

文章编号:1000-8055(2013)11-2440-08

跨声速叶栅中气膜冷却对平面叶尖流动和传热特性的影响

周 凯, 周 超, 钟芳盼
(北京大学 工学院, 北京 100871)

摘 要: 采用数值模拟的方法,研究了主流跨声速条件下,高压涡轮中平面叶尖上气膜冷却的流动和传热特性.在不带冷却的平面叶尖上,激波在端壁和叶尖表面来回反射,从叶片中部到尾缘,叶尖表面传热系数呈现条带状分布.采用气膜冷却方法后,冷却气体使得叶尖间隙内的流体减速,激波和叶尖上表面传热系数分布的条带结构不明显.冷却气体覆盖了冷却孔下游的区域,当冷却孔进口和叶栅进口总压比从 0.7 增大到 1.0 时,叶尖平均气膜冷却效率从 18.7% 下降到 11.5%.和不采用气膜冷却的平面叶尖相比,当气膜孔进口和叶栅进口总压比为 0.9 时,叶尖平均表面传热系数增加了 16.9%,传热量降低了 8.7%.

关 键 词: 叶尖泄漏流; 高压涡轮; 气膜冷却; 跨声速; 传热

中图分类号: V211.6

文献标志码: A

Effect of film cooling on flow and heat transfer of flat tip in transonic turbine cascade

ZHOU Kai, ZHOU Chao, ZHONG Fang-pan

(College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, China)

Abstract: Computational fluid dynamics (CFD) was used to investigate the aerothermal performance of tip leakage flow of a flat tip in a transonic high pressure turbine cascade. The effects of tip film cooling were considered. For the flat tip without tip cooling, shock waves were reflected between the endwall and the blade tip within the tip gap. As a result, the surface heat transfer coefficient is distributed as stripe pattern on the tip surface from blade mid-chord to the trailing edge. The injection of the coolant has a significant effect on the flow patterns within the tip gap. The coolant reduces the velocity of the flow within the tip gap. As a result, oblique shock waves are no longer obviously observed. The coolant covers the areas downstream the cooling holes. When increasing the inlet stagnation total pressure ratio of the coolant to the main flow from 0.7 to 1.0, the average film cooling effectiveness on the tip varies from 18.7% to 11.5%. Compared to the uncooled flat tip, at the inlet stagnation total pressure ratio of 0.9, the average surface heat transfer coefficient on the cooled flat tip increases by 16.9%, and the heat flux of the tip reduces by 8.7%.

Key words: tip leakage flow; high pressure turbine; film cooling; transonic; heat transfer

收稿日期: 2012-10-19

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.005.html>

基金项目: 航空科学基金(2011ZB71002); 国家自然科学基金(11202008); 江苏省航空动力系统重点实验室项目(NJ2013028)

作者简介: 周凯(1990—),男,浙江绍兴人,博士生,从事叶轮机械空气动力学和传热学研究。

通讯简介: 周超(1981—),男,江苏无锡人,研究员、博士生导师,博士,研究方向为叶轮机械空气动力学和传热学。

E-mail: czhou@pku.edu.cn

符号表

变量		C_p	压力系数
C_x	轴向弦长	η_c	冷却效率
g	叶尖到端壁的间隙大小	下标	
h	叶片高度	inlet	进口
Re	雷诺数	outlet	出口
R	冷却孔出口速度/主流速度	adia	绝热
Ma	马赫数	w	叶片壁面
T	温度	0	总温或总压
p	压强	2	尾缘下游一倍 C_x 处的截面
Q	单位面积传热量	c	小孔
C_{ht}	表面传热系数	isen	等熵

在航空发动机中,为了避免高速旋转的高压涡轮叶片叶尖与机匣之间的摩擦,往往在这两者之间留有一定的间隙.受压力面和吸力面的压力差的驱动,高温气体从压力面通过叶尖间隙流向吸力面,然后与主流发生掺混作用,形成叶尖泄漏涡(tip leakage vortices).泄漏流不仅造成了流动损失,而且给叶尖传热设计增加了难度.因此过去的几十年对如何减少泄漏流流量、优化叶片表面的传热性能等问题做了很多研究.

在传统的理论、实验和计算方面,对涡轮叶片工作特性的很多研究是在低速情况下进行的.曹传军等人^[1]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. Moore 等人^[2]在叶栅实验台上用流动显示的方法详细地描述了在端壁处的流动情况,并且用势流建模的方法模拟了在间隙流道内的压力变化. Yaras 等人^[3]仔细研究了叶片下游截面的涡结构和影响范围,发现在靠近尾缘处的截面上的两个涡呈相反方向分布,叶尖泄漏涡涡量比较大,另一个通道涡则较小,但是通道涡的影响范围较大,可达到 50% 展长的位置.对于带冷却孔的叶尖,有很多因素影响冷却效率. Newton 等人^[4]发现冷却孔在分离区或再附区的冷却效果不一样.同时,冷却气体与主流速度比值 R 不同,冷却效果也会不同:当 R 比较小时,冷气流量太少,不足以提供冷却; R 比较大时,冷气会因为速度太大而远离壁面,冷却效果同样不好.最佳的比值应该在 0.74~0.99. 岂兴明等人^[5]也分别对减少叶尖泄漏流损失做了相关研究,他们采用数值模拟的方法,对叶尖进行参数化优化,使得涡轮的绝热效率提高了 0.395%. Hassanvand 等人^[6]通过数值模拟的方法,研究了叶尖泄漏流损失的机理.李伟等人^[7]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.为减少叶尖泄漏流损失,他们采用数值模拟的方法,研究了使用被动控制^[8]和主动控制^[9]的方法来减少叶尖泄漏流损失.

也有人研究了涡轮叶片在跨声速情况下的工作特性,包括传热性能、流动特性. Moore 等人^[10]用水台流动做水洞模拟,尽管用这种方法类比的“空气”的“比热比”为 2(区别于正常空气的 1.4),在激波出现时等熵假设也不成立,但是文章还是很详尽地描述了斜激波产生的位置,并计算了斜激波的反射角. Chen^[11]用计算的方法展示了二维可压流在亚声速、跨声速和超声速 3 种情况下的流动特性,可以明显看到在跨声速和超声速的情况下,在间隙内形成了斜激波. Wheeler 等人^[12]考察了低速和跨声速情况下准三维流动对叶尖传热性能的影响,还具体分析了叶尖上分离泡的长度和高度的变化. Zhang 等人^[13]用实验和计算的方法展示了跨声速流动对叶尖传热的影响.在间隙内的斜激波直接导致了表面传热系数呈条带状分布,因而跨声速情况下的叶尖冷却问题与传统的结论可能会相差较大. Zhang 等人^[14]发现流体在叶尖间隙出口处会形成激波以堵塞流道,因此在跨声速情况下增加叶片载荷(比如增加叶片间距),叶尖的泄漏流与主流的相对质量并不会增加,反而会减少.此外, Zhang 等人^[15]还研究了高压涡轮平面叶片在跨声速时不同间隙大小对叶尖传热的影响,发现随着间隙增大,叶片的前缘和尾缘呈现相反的趋势:前缘处的表面传热系数变大,而尾缘处的表面传热系数变小.

现有的一些研究都是针对在跨声速条件下不带冷却孔的涡轮叶片叶尖的传热性能,对带有冷却孔的平面叶尖研究得较少.本文将用数值计算的方法,在叶片出口处马赫数为 1.0 的条件下,考

虑气膜冷却对平面叶尖的影响,试图通过揭示流体的流动特性,来更好地理解在跨声速情况下,冷却气体喷出来之后,间隙内的流动会有怎么样的改变,以及此时的传热特性等.重点考察叶尖传热问题,部分计算结果会与其实验结果做对比.

1 公式定义

等熵马赫数定义为

$$Ma_{isen} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_{0,inlet}}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (1)$$

压力系数定义为

$$C_p = \frac{p_{0,inlet} - p}{p_{0,inlet} - p_{outlet}} \quad (2)$$

冷却效率定义为

$$\eta_c = \frac{T_{0,inlet} - T_{adia,w}}{T_{0,inlet} - T_{0,c}} \quad (3)$$

表面传热系数定义为

$$C_{ht} = \frac{Q}{T_{adia,w} - T_w} \quad (4)$$

2 数值计算

2.1 网格

计算用的网格是由软件 ICEM-CFD (integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics) 生成的结构化网格,网格数大约为 700 万,相邻网格长度比值控制在 1.3 以内.网格的具体细节如图 1 所示,图 1(a) 展示的是计算域,图 1(b) 为尾缘处的网格.

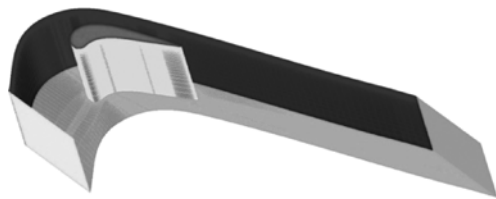
以此为基础,考察带气膜冷却的平面叶尖.冷却孔位于叶尖中央位置,一共 8 个,从前缘开始,依次为 1 号孔到 8 号孔,如图 2 所示,放大部分表示 3 号孔周围的网格.

2.2 工况参数

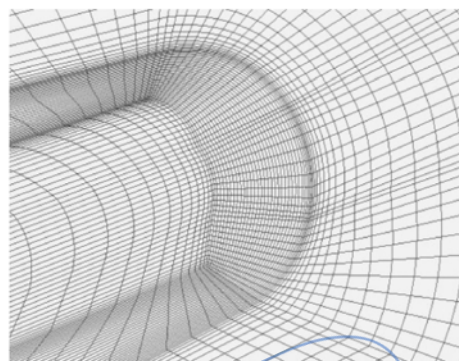
在研究中,将采用 Zhang 等人^[13]文中的高压涡轮叶片的翼型,计算中设置的工况参数与 Zhang 等人^[13]的实验参数尽量保持一致,如表 1 所示.

2.3 湍流模型

ANSYS 公司的商用软件 FLUENT 中,CFD 计算有很多湍流模型可供选择. Spalart 和 Allmaras 两人^[16]提出了湍流的一方程模型,这种模型在流体在跨声速翼型的流动和尾迹的发展预测方面都较为可靠.本文数值计算中,以 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型为基础,展开详细的研究.



(a) 计算域



(b) 尾缘处网格

图 1 平面叶尖的计算域和尾缘处网格
Fig. 1 Computed field and mesh of trailing edge for flat tip

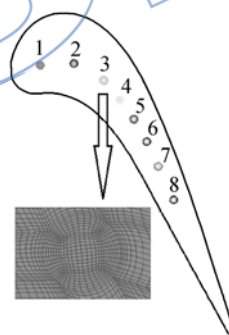


图 2 平面叶尖上冷却孔的位置

Fig. 2 Locations of coolant holes on flat tip

表 1 计算工况

Table 1 Simulation conditions

	实验	CFD
$(g/h)/\%$	1.5	1.5
Ma_{inlet}	0.28	0.27
Ma_{outlet}	1.0	1.0
$Re_{outlet}/10^6$	1.26	1.27
进口角/ $^\circ$	41.1	41.1

2.4 收敛条件

数值计算使用软件 FLUENT,收敛的条件是速度的 3 个分量和能量的计算残差均达到

0.001,并且多迭代计算 500 步之后尾缘后一倍 C_x 距离处截面上的表面传热系数平均值改变小于 0.1%。同时保证进出口的质量流量差别在 0.1% 以内,整个模型的能量平衡(用总焓来衡量)保持在 0.1% 以内。

2.5 叶尖壁面 y^+ 分布

湍流模型中,需要给出靠近壁面的 y^+ 的值。为了更好地拟合湍流边界层,需要控制近壁处的 y^+ 在 5 以下,使得第 1 个网格落在黏性底层。在本文的网格模型中,考虑到不同地方网格疏密程度不同,叶尖近壁面 y^+ 最小约为 1,平均为 3.2。在 Zhou 等人^[17]的文章中已经有过网格相关性的研究,证明平均 y^+ 在 3.2 时收敛性良好。即使网格再密,对结果的影响已经很小,因此在本次算例中,都以这个网格模型为基础展开研究。

3 不带冷却孔的平面叶尖

为了验证计算工具的可信度,将从流动特性和表面传热系数两个方面来对比 Zhang 等人^[13]的文章的实验数据。

3.1 等熵马赫数

等熵马赫数表征的是叶片表面的静压分布情况。图 3 展示了用 S-A 湍流模型计算得到的在叶片的中间部分(50%展长)和靠近叶片顶端(95%展长)处的等熵马赫数分布。从图上可以看出,在叶片的中间部分,S-A 湍流模型计算结果与 Zhang 等人^[13]的实验结果吻合的较好。而在靠近叶尖部位,除了个别点外,其余地方均吻合较好。

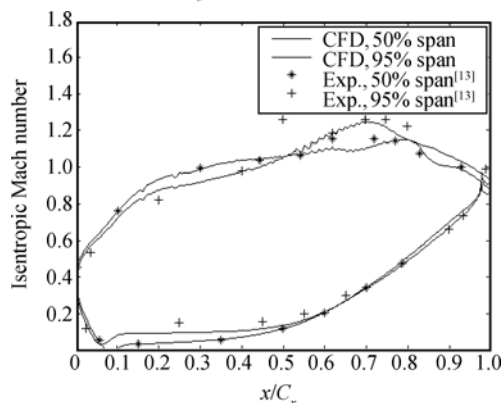
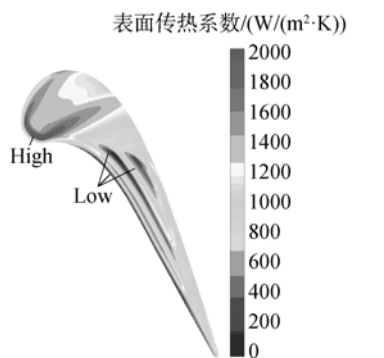


图 3 等熵马赫数分布

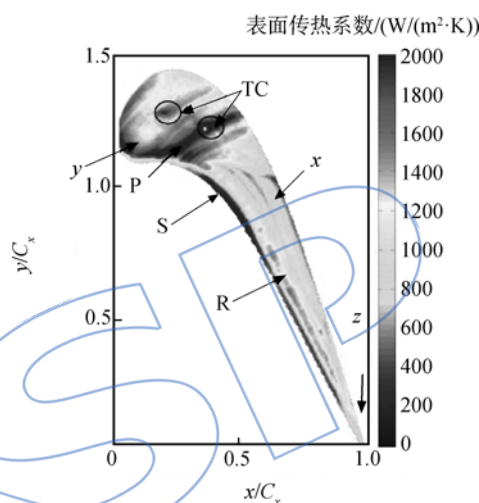
Fig. 3 Isentropic Mach number distribution

3.2 表面传热系数

表面传热系数是表征叶片表面传热特性的重要参数,其分布如图 4 所示。



(a) CFD结果



(b) 实验结果

图 4 表面传热系数分布

Fig. 4 Surface heat transfer coefficient distribution

在计算叶尖表面传热系数时,需要计算 2 个算例,一个算例的叶片表面设为绝热,获得绝热壁温;另一个则设置为恒温 290K,获得传热量。利用式(4)可得叶片表面传热系数,所得结果如图 4(a)所示。

图 4(b)是 Zhang 等人^[13]的实验所得的表面传热系数。对比 CFD 结果和实验结果,发现图 4(a)与图 4(b)吻合得很好,这是因为计算与实验的工况设置基本一致,这也证明了 CFD 工具的可信度。图 4(b)中的 TC(thermoelectric couple)区域的表面传热系数较高,这是因为这 2 个点是热电偶探头所在位置,在测量表面传热系数的时候引起流场扰动,导致这 2 个区域的数值特别高。

图 4(b)表明,表面传热系数高的区域集中在叶片前缘处(P区)和靠近压力面的再附区(R区)。流体在前缘处速度较小,湍流度小;流动在前缘处形成小涡,流道收缩,高温流体加速,然后冲击到壁面上,因此表面传热系数较高。Zhang 等人^[13]在文章中分析,因为剪切作用和湍流混合两

种机制,影响了叶片表面传热系数的分布.边界层越厚,剪切越小,表面传热系数也越小;流体如果沿着流线方向是顺压梯度,则湍流度要小得多,相应表面传热系数也小.当流体再附时,边界层很薄,剪切作用非常强烈,因此表面传热系数在R区很大.而在斜激波的反射区,尽管边界层较厚,剪切不强烈,但是激波前后是逆压梯度,湍流度增强,这个效应更为明显,所以表面传热系数增大.

4 带冷却孔的平面叶尖

无论是等熵马赫数还是表面传热系数,数值计算结果与实验吻合都较好,这证实了CFD的可信度,而且从图4(a)可以看出,在实际工况下的涡轮叶片的受热区域相对集中在叶片前缘和靠近压力面的再附区,因而气膜冷却十分必要,本文主要研究带冷却孔的平面叶尖的传热性能.在本研究模型中,8个冷却孔安置在叶片的中弧线上,其余的工况参数设置和前一节相同,冷却气体的进口总压设为0.9倍的来流总压,冷却气体的总温设置为进口主流总温的0.60倍.由于气体喷出的速度不一样,这也会对冷却效果产生很大影响,下文将进一步讨论.

4.1 叶尖间隙流动结构

图5展示了在高速情况下带冷却孔的叶尖间隙内从冷却孔和从压力面边缘处诱导出的流体的流线图,色标表示冷却效率.冷却效率的定义见式(3),它表示的是冷却气体对叶片表面的保护情况.在跨声速情况下,叶片前缘尖角处的流动与不带冷却孔的情况类似,会在尖角处诱导出小涡,然后向两侧扩散.在高速情况下,冷却气体从小孔流出来之后,上游压力较大,在高压驱动下,大部分冷却气体直接往下游流去,同时将主流排开,主流

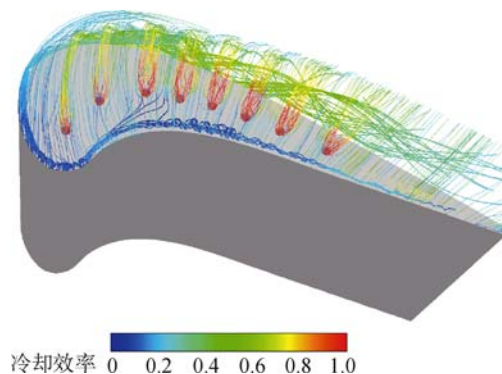


图5 冷却平面叶尖流线图

Fig. 5 Streamline of flat tip with coolant

则在两个孔的间隙间加速.

图6展示了不带冷却孔和带冷却孔两种情况下,经过40% C_x 截面上马赫数分布和二维流线图,其中图6(b)表示的孔是4号孔.在没有冷却孔的情况下,当流体从叶尖压力面直角边缘流入叶片间隙,会在边缘处形成一分离泡,紧接着在分离泡后再附,与此同时流体会产生一道斜激波,并且流体不断加速,最高可达到马赫数为1.77.斜激波在间隙内不断反射,在反射处的边界层厚度较小.随着流体往下游流动,斜激波的强度逐渐变弱.对于图6(b),该孔上R大约是0.8.从图上可以看出,由于冷却气体的喷出,流体整体减速,只有在冷却孔下游部分区域仍是跨声速.流体在流过尖角之后,形成一个较大的回流区.在这个回流区内,速度较小.在小孔下游,大部分流体都处于跨声速,最高速度出现在小孔出口的下游与主流混合处,马赫数达到了1.5.相比于不带冷却孔的情况,冷却情况下间隙内的激波结构不明显,流体在冷却孔下游产生堵塞.

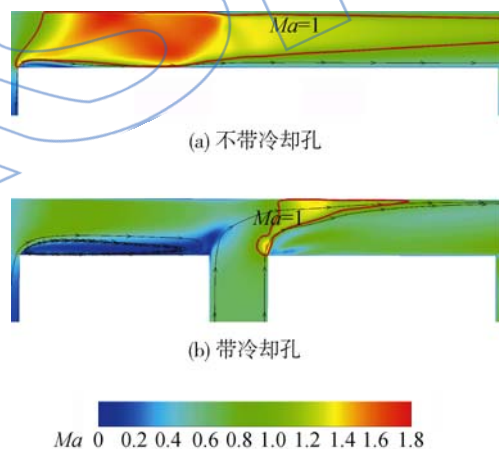


图6 截面上马赫数分布(40% C_x)

Fig. 6 Mach number distribution on section (40% C_x)

图7是在冷却孔的下游做一个小切面,从上游观看的主流二维流线图,当高温主流通过射流孔后,可以明显看出在小孔下游处卷起了两个相反方向的涡.在小孔的下游,压力系数比较大,压力较小,压力较高的流体(主要是主流)在压差的驱动下,从两侧卷向该区域.红色和蓝色区域表示 x 方向的涡量,二维流线图也表明了正反两个涡(wake vortices).这两个涡是从高温的主流处诱导出来的,因此小孔下游的传热情况也将受到影响.更直观的射流结构图在Kelso等人^[18]和Foss^[19]的文章中可以看到.流体在射流孔前缘会

有一个回流区,在后缘则会诱导出尾迹涡. 这些流动结构直接影响到了小孔前缘和后缘的传热性能.

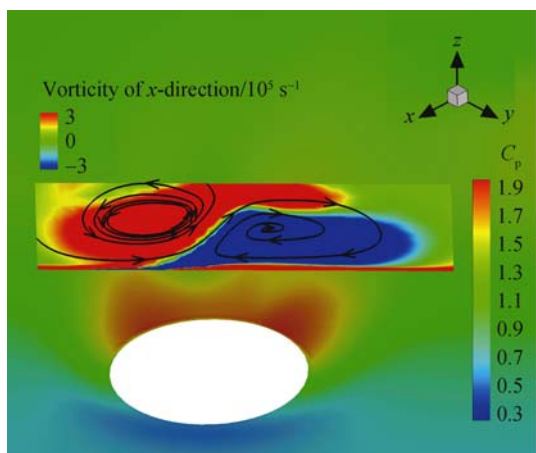


图 7 冷却孔下游的主流二维流线图

Fig. 7 2-D streamline of mainstream after coolant hole

4.2 叶尖泄漏流质量流量

叶尖泄漏流造成的相对质量流量损失如表 2 所示. 不带冷却孔的叶尖泄漏流相对质量流量为 3.71%. 带冷却孔的叶尖泄漏流相对质量流量为 3.40%, 算上冷却气体的相对质量流量, 总的相对质量流量为 3.97%. 可以看出, 由于冷却气体对流道的堵塞和与流体之间的动量混合, 叶尖进口泄漏流质量流量减少. 尽管叶尖泄漏流的质量流量减少了, 但是由于需要额外的冷气质量流量, 总的流出叶尖吸力面的流体质量流量还是略微增加的. 在 Zhang 等人^[14]的文章中已经指出, 在不带冷却孔情况下的平面叶尖, 高速情况下的泄漏流相对质量流量比低速时要小, 这是因为在跨声速时, 靠近吸力面处形成喉道堵塞, 有效地减少了间隙内的泄漏流质量流量. 当冷却气体喷出之后, 尽管由于局部压力差变小, 激波结构小, 在吸力面出口处并没有正激波, 但是泄漏流相对质量流量依然比较小, 这是因为流体的阻塞作用, 在间隙内流动速度减小.

表 2 叶尖泄漏流相对质量流量

Table 2 Relative mass flow of tip leakage flow

	C/%	L/%	(L+C)/%
不带冷却孔	0	3.71	3.71
带冷却孔	0.57	3.40	3.97

注: 带冷却孔是 $p_{0,c} = 0.9 p_{0,\text{inlet}}$ 的数据, C 表示叶尖冷却气体的相对质量流量, L 表示叶尖泄漏流的相对质量流量, L+C 表示流出吸力面的总的相对质量流量.

4.3 冷却效率

叶尖表面的冷却效率如图 8 所示. 与流体流动特性显示的一样, 在小孔的上游由于没有太多冷却气体覆盖, 冷却效果不理想, 而在小孔下游则较好. 由于间隙内的流体速度较高, 湍流度小, 冷却气体很少扩散, 基本只影响着它下游的一小部分区域, 孔与孔之间的区域冷却效果也较差. 当逐渐降低冷却气体的进口压力时, 冷却效率也会不同, 从图 8(a)、图 8(b)到图 8(c), 对于后面 7 个孔而言, 冷却效果变好, 冷却面积也变大, 相对而言, 小孔的上游也得到了一定程度的冷却. 但是对于 1 号孔而言, $p_{0,c} = 0.9 p_{0,\text{inlet}}$ 时冷却效果最好, 因为 1 号孔外面流体速度较大, 当 1 号孔的压力较大时, 喷出的冷却气体流量大. 当气体的压力为 0.8 倍的来流压力时, 1 号孔喷出的气体流量很少, 因而冷却效果不佳, 而且有可能导致冷气倒灌进小孔, 可能对冷却系统有较大的损害. 因此工业上对高压涡轮叶片冷却时, 对于前缘的小孔, 要用较高压力的冷却气体, 比如高压压气机中抽出的气体, 而对于后面的小孔, 则可以用压力相对小的气体, 比如中压压气机中抽出的气体. 图 9 表示 8 个小孔总压从 0.7 倍来流总压到 1.0 倍来流总压变化时叶尖表面的平均冷却效率. 虚线表示有热流气体往小孔里倒灌. 总体而言, 在研究范围内, 冷却气体进口压力越小, 平均冷却效果越好, 但是前缘的孔会有热气倒灌的现象, 因而对于前缘孔的冷却气体的进口压力应适当大些.

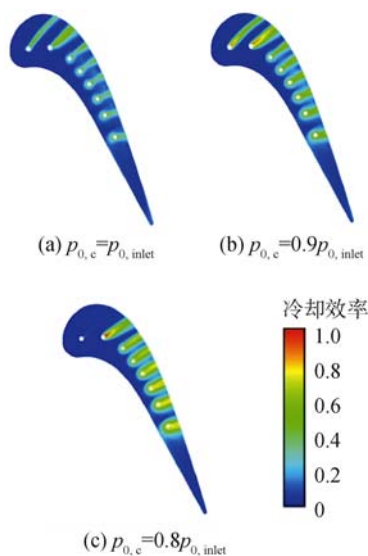


图 8 叶尖表面的冷却效率

Fig. 8 Cooling effectiveness on surface of tip

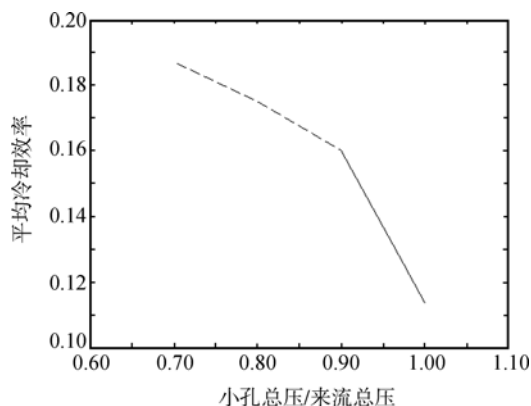


图9 不同压力下的叶尖表面平均冷却效率

Fig. 9 Average cooling effectiveness for different pressures on surface of tip

4.4 表面传热系数

有无冷却孔的平面叶尖的表面传热系数分布如图10所示。

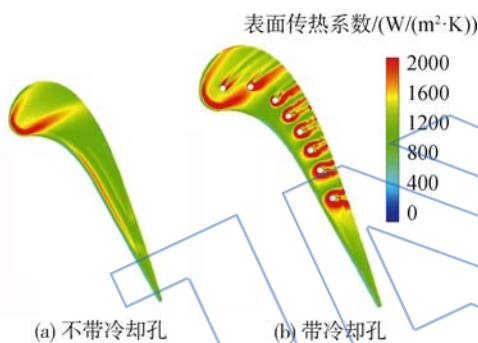


图10 表面传热系数分布

Fig. 10 Surface heat transfer coefficient distribution

相比于不带冷却孔的情况,有冷气喷出来之后的表面传热系数整体高了很多.靠近压力面处,原来再附区有一个较高的条带区,但是在冷却情况下,由于有冷气喷出来,流体在小孔上游有一个较大的回流区,速度较慢,因此表面传热系数减小.在小孔前缘,由于有小部分冷却气体会往上游流动,表面传热系数也较高。

传热量对比如图11所示,图11(a)中的条带结构在图11(b)中也不再出现.整体而言,当冷却气体喷出后,叶尖表面的平均传热量减少,但是局部区域会有少量增加.3号孔到8号孔周围的热载荷情况类似,小孔下游的区域冷却效果明显,热载荷很小,但由图11(c)仔细查看4号孔的精细结构,发现每个冷却孔关于流向方向呈近似对称分布.小孔前缘和两侧传热量明显较高,这是因为高温流体在前缘及两侧有回流作用,生成的涡

环绕在小孔周围,因此热载荷较大.在小孔下游,高温的主流产生的尾迹涡从两边卷向中间,所以热载荷会先增大.随着冷却气体往下游流去,冷气与主流开始发生掺混,冷却效果较好。

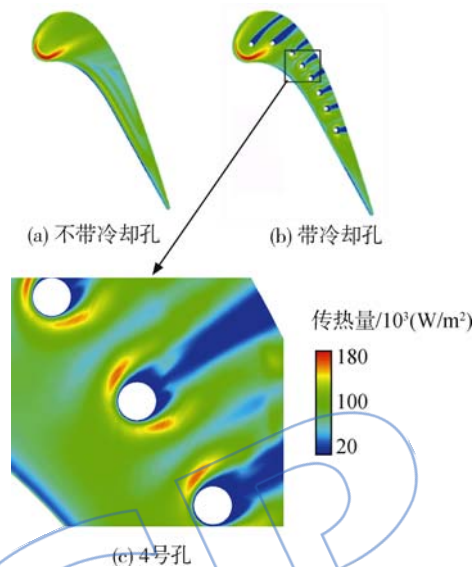


图11 传热量对比

Fig. 11 Comparison of heat transfer flux

5 结论

本文考察了在出口马赫数为跨声速时,流体在平面叶尖间隙内的基本流动结构,并且以此解释平面不带冷却孔的叶尖和带冷却孔的叶尖的传热性能.冷却气体的喷出对流动道内的流体产生了一定的阻塞作用,主流减速,并且在冷却孔上游的一段回流区流速很小.因为冷却气体压力较大,流动道内压差减小,斜激波不明显.在叶尖间隙出口处,由于正激波的阻塞作用,不带冷却孔的平面叶尖的泄漏流相对质量流量较少;当叶尖冷却气体喷出时,虽然正激波消失,但是由于冷却气体与间隙内来流相互作用,形成阻塞,叶尖泄漏流相对质量流量也比较少.计算结果表明,不带冷却孔的平面叶尖的传热量和表面传热系数都呈条带状分布,但是带冷却孔的情况则不同.整体而言,气膜冷却在跨声速时表现并不理想,尤其是小孔前缘的区域,冷却效率很低,这是因为在跨声速情况下,大部分冷却气体都随着间隙来流往下游冲击.冷却气体的喷出改善了小孔下游的传热性能,但是对小孔的前缘和两侧的热腐蚀反而有所增大.除此之外,由于冷却气体与来流发生多次掺混,能量损失也会增加。

参考文献:

- [1] 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): 588-594.
- 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): 588-594. (in Chinese)
- [2] Moore J, Tilton J. Tip leakage flow in a linear turbine cascade[R]. Anaheim, US: 32nd International Gas Turbine Conference and Exhibition, 1987.
- [3] Yaras M, Sjolander S. Development of the tip-leakage flow downstream of a planar cascade of turbine blades: vorticity field[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 609-617.
- [4] Newton P J, Lock G D, Krishnababu S K. Aerothermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines: Part III TIP cooling[R]. ASME Paper GT2007-27368, 2007.
- [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. Optimization design of turbine blade tip clearance shapes[J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2009, 39(4): 874-879. (in Chinese)
- [6] Hassanvand M, WANG Songtao, FENG Guotai, et al. Calculation of the energy loss for tip leakage flow in turbines[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(3): 142-148.
- [7] LI Wei, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Tip clearance flows in turbine cascades[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 193-199.
- [8] 李伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 涡轮叶尖泄漏流被动控制数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 591-597.
- LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation of passive control on tip leakage flow in axial turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 591-597. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] Moore J, Elward K. Shock formation in over expanded tip leakage flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 392-399.
- [11] Chen G L. A Numerical and experimental investigation of two-dimensional compressible turbine tip gap flow[D]. Cambridge: Cambridge University, 1994.
- [12] Wheeler A, Atkins N, He L. Turbine blade tip transfer in low speed and high speed flows[R]. ASME Paper GT 2009-59404, 2009.
- [13] Zhang Q, O'Dowd D, 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] Zhang Q, He L. Overtip choking and its implications on turbine blade-tip aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(5): 1008-1014.
- [15] Zhang Q, O'Dowd D, He L, et al. Transonic turbine blade tip aerothermal performance with different tip gaps: Part I tip heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 133(4): 041027. 1-041027. 9.
- [16] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [17] Zhou C, Hodson H. Numerical investigation of thermal performance of unshrouded HP turbine blade tips[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2009, 26(4): 277-284.
- [18] Kelso R, Lim T T, Perry A. An experimental study of round jets in cross-flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1996, 306(1): 111-144.
- [19] Foss J. Interaction region phenomena for the jet in a cross-flow problem[D]. Karlsruhe, Germany: Karlsruhe University, 1980.