

非定常尾迹宽度对气膜冷却效果的影响

周莉, 张鑫, 蔡元虎

(西北工业大学动力与能源学院, 陕西省 西安市 710072)

Effect of Unsteady Wake Width on the Film-cooling Effectiveness for a Gas Turbine Blade

ZHOU Li, ZHANG Xin, CAI Yuanhu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi Province, China)

ABSTRACT: The unsteady flowfield of the turbine blade film cooling was investigated numerically under different width of the unsteady wake, and the influence of the unsteady wake width on the blade film cooling effectiveness was discussed. Results show that the zone with low velocity forming by the unsteady wake decreases the depression of the cooling ejection, and much more coolant flow enters and mixes with the main flow, resulting in the reduction of film cooling effectiveness. The level of the reduction of film cooling effectiveness is higher with the increase of the unsteady wake width. The influence of the unsteady wake on the cooling effectiveness is larger on the pressure surface than that on the suction surface. The magnitude of the cooling effectiveness after the first cooling hole on the pressure surface can decrease about 15 percent of the original value, and the change of the cooling effectiveness is not obvious on the suction surface.

KEY WORDS: turbine blade film cooling; unsteady; wake width; film cooling effectiveness; blade surface

摘要: 对非定常环境下动叶气膜冷却的流场进行数值模拟, 研究非定常尾迹宽度对气膜冷却效果的影响。结果表明, 对于动叶的气膜冷却来说, 由非定常尾迹形成的低速区对冷却射流的压制作用减小, 使冷却射流更多地进入主流并与其掺混, 使得气膜孔下游叶片表面的冷却效果降低。当尾迹宽度增大时, 叶片表面气膜冷却效果降低的程度增加。非定常尾迹对压力面上冷却效果的影响大于吸力面。压力面上在第1个冷却孔后面冷却效率降低了15%, 而吸力面上的冷却效果变化不是很明显。

基金项目: 国家自然科学基金项目(50906071); 西北工业大学基础研究基金(JC201011); 西北工业大学翱翔之星。

Project Supported by National Natural Science Foundation of China (50906071); Basic Research Foundation(JC201011); Ao Xiang Star in Northwestern Polytechnical University.

关键词: 动叶气膜冷却; 非定常; 尾迹宽度; 气膜冷却效果; 叶片表面

0 引言

气膜冷却是航空发动机高温部件上广泛采用的有效冷却保护技术, 准确预估气膜冷却效果对燃气轮机叶片等的设计具有至关重要的作用。研究者们针对影响气膜冷却效果的因素如气膜孔的几何参数、叶片的几何参数、孔的气动参数等开展了相关的研究^[1-3]。

研究表明^[4-6], 上游叶排产生的非定常尾迹会对下游叶片的传热产生影响, 因此, 下游动叶的气膜冷却效果也必然受到静叶非定常尾迹的影响。Sung等^[7]的研究结果表明气膜冷却的绝对有效度和传热系数的振荡幅值可分别达到15%和50%的时均值。Diganta^[8]采用压力敏感涂料(pressure sensitive paint, PSP)技术测量了气膜冷却的有效度。结果表明上游尾流的出现对冷却气体覆盖范围会产生非常不利的影响, 并会降低叶片表面气膜冷却的有效度, 且其降低程度和尾流的相位有关。Gao^[9]使用PSP方法对高压涡轮叶片表面的气膜冷却有效度进行了测量, 尾流由放置在测试叶片前面的圆棒产生。结果表明顶部泄漏涡和端壁涡把吸力面一侧的冷却气体扫向中间叶高区域, 吸力面的气膜冷却有效度大于压力面, 但在受二次流漩涡影响的区域除外。此外, 上游静止的尾流产生了较低的气膜冷却有效度。Montornoli等^[10]分析了不同入射角下尾流对流场和传热系数分布的影响。尾流和入射角对冷气喷射影响很大, 其使得前缘附近的冷气流场重新分布。冷却气体向压力侧迁移, 因而在压力侧能产生较好的冷却效果。尾流对压力面侧的分布影响更

大。Mhetras^[11]在不同吹风比下研究了非定常尾流对动叶气膜冷却效率的影响,发现非定常尾流的出现降低了叶片上尤其是吸力面侧气膜冷却效果,吹风比的改变对气膜冷却效果的影响很大,非定常尾迹对气膜冷却效果的影响随着吹风比的增大而增大。蒋雪辉^[12-13]研究了非定常尾迹对动叶叶片头部气膜冷却的影响。但尾迹宽度的影响程度在不同吹风比下却表现出截然相反的影响趋势。袁锋^[14]也针对尾迹对气膜冷却影响进行了三维非定常数值模拟。

非定常尾迹的强度包括2方面:尾迹的扫过频率和尾迹的宽度,其中尾迹的扫过频率可以用斯托劳哈尔数表示。目前,虽然各国学者已经开展了非定常尾迹对动叶气膜冷却影响的研究工作^[15-17],但公开发表的文献大多是从 Strouhal 数的改变研究非定常尾迹对气膜冷却的影响。本文从尾迹宽度的角度出发研究非定常尾迹对叶片气膜冷却效果的影响。

1 数值计算方法

1.1 基本控制方程及数值算法

计算采用了商用软件 Fluent,控制方程为圆柱坐标系下的雷诺平均方程。控制方程的离散采用控制容积法,时间上采用二阶隐式格式,空间上采用二阶迎风格式,非定常的非耦合隐式算法。压力和速度的耦合使用 SIMPLE 算法。文献[18]通过计算比较了混合长度模型、S-A 模型、标准 $k-\epsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型、V2F 模型和雷诺应力模型,结果发现:在叶轮机复杂流动的预测中,没有哪一种模型更有优势。综合考虑计算机资源的情况下,目前多数文献采用 S-A 一方程模型模拟动叶气膜冷却。湍流模型根据文献[18]选用 Spalart-Allmaras 一方程模型。

1.2 边界条件

在进口位置给定进口总压、总温和气流角。在出口位置给定出口静压。上下游延伸部分的周向边界采用周期性边界条件。固体壁面取不可渗透、无滑移及绝热壁面边界条件。定常计算的结果用作于非定常计算的初始解,定常过程中采用混合平面直接在交界面上对参数进行周向平均,非定常流计算则利用滑移界面方法在界面上插值以进行参数的传递。需要输入的冷气参数包括冷气速度、冷气流动方向角、冷气总温。

2 计算模型

参考文献[19]指出:如果细棒和叶片间的轴向距离和叶片弦长的比值和真实涡轮机动静叶间的距离和弦长的比值相同,那么尾迹的速度亏损和宽度也相同。同时参考文献[20]也验证了圆柱尾迹的最大湍流度和真实涡轮机叶片的相同。

基于单纯考虑尾迹宽度对叶片气膜冷却效果的影响,剥离出三维效应、通道涡等其他因素的影响,本文采用二维的计算模型,没有对带前置导叶的动叶气膜冷却流场进行研究,而是在动叶前面放置半径为 2、3 和 4 mm 的圆来模拟静叶的尾迹宽度,文中分别以 R2、R3 和 R4 表示。计算模型和网格分别如图 1、2 所示。采用日本宇航技术研究所(NAL)透平叶型,叶型的详细几何参数见参考文献[21]。动叶叶片弦长为 73.6 mm,叶片上开设有 5 个气膜孔,3 个压力面,2 个吸力面,宽度为 0.5 mm。开孔位置参考了 GE 公司 E3 的布置方案。本文对尾迹宽度为 R2 时的计算区域分别采用网格数为 63 149 和 125 524 进行了计算,两种网格节点数所计算出的冷却效率的最大误差小于 1%,说明网格无关性很好。因此本文计算所采用的网格数为 63 149。

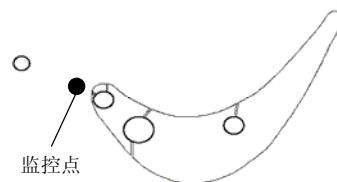


图1 计算模型结构图

Fig. 1 Structure of the computational model

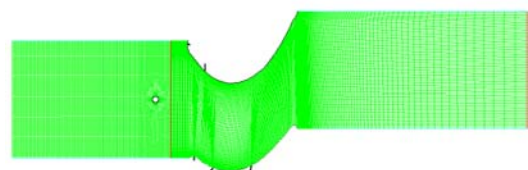


图2 计算网格示意图

Fig. 2 Structure of the computational grid

动、静部件间的相对运动速度为 80 m/s,进口处的总压为大气压,转子叶片出口的静压为 91 kPa。5 个动叶气膜孔的进口压力均为 100 kPa,速度为吸力面 2 个孔均为 50 m/s,压力面第 1 个孔 15 m/s,第 2 个孔 10 m/s,第 3 个孔 25 m/s。在各个孔处,冷气垂直于边界喷射出来。定义气膜冷却效率 $\eta = (T_{aw} - T_{\infty}) / (T_c - T_{\infty})$,其中 aw 代表壁面, c 代表冷气,

∞ 代表主流。图 3 为叶片前缘附近监控点的静温在计算过程中随物理时间步的变化过程图，监控点的位置见图 1。当计算收敛后从图中可知非定常的变化周期为 96 个物理时间步。

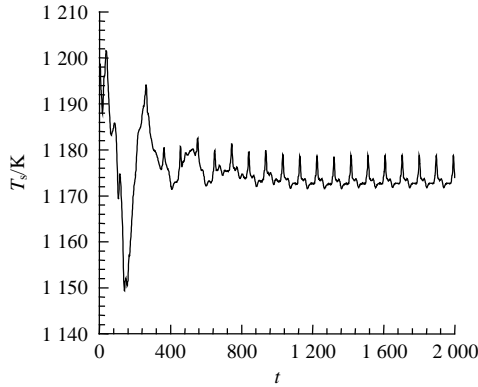


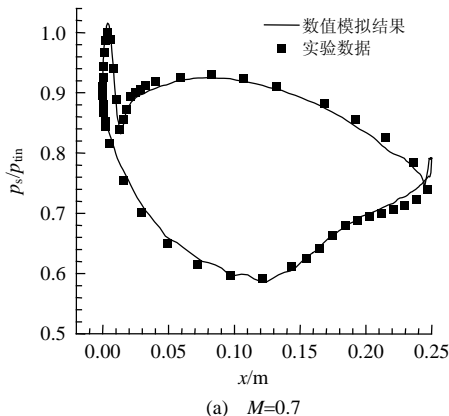
图 3 监控点处静温随时间的变化图

Fig. 3 Variation of the static temperature with time at the monitoring point

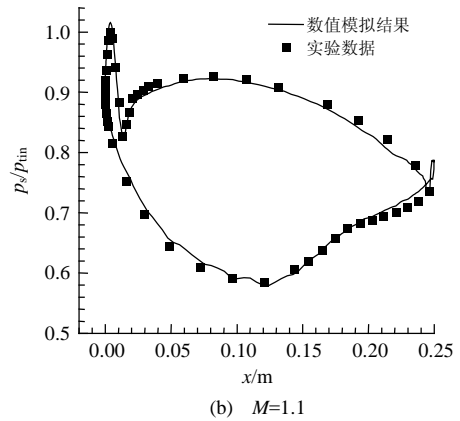
3 计算结果与分析

本文首先对文献[22]中 AGTB 涡轮的气膜冷却流场进行了数值模拟，并同试验数据进行了对比。图 4 给出了吹风比 M 为 0.7 和 1.1 时中间叶高处静压分布的对比结果。从图 4 可以看出，数值模拟结果和实验数据吻合很好，可见本文数值模拟所采用的计算方法具有可行性、合理性。

图 5 给出了尾迹宽度为 $R2$ 时动叶压力面气膜冷却效率分布图，其中横坐标 S 为从前缘到尾缘的相对弧长。冷气喷射位置分别在距叶片前缘 5% 弧长、22% 弧长和 50% 弧长处。从图 5 可以看出，定常计算得到的气膜冷却效果明显大于非定常时间平均的结果。可见，应该对非定常环境下的气膜冷却进行考虑。同时也和文献[8]一样，即非定常尾迹降低了气膜冷却的效果。



(a) $M=0.7$



(b) $M=1.1$

图 4 叶片表面静压分布图

Fig. 4 Distribution of the static pressure on the blade

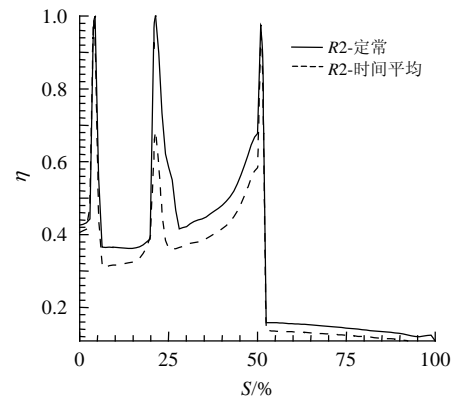


图 5 尾迹宽度为 $R2$ 时压力面上冷却效率分布图

Fig. 5 Distribution of the cooling effectiveness on the pressure surface at the wake width of $R2$

图 6 给出了不同尾迹宽度下叶片表面上时间平均冷却效率的分布图。本文非定常尾迹的影响主要体现在尾迹的宽度(图 1 中圆的直径)上，尾迹越宽，低速区占整个流场的比例越大，尾迹在主流流场的恢复距离越长。尾迹使主流存在 1 个低速区，使得主流在气膜孔周围的流速较低，冷却气体容易直接进入主流区，在冷却气体穿过尾迹形成的低速区以后，冷却气流又重新被主流压向叶片表面。当静叶尾迹宽度增大时，宽尾迹形成的低速区占整个流场的份额变大，主流的压制作用减小，在相同的冷气喷射流量下，宽尾迹下的冷气更易穿过尾流同主流掺混，壁面附近附着的冷气体量减小。因此随着尾迹宽度的增大，叶片表面的冷却效果降低。同时由于压力面附近的主流速度比吸力面附近的速度低，主流对冷却气体的抑制作用相比较而言更小一些，相应地在压力面上尾迹宽度的影响效果更为显著。因此，由图 5 可以看出，非定常尾迹对压力面上冷却

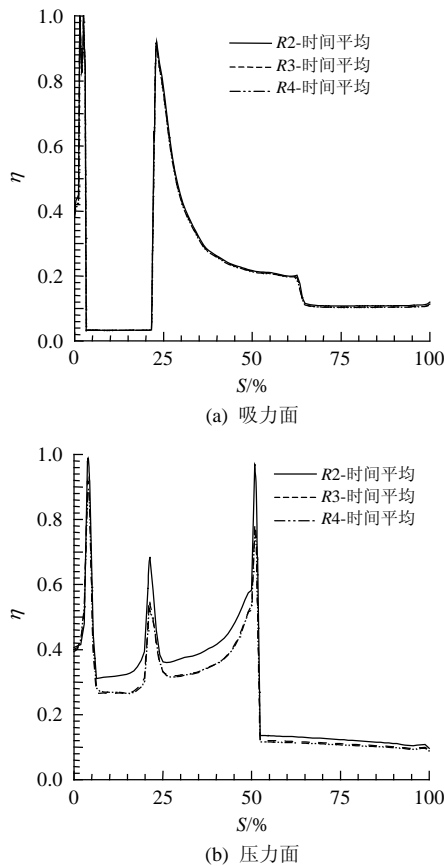


图6 不同尾迹宽度下叶片表面上时间平均冷却效率的分布图

Fig. 6 Distribution of the time-averaged cooling effectiveness on the blade under different wake width

效果的影响大于吸力面,当尾迹宽度增大时,压力面上的冷却效果降低,在第1个冷却孔后面冷却效率的降低了15%,而吸力面上的冷却效果变化不是很明显。

图7给出了压力面上一个周期内不同尾迹宽度下冷却效率的极值分布图,其中图7(a)对应于冷却效率最大的时刻,图7(b)对应于冷却效率最小的时刻。从文献[13]中可知,非定常尾迹作用在气膜孔周围,会使气膜射流发生分流、上扬现象,导致这个时刻气膜狭缝后壁面的气膜冷却有效温比急剧下降,下降到一个周期的最小值。随后,气膜冷却有效温比开始升高,达到一个周期的最大值。本文的计算结果也显示了同文献相同的结论,以压力面上的第1个冷却孔为准,当非定常尾迹输运到第1个冷却孔附近时,冷却效率出现最小值;而当非定常尾迹输运到吸力面附近时,非定常尾迹离压力面最远,对压力面侧的影响效果最小,此时冷却效率出现最大值。

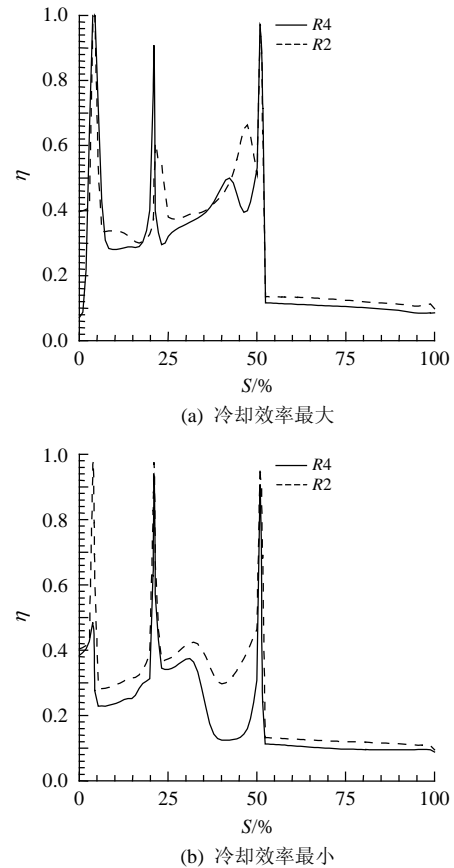


图7 不同尾迹宽度下冷却效率的极值分布图

Fig. 7 Extremeness Distribution of the cooling effectiveness under different wake width

气膜冷却的目的是利用主流将喷射的冷气压制在气膜孔后的叶片表面上,在叶片表面形成冷却气膜层,从而降低叶片壁面温度。但对于动叶的气膜冷却来说,由非定常尾迹形成的低速区对冷却射流的压制作用减小,使冷却射流更多地进入主流并与其掺混,使得气膜孔下游叶片表面的冷却效果降低。当尾迹宽度增大时,非定常尾迹的影响程度增大,因此当非定常尾迹输运到第一个冷却孔附近时,在气膜冷却效率最小的时刻,尾迹宽度为R4时的冷却效率比尾迹宽度为R2时的冷却效率更低。

图8给出了尾迹宽度为R4时吸力面上的冷却效率分布图,其中 t_1 对应压力面第1个孔后冷却效率最小的时刻, t_2 对应压力面第1个孔后冷却效率最大的时刻。从前面分析可知,当非定常尾迹输运到压力面上的冷却孔附近时,压力面上的冷却效果最差;而当非定常尾迹输运到吸力面附近时,压力面上的冷却效果最佳。同压力面上相同,在压力面冷却效率最大时,非定常尾流刚好被输运至吸力面附近,由于尾迹形成的低速区会对吸力面上喷射冷

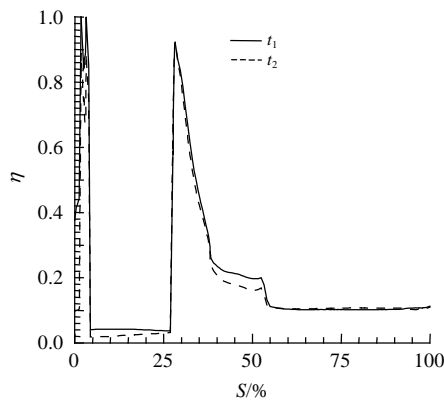


图 8 尾迹宽度为 R4 时吸力面上的冷却效率分布图

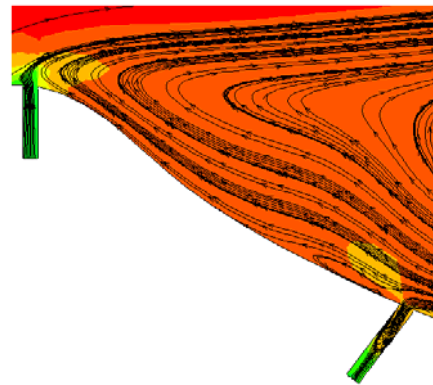
Fig. 8 Distribution of the cooling effectiveness on the suction surface at the wake width of R4

气的抑制作用减小，非定常尾迹的影响在吸力面上体现出来，吸力面上相应的冷却效率会小于其他时刻。而由于吸力面侧主流具有较大的速度，尾流形成的低速区所占份额较压力面侧而言更小一些，对喷射冷气的影响程度也就略小一些，因此吸力面上不同时刻的冷却效率的差别不是很明显。

为了深入分析非定常尾迹是如何影响叶片表面的冷却效果，图 9 给出了尾迹宽度为 R4 时压力面冷却孔附近流线分布图。从图 9 可以看出当非定常尾迹输运到压力面上第 1 个冷却孔时，由于尾迹形成了低速区，冷却气体更易从冷却孔中喷射出来和主流掺混，从第 1 个冷却孔出来的气体的流动角（和壁面的夹角）更大一些，这样附着在壁面上的冷气量减小，因此当非定常尾迹输运到压力面上的冷却孔附近时，压力面上的冷却效果最差。当非定常尾迹偏离压力面时，从图 9(a)可以明显看出冷却气体被主流压制而向着壁面流动，此时气体的流动角（和壁面的夹角）相对要小一些，附着在壁面上的冷气量增加，对应的气膜冷却效果增大。



(a) 冷却效率最大



(b) 冷却效率最小

图 9 尾迹宽度为 R4 时压力面冷却孔附近流线分布图

Fig. 9 Streamline distribution near the cooling hole of the pressure surface at the wake width of R4

4 结论

本文对非定常环境下动叶气膜冷却的流场进行了数值模拟，研究了非定常尾迹宽度对气膜冷却效果的影响。主要结论如下：

1) 定常计算得到的气膜冷却效果明显大于非定常时间平均的结果，应该对非定常环境下的气膜冷却进行考虑。

2) 由非定常尾迹形成的低速区对冷却射流的压制作用减小，在相同的冷气喷射流量下，宽尾迹下的冷气更易穿过尾流同主流掺混，壁面附近附着的冷气量减小，叶片表面的冷却效果降低程度更大。

3) 压力面附近主流对冷却气体的抑制作用较吸力面小，尾迹宽度在压力面上的影响效果更为显著，当尾迹宽度增大时，压力面上在第 1 个冷却孔后面冷却效率降低了 15%。

参考文献

- [1] 郭婷婷, 张玲, 邹晓辉, 等. 旋转叶片气膜冷却效果的数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2008, 28(29): 83-87. Guo Tingting, Zhang Ling, Zou Xiaohui, et al. Numerical study on the film cooling effect of rotating blades [J]. Proceedings of the CSEE, 2008, 28(29): 83-87(in Chinese).
- [2] 李少华, 朱励, 李延臣, 等. 多孔气膜冷却纵向耦合涡的数值模拟[J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(8): 55-59. Li Shaohua, Zhu Li, Li Yanchen, et al. Numerical simulation in lengthways coupled-vortex of multiple holes [J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(8): 55-59(in Chinese).
- [3] 戴萍, 林枫. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却效果的影

- 响[J]. 热能动力工程, 2009, 24(5): 560-565.
- Dai Ping, Lin Feng. Influence of air-film hole shapes on turbine blade air-film cooling effectiveness[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2009, 24(5): 560-565.
- [4] Olson S J, Sanitjai S, Ghosh K. Effect of wake-disturbed flow on heat(mass) transfer to a turbine blade[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo, Orlando, Florida, USA, 2009.
- [5] Shyam V, Ameri A, Luk D F. 3-D unsteady simulation of a modern high pressure turbine stage using phase lag periodicity : analysis of flow and heat transfer[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo, Orlando, Florida, USA, 2009.
- [6] Ameri A, El-Gabry L. Comparison of steady and unsteady rans heat transfer simulations of hub and endwall of a turbine blade passage[C]//Proceedings of the ASME Summer Heat Transfer Conference, San Francisco, California, USA, 2009.
- [7] Sung In Kim, Ibrahim G H. Unsteady heat transfer analysis of a film cooling flow[C]//46th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 2008.
- [8] Diganta P N, Zhihong G, Shantanu M, et al. Effect of unsteady wake on film-cooling effectiveness distribution on a gas turbine blade with compound shaped holes [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo, Montreal, Canada, 2007.
- [9] Gao Z, Narzary D P, Han J. Film cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with axial shaped holes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(10): 2139-2152.
- [10] Montomoli F, Massini M, Adami P. Effect of incidence angle with wake passing on a film cooled leading edge: A numerical study[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2010, 63(12): 1359-1374.
- [11] Shantanu M, Je-Chin Han. Effect of unsteady wake on full coverage film-cooling effectiveness for a gas turbine blade[R]. 2006, AIAA Paper, AIAA 2006-3403.
- [12] 蒋雪辉, 赵晓路. 非定常尾迹对叶片头部气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 540-544
Jiang Xuehui, Zhao Xiaolu. The effect of unsteady wake on leading edge film cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 540-544(in Chinese).
- [13] 蒋雪辉, 赵晓路. 非定常尾迹对气膜冷却影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 322-324.
Jiang Xuehui, Zhao Xiaolu. Numerical simulation of the unsteady wakes effects on film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 322-324(in Chinese).
- [14] 袁锋, 竺晓程, 杜朝辉. 尾迹对气膜冷却影响的三维非定常数值模拟[J]. 动力工程, 2006, 26(6): 818-821.
Yuan Feng, Zhu Xiaocheng, Du Zhaohui. Three-dimensional unsteady numerical simulation of the effect of wake s on film cooling[J]. Journal of Power Engineering, 2006, 26(6): 818-821(in Chinese).
- [15] Gomes R A, Niehuis R. Film cooling effectiveness measurements with periodic unsteady inflow on highly loaded blades with main flow separation[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo, Orlando, Florida, USA, 2009.
- [16] Saumweber C, Schulz A. Free-stream effects on the cooling performance of cylindrical and fan-shaped cooling holes[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo, Berlin, Germany, 2008.
- [17] Teng S, Sohn D K, Han J C. Unsteady wake effect on film temperature and effectiveness distributions for a gas turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 340-347.
- [18] 柳阳威, 刘宝杰. 湍流模型在压气机转子尖区流动模拟中的对比研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(3): 399-402.
Liu Yangwei, Liu Baojie. Assessment of turbulence models for the prediction of large-scale tip vortices in an axial compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(3): 399-402(in Chinese).
- [19] Volker S, Howard P H. Unsteady wake-induced boundary layer transition in high lift LP turbines[C]//Proceeding of the 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exhibition, Burminghan, UK, 1996.
- [20] Schulte V, Hodson H P. Wake-separation bubble interaction in Low Pressure Turbines[C]//30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Indianapolis, Indiana, USA, 1994.
- [21] Yamamoto A. Production and development of secondary flows and losses in two types of straight turbine cascade: Part2-a rotor case[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(1): 194-200.
- [22] Ardey S, Fottner L. A systematic experimental study on the aerodynamics of leading edge film cooling on a large scale high pressure turbine cascade[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo, Stockholm, Sweden, 1998.



周莉

收稿日期: 2011-05-11。

作者简介:

周莉(1978), 女, 博士, 副教授, 主要研究方向为轮机机械内部流动特性及叶轮机械气动热力学方面的研究, zhouli@nwpu.edu.cn。

(责任编辑 张媛媛)