

DOI: 10.7652/xjtuxb201712015

燃气透平尾缘开缝区冷却性能的非定常研究

王瑞琴, 高炎, 晏鑫, 何坤

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 采用分离涡模拟(DES)非定常数值计算方法,对 3 种吹风比(M 为 0.5、0.8、1.1)、3 种肋柱结构(双列长肋 G1、针肋 G2a、针肋 G2b)条件下燃气透平尾缘开缝区域的冷却性能进行了数值研究,并将计算得到的肋柱下游绝热壁面的展向平均冷却效率与实验结果进行了对比。实验结果表明,与 RANS(雷诺平均 N-S 方程)方法相比,DES 非定常求解能获得较为准确的绝热壁面冷却效率分布。在 3 种吹风比条件下,肋柱下游壁面的展向平均冷却效率沿流向方向先上升,在达到最大值后迅速下降。吹风比为 0.8 时,在肋柱中间截面的下游,冷却气膜覆盖的轴向距离最远,但冷却效果好的区域(温度低于 310 K)面积最小。对于 3 种肋柱结构,在肋柱下游后半段冷却效率都会出现较大的下降,且唇缘处都出现了周期性的涡流脱落,涡流结构与肋柱的几何结构密切相关。与双列长肋 G1 相比,针肋结构(G2a、G2b)下游的绝热壁面温度分布均匀,G2b 针肋下游的绝热壁面上所覆盖的冷却气膜厚度和稳定性都优于其他 2 种结构。

关键词: 尾缘开缝;冷却效率;吹风比;肋柱

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2017)12-0098-06

Unsteady Investigations on Cooling Performance of a Gas Turbine Tailing Edge Cut-Back

WANG Ruiqin, GAO Yan, YAN Xin, HE Kun

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The film cooling performance in a gas turbine trailing edge cut-back region is numerically investigated by using the unsteady Detached-Eddy-Simulation (DES) method. The laterally-averaged cooling effectiveness on the adiabatic wall at the downstream of ribs is predicted at three blowing ratios ($M=0.5, 0.8, 1.1$) and three rib-array configurations (double in-line rib array G1, pin-fin array G2a and pin-fin array G2b), and numerical results are compared with measurement data. Results and a comparison with the steady RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) show that, the unsteady DES method has a superior accuracy in predicting the film cooling effectiveness distributions on the adiabatic wall at the downstream of ribs. The laterally-averaged cooling effectiveness on the wall at the downstream of ribs goes up along the streamwise direction and then goes down sharply after reaching the maximum value at three blowing ratios. When $M=0.8$, the coolant coverage on the adiabatic wall along the axial direction reaches the farthest among three blowing ratio cases, and is occurred just at the downstream middle region of ribs. However, the area with better film cooling effectiveness (temperature below 310 K) is the smallest among the three blowing ratio cases. The film cooling

收稿日期: 2017-06-28。 作者简介: 王瑞琴(1995—),女,本科生;晏鑫(通信作者),男,副教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51306138)。

网络出版时间: 2017-09-22

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20170922.1743.014.html>

effectiveness significantly decreases on the rear part of the adiabatic wall for three rib-array configurations, and the periodical vortex shedding is appeared at the downstream of the blunt lip. It indicates that the vortex shedding structures are closely related to geometrical configuration of the rib-array. The temperature distributions on the adiabatic wall downstream of ribs are much uniform for the pin-fin ribs (G2a and G2b). Among three rib-array configurations, G2b performs better than the other two designs in both the film cooling thickness and the stability in the trailing edge cut-back region.

Keywords: trailing edge cut-back; film cooling effectiveness; blowing ratio; rib

燃气透平中高温主流到达尾缘时边界层增厚导致尾缘区域温度较高,容易引起尾缘烧蚀。为了尽可能减小空气动力损失,尾缘在外形上设计得很薄,在尾缘区域布置内部冷却腔存在较大困难,因此现代燃气叶片主要采用尾缘开缝结构来对尾缘进行冷却。为了保证尾缘区域的完整性同时达到强度设计要求,尾缘开缝区域通常还布置多排肋柱结构。

国内外已有许多关于叶片尾缘开缝结构冷却性能的实验和数值研究,例如:Uzol 等采用粒子图像测速(PIV)技术和数值模拟方法对尾缘半开缝结构和无尾缘开缝结构叶片的气动特性进行了分析,结果表明尾缘开缝结构能够有效减小空气动力学损失^[1];王文三等研究表明尾缘开缝结构能够有效冷却叶片尾缘的高温区,同时使主流通道的气动喉口向上游迁移,并引起冷却槽口区域处主流的压力波动^[2];周超等发现了冷气在流出尾缘开缝后呈现出先抬起后附着的流动特征^[3];针对气膜冷却效率的影响因素,Marek 等发现随着主流湍流强度增加,气膜冷却效率显著降低^[4];Taslim 等发现唇缘处出现的涡流脱落效应会使冷却效率随唇厚增加而降低,同时,吹风比一定时,冷却效率几乎不受密度比和槽宽度的影响^[5];Holloway 等认为不稳定的涡流脱落是冷却流和高温主流混合的主要驱动因素^[6-7]。针对肋柱结构,周建兴等的研究表明,肋柱通道顶部和底部以及尾缘冷气出流孔处的换热系数比较高,但肋柱区中部换热系数会由于冷气量明显不足而明显降低^[8];宋双文等发现当吹风比较大时,相对水滴型肋柱、圆柱型肋柱叶片尾缘的对流换热特性更好^[9];Martini 等研究了不同肋柱结构对尾缘开缝区域冷却性能的影响^[10-12];Holloway 等和 Martini 等的研究表明,尾缘开缝结构下游的流场具有非定常流动特性,存在周期性的涡流脱落,RANS(雷诺平均 N-S 方程)定常求解方法在射流流动问题的计算上具有较大的局限性,与实验值偏差较大^[6-7,10-11]。要准确捕捉尾缘区域的复杂流场结构并对尾缘区域的冷

却效率进行准确预测,需要采用 DES、LES 等更为精细的湍流模拟方法。

为了进一步提高和改善尾缘区域的冷却性能,深入研究冷热气流相互作用规律,本文基于 Martini 等的实验结果^[11-12],考核了 DES 非定常数求解方法的有效性和求解精度,研究了 3 种吹风比和 3 种肋柱结构对尾缘开缝区域冷却性能的影响规律。

1 计算模型和数值方法

图 1 给出了本文所研究的尾缘开缝结构计算域,表 1 给出了尾缘开缝结构的主要尺寸。图 2 给出了各肋柱结构示意图,其中 G1 为双列长肋结构,G2a 及 G2b 均配有交错布置的针肋阵列,G2a 在开缝出口前安装一排腰形肋。

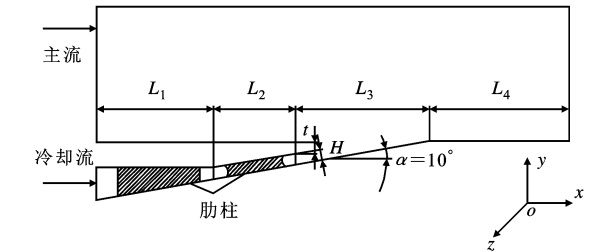


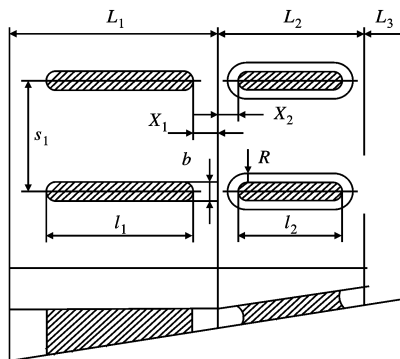
图 1 本文数值计算域

主流入口速度方向沿 x 正向; D 为肋柱直径; t 为唇厚; H 为开缝出口高度,定义开缝出口在 x 方向坐标为 0,同时定义无量纲量 x/H 表示肋柱下游壁面在 x 方向的位置。

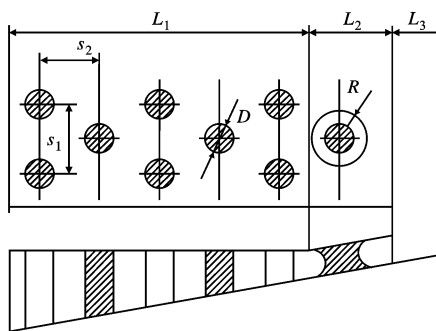
表 1 尾缘开缝结构的主要尺寸 mm

结构	s_1	t	D	H	L_1	L_2	L_3
G1	24	4		4	40	28	60
G2a	12	4.8	4.8	4.8	52	14.4	60
G2b	12	4.8	4.8	4.8	52	14.4	60

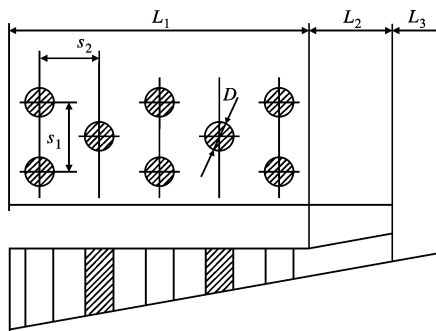
结构	L_4	b	l_1	l_2	X_1	X_2	s_2	R
G1	60	4	28	20	4	4		2
G2a	60						10.4	2.4
G2b	60						10.4	



(a) G1 肋柱结构示意图



(b) G2a 肋柱结构示意图



(c) G2b 肋柱结构示意图

图2 3种肋柱结构示意图

边界条件设定如图3所示。吹风比为0.5、0.8、1.1时，冷却流进口给定速度分别为6、9.5、13 m/s。冷却流进口湍流度设为5%，湍流长度设为0.0015 m，冷却流进口总温设置为293 K。主流同样为进口速度边界条件，进口速度给定为56 m/s，湍流度设为7%，湍流长度设为0.01 m，同时主流进口总温设置为500 K。出口平均静压设为105 kPa，工质采用理想空气。G1结构恒定壁温设为380 K，G2a和G2b结构恒定壁温设为325 K。顶部采用对称边界条件，计算域流向两侧为周期性边界。

图4给出了G1肋柱结构的数值计算网格。肋柱壁面附近均采用O型网格，近壁面第一层网格取

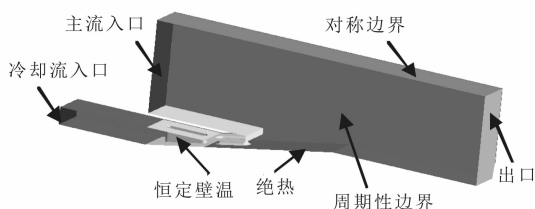


图3 边界条件示意图

为0.001 mm，保证无量纲近壁面距离 $y^+ < 1$ 。定常计算采用标准 $k-\omega$ 两方程湍流模型，计算残差低于 10^{-5} 。DES非定常计算中：以定常计算的结果作为初场，湍流项离散格式取二阶迎风向后差分格式；为了保证非稳态计算具有足够精细的时间分辨率，时间步长设置为 10^{-5} s，每个外部时间步长设置15次内部迭代；当计算中残差下降到 10^{-5} 以下，且监测点处的压力、温度、速度出现明显的周期性时计算收敛；最终采用500个外部时间步长作为一个周期来获得DES时均结果。

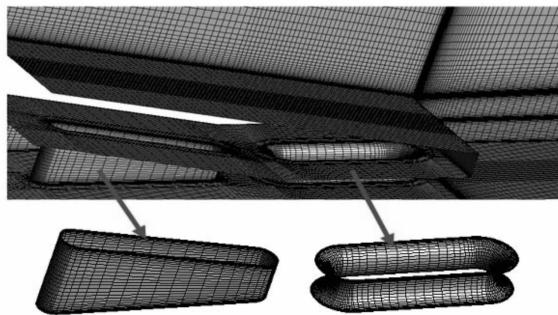


图4 数值计算网格(G1肋柱)

本文中吹风比定义为

$$M = \rho_c u_c / (\rho_{hg} u_{hg}) \quad (1)$$

式中： ρ_c 为冷却气体进口密度； u_c 为冷却气体进口速度； ρ_{hg} 为主流进口密度； u_{hg} 为主流进口速度。

绝热冷却效率定义为

$$\eta = (T_{hg} - T_{aw}) / (T_{hg} - T_c) \quad (2)$$

式中： T_{hg} 为主流进口总温； T_c 为冷却气体进口总温； T_{aw} 为绝热壁面的静温。

2 计算结果分析

2.1 网格无关性验证

采用3套不同疏密程度的网格分析网格密度对绝热壁面冷却效率的影响。3套网格通过在3个方向上等比例加密得到，网格数分别为 1.75×10^6 、 3.44×10^6 和 6.02×10^6 。采用定常计算方法得到的绝热壁面冷却效率曲线如图5所示，冷却效率取为展向平均值。由图5可知，定常计算时3套网格

密度下计算得到的绝热壁面冷却效率曲线基本一致,最终选取网格数为 3.44×10^6 的这套网格开展对燃气透平尾缘开缝区冷却性能的数值研究。

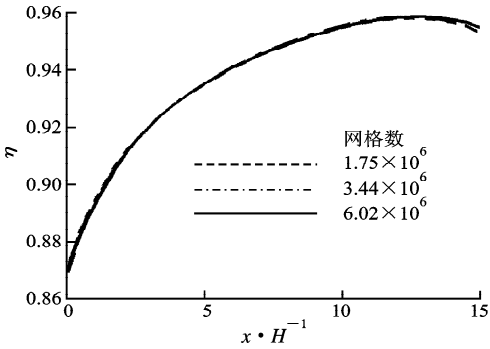


图 5 不同网格数时定常计算得到的绝热壁面冷却效率

2.2 数值方法验证

图 6 给出了 G1 肋柱结构在吹风比为 0.8 时所得到的绝热壁面上气膜冷却效率的分布曲线。由图 6 可知, $x/H > 4$ 时,采用定常计算所得到的绝热壁面冷却效率明显高于实验值,采用非定常计算得到的绝热壁面冷却效率与实验数据吻合良好。该方法计算结果比 Martini 等的数值计算结果精度高,这是由于采用的是基于 SST 湍流模型的 DES 方法 (SST-DES),而 Martini 等采用的是基于 SA 模型的 DES 方法 (SA-DES)^[12],基于 SST 模型的 DES 方法在处理湍流边界层与 LES 计算区域的转换时具有更加准确、过渡更为平滑的特性。

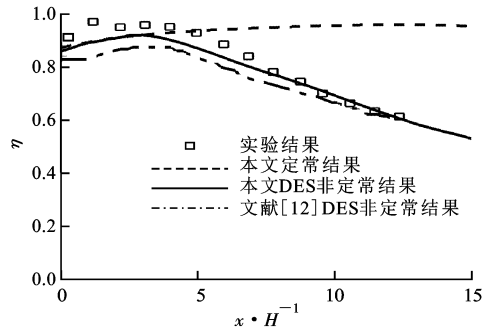


图 6 G1 绝热壁面冷却效率曲线 ($M=0.8$)

采用 DES 非定常方法所获得的三维旋涡结构如图 7 所示。由图 7 可以看出,唇缘下游出现了明显的周期性涡流脱落,这使得尾缘开缝下游的冷却气膜难以较好地覆盖在绝热壁面上,绝热壁面上的气膜冷却效率沿流向分布不均匀,如图 6 所示。DES 非定常计算结果与实验数据吻合更好,能较好地捕捉尾缘开缝区冷热气掺混过程中的非定常涡流脱落现象和冷却气膜覆盖的规律,因此本文采用 DES 非定常计算方法对 3 种吹风比和 3 种肋柱结

构条件下,尾缘开缝区域冷却性能进行研究,分析吹风比及肋柱结构对尾缘开缝区域冷却性能的影响。

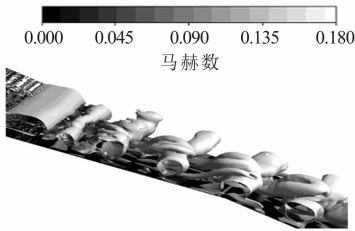


图 7 尾缘开缝下游的三维旋涡结构图

2.3 吹风比对冷却性能的影响

对 G1 结构在 3 种吹风比 (M 为 0.5、0.8、1.1) 条件下尾缘开缝区的气膜冷却特性进行了研究。图 8 给出了 3 种吹风比条件下的绝热壁面冷却效率曲线。总体看来,与实验值相比,数值计算结果得到的绝热壁面冷却效率偏低,这主要是因为实验中 L_1 区域是未经加热的,数值计算时假定的恒定壁温比实际温度高,因此实验所得冷却效率偏高。

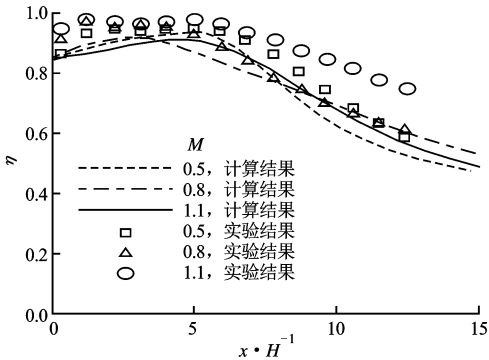


图 8 3 种吹风比条件下绝热壁面上冷却效率曲线 (G1)

由图 8 可知,当吹风比一定时绝热壁面上存在一个冷却效率最高的位置,冷却效率从尾缘狭缝出口处开始逐渐上升,在达到峰值后迅速下降。冷却气体在狭缝出口区域受主流的影响较小,随着冷却气体继续向下游流动,冷却流与主流掺混逐渐增强,冷却气膜的稳定性遭到破坏,因此壁面温度迅速升高,冷却效率迅速下降。DES 数值计算结果与实验数据对应的冷却效率最大的位置基本一致,当 M 为 0.5 和 1.1 时,绝热壁面上最大冷却效率的位置均出现在 $x/H=5$ 附近;当 M 为 0.8 时,最大冷却效率的位置出现在 $x/H=3$ 附近。总体来看,实验数据显示在 3 种吹风比情况下, M 为 1.1 时可以得到较好的冷却效果, M 为 0.8 时冷却效果较差;数值计算得到的 M 对冷却效果的影响规律在 $x/H=0 \sim 9$ 之间的区域与实验数据基本一致,在 $x/H > 10$ 的区域仍存在较大偏差。

图9给出了3种吹风比条件下的绝热壁面温度和静压的时均分布云图。由图9可以看出,绝热壁面的冷却效率在展向上分布并不均匀,因此展向平均冷却效率不能清晰地反映出开缝区壁面上的气膜冷却效果。 M 为0.8时,冷却效果较好的区域(温度低于310 K, $\eta > 0.9$)面积最小。可见, M 为0.8时的冷却效果相对较差,这与前述实验结论一致。

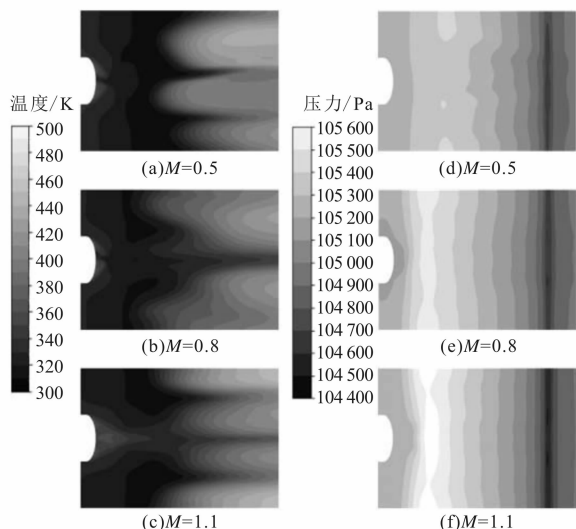


图9 3种吹风比条件下绝热壁面上温度和静压的时均分布云图(G1)

由图9可以看出,随着 M 增大,绝热壁面的静压显著增大,但肋柱后方静压先减小后增大,因而在中等吹风比($M=0.8$)时,冷却气体在流过 L_2 区域的肋柱后向绝热壁面中部聚集,这导致中等吹风比($M=0.8$)时肋柱中间截面气膜覆盖距离最远,冷却气体不能均匀覆盖在壁面上,因此当 $x/H > 9$ 时,与其他2种吹风比时相比, M 为0.8时的数值计算结果所得冷却效率较高,如图8所示。当 M 为0.5和1.1时,肋柱附近静压分布基本一致,未出现明显的背风面低压区域,因此在这2种情况下冷却气膜多处在流向两侧且在壁面上覆盖较为均匀。另外, M 为0.8时,冷却气体速度较大,从开缝流出后本身不太稳定,同时其速度不足以抵抗主流的掺混作用,因此难以形成较为稳定的冷却气膜。综上所述, M 为0.8时冷却效果不佳。

2.4 肋柱结构对冷却性能的影响

3种肋柱结构(双列长肋G1、针肋G2a、针肋G2b)条件下所得到的绝热壁面及 L_3 区域温度的瞬态分布如图10所示。由图10可以看出,在冷却效果好的区域(温度低于310 K)下游,由于主流流体到达壁面,壁面温度上升,绝热壁面上气膜冷却效率

降低。同时,主流的影响导致气膜出现了局部旋涡结构破碎。绝热壁面温度的瞬态分布显示针肋阵列结构的冷却效果比双列长肋结构更为均匀,且G2b结构在冷却性能上显著优于G2a结构,G2b结构绝热壁面上所覆盖的冷却气膜均匀而稳定,特别是在壁面的前半段,冷却气流对壁面几乎实现全覆盖,冷却效率接近1。

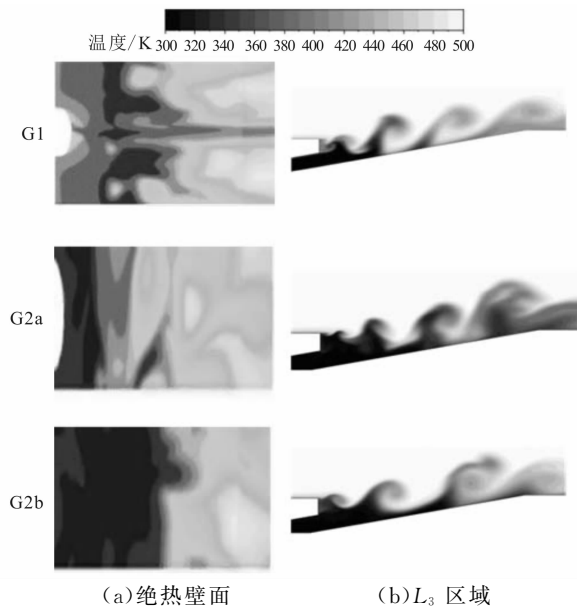


图10 3种肋柱结构条件下绝热壁面及 L_3 区域温度的瞬态分布云图

由图10中 L_3 区域温度的瞬态分布可清楚地辨认出双列长肋及针肋阵列结构。针肋结构(G2a、G2b)会对冷却气流形成强烈的扰动,因此其产生的涡流相对不稳定。G2a结构开缝下游的旋涡有明显上扬的趋势,如图10b所示,这是因为对于G1和G2b结构,冷却气流在到达开缝出口时已经比较稳定,肋柱对冷却流的扰动总体较小。对于G2a结构,冷却气流不仅受到交错布置的针肋的强烈扰动,且在开缝出口前流经大尺寸的腰形肋,因此其产生的涡流形状相对不规则。

3 结论

本文利用Martini等的实验数据^[11-12],考核了DES非定常数值求解方法对尾缘开缝区域冷却性能计算求解的有效性和精度,并与定常RANS求解结果进行了对比。利用DES非定常计算方法对3种吹风比(0.5、0.8、1.1)及3种肋柱结构(G1、G2a、G2b)条件下尾缘开缝下游壁面上的冷却性能开展了数值研究,分析了吹风比及肋柱结构对尾缘开缝区域冷却性能的影响。主要结论如下:

(1)与基于 SA 模型的 DES 方法相比,基于 SST 模型的 DES 方法能够更好地求解尾缘开缝区域的流动换热情况。

(2)在 3 种吹风比下,绝热壁面上的气膜冷却效率沿流向均是先上升,然后达到一个最大值,随后迅速下降。 M 为 0.8 时,肋柱中间截面下游冷却气膜覆盖的轴向距离最远,但冷却效果好的区域(温度低于 310 K, $\eta > 0.9$)面积最小。

(3)3 种肋柱结构在绝热壁面后半段冷却效率都会出现较大的下降,开缝出口后方涡流脱落结构与肋柱结构密切相关。

(4)针肋结构会使绝热壁面温度分布均匀,冷却气膜的厚度优于双列长肋结构(G1),G2b 结构的冷却效果最好,其绝热壁面上覆盖的冷却气膜在厚度和稳定性上都显著优于其他 2 种肋柱结构(G1 和 G2a)。

参考文献:

- [1] UZOL O, CANCI C. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection; Part 2 external aerodynamics, total pressure losses, and predictions [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 249-257.
- [2] 王文三,唐菲,秦立森,等. 涡轮静叶尾缘开槽冷却特性的数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2010, 31(12): 2005-2008.
WANG Wensan, TANG Fei, QIN Lisen, et al. Numerical study on slotted cooling characteristics of turbine trailing edge [J]. ASME Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(12): 2005-2008.
- [3] 周超,常海萍,崔德平,等. 涡轮叶片尾缘斜劈缝气膜冷却数值模拟 [J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 583-589.
ZHOU Chao, CHANG Haiping, CUI Deping, et al. Numerical investigation of the cooling flow downstream of a turbine guide vane trailing edge slot [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5): 583-589.
- [4] MAREK C J, TAKINA R. Effect of free stream turbulence on film cooling; TN D-7958 [R]. Washington, D. C., USA: NASA, 1975: 1-27.
- [5] TASLIM M E, SPRING S D, MEHLMANN B P, et

al. An experimental investigation of film cooling effectiveness for slots of various exit geometries [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1992, 6(2): 302-307.

- [6] HOLLOWAY D S, LEYLEK J H, BUCK F A, et al. Pressure side bleed film cooling; Part 1 steady framework for experimental and computational results; GT2002-30471 [R]. New York, USA: ASME, 2002.
- [7] HOLLOWAY D S, LEYLEK J H, BUCK F A. Pressure side bleed film cooling; Part 2 unsteady framework for experimental and computational results; GT2002-30472 [R]. New York, USA: ASME, 2002.
- [8] 周建兴,陶智,吴宏,等. 涡轮叶片尾缘复合冷却通道换热的数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(2): 147-151.
ZHOU Jianxing, TAO Zhi, WU Hong, et al. Numerical simulation of heat exchange in composite trains of turbine blade trailing edge [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(2): 147-151.
- [9] 宋双文,胡好生,杨卫华,等. 肋柱对叶片尾缘对流换热特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1604-1608.
SONG Shuangwen, HU Haosheng, YANG Weihua, et al. Effects of ribs on convective heat transfer characteristics of turbine blade trailing edge [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1604-1608.
- [10] MARTINI P, SCHULZ A. Experimental and numerical investigation of trailing edge film cooling by circular wall jets ejected from a slot with internal rib arrays [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2): 229-236.
- [11] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Film cooling effectiveness and heat transfer on the trailing edge cut-back of gas turbine airfoils with various internal cooling designs [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1): 196-205.
- [12] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Detached eddy simulation of film cooling performance on the trailing edge cut-back of gas turbine airfoils [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128(2): 292-299.

(编辑 武红江 苗凌)