

文章编号:1000-8055(2012)08-1696-08

非定常尾迹输运对动叶气膜冷却流场影响

周 莉, 韦 威, 蔡元虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对不同尾迹宽度下涡轮动叶的气膜冷却流场进行非定常数值研究,研究了尾迹输运对动叶气膜冷却流场的影响机理. 计算结果表明:非定常尾迹的总压损失和速度损失而形成低速区,当非定常尾迹输运到冷却孔附近时,尾迹对气膜层的干扰占主导地位,靠近气膜孔的叶片区域冷却效率降低明显. 非定常尾迹的影响使得冷却气流被带到压力面叶片下游更广阔的区域,导致气膜冷却沿叶展方向的覆盖范围更广,从而使得压力面气膜冷却效率在尾迹通过时更高一些. 当尾迹宽度增大时,对气膜冷却效率的影响程度增大. 尾迹对压力面的影响比吸力面更大一些.

关 键 词: 尾迹输运; 尾迹宽度; 冷却效率; 压力面; 吸力面

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of unsteady wake transportation on film cooling flowfield of rotating turbine blade

ZHOU Li, WEI Wei, CAI Yuan-hu

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Unsteady flowfield of the turbine blade with film cooling was investigated numerically under different blowing rates with the wake simulated by the cylinder rod. The effect of unsteady wake transportation on the film cooling flowfield was analyzed. Results show a zone with low velocity forms due to the total pressure deflection and velocity deflection. The disturbance of the unsteady dominates the formation of the cooling film when the unsteady wake is transported to the position near the cooling hole, which results in the obvious reduction of the cooling effectiveness near the cooling hole. The cooling gas can be transported to the farther downstream region due to effect of the unsteady wake, and the recovery range of the cooling gas along the spanwise direction is wider than the time without unsteady wake passing, therefore better cooling effectiveness exists on the pressure surface when the unsteady wake is transported to the position near the cooling hole on the pressure surface. The effect of the unsteady wake on the cooling effectiveness increases with the increment of the width of the unsteady wake. The effect of the unsteady wake is larger on the pressure surface than that on the suction surface.

Key words: wake transportation; wake width; film cooling effectiveness; pressure surface; suction surface

收稿日期: 2011-09-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1696_003.html

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

作者简介: 周莉(1978—),女,河南信阳人,副教授,博士,主要从事热机气动热力学的研究.

准确预估气膜冷却效果对涡轮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^[1-2]. 涡轮动叶流场会受到上游尾迹的影响, 非定常尾迹在动静叶排间的运动造成了大量的损失, 相应地, 动叶的气膜冷却效果也必然会受到静叶产生的非定常尾迹的干扰. 因此, 了解非定常尾迹对动叶气膜冷却的影响机理, 必然会对计及非定常效应的涡轮动叶气膜冷却具有指导意义.

各国学者针对非定常因素对动叶气膜冷却影响开展了大量的研究工作^[3-5]. Sung 等^[6]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. Womack 等^[7]实验研究了周期性尾迹下的气膜冷却流动, 动态流动测量表明尾迹同冷却射流是相互干涉的, 而且近壁面处的测量表明气膜冷却有效度在尾迹通过的周期内是变化的. Shantanu 等^[8]研究了在不同吹风比下非定常尾迹对动叶气膜冷却效率的影响, 发现非定常尾迹的出现降低了叶片上尤其是吸力面侧气膜冷却效果. Montornoli 等^[9]发现尾迹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. 国内, 蒋雪辉等^[10-11]通过实验的方法研究了非定常尾迹对气膜冷却效率的影响, 利用二维计算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. 周勇等^[12]进行了非定常激波对气膜冷却影响的数值模拟, 研究了冷却气膜在激波通过时的变化. 李少华等^[13]研究了非定常尾迹作用下转速对动叶前缘气膜冷却效率的影响.

基于单纯考虑尾迹输运对叶片气膜冷却效果的影响, 剥离出通道涡等其他因素的影响, 本文利用圆柱产生的尾迹来模拟前导静叶产生的尾迹, 在不同的尾迹宽度下进一步研究非定常尾迹输运对动叶气膜冷却的影响.

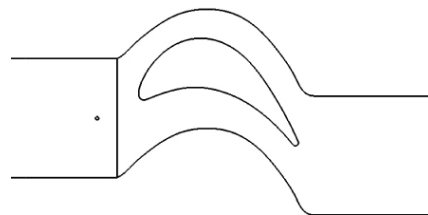
1 数值计算方法

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 (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法. 湍流

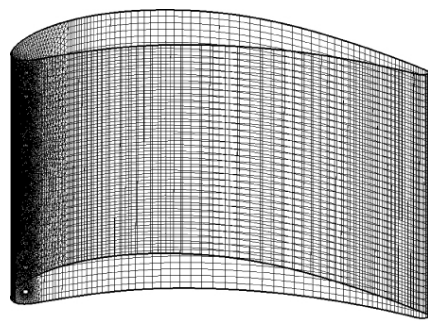
模型采用 Spalart-Allmaras 方程模型.

主流、冷却气体入口采用压力进口, 出口为压力出口并给出静压, 上下游延伸部分的周向边界采用周期性边界条件, 动静交界采用滑移面网格技术, 壁面采用不可渗透、无滑移及绝热壁面边界条件. 动静叶之间的相对运动速度为 100 m/s, 进口气流温度为 303 K, 气膜温度为 280 K. 在进行非定常计算时, 每个周期内设定 90 个物理时间步, 分别对应 90 个不同的相对位置, 每个物理时间步下进行 50 次的虚拟时间步的内迭代.

参考文献^[14]指出如果干扰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, 那么它们尾迹的速度亏损和宽度也相同. 同时参考文献^[15]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. 而且如果圆柱和翼型物体对来流有相同的摩擦系数, 那么在圆柱后的一段距离的尾迹结构与翼型物体的尾迹结构相同, 因此可以用干扰棒产生的尾迹来模拟前导静叶产生的尾迹. 基于单纯考虑尾迹对叶片气膜冷却效果的影响, 剥离出通道涡等其他因素的影响, 本文在动叶前面放置圆柱来模拟静叶的尾迹宽度. 图 1 是添加圆柱来模拟前置导叶尾迹 ($d=5\text{ mm}$) 的计算域示意图, 叶片前缘有两排冷却孔, 吸力面和压力面各有一排, 孔没有径向喷射角度, 每排 20 个冷却孔, 孔径为 3 mm, 孔间距为 15 mm, 鉴于网格的不同特点结合



(a) 计算区域示意图



(b) 网格示意图

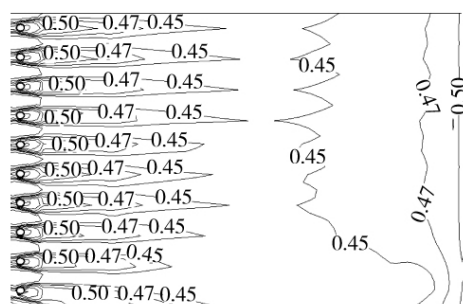
图 1 计算区域面网格示意图

Fig. 1 Computational domain and the mesh sketch

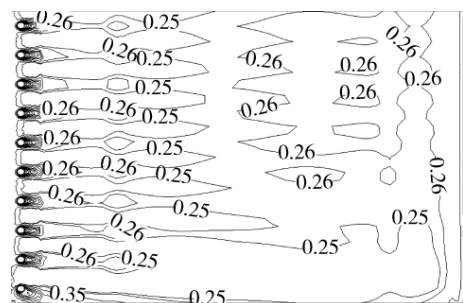
所要研究的模型, 本文结合使用了 H 形、O 形以及非结构网格, 气膜孔附近使用非结构网格进行适当加密, 网格总数为 93 万左右。

2 计算结果与分析

图 2 是吹风比 $M=0.7$, 干扰棒直径 $d=5\text{ mm}$ 时, 定常和非定常计算得到的尾迹对压力面冷却效率的影响图。从图中对比可以明显看出定常计算得到的冷却效率明显大于非定常计算时间平均的结果。所以应该在非定常条件下对气膜冷却进行分析。同时也和文献[5]一样, 即非定常尾迹降低了气膜冷却的效果。



(a) 定常计算结果



(b) 非定常计算结果

图 2 使用不同计算方法的压力面冷却效率图

Fig. 2 Distribution of the cooling effectiveness on the pressure surface using different computational methods

图 3 是在 $M=0.7$ 时, 气膜孔附近监控点的速度在计算过程中随物理时间步的变化过程图, 其同文献[7]一样, 表明气膜冷却效率在尾迹通过的周期内是变化的。当计算收敛后从图中可知非定常的变化周期为 60 个物理时间步。非定常计算结果分析中所采取的计算周期 $T=60$, 根据不同时刻尾迹运输的图谱, 确定非定常尾迹运输到压力面的具体时刻, 进而用于非定常尾迹对气膜冷却效果影响的分析中。

图 4~图 6 显示了在干扰棒直径 $d=5\text{ mm}$,

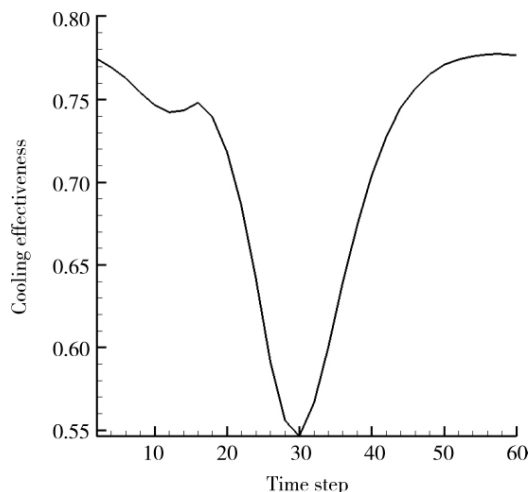
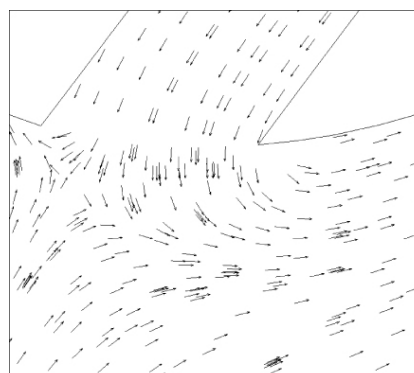
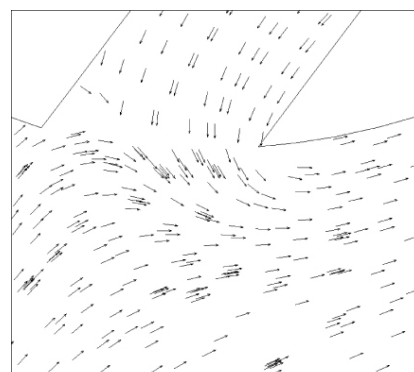


图 3 气膜孔附近气膜孔冷却效率变化图

Fig. 3 Distribution of the cooling effectiveness near the cooling hole



(a) 尾迹运输到压力面冷却孔时刻

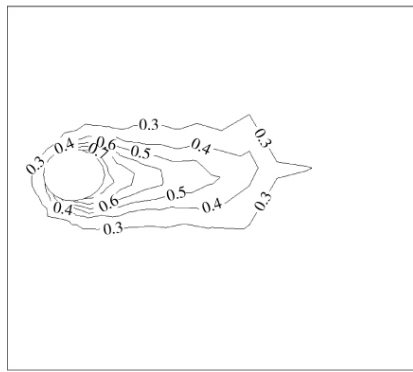


(b) $T/2$ 后

图 4 $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 时压力面冷却孔周围速度矢量不同时刻的分布

Fig. 4 Distribution of the velocity vector near the cooling hole on the pressure surface under $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$

吹风比 $M=0.7$ 工况下非定常尾迹运输到动叶压力面气膜孔附近时的流场和冷却效率的分布。其



(a) 尾迹输运到压力面冷却孔时刻

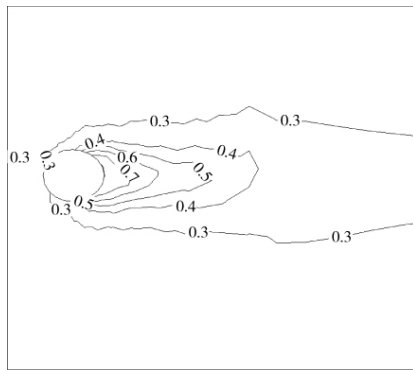
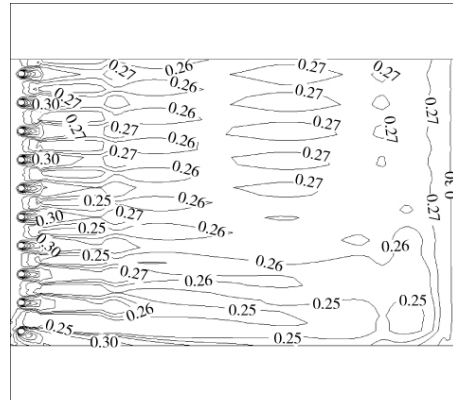
(b) $T/2$ 后

图5 $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 时压力面冷却孔周围
冷却效率不同时刻的分布

Fig. 5 Distribution of the cooling effectiveness near the cooling hole on the pressure surface under $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$

中 T 表示叶栅旋转的周期. 由图 4 对比可以看到当非定常尾迹输运到压力面冷却孔附近时, 冷却空气有明显的上扬, 因非定常尾迹的总压损失和速度损失而形成的低速区, 当它输运到冷却孔附近时, 因为其动量损失而对冷却气体的压制作用减小, 冷却气体更容易从冷却孔中喷射出来与主流掺混, 在冷却空气穿过冷却空气形成的低速区以后, 又被主流压制而沿着壁面流动. 对比速度矢量图还可以发现, 当尾迹输运到冷却孔附近时形成的低速区使得图 4 中冷却孔发生了轻微的分流, 这两种作用都会降低气膜层冷却空气的质量从而降低气膜冷却效率, 图 5 显示了对应的在尾迹影响下气膜孔周围冷却效果的变化, 冷却孔附近的冷却效率在上游尾迹通过时的冷却效率比 $T/2$ 时刻后(无尾迹效应)要低一些. 图 6 显示了压力面表面冷却效率的分布, 从图中冷却效率的值可以看出当尾迹输运到压力面冷却孔附近时, 一方面在靠近气膜孔的叶片区域冷却效果降



(a) 尾迹输运到压力面冷却孔时刻

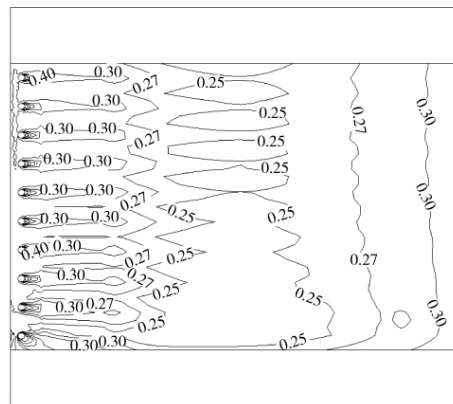
(b) $T/2$ 后

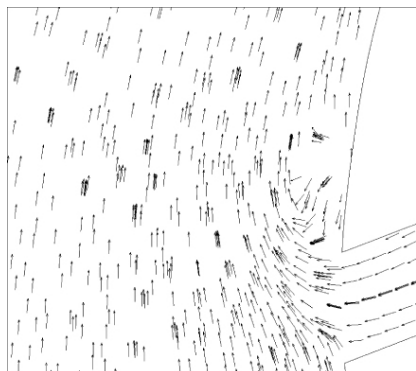
图6 $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 时压力面冷却效率
不同时刻的分布图

Fig. 6 Distribution of the cooling effectiveness on the pressure surface under $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$

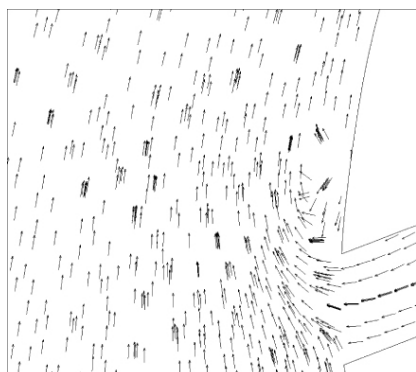
低明显, 说明在这个区域更多的冷气与主流发生掺混, 而形成冷却气膜层的冷气量减少, 尾迹对气膜层的干扰占主导地位, 从而使得低速区冷却效果降低; 另一方面, 冷却气流与主流掺混, 冷却气流被主流带到下游更广的区域, 导致气膜冷却沿叶展方向的覆盖范围更广, 从而发生这个区域的气膜冷却效果略高于 $T/2$ 后的现象.

图 7~图 9 显示了在干扰棒直径 $d=5\text{ mm}$, 吹风比 $M=0.7$ 工况下非定常尾迹输运到动叶吸力面气膜孔附近时的流场和冷却效率的分布. 尾迹对吸力面冷却效率的影响也很明显, 从图 7 可以看出在尾迹输运到吸力面冷却孔附近时, 冷却气体也发生了轻微的上扬现象, 没有发生分流的现象, 吸力面附近的主流速度相对压力面附近的主流速要高, 从而吸力面较高的主流动量对冷却气体的压制作用会更强, 对比冷却孔周围的冷却

效率发现在尾迹输运到冷却孔附近时,冷却孔周围的冷却效率降低,冷却气体穿过尾迹形成低速区后又被主流较高的动量压向壁面流向吸力面下游,流动趋于正常,从吸力面的冷却效率分布可以看出,尾迹影响时吸力面冷却效率都要低于 $T/2$ 后的情况.比较尾迹对压力面、吸力面冷却效率影响的变化趋势可以发现,尾迹对压力面冷却效果的影响要大于吸力面.



(a) 尾迹输运到吸力面冷却孔时刻



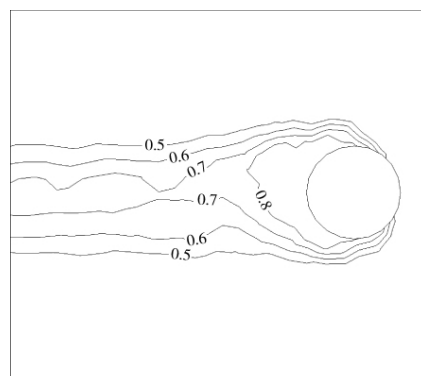
(b) $T/2$ 后

图 7 $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 时吸力面冷却孔周围速度矢量不同时刻的分布

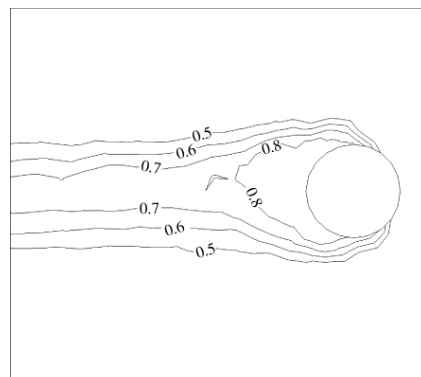
Fig. 7 Distribution of the velocity vector near the cooling hole on the suction surface under $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$

图 10 显示了在干扰棒直径 $d=5\text{ mm}$, 吹风比 $M=0.7$ 工况下非定常尾迹输运到动叶压力面冷却效率的分布.可以看出:尾迹对压力面造成影响时,叶片表面的冷却效果升高,这说明宽尾迹形成的份额较大的低速区对壁面附近吹风比的影响占主导作用,导致当低速区运送到压力面冷却孔附近时,增大了冷气射流与主流的吹风比,这就增大了气膜层冷却空气的质量.此外,由于压力面附近的主流动量较低,尾迹沿着压力面恢复的较慢,尾迹的影响使得冷却气流被带到叶片下游更广阔的

区域,所以出现了压力面的冷却效率分布值要大于 $T/2$ 时刻后的效率值.



(a) 尾迹输运到吸力面冷却孔时刻



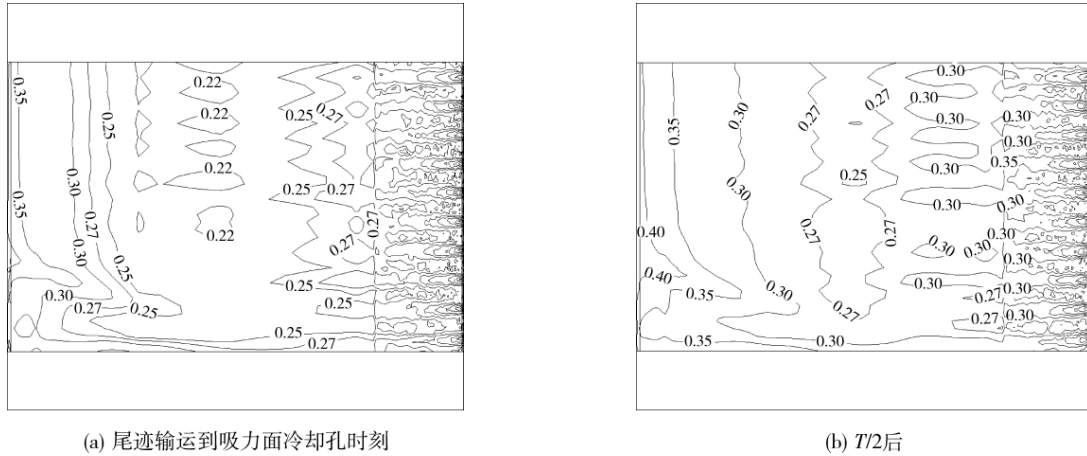
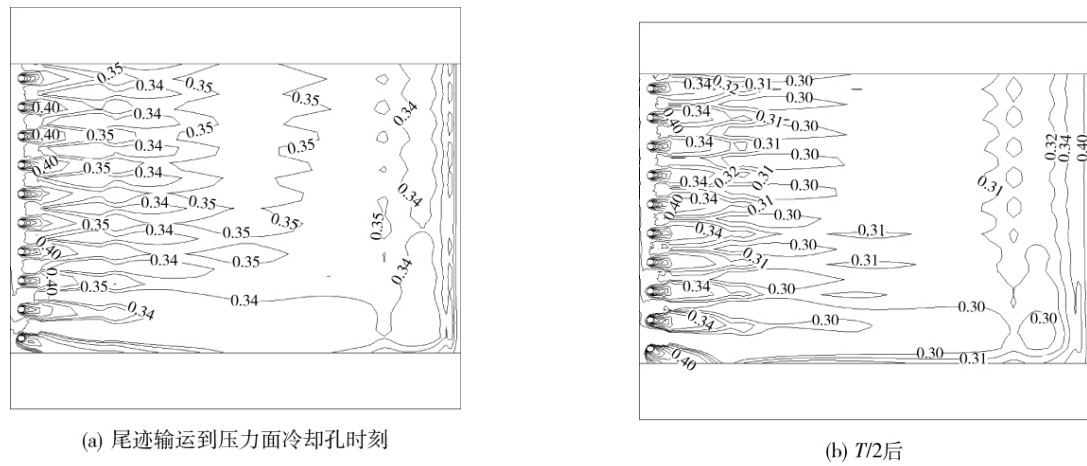
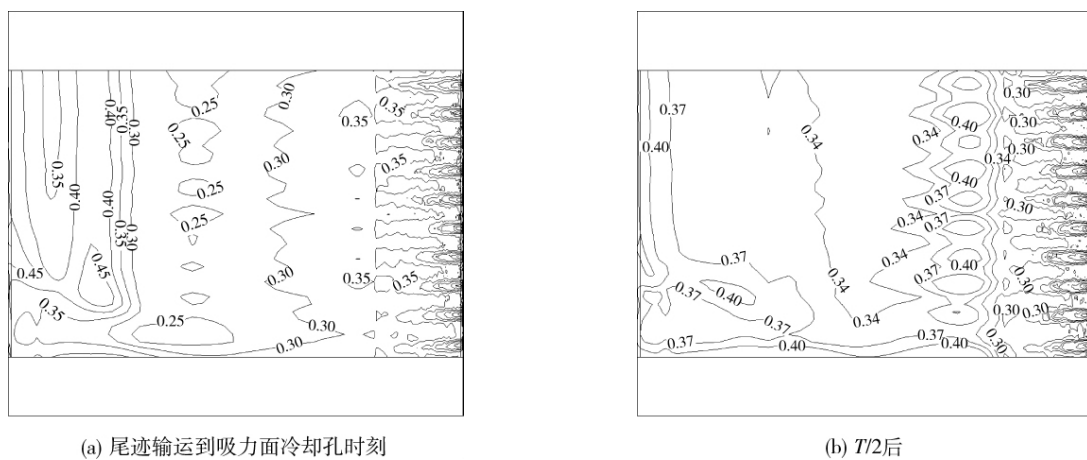
(b) $T/2$ 后

图 8 $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 时吸力面冷却孔周围冷却效率不同时刻的分布

Fig. 8 Distribution of the cooling effectiveness near the cooling hole on the suction surface under $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$

当低速区输运到吸力面冷却孔附近时,从图 11 中可以看出对吸力面冷却效果的影响效果的趋势与输运到压力面冷却孔附近时相同,但是由于吸力面较大的主流速度,使得非定常尾迹在吸力面恢复的距离较短,这时冷却气体的上扬使得气膜层冷却气体的质量减少占了主导作用,所以出现了吸力面冷却孔下游叶面区域的冷却效果相对 $T/2$ 时刻后的冷却效率要降低.

对两种不同尾迹宽度影响下的气膜孔冷却效率进行对比,发现尾迹宽度增大时,在流场所占的比例也就越大,尾迹所形成的低速区也增大,对冷却气体的压制作用也减小,较大的低速区使得壁面局部吹风比增大较为明显,使得气膜孔周围气膜层冷量增加,增大冷气射流与主流的吹风比,而冷却气流穿过低速区的上扬的影响不显著,

图 9 $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 时吸力面冷却效率不同时刻的分布图Fig. 9 Distribution of the cooling effectiveness on the suction surface under $d=5\text{ mm}$, $M=0.7$ 图 10 $d=15\text{ mm}$, $M=0.7$ 时压力面冷却效率不同时刻的分布图Fig. 10 Distribution of the cooling effectiveness on the pressure surface under $d=15\text{ mm}$, $M=0.7$ 图 11 $d=15\text{ mm}$, $M=0.7$ 时吸力面冷却效率不同时刻的分布图Fig. 11 Distribution of the cooling effectiveness on the suction surface under $d=15\text{ mm}$, $M=0.7$

所以尾迹宽度增大,有效地增加了冷却效率。同时,尾迹宽度增大时,在主流中恢复的距离也加长,在压力面壁面附近的速度较低的区域恢复距离相比吸力面壁面附近要长的多,因为吸力面附近的速度要比压力面附近的速度高些,所以,更长的恢复距离使得冷却气流被带到叶片下游更广阔的区域,这些区域的冷却效率要高于 $T/2$ 时刻后的冷却效率, $d=5\text{ mm}$ 时压力面中部到叶片尾缘没有受这种影响从而冷却效率要低于 $T/2$ 时刻后的冷却效率, $d=15\text{ mm}$ 时压力面叶面几乎所有区域的冷却效率都要低于 $T/2$ 时刻后的冷却效率,这就是宽尾迹更长的恢复距离造成的。在吸力面,冷却孔周围的冷却效率同样是因为局部吹风比的增加起了主导作用而导致了周围冷却效率的增加,但是在吸力面气膜孔的下游区域,因为吸力面壁面附近的较大的主流速度,使得尾迹的恢复距离很短,进而不能带气膜层冷却空气到吸力面气膜孔下游的区域,所以当尾迹输运到吸力面冷却孔时的吸力面的冷却效率要低于 $T/2$ 时刻后的冷却效率。对比两种不同尾迹宽度分别对压力面、吸力面的影响可以看出,尾迹对压力面的影响更大一些。

3 结 论

对不同尾迹宽度下涡轮动叶的气膜冷却流场进行非定常数值研究,研究了尾迹输运对动叶气膜冷却流场的影响。主要结论如下:

1) 定常计算得到的冷却效率明显大于非定常计算时间平均的结果。所以应该在非定常条件下对气膜冷却进行分析。

2) 非定常尾迹的总压损失和速度损失而形成的低速区,当它输运到冷却孔附近时,因为其动量损失从而对冷却气体的压制作用减小,冷却气体更容易从冷却孔中喷射出来与主流掺混,尾迹对气膜层的干扰占主导地位,尾迹输运到冷却孔附近时候,靠近气膜孔的叶片区域冷却效率降低明显。

3) 在非定常尾迹的影响使得冷却气流被带到压力面叶片下游更广阔的区域,导致气膜冷却沿叶展方向的覆盖范围更广,从而使得压力面气膜冷却效率在尾迹通过时更高一些。

4) 当尾迹宽度增大时,尾迹所形成的低速区也增大,对冷却气体的压制作用也减小,相同的冷气喷射量下,宽尾迹更容易穿过低速区与主流掺混,同时,宽尾迹形成的低速区在流场中份额的增

大也会增大冷气射流与主流的吹风比,这也会对气膜冷却效果造成较大的影响。

5) 尾迹对压力面的影响比吸力面更大一些。

参考文献:

- [1] 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. (in Chinese)
- [2] 杨彬,徐国强,吴宏伟. 旋转状态下气膜冷却换热特性的实验研究[J]. 航空学报, 2009, 30(10): 1809-1815.
YANG Bin, XU Guoqiang, WU Hongwei. Heat transfer measurements on a rotating film cooling model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1809-1815. (in Chinese)
- [3] 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.
- [4] Gomes R A, Niehuis R. Film cooling effectiveness measurements with periodic unsteady inflow on highly loaded blades with main flow separation[R]. ASME Paper GT 2009-59791, 2009.
- [5] Shantanu M, Je-Chin H. Effect of unsteady wake on full coverage film-cooling effectiveness for a gas turbine blade[R]. AIAA Paper, AIAA 2006-3403, 2006.
- [6] Kim S, Ibrahim G H. Unsteady heat transfer analysis of a film cooling flow[R]. AIAA Paper AIAA 2008-1287, 2008.
- [7] Womack K M, Volino R J, Schultz M P. Measurement in film cooling flows with periodic wake[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 1008-1017.
- [8] Shantanu M, Je-Chin H. Effect of unsteady wake on full coverage film-cooling effectiveness for a gas turbine blade[R]. AIAA Paper AIAA 2006-3403, 2006.
- [9] 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.
- [10] 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.
JUANG 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)
- [11] 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)
- [12] 周勇,赵晓路,徐建中. 非定常激波对气膜冷却影响的数值

- 模拟[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(6): 933-935.
ZHOU Yong, ZHAO Xiaolu, XU Jianzhong. Numerical simulation of the unsteady effect of upstream shock on film-cooling in a 1+1/2 turbine stage[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(6): 933-935. (in Chinese)
- [13] 李少华, 李知骏, 曲宏伟. 非定常尾迹对动叶气膜冷却影响的数值模拟[J]. 电站系统工程, 2011, 27(1): 3-6.
LI Shaohua, LI Zhijun, QU Hongwei. Numerical simulation study on the effect of unsteady wakes on leading edge film cooling[J]. Power System Engineering, 2011, 27(1): 3-6. (in Chinese)
- [14] Volker S, Howard P H. Unsteady wake-induced boundary layer transition in high lift LP turbines[R]. ASME Paper GT 96-486, 1996.
- [15] Schulte V, Hodson H P. Wake-separation bubble interaction in low pressure turbines[R]. AIAA Paper AIAA-94-2931, 1994.