

文章编号:1000-8055(2011)03-0543-08

## 气膜内冷通道高度对气膜孔流量系数的影响

毛军逵<sup>1</sup>, 胡 博<sup>2</sup>, 苏云亮<sup>3</sup>, 郭 文<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 上海飞机设计研究院 动力燃油设计研究部, 上海 200232;

3. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院 涡轮室, 成都 610500)

**摘 要:** 以一种基于旋流增益的强化换热技术为研究对象, 对狭小受限的气膜孔内冷通道中气膜孔的流量系数开展了试验研究. 试验中通过改变气膜孔雷诺数  $Re(4800 \sim 26000)$ 、吹风比  $M(0.36 \sim 2.74)$ 、无量纲冷却通道高度  $h/d(0.33 \sim 2.0)$  等参数, 研究了狭小空间的几何结构、流动参数等对单排气膜孔平均流量系数  $C_d$  的影响, 并得到了相关的经验准则关系式. 试验发现: 在主流雷诺数不变的工况下, 随着气膜孔雷诺数的增加, 流量系数逐步增加. 在给定气膜孔雷诺数下, 随着吹风比  $M$  的变大, 气膜孔流量系数逐步增大. 当  $h/d$  减小后, 气膜孔流量系数随之逐渐降低. 当气膜孔雷诺数大于 9500 时,  $h/d$  的变化对气膜孔流量系数的影响尤为显著.

**关 键 词:** 气膜冷却; 流量系数; 内冷通道; 受限空间; 旋流

**中图分类号:** V231.1

**文献标识码:** A

## Experimental study of the discharge coefficient of film outflow varying with the internal cooling channel's height

MAO Jun-kui<sup>1</sup>, HU Bo<sup>2</sup>, SU Yun-liang<sup>3</sup>, GUO Wen<sup>3</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Power and Fuel System Design Department,  
Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China;

3. The Gas Turbine Department, China Gas Turbine Establishment,  
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

**Abstract:** According to the heat transfer enhancement with vortex, experiments were performed to investigate the discharge coefficient of film outflow in narrow confined space, which the ratio of the internal cooling channel height to the diameter of film cooling hole ( $h/d$ ) was smaller than 1. In experiments, the rules of discharge coefficient  $C_d$  varying with the film cooling hole Reynolds number ( $4800 \sim 26000$ ), blowing rate  $M$  ( $0.36 \sim 2.74$ ), dimensionless of film cooling channel height  $h/d$  ( $0.33 \sim 2.0$ ) were studied in detail, and the similarity criteria for discharge coefficients varying with these parameters were concluded. The experimental results show that the film cooling hole discharge coefficient increase with the film cooling hole Reynolds number when the main flow Reynolds number is constant. In the constant film cooling hole Reynolds number cases,  $C_d$  increase with the blowing rate  $M$

收稿日期:2010-02-23; 修订日期:2010-10-04

基金项目:航空推进技术验证计划

作者简介:毛军逵(1976—),男,浙江杭州人,副教授,博士,主要从事发动机热管理,空气系统热分析、高效低阻强化换热技术、传热与传质研究.

rising especially when  $M$  is smaller than 1. It is also found in experiments that the  $C_d$  decrease with dimensionless of film cooling channel height  $h/d$  increasing, especially in the cases which the film cooling hole Reynolds number is larger than 9500.

**Key words:** film cooling; the discharge coefficient; internal cooling channel; narrow confined space; vortex

目前航空发动机涡轮叶片主要由各种镍基高温合金材料组成,其极限工作温度为 1400 K,而现今高性能航空燃气机涡轮中的燃气温度已经高达 2100 K 左右<sup>[1]</sup>. 高效的冷却技术可以延长涡轮叶片及其他受热部件的使用寿命,可以使用更经济的材料以降低成本,还可以有效降低冷却空气量、减小发动机动力损失以提高发动机的热效率和推质比. 这使得冷却结构和冷却技术在未来高性能发动机研制中占有举足轻重的地位.

航空燃气涡轮发动机冷却技术发展趋势一方面是充分挖掘现有基本冷却方式(冲击、冲击+气膜、冲击+肋+气膜、扰流柱等)的潜力,另一方面是尽可能将它们结合起来,对发动机热端部件实施高效的复合冷却. 如美国综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划研制的“铸冷”叶片,俄罗斯设计的“铸冷”工作叶片等就是在这种发展趋势下产生的.

通过对“铸冷”涡轮叶片机理性的研究发现:同现有涡轮叶片内部冷却结构相比,“铸冷”涡轮叶片不再简单地利用扩展换热表面来提高换热效果<sup>[2]</sup>. 它们利用先进的铸造和精细加工技术在其内部构造出狭小的空间结构,在这些特殊结构中仍采用常规的“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,冷却效率显著提高. 毛军逵、刘震雄等<sup>[3-5]</sup>针对铸冷技术的机理研究表明,受限狭小空间内气流在冲击、空间受限和曲率表面共同影响下,将产生旋流结构,而这些“铸冷”技术正是利用产生的旋流来提高强化换热效果.

显然采用这种基于旋流增益的强化冷却方式,必须详细了解冷却结构内的流场分布,特别是受限内冷通道的几何结构参数对气膜孔出流量或流量系数的影响规律,从而能够优化冷却结构,在强化内部换热的同时满足外部气膜冷却对冷气量的要求,进一步提高冷却效果.

气膜孔流量系数的研究在过去的几十年中已经开展了不同层次、多方向的研究. 如针对气膜孔

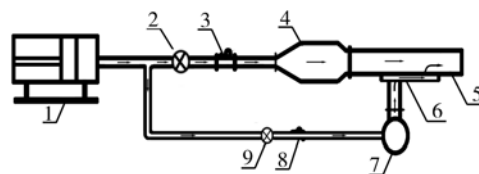
倾角、导向角对流量系数的影响, Hay, Burd, Gritsch, 方韧等<sup>[6-9]</sup>在各自研究中研究了气膜孔倾角为 30°, 45° 和 90°, 导向角为 0°, 45°, 90° 的工况. 针对气膜孔结构对流量系数的影响, Gritsch 等<sup>[10]</sup>对 5 种不同几何结构的圆柱型气膜孔进行了流量系数的研究;朱惠人等<sup>[11]</sup>研究了孔形是簸箕形孔、圆锥形孔及圆柱形孔的气膜孔的情况. 关于气流通道中肋高和角度对流量系数的影响,倪萌,朱惠人等<sup>[12-13]</sup>分别开展了试验和数值模拟研究.

综合来看,目前关于气膜孔流量系数的研究主要集中在冷却通道高度与气膜孔直径之比大于 1、自由流动通道内的气膜孔出流的研究上,对于狭小受限空间(冷却通道高度与气膜孔直径之比小于 1)的气膜孔出流特性尚未开展过细致研究.

## 1 试验设备与试验方法

### 1.1 流量系数测量试验台

试验系统如图所示,可分为主流进气段、主流段整流风洞、试验段、次流进气段、次流稳压段、流量测试系统六部分组成.



1 压气机; 2 主流阀门; 3 主流涡街流量计;  
4 主流段整流风洞; 5 试验段; 6 气膜孔盖板;  
7 次流稳压桶; 8 次流涡街流量计; 9 次流阀门

图1 受限空间内气膜孔流量系数测量试验系统

Fig. 1 Schematic of the experimental facility

试验中主流和次流的空气均由压气机提供. 压气机产生的压缩空气一部分通过涡街流量计后,进入主流段的整流风洞,再进入试验段后形成主流. 另一部分压缩空气通过调节阀门和次流涡街流量计,经过稳压腔内稳流后,通过气膜孔流出,在主流的作用下形成气膜冷却.

试验中,主流流量和次流流量均采用涡街流

量计测量,利用总压探针(内径 0.8 mm)测量气膜孔附近总压,同时在壁面上加工静压孔,综合利用精密压力表、水排、微压计来进行不同范围的压力测量.具体的测试系统精度如表 1 所示.

表 1 测量仪器及其精度  
Table 1 Measurement apparatus and precision

| 名称         | 仪器说明                      | 精度     |
|------------|---------------------------|--------|
| 高精度数字电压显示仪 | 0~200 mV                  | ±0.1%  |
| 涡街流量计(主流)  | LU-13151BD0211010         | 1 级    |
| 涡街流量计(次流)  | LU-13021BD0211010         | 1 级    |
| 精密压力表      | 型号:YB-150<br>量程:0~0.1 MPa | 0.25 级 |
| 水排         | 量程:0~2 m                  | mm 水柱  |
| 微压计        | 型号:Y-61                   | 1 级    |

### 1.2 试验段和试验件

试验件根据相似原理与试验的需要,气膜板尺寸参数在真实尺寸基础上进行放大处理.试验件模型示意图如图 2 所示,为单排 5 个气膜孔结构.为适应试验段中气流的压力,气膜板上层采用厚度为 2 mm 的铝合金板保证强度,下层采用厚度为 10 mm 的有机玻璃板,两板采用螺钉进行紧固连接,形成一个完整的气膜板试验件.其中在铝合金板突出的安装边上加工有安装孔,用于在主流通道试验段中安装和固定气膜板试验件.

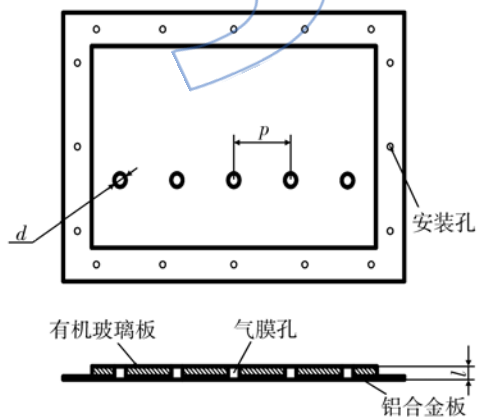


图 2 气膜孔板结构示意图  
Fig. 2 Schematic of the film plate

在加工主流试验段通道时,根据气膜板几何构造,在通道壁面上铣出厚度为 2 mm 的阶梯型安装边,如图 3 所示,将气膜板试验件镶嵌于主流矩形试验段中,确保了气膜板上下表面分别与通道壁面平齐,最后将气膜板盖板装配在主流试验

段通道上,形成完整的受限空间.

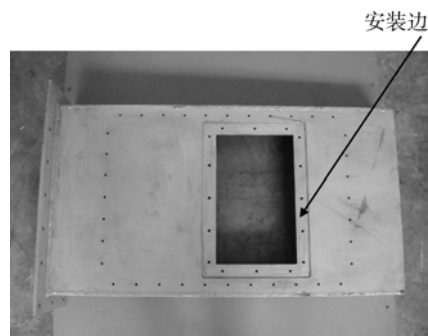


图 3 试验段结构示意图  
Fig. 3 Schematic of the test section

### 1.3 试验工况

在流量系数试验研究中通过改变气膜孔雷诺数  $Re$ 、气膜孔之间的间距  $p$ 、气膜孔受限边距(距冷却通道后侧)  $s$ 、定距块高度  $h$  等参数,观察这些参数的变化对气膜孔流量系数  $C_d$  的影响,具体工况如表 2 所示.

表 2 试验参数表  
Table 2 Flow and structure parameters

| 参数名称                | 参数变化范围                                                                                            |
|---------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 气膜孔直径 $d/\text{mm}$ | 12                                                                                                |
| 气膜孔雷诺数 $Re$         | 4 800, 5 600, 6 500, 9 500,<br>11 000, 13 000, 14 300, 168 000,<br>19 000, 19 600, 22 300, 26 000 |
| 吹风比 $M$             | 0.36, 0.5, 0.7, 0.8, 1.0, 1.2,<br>1.3, 1.4, 1.5, 1.7, 1.8,<br>1.9, 2.0, 2.3, 2.74                 |
| 通道高度比 $h/d$         | 0.33, 0.5, 0.75, 1.0, 2.0                                                                         |
| 气膜孔间距比 $p/d$        | 5                                                                                                 |
| 受限间距比 $s/d$         | 5                                                                                                 |

### 1.4 试验数据处理

#### 1.4.1 流量系数的定义

冷却气流经气膜孔孔壁时,由于存在进口损失、摩擦损失、出口突扩损失,而导致实际通过小孔气流流量  $\dot{m}_{re}$  比相同流动情况下理论流量  $\dot{m}_{th}$  小,由此引出气膜孔流量系数的定义

$$C_d = \dot{m}_{re} / \dot{m}_{th} \quad (1)$$

由于影响实际流量的因素很多,因此实际流量由试验确定,理论流量由连续方程及伯努利定律计算.

通过气膜孔的理论流量

$$\dot{m}_{th} = A_2 \sqrt{2\rho_2(p_t - p_m)} \quad (2)$$

通过气膜孔的流量系数为

$$C_d = \dot{m}_{re} / A_2 \sqrt{2\rho_2(p_t - p_m)} \quad (3)$$

式中  $p_t, p_m, A_2, \rho_2$  分别为气膜孔入口次流的总压、主流静压、气膜孔的总面积、次流的密度。

#### 1.4.2 气膜孔雷诺数的定义

气膜孔雷诺数定义为

$$Re = \dot{m}_2 d / \mu A_2$$

式中  $\dot{m}_2$  为次流通过气膜孔的质量流量,  $d$  为气膜孔直径,  $\mu$  为动力黏度,  $A_2$  为气膜孔面积。

#### 1.4.3 吹风比的定义

次流与主流的吹风比  $M$  定义为

$$M = \rho_2 u_2 / \rho_m u_m \quad (4)$$

式中  $\rho_2, \rho_m$  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

$$M = \dot{m}_2 A_m / \dot{m}_m A_2 \quad (5)$$

试验中是通过固定次流雷诺数, 改变主流雷诺数的方法来实现吹风比的变化。

## 2 试验结果及分析

### 2.1 气膜孔雷诺数 $Re$ 对气膜孔流量系数 $C_d$ 的影响

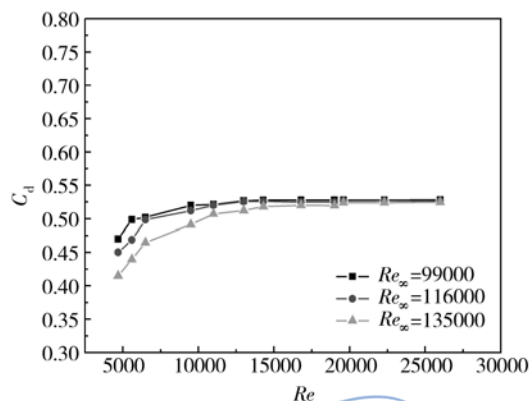
图4给出了主流雷诺数  $Re_\infty$  为 99000, 116000, 135000, 无量纲冷却通道高度  $h/d$  在 0.33~1.0 的工况下, 气膜孔流量系数  $C_d$  (以下简称流量系数) 随气膜孔雷诺数  $Re$  的变化曲线。

从图4(a)~(c)可以明显地看出, 在主流雷诺数  $Re_\infty$  保持不变的条件下, 随着气膜孔雷诺数  $Re$  的增加, 流量系数  $C_d$  逐步增加, 并且随着主流雷诺数  $Re_\infty$  的增加, 这种增长趋势保持不变。同时从图中可以发现, 随着气膜孔雷诺数  $Re$  的增加, 流量系数  $C_d$  的增加幅度逐步减小, 如当气膜孔雷诺数  $Re$  数从 4700 增加到 11000, 流量系数由 0.4576 增大为 0.521, 而当气膜孔雷诺数  $Re$  数从 11000 增加为 26000 时, 流量系数  $C_d$  仅仅从 0.521 变化为 0.528, 提高了 0.04%。

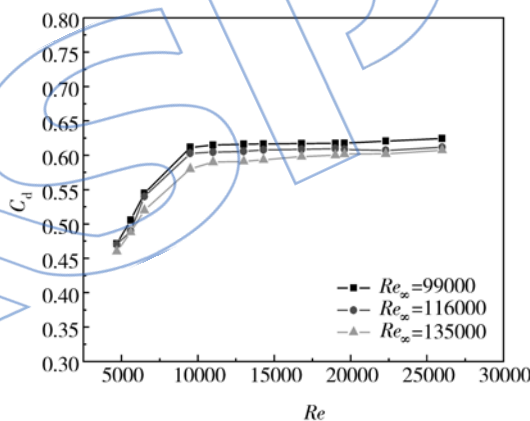
在相同的主流雷诺数  $Re_\infty$  情况下, 随着气膜孔雷诺数  $Re$  的增加, 通过气膜孔流入主流的次流流速增加, 这一方面使得气膜孔内摩擦阻力损失的影响相对较小, 另一方面削弱了主流引起的堵塞效应, 因此, 流量系数  $C_d$  随着气膜孔雷诺数  $Re$  的增加而增加。

比较图4(a)~4(c), 可以看出流量系数的绝

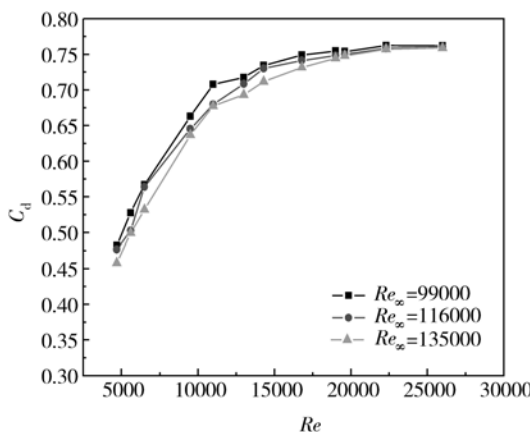
对值随着主流雷诺数  $Re_\infty$  的增加而减小, 并且随着  $h/d$  的增加, 流量系数受主流雷诺数  $Re_\infty$  变化的影响逐渐削弱。关于  $h/d$  对流量系数的影响将在后文中进一步分析。



(a)  $p/d=5, s/d=5, h/d=0.33$



(b)  $p/d=5, s/d=5, h/d=0.5$



(c)  $p/d=5, s/d=5, h/d=1.0$

图4 气膜孔流量系数  $C_d$  随气膜孔雷诺数  $Re$  的变化曲线

Fig. 4 Rules of discharge coefficient  $C_d$  varying with the film cooling hole Reynolds number

## 2.2 吹风比 $M$ 对气膜孔流量系数 $C_d$ 的影响

图 5(a)~(d) 给出了无量纲冷却通道高度  $h/d$  在 0.33~2.0 工况下, 吹风比  $M$  在 0.36~1.4 之间, 气膜孔流量系数  $C_d$  随吹风比  $M$  的变化曲线. 由于试验中是通过固定次流雷诺数, 改变主流雷诺数的方法来实现吹风比的变化, 并且在不同的吹风比区间给出了不同的次流雷诺数, 因此流量系数随吹风比变化的曲线不连续.

从图 5 可以看出, 在同一气膜孔雷诺数  $Re$  下, 气膜孔流量系数  $C_d$  随着吹风比  $M$  的增大而增大, 并且当吹风比  $M < 1$  时, 流量系数  $C_d$  随着吹风比  $M$  的增大而快速增大, 变化比较明显. 当吹风比  $M > 1$  时, 随着吹风比  $M$  的增大流量系数  $C_d$  逐渐增大, 变化比较平缓.

如图 5(c) 所示, 在  $h/d = 0.75$  工况下,  $Re = 4700$  时,  $M = 0.36$ ,  $C_d = 0.456$ , 当  $M$  增大到 0.5 时,  $C_d = 0.477$ , 增加 4.6%. 当  $Re = 6500$  时,  $M = 0.5$ ,  $C_d = 0.523$ , 随着  $M$  的增大, 当  $M$  增大到 0.7

时,  $C_d = 0.554$ , 增加 5.9%.

图 5 中的结果表明, 在同一气膜孔雷诺数  $Re$  下, 增大吹风比  $M$ , 就减少了主流流量, 降低了主流流速, 削弱了主流对气膜孔出流的堵塞效应, 使气膜孔流量系数  $C_d$  增大.

综合试验数据分析, 对于相同的气膜孔雷诺数  $Re$ , 在吹风比  $M$  较小时, 随着吹风比  $M$  的增大流量系数  $C_d$  变化比较明显. 分析原因是因为: 主流对气膜孔出流的堵塞效应比较明显, 气流流出气膜孔的损失绝大部分是掺混损失, 当  $M$  增大到一定值后, 流量系数  $C_d$  随  $M$  的增加而稍有增加, 后趋于平缓. 这主要是主流对气膜孔出流的堵塞效应逐渐减小, 气流流出气膜孔突扩损失的影响相对增大, 掺混损失的影响相应减小.

## 2.3 无量纲冷却通道高度 $h/d$ 对气膜孔流量系数 $C_d$ 的影响

图 6 为给定的主流雷诺数  $Re_\infty$  条件下, 气膜孔流量系数  $C_d$  随无量纲冷却通道高度  $h/d$  的变

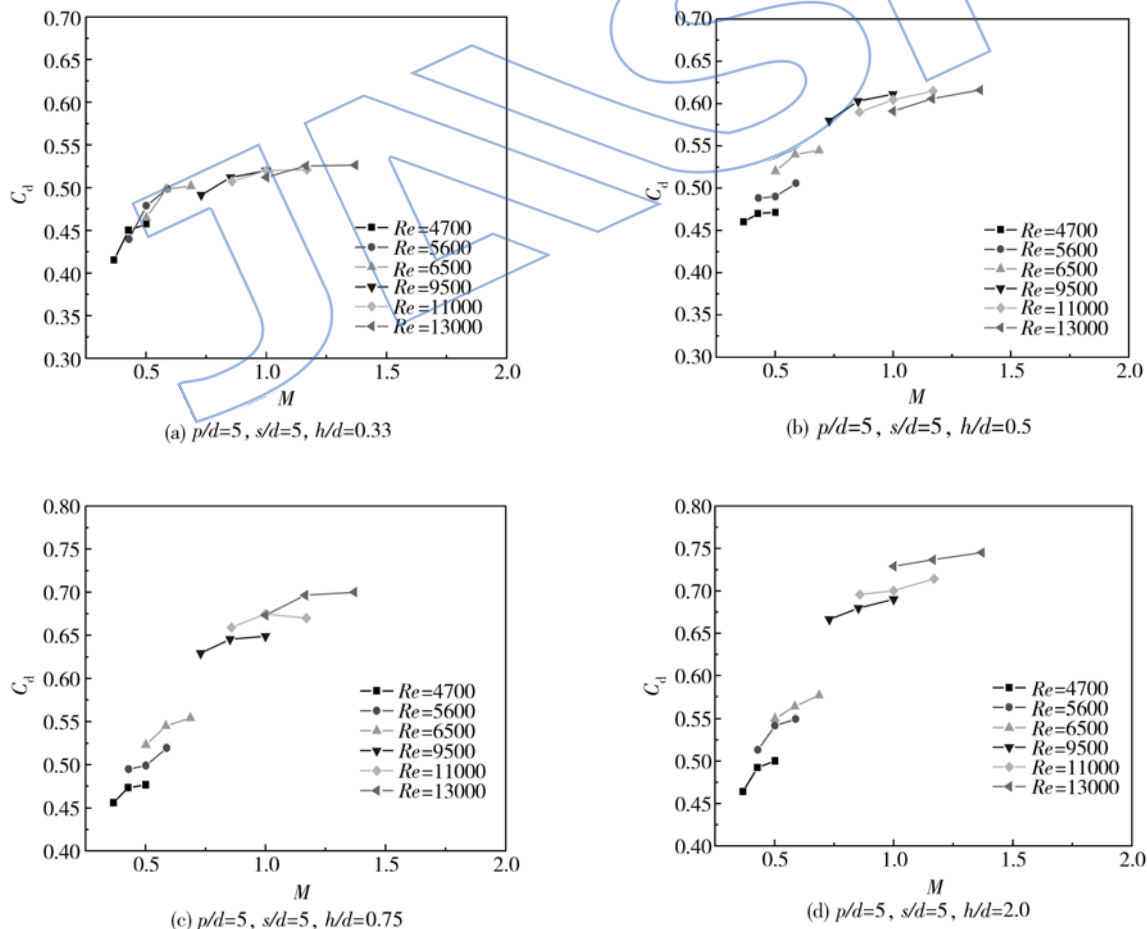
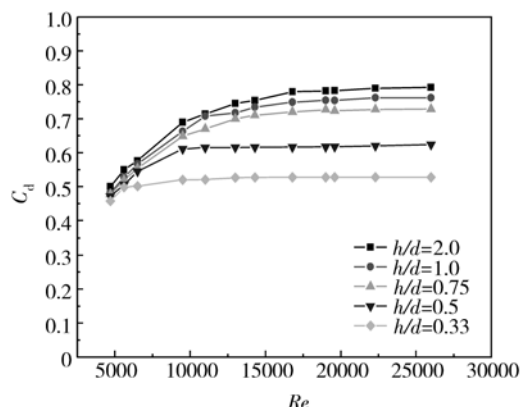


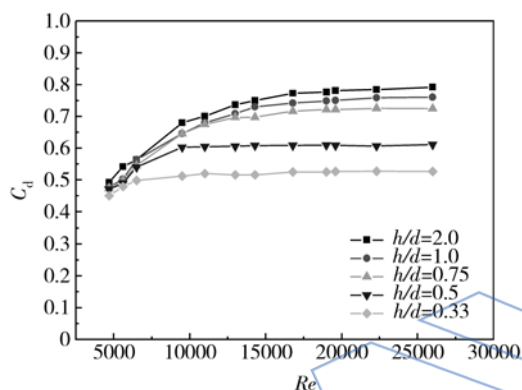
图 5 气膜孔流量系数  $C_d$  随吹风比  $M$  的变化曲线

Fig. 5 Rules of discharge coefficient  $C_d$  varying with the blowing rate  $M$

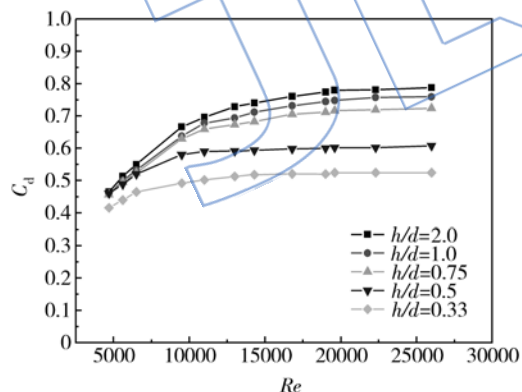
化曲线图。



(a)  $p/d=5, s/d=5, Re_{\infty}=99000$



(b)  $p/d=5, s/d=5, Re_{\infty}=116000$



(c)  $p/d=5, s/d=5, Re_{\infty}=135000$

图6 气膜孔流量系数  $C_d$  随  $h/d$  的变化曲线

Fig. 6 Rules of discharge coefficient  $C_d$  varying with  $h/d$

从图6中可以看出,气膜孔流量系数  $C_d$  随着  $h/d$  的减小而减小,尤其当  $h/d < 0.75$  时,气膜孔流量系数  $C_d$  随着  $h/d$  的减小而快速降低。

为了进一步分析通道间距减小对流量系数带来的影响,利用计算流体动力学(CFD)技术模拟了在  $h/d$  分别为 0.33, 0.5, 0.75, 1.0, 吹风比

$M=0.5$ , 孔雷诺数  $Re=8000$  情况下的速度矢量分布,见图7。

从计算结果可以看出,当  $h/d=1.0$  时,在气膜孔入口处(图7中A区),次流和因为冷却通道受限导致的次流回流没有发生剧烈的碰撞,流体动量损失较小,次流在进入气膜孔时限制较少,流体很自然地流入气膜孔出流。当  $h/d$  逐步减小后,在气膜孔入口处(图7中A区),次流和次流回流发生碰撞的剧烈程度增加,流体动量损失相应地增加,流体在气膜孔附近的偏转被逐步限制,流过气膜孔的流体也随之减少,导致流量系数  $C_d$  减小。

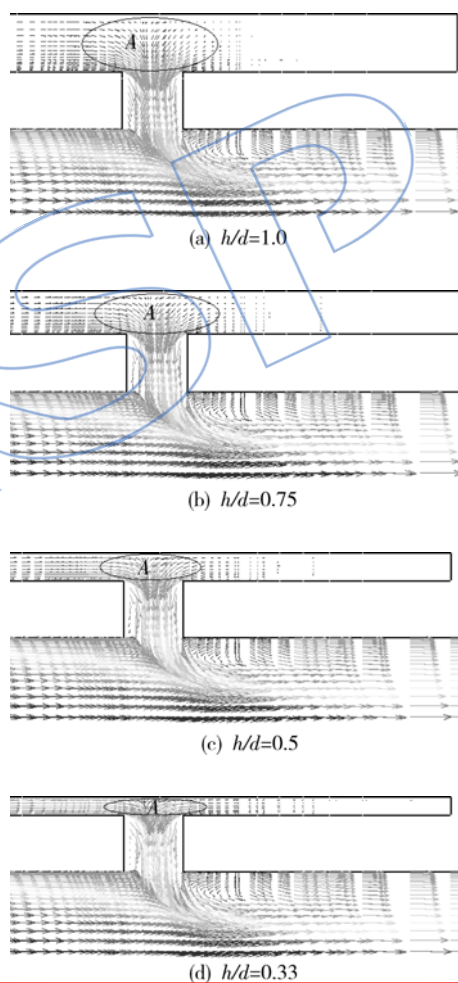


图7 不同  $h/d$  情况下气膜孔中心截面速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector in film hole varying with  $h/d$

综合试验结果说明,在相同的气流流动工况下,随着  $h/d$  的减小,增大了气流流进气膜孔时的进口损失,导致气膜孔流量系数  $C_d$  的减小。

## 2.4 流量系数经验关系式整理

试验中发现在无量纲冷却通道高度  $h/d \geq 0.75$  的试验工况下,流量系数  $C_d$  随着雷诺数  $Re$

的增大而增大;而在无量纲冷却通道高度  $h/d < 0.75$  的试验工况下,流量系数  $C_d$  随着雷诺数  $Re$  的增大而减小. 所以本文将气膜孔流量系数  $C_d$  经验关系式整理成两种形式:一是在无量纲冷却通道高度  $h/d \geq 0.75$  下的经验关系式;二是在无量纲冷却通道高度  $h/d < 0.75$  下的经验关系式.

对 180 组试验工况得出的流量系数  $C_d$  进行拟合,得到经验关系式如下:

当  $h/d \geq 0.75$  时,流量系数  $C_d$  经验关系式

$$C_d = 0.12924 \left( \frac{h}{d} \right)^{0.06654} Re^{0.18} M^{0.079}$$

当  $h/d < 0.75$  时,流量系数  $C_d$  经验关系式

$$C_d = 0.71559 \left( \frac{h}{d} \right)^{0.3218} Re^{-3.4323 \times 10^{-5}} M^{0.115}$$

上述经验公式的适用范围是:  $h/d = 0.33 \sim 2.0$ ,  $Re = 4780 \sim 26000$ ,  $M = 0.36 \sim 2.74$ . 将全部试验工况的试验结果与经验公式计算出来的结果对比于图 8 中.

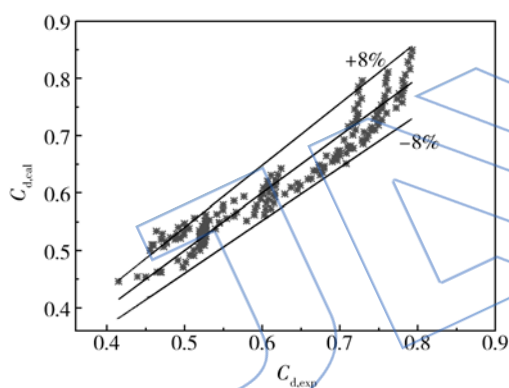


图 8 试验结果和拟合经验关系式比较图

Fig. 8 Similarity criteria compared with experimental results

从图 8 中可以看出,在试验工况范围内,试验所得的流量系数  $C_d$  与经验公式计算所得的流量系数  $C_d$  的误差范围基本都在  $\pm 8\%$  以内,对实际的工程设计可以起到一定的指导作用.

### 3 结 论

通过试验研究,得到如下结论:

1) 在相同的主流雷诺数情况下,随着气膜孔雷诺数  $Re$  的增加,气膜孔流量系数  $C_d$  增大.

2) 在气膜孔雷诺数不变的工况下,随着主流雷诺数的增加,气膜孔流量系数  $C_d$  逐渐减小. 当气膜孔雷诺数  $Re$  由 19000 增大到 26000 时,气膜孔流量系数  $C_d$  随主流雷诺数变化幅度较小,并

逐渐趋近于一个常数.

3) 在同一气膜孔雷诺数下,当吹风比  $M < 1$  时,气膜孔流量系数  $C_d$  随着吹风比  $M$  的增大而快速增大,变化明显;当吹风比  $M > 1$  时,气膜孔流量系数  $C_d$  随着吹风比  $M$  的增大缓慢增加,变化平缓.

4) 随着  $h/d$  的减小,气膜孔流量系数  $C_d$  逐渐降低. 试验中,当气膜孔雷诺数  $Re > 9500$  时,  $h/d$  对气膜孔流量系数  $C_d$  的影响尤为明显;当气膜孔雷诺数  $Re < 9500$  时气膜孔流量系数  $C_d$  随  $h/d$  的变化幅度较小.

### 参考文献:

- [1] 侯晓春,季鹤鸣. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,1999:1-9.
- [2] Van der Linden S, Gnaedig G, Kreitmeier F. Advanced turbine systems: studies and conceptual design [R]. Morgantown, West Virginia: FE/EE Advanced Turbine Systems Conference, FE Fuel Cells and Coal-Fired Heat Engines Conference, 1993.
- [3] 毛军逵,刘震雄,郭文. 小间距单孔冲击凸面靶板流场结构实验[J]. 航空动力学报,2007,22(10):1598-1603.  
MAO Junkui, LIU Zhenxiong, GUO Wen. Experimental investigation of a double-decker jet impingement/film structure's cooling coefficient [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1598-1603. (in Chinese)
- [4] 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[J]. 航空动力学报,2007,22(2):216-221.  
LIU Zhenxiong, MAO Junkui, GUO Wen, et al. Experiment investigation of a double-decker jet impingement/film structure's cooling coefficient [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 216-221. (in Chinese)
- [5] 毛军逵,刘震雄,郭文. 小间距冲击凹柱面靶板换热特性实验[J]. 推进技术,2008,29(2):143-148.  
MAO Junkui, LIU Zhenxiong, GUO Wen. Experiment of heat transfer on concave surface in single jet impingement cooling system in small jet-to-target space [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 143-148. (in Chinese)
- [6] Hay N, Henshall S E, Manning A. Discharge coefficients of hole angled to the flow direction [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116(1): 92-96.
- [7] Burd S W, Simon T W. Measurements of discharge coefficients in film cooling [J]. ASME J. Turbomach., 1999, 121(2): 243-248.
- [8] 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 Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 146-152.
- [9] 方韧,林宇震,李彬,等. 燃烧室多斜孔壁流量系数研究 [J]. 航空动力学报,1998,13(1):61-64.

- FANG Ren, LIN Yuzhen, LI Bin, et al. Discharge coefficients of inclined multi-hole wall cooling in a combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 61-64. (in Chinese)
- [10] 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.
- [11] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 42-451.
- ZHU Hui ren, XU Duchun, LIU Songling, et al. The investigation in the effects of film cooling holes shape on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 42-451. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 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)

JAS