

文章编号: 1000-8055(2009)09-1981-08

狭小空间内气膜孔流量系数的数值模拟

胡 博¹, 毛军逵¹, 刘震雄², 黄 菊¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 南京 210016;

2. 中国民航上海中等专业学校 上海 200232)

摘 要: 针对多层层板冷却、双层壁冷却等冷却技术, 利用数值模拟分析了这些冷却结构形成的狭小冷却通道中, 气膜孔附近的流动特性, 重点研究了气膜孔流量系数 C_d 随吹风比 M (0.5~2.0)、气膜孔雷诺数 Re (5000~10000) 以及冷却通道高度 H 和气膜孔直径 D 之比 H/D (0.33~1.0) 等参数的变化规律。数值计算中湍流模型为 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 近壁处采用非平衡壁面函数, 利用 SIMPLE 算法和二阶迎风格式进行离散求解。计算结果表明: 气膜孔流量系数随吹风比的增大而增大, 在吹风比 M 小于 1 时, 影响尤为明显。研究中也发现在相同吹风比的条件下, C_d 随着气膜孔雷诺数的增大而减小, 但变化的幅度不大; 在相同的气膜孔雷诺数下, C_d 随着 H/D 的减小而降低, 特别是当 H/D 小于 0.75 时, 随着流体在进入气膜孔前逐步受到限制, C_d 随着 H/D 的减小而快速降低。

关 键 词: 气膜冷却; 流量系数; 狭小冷却通道; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical studies about the discharge coefficient of film cooling hole at narrow space

HU Bo¹, MAO Jun-kui¹, LIU Zhen-xiong², HUANG Ju¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Shanghai Vocational School of Civil Aviation Administration of China,
Shanghai 200232, China)

Abstract: Numerical simulations about the discharge coefficient C_d of film cooling at narrow space were carried out in this paper, and the characteristics of the flow around film hole in small cooling channel were also investigated. Blowing rate M (0.5~2.0), film cooling hole Reynolds number Re (5000~10000) and the ration of film cooling height to the film cooling diameter H/D (0.33~1.0) were changed to study the average discharge coefficient of a row of film holes. A finite volume method together with SIMPLE algorithm, second order upwind discrete format, was used to solve the three dimensional incompressible Navier-Stokes equations. The Realizable $k-\epsilon$ turbulence model was applied and non-equilibrium wall function was used for near wall treatment. The results show that the discharge coefficient C_d increases with the blowing rate M , especially when the $M < 1$; under the same blowing rate conditions, the discharge coefficient decreases with the Re rising faintly. In the same Re cases, the C_d becomes smaller when the H/D decreases. And the numerical results indicate that the decrease of C_d is very notable especially when $H/D < 0.75$.

Key words: film cooling; discharge coefficient; narrow space; numerical simulation

收稿日期: 2008-08-28; 修订日期: 2009-02-09

基金项目: 航空推进技术验证计划

作者简介: 胡博(1983-), 女, 山西太原人, 硕士生, 主要从事航空发动机传热、传质。

航空发动机涡轮前总温的不断提高要求对涡轮叶片进行有效的冷却. 气膜冷却作为一种高效可靠的冷却方式, 目前已广泛应用于现代燃气轮机涡轮叶片的冷却^[1]. 但气膜冷却需要消耗一定的冷气流, 从而会降低发动机的性能. 因此在气膜冷却技术的应用中, 准确的掌握气膜孔流量系数, 设计恰当的冷气流非常重要.

目前, 国内外对气膜孔流量系数已经进行了广泛的研究. Bunker^[2]对带肋通道中肋与气膜孔相对位置对流量系数的影响规律进行了细致的研究. Gritsch 等^[3]研究了气膜孔的出口形状对流量系数的影响, 还研究了圆柱形气膜孔的倾角对流量系数的影响. Michael Gritsch, Achmed Schulz^[4]对 5 种不同几何结构的圆柱型气膜孔进行了流量系数的研究. 实验中气膜孔倾角为 30°, 45°, 90°, 气膜孔轴向偏角为 0°, 45°, 90°; 实验中模拟发动机气流环境内部、外部横流马赫数分别为 0~1.2, 0~0.6, 压比系数为 1~2.25. 研究显示: 气膜孔流量系数不仅受气膜孔的几何结构的影响还受内、外横流的影响. 气膜孔沿轴向偏角和气膜孔倾角的增加都影响气膜孔流量系数. Gritsch, Schulz and Wittig^[5]研究了圆柱形出流孔的倾角对流量系数的影响, 并对 30°倾角的圆柱形出流孔在不同流动情况下的流量系数总结出计算公式. 倪萌, 朱惠人等^[6]在根据相似理论放大的模型上, 测量了同时带肋壁与气膜孔内流通道中沿主流流向分布的各气膜孔的流量系数 C_d . 结果显示: 在相同流动状况下, 随肋高度的增大, 肋所诱导的二次流强度增大, 对带 60°肋的通道而言, 气膜孔流量系数降低.

现代新型航空发动机高温部件冷却技术, 诸如“层板冷却^[7]”、“新型双层壳型冷却^[8]”等利用先进的铸造技术和精细加工技术在其内部构造出狭小的空间结构, 采用常规的“冲击+气膜出流”复合冷却方式, 冷却空气在成为保护气膜之前, 先对气膜孔壁冷侧进行冲击冷却, 然后在气膜孔内进行对流冷却, 形成多次冷却, 冷却效率较单纯的冲击冷却、气膜冷却都有较大提高. 而在这些冷却结构中, 内冷通道高度往往等于甚至小于气膜孔直径. 到目前为止, 国内外对狭小空间(内冷通道高度和气膜孔直径之比 ≤ 1)条件下的气膜出流流动特性的研究还很不充分.

为了进一步了解狭小空间几何尺寸对气膜孔出流流动特性的影响, 特别是冷却通道的高度变化对气膜孔流量系数可能带来的影响, 本文采用

数值模拟方法, 来细致地分析狭小空间内气膜孔流量系数随吹风比 M 、气膜孔雷诺数 Re 和气膜孔冷却通道高度 H 和气膜孔直径 D 之比 H/D 等因素的变化规律, 为进一步加深对层板冷却、双层壳型冷却等先进冷却技术的理解提供技术参考.

1 数值计算

1.1 计算模型和网格划分

计算模型如图 1 所示, 包括了冷却空气流动区域、气膜板固体区域和主燃气流动区域. 冷却空气在压力差的作用下通过气膜孔进入主燃气区域, 并形成气膜保护壁面. 为了研究冷却通道高度为气膜出流流动特性的影响, 计算中的冷却通道高度和气膜孔直径之比 H/D 选择了 0.33, 0.5, 0.75, 1.0, 气膜孔板布置了一排 5 个气膜孔, 孔长径比 δ/D 为 1.0, 气膜孔倾角为 90°.

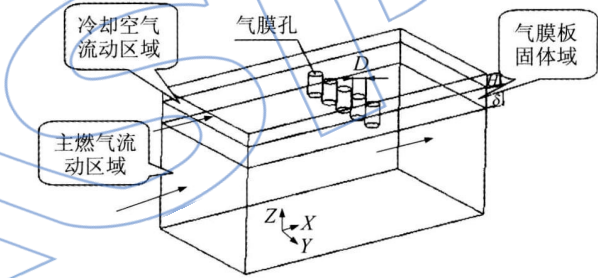


图 1 计算结构简图

Fig. 1 Sketch of CFD(computational fluid dynamics) structure

1.2 边界条件及计算工况

表 1 为不同间距条件下模型采用的计算工况, 计算域的进口给定质量流量和温度, 出口给定压力.

表 1 计算工况表

Table 1 Computational parameters					
气膜孔 雷诺数 Re	吹风比 M	H/D	出口 压力/ Pa	冷却气流 温度/ K	主燃气流 温度/ K
5 000	0.5	0.33	101325	300	300
8 000	1.0	0.5			
10 000	1.5	0.75			
	2.0	1.0			

1.3 湍流模型

文中采用了 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 在壁面附近采用非平衡壁面函数法进行处理. Realizable $k-\epsilon$

模型是在标准 $k-\varepsilon$ 模型和 RNG $k-\varepsilon$ 模型的基础上发展起来的. 它从两个方面改进了传统的 $k-\varepsilon$ 模型: 其一, 对于湍流黏性系数计算公式中的系数项, 作变量处理; 其二, 湍流耗散方程是从均方湍流脉动的精确输运方程推导而来. Realizable $k-\varepsilon$ 模型在计算旋转的各向同性剪切流, 包括射流和混合层的自由流、通道流动、以及强压力梯度、回流、分离流以及有复杂的二次流的流动等的计算中具有较强的优势. 并且求解精度也显著提高^[9]. 文献[10-11] 中的研究表明利用该湍流模型可以较准确的模拟气膜流出.

1.4 控制方程求解

本文采用 FLUENT6 的分离隐式稳态求解器, 压力修正方法采用 SIMPLE 算法, 各参数的离散采用二阶精度的迎风格式. 压力修正方程、连续方程、动量方程、 $k-\varepsilon$ 方程都实施亚松弛, 松弛因子在计算过程中逐步调整, 解收敛的判断标准是相对残差小于 1×10^{-5} .

1.5 网格划分及验证

数值模拟中, 计算结果的准确度同网格的选择和生成直接相关. 为了保证计算结果的可靠性, 本文在开展相关数值计算之前, 进行了网格独立性验证. 计算网格如图 2 所示. 在冷却通道、主流通道中和气膜孔内部, 采用了非均匀六面体网格, 考虑到气膜孔附近流动状况比较复杂, 对气膜孔附近区域进行了网格加密.

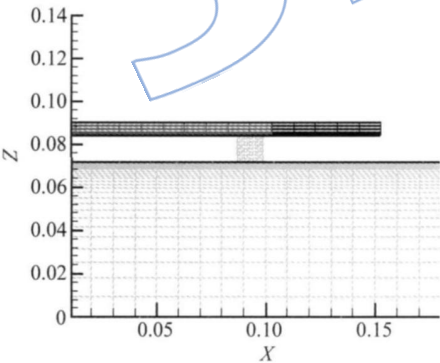


图 2 计算网格图
Fig. 2 Sketch of CFD grid

在选定湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ 模型的基础上, 首先进行了网格独立性试验, 计算结果如图 3 所示. 计算工况为, $Re = 5000$, 吹风比 $M = 0.5$, 气膜孔冷却通道高度 H 和气膜孔直径 D 之比 $H/D = 1$. 网格单元数从 260 000 开始, 一直加密至 696 000. 网格加密时, 近壁区同时进行加密. 当

网格单元数加密至 410 000 后, 数值解基本不再变化, 这时的解可作为网格无关解.

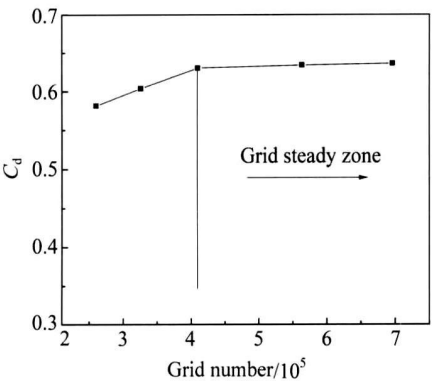


图 3 网格无关解试验图
Fig. 3 Sketch of grid independent test

1.6 计算工况和相关参数定义

为了研究气膜孔流量系数随冷却通道高度、吹风比和气膜孔雷诺数 Re 等参数的变化规律, 设定了如表 1 所示的计算工况.

工况表中中和计算结果处理中采用的基本参数, 具体定义如下:

本文气膜孔雷诺数的定义为: $Re = m_g d / \mu A$, 其中 m_g 为通过气膜孔的质量流量, d 为气膜孔的直径, A 为气膜孔截面面积.

吹风比 M 定义为: $M = \rho_2 u_2 / \rho_m u_m$, 式中 ρ_2 , ρ_m 分别为次流和主流的密度, u_2 , u_m 为次流、主流的流速. 根据给定的次流和主流的流量, 可以求得 $M = m_2 A_m / m_m A_2$.

流量系数是通过气膜孔的实际流量与理论流量之比, 定义为

$$C_d = \frac{m_c}{p_1 \left(\frac{p_m}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{2k}} \sqrt{\frac{2k}{(k-1)RT_1} \left[\left(\frac{p_1}{p_m} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \frac{\pi}{4} d^2}}$$

式中 m_c 为通过气膜孔的实际质量流量; 分母为考虑到流体的可压缩性时的理论流量, 其中 p_m 为主流腔内的静压, 取腔内一点的静压值, p_1 为冷却通道内气膜孔前的总压, T_1 为冷却通道内相应于总压位置的总温, d 为气膜孔的直径.

2 计算结果分析

2.1 计算可靠性验证

为了验证本文中采用的计算模型和相关计算方法的合理性, 首先进行了计算可靠性验证计算. 计算采用的对比数据来源于 Gritsch^[4] 的实验结果.

图 4 给出了实验工况下, 计算结果同 Gritsch 实验结果的对比, 图中横坐标为气膜孔前总压与主流静压之比 p_t/p_m , 从图中可以看出: 本文计算得到的流量系数随压比 p_t/p_m 的变化规律与 Gritsch 的一致, 流量系数随着压比的增大而增大; 并且流量系数的具体数值上基本上相同. 表 2 为计算得到的流量系数以及 Gritsch^[4] 的实验结果.

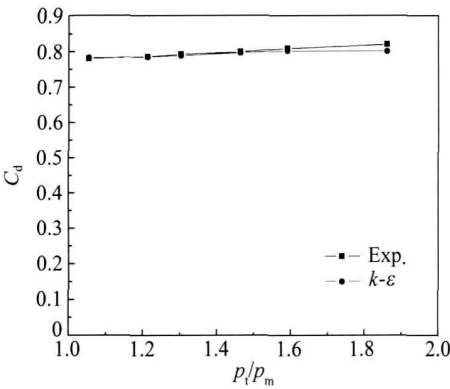


图 4 计算结果与 Gritsch 实验对比

Fig. 4 Comparison of CFD and Gritsch experimental results

表 2 计算结果与 Gritsch 实验结果

Table 2 Result of CFD and Gritsch experiment

p_t/p_m	气膜孔 角度 $\alpha/(^\circ)$	Gritsch 实 验结果 C_d	计算结果 C_d	相对 误差/ %
1.054	90	0.781	0.7834	0.31
1.212	90	0.787	0.786	-0.13
1.302	90	0.794	0.79	0.5
1.463	90	0.80	0.798	-0.25
1.59	90	0.81	0.803	-0.86
1.86	90	0.822	0.8025	-2.3

2.2 气膜孔附近流场特性分析

图 5 中(a), (b) 分别为 $H/D=1$, 气膜孔雷诺数 $Re=10000$, $M=1.5$ 时中心气膜孔下游 $X/D=1$ 和 $X/D=3$ 截面的流线图, 图 6 为通过气膜孔中心线且与来流方向一致的速度云图. 从图 5 中可以看出, 由于气膜孔内壁面的黏附作用和刚离开气膜孔的冷气流对高速主流的阻止作用, 在气膜孔下游且垂直于来流方向的区域产生一对旋转方向相反的肾形涡, 在吹风比相同的情况下, 沿着主流方向, 该涡对的尺度逐渐增大, 而相应的强度逐渐减小^[12]. 刚离开气膜孔的冷气流脱离壁面向下游发展, 由于主流与冷气流的不断掺混作用, 冷气流在向下游运动的过程中又要重新贴近壁面

(如图 6). 在吹风比较大的情况下, 强烈的肾形涡会对冷却效果产生不利的影响. 雷云涛^[12], 郭婷婷^[13] 在文章中对于肾形涡的发展, 以及对气膜孔冷却效率的影响进行了深入地分析, 限于篇幅, 本文就不再赘述了.

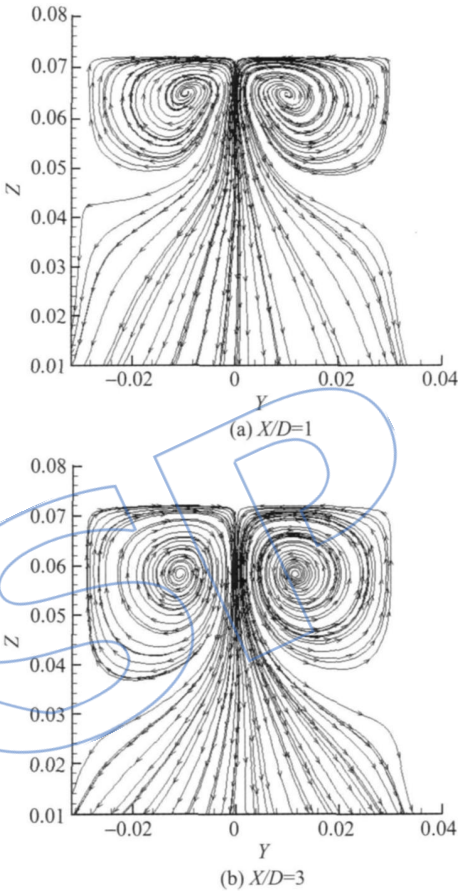


图 5 气膜孔下游不同位置截面流线图

Fig. 5 Flow visualization down-stream the film hole at different positions

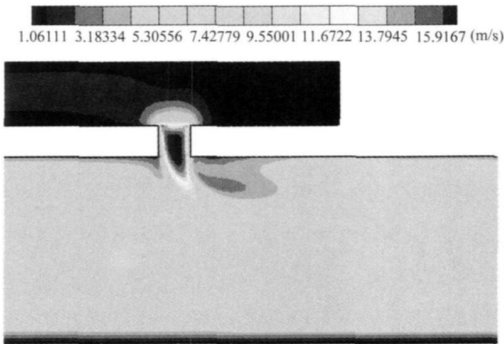


图 6 气膜孔附近速度云图

Fig. 6 Velocity contour around film hole

2.3 吹风比 M 对流量系数 C_d 的影响

图 7 给出了 $H/D=0.5$, 气膜孔雷诺数 Re 为

5000~ 10000, 吹风比 M 分别为 0.5, 1, 1.5, 2 情况下, 流量系数 C_d 随吹风比 M 的变化曲线图。从图中可以看出, 在相同气膜孔雷诺数 Re 下, C_d 受吹风比 M 的影响很大。特别是吹风比 $M < 1$ 时, 影响尤为显著。 C_d 随着吹风比的增大而快速变大, 随着吹风比 M 的进一步提高, 如吹风比 $M > 1.5$ 时, 影响趋于缓和, C_d 随着吹风比的增大缓慢增大。如当气膜孔雷诺数 $Re = 5000$, 吹风比 $M = 0.5$ 时, 气膜孔流量系数 $C_d = 0.5832$, 吹风比 M 增加为 1.0 时, C_d 变化为 0.6818, 增加了 16.9%。而当吹风比 M 从 1.5 增加到 2.0 时, C_d 从 0.7096 变化为 0.7148, 仅仅提高了 0.7%。

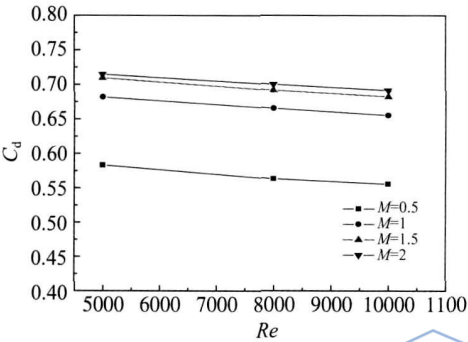


图 7 流量系数 C_d 随吹风比 M 变化曲线图
Fig.7 Discharge coefficient C_d at different blowing ratio M

图 8 给出了中心气膜孔沿主流方向, 在 $H/D = 0.5$, 气膜孔雷诺数 $Re = 10000$, 吹风比 M 分别为 0.5, 1, 1.5, 2 情况下的速度分布图。由图可以清楚的看出, 气膜孔雷诺数 Re 相同的情况下, 当吹风比 M 较小(主流速度较大)时, 主流对二次流的出流存在较大的堵塞作用, 减少了二次流的出流面积, 增加了流动损失, 随着吹风比 M 逐渐增大, 主流对二次流出流的堵塞效应减小, 相应的流动损失也减小, 使流量系数 C_d 增大。

2.4 气膜孔雷诺数 Re 对流量系数 C_d 的影响

图 9 给出了在 $H/D = 0.75$, 吹风比 M 为 0.5~2, 气膜孔雷诺数 Re 分别为 5000, 8000, 10000 情况下, 流量系数 C_d 对于同一吹风比下, 随气膜孔雷诺数 Re 的变化曲线图。从图中可以看出, 相同吹风比下, 流量系数 C_d 随着气膜孔雷诺数 Re 的增大而减小, 但变化的幅度不大。如 $M = 1.0$ 时, 随着 Re 从 5000 增加到 10000, C_d 由 0.7118 变化为 0.6956, 约减小了 2.3%。

图 10 给出了中心气膜孔在气膜孔雷诺数 Re 分别为 5000, 8000, 10000, 吹风比 $M = 1$, $H/D =$

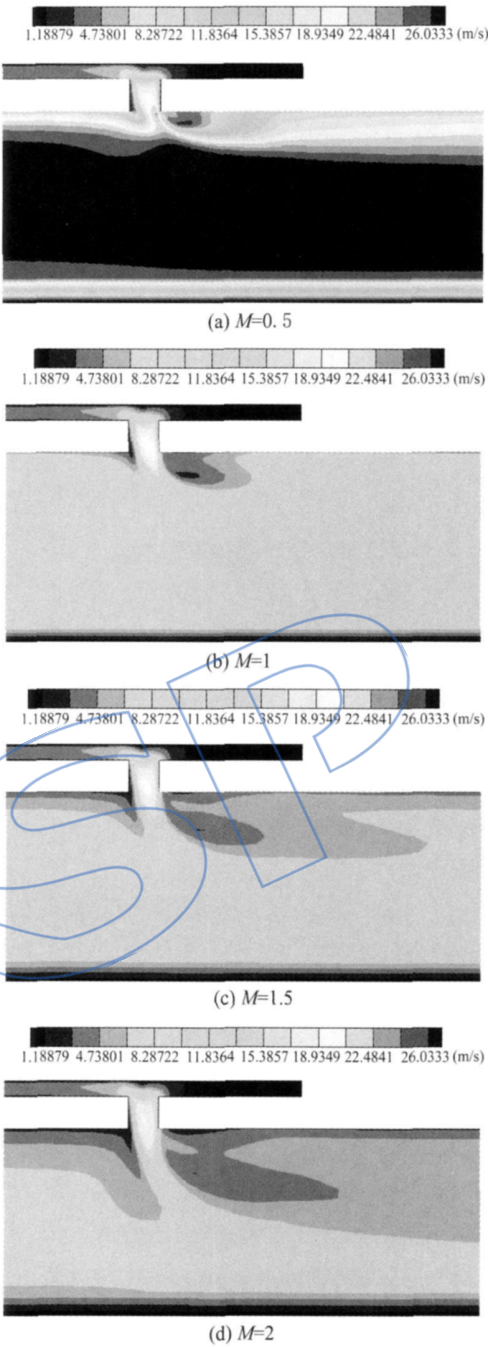


图 8 不同吹风比 M 下中心气膜孔速度分布图
Fig.8 Velocity contour of center film hole at different M

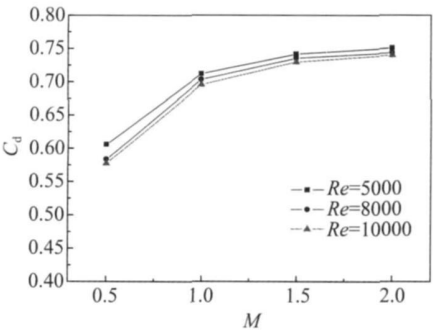


图 9 流量系数 C_d 随孔雷诺数 Re 变化曲线图
Fig.9 Discharge coefficient C_d at different Re

0.75 情况下孔截面(距气膜孔出口 3mm 处)的速度云图。由此可以对上述变化规律作出解释。当气膜孔雷诺数 Re 增加,气膜出流的穿透能力增加,流量系数应该随之增加;但是在相同吹风比的工况下,随着气膜孔雷诺数 Re 的增加,主流速度也必须增加,这将导致主流的堵塞效应增强。从总体上分析,气膜孔雷诺数 Re 增加可以等效地增大气膜孔的出流面积,削弱由主流引起的堵塞效应,但是其作用效果有限,从而导致气膜孔流量系数 C_d 随着气膜孔雷诺数 Re 的增大而减小。

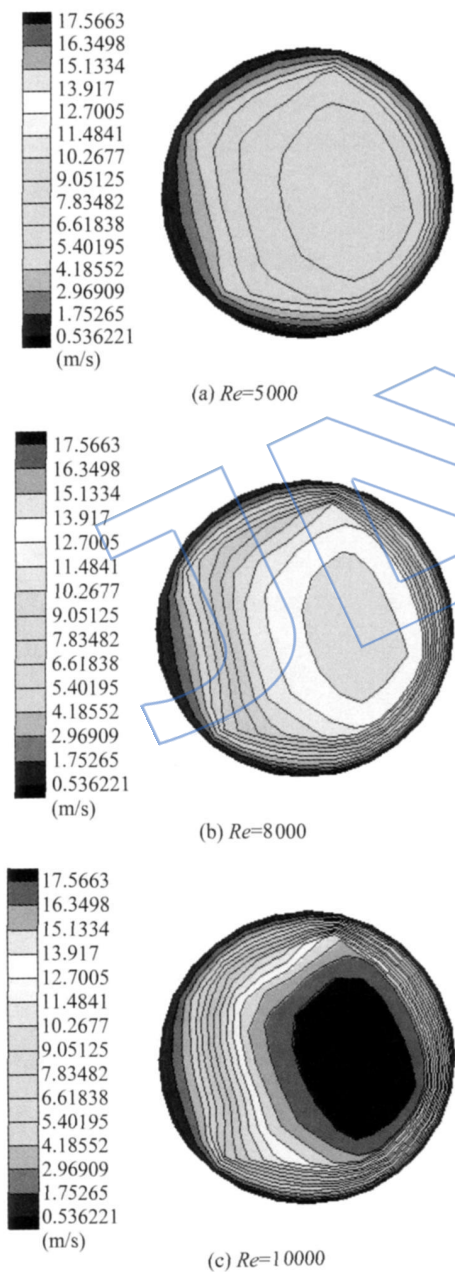


图 10 不同气膜孔雷诺数 Re 下中心气膜孔截面速度云图
Fig. 10 Velocity contour of center film hole at different Re

2.5 H/D 对流量系数 C_d 的影响

图 11 给出了在吹风比 $M = 0.5$, 气膜孔雷诺数 Re 为 5000~10000, H/D 分别为 0.33, 0.5, 0.75, 1 的情况下,流量系数 C_d 随气膜孔冷却通道高度 H 和气膜孔直径 D 之比 H/D 的变化曲线图。由图可以看出,在相同的气膜孔雷诺数 Re 下, H/D 对流量系数 C_d 的影响比较明显,在 $H/D < 0.75$ 时, C_d 随着 H/D 的减小快速降低;在 $H/D = 0.75$ 和 $H/D = 1$ 时, C_d 随着 H/D 的减小而降低,但变化不明显。如当气膜孔雷诺数 $Re = 8000$, $H/D = 0.5$ 时,气膜孔流量系数 $C_d = 0.5635$, H/D 减小为 0.33 时, C_d 变化为 0.5199,减小了 7.7%。而当 H/D 从 1 减小到 0.75 时, C_d 从 0.5925 变化为 0.5836,降低了 1.5%。

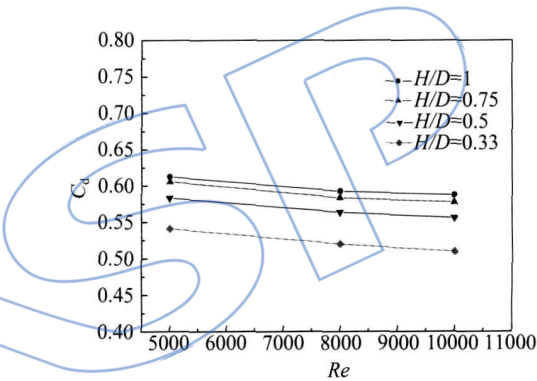


图 11 流量系数 C_d 随 H/D 变化曲线图
Fig. 11 Discharge coefficient C_d at different H/D

图 12 给出了中心气膜孔沿主流方向,在 H/D 分别为 0.33, 0.5, 0.75, 1, 吹风比 $M = 0.5$, 气膜孔雷诺数 $Re = 8000$ 情况下的速度矢量图。从计算结果可以看出,当 $H/D = 1$ 时,在气膜孔入口处(图中 A 区),二次流和因为冷却通道受限导致的二次流回流没有发生剧烈的碰撞,流体动量损失较小,二次流在进入气膜孔时受到限制较少,流体很自然的流入气膜孔出流。当 H/D 逐步减小后,在气膜孔入口处(图中 A 区),二次流和二次流回流发生碰撞的剧烈程度增加,流体动量损失相应的增加,流体在气膜孔附近的偏转被逐步限制,导致流量系数 C_d 减小。

图 13 给出了图 12(a) 和图 12(d) 的流程图。从两图比较中看出二次流和二次流回流在气膜孔入口处发生碰撞,并随着冷却通道高度 H/D 的降低,碰撞程度加剧,同时二次流回流也减小了二次流流入气膜孔的流通面积,流体的流动损失相应增大,因此降低了流量系数 C_d 。

处)的速度云图. 由此可以对图 11 中的规律作出进一步解释. 从图中可以看出, 随着 H/D 的减小, 由于流体在进入气膜孔前逐步受到限制, 气膜

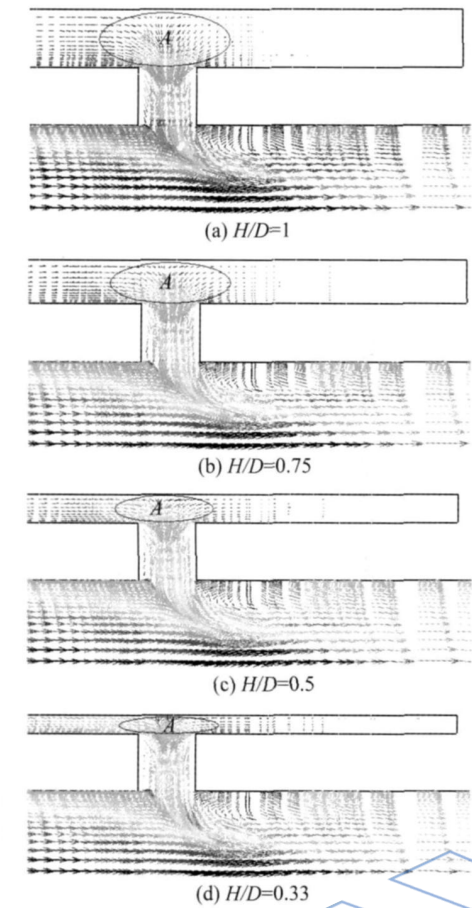


图 12 不同 H/D 情况下中心气膜孔速度矢量图
Fig. 12 Velocity vector of center film hole at different H/D

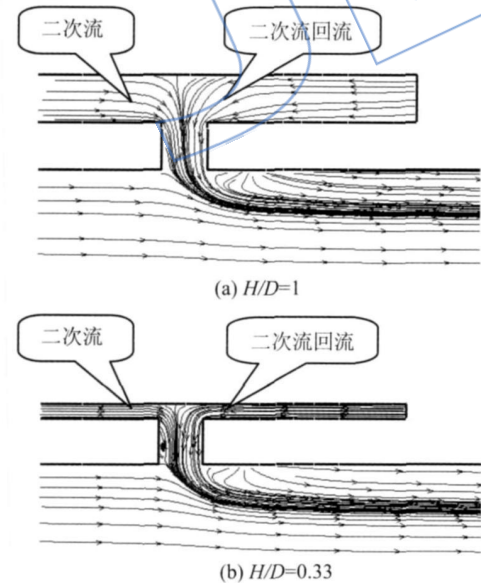


图 13 气膜孔附近流线图
Fig. 13 Stream line around the film hole

图 14 给出了中心气膜孔在 H/D 分别为 0.33, 0.5, 0.75, 1, 吹风比 $M=0.5$, 孔雷诺数 $Re=8000$ 情况下孔截面(距气膜孔进口 2 mm

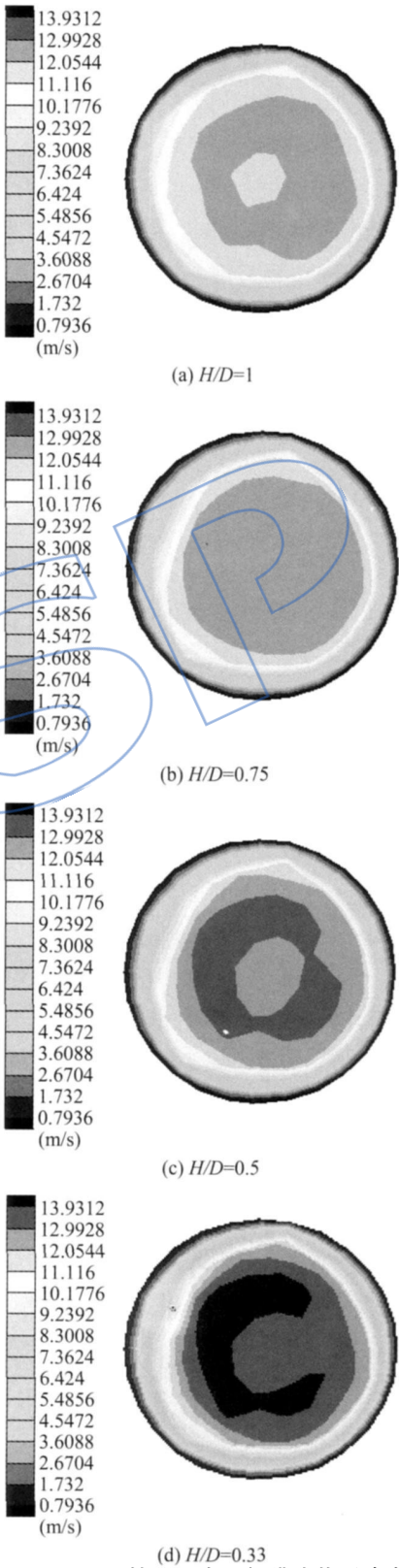


图 14 不同 H/D 情况下中心气膜孔截面速度云图
Fig. 14 Velocity contour of center film hole at different H/D

孔内的充满程度逐渐减小,流体的流动损失增大,导致在相同条件下,气膜孔流量系数随着冷却通道高度的减小而降低.从图中,也可以发现,当 H/D 由1变化到0.75时,流体在气膜孔内的充满程度减小,但变化不是非常明显;当 H/D 由0.75减小到0.33时,气膜孔内流体充满程度明显减小.

3 结 论

利用数值计算的方法研究了小间距冷却通道下的气膜孔流量系数.研究的重点是气膜孔雷诺数 Re 、吹风比 M 和气膜孔冷却通道高度 H 和气膜孔直径 D 之比 H/D 等因素的影响规律.在本文所研究范围内的结果表明:

1) 计算结果和 Gritsch 的实验结果吻合较好,表明本文所采用的计算模型和计算方法具有较高的可信度,在进行狭小空间内的气膜孔出流流动特性的研究是有效的;

2) 在相同气膜孔雷诺数 Re 下, C_d 随吹风比的增大而增大;在吹风比 $M < 1$ 时,影响尤为明显,当吹风比 $M > 1$ 时,影响趋于缓和;

3) 在同一吹风比 M 条件下,流量系数 C_d 随着气膜孔雷诺数 Re 的增大而减小,但变化的幅度不大;

4) 在相同的气膜孔雷诺数 Re 下, H/D 对流量系数 C_d 的影响比较明显,在 $H/D < 0.75$ 时, C_d 随着 H/D 的减小快速降低;在 $H/D = 0.75$ 和 $H/D = 1$ 时, C_d 随着 H/D 的减小而降低,但变化不明显.如当气膜孔雷诺数 $Re = 8000$, $H/D = 0.5$ 时, $C_d = 0.5635$, H/D 减小为0.33时, C_d 变化为0.5199,减小了7.7%;而当 H/D 从1减小到0.75时, C_d 从0.5925变化为0.5836,降低了1.5%.

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] Bunker R S, Bailey J C. Film cooling discharge coefficient measurements in a turbulated passage with internal cross flow [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123 (10) : 774-780

[3] Gritsch M, Saumweber C, Schulz A, et al. Effect of internal coolant crossflow orientation on the discharge coefficient of shaped film cooling holes [J]. ASME J. Turbomach., 2000, 122: 146-153

[4] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes with varying angles of inclination and orientation [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(10): 781-787

[5] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Method of correlating discharge coefficients of film cooling Holes [R]. AIAA J., 1998, 36: 976-980

[6] 倪萌,朱惠人,裘云,等.带肋壁与气膜孔内流通道中肋高度对流量系数的影响[J].燃气轮机技术,2004,17(2): 30-34.

NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Effect of rib height on the discharge coefficients of film hole in the internal passage [J]. Gas Turbine Technology, 2004, 17(2): 30-34. (in Chinese)

[7] Funazaki K, Tarukawa Y, Kudo T. Heat transfer characteristics of an integrated cooling configuration of ultrahigh temperature turbine blades: experimental and numerical investigations[R]. 20012GT20148

[8] 刘震雄,毛军逵,郭文,等.双层壳型冲击/气膜复合冷却效果的实验研究[J].航空动力学报,2007,22(2): 217-221.

LIU Zhenxiong, MAO Junkui, GUO Wen, et al. Experiment investigation of a double deck jet impingement/film structure's cooling coefficient [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 217-221. (in Chinese)

[9] Fluent Inc. Fluent user's guide [M]. Lebanon, NH: Fluent Inc., 1999

[10] 倪萌,朱惠人,裘云,等.肋角度对流量系数影响的数值模拟研究[J].航空动力学报,2004,19(2): 196-200.

NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Numerical investigation of influence of rib orientation on discharge coefficients [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 196-200. (in Chinese)

[11] 倪萌,朱惠人,裘云,等.带肋的内流通道中气膜孔流量系数的研究[J].燃气涡轮试验与研究,2004,17(1): 24-28. (in Chinese)

NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Investigation of film hole discharge coefficient of the internal passage with rib turbulators [J]. Gas Turbine Technology, 2004, 17(1): 24-28. (in Chinese)

[12] 雷云涛,林智荣,袁新.不同吹风比下平板气膜冷却数值模拟[J].清华大学学报(自然科学版),2008,48(8): 1332-1334.

LEI Yuntao, LIN Zhirong, YUAN Xin. Numerical study of film cooling of a flat plate at different blowing ratios [J]. J. Tsinghua Univ. (Sci. and Tech.), 2008, 48(8): 1332-1334. (in Chinese)

[13] 郭婷婷,刘建红,李少华,等.气膜冷却流场的大涡模拟[J].中国电机工程学报,2007,27(11): 84-87.

GUO Tingting, LIU Jianhong, LI Shaohua, et al. Large eddy simulation of film cooling [J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(11): 84-87. (in Chinese)