

文章编号:1000-8055(2011)08-1695-07

非定常环境下动叶气膜冷却流场的数值模拟

周 莉, 张 鑫, 蔡元虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对非定常环境下动叶气膜冷却的流场进行了数值模拟,研究了动静部件之间非定常效应对气膜冷却效率的影响. 计算结果表明,静叶的尾流迁移在冷气喷射位置处时,冷气在喷射位置下游壁面附近的覆盖宽度增大,距喷射位置下游约 30% 弧长范围内具有较高的气膜冷却效率,但在喷射位置附近的冷却效果略差一些. 气膜冷却效率的振荡幅度随着吹风比的增大而增大. 由于端壁附近旋涡的影响,冷气很难到达端壁附近,而是被卷吸到喷射位置的下游去,在喷射位置下游靠近端壁附近的冷却效果更好一些.

关 键 词: 动叶气膜冷却; 非定常效应; 气膜冷却效率; 尾流; 端壁

中图分类号: V231.11

文献标志码: A

Unsteady numerical simulation of the turbine blade film cooling

ZHOU Li, ZHANG Xin, CAI Yuan-hu

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The unsteady flowfield of the turbine blade film cooling was investigated numerically, and the influence of unsteady stator/rotor interaction on the blade film cooling effectiveness was discussed. Results show that, the overlying width of the cooling jet flow increases near the downstream of the cooling jet position, when the stator wake is transferred to the cooling jet position, resulting in better film cooling effectiveness at the downstream within 30% arc length range. The fluctuation of the film cooling effectiveness increases with the increment of the blowing rate. Due to the influence of the vortex near the endwall, the cooling jet flow can hardly reach the endwall region, but be entrained to the downstream of the jet position, so the cooling effectiveness is improved correspondingly.

Key words: turbine blade film cooling; unsteady interaction; film cooling effectiveness; wake; endwall

高温材料及相关的冷却技术一直是提高现代涡轮性能的关键. 当前很多涡轮第一级动叶采用气膜冷却技术来降低叶片表面温度,而动叶所处的位置及运行环境使得动叶的气膜冷却状况比静叶的气膜冷却更复杂. 大量实验研究表明^[1-5],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. 因而,处于静叶下游的动叶的气膜冷却效果也必然受到静叶非定常尾迹的影响. 在非定常

动叶气膜冷却方面, Garg 等^[4]对动叶气膜冷却的传热进行了数值模拟,尽管前缘和叶片吸力面一侧的计算值同实验测量值吻合很好,但是在压力面,数值模拟结果和实验结果相差 30%. 作者认为是由于没有考虑实际情况下动静叶相互作用造成的非定常效应. Kim 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. Heidmann 等^[7]实验

收稿日期: 2010-07-23; 修订日期: 2010-11-20

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项目

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研究.

测量了不同吹风比、冷却剂、Strouhal 数下环型叶栅尾流通过时前缘处气膜冷却的性能。结果表明定常计算虽然在 Nusselt 数上同实验数据吻合很好,但却过高预测了气膜冷却的有效度。还有很多研究者针对非定常尾迹对动叶气膜冷却的影响开展了研究,但很多工作主要集中于实验研究^[8-10],对于带有前导叶的涡轮动叶气膜冷却的研究则非常少^[11]。因此,本文对非定常环境下带有前导叶的涡轮动叶气膜冷却的流场进行了数值模拟,研究了动静部件之间非定常效应对动叶气膜冷却效率的影响。

1 数值计算方法

1.1 基本控制方程及数值算法

本文采用商业软件 Numeca,控制方程为圆柱坐标系下的雷诺平均方程。湍流模型选用 Spalart-Allmaras 一方程模型。以守恒形式的有限体积法进行空间离散,采用中心差分格式,时间采用四阶显式 Runge-Kutta 求解方法。在非定常计算中引入双时间步方法,计算中使用全多重网格方法,结合隐式残差光顺方法及当地时间步长法,以获得最快的收敛速度。

1.2 气膜冷却的方法

气膜冷却数值模拟中冷气进口通常采用以下给定方式:一种是给定高压腔和气膜管道,通过高压腔给定冷气进口边界条件,但由于叶片内部冷气通道结构复杂,这种冷气进口方式中许多几何条件难以给定。还有一种方法是源项模拟方法,它在叶片表面通过不同的质量、动量和能量源分布来考虑气膜冷却流动。Turner 等使用源项模拟方法研究了 GE90 发动机的涡轮在起飞条件下的流场,计算结果和实验数据吻合较好^[12]。因此,本文采用的是 Numeca 内的冷却/抽气模块,其可以对从固体壁面喷射到主流的冷却流动进行模拟。所采取的技术是在固体壁面的给定点或给定线处使用附加的质量、动量和能量源项,而不需要对冷却流动喷射的通道进行网格建模。这个模型的目的是不去关注冷却流动自身的细节,而是关注冷却流动对主流的作用效果。

所添加源项是以通量的形式出现冷却孔所在位置的固体壁面处。质量、动量和能量方程中的通量计算如下:

$$F^{\text{mass}} = \rho V_n S$$

$$F^{\text{momentum}}_{x,y,z} = \rho V_{x,y,z} V_n S + p n_{x,y,z} S$$

$$F^{\text{energy}} = V_n (\rho E + p) S$$

式中 F 是通量, ρ 是密度, p 是静压, E 是内能, $V_{x,y,z}$ 是 x, y, z 三个方向的速度分量, V_n 是法向速度分量, S 是冷却孔的面积。

1.3 边界条件

在进口位置给定进口总压为 169 600 Pa、总温为 1 200 K;在出口位置给定出口静压为 136 430 Pa。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。冷气喷射的温度为 600 K,需要输入的冷气参数包括质量流量、冷气流动方向角、冷气总温、运动黏度。

2 计算模型

为了研究非定常环境下动叶气膜冷却流场,对一涡轮级进行了动静相干非定常的数值模拟。静叶、动叶叶片数比为 36:41,为了简化计算,对静叶进行了模化处理,使静叶、动叶叶片数比变为 41:41。这样在非定常计算中,就可以进行单通道的数值模拟。在动叶头部附近喷射冷气。气膜孔直径均为 1 mm,孔数为 12 个,冷气喷射位置和方向如图 1 所示。计算网格为 H-O 网格,网格总数约为 65 万,如图 2 所示。非定常计算采用了双时间

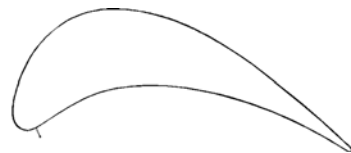


图 1 冷气喷射位置和方向的示意图

Fig. 1 Position and direction of the cooling jet flow

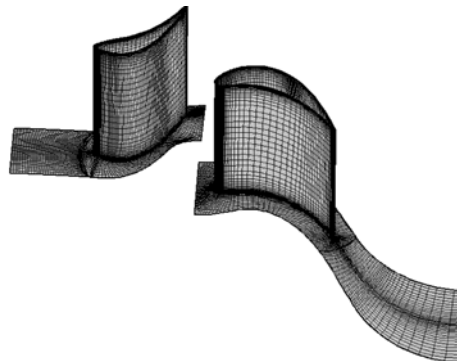


图 2 网格示意图

Fig. 2 Structure mesh of the turbine stage

步法,其中内循环收敛残差为 10^{-4} ,步数为 100. 一般计算 4 个周期后,可以得到满意的周期性变化解,图 3 为压力面气膜孔附近监控点静压随时间步的变化.

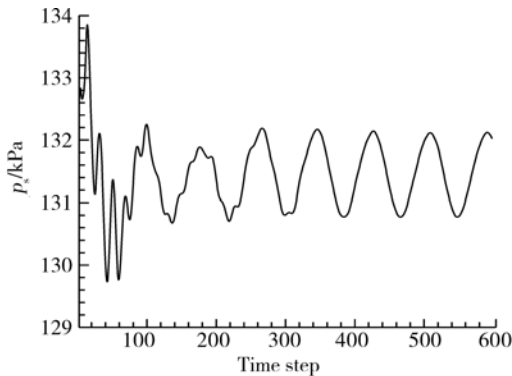


图 3 压力面气膜孔附近某点静压随时间步的变化

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

3 计算结果及分析

绝热气膜冷却效率 η 定义式

$$\eta = \frac{T_1 - T_s}{T_1 - T_2}$$

其中 T_1 , T_2 分别为主流和冷却射流的温度, T_s 为绝热壁温. 平均的气膜冷却效率是对该区域的温度进行面积平均获得,局部的气膜冷却效率则是直接使用当地温度来进行计算.

图 4 给出了动叶压力面平均气膜冷却效率分布图,其中横坐标 L 为从前缘到尾缘的相对弧长. 冷气喷射位置在距叶片前缘 5% 弧长处. 从图中可以看出,在冷气喷射位置的下游,定常计算得到的气膜冷却效率明显大于非定常时间平均 (T_{avg}) 的气膜冷却效率. 可见,应该对非定常环境下的气膜冷却进行考虑.

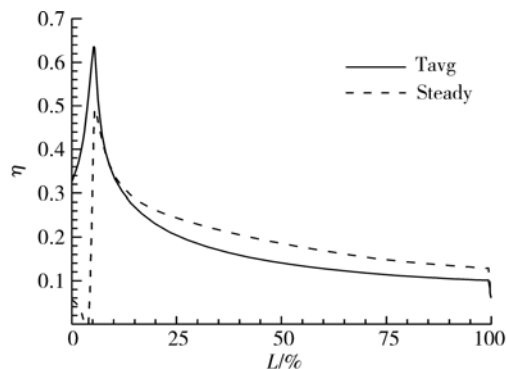


图 4 气膜冷却效率分布图

Fig. 4 Distribution of film cooling effectiveness

图 5 给出了吹风比 $M=1$ 时气膜冷却效率的振荡分布图,其中 T 代表涡轮旋转的一个周期, $t=0T$ 指的是一个周期的初始时刻; $t=0.5T$ 为经过了半个周期的时刻. 由图可见气膜冷却效率的振荡主要出现在冷气喷射位置附近,这是由于涡轮动静部件之间存在相对运动,静叶尾流被输运到转子通道内部,被转子叶片切割,当尾流输运到冷却孔附近时必然会同喷射出来的冷气相互作用,影响到冷却的效果. 因此,在不同时刻对应着静叶尾流的不同位置,从而有着不同幅度的气膜冷却效率的振荡.

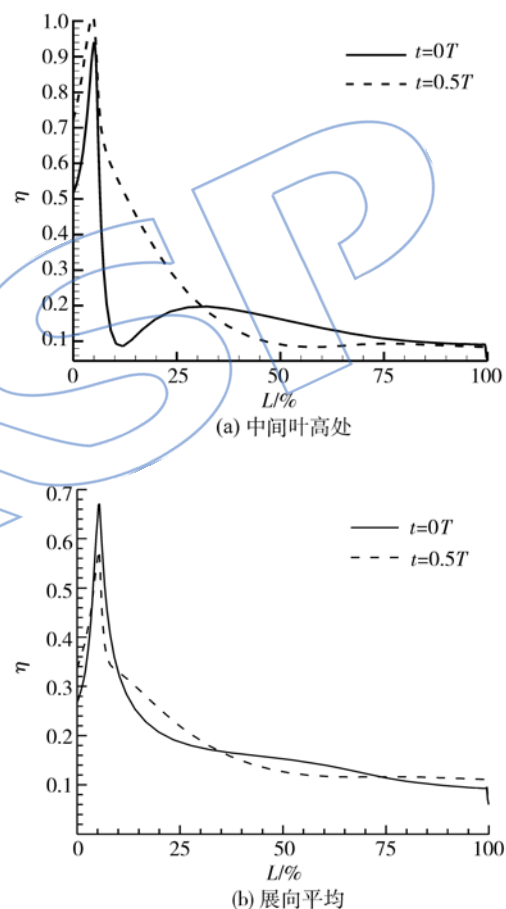


图 5 $M=1$ 时气膜冷却效率的振荡分布图

Fig. 5 Fluctuation of the film cooling effectiveness at $M=1$

$M=4$ 时展向平均的气膜冷却效率振荡分布图如图 6 所示,可见随着吹风比的增大,喷射出来的冷气流量增大,在相同的静叶尾流的作用下,吹风比大的冷气同静叶尾流的相互作用更为显著,所引起的气膜冷却效率的振荡幅度更大一些. 同时,由于冷气喷射方向的影响,在 $M=4$ 时,大量的冷气被吹向转子叶片压力面,因此在吹风比较

大时,冷却孔附近的冷却效率反而偏低一些.

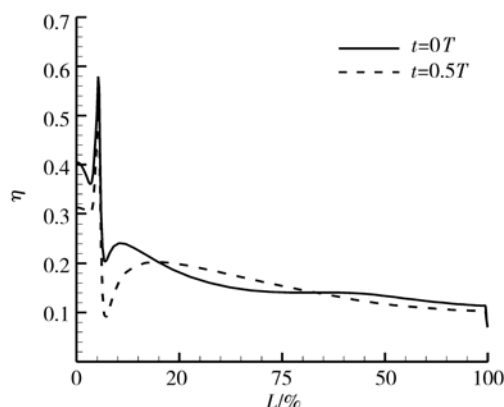
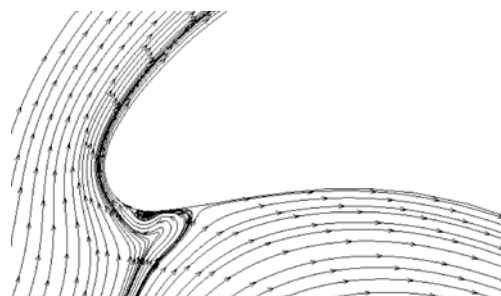


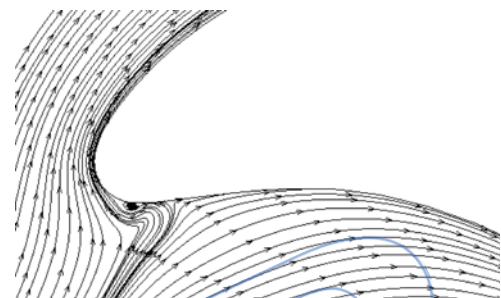
图6 $M=4$ 时展向平均的气膜冷却效率振荡分布图

Fig. 6 Fluctuation of the average film cooling effectiveness for span at $M=4$

为了对非定常环境下气膜冷却效率振荡的原因进行分析,图7和图8给出了不同吹风比时中间叶高处气膜孔附近流线的分布图.当 $t=0T$ 时刻,静叶的尾流冲击在吸力面侧,冷气喷射的速度相比较主流较低,冷气被主流所压制,因此在喷射位置处,在随主流的迁移过程中出现旋涡.当吹风



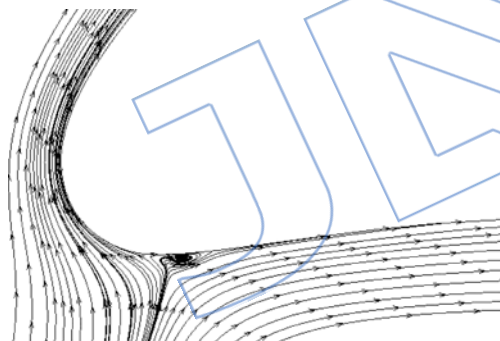
(a) $t=0T$ 时刻



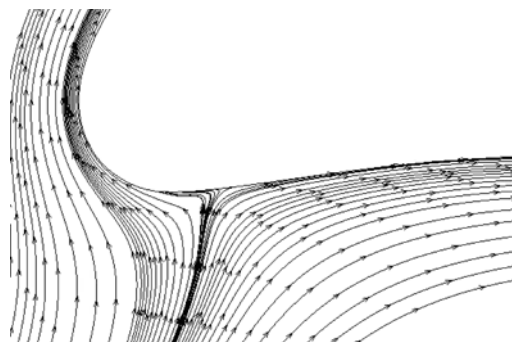
(b) $t=0.5T$ 时刻

图8 $M=4$ 时中间叶高处气膜孔附近流线的分布图

Fig. 8 Distribution of the streamline near the cooling jet position at $M=4$



(a) $t=0T$ 时刻



(b) $t=0.5T$ 时刻

图7 $M=1$ 时中间叶高处气膜孔附近流线的分布图

Fig. 7 Distribution of the streamline near the cooling jet position at $M=1$

比较小时,旋涡紧贴喷射位置下游壁面附近出现;随着吹风比的增大,冷气喷射速度随之增大,加之喷射角度的影响,旋涡在偏离喷射位置一段距离的上游才出现.当 $t=0.5T$ 时刻,静叶的尾流刚好迁移在冷气喷射位置处,由于尾流速度较低,尾流对冷气的压制作用较小,因此, $M=1$ 时在冷气喷射处的壁面附近没有出现回流, $M=4$ 时的回流区减小;冷气随主流向压力面和吸力面侧分流,且冷气在喷射位置下游壁面附近的覆盖宽度增大一些,但在喷射位置附近由于冷气的运动范围更广,喷射位置附近的温度较尾流离开时刻更高一些,即低温度范围较尾流离开时更小一些.

图9和图10给出了吹风比 $M=1$ 时不同时刻不同位置处气膜冷却效率的分布图.当 $t=0T$ 时刻时,冷气喷射出来随主流迁移,由于在喷射位置下游壁面附近出现回流区,在喷射孔附近具有较好的冷却效果;当 $t=0.5T$ 时,由于静叶尾流扫在喷射位置处,喷射气流可以更多地穿过尾流到达离壁面更远处,且主流的压制作用减小,该时刻并未出现回流,因此在冷却孔附近气膜冷却效率的分布更为光滑一些.由于 $t=0.5T$ 时刻喷射出来的冷气具有更多的覆盖范围,距喷射位置下游约30%弧长的压力面上具有较高的气膜冷却

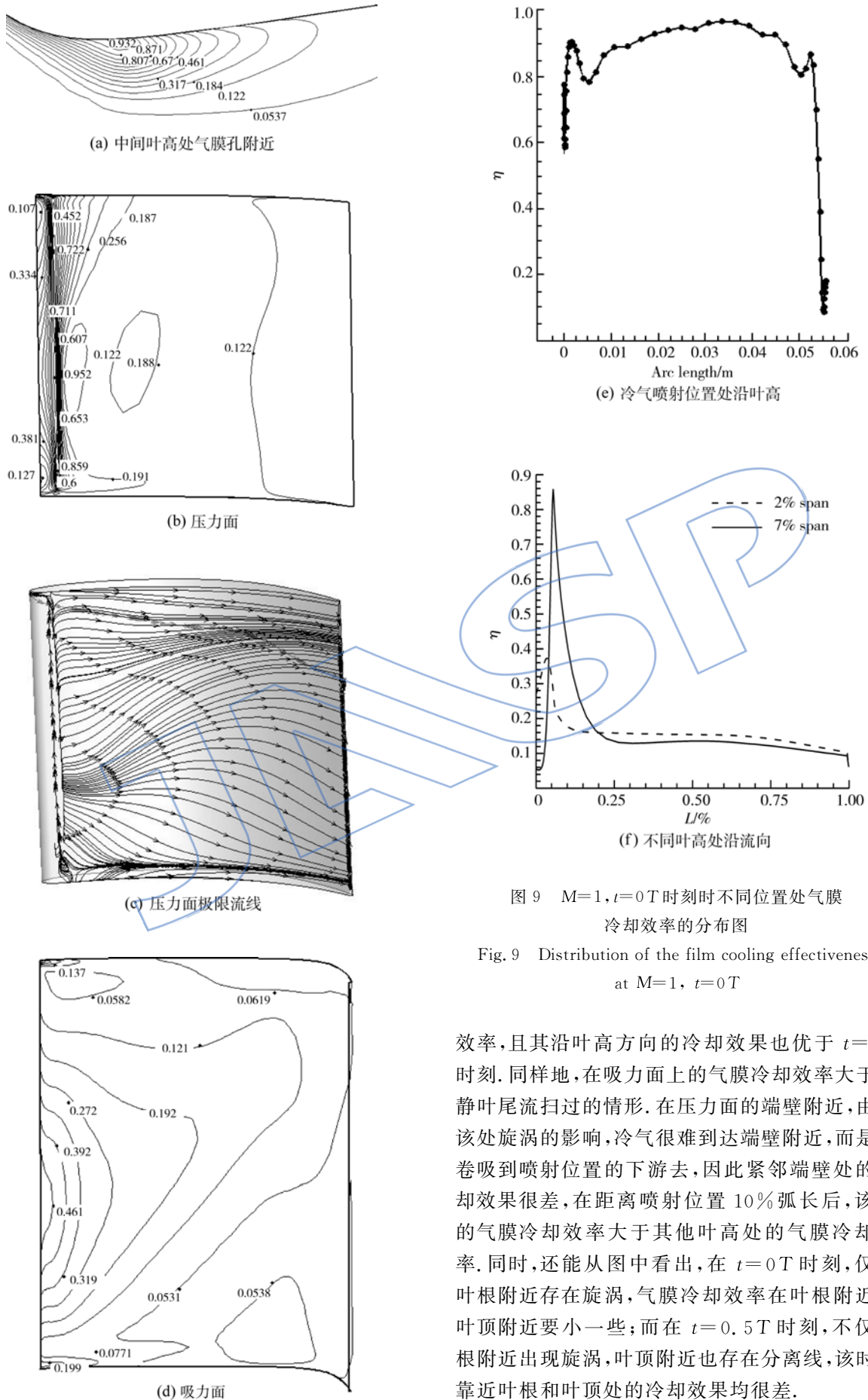


图 9 $M=1, t=0T$ 时刻时不同位置处气膜冷却效率的分布图

Fig. 9 Distribution of the film cooling effectiveness at $M=1, t=0T$

效率,且其沿叶高方向的冷却效果也优于 $t=0T$ 时刻. 同样地,在吸力面上的气膜冷却效率大于无静叶尾流扫过的情形. 在压力面的端壁附近,由于该处旋涡的影响,冷气很难到达端壁附近,而是被卷吸到喷射位置的下游去,因此紧邻端壁处的冷却效果很差,在距离喷射位置 10% 弧长后,该处的气膜冷却效率大于其他叶高处的气膜冷却效率. 同时,还能从图中看出,在 $t=0T$ 时刻,仅在叶根附近存在旋涡,气膜冷却效率在叶根附近比叶顶附近要小一些;而在 $t=0.5T$ 时刻,不仅叶根附近出现旋涡,叶顶附近也存在分离线,该时刻靠近叶根和叶顶处的冷却效果均很差.

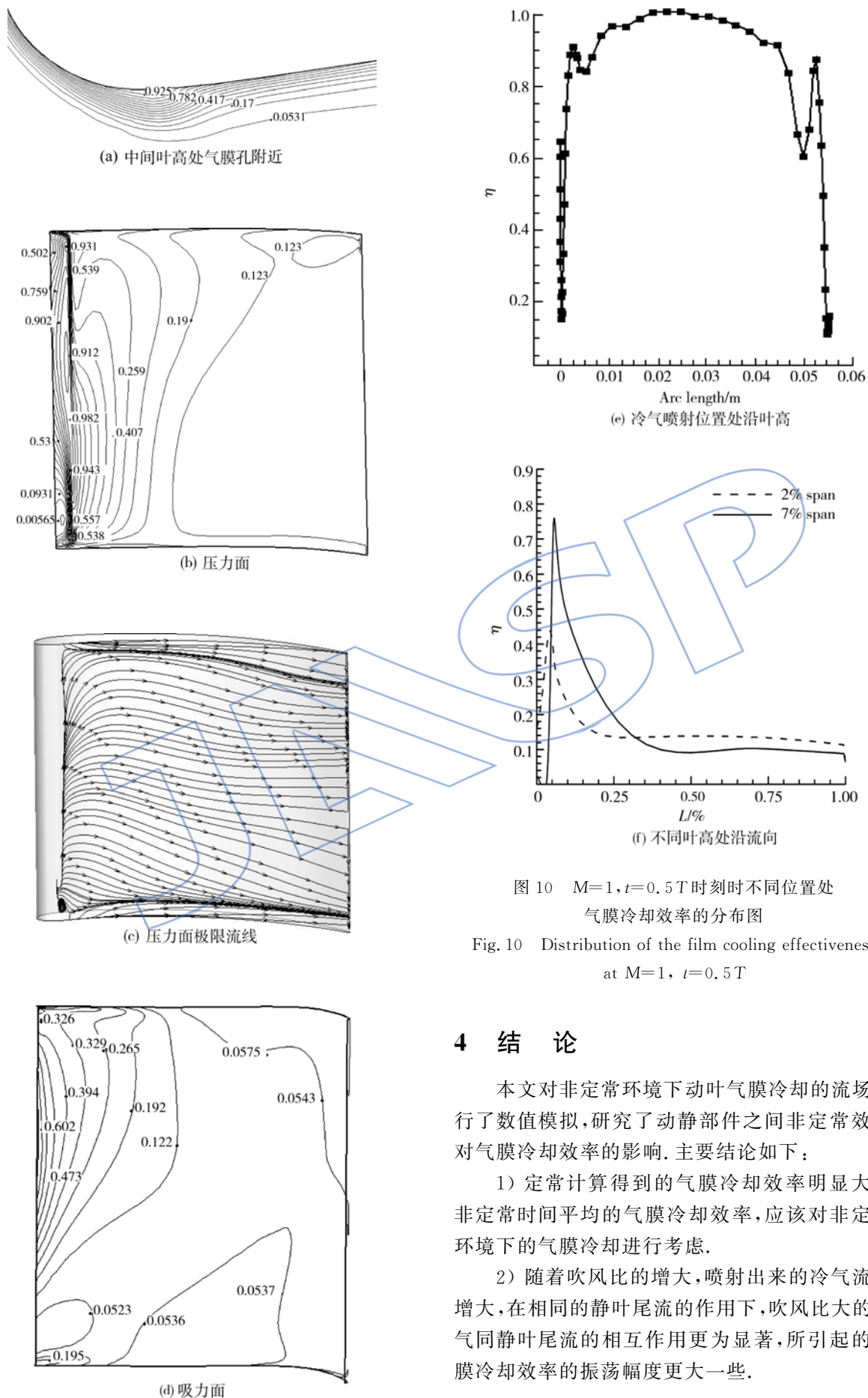


图 10 $M=1, t=0.5T$ 时刻时不同位置处
气膜冷却效率的分布图

Fig. 10 Distribution of the film cooling effectiveness
at $M=1, t=0.5T$

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,研究了动静部件之间非定常效应对气膜冷却效率的影响.主要结论如下:

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

2) 随着吹风比的增大,喷射出来的冷气流量增大,在相同的静叶尾流的作用下,吹风比大的冷气同静叶尾流的相互作用更为显著,所引起的气膜冷却效率的振荡幅度更大一些.

3) 由于端壁附近旋涡的影响,冷气很难到达端壁附近,而是被卷吸到喷射位置的下游去,在喷射位置下游靠近端壁附近的冷却效果更好一些。

4) 静叶的尾流迁移在冷气喷射位置处时,冷气在喷射位置下游壁面附近的覆盖宽度增大,距喷射位置下游约30%弧长范围内具有较高的气膜冷却效率,且其沿叶高方向的冷却效果也优于尾流离开时刻。但在喷射位置附近由于冷气的运动范围更广,喷射位置附近的冷却效果略差一些。

参考文献:

- [1] Teng S, Han J C, Poinssatte P E. Effect of film-hole shape on turbine-blade heat-transfer coefficient distribution[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2001, 15(3):249-256.
- [2] Schobeiri M T, Öztürk B. Experimental study of the effect of periodic unsteady wake flow on boundary layer development, separation, and reattachment along the surface of a low pressure turbine blade[R]. ASME Paper GT2004-53929, 2004.
- [3] Bons J P, Rivir R B, Mac Arthur C D, et al. The effect of unsteadiness on film cooling effectiveness[R]. AIAA 95-0306, 1995.
- [4] Garg V K, Abhari R S. Comparison of predicted and experimental Nusselt number for a film-cooled rotating blade[R]. ASME Paper 96-GT-223, 1996.
- [5] 朱惠人, 张丽, 刘松龄. 非定常尾迹对涡轮叶片换热影响的数值模拟[J]. *推进技术*, 1999, 20(4):53-56.
ZHU Huiren, ZHANG Li, LIU Songling. Numerical simulation of influence of unsteady wake on heat transfer of turbine blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(4):53-56. (in Chinese)
- [6] Kim S T, Hassan I G. Unsteady heat transfer analysis of a film cooling flow[R]. AIAA 2008-1287, 2008.
- [7] Heidmann J D, Lucci B L, Reshotko E. An experimental study of the effect of wake passing on turbine blade film cooling[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(1):214-221.
- [8] Narzary D P, Gao Z H, Mhetras S. Effect of unsteady wake on film-cooling effectiveness distribution on a gas turbine blade with compound shaped holes[R]. ASME Paper GT2007-27070, 2007.
- [9] Gao Z, Narzary D P, Han J C. 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] 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.
- [11] 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 wakes on film cooling[J]. *Journal of Power Engineering*, 2006, 26(6):818-821. (in Chinese)
- [12] Turner M G, Vitt P H, Topp D A, et al. Multistage simulations of the GE90 turbine[R]. NASA-CR-1999-209311, 1999.