

主流压力梯度对气膜孔流量系数影响机理

朱惠人, 骆剑霞, 黄小杨, 刘志刚
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 测量了主流零压力梯度、正压力梯度及负压力梯度条件下气膜孔流量系数, 分析了主流压力梯度对气膜孔流量系数的影响机理. 结果显示: 正、负压力梯度的存在对气膜孔流量系数的影响幅度最大值分别为 22% 及 26%. 主流压力梯度会对喷出气流施加弯转作用及挤压作用, 同时也会改变喷出气流与近壁面主流的掺混作用, 从而影响气膜孔流量系数. 挤压作用使喷出气流管变细而增加喷出气流的流动损失; 弯转作用主要影响喷出气流的流动轨迹, 正压力梯度下弯转作用使喷出气流的轨迹靠近壁面而远离其自由喷射方向增加流动损失, 负压力梯度的作用则相反; 掺混作用会增加喷出气流的动量消耗, 正压力梯度对掺混有抑制作用, 从而减少喷出气流用于掺混的动量损失, 负压力梯度则相反.

关 键 词: 推进系统; 压力梯度; 燃气涡轮; 流量系数; 气膜孔

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Influence physics of mainstream pressure gradient on film hole discharge coefficient

ZHU Hui-ren, LUO Jian-xia, HUANG Xiao-yang, LIU Zhi-gang

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Film hole discharge coefficients at different mainstream pressure gradients (zero pressure gradient, positive pressure gradient and negative pressure gradient) were tested, and influence physics of mainstream pressure gradient on film hole discharge coefficient was analyzed. Result shows that the maximum amplitude of effect on film hole discharge coefficient of mainstream positive and negative pressure gradients are 22% and 26% respectively. At different mainstream pressure gradients, bending effect and crushing effect of mainstream on jet are different, together with the changed interaction of jet with mainstream, and therefore the film hole discharge coefficient will be different. Crushing effect makes jet narrower and enhances the jet flow loss. Bending effect can change jet flow track; the positive pressure gradient makes jet flow close to the wall but far away from the free ejection direction, resulting in more flow loss; to the contrary, the negative pressure gradient may decrease the flow loss. The mixing effect enhances the momentum dissipation of jet, while at positive pressure gradient, the mixing effect is restrained and then momentum dissipation of jet decreases, however, the rule is opposite at negative pressure gradient.

Key words: propulsion system; pressure gradient; gas turbine;
discharge coefficient; film hole

提高航空发动机涡轮入口燃气的温度是提高发动机的热效率、增大发动机推力的最有效途径。目前航空发动机中燃气的温度已远远超过涡轮叶片材料的熔点,因此必须对涡轮叶片采取有效的冷却措施。气膜冷却是涡轮叶片上采用的一种重要冷却方式。在气膜冷却设计中,气膜孔流量系数是一个重要的参数,只有充分掌握了气膜孔流量系数,才能够准确地设计气膜冷却结构,达到更好的气膜冷却效果。影响气膜孔流量系数的因素有很多,有几何参数也有气动参数,其中几何参数包括气膜孔结构、气膜孔沿流向的夹角、气膜孔的偏角等。气动参数则包括流出气膜孔冷却气体与主流燃气的动量比、密度比,流过气膜孔主流燃气的湍流度、压力梯度等。因此在气膜冷却研究中,必须充分了解上述各种因素对气膜孔流量系数的影响规律。

国内外已展开了大量的有关气膜孔流量系数的研究工作。文献[1-2]针对圆型气膜孔研究了倒角、导角对气膜孔流量系数的影响,发现导角可以减小二次流进入气膜孔时形成的分离区,出口倒角可以降低二次流喷出时的突扩损失。Burd等^[3]研究了圆柱型气膜孔长径比对气膜孔流量系数的影响,结果表明在有外流的情况下短气膜孔流量系数略高。文献[4-8]研究了改变圆柱型气膜孔出口形状对流量系数的影响,出口扩张会增加气膜孔流量系数。Gritsch等^[9]研究了内部横流对气膜孔流量系数的影响,试验结果显示,横流的存在使气膜孔流量系数减小,在较低的压比下,横流的影响更加明显。Roger等^[10]研究了外部主流对气膜孔流量系数的影响,认为外部主流流过气膜孔时会像盖子一样从来流方向覆盖气膜孔出口,阻碍二次流的流出,使气膜孔流量系数减小。文献[11-12]研究倾角为 30° 、方位角为 0° 的气膜孔流量系数时也都观察到类似现象。但对于倾角接近 90° 的气膜孔,气膜孔流量系数会因外部气流存在而提高^[13-14],这种情况可能是因为气膜孔的垂直射流导致外部气流在气膜孔出口处迅速加速,使得此处静压值小于计算气膜孔流量系数时所采用的气膜孔出口静压,所以气膜孔流量系数的计算值偏高^[14]。Gritsch等^[12]研究还发现,外部气流的影响程度取决于气膜孔内流速的大小,并定义了气膜孔内二次流与主流之间的动量比参数来描述其影响规律:气膜孔内二次流与主流的动量比越小,外部气流的阻碍作用越强,气膜孔流量系数越小;而当动量比达到2.0以上时,外部气流的阻碍作

用基本可以忽略不计。邓明春等^[15]还研究了密度比对圆型气膜孔流量系数的影响。

有关主流压力梯度变化对气膜孔流量系数影响的研究较少,而众所周之,在涡轮叶片表面不同部位,主流压力梯度是不同的,因此开展主流压力梯度对气膜孔流量系数影响的研究具有较为重要的意义。本文重点通过对试验结果的分析,探讨了在不同气膜孔方位角条件下主流压力梯度(零压力梯度、正压力梯度及负压力梯度)对气膜孔流量系数的影响机理。

1 风洞试验段及试验模型

试验在回流式风洞中进行,整个系统分为主流系统和二次流系统两部分。其中主流气体由轴流风机提供,不同的主流压力梯度由不同的试验段实现,图1中分别给出了实现零压力梯度、正压力梯度及负压力梯度的3种试验段结构示意图。二次流气体由压气机提供,流量由浮子流量计测定,流量的大小由与浮子流量计相连接的阀门控制。本试验研究的是双向扩张型气膜孔,其几何结构如图2所示。双向扩张型气膜孔出口和入口都有 15° 的侧向扩张,有利于削弱冷气进入气膜孔及流出气膜孔时的突缩效应及突扩效应,能够减小二次流经气膜孔的流动损失。

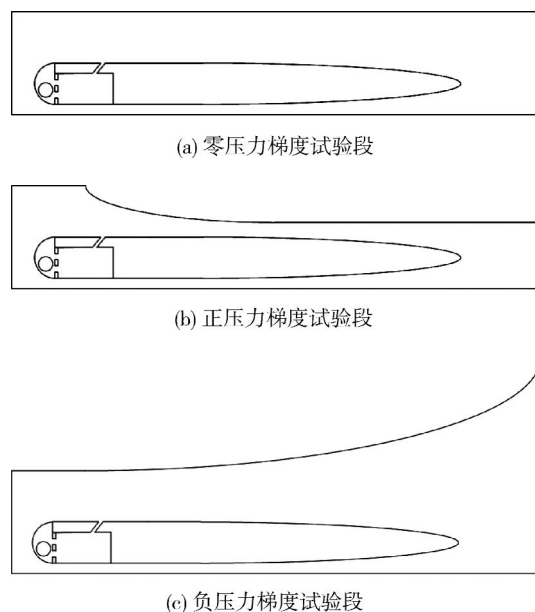


图1 不同主流压力梯度试验段示意图

Fig. 1 Sketch of test sections at different mainstream pressure gradients

图3给出了通过测量获得正压力梯度主流及负压力梯度主流的加速度因子 k 的分布曲线。图

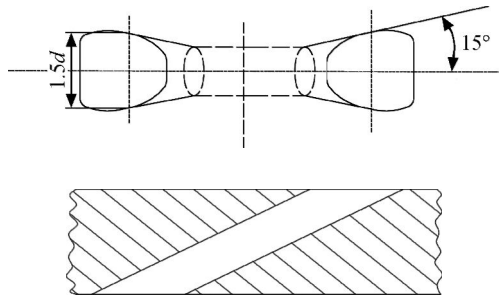


图 2 双向扩张型气膜孔示意图
Fig. 2 Sketch of double-expanding film hole

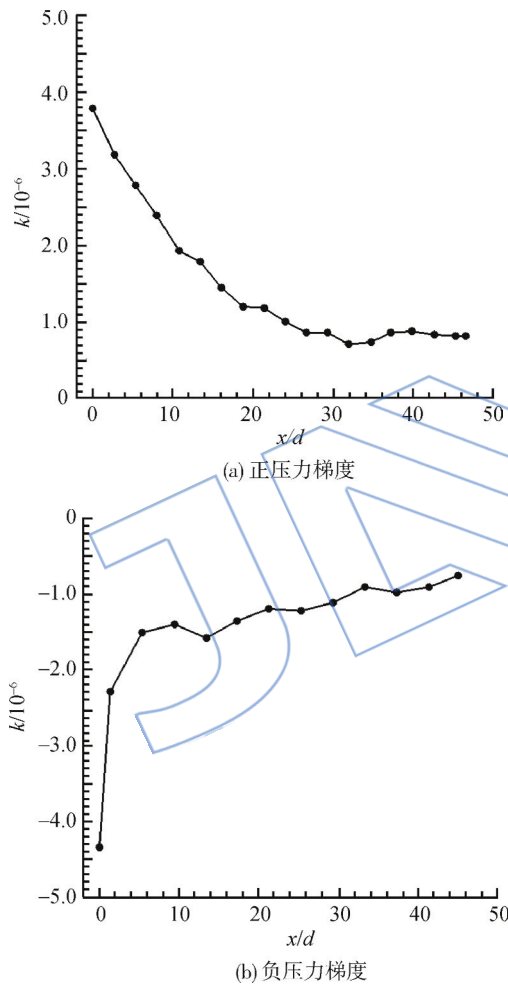


图 3 主流加速度因子分布曲线
Fig. 3 Distribution curve of mainstream acceleration factor

中 d 为气膜孔的直径, $x/d=0$ 处即为气膜孔的位置, 该位置的加速度因子在负压力梯度时为 -4.3×10^{-6} , 正压力梯度时为 3.8×10^{-6} , 主流的湍流度为 0.4%.

加速度因子由下式定义:

$$k = \nu \cdot \frac{du_m}{dx} / u_m^2$$

式中 ν 为运动黏度, u_m 表示主流速度.

2 试验参数及气膜孔流量系数定义

图 4 给出了气膜孔主要几何参数的定义, 主流的流动方向定义为 x 轴的正方向. 前倾角是气膜孔轴线与其在 xOy 平面的投影的夹角, 表示为 α . 径向角是气膜孔轴线在 xOy 平面上的投影与 x 轴的夹角, 表示为 β . 气膜孔间距用相邻两个气膜孔的中心线距离 P 与气膜孔的直径 d 的比值 P/d 表示. 气膜孔厚径比 $t/d=3$, 气膜孔长径比 L/d 随前倾角的减小而增加. 表 1 给出了试验中气膜孔几何参数及气动参数的变化范围.

动量比 I 的定义由下式给出:

$$I = \frac{\rho_c u_c^2}{\rho_m u_m^2}$$

其中 ρ_m 及 u_m 和 ρ_c 及 u_c 分别表示主流和二次流的密度及速度.

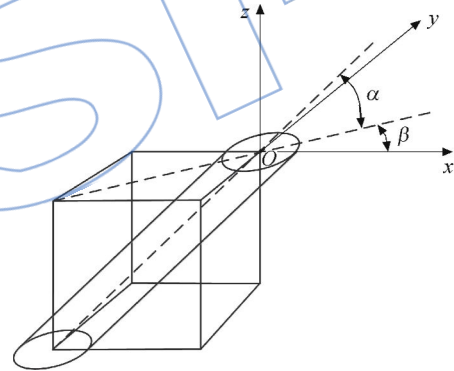


图 4 气膜孔几何参数定义
Fig. 4 Define of film hole geometry parameters

表 1 气膜孔的几何参数及气动参数
Table 1 Geometry parameters and aerodynamic parameters of film hole

P/d	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	I
2	20	0	1.0
3	45	30	2.0
4	90	65	4.0

气膜孔流量系数是流过气膜孔的实际流量与理论流量之比, 理论流量是假设从二次流总压到主流静压做等熵膨胀的条件下计算出来的. 气膜孔流量系数的计算公式为

$$C_d = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_t} = \frac{p_{tc} \left(\frac{p_m}{p_{tc}} \right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa}} \sqrt{\frac{2k}{(k-1)RT_{tc}} \left[\left(\frac{p_{tc}}{p_m} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \frac{\pi}{4} d^2}}{\dot{m}_t}$$

式中 C_d 表示气膜孔流量系数, p_{tc} 为二次流总压, p_m 为主流静压, $\dot{m}_c$ 为二次流流量, κ 是气体的等熵指数, 本试验中取为 1.4, T_{tc} 为二次流总温, R 为摩尔气体常数, 取为 8.3145。

特别说明的是, 为了便于与其他试验数据比较, 本文在计算气膜孔流量系数中的理论流量时, 有效面积未采用扩张后气膜孔的出口面积计算, 而是以气膜孔的圆柱部分的横截面积来计算, 因此所获得的双向扩张型气膜孔流量系数在某些情况下是可能大于 1 的。

3 试验结果及分析

3.1 主流压力梯度对气膜孔流量系数影响因素假设

首先要说明的是本文并不讨论影响气膜孔流量系数绝对值大小的所有因素的影响规律, 仅讨论当二次流从气膜孔喷出后, 主流(主要是主流中的近壁面流动即边界层流动)有无压力梯度对气膜孔流量系数的相对影响因素。

假设从气膜孔喷出的二次流受主流影响的因素主要有 3 个: 弯转作用、挤压作用及掺混作用。弯转作用源于主流流动的动量及具有的压力梯度(加速度)对喷出气流的压制作用, 表现为使喷出气流的轨迹发生弯转变化; 挤压作用源于喷出气流前后缘的压差作用, 表现为喷出气流流管受主流压差挤压而变细(或喷出气流流通面积受主流压差作用而变小); 掺混作用源于喷出气流与主流的剪切作用, 表现为喷出气流与主流的相互掺混。这些作用都会消耗喷出气流的动量或能量, 因此都会影响气膜孔流量系数。在不同的气膜孔喷射方位角下, 主流压力梯度通过上述各个因素对气膜孔流量系数的影响程度是不同的。

图 5~图 8 中横坐标代表了获得气膜孔流量系数的试验条件, 其中 -1 表示负压力梯度条件, 0 表示零压力梯度条件, 1 表示正压力梯度条件。

3.2 不同前倾角条件下压力梯度的影响

图 5 给出了前倾角不同时气膜孔流量系数分别在负压力梯度、正压力梯度及零压力梯度下的数值。3 个图差别仅在于喷出气流的动量比不同, 从图中可以看出以下几点:

1) 前倾角为 20° 及 45° 的情况

由图 5 可以看出, 前倾角为 20° 及 45° 时, 零压力梯度下, 气膜孔流量系数相对最大, 负压力梯度下的气膜孔流量系数大于正压力梯度下的气膜孔

流量系数。以图 5(a) 中前倾角为 20° 情况为例: 零压力梯度时气膜孔流量系数为 0.96, 正压力梯度时为 0.80, 负压力梯度时为 0.84。正、负压力梯度对气膜孔流量系数的影响分别为 17% 及 12.5%。造成这种差别的原因可以从喷出气流轨迹弯转及喷出气流管被挤压变细两个方面进行解释。

在零压力梯度下, 气膜孔前后缘没有压差, 但从气膜孔喷出气流仍会在主流的动量作用下, 相对于其几何喷出方向(或称为“无主流喷射”或“自由喷射”)而言, 向主流的下游方向弯转, 这个弯转是单纯由主流的动量引起的。

在正压力梯度下, 会在气膜孔前后缘产生一个正向压差, 对喷出气流的作用方向与其流动方向一致, 会进一步促成流体向下游方向弯转, 相对零压力梯度流动而言增加了由压力梯度作用引起的弯转流动损失。

在主流为负压力梯度时, 气膜孔前后缘的压差作用方向与主流流动方向相反, 对流体的作用会削弱流体喷出后向下游的弯转轨迹, 有使喷出气流向其自身喷出的流动方向偏转的作用, 具有减小喷出气流由于弯转产生的流动损失的效果。

由上述分析将得出负压力梯度损失最小、正压力梯度损失最大的结论。上述分析没有考虑压力梯度的另一个负作用, 即挤压作用。无论是在正压力梯度还是负压力梯度时, 施加于气膜孔前后缘的压差相对零压力梯度情况而言都会变大, 对喷出气流有挤压作用, 会减小气膜孔出流流通面积, 降低通过气膜孔的流量, 引起气膜孔流量系数减小。这一个因素会使具有压力梯度时气膜孔的流动损失相对零压力梯度时要大一些。前倾角越小, 气膜孔前后缘距离越大, 在本文压力梯度分布下, 气膜孔前后缘的压差越大, 挤压效应就越大。

附加上这一作用的影响, 正压力梯度时气膜孔的损失仍然是最大的, 如果负压力梯度对喷出气流管的挤压造成的损失大于它对喷出气流轨迹修正而减少的损失, 综合结果就是负压力梯度下气膜孔的流动损失大于零压力梯度下的损失, 出现如图 5 所示的情况: 零压力梯度下气膜孔流量系数相对最大, 负压力梯度下次之, 正压力梯度下气膜孔流量系数最小。

值得指出的是, 45° 的情况中气膜孔前后缘的距离相对 20° 的情况要小得多, 因此所受的压差挤压作用也相对小一些, 从图 5 中可以看出, 45° 时负压力梯度下的气膜孔流量系数相对于 20° 的情况而言, 要更接近零压力梯度的情况。

2) 前倾角为 90° 的情况

依照上述分析, 90° 时压差挤压效应进一步减弱, 有压力梯度时气膜孔流量系数应进一步向零压力梯度情况靠近, 但图 5 中的结果与此不同. 从图 5 中 3 幅图都可看出, 90° 情况中, 压力梯度对气膜孔流量系数的影响与 20° 及 45° 时正好相反. 即负压力梯度时的气膜孔流量系数最小, 正压力梯度时气膜孔流量系数相对负压力梯度要高一些. 以图 5(a) 中前倾角为 90° 情况为例: 零压力梯度时气膜孔流量系数为 1.24, 正压力梯度时为 1.14, 负压力梯度时为 0.92. 正、负压力梯度的存在对气膜孔流量系数的影响分别为 8% 及 26%.

前倾角为 20° 及 45° 时, 喷出气流与主流流动方向基本一致, 且喷出气流中有更多的部分处于主流的低速区, 两者的掺混作用相对较小, 由压力梯度引起的弯转损失及由压差引起的挤压损失相对较大. 在 90° 前倾角情况下, 二次流垂直于壁面向上喷射, 有更多的喷出气流与处于较高速度的主流发生掺混, 与主流掺混时造成的流动损失远大于前倾角为 20° 及 45° 时的情况 (可以想象, 如果前倾角大于 90° , 则喷出气流会消耗更多的能量用于与主流的掺混), 掺混损失起主要作用.

负压力梯度对主流的作用与主流流动方向相反, 具有不稳定因素, 容易促进流动的掺混. 特别是在前倾角为 90° 时, 主流与喷出气流流动方向呈 90° 夹角, 掺混较为强烈, 负压力梯度会强化这种掺混, 会较大幅度增加二次流的掺混损失, 因此负压力梯度时的气膜孔流量系数相对于零压力梯度情况有较大的下降.

与负压力梯度作用相反, 正压力梯度会抑制喷出气流与主流的掺混, 使得正压力梯度下气膜孔的流动损失相对负压力梯度时要小一些, 因此就出现了如图 5 所示的 90° 前倾角时正压力梯度下气膜孔流量系数大于负压力梯度下气膜孔流量系数的情况.

比较图 5 中 3 幅图中 90° 前倾角情况, 还可以看出, 随着动量比的增加, 有压力梯度时气膜孔流量系数与零压力梯度时气膜孔流量系数的差值越来越小. 主要原因是动量比越大, 喷出气流沿着自由喷射方向流动的动量越大, 有利于克服主流压力梯度所形成的弯转作用和挤压作用, 从掺混角度讲, 动量比较大大会造成主流较大的掺混损失, 但喷出气流自身的掺混损失会相对较小.

图 6 给出了径向角 $\beta=65^\circ$ 时, 不同前倾角下主流压力梯度对气膜孔流量系数影响的试验结

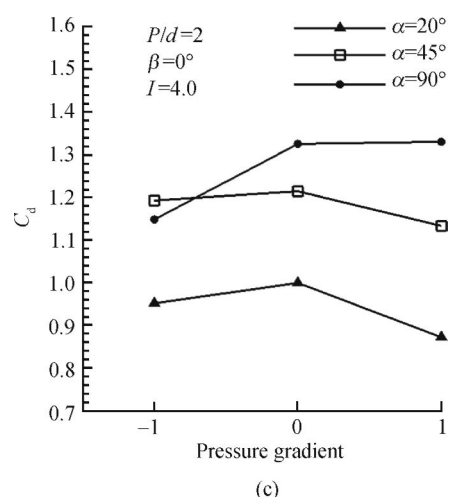
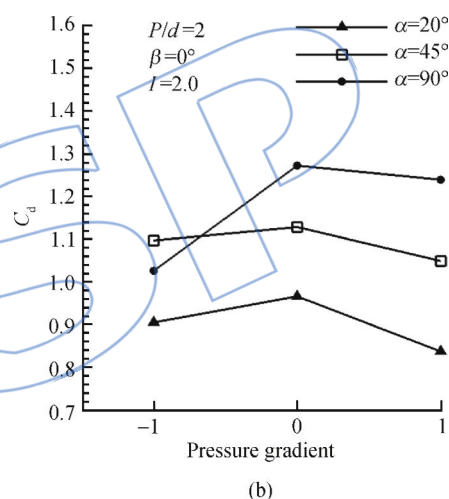
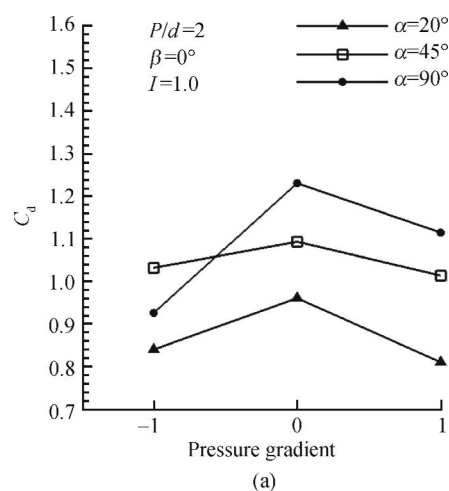


图 5 不同前倾角下压力梯度对气膜孔流量系数的影响 ($\beta=0^\circ$)

Fig. 5 Effect of pressure gradient on film hole discharge coefficients at different inclination angles ($\beta=0^\circ$)

果. 以图 6(c) 中前倾角为 90° 情况为例: 零压力梯度时气膜孔流量系数为 1.18, 正压力梯度时为

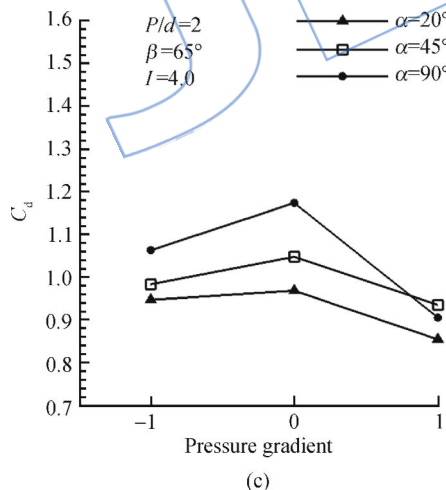
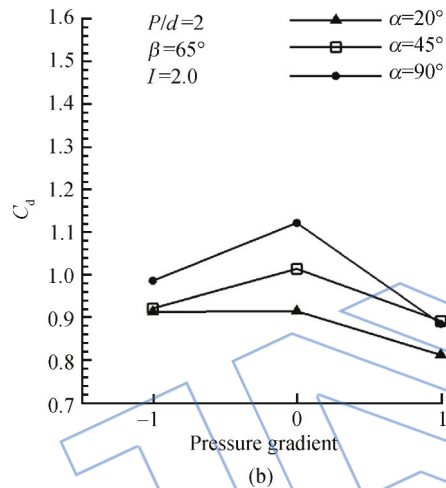
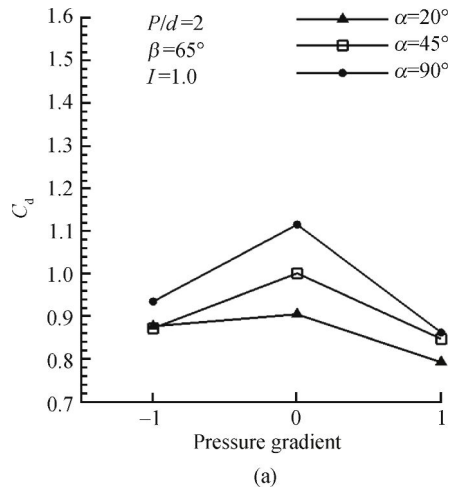


图6 不同前倾角下压力梯度对气膜孔流量系数的影响($\beta=65^\circ$)

Fig. 6 Effect of pressure gradient on film hole discharge coefficients at different inclination angles ($\beta=65^\circ$)

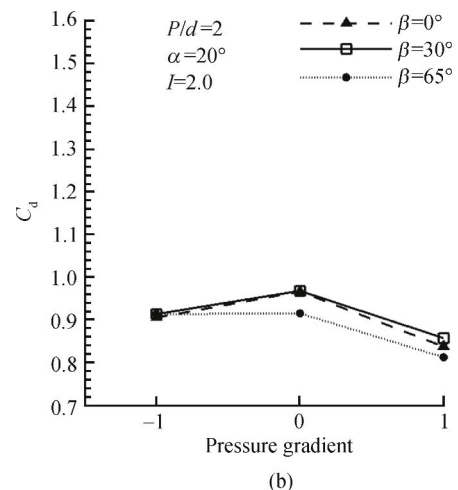
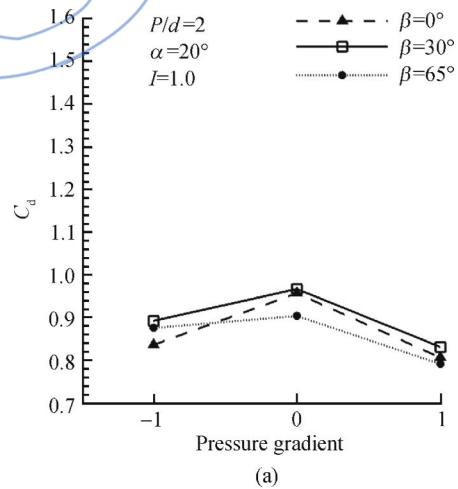
0.92, 负压力梯度时为 1.06. 正、负压力梯度的存在对气膜孔流量系数的影响分别为 22% 及 10%. 与 $\beta=0^\circ$ 的情况(图 5)相比, 随着径向角的增加,

喷出气流的能量除了用于与主流的掺混及克服主流将其压向壁面外, 还必须有一部分能量用于克服主流将其压向 0° 径向角的位置, 因此气膜孔流量系数相对于 0° 径向角时要小一些.

在前倾角为 20° 及 45° 时, 喷出气流离壁面较近, 径向角的存在不会显著影响喷出气流与主流的掺混程度; 在 90° 前倾角情况中, 由于径向角的存在, 会有更多的喷出气流进入靠近壁面的主流低速区, 因此与主流的掺混作用会减弱, 负压力梯度对掺混损失的强化程度就不像图 5 中 90° 前倾角那样显著. 因此, 在图 6 中各种工况下, 主流对喷出气流的作用主要表现为弯转作用及挤压作用, 这与图 5 中所示径向角为 0° 、前倾角较小的情况类似, 因此正、负压力梯度对气膜孔流量系数的影响程度也类似, 即正、负压力梯度都会减小气膜孔流量系数, 但正压力梯度情况下减小的幅度要大一些.

3.3 不同径向角条件下压力梯度的影响

图 7 给出了 $\alpha=20^\circ$ 时, 不同径向角下压力梯度对气膜孔流量系数的影响. 由于 α 较小, 喷出气



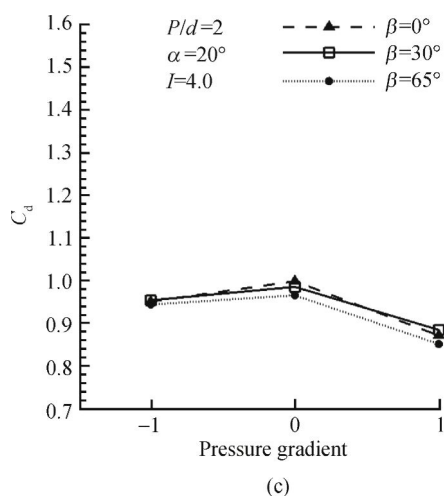


图 7 不同径向角下压力梯度对气膜孔流量系数的影响 ($\alpha=20^\circ$)

Fig. 7 Effect of pressure gradient on film hole discharge coefficients at different radial angles ($\alpha=20^\circ$)

流贴附壁面流动,主要受速度较低的主流作用.由于径向角不同引起的流动差别对喷出气流影响较小,反映在测量结果上,不同径向角下压力梯度的变化对气膜孔流量系数影响较小.从不同压力梯度下,气膜孔流量系数的大小来看,正压力梯度下的气膜孔流量系数最小,零压力梯度下的气膜孔流量系数相对最大,原因分析同上,即正压力梯度下喷出气流会向壁面贴近,负压力梯度下这种作用会弱一些.

图 8 给出了 $\alpha=90^\circ$ 时,不同径向角下压力梯度对气膜孔流量系数的影响.与 $\alpha=20^\circ$ 的情况相比, $\alpha=90^\circ$ 时,在各个径向角下,压力梯度的影响幅度均有所增大,即前倾角较大时,有压力梯度时气膜孔流量系数与零压力梯度时相比,差值比前倾角较小时更大,原因是弯转作用及掺混作用均随 α 的增大而增大.

从图 8 中还可以看出一个较为明显的规律,即正压力梯度对气膜孔流量系数的影响的幅度随径向角的增大而增大,而负压力梯度的影响则有相反的趋势,即负压力梯度对气膜孔流量系数的影响的幅度随径向角的减小而增大.分析原因,主流对喷出气流的作用主要有两个(挤压作用在图 8 中各个径向角下是一样的,故分析时不考虑),即主流将喷出气流压向壁面的弯转作用以及主流与喷出气流的掺混作用.在 $\alpha=90^\circ$ 时,这两个因素均起作用,但作用的大小会随径向角的不同而不同.其中掺混作用随径向角的增大而减弱,弯转作用则随径向角的增大而增大.正压力梯度有助于

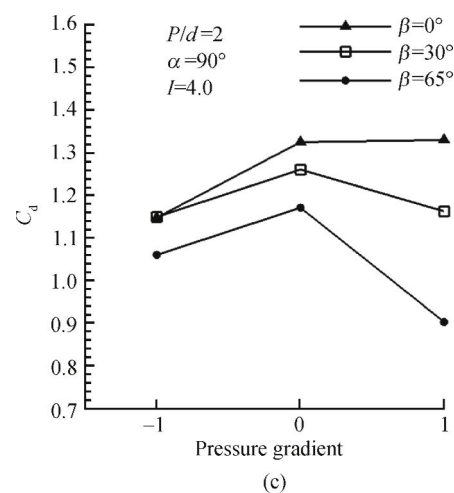
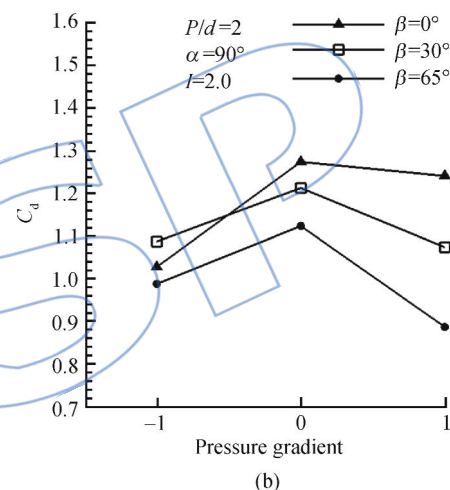
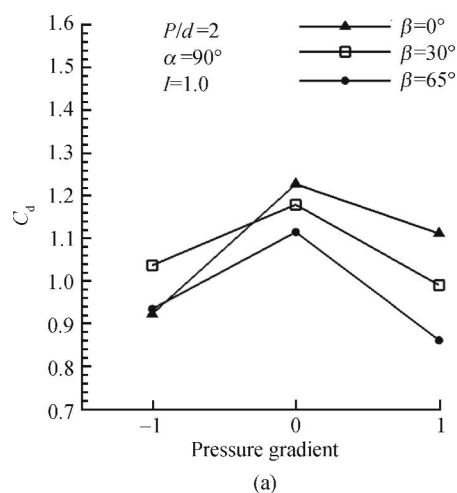


图 8 不同径向角下压力梯度对气膜孔流量系数的影响 ($\alpha=90^\circ$)

Fig. 8 Effect of pressure gradient on film hole discharge coefficients at different radial angles ($\alpha=90^\circ$)

增加弯转作用,因此随着径向角的增大,弯转作用增大,而正压力梯度进一步放大弯转作用,使得气膜孔流量系数相对零压力梯度而言有较大幅度降

低;负压力梯度有助于增加掺混作用,随着径向角的减小,有更多的喷出气流与处于较高速度的主流掺混,掺混作用增强,在负压力梯度下进一步放大掺混作用,使得气膜孔流量系数相对零压力梯度而言有较大幅度降低。

4 结 论

本文通过试验数据分析,讨论了在一定气膜孔结构条件下,主流压力梯度对气膜孔流量系数的影响机理,提出了初步的假设:二次流从气膜孔喷出后,其与主流相互作用主要由弯转作用、挤压作用及与近壁面主流的掺混作用组成。不同的主流压力梯度在不同的气膜孔喷射条件下,可能提高气膜孔流量系数,也可能降低气膜孔流量系数,这取决于各种因素的综合作用。

1) 在本文的试验数据范围内,正、负压力梯度的存在对气膜孔流量系数的影响幅度最大值分别为22%及26%。

2) 无论是正压力梯度还是负压力梯度,都对喷出气流存在挤压作用,会减小气膜孔的有效流通面积,阻碍流动,增加损失;挤压作用取决于气膜孔前后缘的压差大小,正、负压力梯度均增加挤压损失。

3) 主流压力梯度的存在会改变喷出气流的轨迹,产生弯转作用。正压力梯度对喷出气流的作用方向与主流动量方向一致,使喷出气流进一步向主流下游方向弯转,偏离其自由喷射方向,会增加流动损失;负压力梯度对喷出气流的作用则与主流动量方向相反,有使喷出气流克服主流动量向上游偏转,并向其自由喷射方向靠近的作用,因而会减小流动损失。

4) 掺混作用与喷出气流的前倾角及径向角的大小有关,掺混强度取决于喷出气流是否远离壁面。正压力梯度对主流的作用方向与其流动方向一致,具有稳定流动的作用,会抑制掺混过程,减小掺混损失;负压力梯度则相反,有强化掺混的作用,增加掺混损失。

参考文献:

[1] Hay N, Spencer A. Discharge coefficients of cooling hole with radiused and chamfered inlet[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 701-706.

[2] Hay N, Lampard D, Khaldi A. The coefficients of discharge of 30 degree inclined film cooling holes with rounded en-

tries or exits[R]. ASME Paper 94-GT-180, 1994.

[3] Burd S W, Simon T W. Measurements of discharge coefficients in film cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2): 243-248.

[4] Hay N, Lampard D. The discharge coefficient of flared film cooling holes[R]. ASME Paper 95-GT-15, 1995.

[5] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 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): 42-45.

ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling. The experimental investigation in the effects of film cooling holes shape on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 42-45. (in Chinese)

[6] 杨卫华, 马国锋, 张靖周, 等. 气膜孔几何结构对流量系数的影响[J]. 推进技术, 2005, 26(5): 413-416.

YANG Weihua, MA Guofeng, ZHANG Jingzhou, et al. Influence of geometrical construction of film cooling hole on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(5): 413-416. (in Chinese)

[7] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Discharge coefficient measurements of film-cooling holes with expanded exits[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 557-563.

[8] Makki Y H, Jakubowski G. An experimental study of film cooling from diffused trapezoidal shaped holes[R]. AIAA 86-1326, 1986.

[9] Gritsch M, Saumweber C, Schulz A, et al. Effect of internal coolant crossflow orientation on the discharge coefficient of shaped film-cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 146-152.

[10] Roger T, Hersh A S. The effect of grazing flow on the steady state resistance of squared-edged orifices[R]. AIAA 75-493, 1975.

[11] Hay N, Lampard D, Benmansour S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(2): 243-248.

[12] 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]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 781-787.

[13] Rowbury D A, Oldfield M L G, Lock G D. Engine representative discharge coefficients measured in an annular nozzle vane cascade[R]. ASME Paper 97-GT-99, 1997.

[14] Rowbury D A, Oldfield M L G, Lock G D. Large-scale testing to validate the influence of external crossflow on the discharge coefficients of film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 593-600.

[15] 邓明春, 朱惠人, 王学文, 等. 密度比对涡轮叶片气膜孔流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 796-799.

DENG Mingchun, ZHU Huiren, WANG Xuewen, et al. Influence of density ratio on the discharge coefficient of turbine blade film cooling holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 796-799. (in Chinese)