

文章编号: 1000-8055(2009)06-1229-07

致密孔阵气膜冷却绝热温比和对流换热系数的数值研究

谢浩^{1,2}, 张靖周²

(1. 南京师范大学 动力工程学院, 南京 210042;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值模拟方法研究了气膜孔叉排方式下孔间距和吹风比对致密孔阵气膜冷却绝热温比和对流换热系数的影响。结果表明: 减小相邻孔间距与孔径比或增加吹风比, 平均壁面温度就越低, 且温度分布更为均匀, 绝热温比提高, 热侧壁面平均换热系数也随之增大; 相对于增加气膜孔阵的密集程度而言, 吹风比的增加所带来的绝热温比改善和对流换热系数增加幅度略有减弱。特别是当吹风比大于1以后, 吹风比的影响程度比较微弱。

关 键 词: 气膜冷却; 绝热温比; 对流换热; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical study on adiabatic wall cooling effectiveness and convective heat transfer coefficient of effusion cooling

XIE Hao^{1,2}, ZHANG Jing-zhou²

(1. School of Power Engineering,
Nanjing Normal University, Nanjing 210042, China;

2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The influences of the adjacent holes spacing and blowing ratio on the adiabatic wall cooling effectiveness and convective heat transfer coefficient of effusion cooling with the film holes in staggered arrangement were numerically investigated. The results show that, with the decrease of adjacent holes spacing or the increase of blowing ratio, the average temperature in the film holes region reduces and the temperature distribution uniformity is improved for all the calculated cases, so that the adiabatic wall cooling effectiveness increases along with the convective heat transfer coefficient. In relation to the decrease of adiabatic holes spacing, the influence of blowing ratio increase is not obvious, especially when the blowing ratio is greater than 1, the influence becomes very weaker.

Key words: film cooling; adiabatic wall cooling effectiveness; convective heat transfer; numerical simulation

为了满足现代航空燃气涡轮发动机日益提高的性能对燃烧室火焰筒及涡轮叶片的冷却提出的

要求, 高效的冷却技术不断得到发展, 其中发散冷却是目前引起广泛关注的、更易于得到实际应用

收稿日期: 2008-05-30; 修订日期: 2008-08-09

基金项目: 航空科学基金(03C52019)

作者简介: 谢浩(1976-), 男, 安徽六安人, 讲师, 博士生, 主要从事燃烧与传热研究。

的一种冷却模式^[1-2]. 与常规的气膜冷却结构相比较, 发散冷却的主要特征是被冷却壁上的离散冷却孔更为密集, 正因为发散冷却结构中气膜孔的相邻孔间距比很小, 因此可以在燃气侧壁面附近形成完整覆盖的冷却气膜, 同时由于气膜孔的致密性, 可以形成更有效的冷却壁孔内对流换热.

从 20 世纪 50 年代采用了气冷叶片以来, 气膜冷却已成为应用最为广泛的冷却方式之一, 尽管如此, 如何尽可能地改善气膜冷却的效率, 优化气膜冷却结构特征参数仍是需要不断发展的、富于创新性的研究内容, 其核心问题在于降低气膜出流向主流穿透率、增强气膜出流在扩散区域扩散的覆盖面积. 为此, 近十几年来, 对气膜冷却孔结构优化方面的研究(诸如气膜孔的形状、孔径、孔间距和喷吹角; 气膜孔出口扩展型面; 气膜孔复合喷吹等) 异常活跃^[3-10]. 但是, 对于较小孔间距比下的致密孔阵气膜冷却研究却并不充分.

本文运用 Fluent 计算软件对致密孔阵气膜冷却的绝热温比和对流换热特性进行数值研究, 通过改变横向气膜孔间距与孔径比 P_m/d_m , 流向气膜孔间距与孔径比 S_m/d_m , 研究不同吹风比对较小孔间距比下的致密孔阵气膜冷却绝热温比和对流换热系数的影响, 并进行分析.

1 计算方法

1.1 物理模型

图 1 为致密孔阵气膜冷却结构的物理模型示意图. 离散孔直径 $d_m = 1.0\text{ mm}$, 孔倾角 $\alpha = 30^\circ$, 孔板厚度为 $t_m = 1.8\text{ mm}$, 沿流向和横向的相邻孔间距分别为 S_m 和 P_m , 离散孔全部采用叉排正菱形布置, 同一模型中, $P_m = 2S_m$. 改变相邻离散孔间距 P_m 和吹风比 M , 分别选取吹风比 M 为 0.5,

1.0 和 1.5, 沿横向离散孔中心间距 P_m 分别取 3.0, 4.0 和 5.0 mm. 离散孔板沿流向上取 22 排孔作为研究对象, 沿流向第一排气膜孔与计算域进口的距离取为 $L_1 = 30\text{ mm}$, 最后一排气膜孔与计算域出口距离 $L_2 = 60\text{ mm}$. 由于孔阵在横向上的周期性排列, 故选取宽度为 P_m 的两列离散孔作为计算域.

1.2 边界条件和计算方法

在计算模型中, 边界条件设定为:

主流与冷却气流均设为不可压理想气体. 主流的进口速度 $U_\infty = 80\text{ m/s}$, 温度取为 800 K , 主气流的进口密度 $\rho_\infty = 0.442\text{ kg/m}^3$, 动量扩散系数 $\nu_\infty = 82.29 \times 10^{-6}\text{ m}^2/\text{s}$.

冷却气流入口速度根据吹风比 $M = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty$ 来确定(其中 ρ_2, U_2 分别为冷却气流的密度和流速, ρ_∞, U_∞ 是主流的密度和流速), 气流温度取为 300 K , 进口密度 $\rho_2 = 1.1763\text{ kg/m}^3$, 动量扩散系数 $\nu_2 = 15.68 \times 10^{-6}\text{ m}^2/\text{s}$.

出口认为各变量梯度为零; 对称面采用对称条件.

固体壁面采用无滑移边界条件. 在计算冷却效率时, 壁面采用绝热边界条件, 绝热温比定义为

$$\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_2)$$

式中 T_∞ 为燃气侧主气流的温度, 取为主气流的进口温度; T_{aw} 为有气膜冷却的情况下绝热壁面的温度, 即主流在冷却气流作用下的恢复温度; T_2 为冷却气膜的出口温度.

在计算对流换热系数时, 壁面采用+ 恒热流边界条件, 热流密度 $q = 5000\text{ W/m}^2$. 对流换热系数定义为

$$h = q / (T_{aw} - T_w)$$

式中 T_w 为壁面恒热流加热时的实际壁面温度.

湍流模型采用 RNG $k-\epsilon$ 两方程湍流模型, 在近壁区采用标准壁面函数法进行处理. 采用 Fluent 分离隐式求解器进行稳态计算, 各物理量的离散采用一阶迎风格式^[10]. 收敛的标准是判断各物理量的相对残差小于 10^{-5} .

2 算例验证

为了验证计算结果的可信性, 针对文献[9]中多斜孔壁气膜冷却方案进行数值模拟, 并与实验结果进行对比. 该算例气膜孔的几何参数为: $P_m/d_m = 4, S_m/d_m = 8, \alpha = 30^\circ$. 图 2 为 $M = 1.94$ 时顺排与叉排孔阵的第 5, 6, 7 排孔后绝热温比 η 分布

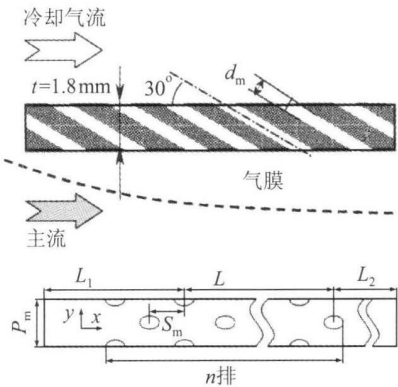


图 1 致密孔阵气膜冷却结构模型

Fig. 1 Physical model of effusion cooling

的数值计算结果与宋波等人的实验结果对比图,可以看出,计算结果与实验所揭示出的特征是基本吻合的:对于顺排无复合角孔阵来说,孔正下游($Y/P_m=0$) η 由 1.0 迅速减小,至下一排孔,重现相同的分布规律,只是每往下游一排 η 值略有提高;孔列间($Y/P_m=1/4, 1/2$)的 η 值明显低于孔正下游 η 值,随 X 坐标逐渐缓慢升高,这一区域为气膜保护薄弱区.各排间 η 值的逐渐增大清晰地体现了多排孔阵气膜冷却的叠加效应.对于叉排无复合角孔阵来说,各列孔正下游 η 的分布与顺排无复合角情形相似,不同在于孔正下游 η 由 1.0 下降幅度小,孔列间($Y/P_m=1/4$) η 值明显提

高, η 值最大区域交替出现在 $Y/P_m=0$ 和 $Y/P_m=1/2$ 孔列.比较可以看出:叉排孔阵较之顺排孔阵不仅总体冷却保护水平明显提高,且气膜覆盖均匀性亦大有改善.其根本原因就在于 $Y/P_m=0$ 和 $Y/P_m=1/2$ 交错开设孔列,避免了顺排情况下 $Y/P_m=1/2$ 这一列气膜覆盖最薄弱区.

3 计算结果与分析

3.1 温度分布

图 3 为吹风比 $M=0.5$, 不同相邻孔间距下的壁面温度场分布图.可以看出壁温沿 Y 方向变化较大,在每个离散孔的正下游附近壁温较低,

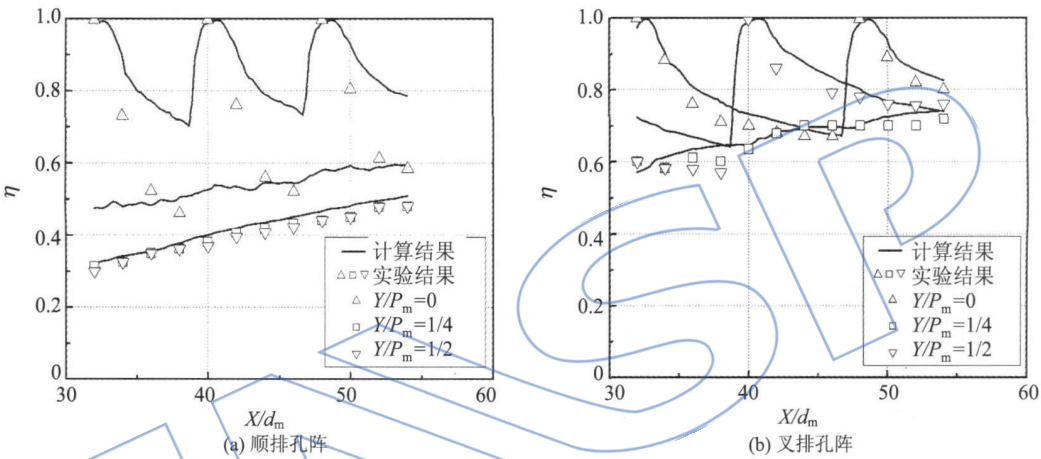


图 2 绝热温比的计算和实验结果对比
Fig. 2 Comparison of computation and experimental results

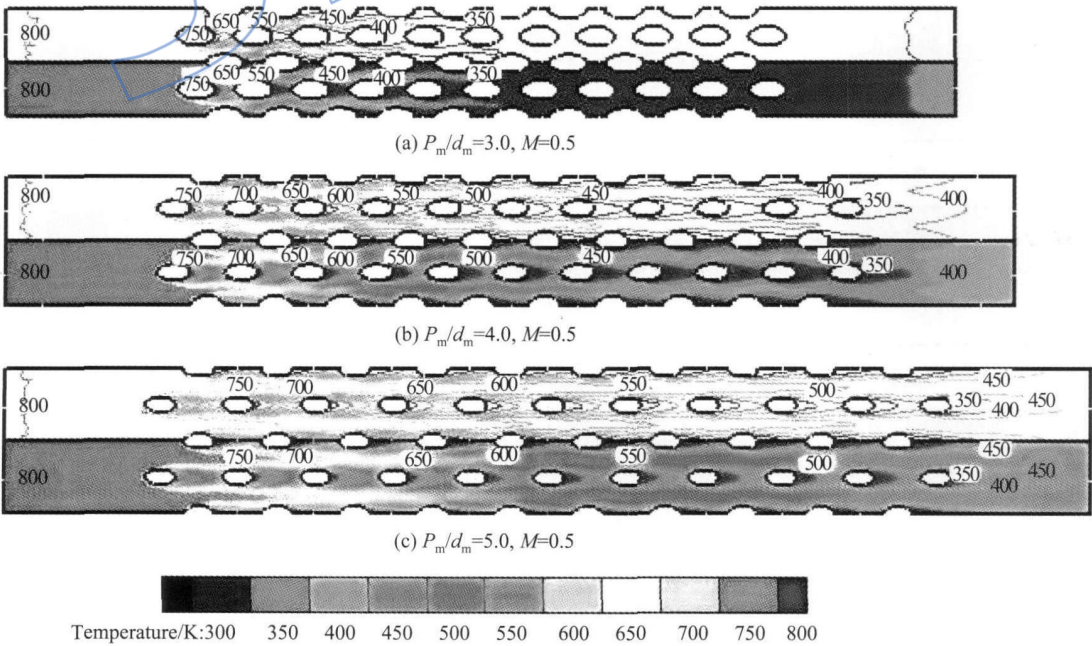


图 3 不同相邻孔间距时壁面的温度场分布
Fig. 3 Temperature fields under different P_m/d_m

而在两列离散孔之间的壁温相对较高,由此可见离散孔对局部壁面温度影响很大;沿着流向,横向平均壁面温度是逐渐减小的,且温度分布愈发均匀.在相同的吹风比下,相邻孔间距与孔径比 P_m/d_m 越小,平均壁面温度就越低,在 $P_m/d_m = 3.0$ 算例中,第 11 排离散孔后壁面温度基本稳定在 350K 以下,再往下游温度分布已经非常均匀,而对于 $P_m/d_m = 5.0$ 的算例,直至末排孔壁温仍有 450 K.

图 4 为 $P_m/d_m = 4.0$,不同吹风比下的壁面温度场分布图.随着吹风比 M 增加,冷却气流量相应增加,壁面温度更容易得到降低,而且沿横向的均匀性更能够得到有效的控制.当 $M = 0.5$ 时,冷却效果比较差,整个壁面低于 350K 的区域主要集中在紧邻各离散孔下游附近的一个较小范围,而当 $M = 1.5$ 时,多排孔阵气膜冷却的叠加效应得到充分体现,在气膜段中后部区域温度都低于 350K,并且在气膜孔下游区也有较强的覆盖作用.

3.2 绝热温比

图 5 是在吹风比一定的情况下,不同的孔间距对横向平均绝热温比的影响规律.可以看出,同样都是叉排正菱形布置的孔阵,随着相邻孔间距 P_m 越小(即气膜孔布置的越密),冷却效果越好,同时还可以提高 η 的均匀性.以吹风比 $M = 1.0$ 为例,当相邻孔间距与孔径比 $P_m/d_m = 3.0$ 时,在 $X/d_m \geq 20$ 区域

内, η 基本维持一个较高的稳定值,约为 0.98;而当 $P_m/d_m = 5.0$ 时, η 从 $X/d_m = 10$ 处(即第一排孔)开始逐渐增加,至 $X/d_m = 60$ 处(末排孔位置)达到最大值约为 0.9,在 $X/d_m \geq 60$ 时 η 略有所下降.

图 6 为在相邻孔间距一定的情况下,不同吹风比对横向平均绝热温比的影响规律.发现吹风比 M 对三种孔阵 η 的影响体现了相同的规律,随着 M 的增大,平均 η 有所提高,且越靠近下游区域 η 提高的幅度越大;同时发现 $M = 1.0$ 与 $M = 1.5$ 时的 η 曲线基本重合,可认为 M 大于 1.0 时,再增加 M 对 η 影响不大;在 $M = 0.5$ 时,从未排气膜孔至主流出口段平均 η 有明显的减小趋势,主要是由于接近孔板的末端,孔排的叠加效果逐渐减弱造成的,而当 M 较大时这种减弱趋势相对变缓.

3.3 对流换热系数

图 7 是在吹风比一定的情况下,不同的孔间距对横向平均对流换热系数的影响规律.在气膜孔区,横向对流换热系数沿流向呈一定的波动性,但数值上基本在一定的范围内.随着相邻孔间距与孔径比 P_m/d_m 的减小,开孔段热侧壁面平均换热系数增加.这是因为,随着气膜孔阵的密集程度加剧,气膜孔排形成的小孔射流互相叠加形成较为稳定、连续的气膜壁面射流.对主流附面层有极大的阻碍和减薄,引起对流换热系数的大幅度增加.

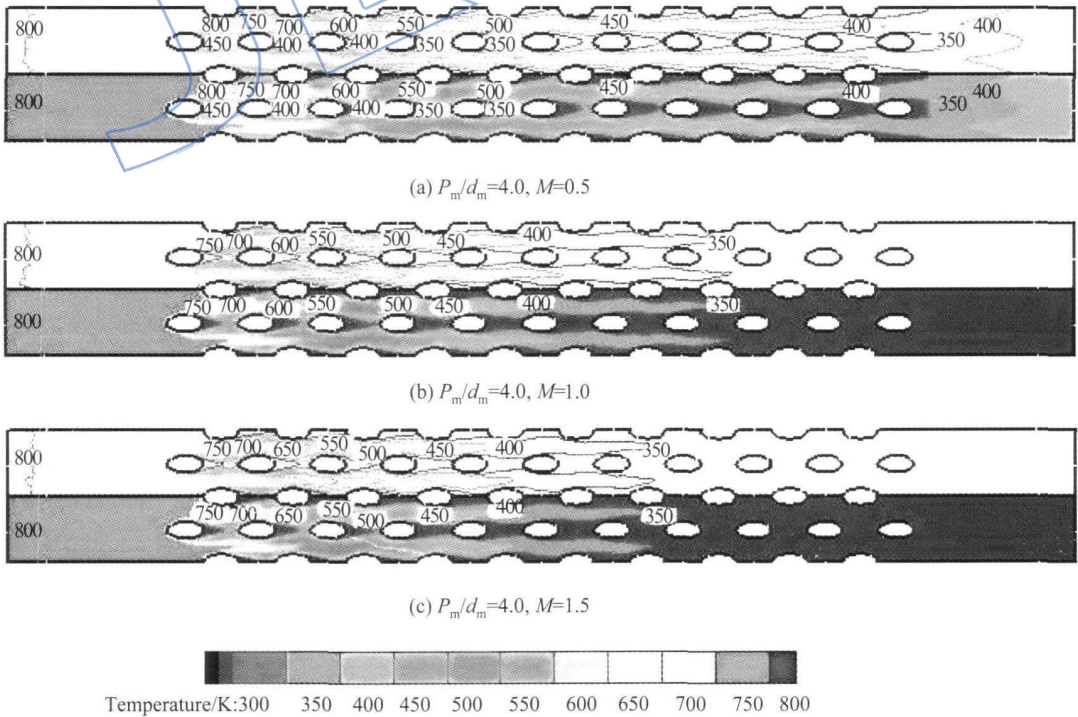


图 4 不同吹风比时壁面的温度场分布

Fig. 4 Temperature fields under different M

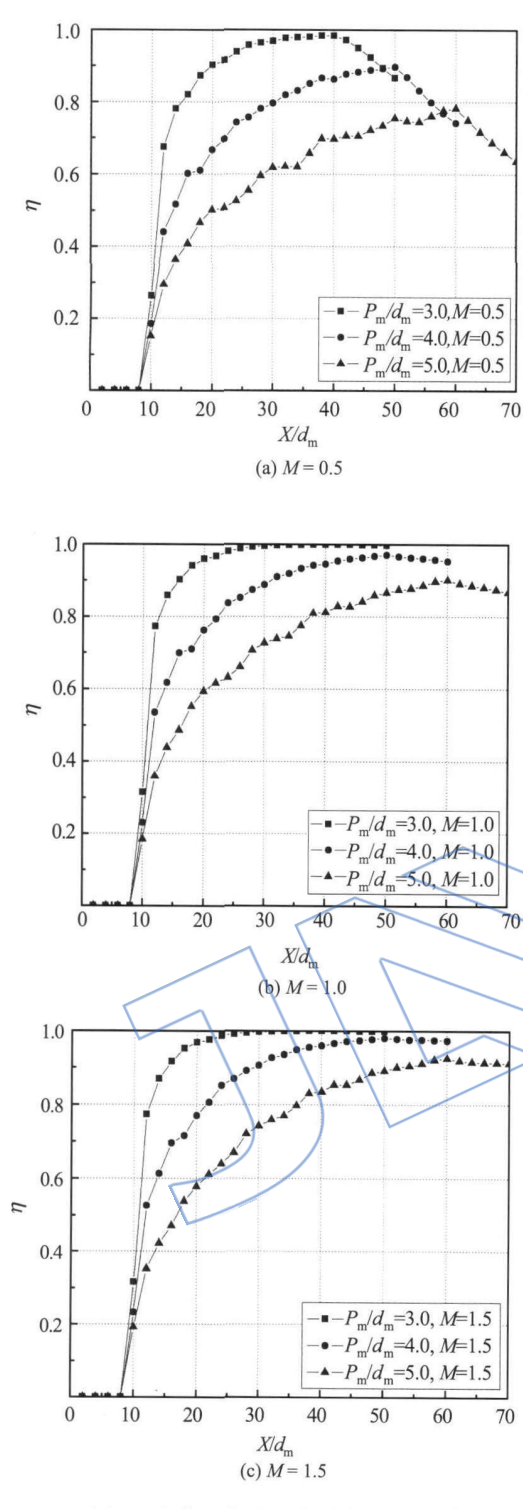


图 5 相邻孔间距对绝热温比 η 的影响
Fig. 5 Effects of P_m/d_m on adiabatic wall film effectiveness

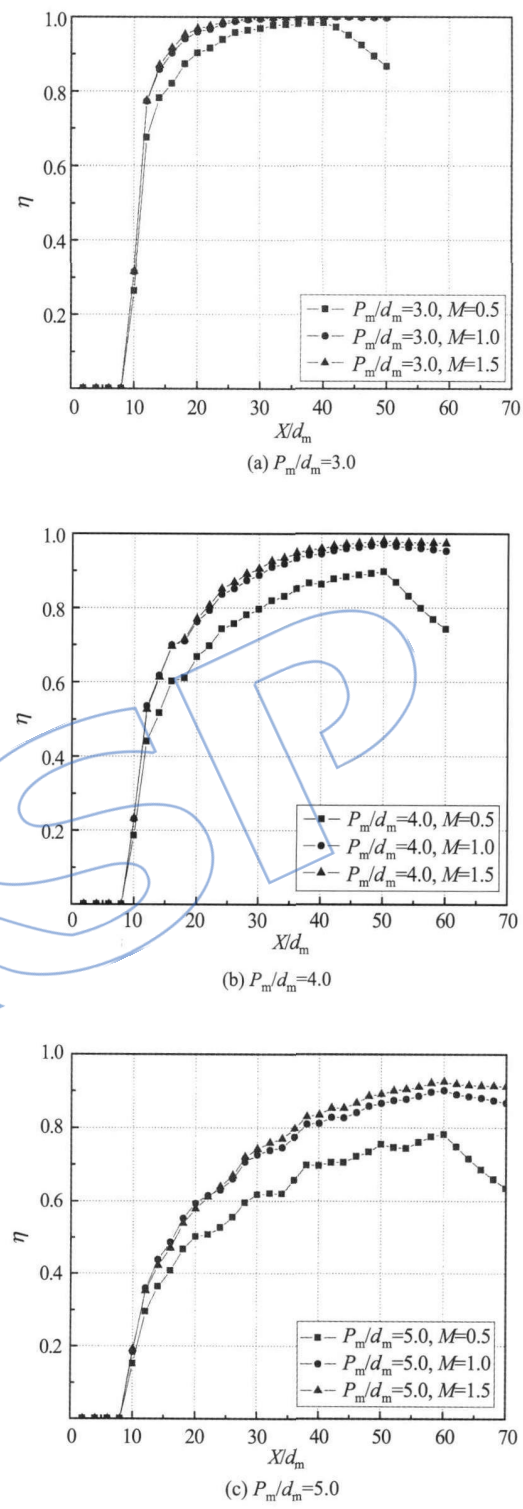


图 6 吹风比 M 对绝热温比 η 的影响
Fig. 6 Effects of M on adiabatic wall film effectiveness

图 8 为相邻孔间距一定的情况下,不同吹风比下对流换热系数的对比图,由图可以看出,吹风比 M 增加,冷却气流量和动量都相应增加,并且在 $M > 1.0$ 情况下,对孔排下游主流附面层有极大的阻碍和减薄,因此换热系数随之增加。相对于

增加气膜孔阵的密集程度而言,吹风比的增加所带来的对流换热系数增加幅度略有减弱。与不同吹风比对横向平均绝热温比的影响规律相一致,在致密型气膜冷却结构中,吹风比的影响程度相对于常规气膜冷却结构要小得多。

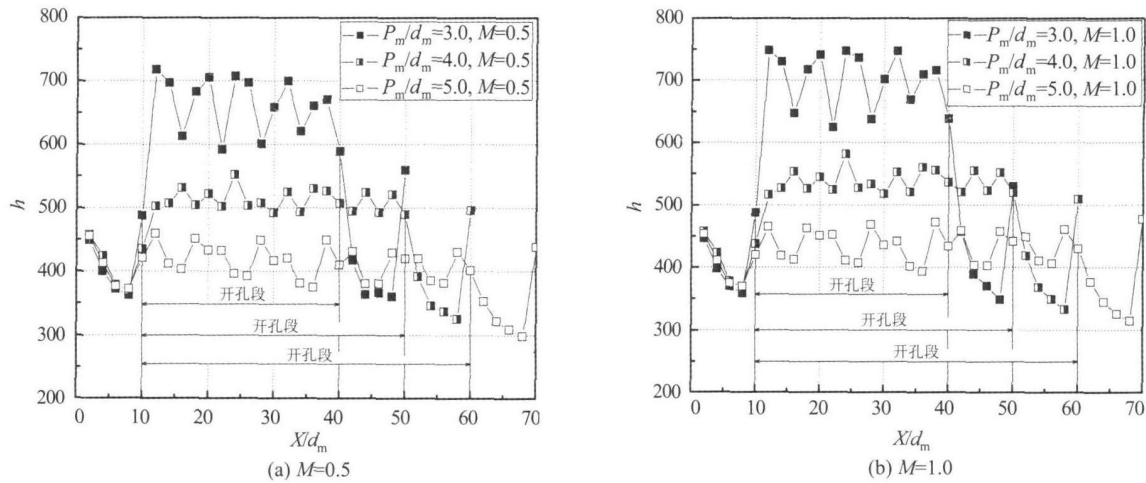


图 7 相邻孔间距对换热系数 h 的影响
Fig. 7 Effects of P_m/d_m on convective heat transfer coefficient

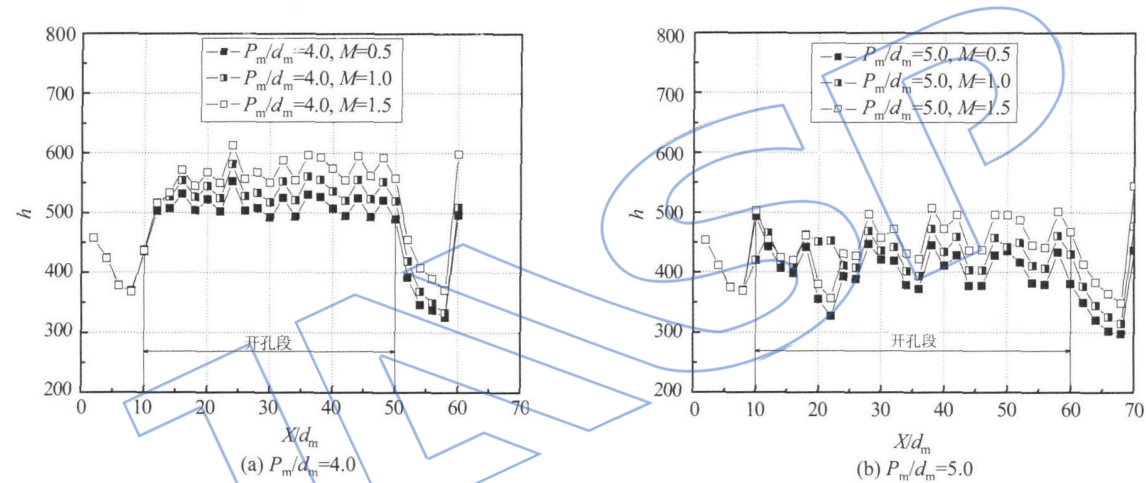


图 8 吹风比对换热系数 h 的影响
Fig. 8 Effects of M on convective heat transfer coefficient

4 结 论

- 1) 每个离散孔的正下游附近壁温较低,而在两列离散孔之间的壁温相对较高,由此可见离散孔对局部壁面温度影响很大。
- 2) 在相同的吹风比下,相邻孔间距与孔径比 P_m/d_m 越小,平均壁面温度就越低,且在下游区域的温度分布非常均匀;绝热温比提高,热侧壁面平均换热系数也随之增大。
- 3) 在相同的孔间距下,随着吹风比的提高,绝热温比提高,热侧壁面平均换热系数也随之增大,当吹风比大于 1 后的影响明显下降。
- 4) 相对于增加气膜孔阵的密集程度而言,吹风比的增加所带来的绝热温比改善和对流换热系数增加幅度略有减弱。在致密型气膜冷却结构中,

吹风比的影响程度相对于常规气膜冷却结构要小得多。

参考文献:

[1] Cho H H, Rhee D H. Local heat/ mass transfer measurement on the effusion plate in impingement/ effusion cooling systems [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2001, 123(3): 60F 608.

[2] 胡娅萍, 吉洪湖. 致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 116-119.

HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the blowing angle effect on effusion cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 116-119. (in Chinese)

[3] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf B. Effects of hole geometry and desity on three dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 17: 595-607.

- [4] Makki Z H, Jakubowski G S. An experimental study of film cooling from diffused trapezoidal shaped holes [R]. AIAA Paper, 86-1326, 1986.
- [5] 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.
- [6] Crawford M E, Keys W M, Moffat R J. Full coverage film cooling: Part I – Comparison of heat transfer data for three injection angles [J]. ASME Journal of Engineering of Power, 1980, 102: 1000-1005.
- [7] 徐红洲, 刘松龄, 许都纯. 扇形和圆形气膜孔的流动和传热的实验研究 [J]. 航空动力学报, 1997, 12(1): 51-55.
XU Hongzhou, LIU Songling, XU Duchun. Downstream flow and heat transfer of a film cooling flared hole inclined at 60° [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1): 51-55. (in Chinese)
- [8] 李锋, 张菁藩, 何家德, 等. 离散孔板冷却效率及其换热规律的研究 [J]. 航空动力学报, 1997, 12(1): 66-90.
- LI Feng, ZHANG Qingfan, HE Jiade, et al. Transfer rule for discrete hole film cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1): 66-90. (in Chinese)
- [9] 宋波, 林宇震, 刘高恩. 不同排列方式多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究 [J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 91-94.
SONG Bo, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. An investigation on film cooling effectiveness of inclined multi-hole walls with different patterns [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 91-94. (in Chinese)
- [10] 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)