

一种叶顶叶栅结构对压气机间隙流动的影响

陈 一, 王建明, 马 驰, 陈 超, 申振华

(沈阳航空航天大学 航空航天工程学部

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 为减小压气机间隙流动带来的流动损失, 提出了一种新的叶顶结构, 即在常规叶片叶顶上构造出由数个小叶片组成的叶栅. 通过对具有该结构叶片的三维流场进行数值模拟, 分析了端壁移动对压气机间隙流场的影响. 结果表明: 该结构明显改善了叶顶附近的流动状况, 从泄压和导流两方面抑制了叶顶附近流体从压力面向吸力面的泄漏, 有效削弱泄漏涡的强度, 进而减小泄漏涡扩散带来的损失, 提高了压气机气动性能, 相比常规叶片叶栅出口总压损失系数减小达 1.158%.

关 键 词: 压气机; 移动端壁; 间隙流动; 叶栅流动; 流动损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of tip cascade structure on clearance flow in a compressor

CHEN Yi, WANG Jian-ming, MA Chi, CHEN Chao, SHEN Zhen-hua

(Liaoning Key Laboratory of Advanced Test Technology for Aerospace Propulsion System,

Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: A new tip cascade structure, consisting of some small blades on top of the conventional blades, was proposed to reduce the tip clearance flow loss in compressor. The numerical simulation was carried out to investigate influence of the tip clearance on the three-dimensional flow field in compressor cascades with moving end-wall. The simulation results show that the structure can improve the tip clearance flow condition. The leakage flow from pressure side to suction side on top of the blade is suppressed in terms of pressure relief and diversion. The strength of the leakage vortices is weakened effectively, and the diffusion loss of leakage vortices is reduced, so the aerodynamic performance of compressor will be improved, and the total pressure loss coefficient decreases by 1.158% compared with conventional blade in cascade exit.

Key words: compressor; moving end-wall; clearance flow; tip cascade; flow loss

压气机动叶间隙流动不仅降低了叶顶附近叶片载荷压气机效率, 而且会堵塞流道, 降低压气机的稳定工作范围. Deton 通过实验发现端壁区的流动损失占通道内总损失的 1/3 以上^[1]. 而叶顶

间隙流动跟端壁区各涡系相互影响, 是造成该损失的主要原因之一^[2]. 在带有间隙的压气机叶顶处, 部分流体翻过间隙形成泄漏流动, 并跟叶栅通道内主流发生掺混. 这种泄漏流动常以泄漏涡的

收稿日期: 2014-11-02

基金项目: 航空科学基金(2011ZA54002)

作者简介: 陈一(1989—), 男, 贵州贵阳人, 硕士生, 主要从事航空发动机热工流体相关研究. E-mail: cheniyikgd@163.com

通讯作者: 王建明(1975—), 男, 辽宁昌图人, 副教授, 博士, 主要从事流体机械空气动力学研究. E-mail: jmwang75@163.com

形式存在于叶顶与上端壁区域附近,为动叶叶栅通道间隙流的主要形式之一^[3].它是一种非常复杂的三维黏性流动,而诱导其形成的主要因素有两个:其一是叶顶处吸力面与压力面间的压差;其二是壁面的黏性效应^[4].尤其是在考虑压气机拥有间隙的动叶情况时,叶片与机匣壁面的相对运动对间隙内的流体具有黏附作用,使得跨叶顶的泄漏流动情况更加复杂,对泄漏涡在发展及扩散过程中的控制也更加困难.

多年来各国学者进行了大量的控制间隙流动、减少间隙能量损失方法的理论分析与实验研究,例如机匣处理技术^[5]、机匣射流技术^[6]、叶片弯掠^[7]以及叶尖小翼技术^[8]等,这些方法都较好地控制了叶轮机械叶栅间隙的泄漏流动.而叶片顶端结构的优化处理作为控制泄漏流动的方法之一,在叶轮机械领域也一直受到关注.文献^[9]和文献^[10-11]分别研究了叶顶前缘端削和叶顶开槽技术对叶栅性能的影响,表明改变叶顶结构可以减小泄漏流动损失,而其关键技术是叶顶的局部结构设计及优化.

本文提出了一种新的叶顶结构,即在常规叶片叶顶上构造出由数个小叶片组成的叶顶叶栅.此处叶顶叶栅结构中的“叶栅”可以理解为一种广义上的叶栅结构,具体见文献^[12].该叶顶结构在提高压气机气动性能的同时,也降低了叶片与机匣壁面刮蹭导致叶片整体断裂的风险.本文将分析叶顶叶栅结构对泄漏流动的影响,探讨该结构之所以能削弱泄漏涡强度及减小泄漏涡损失的原因.由于叶顶间隙位于动叶与机匣壁之间或悬臂静叶与轮毂壁面之间,需要考虑叶片与壁面的相对运动问题^[13-15],因此文中引入了端壁移动的影响.文中定义平顶叶片流动为基态(baseline),而带叶顶叶栅结构的叶片流动为控制态(control).

1 叶顶叶栅结构及压气机叶片模型

本文根据美国空军大学的平面叶栅实验模型(图1),计算中基态和控制态主叶片采用的叶型(NACA 64-A905)几何参数如表1所示^[16].取文献^[16]中 $\bar{\tau}=2\%$ 的相对间隙高度的实验结果作为对比,其中 $\bar{\tau}=\tau/c$ 为间隙高度 τ 与叶片弦长 c 之比,即弦长 c 为衡量间隙的特征尺寸.对于控制态模型,其叶顶叶栅顶面与基态主叶片上端面齐平,叶顶叶栅平均高度 $h'=0.6\text{ mm}$,其各个小叶型略有不同,随着所处主叶片轴向位置变化而变化,并适应当地流场环境.图1为基态叶片和控制

态叶片的叶顶结构示意图.

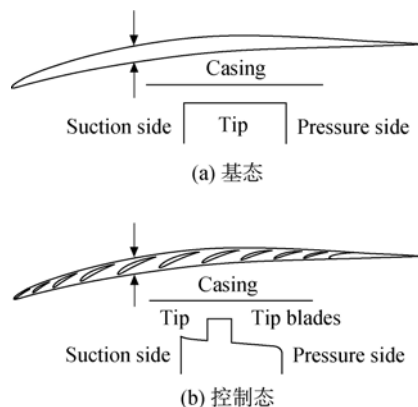


图1 基态与控制态叶顶结构示意图

Fig. 1 Sketch of tip struction at basic and control states

表1 NACA 64-A905 几何参数

Table 1 Geometric parameters of NACA 64-A905

参数	数值
叶高 h/mm	50.5
栅距 s/mm	25.4
叶片弦长 c/mm	38.1
弯角 $\theta/(\circ)$	30.51
几何进气角 $\alpha'_1/(\circ)$	26.51
几何出气角 $\beta'_1/(\circ)$	4
安装角 $\zeta/(\circ)$	7.5
攻角 $i/(\circ)$	4.49
叶顶叶栅平均高度 h'/mm	0.6

本文提出的这一新型的叶顶结构,其复杂结构和微小尺寸对加工制造提出了一定要求,为了验证该结构在工程应用中的可行性,初步加工了带该结构的实物模型,如图2所示.这说明该结构

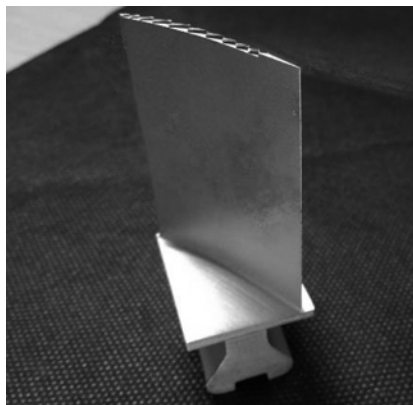


图2 加工的实物图

Fig. 2 Photo of processed object

在叶片加工制造中是可以实现的,在工程上有一定的实用意义。

2 数值模拟及验证

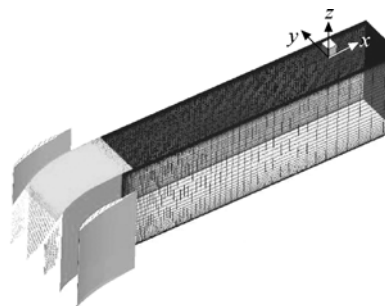
2.1 计算方法和湍流模型

计算采用商用计算流体力学软件 Fluent, 利用有限体积法离散控制方程^[16]. 采用 SIMPLEC (semi implicit method for pressure linked equation consistent) 方法求解三维定常雷诺时均方程. 需要强调指出, 压气机间隙流在某些情况下具有明显的非定常特征^[3], 而本文和文献[14-15]处理方式一致, 着重对比分析普通叶片和带叶顶叶栅这种新结构叶片的统计上的时均结果. 对流项与扩散项的求解均具有 2 阶精度. 湍流模型选取 realizable $k-\epsilon$ 两方程模型, 叶栅通道上壁面采用无滑移的运动壁面边界条件, 近壁区域采用增强壁面函数处理. 充分利用近壁面边界层网格使得有足够的计算精度且结果比较稳定.

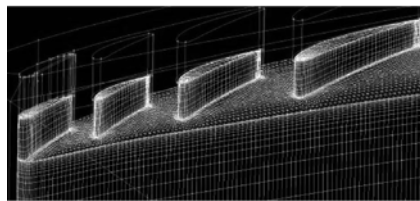
2.2 计算模型网格及边界条件

数值模拟只考虑一个主叶片通道, 通过设置周期边界条件实现叶栅效应模拟. 计算域进口段长度取 1 倍叶片弦长, 出口段长度取 4 倍叶片弦长. 为改善网格质量, 主流道采用结构化六面体网格, 进口段及出口段采用 H 型网格, 主叶片壁面附近采用 O 型网格, 控制态叶顶叶栅区域采用三棱柱的混合计算网格. 叶片主流区流向和叶高方向网格数分别为 400 和 80. 间隙高度方向网格数为 20, 对控制态的叶顶小叶片高度方向网格数为 16. 叶顶及上下端壁第 1 层网格的 y^+ 值约为 3, 叶顶叶栅区域壁面第 1 层网格 y^+ 值约为 4. 图 3 给出了计算域三维计算网格图和优化后的叶顶叶栅结构的局部网格放大图, 其中 x 方向为轴向, y 方向为周向, z 方向为叶高方向.

为了能够精确捕捉间隙及叶顶小叶片区域的微小流动特征, 本文所使用的网格数为 550 万左右, 这主要是由于复杂的叶顶几何结构及满足近壁面模型 y^+ 值所致. 考虑到要排除网格质量及壁面网格厚度对数值计算结果的影响, 通过 Fluent 软件 y^+ 自适应加密壁面网格, 将壁面值从 $y^+ < 5$ 逐渐加密到 $y^+ < 1$ 时, 数值计算结果仍然比较稳定. 因此可以认为该网格已经达到了网格无关性的要求. 根据文献[16], 气流进气角为 31° , 给定气流速度入口为 38.3 m/s, 压力出口为大气压强, 移动端壁给定绝热无滑移边界条件, 端壁移动速



(a) 整体三维网格



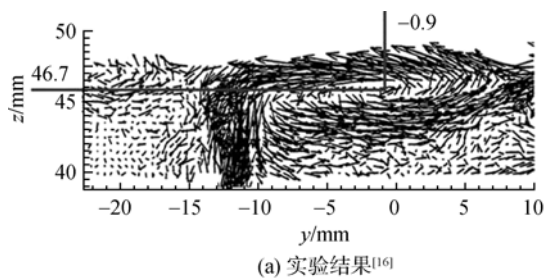
(b) 叶顶叶栅结构局部网格

图 3 整体三维网格图与叶顶叶栅结构局部放大网格图
Fig. 3 Three-dimensional overall grids and local enlarged grids around the tip cascade

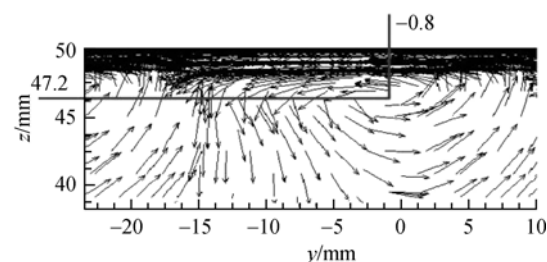
度为 76.6 m/s.

2.3 验证数值计算的有效性

为验证数值计算的有效性, 图 4 给出 $\bar{\tau} = 2\%$ 下端壁运动时距叶片前缘 $x/c = 1.0667$ 截面的速度矢量计算结果. 对比文献[16]的实验结果可以看出, 本文的计算结果较好地模拟出了泄漏涡的位置及作用范围, 表明本文中所采用的建模方案及数值计算方法能够对在移动端壁条件下的压气



(a) 实验结果^[16]



(b) 一体化计算结果

图 4 $x/c = 1.0667$ 截面实验与计算的速度矢量图
Fig. 4 Velocity vector graph of experiment and caculated results on $x/c = 1.0667$ section

机叶栅间隙流动进行较为准确的数值模拟。

3 结果及分析

3.1 总压损失系数分布

如图 5(a)和图 5(b)给出了 $\bar{\tau}=2\%$ 下基态和控制态在叶顶附近沿 z 轴方向截面的总压损失系数分布云图,图 5(c)和图 5(d)为沿 x 方向截面的分布云图($x/c=0.1\sim 1.0$ 的 10 个截面).定义总压损失系数为

$$C_{pt} = 2(p_{int} - p_t)/(\rho_n V_{in}^2) \quad (1)$$

其中 p_{int} 为进口总压, p_t 为观测截面的总压, ρ_n 为进口密度, V_{in} 进口速度。

图 5(a)和图 5(c)中, $x/c=0.1\sim 0.4$ 范围的高总压损失系数区域是由泄漏涡带来的涡扩散损失.对比图 5(a)和图 5(b)以及图 5(c)和图 5(d)两组图,发现在 $x/c=0.2$ 附近损失减小量最为明显,不难发现基态中该位置处泄漏涡逐渐形成并开始脱离主叶片吸力面,损失区域明显又相对集中.而在控制态下,叶顶叶栅在 $x/c=0.1\sim 0.4$ 的轴向弦长附近作用明显,损失显著减小.另一方面从涡发展的角度可以看出,随着泄漏涡向相邻叶片压力面扩散,其强度逐渐减弱,但影响范围变

大,扩散到整个移动端壁附近,叶顶叶栅结构对其控制效果开始减弱,如图 5(b)和图 5(d)。

图 6 和图 7 分别为 $x/c=0.1\sim 0.4$ 轴向截面质量加权平均总压损失系数(C_{ptm})^[15]的对比和 $x/c=0\sim 1.1$ 轴向截面质量加权平均总压损失系数的相对减小量.同样也表明整个计算通道内,损失从 $x/c=0.1$ 截面开始减小,在 $x/c=0.2$ 截面质量加权平均总压损失系数的相对减小量最大,达到 1.635%。之后效果下降,但是到出口 $x/c=1.0667$ 截面减小量仍然达到 0.98%,而出口 $x/c=1.1$ 截面减小量还是超过 1%,达到 1.158%。

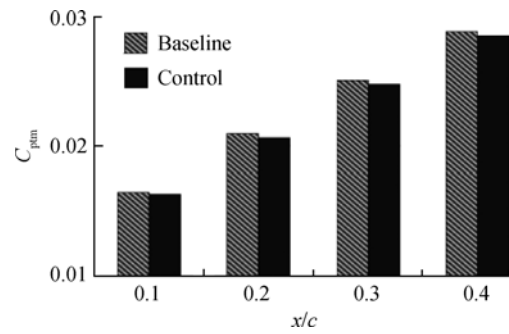


图 6 质量加权平均总压损失系数

Fig. 6 Comparison of mass-weight averaged total pressure loss coefficient

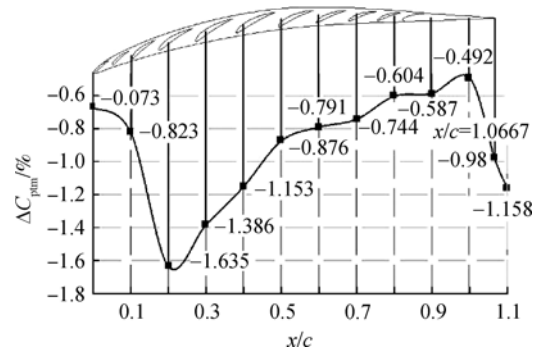


图 7 质量加权平均总压损失系数的相对减小量

Fig. 7 Relative value of mass-weight averaged total pressure loss coefficient

3.2 叶顶截面静压分布

Inoue 等的实验表明机匣端壁附近的静压斜槽近似代表了叶顶泄漏涡的发展轨迹^[8].文中定义静压系数为

$$C_{ps} = 2(p - p_{in})/(\rho_n V_{in}^2) \quad (2)$$

其中 p_{in} 为进口静压, p 为静压。

图 8(a)、图 8(b)和图 8(c)、图 8(d)分别为距离叶根部 99%叶高和 101%叶高截面静压系数分

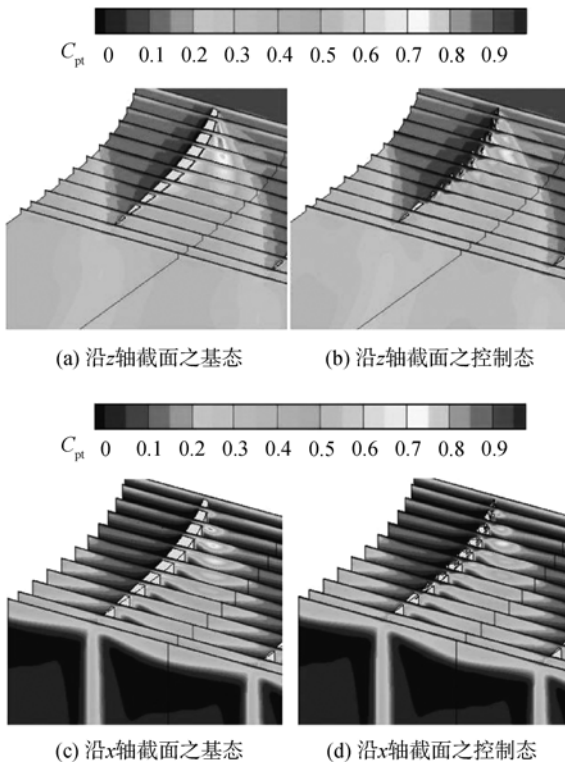


图 5 总压损失系数分布对比

Fig. 5 Comparison of total pressure loss coefficient distribution

布,众所周知叶片压力面与吸力面的压差是压气机叶间隙泄漏涡产生的因素之一^[1].从图8(a)和图8(c)中可以看出,基态下叶片在 $x/c=0.1$ 的轴向位置附近,叶顶两侧之间存在一个明显的低压差区(如图中圈a所示),即为泄漏涡产生的区域.而在控制态图8(b)和图8(d)中,该区域的压差明显减小.

在图8(a)和图8(c)中,靠近叶片吸力面的一侧,AB线代表了静压斜槽的分布规律,该静压斜槽在 $x/c=0.1\sim 0.4$ 轴向位置附近有较强的逆压梯度.而对比图8(c)、图8(d)发现在控制态下,由于叶顶叶栅的泄压作用,将一个较大的逆压梯度区分割为几个单个区域较小的逆压梯度区域.如图7所示,在 $x/c=0.1\sim 0.4$ 轴向位置附近损失减小明显,究其原因是叶顶叶栅结构使得压力面的流体向吸力面顺利疏导,叶顶叶栅起到了泄压的作用,从源头上削弱了该泄漏涡的形成,进而减弱了由泄漏涡带来的损失.以上叶顶叶栅的泄压作用为泄漏流动损失减小的物理机制之一.

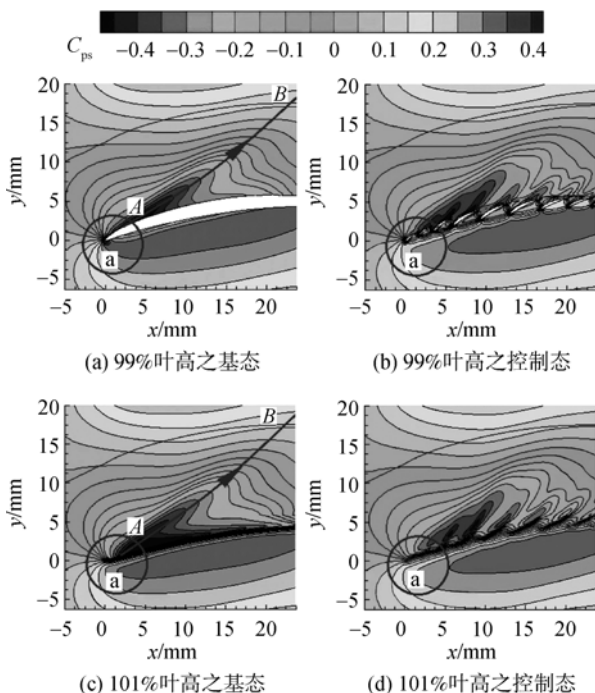


图8 静压力系数分布

Fig. 8 Static pressure coefficient distribution

3.3 速度场分布及叶顶截面速度云图

该叶顶叶栅结构除了起到泄压的作用,对于跨叶顶的泄漏流动的导流作用同样值得关注.如图9为叶顶流线图,对于叶片前方来流,一方面受到压力面和吸力面的强压差作用;另一方面受到

上方的壁面的黏性作用,其流向变为横跨叶顶的泄漏流向,这跟Denton提出的“叶尖泄漏模型”^[1]很好吻合.而控制态中原本要横跨叶顶的泄漏流受到叶顶小叶片导流作用,按照小叶片的疏导方向变为沿主叶片的顺流.这在很大程度上减小了因泄漏流动与主流之间速度方向的不匹配导致的掺混损失^[17].以上为叶顶叶栅结构减小泄漏流动损失的另一种物理机制.

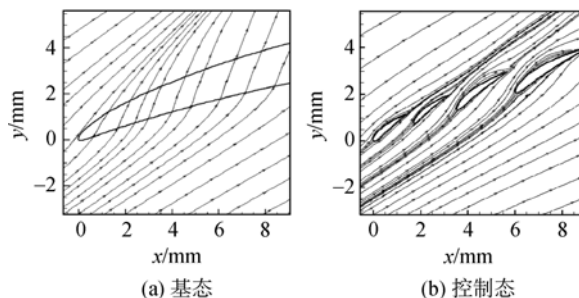


图9 叶顶流线图

Fig. 9 Streamlines around tip

图10为泄漏流动速度云图,其中 V_n 为流过中弧面(即图10中叶顶以上虚拟的观测曲面)的法向速度.图10(a)、图10(b)显示在 $x/c=0.1\sim 0.3$ 轴向位置处,叶顶叶栅结构降低了叶顶间隙内的泄漏流速度.说明在泄压和导流两种措施的作用下,减弱了叶顶间隙内的泄漏流动.一方面间隙内的泄漏流的减小削弱了端壁面黏性引起的摩擦损失;另一方面叶顶叶栅通道出口设计为沿当地主叶片的顺流方向,尽量削弱疏导的流体造成主叶片叶尖吸力面分离而带来的附加损失.而且叶顶叶栅通道将小叶片顶部以上的泄漏流和端壁角区的低能流体往叶顶叶栅通道内引射,同样也在小叶栅通道内得到疏导.

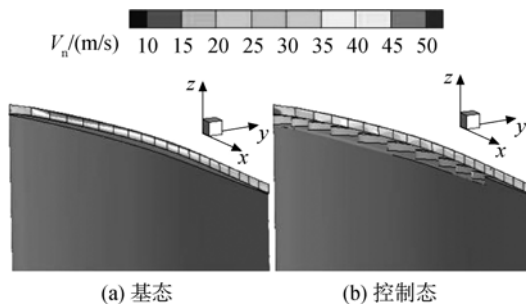


图10 泄漏流动速度云图

Fig. 10 Contours of leakage velocity

3.4 叶顶叶栅结构对减小损失的综合考虑

然而不可忽视的是,任何一种对压气机动叶

外形结构的调整,无论是增加结构如加小翼或翼刀,亦或是削减部分结构如叶顶修圆或叶顶开槽都不可避免地会带来一定的附加损失^[8],本文的叶顶叶栅结构也不例外.优化后的叶顶叶栅结构会带来如下附加损失:①该叶顶叶栅结构会造成主流的湍流强度增加;②跨叶顶小叶同样会带来多个小泄漏涡;③泄漏流在通过小叶片通道底面仍然会带来一些小分离涡.为此,将小叶片的底端平面做了型面优化处理,即将平面改为有一定小角度的倾斜面,并在压力面一侧做了圆滑过渡处理(图1(b)).但是在小叶片另一侧仍然存在一些小的涡系,但强度已明显减弱.

综合分析并对比该结构降低泄漏损失的益处及带来的附加损失.从图6给出的 $\tau=2\%$ 间隙下轴向弦长截面的质量加权平均总压损失系数^[16],以及图7给出的各个轴向截面质量加权平均总压损失系数的相对减小量可以看出,优化后的叶顶叶栅结构整体上降低了整个压气机通道的总压损失,即压气机的气动性能的提高,利大于弊.

4 结 论

1) 与常规压气机叶片相比,本文提出的叶顶叶栅结构在提高压气机气动性能的同时,也可降低叶片与机匣壁面刮蹭导致叶片整体断裂的风险.并且可以实现加工制造,加之加工成本不高,工程上有一定的实用意义,具有推广价值.

2) 叶顶叶栅结构改善了常规叶栅叶顶的二次流动状况.该结构从泄压和导流两方面都削弱了叶顶压力面向吸力面的泄漏流动,较好地抑制了泄漏涡的形成,进而也降低了泄漏涡进入主流后带来的掺混损失.

3) 叶顶叶栅结构的附加损失一方面是由于泄漏流到达叶顶小叶片后,跨叶顶小叶同样会带来多个小泄漏涡沿主流发展,并卷吸叶片吸力面壁面附面层形成大的旋涡而造成的损失;另一方面是气流摩擦一系列小叶片壁面所产生的损失.同时,泄漏流在通过叶顶小叶片的底端平面仍然会带来分离涡.但叶顶叶栅的综合作用效果是引起叶栅出口总压损失系数减小.

致谢:

作者感谢大连海事大学钟兢军教授、韩少冰老师在文献资料方面提供的无私帮助.

参考文献:

[1] Denton J D. Loss mechanism in turbomachines[J]. Journal

of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.

[2] 陈懋章. 压气机气动力学发展的一些问题[J]. 航空学报, 1985, 6(5): 405-410.

CHEN Maozhang. On development of compressor aerodynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1985, 6(5): 405-410. (in Chinese)

[3] 邓向阳. 压气机叶顶间隙流的数值模拟研究[D]. 北京: 中国科学院, 2006.

DENG Xiangyang. Numerical investigation on tip clearance flow in compressor[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)

[4] 韩少冰. 压气机平面叶栅加装叶尖小翼的数值研究[D]. 大连: 大连海事大学, 2009.

HAN Shaobing. Numerical simulation of using blade tip winglet in plane compressor cascade[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2009. (in Chinese)

[5] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽机匣处理的压气机内部流动数值模拟与试验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 100-105.

CHU Wuli, LU Xingen, WU Yanhui. Numerical and experimental investigations of the flow in a compressor with circumferential grooves[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 100-105. (in Chinese)

[6] Bae J W, Breuer K S, Tan C S. Active control of tip clearance flow in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 352-362.

[7] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1996.

ZHONG Jingjun. An experimental investigation by using curved blade to control secondary flow in compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1996. (in Chinese)

[8] Inoue M, Kuroumaru M. Structure of tip clearance flow in an isolated axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(2): 250-256.

[9] 王维, 楚武利, 张皓光. 基于泄漏流控制的轴流压气机叶顶前缘端削设计[J]. 热能动力工程, 2012, 27(5): 529-534.

WANG Wei, CHU Wuli, ZHANG Haoguang. Leakage flow control-based leading edge blade tip machined design of an axial flow compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2012, 27(5): 529-534. (in Chinese)

[10] 王如根, 罗凯, 吴云, 等. 一种改进的开槽结构对叶栅性能影响的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 13(5): 2-19.

WANG Rugen, LUO Kai, WU Yun, et al. Numerical research on effect of an improved slot configuration on the flow field characteristics of cascade[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 13(5): 2-19. (in Chinese)

[11] Nho Y C, Park J S, Lee Y J, et al. Effects of turbine blade tip shape on total pressure loss and secondary flow of a linear turbine cascade[J]. International Journal of Heat and

- Fluid Flow, 2012, 33(1): 92-100.
- [12] 陈一, 王建明, 马驰, 等. 一种提高燃气轮机气动性能的带叶顶叶栅结构的转子叶片: 中国, 201420339694. 7[P]. 2014-09-16.
- [13] 周正贵, 吴国钊, 阮立群. 采用平面叶栅模拟压气机动叶叶尖间隙流[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 69-71.
ZHOU Zhenggui, WU Guochuan, RUAN Liqun. Experimental investigation of compressor rotor tip leakage flow by using a linear cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 69-71. (in Chinese)
- [14] 吴艳辉, 楚武利, 刘志伟. 移动壁对压气机叶栅间隙流动的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 112-118.
WU Yanhui, CHU Wuli, LIU Zhiwei. Influence of moving end-wall on tip clearance flow in an axial-flow compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 112-118. (in Chinese)
- [15] 韩少冰, 钟兢军, 严红明. 端壁相对运动对压气机叶栅间隙流场影响的数值模拟[J]. 动力工程学报, 2011, 31(4): 257-262.
HAN Shaobing, ZHONG Jingjun, YAN Hongming. Influence of endwall relative movement on tip clearance flow in a compressor cascade[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2011, 31(4): 257-262. (in Chinese)
- [16] McMullan R J. Influence of tip clearance on the flow field in a compressor cascade with a moving end-wall[D]. Ohio, USA: Air Force Institute of Technology, 1996.
- [17] Tallman J, Lakshminarayan B. Methods for desensitizing tip clearance effects in turbines[R]. ASME Paper GT-2001-0486, 2001.

(编辑: 陈 越)