

凹槽状动叶顶部非定常气膜冷却性能的研究

李军, 王金山, 蒋勇, 丰镇平

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 采用数值求解三维 (RANS) 方程的方法, 开展了燃气透平级在动静叶干涉下凹槽状动叶顶部定常和非定常气膜冷却性能的研究. 定常计算结果表明: 吹风比为 1.0 时的动叶顶部气膜冷却有效度优于吹风比为 0.5 和 1.5 的情况. 在吹风比为 1.5 时, 气膜冷却气流脱离槽底壁面并导致气膜冷却有效度降低. 非定常计算结果表明: 在动静干涉下凹槽状动叶顶部内流动和气膜冷却有效度具有高度的非定常特征; 上游静叶尾迹和通道涡周期性地与动叶顶部间隙泄漏流相互作用, 使得动叶顶部凹槽底部分离线发生变化, 冷却气流覆盖槽底壁面的位置和面积也发生相应的改变, 进而导致槽底和槽侧面的气膜冷却有效度发生变化; 定常计算得到的凹槽底部气膜冷却有效度的预测值大于非定常计算的时均结果.

关键词: 燃气透平; 非定常流动; 凹槽叶顶; 气膜冷却

中图分类号: TK262 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2010)05-0005-05

Investigations of Unsteady Film Cooling Performance on Rotor Squealer Tip

LI Jun, WANG Jinshan, JIANG Yong, FENG Zhenping

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The steady and unsteady film cooling performance together with leakage flow and heat transfer characteristics for a typical gas turbine stage with a squealer tip is numerically investigated using the three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) solutions. The influence of the film blowing ratio on the film cooling effectiveness in the squealer tip is discussed. The results calculated for the steady film cooling show that the film cooling effectiveness with a blowing ratio of 1.0 is greater than that of 0.5 or 1.5. However, the cooling gas will be separated at the adjacent downstream area of the film holes when the blowing ratio is 1.5. The results for the unsteady film cooling show that the flow and the film cooling effectiveness in the rotor squealer tip has significant unsteady characteristics under the interaction between the rotor/stator blade rows. The separation line at the bottom of the rotor squealer tip changes because the upstream wake and passage vortex interact periodically with the leakage flow in the rotor blade tip. The covering position and area of the film cooling vary accordingly. This unsteady flow behavior results in variation of the film cooling effectiveness at the bottom and sidewall of the rotor squealer tip. The film cooling effectiveness at the bottom of the rotor squealer tip achieved by the steady numerical prediction is greater than that by the unsteady numerical simulation.

Keywords: gas turbine; unsteady flow; squealer tip; film cooling

燃气透平的动叶顶部承受着很高的热负荷, 为了保证动叶叶顶的使用寿命, 必须对叶顶进行气膜冷却. 在燃气透平级环境下, 下游动叶近顶部和顶部间隙的流场不仅受到上游静叶尾迹的影响, 同时还

受到上游静叶通道涡的影响,二者共同作用,再加上动叶顶部的泄漏流,使得动叶近顶部和顶部的流场异常复杂。目前,实际运行的燃气透平动叶顶部大都采用凹槽状结构。在透平级环境下实验测量动叶顶部气膜冷却性能是很困难的^[1],因此开展动静叶干涉下动叶顶部非定常气膜冷却性能的数值模拟研究显得非常必要。

单列透平叶片气膜冷却的研究主要集中在实验测量和数值模拟方面^[2]。在数值和实验研究气膜冷却时,常采用气膜冷却有效度概念来评价气膜冷却的效果。Funazaki 等人^[3]研究了非定常尾迹和湍流度对气膜孔周围气膜冷却效果的影响,结果表明:非定常尾迹使气膜冷却有效度降低;主流湍流度增大使气膜冷却有效度也随之下降。Kwak 等人^[4]对凹槽状叶顶区域气膜冷却的研究结果表明,凹槽内存在的回流涡使得冷却空气被推向凹槽压力面侧,与平顶部相比,叶顶凹槽结构的气膜冷却有效度更高。杨佃亮等人^[5]研究了叶顶气膜孔位置和吹风比对凹槽状叶顶气膜冷却有效度的影响,结果表明,气膜孔布置在凹槽底部分离线处对凹槽底部有最好的冷却效果。

对于动叶来说,燃气透平上游静叶尾迹和通道涡是周期性非定常出现的。上游叶片排产生的尾迹和通道涡对下游动叶表面、叶顶和叶根边界层会产生影响,造成滞止点附近区域换热系数升高。动静干涉造成的非定常流动对下游动叶表面的流动和换热会产生影响,同时对动叶顶部的气膜冷却也会产生影响。Gao 等人^[6]和 Wright 等人^[7]通过实验和数值计算,研究了典型透平级的静叶与动叶轴向间距处的冷却气体吹扫对动叶换热特性的影响规律,结果表明,静叶尾迹和通道涡对下游动叶的冷却性能影响较为明显。

关于透平级的上游静叶尾迹和通道涡对下游具有凹槽状结构的动叶顶部气膜冷却性能影响的研究未见深入开展,因此本文以典型的 GE-E³ 燃气轮机高压透平第一级^[8]为模型,数值研究了静叶/动叶干涉作用下凹槽状动叶顶部气膜冷却的非定常特性。

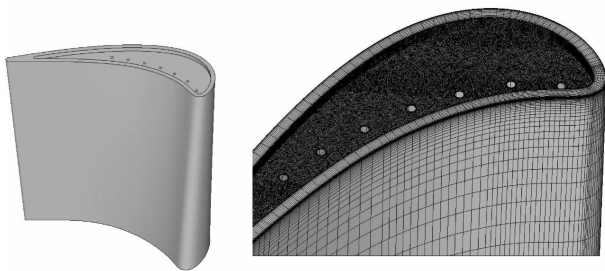
1 叶片几何结构与数值计算模型

采用 GE-E³ 高压透平第一级^[8]为研究对象,在动叶顶部凹槽状结构的底部分离线处布置 7 个气膜孔。为了数值研究上游静叶尾迹和通道涡对动叶顶部气膜冷却性能的影响,必须将动叶和静叶在周向宽度上保持一致,以实现空间上的周期性。GE-E³ 高

压透平第一级动叶叶片数为 76,静叶叶片数为 46,叶片数的比值接近于整数 2,并采用改变叶片数目的 Domain Scaling 方法^[9],来获得空间上的周期性。本文将静叶数改为 38,静叶栅距增大,并按照缩放因子 1.21 对静叶进行放大,以保证静叶的节弦比不变。在保持静叶与动叶轴向间距不变的条件下,计算域取自一个静叶通道和 2 个动叶通道,周向边界做周期性边界处理。

图 1a 给出了动叶的三维结构。叶顶间隙高度为 1% 叶高,凹槽深度为 2% 叶高,肩壁厚度为 0.77 mm。在槽底分离线位置处等间距布置 7 个气膜孔,叶顶气膜孔均以 90° 喷气,气膜孔直径为 0.5 mm。为了保证气膜孔喷出冷却气体的流动状态与冷气进口位置无关,进口位置取距喷出口 20 倍孔径处。

动叶计算区域采用混合网格,其中凹槽及气膜孔为非结构化网格,叶栅通道及叶顶间隙为结构化网格。为改善网格质量,叶片表面采用 O 型网格,叶栅通道采用 H 型网格,以确保所有叶片表面网格的 Y^+ 值在 15 左右。计算域包括单静叶叶栅通道和双动叶叶栅通道,其中动叶叶栅通道及其间隙内的结构化网格数约为 300 万,凹槽及气膜孔的非结构化网格数约为 160 万,静叶栅通道的结构化网格数约为 80 万。凹槽状动叶顶部气膜冷却结构的网格剖分结果见图 1b。



(a) 动叶片几何结构

(b) 近顶部网格剖分图

图 1 动叶片几何结构及计算网格剖分图

GE-E³ 透平在性能测试时的计算边界条件与 Timko 的实验^[8]相一致,进口给定总压 $p_0 = 344.74$ kPa,总温 $T_0 = 709$ K,出口给定静压为 153.22 kPa。换热壁面为无滑移条件,给定恒定壁面温度为 496.3 K,动叶转速为 8 450 r/min。冷却气体进口温度设置为 344 K,所有壁面均为无滑移绝热壁面。本文采用的数值计算结果与实验数据的比较和可靠性验证可参阅文献^[10]。

2 结果与分析

2.1 定常结果

数值计算采用商用计算流体动力学软件 AN-SYS CFX11.0 三维求解 RANS 方程,并采用标准 $k-\epsilon$ 方程湍流模型. 计算离散精度为二阶,定常计算时动静干涉面采用级模型处理,界面两侧间传递变量的周向平均值计算收敛标准残差小于 1×10^{-6} . 当冷却气体进口温度设置为 344 K 时,冷却气体与主流气体的密度比约为 2. 冷却气体吹风比取 0.5、1.0 和 1.5,吹风比 $M=\rho_c v_c/\rho_m v_m$,其中 c 代表冷却气体,m 代表主流气体.

图 2 给出了不同吹风比条件下动叶顶部凹槽底部表面的极限流线. 当吹风比为 0.5 时,冷气喷射并没有对凹槽底部的流动结构造成明显的影响,分离线几乎准确地经过前 4 个气膜孔,气膜孔周围也没有明显的流动结构改变. 当吹风比为 1.0 时,从第 5 个气膜孔位置处开始,由于较多的冷却气体进入凹槽,使得凹槽压力面侧的回流涡尺度增加,从而使得分离线进一步向吸力面侧移动. 当吹风比达到 1.5 时,更多的冷却气体进入凹槽,射流的卷吸作用再次加强,冷却气体直接被泄漏流卷走,并带到吸力面侧直至溢出凹槽,由此造成气膜冷却有效度下降.

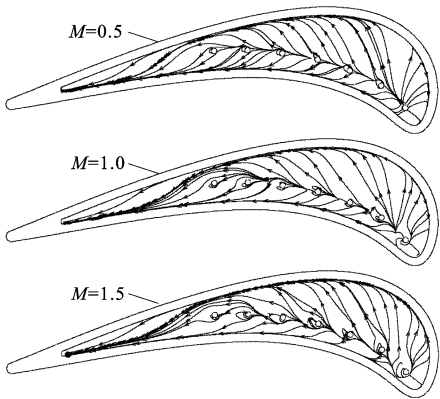


图 2 吹风比对凹槽底部气膜冷却的影响

图 3 给出了不同吹风比条件下第 1 个气膜孔处的轴向截面流线. 当吹风比为 0.5 时,冷却气流能够很好地覆盖在叶顶表面,尤其是槽内压力面侧,回流涡将冷却气流完全压制在槽底壁面. 当吹风比增大到 1.0 时,较多的冷却气体喷入凹槽,并将压力面侧回流涡推离槽底. 气膜层虽然有脱离槽底的趋势,但由于冷却气体流量增加,致使气膜保护效果更加显著. 当吹风比为 1.5 时,射流的卷吸作用非常显著,冷却气流入口横截面处肾形涡对的尺度和强度明显

增大,冷却气流不能很好地覆盖在凹槽底部,而是迅速脱离壁面并与主流进行掺混.



(a) $M=0.5$ (b) $M=1.0$ (c) $M=1.5$
图 3 不同吹风比下的冷却气体轴向截面流线图

图 4 给出了不同吹风比条件下叶顶表面气膜冷却有效度的等值线分布. 气膜冷却有效度 $\eta=(T-T_m)/(T_c-T_m)$. 当吹风比为 0.5 时,凹槽底部靠近吸力面侧的 η 相对较低,且 η 在气膜孔之间的分布也很不均匀,尤其是紧邻气膜孔上游处 η 很低. 当吹风比增加到 1.0 时, η 较高的区域明显增加,由于槽底分离线向吸力面侧偏移,所以在槽底表面冷却气流主要从吸力面侧流向压力面侧,于是气膜孔下游压力面侧冷却效果优于吸力面侧. 当吹风比达到 1.5 时,冷却气流射流的卷吸作用加强,使得冷却气流不能很好地覆盖槽底,而是迅速脱离壁面并与主流进行掺混,于是冷却效果变差. 当吹风比为 1.0 时,叶顶气膜冷却效果不论是最高冷却效率还是冷却的均匀性都相对较优. 因此,本文采用吹风比为 1.0 来数值模拟动静叶干涉对顶部间隙流动结构及气膜冷却性能的影响.

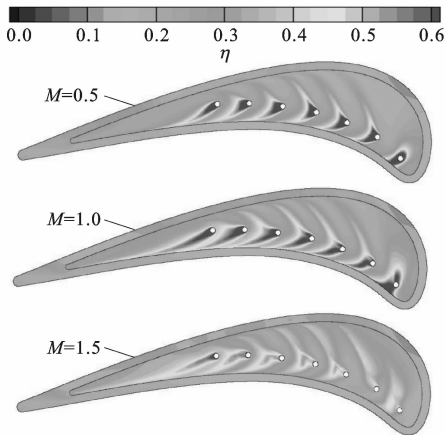


图 4 吹风比对凹槽侧面气膜冷却的影响

2.2 动静叶干涉对气膜冷却性能的影响

非定常计算时,动静叶干涉面采用瞬时转子-静子模型进行处理,界面两侧计算的物理量通过插值进行传递,并考虑了动静叶栅相互之间的瞬时作用. 在每个动叶旋转周期内布置了 50 个时间步,以捕获周期内相对连续时刻的非定常流动细节. 每个时间步进行 10 次循环迭代,以实现每个时刻计算结果最终收敛. 图 5 给出了非定常计算过程中透平级出口

相对静压的变化曲线. 为了获得更好的数值精度, 计算了 20 个栅距周期, 以确保计算结果收敛. 在每个节距周期内设置了 50 个时间步, 选取具有代表性的 4 个时间点 T_1 、 T_2 、 T_3 和 T_4 进行分析, 对应的相对节距位置分别为 0%、25%、50% 和 75%. 图 6 给出了不同时间点的动、静叶相对位置.

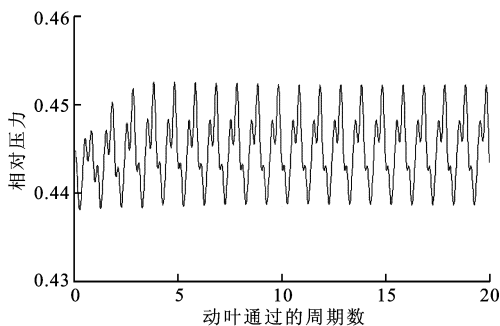


图 5 动叶出口通道监测点的压力收敛曲线

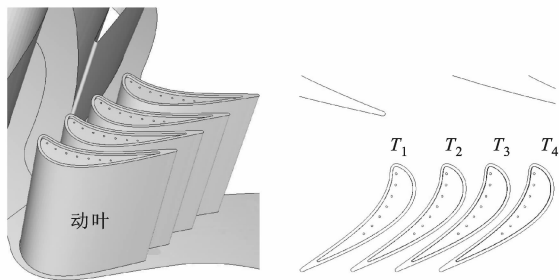


图 6 不同时间点的动静叶相对位置

亚声速透平级中动静叶干涉对下游动叶流场的影响主要通过两个方面表现: 一个是上游静叶的低能量尾迹对下游动叶流场的影响; 另一个是上游静叶通道涡向下游发展对动叶流场的影响. 尾迹是具有低能量的流体, 其速度低于主流场. 上游静叶的尾迹随着主流向下游移动, 当尾迹到达动叶前缘时被动叶截断, 由于尾迹的速度小于主流, 从而在尾迹两侧诱发形成了两个对转涡. 对转涡与上游静叶的通道涡相互作用, 会对动叶顶部间隙泄漏流产生影响, 从而改变动叶顶部凹槽状内的流动结构, 进而影响气膜冷却性能.

图 7 给出了 4 个时刻第 1 个气膜孔处的轴向截面流线. 在 T_1 时刻, 由于端壁附近回流涡尺度最小, 所以未能将冷却气体完全压制而流向吸力面侧, 其中一部分冷却气流流向压力面侧并与槽内回流涡掺混. 在 T_2 时刻, 端壁附近的回流涡逐渐增大, 几乎所有喷出的冷却气流被压制流向吸力面侧, 由于冷却气流一直受到端壁附近回流涡的压制, 所以该

气流能很好地覆盖在槽底表面. 在 T_3 时刻, 受上游静叶的尾迹和通道涡的作用, 泄漏流进入凹槽内并流经第 1 个气膜孔附近, 从而造成槽内压力面侧回流涡尺度减小, 端壁附近回流涡尺度增大, 冷却气流几乎脱离槽底表面. 在 T_4 时刻, 受上游静叶的尾迹和通道涡的作用, 动叶顶部间隙泄漏流再次远离第 1 个气膜孔, 冷却气流被端壁附近回流涡压制并很好地覆盖在槽底表面.

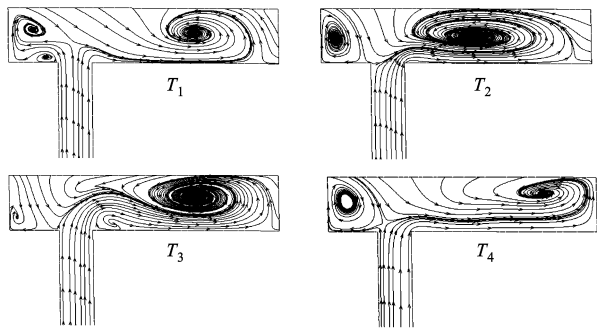


图 7 不同时刻冷却气流的轴向截面流线(第 1 个气膜孔)

图 8 给出了不同时刻叶顶凹槽底部的表面极限流线. 在 T_1 时刻, 分离线恰好经过第 1 个气膜孔, 到达第 2 和第 3 个气膜孔压力面侧, 而在第 4~第 7 个气膜孔, 分离线又偏移到了吸力面侧. 此时, 气膜孔喷出的冷却气流被限制在凹槽压力面侧, 并随着压力面侧回流涡的发展流向尾缘直至溢出凹槽, 但仍有少量的冷却气体到达吸力面侧. 冷却气体会不断堆积在叶顶压力面侧的区域. 在 T_2 时刻, 气膜孔喷出的冷却气流在泄漏流回流涡的作用下向吸力面侧流动, 其中小部分冷却气体能够到达压力面侧, 仅能冷却气膜孔到叶顶吸力面侧之间的部分区域. 在 T_3 时刻, 除第 1 个气膜孔外, 分离线几乎能够准确

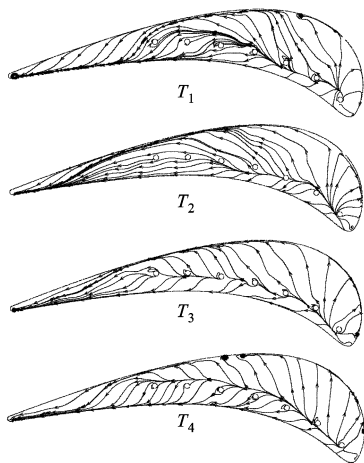


图 8 不同时刻凹槽底部表面极限流线分布

经过其他 6 个气膜孔,一部分冷却气体流向凹槽压力面侧,另一部分冷却气体流向吸力面侧,此时能够获得最大的冷却气体覆盖面积,且能够很好地在槽底壁面形成气膜保护层。在 T_4 时刻,槽底分离线偏向吸力面侧。

凹槽底部表面的极限流线分布直接决定着凹槽底部表面冷却气流的流向以及覆盖槽底壁面的面积大小,因此决定着 η 较高区域的位置和面积大小。

图 9 给出了不同时刻凹槽底部表面 η 的分布。在 T_1 时刻,第 1 个气膜孔喷出的冷却气体受到主流的影响,整个气膜孔周围几乎都有冷却气流出现,且很快与主流进行掺混,所以冷却效果不理想。第 2 和第 3 个气膜孔喷出的冷却气体在泄漏流回流涡的作用下向吸力面侧流动,冷却气流能够冷却气膜孔到叶顶吸力面侧之间的区域。第 3 个气膜孔的冷却气流因受到端壁附近回流涡的压制作用而很好地覆盖在凹槽底部表面,冷却效果较好。第 4 到第 7 个气膜孔喷出的冷却气流被限制在凹槽压力面侧,并随着压力面侧回流涡向尾缘方向发展,直至溢出凹槽,冷却气流能够冷却气膜孔到叶顶压力面侧之间的区域。

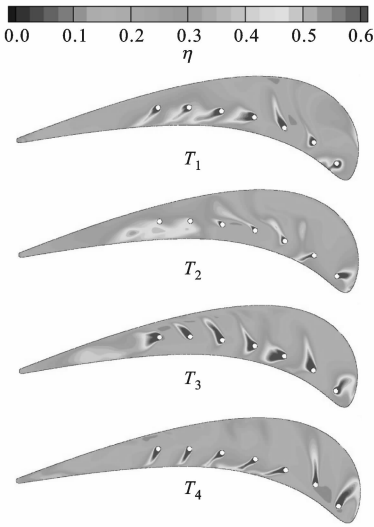


图 9 不同时刻凹槽底部的气膜冷却有效度分布

在 T_2 时刻,由于受上游静叶尾迹和通道涡的作用,间隙内的泄漏流回流涡已经进入凹槽内部并直接作用到槽底壁面,由此破坏了冷却气体在槽底壁面形成的气膜层结构,使壁面的温度发生改变,于是这一时刻槽底的气膜冷却效果很差。在 T_3 和 T_4 时刻,回流涡已经掠过凹槽,此时槽底的冷却效果有所恢复,尤其在 T_3 时刻,分离线恰好经过气膜孔,

气膜孔喷出的冷却气一部分流向气膜孔下游压力面侧,一部分流向吸力面侧,它们同时被主流压制,所以能较好地覆盖在槽底表面,此时冷却效果最好。

动静叶干涉对凹槽状动叶顶部 η 的影响来源于上游静叶非定常尾迹和通道涡与动叶顶部间隙泄漏流间的相互作用,使得泄漏流直接作用在槽底壁面,改变了壁面附近的流场结构,破坏了壁面的气膜层结构,从而导致 η 发生变化。为了对比分析定常计算与非定常计算对凹槽状叶顶 η 的影响,本文对定常和非定常叶顶气膜冷却的 η 进行了计算。图 10 给出了定常槽底气膜冷却的 η 计算结果和非定常的 η 时均计算结果。定常计算结果与非定常时均计算结果相比,前者大于后者,主要体现在气膜孔与压力面之间的区域。同时,后者显示 η 较高的区域不再只是偏向气膜孔下游压力面侧。受上游静叶尾迹和通道涡影响,在动叶顶部间隙泄漏流的作用下,凹槽内部流场结构不断改变,凹槽底部分离线的位置也随之改变,进而改变了动叶顶部凹槽内的气膜冷却有效度。

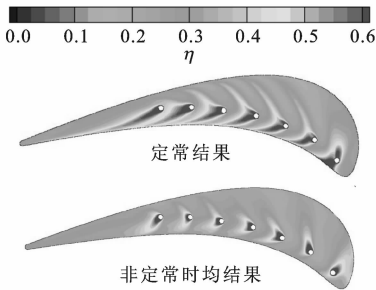


图 10 定常与非定常槽底气膜冷却效率比较

3 结 论

本文对凹槽状叶顶表面的气膜冷却有效度进行了数值预测,比较分析了不同吹风比对叶顶气膜冷却有效度的影响,同时研究了动静叶干涉对动叶顶部气膜冷却有效度的影响,主要结论如下。

- (1) 凹槽状动叶顶部气膜冷却的吹风比增大导致更多的冷却气体覆盖在槽底表面,同时叶顶间隙内的压力不断升高,提高了对叶顶间隙泄漏流动的阻碍作用,降低了叶顶间隙内的泄漏速度,从而改善了叶顶冷却效果。冷却气流进入凹槽越多,冷却气流覆盖槽底的面积就越大,冷却效果越显著。然而,当吹风比过大时,冷却气流将表现出脱离槽底壁面的趋势,气膜冷却有效度迅速降低。
- (2) 动静叶干涉的上游静叶尾迹、通道涡与下游

动叶顶部间隙泄漏流相互作用,以及泄漏流在动叶顶部间隙内产生的回流涡到达凹槽内部,会影响槽底壁面附近的流场,破坏壁面的气膜层结构,使槽底的温度发生改变,从而影响气膜冷却有效度.动静叶干涉使得动叶顶凹槽内部的流场结构发生变化,进而改变了冷却气流覆盖槽底壁面的位置和面积,影响了槽底甚至槽侧面的气膜冷却有效度.

(3)在上游静叶尾迹和通道涡的周期性作用下,下游动叶凹槽状顶部内流动和气膜冷却有效度具有高度的非定常特征.定常计算得到的凹槽底部气膜冷却有效度的预测值大于非定常计算的时均结果.

参考文献:

- [1] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 271-285.
- [2] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 249-270.
- [3] FUNAZAKI K, YOKOTA M, YAMAWAKI S. Effect of periodic passing wakes on the leading edge film cooling effectiveness [J]. *JSME*, 1995, 61(7): 342-349.
- [4] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film cooling effectiveness on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(4): 648-657.
- [5] YANG Dianliang, FENG Zhenping, YU Xiaobing. Investigation of film cooling effectiveness on squealer tip of a gas turbine blade [C/CD]//*Proceedings of ASME Turbo Expo 2009*. New York, USA: ASME, 2009: GT2009-60280.
- [6] GAO Zhihong, NARZARY D, HAN H C. Turbine blade platform film cooling with typical stator-rotor purge flow and discrete-hole film cooling [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(4): 041004.
- [7] WRIGHT L M, BLAKEI S A, RHEE D, et al. Effect of upstream wake with vortex on turbine blade platform film cooling with simulated stator-rotor purge flow [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(2): 021017.
- [8] TIMKO L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report, NASA CR-168289 [R]. Moffett Field, California, USA: NASA, 1984.
- [9] RAI M M. Three-dimensional Navier-Stokes simulations of turbine rotor-stator interaction: methodology [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1989, 5(3): 305-311.
- [10] 杨佃亮,燃气轮机动叶顶部传热及冷却的数值研究[D].西安:西安交通大学能源与动力工程学院,2008.

(编辑 王焕雪 苗凌)