

用端壁造型减小涡轮叶栅二次流损失的数值研究*

刘 波, 管继伟, 陈云永, 王掩刚, 高丽敏

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 分别对常规叶栅、下端壁上凸和下端壁下凹叶栅的流场进行了详尽的数值模拟, 通过将下端壁上凸和下端壁下凹叶栅中的通道涡的发生、发展过程与常规叶栅进行对比分析, 对非轴对称端壁造型减小涡轮叶栅二次流损失的机理进行了初步的探讨。结果表明: 下端壁上凸叶栅出口处的总压损失比常规叶栅下降了 4.2%, 下端壁下凹叶栅出口处的总压损失比常规叶栅增加了 11.9%; 在下端壁上凸叶栅中, 下通道涡的形成比常规叶栅和下端壁下凹叶栅滞后, 失去了充分发展的“机会”。这是非轴对称端壁造型能够减小涡轮叶栅二次流损失的根本原因。

关键词: 涡流; 二次流; 非轴对称端壁造型⁺

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2008) 03-0355-05

Numerical investigation for effect of non-axisymmetric endwall profiling on secondary flow in turbine cascade

LIU Bo GUAN Jiwei CHEN Yun-yong WANG Yan-gang GAO Limin

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Numerical simulation has been carried out to obtain detailed flow structure in conventional turbine cascade and two kinds of turbine cascade with non-axisymmetric endwall. Comparison and analysis of development process of passage vortex in three kinds of turbine cascade have been performed to find out how non-axisymmetric endwall profiling affect secondary flow in turbine cascade. Investigation result shows When lower endwall of turbine cascade protrudes upward, total pressure loss at exit of cascade decreases 4.2% than conventional turbine cascade; When lower endwall of turbine cascade protrudes downward, total pressure loss at exit of cascade increases 11.9% than conventional turbine cascade. When lower endwall of turbine cascade protrudes upward, compared with conventional cascade and cascade with lower endwall protruded downward, formation of lower passage vortex is “later”, so less “opportunity” is acquired to grow fully. This is the key point which makes non-axisymmetric endwall profiling work effectively.

Key words Vortex flow; Secondary flow; Non-axisymmetric endwall profiling⁺

1 引 言

非轴对称端壁造型作为一种先进的涡轮叶栅二次流控制技术, 具有广阔的工程应用前景。从 20 世纪九十年代初国外的一些学者就开始了这方面的研究工作, 1981 年 Kopper F C 等人叙述了非轴对称端壁在控制二次流方面的作用^[1]。随后更多的学者开展了这一领域的研究工作, Atkins M J Rose M G 等采用数值方法研究了轴流式燃气涡轮非轴对称端壁造型对二次流的影响, 结果表明采用这种技术能够在一定

程度上减少二次流损失^[2~4]。Durham 大学的 Ingram GL 等人对此技术进行了全面深入的研究, 取得了重要的研究成果^[4~8]。目前, 通过 Durham 大学和罗罗公司的合作研究, 已将此项技术应用于下一代的超大型客机 A380 发动机上^[9]。Rose^[10]等在罗罗公司 Trent 500 发动机高压涡轮模型中使用三维非轴对称端壁, 使级效率增加了 $0.59 \pm 0.25\%$ 。

近年来, 国内的一些专家学者也开始了这方面的研究工作。2005 年李国君等人阐述了一种非轴对称端壁的造型方法^[11], 其利用三角函数构建了非轴对

* 收稿日期: 2007-03-15 修订日期: 2007-09-17。

作者简介: 刘 波 (1960—), 男, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机气动热力学。E-mail: liubo704@nwpu.edu.cn

称的叶栅端壁型面,并通过求解三维时均可压缩 N-S 方程,对构建的具有非轴对称端壁的跨声速直列叶栅进行了数值研究。结果表明:采用非轴对称端壁可以有效地降低叶栅二次流损失,采用单峰幅值控制函数时,最大幅值约占 5% 叶高为宜。后来,李国君等又建立了一种根据叶栅压力面和吸力面之间压差确定叶栅端壁轴向凸凹幅值的非轴对称端壁成型方法^[12],并利用该方法对一后加载环形叶栅进行了端壁造型。通过数值模拟分析讨论了所建立的非轴对称端壁成型方法对于叶栅气动特性和流场的影响。结果表明:上述非轴对称端壁成型方法能够有效地降低叶栅流道内部的二次流损失,改善叶栅出口气流角。黄洪雁等采用数值模拟的手段对几种具有非轴对称端壁的大折转角涡轮叶栅内的流动情况进行了研究^[13],结果表明:在具有非轴对称端壁的涡轮叶栅中,横向压力梯度不是促使通道涡形成的主要原因。高增珣等应用 NURBS 曲面技术实现了涡轮非轴对称端壁的参数化几何造型^[14],并且以 SIGHT 商业软件为优化设计平台,结合 NUMECA 软件进行数值模拟,构建了非轴对称端壁的气动优化设计系统。应用该系统对一涡轮叶栅下端壁进行了非轴对称端壁造型的气动最优化设计,取得了良好的效果。

本文分别对常规叶栅、下端壁上凸和下端壁下凹叶栅的流场进行了详尽的数值模拟,通过将下端壁上凸和下端壁下凹叶栅中的通道涡的发生、发展过程与常规叶栅进行对比分析,对非轴对称端壁造型减小涡轮叶栅二次流损失的机理进行了初步的探讨。

2 叶栅参数及计算条件

计算中所采用的叶栅的几何参数如下:叶型弦长为 40.0 mm,轴向弦长为 36.98 mm,栅距为 29.14 mm,叶高为 45 mm,几何进气角为 50.5°,几何出气角为 59.0°。本文针对上述叶栅设计了两种形式的非轴对称端壁,一为下端壁上凸,一为下端壁下凹。非轴对称端壁造型均在叶栅流道内部,在叶栅的进、出口段,下端壁都是平直的。下端壁上凸(或下凹)的最高点(或最低点)在轴向和周向均位于叶栅流道的中间,下端壁上凸(或下凹)的最大高度均为 3.0 mm。图 1 给出了两种形式的非轴对称下端壁的实体图。

常规叶栅、下端壁上凸叶栅和下端壁下凹叶栅的计算网格均采用 H 型网格, $I \times J \times K$ 分布均为 $121 \times 81 \times 257$,其中 I 为沿叶展方向, J 为节距方向, K 为流

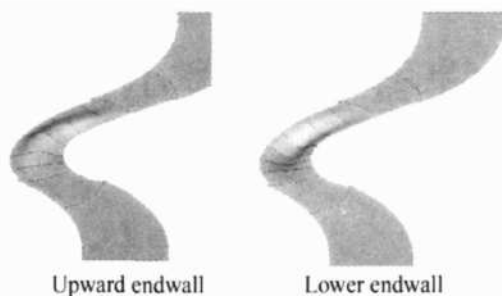


Fig. 1 Two kinds of non-axisymmetric lower endwall

动方向。网格总数约为 252 万。为了能够捕捉到端壁处二次流流动的细节,网格在叶栅的端壁处和叶片表面进行了适当的加密。

上述三种叶栅在计算时所使用的边界条件相同,均为:叶栅进口给定总温为 350.0K,总压为 120 kPa,进口气流角为 45°。出口给定背压为 101.3 kPa。本文在计算时选择中心差分格式和 Baldwin-Lomax 代数湍流模型,为了加快计算的收敛速度,采用了多重网格法和隐式残差平均法。经过 2 000 多个迭代步残差收敛到 10^{-4} 以下,进、出口质量流量之差低于 0.05%。

3 非轴对称端壁涡轮叶栅流场与常规叶栅流场的对比分析

图 2 给出了常规叶栅、下端壁上凸叶栅和下端壁下凹叶栅的根部叶片表面压力分布对比。可以看出:在下端壁上凸叶栅的根部,距叶片前缘 20% 叶型轴向宽度的范围内,叶片的载荷与常规叶栅相比有所减小,此后叶片的载荷与常规叶栅相比显著的增大。也就是说,下端壁上凸叶栅根部的叶片载荷分布与常规叶栅相比具有显著的后加载性,叶型载荷置后一般会使端壁处的横向流动失去充分发展的机会,对于减小叶栅端壁处的二次流损失是有利的。关于这一点本文后面会结合叶栅下端壁处的极限流线和叶栅流道中近似与主流方向垂直的若干个截面上的二次流流谱图给出更为详尽的对比分析和讨论;在下端壁下凹叶栅的根部,与下端壁上凸时恰好相反,距叶片前缘 20% 叶型轴向宽度的范围内,叶片的载荷与常规叶栅相比有所增大,此后叶片的载荷与常规叶栅相比显著地减小。前缘 20% 轴向弦长范围内负荷的增加,使得流道局部二次流动加强,从这个方面看此处二次流动的加强对整个流道中二次流的发展不利。也就是说,下端壁下凹叶栅根部的叶片载荷分布与常规叶栅相比具有显著的前加载性。叶型载荷分布的

前加载性对于减小叶栅端壁处的二次流损失是不利的。

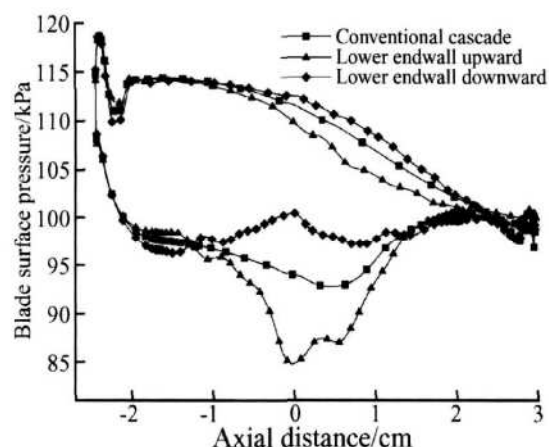


Fig. 2 Root blade surface pressure comparison of three kinds of turbine cascade

图 3 4 5 分别给出了常规叶栅、下端壁上凸叶栅和下端壁下凹叶栅的下端壁处的极限流线图, 可以看出: 下端壁上凸时, 由于叶栅根部叶片载荷分布的后加载性, 马蹄涡的压力面分支的分离线 $S1$ 和吸力面分支的分离线 $S2$ 与叶片吸力面的交点与常规叶栅相比更为接近叶型的尾缘, 说明下端壁上凸后下端壁处的横向流动被显著地削弱了。另外, 根据端壁处马蹄涡吸、压力面分支分离线的走向可以大致推断马蹄涡吸、压力面分支在空间的走向。那么下端壁上凸时, 马蹄涡的压力面分支分离线 $S1$ 与叶片吸力面的交点与常规叶栅相比更为接近叶型的尾缘, 说明下端壁上凸时马蹄涡的压力面分支到达叶片的吸力面比常规叶栅“晚”。马蹄涡的压力面分支是通道涡的主要来源, 当其运动到叶片的吸力面后会迅速地发展成通道涡, 所以马蹄涡的压力面分支到达叶片的吸力面较“晚”就意味着通道涡会获得较少的充分发展的

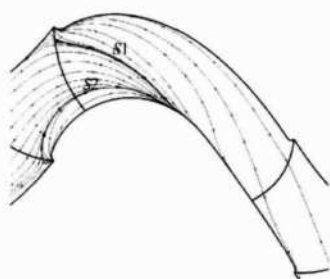


Fig. 3 Lower endwall limiting streamline of conventional turbine cascade

“机会”。也就是说, 在叶栅的出口处通道涡的强度和尺度会有所削弱; 下端壁下凹时, 由于叶栅根部叶片载荷分布的前加载性, 马蹄涡的压力面分支的分离

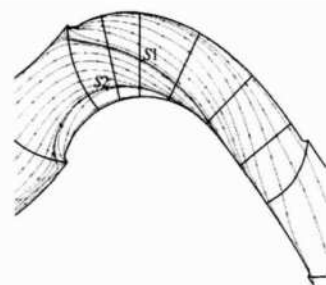


Fig. 4 Lower endwall limiting streamline of turbine cascade with lower endwall protruded upward

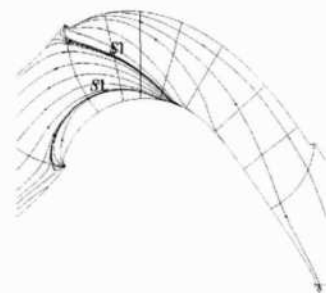


Fig. 5 Lower endwall limiting streamline of turbine cascade with lower endwall protruded downward

线 $S1$ 和吸力面分支的分离线 $S2$ 与叶片吸力面的交点与常规叶栅相比更为接近叶型的前缘, 说明下端壁下凹后下端壁处的横向流动增强了。与下端壁上凸时相反, 下端壁下凹后马蹄涡的压力面分支到达叶片的吸力面较“早”意味着通道涡会获得较多的充分发展的“机会”。

图 6 给出了下端壁下凹时, 下端壁与吸力面所形成的角区内的漩涡结构的放大图; 当下端壁上凸时, 在叶栅的根部距叶片前缘 20% 叶型轴向宽度的范围内, 叶片的载荷与常规叶栅相比有所减小, 也就是说, 作用在下端壁处马蹄涡的压力面分支上的横向压力梯度有所减小, 所以与常规叶栅相比下端壁处马蹄涡的压力面分支距叶片压力面更近, 其尺度和强度也比常规叶栅小许多, 吸力面分支在压力面分支的卷吸作用下, 已经衰减得难以在计算中捕捉到。在此截面上, 三种叶栅端壁处的总压损失的主要来源为端壁上的来流附面层, 马蹄涡的吸、压力面分支带来的损失很小。图 7 给出了下端壁下凹时下端壁与叶片吸力面所形成的角区内的漩涡结构的放大图; 下端壁上凸时, 下端壁处马蹄涡的压力面分支只是略微地向叶片的吸力面靠拢了一点, 引人注意的是: 其强度和尺度不是在增大, 而是在衰减; 在此截面上, 三种叶栅端壁处的总压损失的主要来源依然为端壁上的来流附面层。

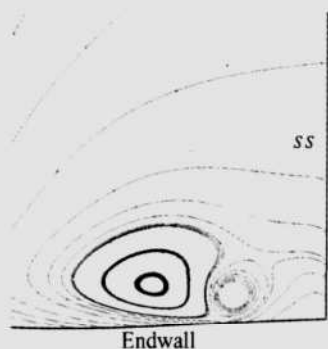


Fig. 6 Vortex structure in corner between endwall and suction surface within cascade with lower endwall protruded downward (section plane 1)

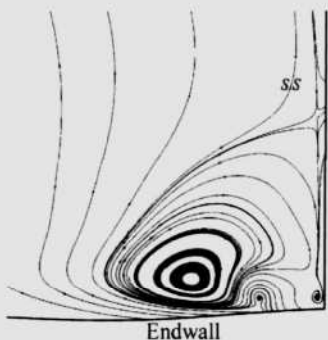


Fig. 7 Vortex structure in corner between endwall and suction surface within cascade with lower endwall protruded downward (section plane 2)

图 8 依次给出了常规叶栅、下端壁上凸叶栅和下端壁下凹叶栅的出口截面上的总压等值线图, 该出口截面与叶栅轴向垂直且距叶片前缘为 125% 叶型轴向宽度。可以看出: 当下端壁上凸时, 下通道涡所造成的高损失区的核心处的总压损失比常规叶栅下通道涡的核心处的总压损失高, 但下通道涡所造成的高损失区在叶展方向和节距方向所占据的范围比常规

叶栅小。上通道涡所造成的高损失区的核心处的总压损失与常规叶栅上通道涡的核心处的总压损失相当, 但上通道涡所造成的高损失区在叶展方向所占据的范围比常规叶栅小。在叶展中部, 由尾迹所造成的高损失区的宽度小于常规叶栅; 当下端壁下凹时, 上、下通道涡所造成的高损失区与常规叶栅相比更加远离上、下端壁, 高损失区的核心处的总压损失高于常规叶栅。另外, 上、下通道涡所造成的高损失区在叶展方向和节距方向所占据的范围也比常规叶栅大。由于更多的端壁低能流体被上、下通道涡输运至叶展中部, 叶展中部的高损失区在节距方向所占据的范围也大于常规叶栅。

图 9 给出了三种叶栅在上述出口截面上的节距平均总压损失系数沿叶展方向的分布, 对三种叶栅的总压损失曲线在叶展方向进行积分, 可以得到: 常规叶栅的总损失为 1.518×10^{-2} , 下端壁上凸叶栅的总损失为 1.454×10^{-2} , 下端壁下凹叶栅的总损失为 1.699×10^{-2} 。下端壁上凸叶栅出口的总损失比常规叶栅下降了 4.2%, 下端壁下凹叶栅出口的总损失比常规叶栅增加了 11.9%。

4 结 论

(1) 当下端壁上凸时, 叶栅根部叶片载荷分布与常规叶栅相比具有显著的后加载性; 当下端壁下凹时, 叶栅根部叶片载荷分布与常规叶栅相比具有显著的前加载性。

(2) 当下端壁上凸时, 马蹄涡的压力面分支的分离线 S1 和吸力面分支的分离线 S2 与叶片吸力面的交点与常规叶栅相比更为接近叶型的尾缘; 下端壁下

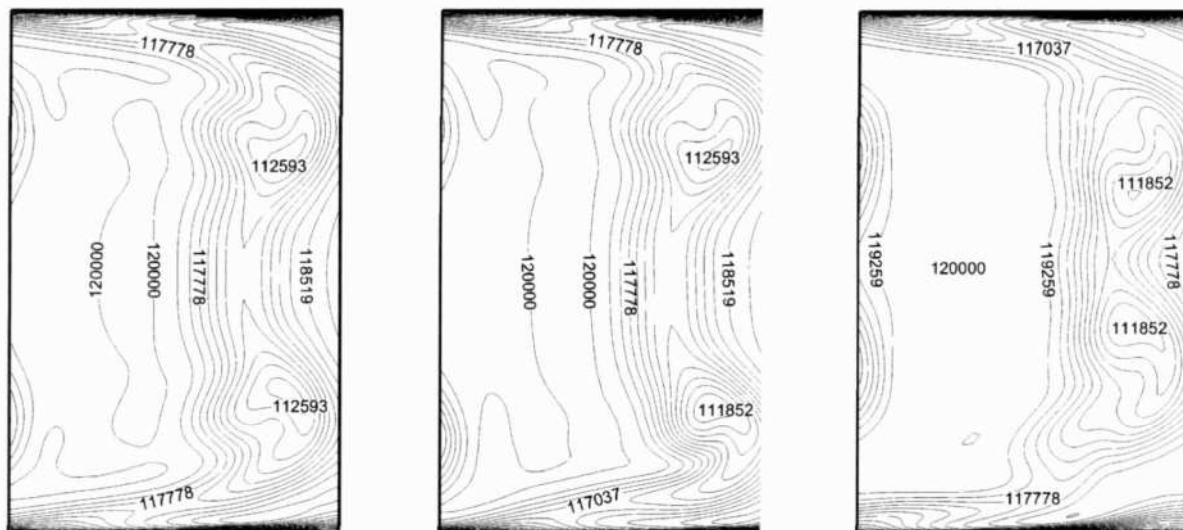


Fig. 8 Total pressure contour on outlet section plane of three kinds of turbine cascade

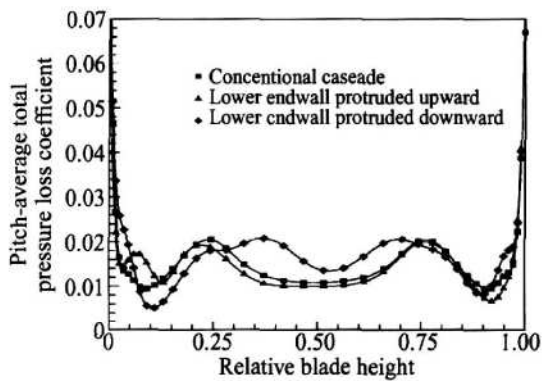


Fig. 9 Pitch-average total pressure loss coefficient profile on outlet section plane of three kinds of cascade

凹时, 由于叶栅根部叶片载荷分布的前加载性, 马蹄涡的压力面分支的分离线 S_1 和吸力面分支的分离线 S_2 与叶片吸力面的交点与常规叶栅相比更为接近叶型的前缘。

(3) 当下端壁上凸时, 由于下通道涡形成得比常规叶栅和下端壁下凹叶栅都“晚”, 失去了充分发展的“时机”, 因而在下端壁上凸叶栅的出口, 下通道涡的强度和尺度比常规叶栅和下端壁下凹叶栅都小。

(4) 在本文所进行的小展弦比涡轮叶栅的流场研究中, 上、下通道涡的发展不是孤立的, 而是紧密联系的, 它们之间的相互诱导作用是很强烈的。由于它们之间的强烈的相互诱导作用, 下端壁进行非轴对称造型对损失分布的影响不会仅仅局限于下端壁处, 而是会扩展到叶展中部和上端壁处。

(5) 合理的非轴对称端壁造型是控制涡轮叶栅内二次流损失的一种有效的方法。

参考文献:

[1] Kopper F C, Milano R, Vanco M. An experimental investigation of endwall profiling in a turbine blade cascade [J]. *AAA Journal*, 1981, 19(8).

[2] Atkins M J. Secondary losses and end-wall profiling in a turbine cascade[R]. *MechE*, 1987, C255/87.

[3] Rose M G. Non-axisymmetric endwall profiling in the HP NGV's of an axial flow gas turbine[R]. *ASME* 1994-GT-249.

[4] Ingram G, Gregory-Smith D G, Harvey N W. Investigation of a novel secondary flow feature in a turbine cascade with end wall profiling[R]. *ASME* 2004-GT-53589.

[5] Ingram G, Gregory-Smith DG. Quantification of the benefits of end-wall profiling in a turbine cascade[R]. *AAA* 2003-1101.

[6] Ingram G L. End wall profiling for the reduction of secondary flow in turbines[D]. *University of Durham*, 2003.

[7] Ingram G L, Gregory-Smith D G, Rose M G, et al. The effect of end-wall profiling on secondary flow and loss development in a turbine cascade[R]. *ASME* 2002-GT-30339.

[8] Ingram G, Gregory-Smith D, Harvey N. The benefits of turbine end wall profiling in a cascade[J]. *Proceedings of the IMECH E Part A, Journal of Power and Energy*, 2005, 219(1): 49~ 59.

[9] Rose M G, Harvey NW, Seaman P, et al. Improving the efficiency of the trent 500 HP turbine using non-axisymmetric end walls Part 2 experimental validation[R]. *ASME* 2001-GT-0505.

[10] Brennan G, Harvey N W. Improving the efficiency of the trent 500 HP turbine using non-axisymmetric endwall Part I turbine design[R]. *ASME* 2001-GT-0444.

[11] 李国君, 马晓永, 李 军. 非轴对称端壁成型及其对叶栅损失影响的数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2005, 39(11).

[12] 郑 金, 李国君, 任光辉, 等. 考虑压差影响的非轴对称端壁成型方法及在环形叶栅中的应用 [C]. *中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集*, 2006.

[13] 黄洪雁, 王仲奇, 冯国泰. 上端壁翘曲对涡轮叶栅流场的影响 [J]. *推进技术*, 2002, 23(1). (HUANG Hong-yan, WANG Zhong-qij, FENG Guo-tai. Influence of non-axisymmetric endwall profile on the flow field of a turbine cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(1).)

[14] 高增珣, 高学林, 袁 新. 透平叶栅非轴对称端壁造型的气动最优化设计初探 [C]. *中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集*, 2006.

(编辑: 郭振伶)