

文章编号:1000-8055(2013)10-2316-10

跨声速涡轮中两种叶片叶尖泄漏流的气动性能

钟芳盼, 周 超, 周 凯

(北京大学 工学院 航空航天工程系, 北京 100871)

摘 要: 采用数值模拟的方法,研究了跨声速涡轮叶栅中平面叶尖和双肋叶尖泄漏流的气动性能. 平面叶尖比双肋叶尖的叶尖间隙内马赫数高,有反射激波结构;双肋叶尖的叶尖间隙内马赫数较低,没有形成明显的反射激波结构. 平面叶尖和双肋叶尖的叶尖泄漏流质量流量分别为叶栅进口质量流量的 3.87% 和 3.74%. 平面叶尖的气动损失系数为 0.079,双肋叶尖的气动损失系数为 0.072. 研究表明,双肋叶尖的气动性能要好于平面叶尖.

关 键 词: 跨声速; 气动性能; 高压涡轮; 叶尖泄漏流; 双肋叶尖; 平面叶尖

中图分类号: V211.6

文献标志码: A

Aerodynamic performance of tip leakage flow of two different blade tips in transonic turbine

ZHONG Fang-pan, ZHOU Chao, ZHOU Kai

(Department of Aeronautics and Astronautics, College of Engineering,
Peking University, Beijing 10087, China)

Abstract: The aerodynamic performance of the tip leakage flow of flat tip and cavity tip was investigated numerically in transonic turbine cascade. The Mach number within the tip gap of flat tip was higher than that of cavity tip. Oblique shock wave structure appeared within the tip gap of flat tip. For cavity tip, the oblique shock wave structure was not obvious because of low Mach number within the tip gap. The mass flow ratios of tip leakage flow to the mass flow at the inlet of the cascade for flap tip and cavity tip were 3.87% and 3.74%, respectively. The aerodynamic loss coefficient was 0.079 for flat tip and 0.072 for cavity tip. The study shows that the aerodynamic performance of cavity tip is better than that of flat tip.

Key words: transonic; aerodynamic performance; high pressure turbine; tip leakage flow; cavity tip; flat tip

符号表

A	面积	C_y	切向弦长
C	翼型弦长,即翼型前缘点至后缘点的距离	S	栅距
C_x	轴向弦长	H	叶高

收稿日期:2012-10-26

网络出版地址:

基金项目:航空科学基金(2011ZB71002);国家自然科学基金(11202008)

作者简介:钟芳盼(1990—),男,江西上饶人,博士生,从事叶轮机械空气动力学和传热学研究.

通讯作者:周超(1981—),男,江苏无锡人,研究员、博士生导师,博士,研究方向为航空发动机及叶轮机械中的空气动力学和传热学.

τ	叶尖间隙高度	σ	收缩系数
β	气流方向角	下标说明	
p	当地静压	1	叶栅进口处
p_0	当地总压(即滞止压力)	2	叶栅出口处
C_p	静压系数	3	气流均匀掺混后的情况
C_{p0}	总压损失系数	is	等熵情况
x	离叶片前缘点的轴向距离		

航空发动机工作时,为防止高压涡轮叶片叶尖和发动机机匣之间发生摩擦,两者之间会具有一定的间隙,间隙高度通常为叶高的 1%~2%。叶片压力面和吸力面之间的压力差驱动气体流过叶尖间隙形成叶尖泄漏流,从而造成叶尖泄漏损失,这不仅会降低涡轮的工作效率,还会导致叶尖因表面局部热载荷过高而损坏。

国内外对叶尖泄漏流进行了大量的研究.邵卫卫等^[1]通过理论研究的方法对叶尖泄漏流损失的影响因素进行了分析. Hassanvand 等^[2]通过数值模拟的方法,研究了叶尖泄漏流损失的机理.李伟等^[3]在叶栅实验台上研究了叶尖间隙尺寸和马赫数对叶尖泄漏流损失的影响.曹传军等^[4]采用数值模拟的方法,发现在涡轮叶片叶尖上采用逆向涡流发生器能减少叶尖泄漏流的质量流量. 岂兴明等^[5]采用了数值模拟的方法,对叶尖进行参数化优化,使得涡轮的绝热效率提高了 0.395%。冯涛等^[6]通过数值模拟的方法研究了向心涡轮中叶尖泄漏流的气动性能。

叶尖泄漏流所造成的流动损失是使涡轮效率下降的一个重要因素,研究已发现通过对叶片叶尖的几何外形进行良好设计能够降低叶尖泄漏损失.许多学者已经对此问题做了大量的研究,例如,Booth 等^[7]所进行的相关实验表明带肋的叶尖比平面叶尖具有更好的气动性能. Ameri 等^[8]对双肋叶尖的叶尖泄漏流进行了三维的数值模拟,和平面叶尖情况相比,他们发现叶尖泄漏流的质量流量减少了 14%。Camic 等^[9]测试了一系列单肋叶尖和双肋叶尖叶片,得出的结论是带吸力面肋的叶尖具有最好的气动性能.而 ZHOU 和 Hodson^[10]的文章指出在不加冷却的情况下,双肋叶尖比平面叶尖和带吸力面肋叶尖的叶尖泄漏损失都要小. Key 和 Arts^[11]采用实验测量的方法比较了平面叶尖和双肋叶尖涡轮叶片在高速情况下的气动性能,结果表明双肋叶尖间隙内气流速度分布比平面叶尖要低,双肋叶尖受主流马赫数变化的影响更小. Heyes 等^[12]也在叶栅实验台上测试了平面叶尖和带肋叶尖的气动性能。

尽管大多数的研究都显示双肋叶尖比平面叶尖具有更好的气动性能,然而还是有一些不同的研究结果值得关注.如 Ameri 等^[8]基于对转速为 8450 r/min 的涡轮叶片的数值模拟,发现虽然双肋叶尖的叶尖间隙质量流量比平面叶尖有所减少,但是叶片的效率却没有得到提高。

上面所提到的研究主要都是在主流为低速或者涡轮膨胀比较低的情形下进行的.而现代航空发动机实际工作时高压涡轮叶片通道内主流是跨声速流,这时气体的可压缩性不可忽略,叶片周围尤其是叶尖间隙内的流动结构和低速情况下相比会有很大的区别,如 ZHANG 等^[13]发现平面叶尖间隙内出现了激波结构.目前,在这方面的研究工作较少,对跨声速涡轮中不同叶尖所对应的气动性能和流动机理的理解还不够。

本文采用数值模拟的方法,研究了主流为跨声速时,高压涡轮中采用平面叶尖和双肋叶尖时叶尖泄漏流的流动特性,并分析了流动特性对叶尖泄漏流气动性能影响.文章还对两种叶片的叶尖泄漏流损失机理进行了对比。

1 几何描述

双肋叶尖叶片的几何形状和叶尖结构如图 1 所示,凹槽周围肋的宽度和高度均为翼型弦长的 2.58%。

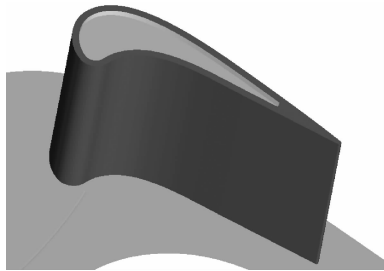


图 1 双肋叶尖叶片的几何形状和叶尖结构
Fig. 1 Geometry of cavity tip blade and structure of tip

本研究中所采用模型基于 ZHANG 等^[13]的跨声速叶栅实验的条件.数值模拟中采用的叶片

弦长、栅距以及叶高等如表 1 所示. 叶尖间隙高度和叶高之比 $\tau/H=1.5\%$.

表 1 叶片的几何参数

Table 1 Geometric parameters of blades

C/mm	C_x/mm	C_y/mm	S/mm	H/mm
73.6	47.7	70.4	68.4	93.1

2 数值计算方法

2.1 网格

图 2 是双肋叶尖的网格. 该网格由软件 ICEMCFD(integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics)生成, 网格的单元均为六面体, 总的单元数约为 800 万个. 为保证良好的网格质量, 网格的最大增长率小于 1.3. 沿叶厚方向(即叶尖泄漏流方向), 肋上方网格点数量为 31, 叶尖间隙内沿展向有 30 个网格点.

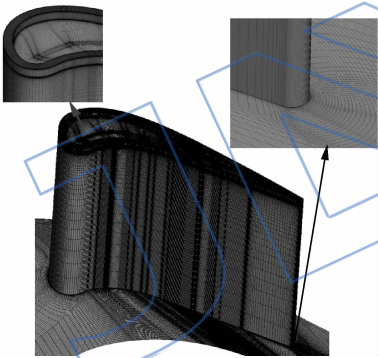


图 2 双肋叶尖的网格
Fig. 2 Mesh of cavity tip

2.2 求解器

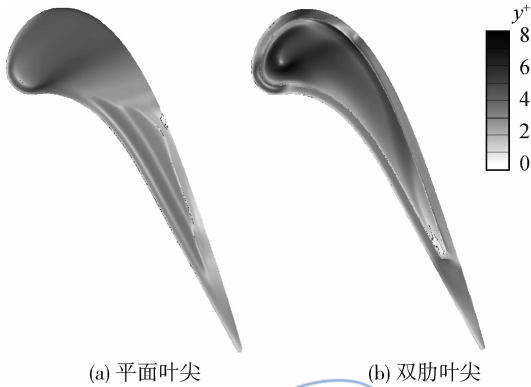
采用商用软件 Fluent 进行数值模拟计算, 求解定常雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程, 湍流模型为 Spalart-Allmaras(S-A)模型. 对于该可压缩流动, 在求解中采用了隐式离散方法, 求解基于密度变化的流动.

2.3 边界条件的设置

叶片表面、叶尖和端壁都被设置为无滑移绝热壁面, 叶根部分因为离叶尖较远, 其壁面因素对叶尖泄漏流动的影响可以忽略, 所以只选取叶片上部 0.57 倍实际叶高部分进行计算, 并把叶中截面设为对称的. 进口和出口条件设置成与平面叶尖的情况相同, 进口总压和出口的静压之比为 1.85.

2.4 叶尖表面的 y^+

图 3 给出了平面叶尖和双肋叶尖表面的 y^+ 分布, 平面叶尖表面的 y^+ 平均值为 3.24, 双肋叶尖表面的 y^+ 平均值为 3.83.



(a) 平面叶尖 (b) 双肋叶尖
图 3 平面叶尖和双肋叶尖上的 y^+ 分布
Fig. 3 y^+ distribution on flat tip and cavity tip surface

2.5 收敛特性

当计算残差小于 0.001, 并且监控量(叶片下游 $0.5C_x$ 截面上 C_{p0} 的质量平均值)趋于稳定时, 便认为计算是收敛的.

2.6 网格相关性实验

本工作中所用的网格在数量增加 30% 和减少 30% 的时候, 数值模拟结果中的流动损失和流场结构的变化很小.

3 计算结果与分析

3.1 等熵马赫数

为了验证数值模拟工具, 图 4 给出了平面叶尖

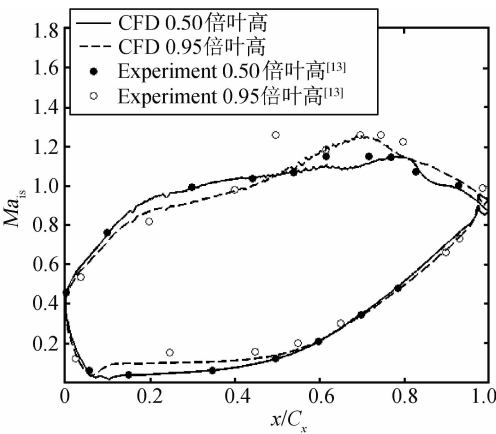


图 4 等熵马赫数分布
Fig. 4 Isentropic Mach number distribution

叶片表面 0.50 倍叶高及 0.95 倍叶高两个位置上的等熵马赫数计算及实验值分布,这里的实验数据来源于 ZHANG 等^[13]的文章,因为本文中所用翼型参数和进出口条件等和该文章中的数据是一致的.等熵马赫数可以由静压和总压的关系式导出

$$Ma_{is} = \left\{ \frac{2}{\kappa - 1} \times \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{-\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

式中 κ 为等熵指数.

不论是在叶中还是在叶片 0.95 倍叶高(靠近叶尖)的位置上,除了个别点外,CFD 的计算结果和实验结果都吻合得很好,说明数值模拟方法能很好地模拟跨声速涡轮的流动特性.

3.2 叶尖间隙内的流动结构

图 5 展示了双肋叶尖间隙内的流线. 流线从叶尖压力面尖前缘上方极靠近叶尖的位置释放,色标值表示当地速度和计算域出口截面处的平均速度之比,蓝色表示速度较低,红色表示速度较高.

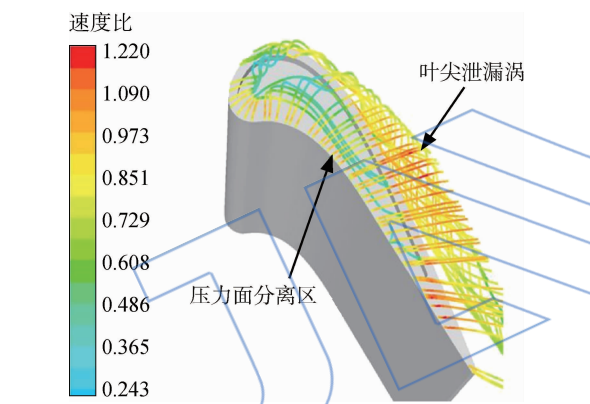


图 5 双肋叶尖间隙内的流线

Fig. 5 Streamline inside cavity tip gap

气体进入叶尖间隙时会在压力面前尖缘处发生分离,分离的流动没有再附到压力面肋上. 压力面前缘部分气体进入叶尖凹槽内,向叶尖尾缘流去,凹槽内的气流流速较低. 叶尖前缘部分区域,气体的速度较低,气体流入凹槽后卷成涡,冲击到凹槽的底面以及前缘肋的内壁上,部分气体从吸力面流出. 从吸力面出口处流出的气流和主流发生掺混,形成叶尖泄漏涡并且朝着叶片尾缘流动.

3.3 静压系数

静压系数 C_p 的定义为

$$C_p = \frac{p_{01} - p}{p_{01} - p_2} \quad (2)$$

式中 p_{01} 为来流进口总压, p_2 为叶片下游出口处的静压.

平面叶尖和双肋叶尖在近叶尖位置(0.95 倍

叶高)处的静压系数分布在图 6 中给出,在压力面侧两种叶尖的静压系数分布相同. 而在吸力面侧,从 0.4 C_x 位置往后,平面叶尖的 C_p 比双肋叶尖要高. 所以,在近叶尖区域,平面叶尖总载荷要比双肋叶尖的高,这是叶尖凹槽所带来的一个积极的作用,因为根据邵卫卫等^[1]的研究,叶尖泄漏掺混损失与近叶尖区域叶片总载荷水平成正比.

平面叶尖叶片表面的静压系数分布见图 7.

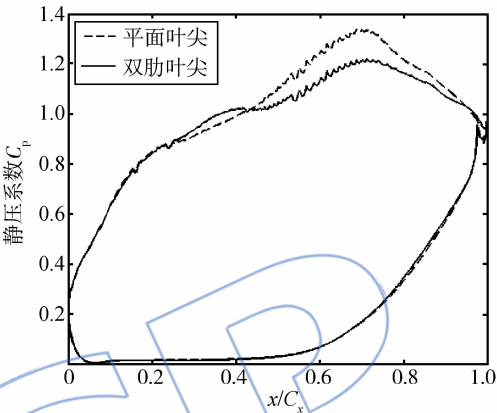


图 6 叶尖区域的静压系数分布

Fig. 6 Static pressure coefficient distribution near tip region

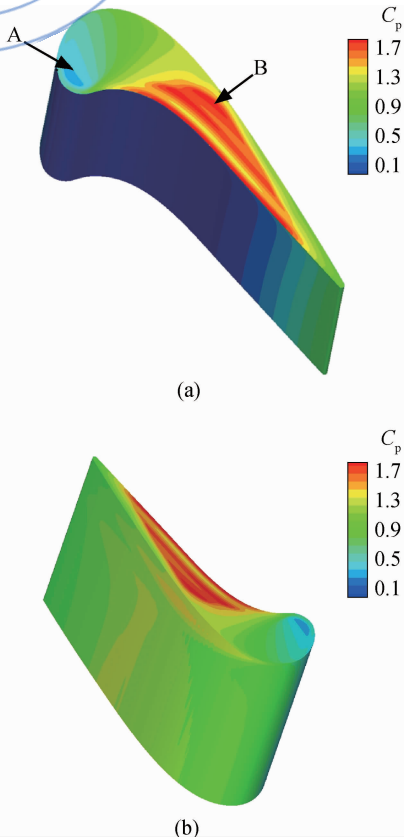


图 7 平面叶尖叶片表面的静压系数分布

Fig. 7 Static pressure coefficient distribution on blade surfaces of flat tip

叶片上压力面在距前缘 $0.1C_x$ 至 $0.5C_x$ 距离范围内的区域静压系数较低,并且基本相同,气流在这一区域内基本上保持同一个速度值(见图 4).从 $0.5C_x$ 往后到叶片尾缘位置,静压系数逐渐增大,即压力逐渐变低,形成正压梯度,因而气流在这一段区域内速度逐渐变大.

在叶尖表面,靠近叶尖前缘的区域 A 内 C_p 较低,从前缘至 $0.3C_x$ 位置, C_p 逐渐增大,说明气流在前缘位置附近是加速的. C_p 的分布在叶尖中间的区域 B 出现了条带状的结构,并且 C_p 的最高值正是处于这些条带区域当中.在该区域,叶尖间隙内的流动达到了跨声速的范围,叶尖间隙中间出现了激波反射结构.有关这部分流动结构的细节将在下文中进一步详细讲述.在叶尖的尾缘部分, C_p 下降.

图 8 给出了双肋叶尖叶片表面的静压系数分布.壁面上除了吸力面靠近叶尖的小部分区域,其他位置上的 C_p 分布和平面叶尖叶片是几乎完全相同的.

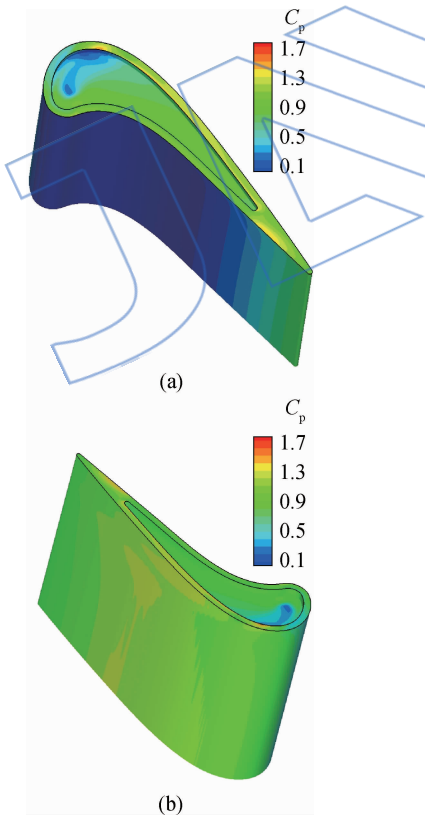


图 8 双肋叶尖叶片表面的静压系数分布
Fig. 8 Static pressure coefficient distribution on blade surfaces of cavity tip

在叶尖表面,双肋叶尖和平面叶尖相比有着很大的区别.首先,双肋叶尖表面的最大 C_p 为

1.55,平面叶尖的 C_p 为 1.82,前者的 C_p 平均值要比后者的低.双肋叶尖表面并没有像平面叶尖那样的条带结构,即由于凹槽的存在,双肋叶尖间隙内并没有出现平面叶尖间隙内那样明显的激波反射结构.

双肋叶尖压力面肋上表面的 C_p 相差不大,这是因为气流在压力面肋上方发生分离并且未能完全再附,分离区内的压力分布比较均匀.在吸力面肋的表面上,内尖缘附近 C_p 较高,这是因为分离泡尺寸较小,气流在此处发生分离后又再附到肋的表面上.下文会对这一现象进一步进行分析.

在双肋叶尖的凹槽内,由于从前缘进入的一小股气流会冲击到凹槽的底面,导致被冲击区域的静压系数较低.除了这一小块蓝色区外,凹槽底面其余部分并没有多大的差异.这是因为气流进入凹槽后发生强烈的掺混,使得压力分布比较均匀.另外,叶片尾缘部分有一块区域的 C_p 较高,这同样是因为气流在压力面和吸力面之间的压力差驱动下流过间隙,在压力面尖缘发生分离,分离区上方气体被加速后超过声速(见下文图 9),分离区内静压较低.

3.4 间隙中截面马赫数

图 9 给出了叶尖间隙中截面上的马赫数分布,其中图 9(a)是平面叶尖的结果,图 9(b)为双肋叶尖的结果,黑线是马赫数为 1 的等值线.

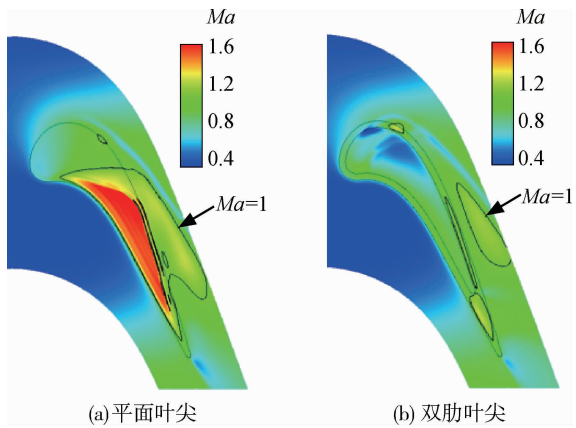


图 9 叶尖间隙中截面上的马赫数分布
Fig. 9 Mach number distribution on middle cut plane of tip gap

不同叶尖的马赫数在进口区域、出口区域及压力面主流通道的分布几乎是一致的.在叶尖间隙区域,双肋叶尖的马赫数整体上明显要低于平面叶尖马赫数,前者的最大马赫数为 1.2,而后的最大马赫数达到了 1.6,并且双肋叶尖没有

平面叶尖中那样的高马赫数条带区。

从图 9 中马赫数为 1 的等值线可以看出,在叶尖间隙区域内,平面叶尖除前缘和尾缘部分区域以外,其他区域几乎都处于超声速状态。而双肋叶尖只在压力面肋上方部分区域及尾缘部分区域达到超声速。

为了研究双肋减少叶尖泄漏流的机理,图 10 给出了叶片切向中间截面(50% C_y 位置)的马赫数分布。图中流动收缩系数 σ 是根据在压力面尖角处释放的流线获得的,数值的大小等于流线和机匣之间的最小距离与叶尖间隙高度之比。

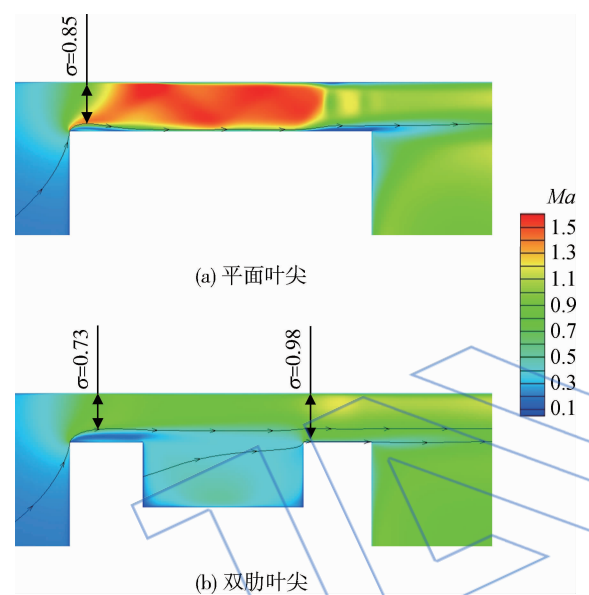


图 10 叶片切向中间截面的马赫数分布
Fig. 10 Mach number distribution on middle tangential cut plane of blade

在叶尖间隙通道内,双肋叶尖(图 10(b))的马赫数总体明显低于平面叶尖的马赫数(图 10(a)),平面叶尖最大马赫数超过了 1.6,而双肋叶尖最大马赫数约为 1.2。

图 10(a)中靠近压力面的位置,气流发生分离并且经过一段距离后发生再附,流动收缩系数为 0.85。在压力面和吸力面之间压力差的驱动下,气流马赫数在喉道处达到 1,流动发生壅塞,并且在喉道后进一步加速,在分离泡上方出现斜激波,该激波在机匣与叶尖表面发生反射,最终于叶尖间隙出口处以正激波的形式结束反射。图 10(a)中有两道正激波,对应图 9(a)中吸力面出口处的两条马赫数为 1 的等值线。因为虽然气流经过第 1 道正激波后速度减小,但当地压力大于吸力面出口处的压力,在压力差作用下气流又加速

重新达到超声速,从而产生了第 2 道正激波。

在图 10(b)中,因为肋的宽度较小,气流在压力面尖前缘处分离后并未再附,没有形成喉道,流动收缩系数为 0.73,气流分离区域比平面叶尖更大,气流进入凹槽内和其中的气流发生掺混,动能受到损失,总压下降,因而气流马赫数降低,在吸力面肋上,流动收缩系数为 0.98,气流在吸力面肋尖缘处发生分离并再附,但分离泡的尺寸很小,气流进一步加速,最终只在靠近机匣的部分区域达到或超过声速,间隙出口处也没有正激波。

3.5 叶尖间隙出口处的泄漏流质量流量分布

平面叶尖和双肋叶尖在间隙出口处的泄漏流质量流量沿轴向分布由图 11 给出,横坐标为距叶片前缘点的无量纲轴向距离,纵坐标为间隙出口处当地单位面积质量流量和平均单位面积质量流量的比值。

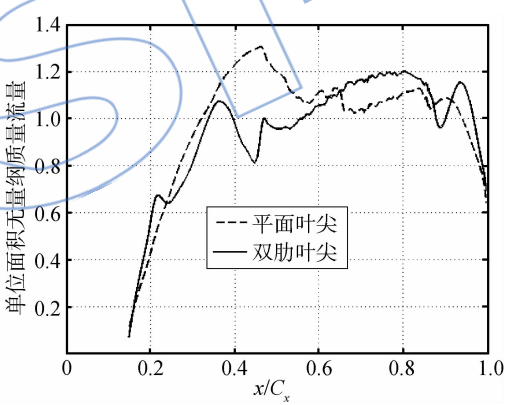


图 11 叶尖间隙出口处的质量流量分布
Fig. 11 Mass flow rate distribution at exit of tip gap

靠近叶片前缘区域,平面叶尖和双肋叶尖的叶尖间隙质量流量相差较小,从图 9 可以看出,在 0.35 C_x 至 0.6 C_x 区域,平面叶尖间隙出口处气流流速高于双肋叶尖,因而平面叶尖的间隙流质量流量更大。0.65 C_x 至约 0.85 C_x 区域内,两种叶尖在接近间隙出口处气流都处于超声速状态,但对双肋叶尖而言,气流流动通道受边界层的束缚更小,所以其质量流量更大。

平面叶尖间隙出口的总质量流量占进口质量流量的 3.87%,而双肋叶尖间隙出口的总质量流量占进口质量流量的 3.74%。

3.6 叶尖间隙中的激波结构

在上文图 7 中平面叶尖表面,静压系数分布

出现了条带状的结构,原因是平面叶尖间隙中相应区域气流速度达到了超声速,并且出现了激波的反射结构.

图 12 是在图 7(a)的基础上沿着叶尖间隙内气体流动的方向做了 3 个横切面,在这 3 个横切面上用灰色的色调显示密度梯度 x 方向(轴向)分量的分布.

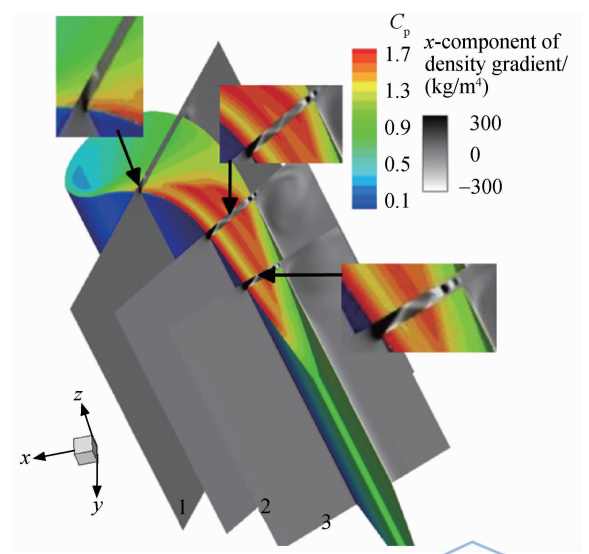


图 12 平面叶尖叶片 3 个横切面上密度梯度的 x 方向分量分布

Fig. 12 x -component of density gradient distribution on three cut planes of flat tip blade

在靠近前缘的第 1 个横切面 1 中,只在靠近压力面侧的一小段距离有激波现象,这是由于这个横切面所处位置的气流大部分仍然处于亚声速或跨声速状态(参看图 9(a)).而对于后两个横切面 2 和 3,在图上可以很明显看到反射状激波结构,它们起始于叶片叶尖压力面端小分离泡所处的位置,并且在靠近吸力面端形成一道正激波.受反射激波影响的区域,静压系数较高,对应的压力比较低,因为该区域气体的马赫数很高.该结果和 ZHANG 等^[13]的吻合.

为了进一步研究叶尖间隙内的三维激波结构,图 13 展示了两种叶尖的叶尖间隙中截面上的密度梯度的 x 方向分量分布.

和平面叶尖间隙中截面的马赫数分布(图 9(a))相比,发现图 13(a)中的黑白条带区域正好和图 9(a)中的红色高马赫数区相重合.白色条带对应的是激波面所在位置,在间隙的压力面出口附近,可以发现两条非常明亮的白色条带,这进一步证实了平面叶尖在压力面出口附近有两道正激波.仔细观察虚拟纹影图 13(b),发现其密度梯度分布和

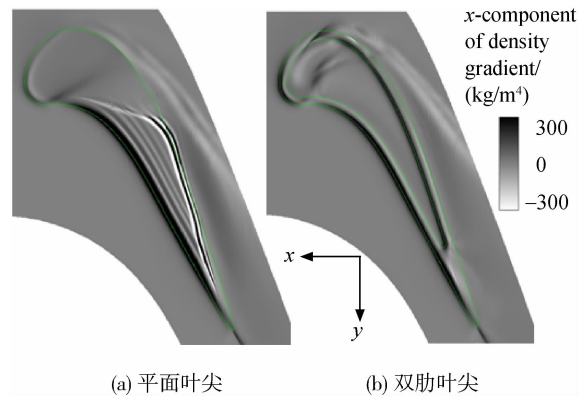


图 13 叶尖间隙中截面上的密度梯度的 x 方向分量分布

Fig. 13 x -component of density gradient distribution on middle cut plane of tip gap

平面叶尖相差很大,激波现象非常不明显.

3.7 叶尖出口气流方向角

图 14 给出了平面叶尖和双肋叶尖在叶中位置气流方向角和叶尖间隙出口气流方向角之差.叶尖间隙气流出口区域(吸力面出口区域)沿轴向被分成了 14 个不等距部分,它的方向角是基于动量平均的,其定义为

$$\beta_{\text{momentum}} = \arctan \left[\frac{\int_A (\rho V_x V_y) dA}{\int_A (\rho V_x V_x) dA} \right] \quad (3)$$

式中 V_x, V_y 分别是 x, y 方向的速度.叶中位置上的气流方向角取的是气流在叶中位置上计算域上边界的方向角,它定义为气流的当地速度矢量在 xy 平面的投影和 x 轴之间的夹角

$$\beta = \arctan \left(\frac{V_y}{V_x} \right) \quad (4)$$

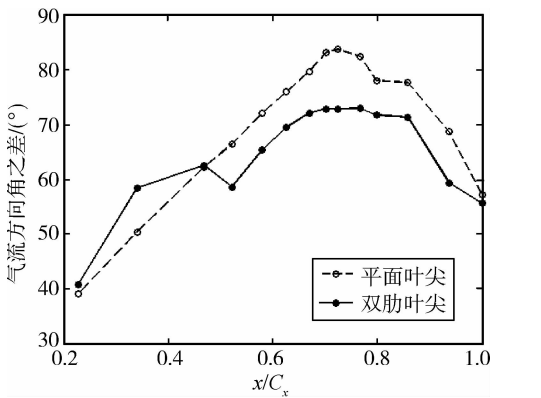


图 14 叶中位置气流方向角和叶尖间隙出口气流方向角之差

Fig. 14 Deviation of flow angle between middle span flow and tip gap exit flow

在叶片前 $0.23C_x$ 至 $0.46C_x$ 的叶尖泄漏流出口区域,平面叶尖的方向角差值要比双肋叶尖低 $5^{\circ}\sim 10^{\circ}$,而从 $0.46C_x$ 至叶片尾缘,双肋叶尖的方向角差值比平面叶尖平均低 10° 左右.整体上,双肋叶尖的泄漏流方向角比平面叶尖要小,使得单位质量泄漏流和主流掺混时的动量损失减小,同时气体的动能损失也减小,从而降低泄漏流和主流的掺混损失,提高叶片的效率.

3.8 总压损失系数 C_{p0}

首先给出总压损失系数的定义

$$C_{p0} = \frac{p_{01} - p_0}{p_{01} - p_2} \tag{5}$$

图 15 给出了平面叶尖及双肋叶尖叶片切向中间 ($50\% C_y$ 位置) 截面的总压损失系数分布.图中也给出了该截面上的二维流线图.首先考虑叶尖泄漏流的流动情况,对于平面叶尖,气流从压力面尖缘处开始分离,大约经过一个叶尖间隙高度 τ 的距离又重新附着在叶尖表面上,分离区内的总压损失系数很大,故而气流速度很小(见图 10(a)).在叶尖间隙内,除了靠近叶尖及机匣表面部分,气流可被近似看成是做等熵流动的.在吸力面出口处,泄漏流和主流掺混,形成叶尖泄漏涡,受泄漏涡影响区域 C_{p0} 值较高,并且涡中心的 C_{p0} 最高.

分离后未能再附到肋表面上,这种流动情况和平面叶尖相比有着显著的差别.靠近叶尖表面的那部分气流经过压力面肋后,进入到凹槽内和其中的气体发生掺混,因而凹槽内的总压损失系数较大.

在吸力面肋上方,气流并没有出现大的分离,这和图 10(b) 的马赫数的分布情况相一致.然而,对双肋叶尖而言,吸力面肋上方的部分分离区高度并不小(ZHOU 和 Hodson^[15]),因此双肋叶尖通过两个肋的作用,能够降低叶尖泄漏流的质量流量.

双肋叶尖气流从叶尖间隙流出时和主流掺混同样会形成叶尖泄漏涡,但由于双肋叶尖间隙质量流量更小,且气流的出流方向也比平面叶尖更接近主流方向,所以双肋叶尖的总叶尖泄漏损失要比平面叶尖更小.

图 16 展示了叶栅下游 $0.5C_x$ 位置轴向截面上的总压损失系数分布,图 16(a) 为平面叶尖,图 16(b) 为双肋叶尖.

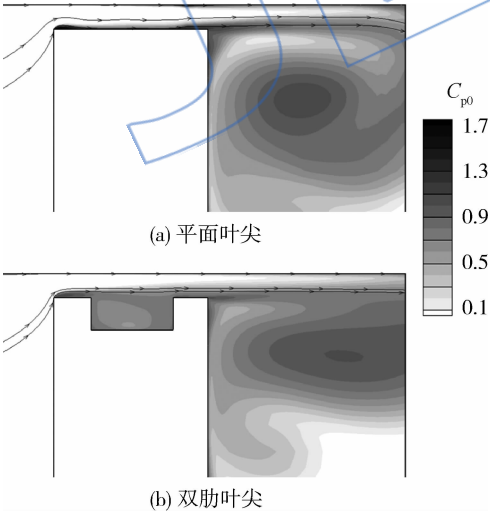
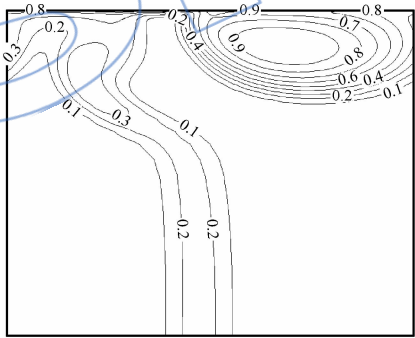
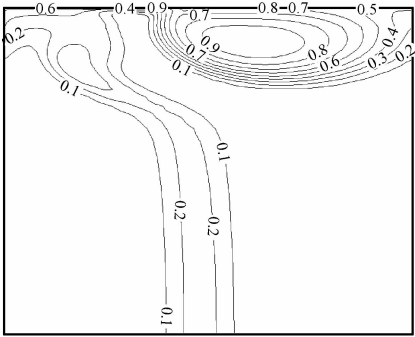


图 15 叶片切向中间截面的总压损失系数分布
Fig. 15 Total pressure loss coefficient distribution on middle tangential cut plane of blade

对双肋叶尖,气流在压力面肋上发生分离,分离泡的高度要大于平面叶尖的分离泡高度.根据 Denton^[14] 的分析可知,气流能否再附到肋的表面上取决于肋的厚度,这里因为肋的宽度较小,气流



(a) 平面叶尖



(b) 双肋叶尖

图 16 叶栅下游 $0.5C_x$ 位置轴向截面上的总压损失系数分布
Fig. 16 Total pressure loss coefficient distribution on axial cut plane $0.5C_x$ downstream of cascade

平面叶尖和双肋叶尖在该截面上的总压损失系数分布特征是相似的,最为明显的就是靠近机匣区域由叶尖泄漏涡引起的“损失核”,比较图 16(a)和图 16(b)可以发现,两种叶片叶尖泄漏涡的影响都仅限于截面上方大约 0.3 倍叶高的区域,但双肋叶尖的叶尖泄漏涡的影响区域以及总压损失系数的总体分布都比平面叶尖要稍微小一些,这是因为在肋的作用下气流从叶尖间隙流出时气流方向整体上更接近主流方向。

另外一个特征是在 0.3 倍叶高以下,流场几乎不受叶尖泄漏涡的影响,平面叶尖和双肋叶尖具有几乎完全相同的高 C_{p0} 条带,它是叶片吸力面和压力面气流在叶片尾缘发生掺混后的尾迹区,这一区域的总压损失是翼型损失。相比较下,尾迹区的总压损失系数比叶尖泄漏涡所引起的局部总压损失系数要小得多。

图 17 给出了平面叶尖和双肋叶尖在叶栅下游 0.5 C_x 位置轴向截面上的总压损失系数以及出口角分布,总压损失系数取的是质量平均值,出口气流方向角由公式(3)定义。在图 17(a)中,纵坐标为 z 和翼型弦长 C 的比值 z/C ,横坐标为总压损失系数减去翼型损失系数。虚线代表平面叶尖,实线代表双肋叶尖。

可以看出,对平面叶尖而言,在 0.3 C 以下区域只受叶片尾迹的影响,而双肋叶尖则是 0.23 C 以下,说明双肋叶尖叶尖泄漏涡的影响区域比平面叶尖要稍微小一些。

尾迹区 C_{p0} 的质量平均值对两者而言都是相等的,其值约为 0.035。在受叶尖泄漏涡影响的区域,双肋叶尖的 C_{p0} 要比平面叶尖小。

在图 17(b)中,纵坐标仍为 z/C ,横坐标是在相应位置上的出口气流方向角和叶中位置出口气流方向角的偏差。在靠近机匣的 0.2 C 至 0.3 C 范

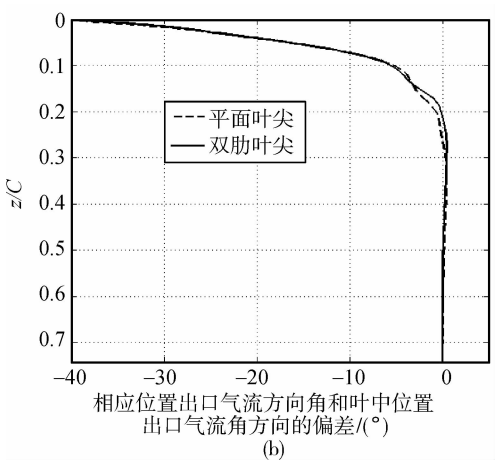
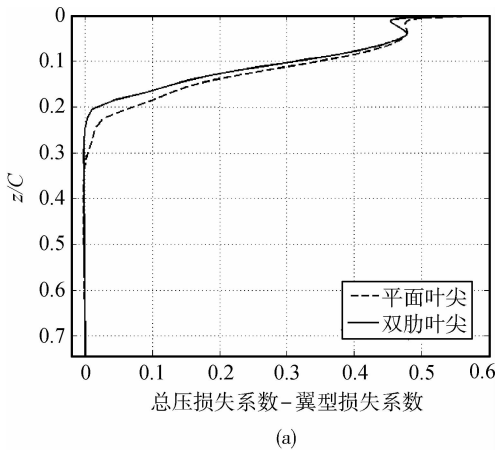


图 17 叶栅下游 0.5 C_x 位置轴向截面上的总压损失系数以及出口气流方向角分布
Fig. 17 Distribution of total pressure loss coefficient and exit flow angle on axial cut plane 0.5 C_x downstream of cascade

围内,双肋叶尖比平面叶尖的出口气流偏差要稍小一些,在其他位置两者基本相同。

平面叶尖在该截面上的总掺混损失系数(在此定义为总损失系数减去翼型损失系数,因而这里的总掺混损失包括了叶尖泄漏损失和二次流损失)为 0.079,双肋叶尖为 0.072,在平面叶尖的基础上降低了 8.9%。这说明双肋叶尖的整体气动性能要好于平面叶尖。

4 结 论

本文采用数值模拟的方法,在主流跨声速条件下,从叶尖泄漏流的质量流量、叶尖泄漏损失、叶尖泄漏流出流方向角等方面入手比较研究了平面叶尖和双肋叶尖的空气动力学性能。首先采用文献[13]中的等熵马赫数的实验数据,验证了本计算研究的可信度。

研究结果表明,在主流跨声速条件下,平面叶尖和双肋叶尖在叶尖间隙内的流动机理有所不同。在平面叶尖的叶尖间隙内,气流从压力面前缘分离后发生再附,产生喉道,气流发生流动壅塞。间隙内气流马赫数较高,产生了反射激波。而双肋叶尖的叶尖间隙内气流从压力面前缘分离后,由于肋的宽度较小,气流未发生再附,流动没有壅塞。一部分气流流入叶尖凹槽内发生掺混,导致总压下降,叶尖间隙内的马赫数总体上比平面叶尖的低。

采用双肋叶尖能够减少叶尖泄漏流的质量流量(占进口质量流量的比例从 3.87% 降为

3.74%),减小叶尖泄漏流出口角和主流流向角之间的偏离角度,降低叶尖泄漏流造成的流动损失.
致谢:

感谢上海交通大学密西根学院的张强教授对本文所提出的建议.

参考文献:

[1] 邵卫卫,季路成,程荣辉,等. 叶尖泄漏掺混损失影响因素分析[J]. 航空动力学报,2007,22(10):1722-1729.
SHAO Weiwei,JI Lucheng,CHENG Ronghui,et al. Analysis of influential factors to tip leakage mixing loss[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(10):1722-1729. (in Chinese)

[2] Hassanvand M,WANG Songtao,FENG Guotai,et al. Calculation of the energy loss for tip leakage flow in turbines [J]. Chinese Journal of Aeronautics: English Version, 2004,17(3):142-148.

[3] 李伟,乔渭阳,许开富,等. 涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟[J]. 航空动力学报,2008,23(7):1260-1265.
LI Wei,QIAO Weiyang,XU Kaifu,et al. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine [J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(7):1260-1265. (in Chinese)

[4] 曹传军,黄国平,夏晨. 逆向涡流发生器减小涡轮叶尖泄漏流的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(5): 588-59.
CAO Chuanjun,HUANG Guoping,XIA Chen. Numerical study in reducing tip leakage flow of turbine using backward vortex generators[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010,42(5):588-59. (in Chinese)

[5] 岂兴明,朴英,周建兴,等. 涡轮叶顶间隙形态的优化[J]. 吉林大学学报:工学版,2009,39(4):874-879.
QI Xingming,PIAO Ying,ZHOU Jianxing,et al. Optimi-

zation design of turbine blade tip clearance shapes[J]. Journal of Jilin University:Engineering and Technology Edition,2009,39(4):874-879. (in Chinese)

[6] 冯涛,周颖,邹正平,等. 向心涡轮内部流动数值模拟分析 [J]. 航空动力学报,2006,21(3):448-454.
FENG Tao,ZHOU Ying,ZOU Zhengping,et al. Numerical simulation of the flow inside radial inflow turbine[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(3):448-454. (in Chinese)

[7] Booth T C,Dodge P R,Hepwrth H K. Rotor tip leakage:Part I basic methodology[R]. ASME Paper 81-GT-71,1981.

[8] Ameri A A,Steinhorsson E,Rigby D L. Effect of squealer tip on rotor heat transfer and efficiency[J]. Journal of Turbomachinery,1998,120(4):753-759.

[9] Camci C,Dey D,Kavurmacioglu L. Tip leakage flows near partial squealer rims in an axial flow turbine stage[R]. ASME Paper GT2003-38979,2003.

[10] ZHOU Chao,Hodson H. The tip leakage flow of an unshrouded high pressure turbine blade with tip cooling[J]. Journal of Turbomachinery,2011,133(4):041028.1-041028.12.

[11] Key N,Arts T. Comparison of turbine tip leakage flow for flat tip and squealer tip geometries at high-speed conditions[R]. ASME Paper GT2004-53979,2006.

[12] Heyes F J G,Hodson H P,Dailey G M. The effect of blade tip geometry on the tip leakage flow in axial turbine[J]. Journal of Turbomachinery,1992,114(3):643-651.

[13] ZHANG Qiang,O'Dowd D O,He L,et al. Overtip shock wave structure and its impact on turbine blade tip heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery,2011,133(4): 041001.1-041001.8.

[14] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [R]. ASME Paper 93-GT-435,1993.

[15] ZHOU Chao,Hodson H. Squealer geometry effects on aerothermal performance of tip leakage flow of cavity tips[J]. Journal of Propulsion and Power,2012,28(3):556-567.