

文章编号: 1000 8055(2008)10 1772-06

Console 形气膜孔改善冷却效率的数值研究

姚 玉, 张靖周, 周 楠

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 运用剪应力输运湍流模型对 Console 形孔的气膜冷却结构, 在不同吹风比下的气膜冷却效率的分布进行了数值研究; 并在保持冷气入口相同开孔率的条件下, 将其与圆形和缝形气膜孔的冷却效率进行比较. 结果表明: 随着吹风比的增加, Console 形气膜孔的冷却效率也在增加; 在相同吹风比条件下, Console 形孔的冷却效率较圆形孔高, 较缝形孔低; 但在小吹风比时, 基本与缝形孔的冷却效率相当.

关 键 词: Console 形孔; 气膜冷却; 数值计算

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness with console hole

YAO Yu, ZHANG Jing-zhou, ZHOU Nan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The film cooling characteristics of console hole were numerically investigated using the shear stress transport two-equation turbulent model to understand the effects of blowing ratios on cooling effectiveness. The cooling effectiveness for three configurations of film cooling holes was also studied comparatively. Results show that the cooling effectiveness for console film cooling hole increases with the increment of the blowing ratio. Under the same blowing ratio, the cooling effectiveness of the console hole is better than cylindrical hole, and lower than slot. Under the condition of low blowing ratio, the film cooling effectiveness of console is equivalent to the slot.

Key words: console hole; film cooling; numerical computation

在现代高性能航空发动机中, 由于燃气的出口温度很高, 往往会对发动机的高温部件产生不良影响, 所以需要采用冷却技术对高温部件表面加以保护. 气膜冷却是通过孔/缝引入一股较冷的二次流体对喷吹口下游表面进行热防护的有效措施, 在现代燃气涡轮发动机热端部件(诸如涡轮叶片、火焰筒和涡轮机匣等)的强化冷却中被广泛采用. 影响气膜冷却效果的因素众多, 其中气膜孔形状对气膜冷却效率的影响尤为显著, 因此长期以

来针对气膜孔结构的优化一直是重要的研究内容^[1-11]. 目前有关气膜冷却方面的研究已有很多, 中科院工程热物理所曾对槽缝气膜冷却进行过研究^[1], Goldstein^[2]等人曾对几种不同几何形状喷孔的气膜冷却效率进行了测量, 徐红洲等人^[10]对单个圆锥形孔气膜冷却作了详细研究, 李永康等人^[11]对带突片气膜孔的冷却效率进行了研究. 本文研究的主要内容是利用 FLUENT 商用软件, 通过数值模拟的方法分析在不同吹风比条件下,

收稿日期: 2007 10 15; 修订日期: 2007 12 27

基金项目: 航空基础科学基金(03C52019)

作者简介: 姚玉(1982-), 女, 河南汝南人, 博士生, 主要从事传热与燃烧研究.

Console 形气膜孔的冷却效率, 并与圆形和缝形孔的冷却效率进行比较, 以说明 Console 形孔能改善冷却效率.

1 计算模型

图 1 是本文 Console 形气膜孔的冷却模型示意图. 主流矩形通道沿 x 方向长为 300 mm, 高度 y 方向为 60 mm, 气膜孔间距, 即 z 方向是 2 倍孔直径为 10 mm; Console 形气膜孔轴线与底面的夹角是 35° , 孔入口直径为 5 mm, 出口为一狭缝宽度为 1 mm, 孔高度为 6 mm, 主流温度为 800 K, 流速是 30 m/s; 二次流温度为 400 K, 流速由吹风比(密流比) $M = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty$ 来确定, 其中 ρ_2, U_2 分别为二次流的密度和流速, ρ_∞, U_∞ 是主流的密度和流速, 本文共取 0.5, 0.8, 1.0, 1.2, 1.5 和 2.0 六种吹风比. 为了方便比较, 本文对吹风比的定义均为以二次流进口面的气动参数为基准.

图 2 是 Console 形气膜孔的形状示意图. Console 形孔是一种进口为圆形, 出口为矩形的新型气膜孔结构, 气膜孔在主视图中呈逐渐收敛状, 而在俯视图中为扩散状, 但其收敛的速度大于扩散, 因而由进口到出口其横截面的面积逐渐缩小. 为便于对冷却效率进行比较, 圆形孔与缝形气膜孔在冷气入口处的开孔率与 Console 形孔保持一致, 即三种孔形的入口面积相同.

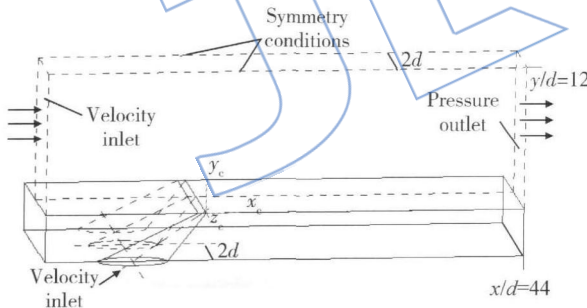


图 1 计算模型
Fig. 1 Computational model

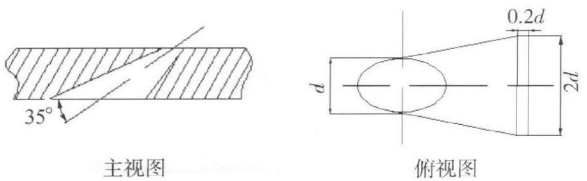


图 2 Console 形气膜孔
Fig. 2 Sketch of console hole

2 数值计算方法

2.1 湍流模型

在笛卡儿直角坐标系 (x, y, z) 下, 计各自对应的速度分量为 u, v, w 时, 剪应力输运(SST) 湍流模型的控制方程如下^[12]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho k u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho k v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho k w) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial z} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \omega u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \omega v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \omega w) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial z} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2)$$

控制方程中, Γ_k 和 Γ_ω 分别是 k 和 ω 的广义扩散项; G_k 表示由于速度梯度而产生的湍动能生成项, G_ω 是 ω 的生成项; Y_k 和 Y_ω 分别是由于湍流而生成的 k 和 ω 的耗散项; D_ω 是横向扩散项; S_k 和 S_ω 是自定义的源项.

本文采用 FLUENT 分离隐式求解器进行稳态求解; 湍流模型采用 SST 方程模型; 各物理量的离散格式均为二阶迎风格式; 压力-速度耦合采用 Simplec 算法; 解收敛的标准是各项残差精度均小于 10^{-5} 、残差曲线趋于平直且被冷却面的平均温度变化不大.

2.2 网格分布和边界条件

网格分布: 由于本文主要研究被冷却面的冷却情况, 所以在此面划分了比较细密的网格. 整个主流区域采用非均匀结构化网格, 第一层的网格布置在距被冷却面 0.02 mm 的位置, 此后每层的网格间距以 1.2 的比率增加, 到第 15 层之后, 改为 1.05 的比率增加; 并以气膜孔出口为中心, 上下游的网格逐渐稀疏. 为了计算的方便, 本文取了一个气膜孔作为研究对象, 即 z 方向长度取为 $2d$, 整个主流区域网格 410000 个.

计算域的边界条件设置: 主流和二次流进口均给定速度进口边界条件; 出口认为各变量梯度为零, 采用压力出口条件; 对称面采用对称条件; 固体壁面速度分量使用无滑移壁面条件; 被冷却壁面为绝热条件.

2.3 冷却效率

由于被冷却壁面是绝热条件, 只有冷气流喷射产生的气膜对热燃气的阻隔作用以降低壁面温

度,而没有其它形式的换热,此时对被冷却壁面的主动换热量小,主要是靠在壁面覆盖冷却气膜以防止高温燃气与壁面直接接触而起到冷却作用.因此,在被冷却壁面形成高绝热冷却有效温比的冷却气膜,是提高冷却效果的关键途径.

冷却效率 $\eta = (T_{\infty} - T_{aw}) / (T_{\infty} - T_2)$ (3)
其中 T_{∞} 是主流温度, T_2 是冷气温度, T_{aw} 是有气膜冷却的情况下沿气膜下游某处绝热壁面上的恢复温度,也就是被冷却面的壁面温度.

3 结果与分析

图 3 是 Console 形气膜孔在不同吹风比下的绝热壁面冷却效率分布图.可以看出,在气膜孔出口附近区域的冷却效果很好,等值线的分布较为密集,变化梯度较大,越往下游等值线分布越稀疏,但随着吹风比的增加这种由密到疏的现象不很明显,冷却效果趋于均匀分布;随着吹风比的增

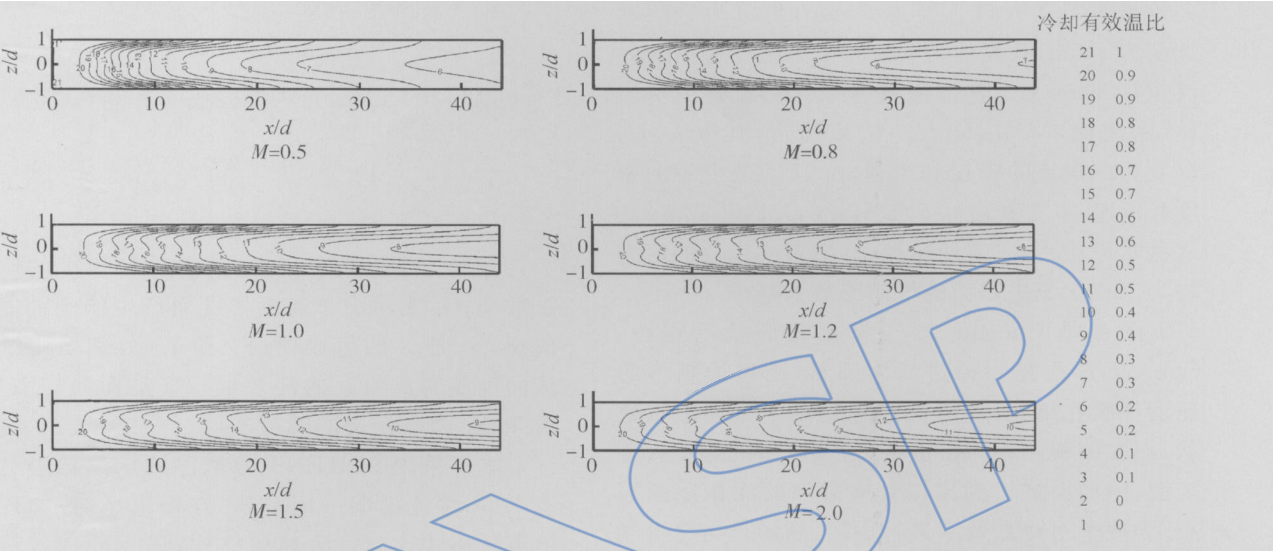


图 3 不同吹风比下,绝热壁面冷却有效温比分布
Fig. 3 Distribution of film effectiveness at adiabatic wall under different blowing ratios

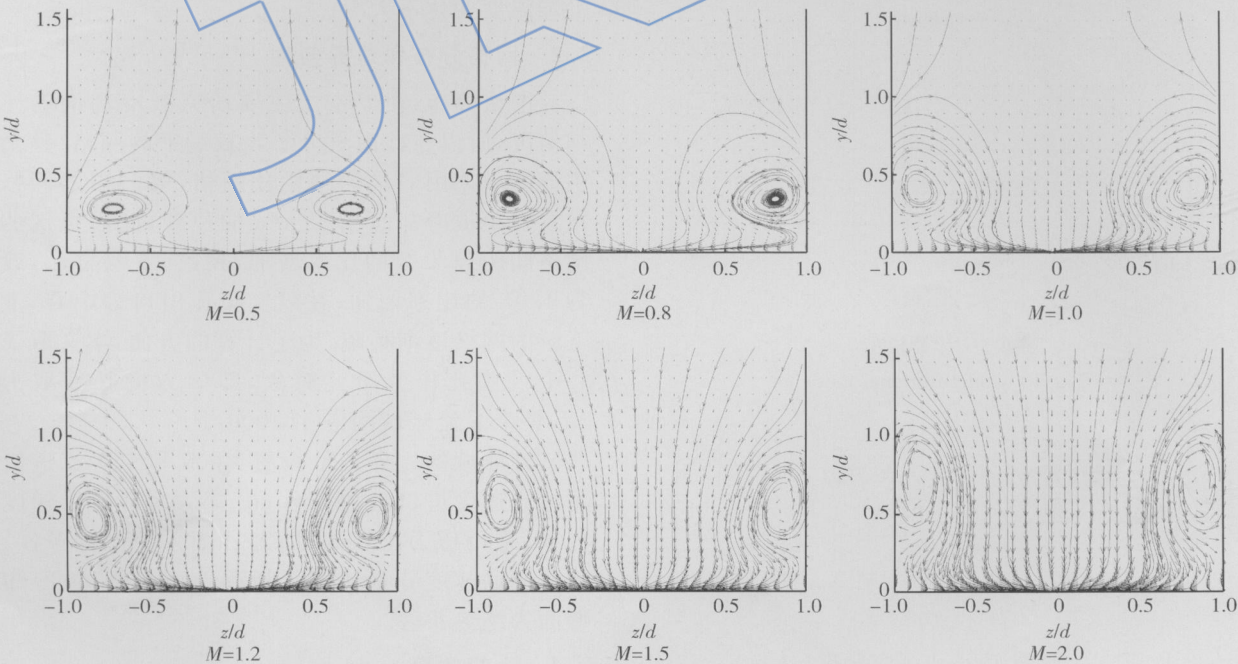


图 4 不同吹风比下, $x/d=2$ 截面上的流场及流线分布
Fig. 4 Distribution of flow field and streamlines at $x/d=2$ cross section under different blowing ratios

加, 冷却效率等值线越朝下游偏移, 使得冷却范围变得更大, 冷却效果越来越好. 在 $x/d < 10$ 范围内, 等值线沿展向的分布比较平均, 只有在接近对称面的区域出现了较大的梯度; 而在 $x/d > 10$ 时, 等值线上呈现出峰值分布, 沿展向冷却效率梯度变大.

图 4 和图 5 分别是 Console 形气膜孔在 $x/d = 2$ 和 5 截面上的流场及流线分布图. 从这些图可以看出, 在绝热壁面的上部形成反向的涡对, 而

且随着吹风比的增加, 涡对的尺度加大, 并逐渐脱离绝热壁面向上提升, 但同圆形气膜孔形成的反向涡对方向相反^[11]. 在 z 方向上, 低吹风比时, 漩涡基本充满整个空间, 而在高吹风比下, 漩涡更靠近两侧壁面, 同时涡对中心脱离壁面向上抬升; 随着吹风比的增加, 漩涡从低吹风比时的扁平状变为高吹风比的狭长形, 即漩涡变窄长了; 同一吹风比下, 沿着流体下游, 涡对尺度变大, 并向 y 方向抬升.

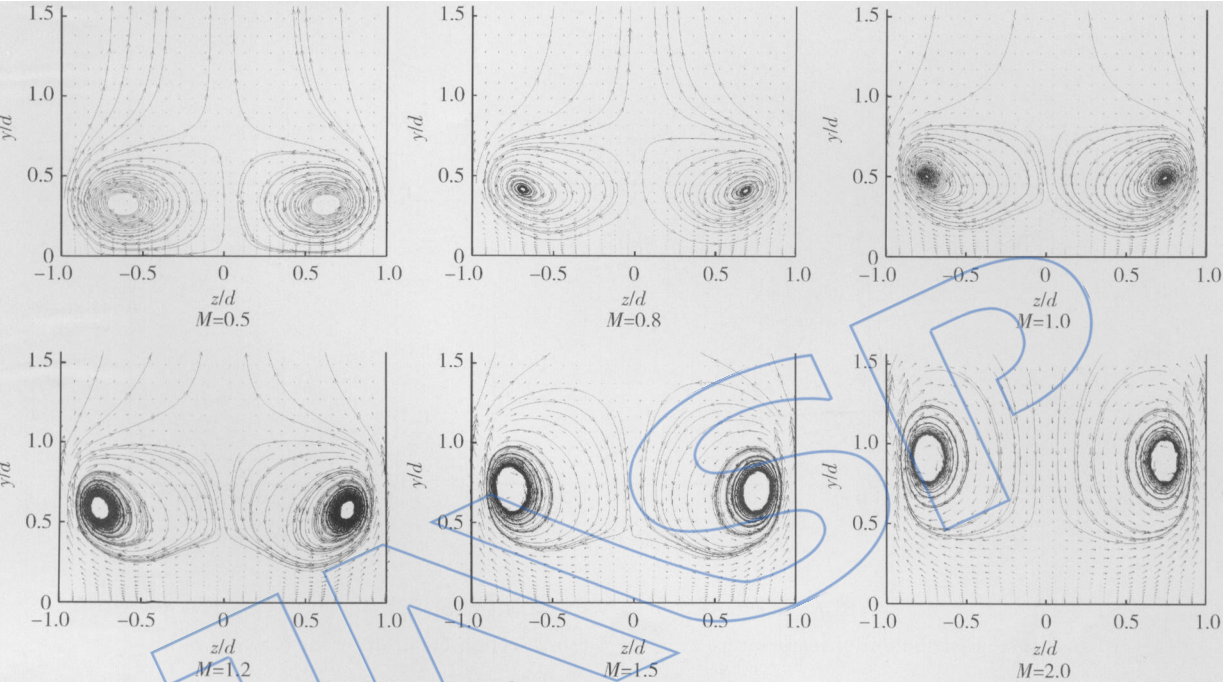


图 5 不同吹风比下, $x/d=5$ 截面上的流场及流线分布

Fig. 5 Distribution of flow field and streamlines at $x/d=5$ cross section under different blowing ratios

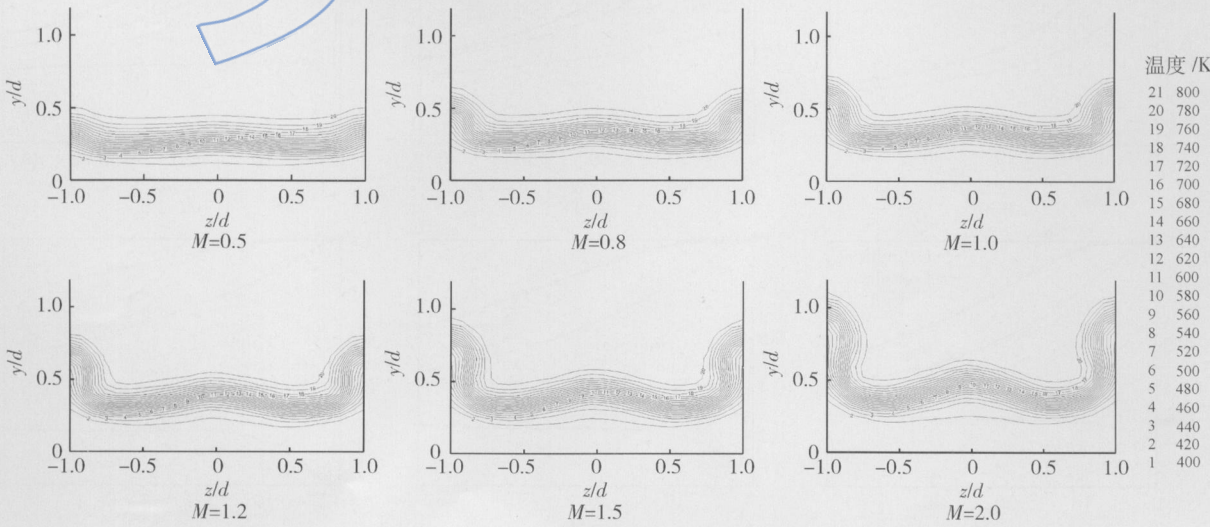


图 6 不同吹风比下, $x/d=2$ 截面上的温度分布

Fig. 6 Distribution of temperature at $x/d=2$ cross section under different blowing ratios

图 6~ 图 7 分别是 Console 形气膜孔在不同吹风比下, $x/d=2$ 和 5 截面处的温度分布组图。由这些图可见, 随着吹风比的增加, 温度等值线由小吹风比时基本呈直线分布, 到大吹风比时则逐渐变成“马蹄状”分布, 且吹风比越大“马蹄状”越明显, 这是由于反向涡对的抬升和变形所造成; 同时可见, 随着吹风比的增加, 最低温度处等值线所对应的 y 方向的高度越来越高, 此高度即为气膜

层厚度, 气膜层越厚说明冷却能力越大, 从而冷却效果越好, 这与图 3 绝热壁面冷却效率的分布相对应; 在同一吹风比条件下, 沿冷气流出口下游, 这种“马蹄形”分布更明显, 更加突出, 且气膜层变得越来越薄, 冷却能力逐步降低, 因而冷却效果沿下游逐步降低。

图 8 是在各种吹风比条件下, 三种形状气膜孔的平均冷却效率分布图。由图可以看出, 无论吹

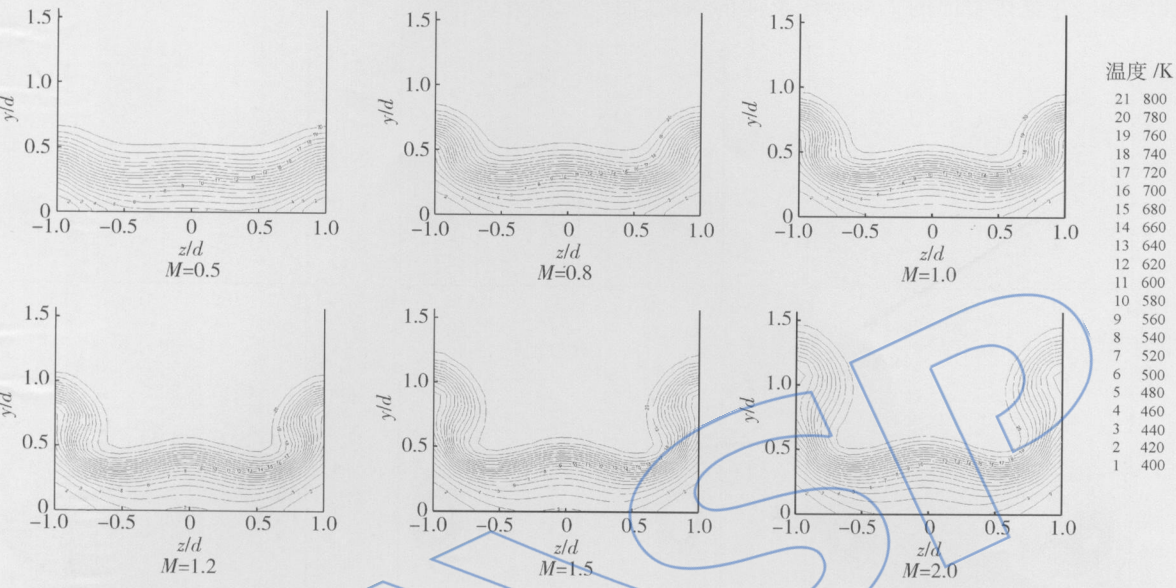


图 7 不同吹风比下, $x/d=5$ 截面上的温度分布

Fig. 7 Distribution of temperature at $x/d=5$ cross section under different blowing ratios

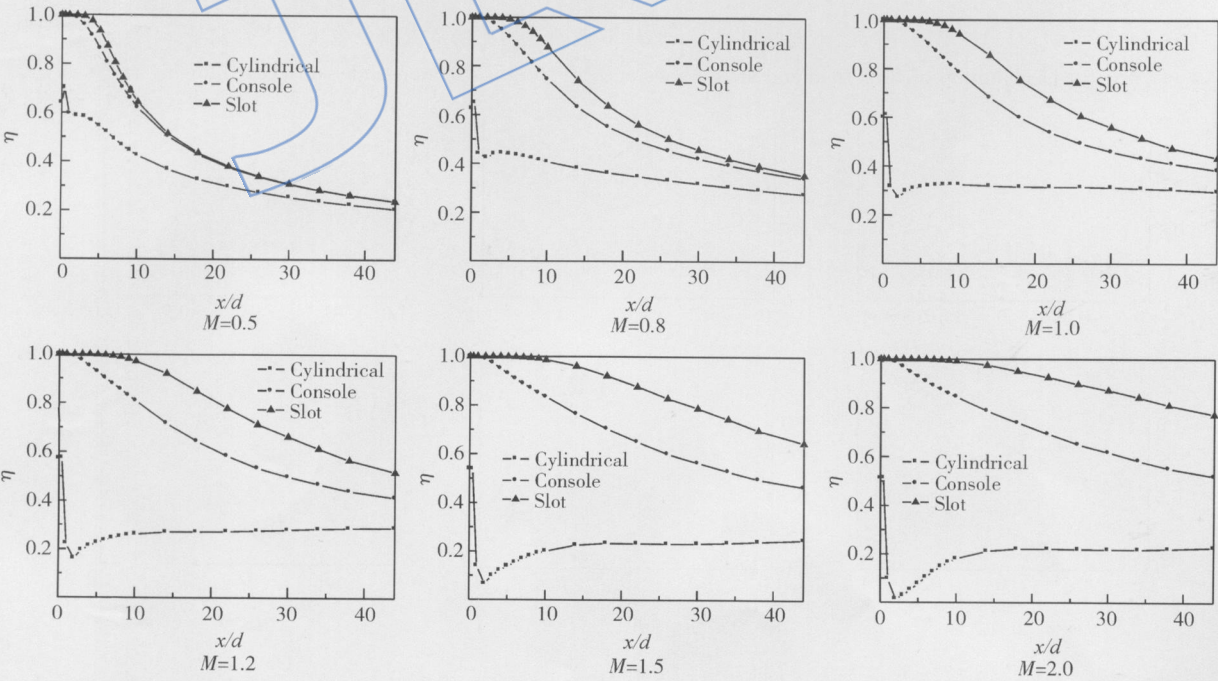


图 8 不同吹风比下, 三种形状气膜孔的平均冷却有效温比分布

Fig. 8 Distribution of averaged film effectiveness of three sketch holes under different blowing ratios

风比的高低,在气膜孔出口附近,Console 形孔的冷却效率都远远高于圆形孔,差别最大处接近 100%,沿流体域下游,两者冷却效果逐渐接近,差值逐步减小,远离气膜孔处,小吹风比下相差不多,而在大吹风比时,Console 形孔的冷却效果依然高于圆形孔较多,且随着吹风比的增加高出部分越多,这说明相对传统的圆形气膜孔来说,Console 形孔可明显起到改善冷却效率的作用;由于 Console 形孔的出口为一狭缝,故它的冷却效果分布趋势与缝形孔相类似,在吹风比为 0.5 时,两者的冷却效果曲线基本重合,而随着吹风比的增加,两者冷却效果的差距逐步加大,Console 形孔的冷却效果距缝形孔的差距越来越大。

4 结 论

本文对 Console 形气膜孔的冷却结构,在不同吹风比下的冷却特性进行了数值研究. 研究结果表明:

1) 随着吹风比的增加,Console 形孔的冷却有效温比也在增加,且在本文研究的吹风比范围内,冷却效率没有出现饱和的现象;

2) 在相同开孔率的条件下,无论何种吹风比,Console 形气膜孔的冷却效率较圆形孔高,可起到提高冷却效果的作用;且随着吹风比的增加,改善冷却效率的优势更加明显;

3) 小吹风比下,Console 形孔的冷却效率与缝形孔相差不多,而在大吹风比条件下,冷却效果还存在一定的差距,此差距同样随着吹风比的增加而加大。

参考文献:

- [1] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社,1985.
- [2] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf B. Effects of hole geometry and density on three dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 17: 595-607.
- [3] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: Adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 807-813.
- [4] Yuen C N N, Martinez-Botas R F, Whitelaw J H. Film cooling effectiveness downstream of compound and fan shaped holes[R]. ASME Paper 2001-GT-1031, 2001.
- [5] 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[R]. ASME Turbo Expo No. 2001-GT-0126, 2001.
- [6] Nasir H, Acharya S, Ekkad S. Improved film cooling from cylindrical angled holes with triangular tabs: Effect of tab orientations[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2003, 24: 657-668.
- [7] Walters D K, Leylek J H. A systematic computational methodology applied to a three dimensional film cooling flowfield[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 777-785.
- [8] Zaman K B M Q. Reduction of jet penetration in a cross flow by using tabs[R]. AIAA 98-3276, 1998.
- [9] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J]. 航空学报, 1997, 18(5): 535-538.
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling, et al. Film cooling experimental investigation of a row of dust pan shaped holes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(5): 535-538. (in Chinese)
- [10] 徐红洲. 气膜冷却的实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1996.
XU Hongzhou. Experimental investigation on film cooling [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1996. (in Chinese)
- [11] 李永康, 张靖周, 姚玉. 利用三角形突片改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 83-87.
LI Yongkang, ZHANG Jingzhou, YAO Yu. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta shaped tabs[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 83-87. (in Chinese)
- [12] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1992.