

文章编号: 1000-8055(2010)10-2267-06

# 小孔辅助射流提高气膜冷却效率的机理分析

刘晓红, 罗翔, 陶智

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

**摘 要:** 采用数值计算手段, 模拟普通的圆柱形单孔结构和小孔辅助射流结构在不同吹风比下的流动和换热, 侧重通过直观演示气膜孔下游反面对旋涡对(肾形涡)的生成、发展以及相互作用过程, 揭示小孔辅助射流改善气膜冷却效果的机理。结果表明: 与单孔结构相比, 小孔辅助射流结构, 由于小孔射流的干涉作用, 主孔射流形成的肾形涡的尺度和强度均有较大程度的减小, 冷气射流与主流的掺混减弱, 对冷气的向上抬升作用减小, 避免了冷气穿透主流脱离壁面, 大大提高冷却效率。随着吹风比的增加, 与圆柱形单孔相比, 气膜冷却效果改善更加明显。

**关 键 词:** 气膜冷却; 流动; 换热; 射流; 肾形涡

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

## Analysis on improvement of film cooling effectiveness with small coolant jets

LIU Xiao hong, LUO Xiang, TAO Zhi

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero Engines,  
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100191, China)

**Abstract:** The primary focus of this paper is to further understand the flow and heat transfer characteristics of a special film cooling configuration where in the main film cooling hole is accompanied by two smaller jet holes. The adiabatic effectiveness and the interaction between the main hot stream and the coolant jets were simulated and analyzed by comparing with the standard single hole structure at different blowing ratios. It is found that the presence of smaller jets decreases the size and strength of the counter-rotating vortex pair of the main coolant jet and so does its mixing with the main hot stream. The coolant jets remain much closer to the surface. This avoids jets lift-off for the stand single hole structure at high blowing ratio. The surface adiabatic effectiveness value is enhanced as expected. A higher blowing ratio means more obvious improvement of film cooling effectiveness.

**Key words:** film cooling; flow; heat transfer; jet; counter-rotating vortex

在现代航空发动机涡轮叶片冷却方式当中, 气膜冷却是效率最高应用最广泛的冷却方式之一<sup>[1]</sup>。气膜冷却射流的流动非常复杂, 影响气膜冷却效果的因素众多, 其中气膜孔形状的影响尤为显著。Bunker<sup>[2]</sup>对前期的孔形气膜冷却的文献进

行了详细的分类总结, 并证实: 改变气膜孔的几何形状或者在气膜孔出口附近布置旋涡发生器均可在一定程度上提高气膜冷却效果, 但现有的部分孔形机械加工难度大, 不适宜直接应用到工程设计中<sup>[3-4]</sup>。Heidmann 和 Dhungel 等人<sup>[5-6]</sup>在 2007

收稿日期: 2009 09 22; 修订日期: 2009 12 24

作者简介: 刘晓红(1982-), 女, 黑龙江肇东人, 博士生, 主要研究方向为涡轮叶片外换热。

年提出一种新的气膜冷却结构(从气膜孔中部引出两个小圆柱形孔辅助射流),经研究证实:两侧的小孔射流使主气膜孔冷气出流在与主流混合过程中形成的反向对旋涡对衰减,冷却效果明显提高.国内空军工程大学的蒋永健等人<sup>[7]</sup>也针对此结构运用 Fluent 软件进行了三维数值模拟,验证了这种冷却结构在一定条件下改善气膜冷却效率的可行性,并对比了几个重要的几何参数对气膜冷却效果的影响.目前为止,关于该气膜冷却结构提高冷却效率的机理研究还不够充分.本文针对该结构开展了初步的三维数值模拟研究,侧重通过直观演示气膜孔下游反向对旋涡对(肾形涡)的生成、发展以及相互作用过程,揭示小孔辅助射流改善气膜冷却效果的机理.

1 数值计算方法

文中研究了两种气膜冷却结构,单孔结构(base)和小孔辅助射流结构(case 1),物理模型如图 1 所示.单孔结构,流向倾角  $\alpha=30^\circ$ ,直径  $d=4\text{ mm}$ ,孔长  $L/d=6$ ,主流进口与气膜孔出口中心距离为  $10d$ ,主流出口与气膜孔出口中心距离为  $30d$ ,气膜孔展向间距  $P/d=3$ .小孔辅助射流结构,主气膜孔的几何参数与单孔结构相同,两侧小孔的流向倾角  $\alpha=30^\circ$ ,展向倾角  $\beta=9^\circ$ ,直径  $d_2=0.6d$ ,出口中心与主气膜孔中心的沿流向位置相同( $x/d=0$ ),展向距离为  $1d$ .网格采用结构化六面体网格,近气膜孔区域采用 O 型网格,壁面附近采用边界层贴体网格,相邻网格尺度的拉伸比

例不超过 1.5,如图 2 所示,总网格数为 100 万,并进行了网格无关解计算.

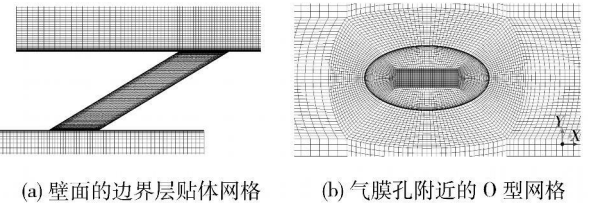


图 2 网格划分  
Fig. 2 Details of the grid

主流为速度进口,  $U_\infty=50\text{ m/s}$ ,  $T_\infty=353\text{ K}$ ;冷气进口  $T_c=293\text{ K}$ ,速度大小由吹风比  $M=\rho_c U_c/\rho_\infty U_\infty$  确定,其中  $\rho_\infty$ ,  $U_\infty$  为主流进口处的密度和流速,  $\rho_c$ ,  $U_c$  为冷气在冷气腔内气膜孔进口处的密度和流速;出口静压为  $0\text{ Pa}$ ;固体壁面为绝热无滑移壁面;展向的两个侧面为周期性边界条件.选用 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型<sup>[8]</sup>,近壁面处采用壁面函数法进行处理,动量方程和能量方程的对流项的离散采用二阶迎风差分格式,方程离散收敛残差小于  $10^{-5}$ .

文中用到的气膜冷却效果评价参数为绝热气膜冷却效率(简称:冷却效率)  $\eta$

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \tag{1}$$

其中  $T_{aw}$  为绝热壁温.

2 计算结果与分析

2.1 计算方法验证

为了验证本文计算方法的准确性,将圆柱形单孔在吹风比  $M=0.6$ ,动量比  $I=0.227$  时的计算结果与文献[9-10]的结果进行了对比(图 3),结果发现本文的计算结果与文献的结果基本符合,并且规律一致.

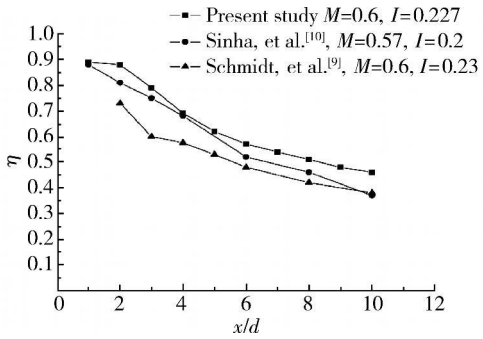


图 3 本文计算结果与文献进行对比

Fig. 3 Comparison of present results to published data

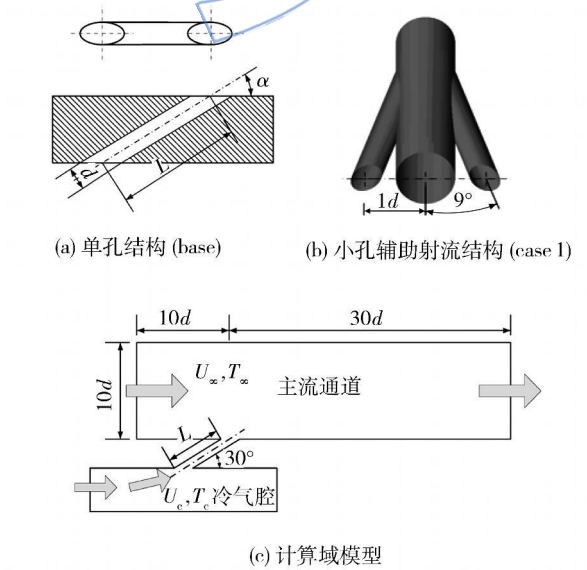


图 1 物理模型示意图

Fig. 1 Schematic figure of computational domain

2.2 冷却效率分布

本文给出了两种结构在不同吹风比下的冷却效率分布,如图 4、图 5 所示. 图中横坐标  $x/d$  为流向无量纲距离, 纵坐标  $P/d$  为展向无量纲距离,  $x/d=0$  为气膜孔中心,  $x/d=1$  为气膜孔出口的下游边缘. 单孔结构, 除了  $M=2.0$  以外, 相同

吹风比下, 冷却效率随着无量纲距离  $x/d$  的增加很快降低并逐渐趋于平缓; 吹风比  $M=2.0$  时, 气膜孔下游的冷却效率先减小再缓慢增加. 圆柱形单孔冷却效率最高出现在吹风比  $M=0.5$  左右, 随着吹风比的增大, 冷却效率单调降低, 结论与现有文献一致<sup>[11]</sup>.

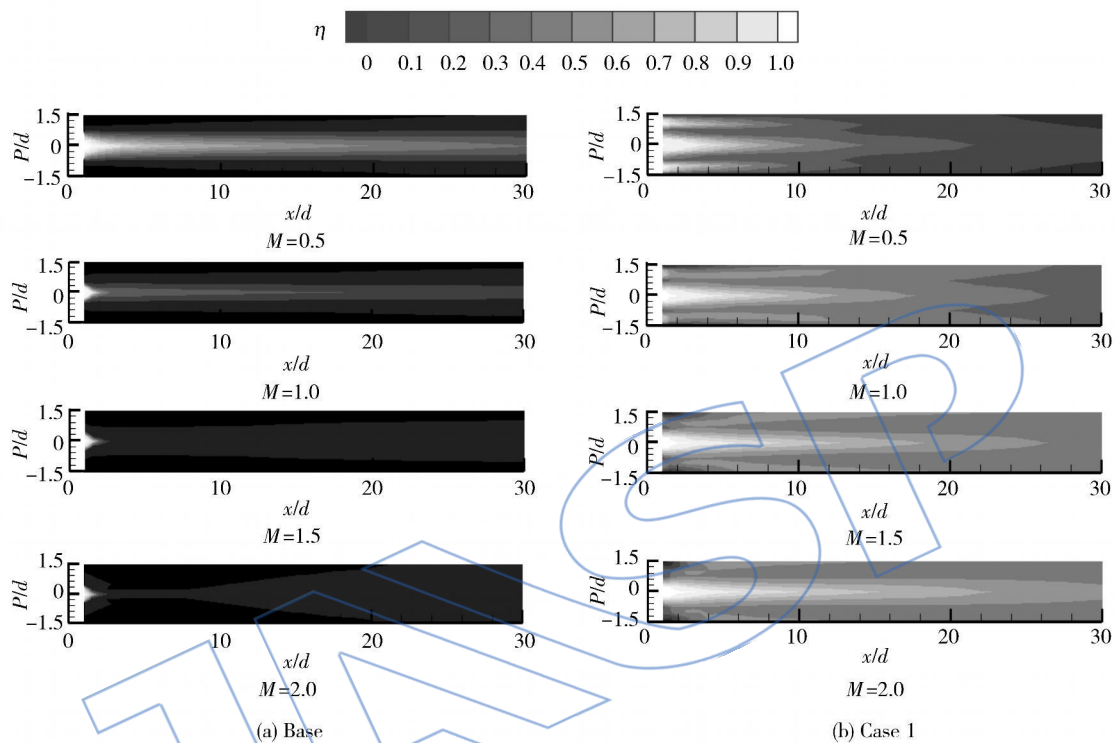


图 4 不同吹风比下,气膜孔下游冷却效率分布云图

Fig.4 Film cooling effect iveness contour

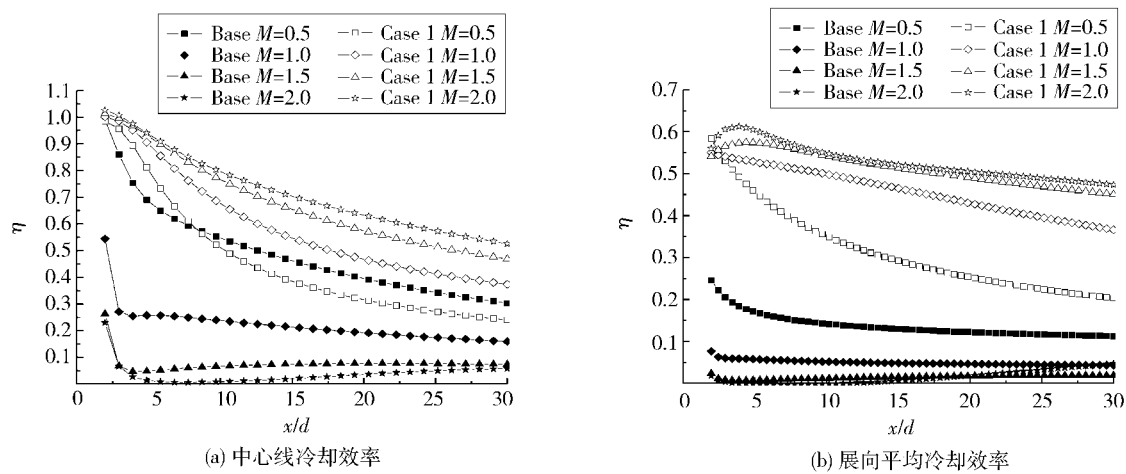


图 5 气膜孔下游,中心线冷却效率和展向平均冷却效率

Fig.5 Centerline and sparr average film cooling effectiveness

小孔辅助射流结构,气膜冷却效果与相同吹风比下的单孔结构相比有很大提高,展向的均匀性也更好.相同吹风比下,主气膜孔下游中心线冷却效率随无量纲距离  $x/d$  的增加,冷却效率逐渐减小直至平板尾缘;展向平均冷却效率,在近气膜孔区域的变化趋势与吹风比有关,远离气膜孔区域随  $x/d$  的增加而减小.改变吹风比,气膜孔下游中心线冷却效率和展向平均冷却效率均随吹风比的增大而增大,增加的幅度逐渐减小,吹风比  $M \geq 1.5$ ,冷却效率变化不大.吹风比越大,气膜冷却效果改善越明显.

2.3 肾形涡对气膜冷却效果的影响

气膜冷却射流的流动状态非常复杂,大尺度的拟序结构控制着流场特性.以往的实验结果已经证实大尺度涡结构主要分为四类:剪切涡、马蹄涡、尾迹涡和肾形涡<sup>[12]</sup>(图6),其中,肾形涡是影响气膜冷却效果的关键因素.气膜冷却效果主要取决于射流与主流的相互作用,而肾形涡的产生恰恰加速了射流与主流的掺混,而且涡的尺度和

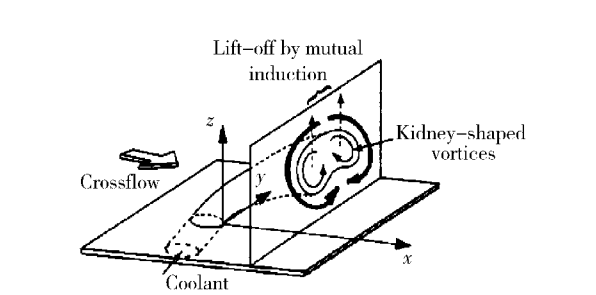


图 6 气膜出流产生的肾形涡<sup>[13]</sup>  
Fig. 6 Counter rotating vortex pair and jet lift off<sup>[13]</sup>

强度(涡量)共同控制掺混的强弱.涡尺度越大,与主流的掺混越充分;涡强度越大,对主流的卷吸作用越强,对射流的抬升作用也越大,促使射流脱离壁面,所以涡的尺度和强度越大,都是对气膜冷却效果不利的.本文结合上述冷却效率分布结果,分析肾形涡对冷却效率的影响.

图7给出了两种结构,不同吹风比下,气膜孔下游四个垂直于主流截面( $x/d=2, x/d=5, x/d=8, x/d=12$ )的流线图,直观的演示气膜孔

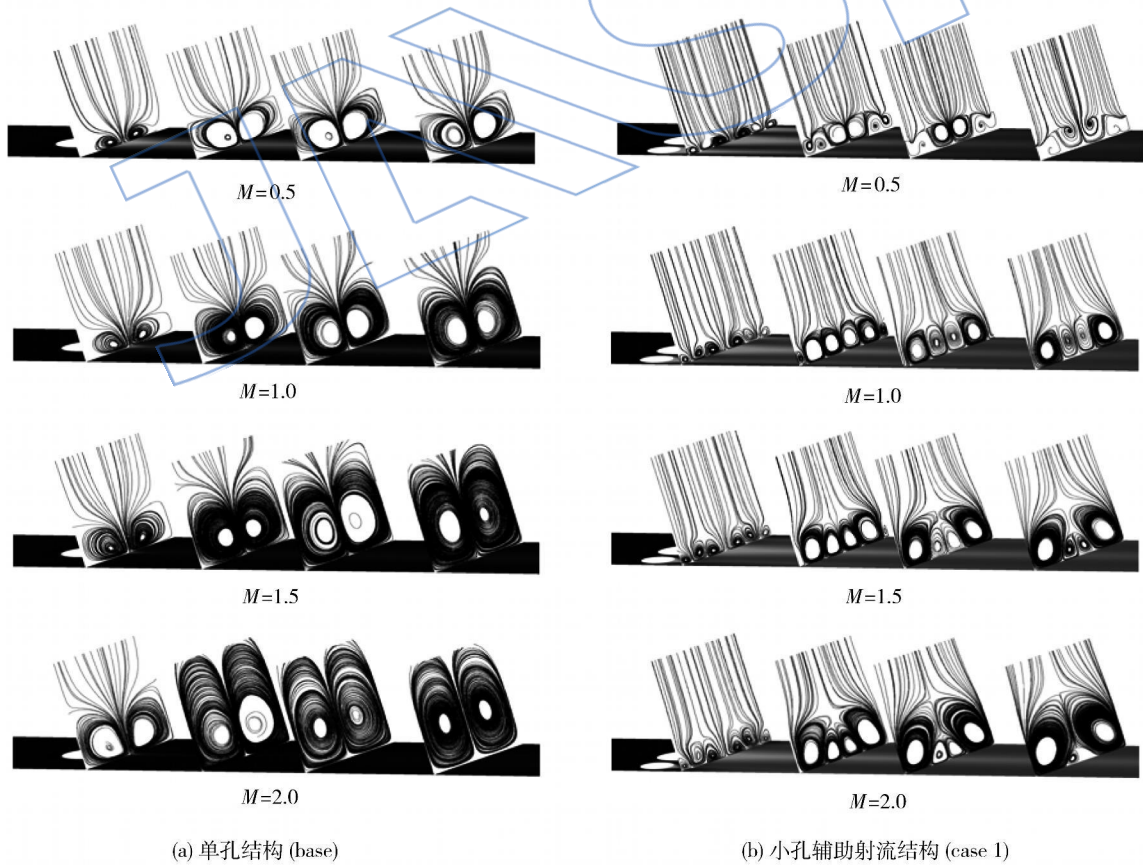


图 7 气膜孔下游,垂直于主流截面的流线  
Fig. 7 Schematic figure of streamline

下游肾形涡的形成、发展以及相互作用过程. 单孔结构, 相同吹风比下, 近气膜孔区域肾形涡刚刚形成, 尺度较小, 随着无量纲距离  $x/d$  的增加, 涡尺度逐渐增大, 涡对的中心高度逐渐提升, 射流与主流的掺混更加充分, 冷却效率逐渐降低; 增大吹风比, 同一截面处的涡尺度明显增大, 冷却效率降低. 从小孔辅助射流结构的流线图可以看出, 主孔射流与普通的单孔一样产生对称的肾形涡, 同时两侧的小孔射流也产生相同的涡, 涡对之间的相互作用导致: 相同吹风比下, 主孔肾形涡的尺度与单孔结构相比明显减小, 中心线冷却效率明显提高, 随着  $x/d$  的增加, 主孔和小孔肾形涡的尺度逐渐增大, 冷却效率逐渐降低; 增大吹风比, 主孔肾形涡的尺度稍有减小, 小孔射流的展向覆盖宽度增加, 展向平均冷却效率提高. 对比图 7(b) 中的肾形涡发展过程不难发现, 吹风比逐渐增大, 在远离气膜孔区域, 小孔射流的肾形涡在一定程度上保护了主孔射流, 削弱了主孔射流与主流的掺混, 使冷却效率进一步提高.

从图 8 可以看出, 两种结构, 不同吹风比下, 气膜孔下游肾形涡的涡量分布情况. 单孔结构, 相同吹风比下, 肾形涡的涡量由气膜孔下游的最大值很快减小, 对主流的卷吸作用和对射流的向上抬升作用均减弱, 理论上讲冷却效率应该有所提高, 但此处的冷气经过与主流的掺混, 冷却品质已大大下降, 所以冷却效率仍然呈降低趋势, 当  $x/d \geq 10$  时, 涡量几乎不再变化, 也不随吹风比变化, 对冷却效率几乎不产生影响; 增大吹风比, 相同截面处的涡量明显增加,  $M = 2.0$  的最大涡量是  $M = 0.5$  的 8~9 倍, 对主流的卷吸作用明显增强, 更多的主流进入射流层下面, 与壁面接触, 同时对冷气的抬升作用增强, 加速冷气脱离壁面, 冷却效率明显降低. 小孔辅助射流结构, 由于主孔和小孔肾形涡的相互作用, 与单孔结构相比, 相同吹风比下, 主孔涡量明显减小, 冷却效率明显提高; 增大吹风比, 相同截面处主孔肾形涡的涡量增大, 但增加的幅度很小, 随着吹风比的增大, 小孔射流对主孔射流的保护作用明显加强, 所以冷却效率

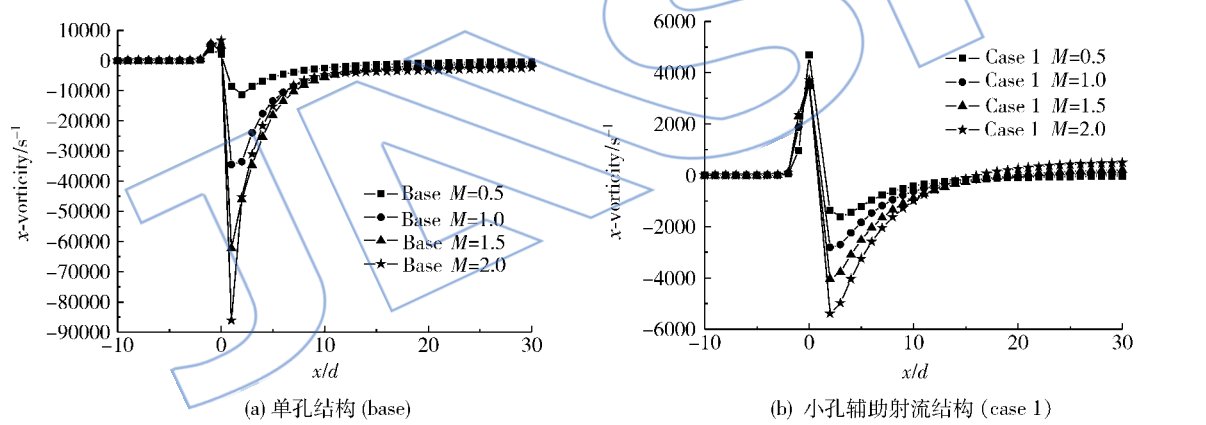


图 8 不同吹风比下,气膜孔下游的涡量( $x$  分量)  
Fig. 8 Streamwise vorticity ( $x$ -vorticity)

仍然呈上升趋势, 只是提高的幅度逐渐减小. 另一个提高冷却效率的重要原因是冷气的流量分配, 小孔辅助射流结构的冷气流量分配如表 1 所示. 当量吹风比是根据实际从主孔和小孔中流出的实际冷气流量换算得到. 原本由一个气膜孔流出的冷气, 经三个气膜孔分配后, 主孔的冷气流量减少了 50% 左右, 当量吹风比减小, 冷却效果增强; 同时, 小孔射流的存在使冷气的展向覆盖宽度增加, 展向平均冷却效率提高.

表 1 小孔辅助射流结构的冷气流量分配

Table 1 Distribution of jet

| 吹风比<br>$M$ | 主孔冷气<br>流量/ % | 小孔冷气<br>流量/ % | 主孔当量<br>吹风比 | 小孔当量<br>吹风比 |
|------------|---------------|---------------|-------------|-------------|
| 0.5        | 51.8          | 48.2          | 0.259       | 0.482       |
| 1.0        | 48.8          | 51.2          | 0.488       | 1.024       |
| 1.5        | 47            | 53            | 0.705       | 1.59        |
| 2.0        | 45.8          | 54.2          | 0.916       | 2.168       |

### 3 结 论

本文利用数值模拟手段,从气膜孔下游的肾形涡的形成、发展以及相互作用过程出发,分析小孔辅助射流提高冷却效率的机理。结果发现,冷气射流与主流作用过程中形成的肾形涡,直接影响气膜冷却效果。相同吹风比下,小孔辅助射流气膜冷却结构的冷却效果远高于单孔结构,展向均匀性也更好。吹风比越大,气膜冷却效果改善越明显。具体原因有如下几个方面:

1) 主射流孔与普通单孔结构一样产生对称的肾形涡,两侧的小孔也产生相同的涡,主孔与小孔涡对的干涉作用,使主孔肾形涡的尺度明显减小,强度明显降低,并且在高吹风比下,小孔射流在一定程度上阻隔了主孔冷气射流与主流的掺混,冷却效果增强。

2) 小孔辅助射流结构中的冷气流量分配,导致单孔的冷气流量减少,当量吹风比减小,冷却效果提高。

3) 由于两侧小孔的存在,气膜孔下游冷气的展向覆盖宽度增加,展向平均冷却效率提高。

### 参考文献:

- [1] 韩介勤,杜达,艾卡德.燃气轮机传热和冷却技术[M].程代京,谢永慧,译.西安:西安交通大学出版社,2005: 87-163.  
Han J C, Dutta S, Ekkad S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. Translated by CHENG Daijing, XIE Yonghui. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2005: 87-163. (in Chinese)
- [2] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [3] Lu Y. Effect of hole configurations on film cooling from cylindrical inclined holes for the application to gas turbine blades[D]. Louisiana: Louisiana State University, 2007.
- [4] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot hole film cooling geometry: Part 1—Low speed flat plate heat transfer and loss[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 453-460.
- [5] Heidmann J D, Ekkad S V. A novel anti vortex turbine film cooling hole concept[R]. ASME Paper No. GT2007-27528, 2007.
- [6] Dhungel A, Lu Y P, Phillips W, et al. Film cooling from a row of holes supplemented with anti-vortex holes[R]. ASME Paper No. GT2007-27419, 2007.
- [7] 蒋永健,何立明,苏建勇,等.利用小孔射流改善气膜冷却效率的数值研究[J].航空动力学报,2008,23(8): 1375-1380.  
JIANG Yongjian, HE Liming, SU Jianyong, et al. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness with small coolant jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1375-1380. (in Chinese)
- [8] Silieti M, Kassab A J, Divo E. Film cooling effectiveness: comparison of adiabatic and conjugate heat transfer CFD models[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2009, 48(12): 2237-2248.
- [9] Schmidt D L, Sen B, Bogard D G. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 807-813.
- [10] Sinha A, Bogard D G, Crawford M. Film cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 442-449.
- [11] Ekkad S V, Han J C, Du H. Detailed film cooling measurements on a cylindrical leading edge model: effect of free stream turbulence and coolant density[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 799-807.
- [12] 张燕.横流冲击射流漩涡结构的实验和数值研究[D].上海:上海大学,2005.  
ZHANG Yan. Experimental and numerical investigations on the vertical structures of an impinging jet in cross flow[D]. Shanghai: Shanghai University, 2005. (in Chinese)
- [13] Haven B A, Yamagata D K, Kurosaka M, et al. Antikidney pair of vortices in shaped holes and their influence on film cooling effectiveness[R]. ASME Paper No. 97-GT-45, 1997.