

文章编号: 1000 8055(2009)03-0499-08

角度和孔间距对双向扩张型孔流量系数影响的实验

李广超, 朱惠人, 樊慧明

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了研究非常规扩张孔的流动特性, 测量了一排 7 个双向扩张孔的平均流量系数. 气膜孔的前倾角为 20° , 45° 和 90° , 径向角为 0° , 30° 和 65° , 孔间距与孔径比为 2, 3 和 4. 动量比变化范围为 1 到 8. 结果表明, 径向角为 0° 的流量系数随前倾角的增加显著增加. 前倾角为 20° 的流量系数随径向角的增加略有减小. 前倾角为 90° 的流量系数随孔间距的增加而增加.

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 流量系数; 实验

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Influence of angles and hole pitches on discharge coefficients of expanded holes at inlet and outlet

LI Guang-chao, ZHU Hui-ren, FAN Hui-ming

(School of Engine and Power,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper presented discharge coefficients of the expanded holes at inlet and outlet with plane angles of 20° , 45° , 90° , radial angles of 0° , 30° , 65° and the ratios of pitch to diameter of 2, 3, 4. The momentum flux ratios varied in the range from 1 to 8. The results show that discharge coefficients of radial angle = 0° increase significantly when the plane angles increase from 20° to 90° . The effect of plane angle becomes weak with the increasing radial angles. Radial angles have weak influence on the discharge coefficients of plane angle = 20° and discharge coefficients of plane angle = 45° and plane angle = 90° decreases when the radial angles increase from 0° to 65° . Discharge coefficients of plane angle = 90° increase when the ratios of hole pitch to the diameter increase from 2 to 4.

Key words: turbine; film cooling; discharge coefficient; experiment

现代高性能航空发动机的涡轮入口温度已经远高于叶片材料的熔点, 必须对涡轮叶片进行冷却才能够保证其正常工作. 气膜冷却是涡轮叶片经常采用的冷却方式. 气膜孔的流量系数是气膜冷却研究的重要参数, 代表冷气从叶片内部冷却通道流过气膜孔喷入燃气过程的阻力特性. 知道了气膜孔的流量系数, 才能够准确地设计冷却结

构和冷气压力来达到合理地分配冷气量的目的. 国内外有关气膜孔流量系数的研究主要集中在圆型孔的情况^[1-3], 结果表明气膜孔入口倒角可以减小气流进入孔时形成的分离区, 使冷气流过孔时的有效流通面积增大, 流量系数相应增大. 孔型变化对流量系数影响主要集中在圆柱型孔出口型状的改变^[4-5], 而改变气膜孔入口型状对流量系数影

收稿日期: 2008 02 29; 修订日期: 2008 07 08

作者简介: 李广超 (1979-), 男, 辽宁铁岭人, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件传热与冷却技术的研究.

E-mail: ligc706@yahoo.com.cn

响的研究报道没有见到. 根据气膜孔入口的流动特性可以预见, 改变入口型状可以有效地抑制冷气进入气膜孔时的分离流动. 有关气膜孔几何布局对流量系数的影响报道较少, 只有文献[6]研究了倾角和方位角对圆型孔流量系数的影响, 而孔间距对流量系数的影响没有见过报道. 基于以上原因, 本文系统研究了气膜孔前倾角、径向角和孔间距变化对双向扩张孔流量系数的影响.

1 实验设备及数据处理方法

1.1 实验设备

实验在回流风洞上进行. 由于涡轮叶片上沿

燃气流向的压力分布主要为顺压力梯度, 所以, 本文的实验段设计成收缩的. 图 1 为实验段简图. 图 2(a) 为实验测试模型, 带气膜孔的部分是可以拆卸的, 实验模型由半圆柱面和两个平板组成, 用有机玻璃加工而成. 厚径比 $t/d=3$, 孔长径比 L/d 随前倾角的减小而增加. 图 2(b) 为双向扩张型孔几何结构. 双向扩张型孔出口和入口都有 15° 的侧向扩张. 冷气在气膜孔入口进入孔时由于孔沿着冷气流动方向的收缩而加速, 这可以有效减小冷气进入气膜孔时的流动损失. 孔入口和出口宽度与孔径的比为 1.5. 前倾角 α 、径向角 β 和孔间距 P 的定义如图 3 所示. 具体的角度如表 1 所示,

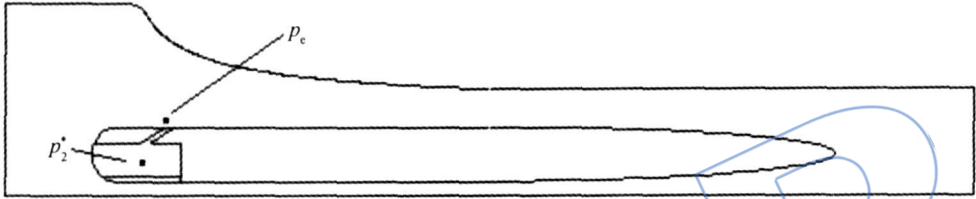


图 1 实验段简图
Fig.1 Schematic of test rig

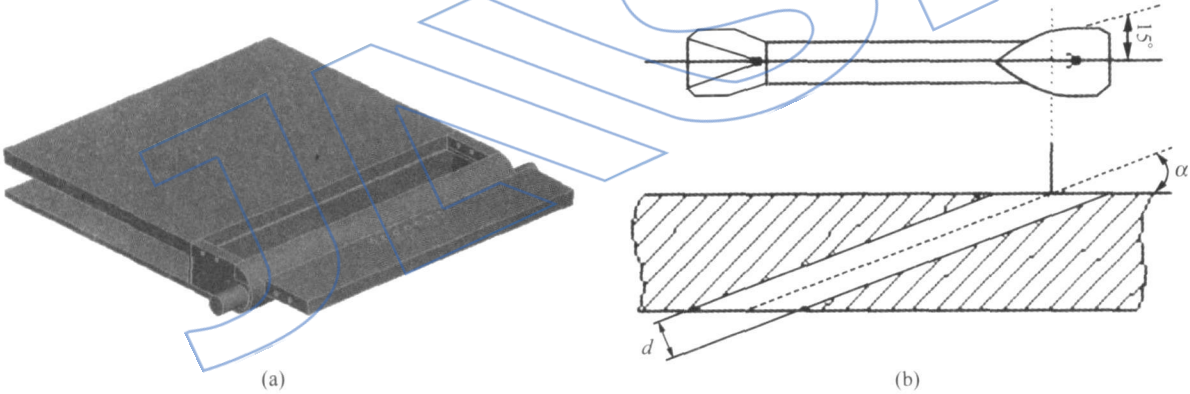


图 2 实验模型简图
Fig.2 Schematic of test model

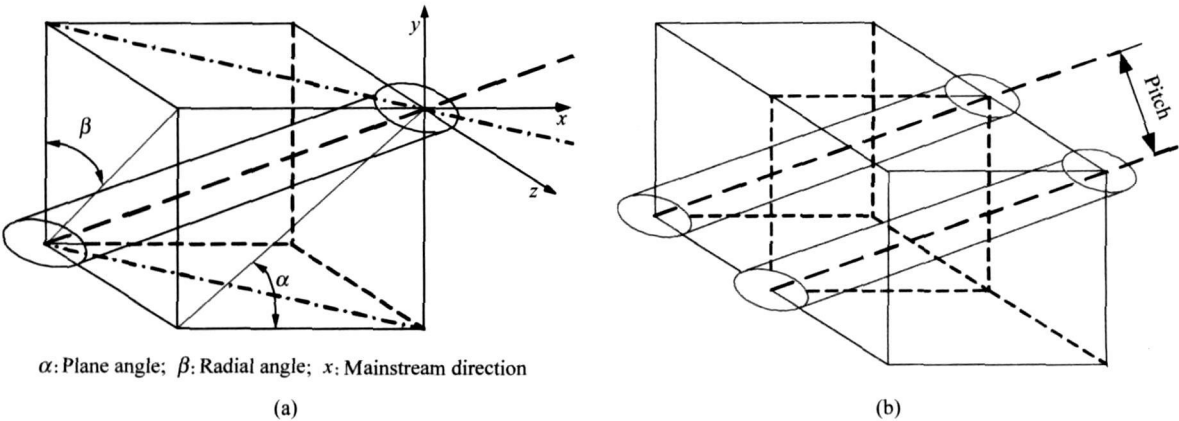


图 3 前倾角、径向角和孔间距示意图
Fig.3 Schematic of plane angle, radial angle and hole pitch

孔间距 P/d 为 2, 3, 4. 在前缘滞止线上游 240 mm 位置放置了方形栅格来产生较高的主流湍流度. 主流由轴流式风机驱动, 主流来流速度用比托管测量, 根据压力分布计算出对应气膜孔处的当地速度, 基于当地速度和气膜孔圆柱直径的主流雷诺数为 6400. 二次流用离心风机提供. 二次流流量由浮子流量计测量.

表 1 测量模型的具体角度和长径比
Table 1 Detailed angle and ratio of length to diameter

$\alpha /(^{\circ})$	$\beta /(^{\circ})$	L/d
20	0	8.77
20	30	8.94
20	65	10.88
45	0	4.24
45	30	4.58
45	65	7.71
90	0	3.00
90	30	3.46
90	65	7.10

1.2 数据处理方法

流量系数的定义为

$$C_D = \frac{m_1}{m_2} = \frac{m_1}{(\pi \times d^2/4) \times 7 \sqrt{2\rho_2(p_2^* - p_e)}}$$
 (1)

动量比定义为

$$I = \rho_2 u_2^2 / \rho u^2$$
 (2)

密度比的定义为

$$DR = \rho_2 / \rho$$
 (3)

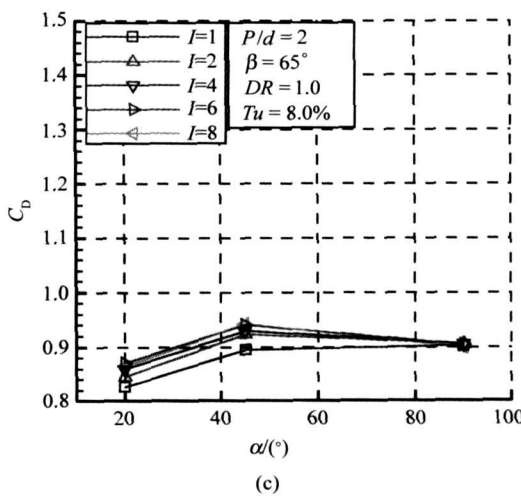
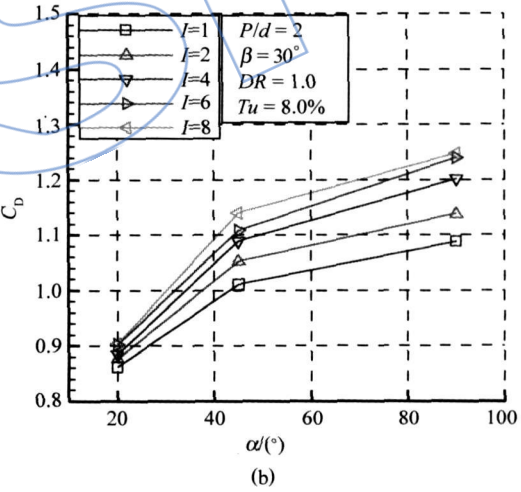
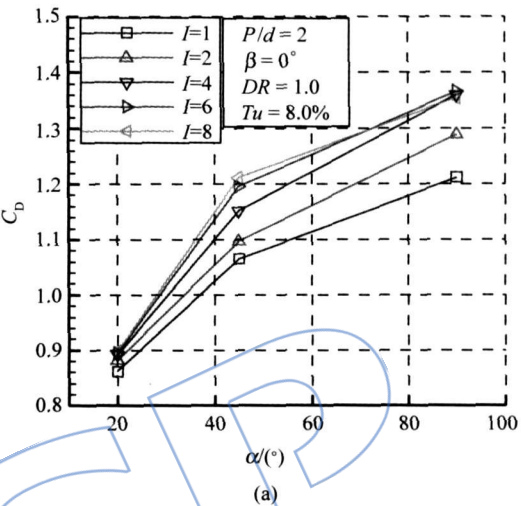
其中 m_1 为通过气膜孔的真实质量流量, m_2 为气膜孔的理想流量, d 为气膜孔的直径, ρ 为主流密度, ρ_2 为二次流密度, u 为主流当地速度, u_2 为气膜孔内平均速度, p_2^* 为与气膜孔相连的供气腔静压, 由于供气腔足够大, 认为腔内静压和总压相等, p_e 为气膜孔出口静压. 湍流度的定义为 $Tu = (\overline{u'^2})^{0.5} / \bar{u}$, 即脉动速度方均根与时均速度的比值. 流量系数的不确定度大约为 6%.

2 实验结果与分析

2.1 前倾角的影响

从图 4 (a), (d) 和 (g) 可以看出, 当 $\beta = 0^{\circ}$ 时,

流量系数随前倾角的增加显著增加, 前倾角从 20° 增加到 90° 流量系数增幅高达 40% ~ 70%. 分析流量系数增加的原因, 气流进入气膜孔时的弯转随前倾角的增加而迅速减小, 在气膜孔入口处的流动损失迅速减小. 同时, 前倾角从 20° 增加到 90° , 气膜孔长径比从 8.77 迅速减小到 3, 使沿程流动损失减小.



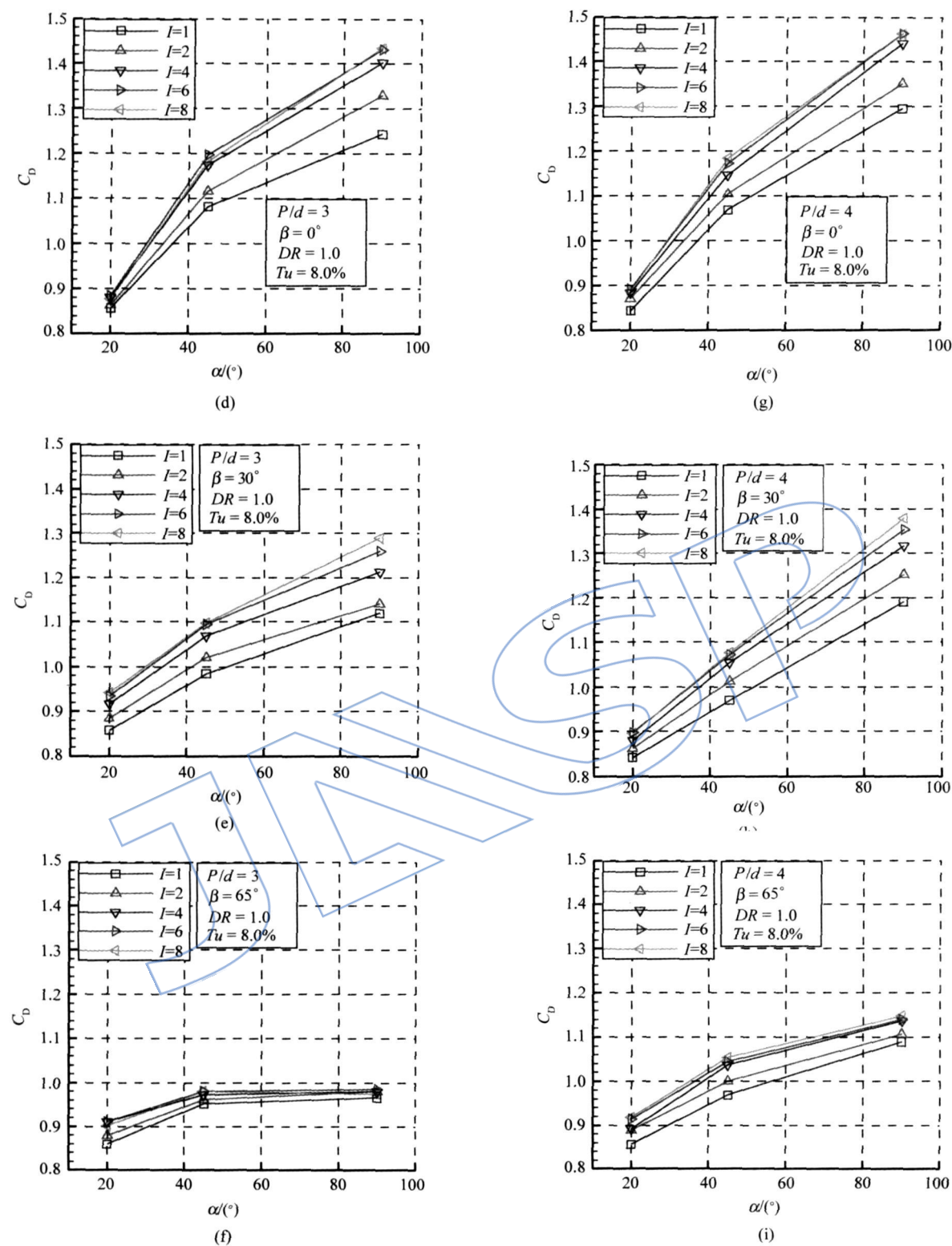


图4 前倾角对流量系数的影响

Fig. 4 Effect of plane angles on discharge coefficients

随着径向角的增加, 流量系数随前倾角增幅减小(图4(a)~(c)). 当 $\beta = 65^\circ$ 时, 前倾角从 20° 增加到 90° , 流量系数增幅达 10% ~ 25%. 径向角变大时, 相同的前倾角变化所导致的气膜孔倾角

和气膜孔长径比变化减小. 当 $\beta = 65^\circ$ 时, 前倾角从 20° 增加到 90° , 倾角只从 16° 增加到 25° , 长径比只从 10.88 减小到 7.10, 较小的倾角和长径比变化不足以引起流量损失的明显变化.

当 $\beta = 0^\circ$ 和 $\beta = 30^\circ$ 时, 在不同的孔间距下, 流量系数随前倾角的增加都是显著增加的, 前倾角从 20° 增加到 90° , 流量系数增幅在 25% 和 70% 之间. 当 $\beta = 65^\circ$ 时, 在不同的孔间距下, 流量系数随前倾角的变化略有不同. 前倾角从 20° 增加到 45° , 流量系数都增加了 0.05 左右, 增幅仅为 6%; 前倾角从 45° 增加到 90° , $P/d = 2$ 和 $P/d = 3$ 时的流量系数几乎没有变化, 而 $P/d = 4$ 时流量系数增加了 0.13, 增幅为 15%. 在不同的动量比下, 前倾角增加导致的流量系数增幅有所不同. 当 $\beta = 0^\circ$ 时, 大动量比下流量系数随前倾角的增幅大于低动量比下流量系数随前倾角的增幅. 以 $P/d = 2$ 为例, 前倾角从 20° 增加到 90° , 当 $I = 1$ 时, 流量系数增加了 0.34, 增幅高达 45%, 当 $I = 8$ 时, 流量系数增加了 0.47, 增幅为 60% 左右. 当 $\beta = 30^\circ$ 时, 这种差别有所减小. 当 $\beta = 65^\circ$ 时, 大动量比下流量系数随前倾角的增幅略小于低动量比下流量系数随前倾角的增幅. 以 $P/d = 2$ 为例, 前倾角从 20° 增加到 90° , 当 $I = 1$ 时, 流量系数增加了 0.08, 当 $I = 8$ 时, 流量系数只增加了 0.03.

2.2 径向角的影响

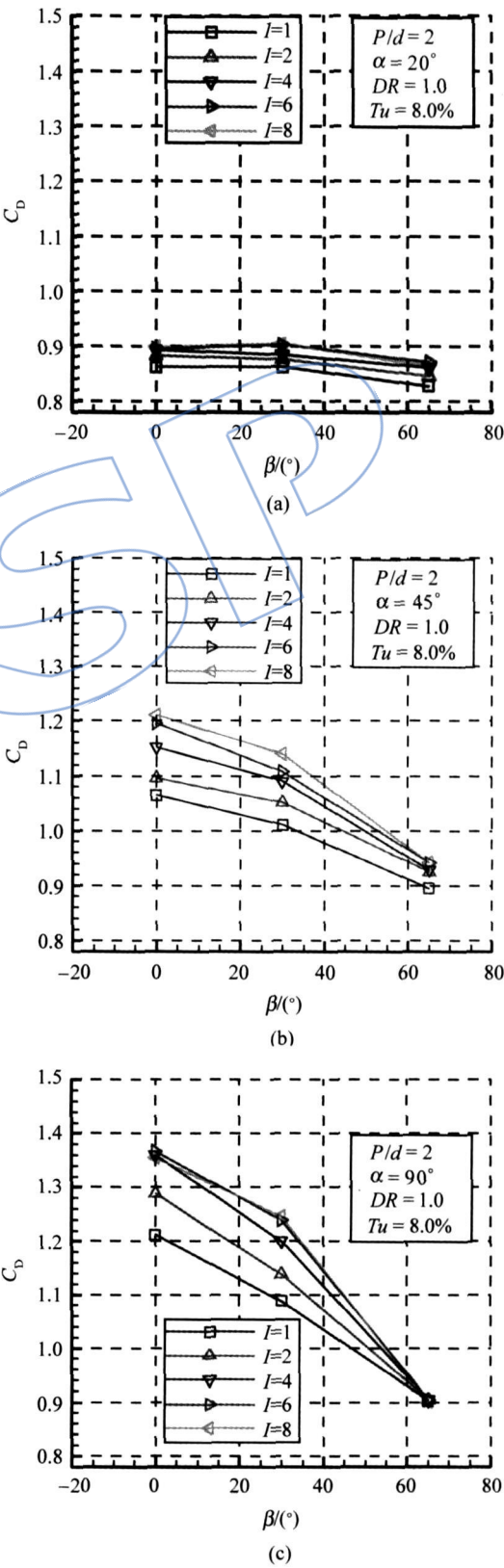
图 5 给出了在不同的孔间距和前倾角下, 流量系数随径向角的变化. 在不同的前倾角下, 径向角的改变对倾角变化的影响不同. 当 $\alpha = 20^\circ$ 时, 径向角从 0° 变化到 65° , 相应倾角从 20° 减小到 16° , 这种较小的变化对射流在气膜孔入口附近的流态影响较小, 入口流动损失也就接近. 气膜孔长径比从 8.77 变化到 10.88, 孔长只增加了 24%, 这不足以引起射流在气膜孔内部的沿程流动损失变化. 所以, 径向角对流量系数的影响较小.

随着前倾角的增加, 径向角变化导致倾角和孔长变化越来越明显. 当 $\alpha = 45^\circ$ 时, 径向角从 0° 变化到 65° , 相应倾角从 45° 减小到 22.9° , 长径比从 4.24 增加到 7.71, 增幅达 82%; 当 $\alpha = 90^\circ$ 时, 相应倾角从 90° 减小到 25° , 长径比从 3 增加到 7.10, 增幅高达 136%. 倾角的显著减小和孔长的迅速增加导致冷气在气膜孔入口的流动损失和孔内沿程流动损失迅速增加. 所以, 流量系数随径向角的减小趋势在大前倾角下更为明显.

当 $\alpha = 20^\circ$ 时, 在不同的孔间距下, 径向角对流量系数的影响变化较小. 随着前倾角的增加, 在不同的孔间距下, 径向角对流量系数的影响差别逐渐明显. 以 $\alpha = 90^\circ$, $I = 1$ 为例, 径向角从 0° 增加到 65° , $P/d = 2$ 时, 流量系数减小了 0.30, $P/d = 3$ 时, 流量系数减小了 0.26, $P/d = 4$ 时, 流量系

数只减小了 0.21.

当 $\alpha = 20^\circ$ 时, 在不同的动量比下, 径向角对流量系数的影响变化较小. 随着前倾角的增加, 在不同的动量比下, 径向角对流量系数的影响差别逐渐明显. 以 $P/d = 2$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 为例, 径向角从 0° 增加到 65° , $I = 1$ 时, 流量系数减小了 0.30, $I =$



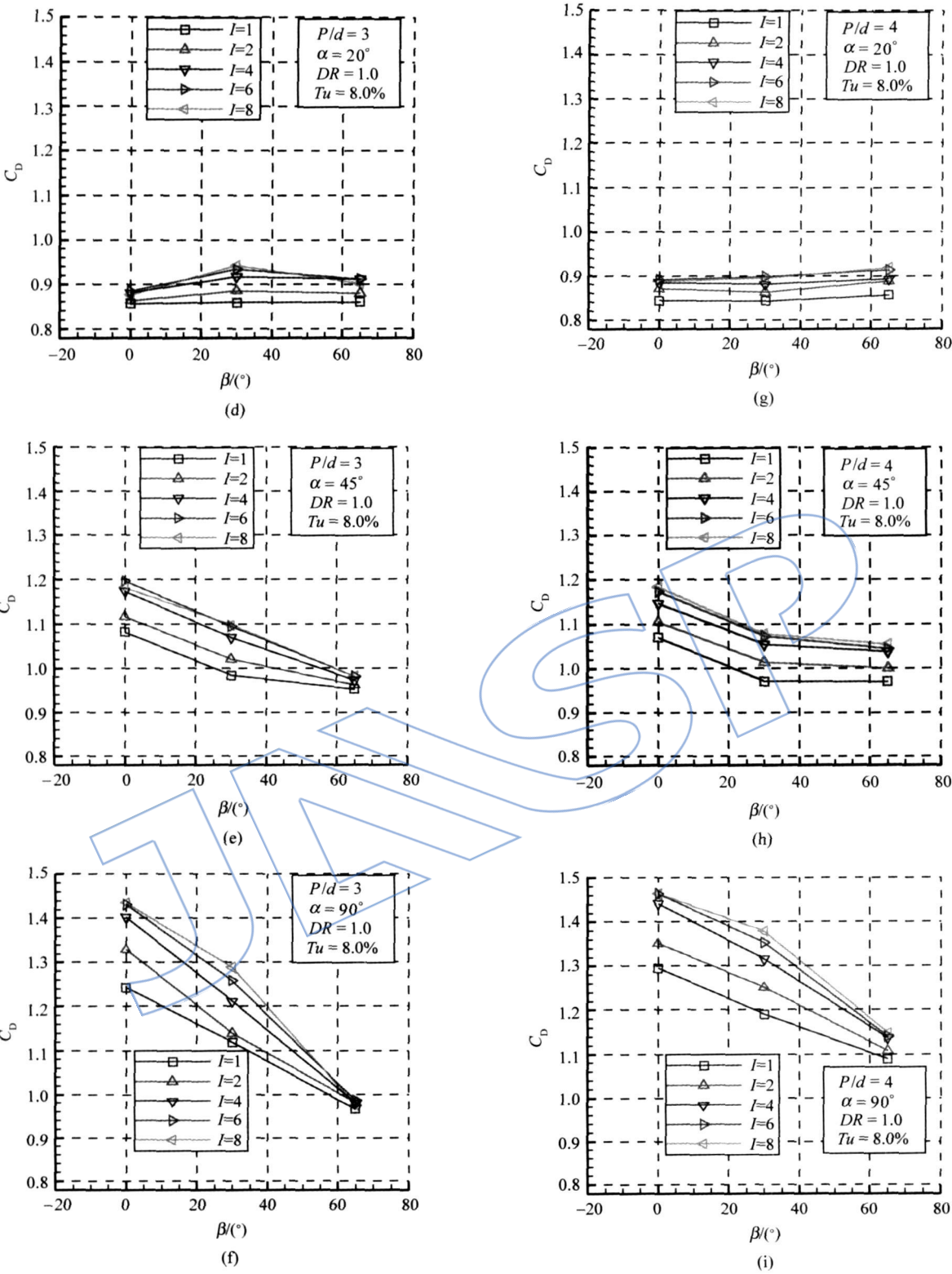


图 5 径向角对流量系数的影响

Fig. 5 Effect of radial angles on discharge coefficients

8 时, 流量系数减小了 0.47.

2.3 孔间距的影响

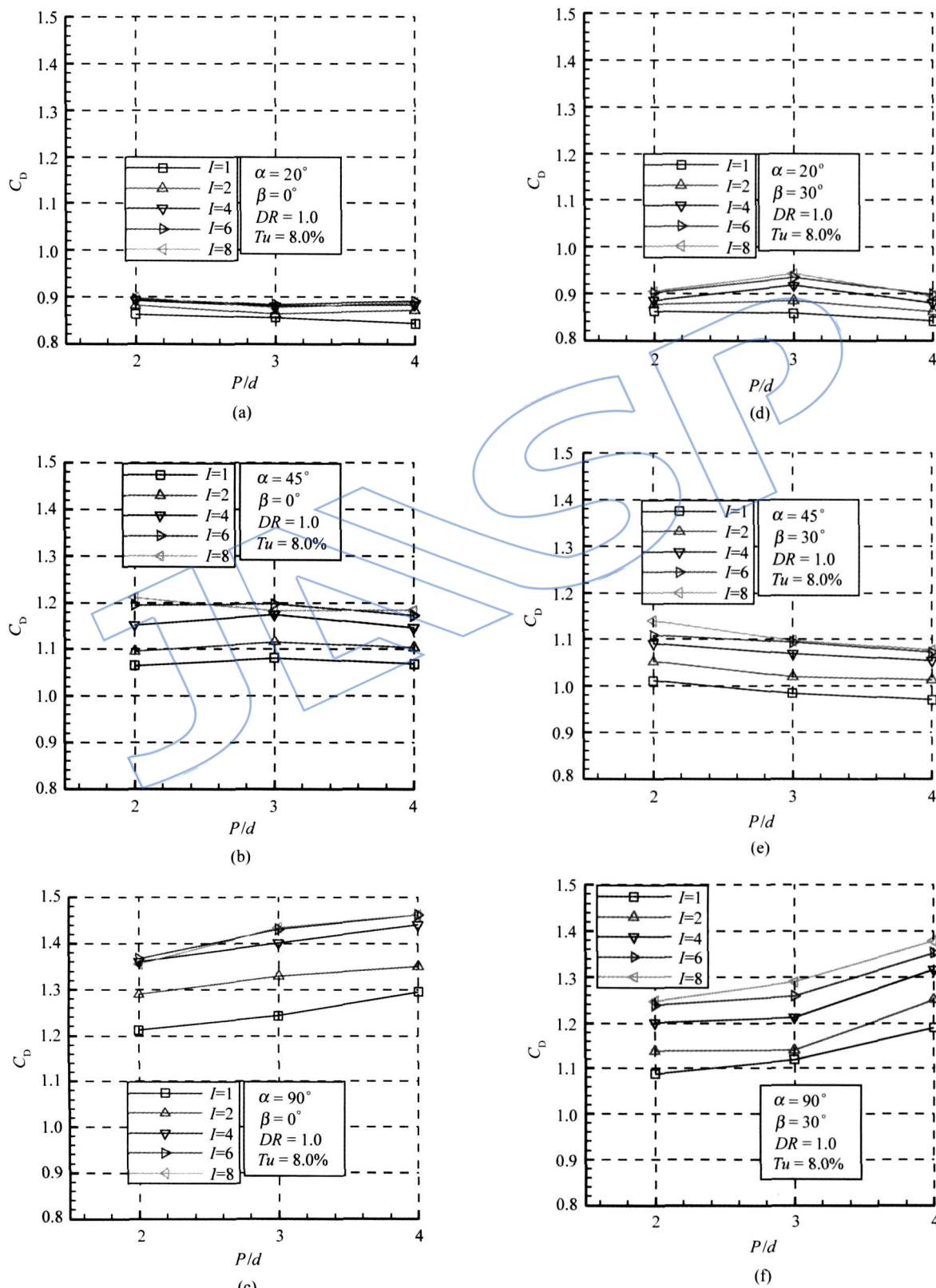
图 6 给出了在不同的前倾角和径向角下, 流

量系数随孔间距的变化规律. 当 $\alpha = 20^{\circ}$ 和 $\alpha = 45^{\circ}$ 时, 冷气从气膜孔喷出后由于速度矢量在法线方向的分量较小, 所形成的对旋涡较弱, 相邻气

膜孔喷出的冷气之间并不会发生显著的作用, 所以, 孔间距对流量系数的影响较弱.

当 $\alpha = 90^\circ$ 时, 孔间距的增加使流量系数增加. P/d 从 2 增加到 4, 流量系数增加了 0.1 左右, 增幅在 8% ~ 10%. 在不同的动量比下, 增幅基本一致. 分析其原因, 此时冷气在气膜孔出口处

的速度矢量基本处于法线方向, 只是在主流的挤压作用下向着主流的方向偏转. 冷气会喷入主流内离壁面较远的区域, 在气膜孔出口上方形成强而大的对旋涡, $P/d = 2$ 时的对旋涡作用最强, 射流与主流的掺混流动损失最大, 随着孔间距的增加, 相邻对旋涡之间的作用减弱, 出口流动损失减



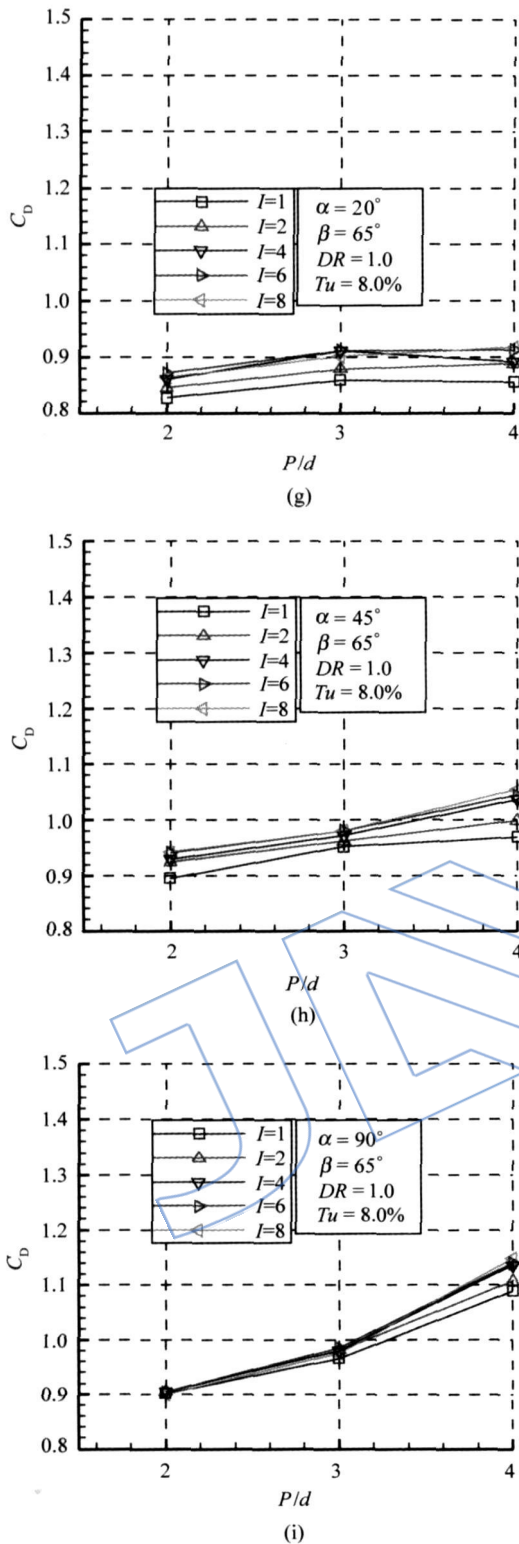


图 6 孔间距对流量系数的影响

Fig. 6 Effect of hole pitches on discharge coefficients

小,所以,流量系数随着孔间距的增加而增加.从图 6 还可以看出, $\alpha=20^\circ$ 和 $\alpha=45^\circ$ 时,流量系数随孔间距的变化较小,基本在不确定度的范围内,这是由于此时射流从气膜孔喷出后,在主流的挤压作用下,射流在壁面法向的速度分量较小,所形

成的对旋涡较弱,不同的孔间距下,相邻气膜孔出口的对旋涡都是相互独立的,对漩涡受孔间距的影响较小,所以,流量系数随孔间距的变化较小; $\alpha=90^\circ$ 时,流量系数随孔间距的增加而增加,这是由于 $\alpha=90^\circ$,射流从气膜孔喷出后的壁面法向速度最高,所形成的出口对漩涡也最强,孔间距较小时,相邻气膜孔出口的对漩涡相互作用的非常强烈,导致出口流动损失较大,所以,流量系数随着孔间距的增加而增加.

3 结 论

本文通过实验研究了气膜孔前倾角 α 、径向角 β 和孔间距 P/d 对流量系数的影响,得到的结论如下:

- 1) 流量系数随着前倾角 α 的增加而增加.在不同的径向角下,增加幅度不同.当 $\beta=0^\circ$ 时,流量系数增幅高达 40%~70%;当 $\beta=65^\circ$ 时,流量系数增幅达 10%~25%.
- 2) 当 $\alpha=20^\circ$ 时,径向角 β 对流量系数的影响较小;当 $\alpha=45^\circ$ 和 $\alpha=90^\circ$ 时,流量系数随径向角 β 的增加而减小.
- 3) 当前倾角 $\alpha=20^\circ$ 和 $\alpha=45^\circ$ 时,孔间距对流量系数的影响较小;当 $\alpha=90^\circ$ 时,孔间距的增加使流量系数增加了 8%~10%.

致谢: 本项研究是在英国 Rolls-Royce 公司资助下完成的,作者在此表示感谢.

参考文献:

[1] Burd S W, Simon T W. Measurements of discharge coefficients in film Cooling[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 131: 797-798.

[2] Hay N, Spencer A. Discharge coefficients of cooling hole with radiused and chamfered inlet [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 14(4) : 707-706.

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

[4] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Discharge coefficient measurements of film cooling holes with expanded exits [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 557-562.

[5] Gritsch M, Saumweber C, Schulz A. Effect of internal coolant crossflow orientation on the discharge coefficient of shaped film cooling holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 146-122.

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