 部队, 广西柳州, 545004)

摘要 基于利用小槽出口射流控制叶片吸力面分离气流的思想, 为获得更好的叶栅流场特性, 在两段式平行直线转折槽结构的基础上, 提出一种改进的开槽结构, 用 CFD 方法对 2 种结构开槽前后的叶栅流场进行数值模拟分析对比。为进一步研究改进结构的槽道出气角对叶栅性能的影响, 另设计了多种出气角度。计算结果表明, 改进的槽道能够更好地改善叶栅性能, 获得更高的气流转折角和静压升, 以及更低的总压损失。槽道出气角对叶栅性能也有较大的影响。

关键词 叶栅; 叶片开槽处理; 射流; 附面层; 流场性能

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.05.001

中图分类号 V231.3 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)05-0001-04

在轴流式压气机中, 气流沿流动方向增压, 在逆压梯度的作用下叶片吸力面附面层气流容易发生分离。为了增加压气机工作叶片的单级气动负荷, 提高压气机的稳定性, 必须控制附面层分离。研究人员在大量叶片通道内气流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^[1-3], 通过向附面层内吹气或抽取叶片表面的低能微团, 控制和延缓叶片吸力面附面层气流分离。文献[4-5]提出了一种从叶片压力面到吸力面的两段式平行直线转折槽的开槽结构, 并从开槽位置、进气角和转折角等方面对叶栅流场特性进行了研究, 获得了上述因素对叶栅气动特性的影响规律, 但未对槽道出气角进行细致研究。

为了获得更好的叶栅流场特性, 本文以文献[4-5]为基础, 提出了一种改进的开槽结构, 并用 CFD 方法对 2 种结构开槽前后的叶栅流场进行数值模拟。为进一步研究改进结构的槽道出气角对叶栅性能的影响, 对不同的出气角度进行了计算对比分析。

1 叶片开槽设计方案

本文所采用的叶栅为大弯度静叶叶栅, 叶型中弧线为圆弧型。叶型主要几何参数为: C_{max} 为 3.15 mm, e 为 0.545, 前缘半径 R_1 为 0.377 7 mm, 后缘半径 R_2 为 0.379 3 mm, β_{1k} 为 33.46° , β_{2k} 为 98.43° , 叶栅安装角为 25° , 稠度为 2.55, 叶片弦长为 60.7 mm, 设计马赫数为 0.75。叶片从压力面向吸力面开槽, 图 1 具体描述了开槽的位置及不同的结构。类似文献[4-5]提出的两段式平行直线转折槽结构称之为结构 1, 其进气角为 38° , 槽道宽度均为 1.2 mm。改进开槽结构为结构 2, 与结构 1 相比其进气段的两边沿槽道转折点向外扩张形成收敛段, 见图 1 中虚线所示, 收敛角度为

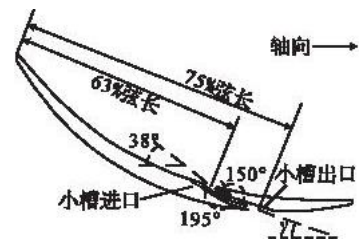


图 1 叶片开槽位置及结构示意图
Fig. 1 Slot position and structure

15° 。本文首先比较了出气段完全重合、出气角都为 8° 的结构 1 和结构 2 对叶栅气动特性影响, 然后对结构 2 不同的出气角进行对比, 即进气段保持不变, 改变出气角 γ , 出气段的宽度均为 1.2 mm。

收稿日期: 2012-03-15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50906100)

作者简介: 王如根(1962-), 男, 浙江绍兴人, 教授, 博士生导师, 主要从事飞机推进系统总体设计、性能与稳定性、检测与实验技术等研究. E-mail: 421712006@qq.com

2 数值分析方法

本文采用商业 CFD 软件 NUMECA 模拟了叶片开槽对叶栅性能的影响。数值模拟方法参见文献[4-5],采用雷诺平均二维 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 4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解。CFL 数为 3.0,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^[6]。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型,该模型不仅计算精度较好,而且在收敛速度上具有明显优势。

本文采用 H-O-H 结构化网格,叶栅前缘、后缘、表面、小槽进出口附近以及内壁面都进行了加密处理。叶片通道前后缘延伸段都为 1.5 倍弦长,叶栅高度为 0.5 mm。未开槽叶栅网格总数为 41 742,开槽结构 1 网格总数为 46 074,其中小槽内网格数为 3 108,开槽结构 2 的网格总数为 49 210,其中小槽内网格数为 3 108。这样网格确保了网格的质量,网格最大延展比小于 2.2,最大长宽比小于 320,同时,离壁面最近的网格单元 y^+ 在 1-5 之间,以准确捕捉附面层内的流动细节。小槽进出口的网格加密方式在文献[4-5]的基础上也有所改进,进出口附近网格都进行了加密,确保对叶栅主通道和槽道连接部分附近的气流流动进行更加细致、准确的描述。以结构 2 为例,叶栅通道网格见图 2(a),槽道内部流场网格见图 2(b)。计算域进口给定总压 147 164 Pa,总温 320 K,通过改变出口静压使进口保持设计值 0.75 Ma,通过改变进口速度方向来改变攻角。叶片表面采用无滑移绝热边界条件。

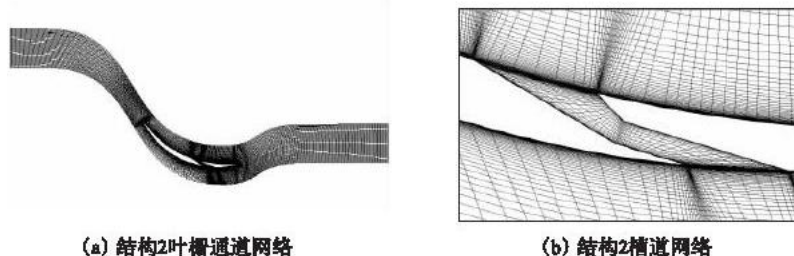


图 2 叶栅通道网格和槽道网格

Fig. 2 Mesh of the cascade and slot

3 计算结果以及分析

3.1 不同进气段结构叶栅气动特性对比分析

本文首先对出气角 γ 为 18° 的开槽结构 1、2 和无槽叶栅特性进行对比。通过对进气攻角为 -3° 至 6° 的 10 个叶栅流场进行数值模拟,并选取叶栅前缘沿额线方向为 1-1 截面,距叶栅后缘 0.2 倍弦长位置的额线方向为 2-2 截面,获得相关参数并计算,得到开槽前后气流转折角 $\Delta\beta$ 、总压损失系数 $\bar{\omega}$ 和静压升 ψ 随进气攻角 α 的变化规律,见图 3。

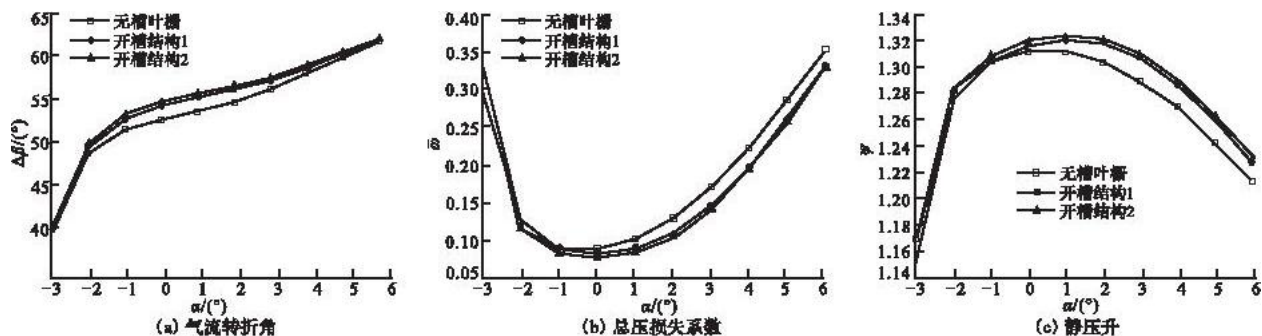


图 3 不同结构开槽前后叶栅特性

Fig. 3 Performance of cascade with different slot

从图 3 可以看出,随着进气攻角的增大,气流转折角增大,总压损失先快速减小然后上升,静压升先迅速增大然后再减小,这符合大弯度叶栅工作的一般原理。叶片经过开槽处理后,在 -2° 攻角以上范围都增大了气流转折角和静压升,减小了总压损失,因而开槽对叶栅气动特性改进效果明显。在攻角为 -3° 时,开槽叶

栅气动特性反而比无槽叶栅更差,见图 4,其原因为此时叶盆发生严重的附面层分离,开槽后,在槽道两端静压差的作用下,分离区低速气体从槽道进口流动至叶栅吸力面,从而增大了吸力面附面层分离区域,同时增大了分离区气流与主流气体之间的掺混损失,气动特性反而变差。

图 5 给出了 2° 攻角时结构 1 和结构 2 槽道内部的马赫数分布图,可以看出,结构 2 中的气流在收敛进气段速度更快,出气段的射流速度明显快于结构 1,因而出口射流将更多的动能注入到附面层分离区内,使分离气流获得更大的速度,更好地吹除了分离气流,使叶背分离区减小甚至消失,主流在叶栅后半程的流动转折角增加,进而减小了流动损失,提高了静压升。气流转折角增加了 0.62 ,静压升提高了 0.23% ,而总压损失系数减小了 3.7 。

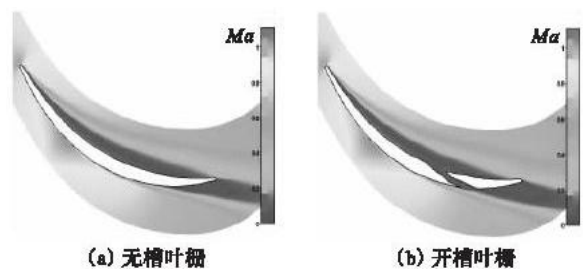


图 4 无槽叶栅和开槽叶栅马赫数分布云图 ($\alpha = -3^\circ$)

Fig. 4 Mach contour of cascade with and without slot ($\alpha = -3^\circ$)

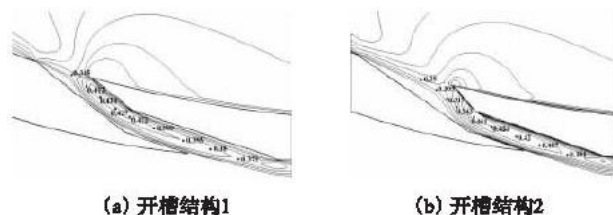


图 5 不同开槽结构槽道马赫数分布图 ($\alpha = 2^\circ$)

Fig. 5 Mach number in different slot ($\alpha = 2^\circ$)

3.2 不同出气角度对比分析

本文在开槽结构 2 的基础上,对不同的出气角度 γ 进行了大量的计算,选取了 γ 为 13° 、 18° 、 23° 、 28° 、 33° 和 48° ,并跟无槽叶栅在进气攻角为 -3° 至 6° 时的 10 个叶栅流场进行数值模拟,得到开槽前后气流转折角 $\Delta\beta$ 、总压损失系数 $\bar{\omega}$ 和静压升 ψ 随攻角 α 的变化规律,见图 6。

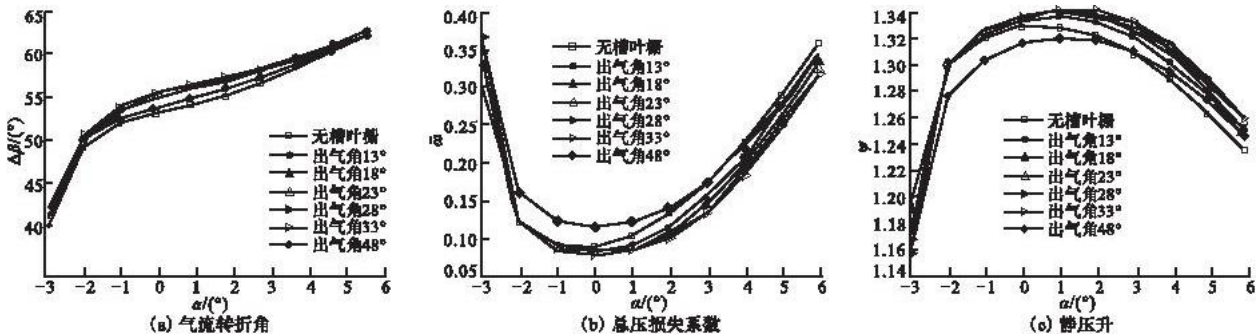


图 6 不同结构开槽叶栅特性

Fig. 6 Performance of cascade with different slot

见图可见,在出气角从 13° 增大到 33° 的范围内,进气攻角大于 -1° 时,叶栅的气动特性逐渐改善,气流转折角和静压升逐渐增大,总压损失逐渐减小;进气攻角小于 -1° 时,改善效果很微弱,在 -3° 时,开槽叶栅特性同样比无槽叶栅更差。出气角从 33° 增加到 48° 时,叶栅气动特性逐渐变差。

图 7 是 2° 攻角时无槽叶栅和开槽结构 2 不同出气角的叶栅后缘流线图,未开槽时,在尾缘出现较大的分离区;开槽后,在槽道出气角为 13° 时,槽道出口位置靠后,无法作用到分离区前部气流,在槽道前方仍然存在较大的分离区。随着出气角增大到 33° ,槽道出口位置前移,作用在分离区靠前位置,出口射流将槽道后部的分离区全部吹除,只有槽道前方有很小的分离区。当出气角继续增大时,出口射流与叶栅通道主流夹角过大,此时叶栅通道的主流无足够的能量将出口射流压迫至叶栅吸力面,因而在槽道出口后方开始出现新的分离区,该分离区随着槽道出口角度而增大,如出气角为 48° 时,槽道前后出现了 2 个分离区,堵塞了叶栅通道,并与主流掺混,增加了总压损失。

此外,出气段的角度也影响槽道出气段长度和槽道转折角,出气角度越小,出气段长度越长,槽道转折角越大,显然会增加气流在槽道中的流动损失。因此,槽道出气段与轴向夹角并不是越小越好,而是存在最佳角度,如本文在该位置开槽,最佳出气角度为 33° ,出口射流对附面层分离区的作用最充分,而且不会在槽道后方的吸力面产生新的分离区,同时槽道内气流流动损失也最小。

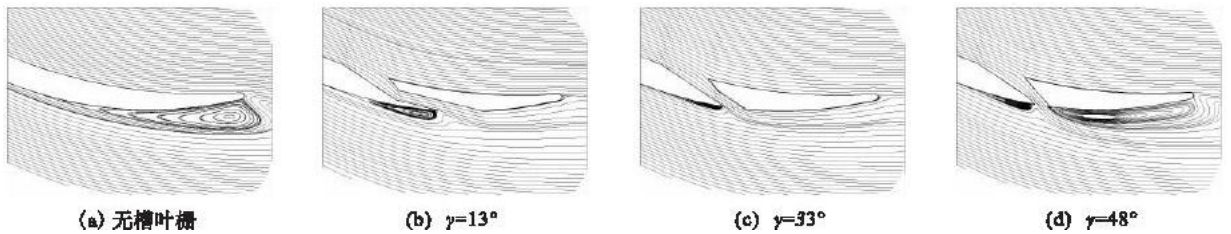


图7 无槽叶栅和开槽叶栅后缘流线图($\alpha=2^\circ$)

Fig.7 Flow lines on the trailing edge of cascade with and without slot ($\alpha=2^\circ$)

本文在研究中发现随着进气攻角的增加,吸力面气流分离点前移,附面层区域越来越大,该位置开槽射流的作用越来越弱,气流转折角的改善效果越来越差。因此,对于大弯度、高负荷的静子叶栅,下一步需根据其叶型特点确定开槽的最佳位置,以获得均衡的叶栅特性改善效果。

4 结束语

本文基于利用小槽出口射流控制叶片吸力面尾缘分离气流的思想,对大弯度叶栅提出了一种改进的开槽结构,并对其进行了初步的研究,结果表明:①改进的进气段结构能将流入槽道的气流加速到更高的速度,经槽道射出后能更有效地控制吸力面附面层分离,增大叶栅在大多数非设计攻角时的气流转折角和静压升,有效减小总压损失。②槽道出气段与轴线的夹角对叶栅性能影响较大,在合适的出气角下,小槽出口射流的作用将更加充分,分离区更小,对叶栅稳定性的提高效果越好,同时也减小了气流在槽道中的流动损失。因此,需根据开槽位置确定最佳出气角,从而更好地发挥叶片开槽处理的作用效果。

参考文献(References):

- [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. (in Chinese)
- [2] Volino R J. Separation control on low pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[J]. J ASME turbomachinery, 2003,125(4):765-777.
- [3] 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.
- [4] 周敏,王如根,曹朝辉,等. 槽道进气角和转折角对叶栅流场特性影响的研究[J]. 航空动力学报,2008,23(1):125-129.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Chaohui, et al. Research on effect of slot inlet angle and turning angle on the flow field characteristic of cascade[J]. Journal of aerospace power, 2008,23(1):125-129. (in Chinese)
- [5] 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]. 空气动力学学报,2008,26(3):400-404.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Chaohui, et al. Effect of slot width on the aerodynamic performance of compressor cascade [J]. Acta aerodynamica sinica, 2008,26(3):400-404. (in Chinese)
- [6] 王松涛,严培刚,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. (in Chinese)
- [7] Carter C J, Guillot S A, Ng W F. Aerodynamic performance of a high-turning compressor stator with flow control [R]. AIAA 2001-3973.
- [8] Douglas J W, Li S M, Song B, et al. Effects of freestream turbulence on the losses of a highly loaded compressor stator blade [R]. ASME 2003-GT-38604.
- [9] Song Yanping, Chen Huanlong, Chen Fu, et al. Effect of air injection on performance of highly-loaded compressor cascades [R]. ASME 2007-GT-27062.

(编辑:徐敏)

本刊相关链接文献:

- [1] 李应红,吴云. 等离子体流动控制技术研究进展[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(3):1-5.
- [2] 郭飞飞,王如根,夏钦斌,等. 射流角度对固定几何结构二元喷管气动喉道的影响[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2010,11(3):20-29.
- [3] 白效慧,刘波,陈云永. 带分流叶片向心涡轮内部流场分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2008,9(6):22-27.
- [4] 徐学邈,王如根,张相毅,等. 射流角度对流体控制矢量喷管的影响[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2008,9(1):5-8.

(下转第19页)