

侧壁有出流孔的通道流场实验研究^{*}

蔡卫军, 宋晓伟, 刘高文, 刘松龄

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘 要: 用五孔探针对侧壁开有出流孔的通道流场进行了详细测量, 着重研究出流孔上、下游截面内的流动规律, 分析了错排孔对通道流场的影响。实验发现出流孔上游各截面内的流动沿流向呈加速趋势, 其下游截面的流速先急剧减缓, 然后逐渐加速直至下一出流。距孔最近的上游截面内气流明显向孔偏转, 由于惯性作用, 孔下游各截面内的二次流仍很显著。

关键词: 错排孔⁺; 二次流; 偏转; 流动分布; 薄膜冷却

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 04-0337-04

Aerodynamic investigation of flow fields in the channel with ejection through the holes on the wall

CAI Wei-jun, SONG Xiao-wei, LIU Gao-wen, LIU Song-ling

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: Experimental results are presented to describe the flow behavior in the channel with normal holes on the wall. Measurements were performed using 5-hole probe so that all three mean velocity components could be obtained. Particular attention was paid to the upstream and downstream regions of hole No. 3. The influence of the staggered holes is included in the analysis of the flow physics. Important aspects of the study include: (1) flow undergoes a strong acceleration and a subsequent rapid deceleration during passing hole. The presence of the holes reduces the mass flux of the channel. (2) in general, there are strong secondary flows in the downstream planes because of inertia. (3) second flows in the immediate vicinity of the hole deflect toward hole extremely.

Key words: Staggered holes⁺; Secondary flow; Deflection; Flow distribution; Film cooling

1 引 言

在高性能发动机中, 采用冷却技术能够有效地保护其热端部件。国外在气膜冷却方面已作了较多的实验研究^[1,2], 对气膜孔形状、方位、长径比的选择已有较全面的认识^[3]。但对孔上、下游以及孔内气流的内在流动机理仍处于探索阶段^[4~6], 有关冷气通道内气流的流动规律尚未见文献发表。国内对气膜冷却技术的研究也有一定基础^[7~9], 但有关冷气通道的研究几乎是空白。如图 1, 冷气腔内的气体, 经冲击孔进入冷气通道, 最终从气膜孔流出, 在叶片表面形成保护气膜, 避免了高温燃气直接与叶片接触。可见冷气通道内的流动特性直接影响着气膜孔内的冷气流

动状况, 进而影响气膜冷却效果; 同时, 气膜孔的布设也会改变冷气通道内的流动规律。本文的主要目的是通过对侧壁开孔的冷气通道进行详细的流场测量, 以期能够深入了解错序排列的出流孔对冷却通道流动特性的影响。

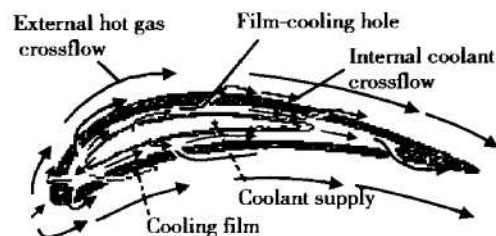


Fig. 1 Flow configuration inside and around a film-cooled nozzle

^{*} 收稿日期: 2002-07-08; 修订日期: 2002-12-01。基金项目: 受 Rolls-Royce 公司资助 (2001CA0701)。

作者简介: 蔡卫军 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机及计算流体力学。

2 实验装置与测试方法

本实验将涡轮叶片的冷气通道简化成一矩形直通道,在侧壁上错排开设 4 个出流孔,实验装置简图见图 2。图中实箭头表示部分气流直接从通道流出,另一部分则由 4 个出流孔经稳压腔流出,即为本文实验工况;虚箭头表示部分气流直接从通道流入,另一部分则经稳压腔由 4 个出流孔流入,这是为了将来研究图 1 中冷气腔内气流经冲击孔流入冷气通道内的过程。沿流动方向在孔 3 上、下游分别均布 3 个测量截面,孔的相对位置、各测量截面位置以及实验坐标方向见图 3。通道截面的尺寸为: $L_y = 63.5\text{mm}$, $L_z = 185.0\text{mm}$, 相邻两孔 x 向的间距为 $L_x = 160.0\text{mm}$, 出流孔的直径为 40mm 。实验所用五孔针的顶端直径为 2.0mm , 校验范围为 $\pm 30^\circ$, 各测点的压力信号经变送器输入至计算机数据采集系统(测量时采用不转动法)。

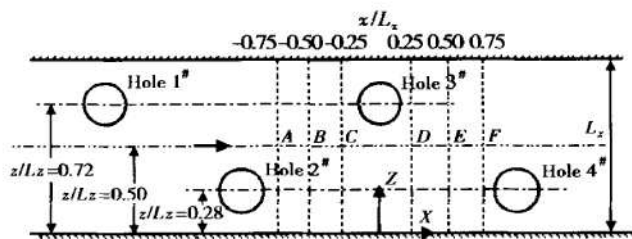


Fig. 3 Positions of measurement planes and staggered holes

3 实验结果与分析

3.1 通道内 y - z 截面速度分布

图 4 为垂直主流方向 A, B, C, D, E, F 6 个截面上的全速度云图和二次流速度矢量图分布,图中用虚线表示出各孔的相应位置。初步可以看出:壁面出流孔的存在,使得通道截面间以及截面内的气流速度分布很不均匀,出流孔的错排方式导致二次流速度分布呈现复杂图形。

各测量截面内气流全速度分布呈现以下几个特点:(1)出流孔的存在,会导致其下游各截面内的气流速度急剧下降。从图中可以看到 D, E, F 截面内气流平均速度明显小于 A, B, C 截面,其主要原因是经过孔 3 后通道内流量减小,平均流速降低;(2)孔上游各截面正对出流孔的位置,出现一个局部高速区,并且气流在接近孔的过程中会逐渐加速。位于孔 3 上游的 A, B, C 截面,其影响区域在 y 和 z 向都大约占

工况参数的定义:通道平均雷诺数 $Re_c = \rho V_c d_c / \mu$ 和速比 $V_r = V_j / V_c$ 。其中, V_c 表示通道平均速度(由通道进、出口流量计算得到),特征长度 d_c 取通道水力直径,参数 V_j 为 4 个出流孔的平均速度。本文实验工况为: $Re_c = 100000$, $V_j = 3.0$, 室温为 20°C 时,对应的 $V_c = 15.9\text{m/s}$ 。截面内测点数为 18×23 (y, z 方向),在局部区域适当加密。

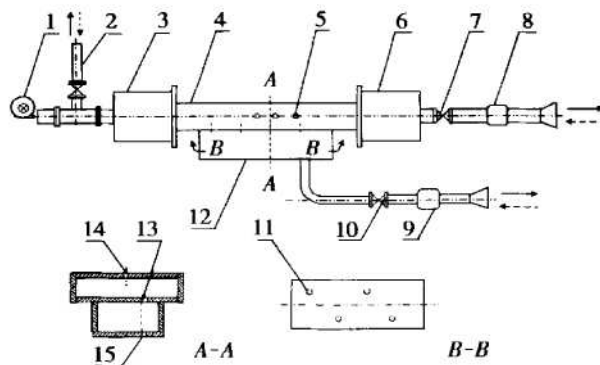
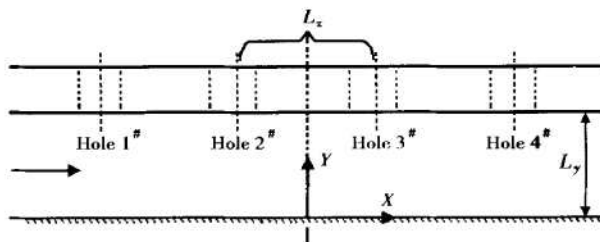
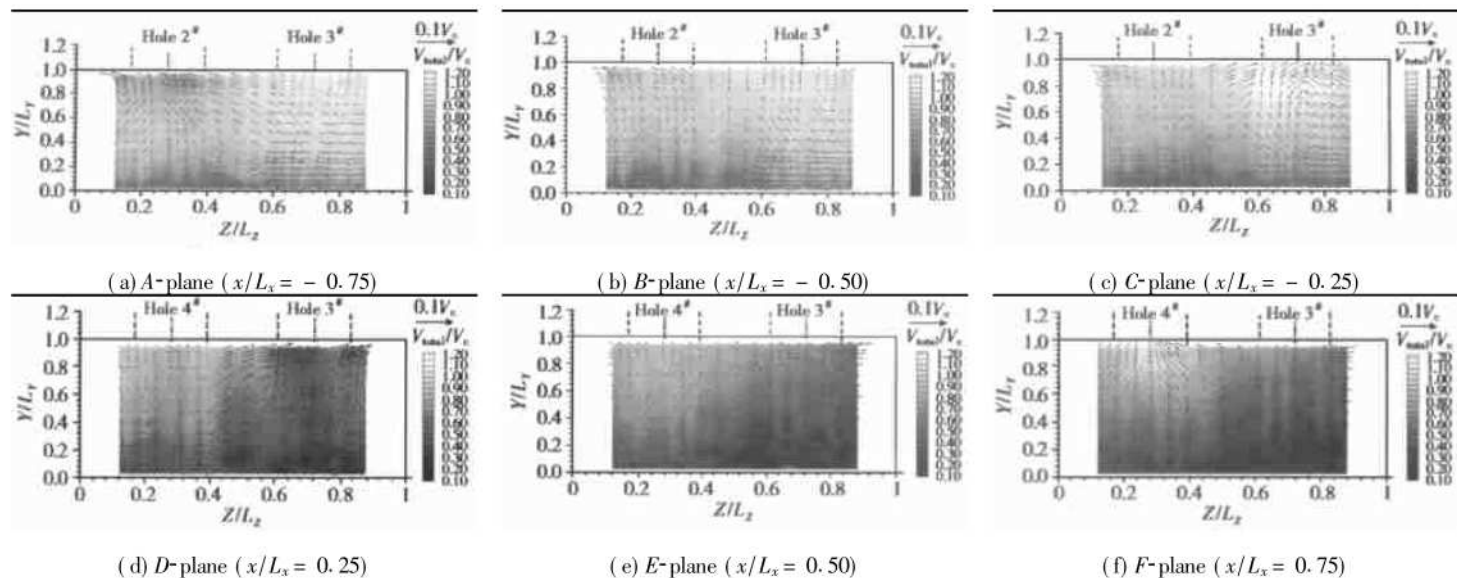


Fig. 2 Schematic of test facility



了半个通道。由于部分气流经孔 3 流出,其下游通道内平均流速相对较小,由图 4(f) 可看出,孔 4 对通道截面的影响区域明显小于孔 3,在截面 D, E, F 的下壁面附近甚至出现局部流速很低区域;(3)开孔壁面附近的气流速度明显高于另一侧无孔壁面。

图 4 中的速度矢量为气流速度在 y - z 截面内的投影,它表征了相对于主流流动的二次流流动。气流在正对出流孔的上游位置,有向孔聚集的趋势,通道下壁面的部分气体也会流向出流孔,这在 C 截面和 F 截面表现得尤为突出,它们分别位于孔 3 和孔 4 上游。在孔下游截面内,气流有向侧壁偏转的趋势,在位于孔 2 和孔 3 下游的 A 截面和 D 截面表现得较为明显。其原因是上游气流向孔偏转的趋势在孔后不会立即消失,但会逐渐减弱,直至下一个出流孔。位于两孔中间的 B 截面和 E 截面由于受前后两个孔的影响,故二次流矢量的偏转情况,在通道截面左、右侧会同时具有两种流动特征。

Fig. 4 Velocity contours and vector projections in y - z planes

3.2 通道内 x - y 截面速度分布

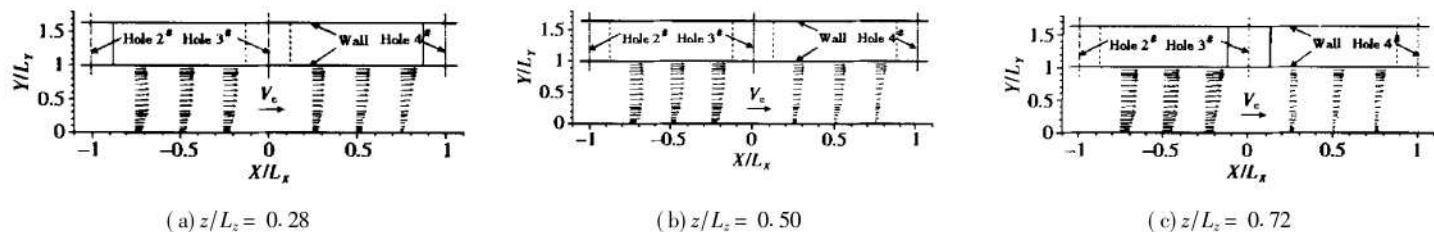
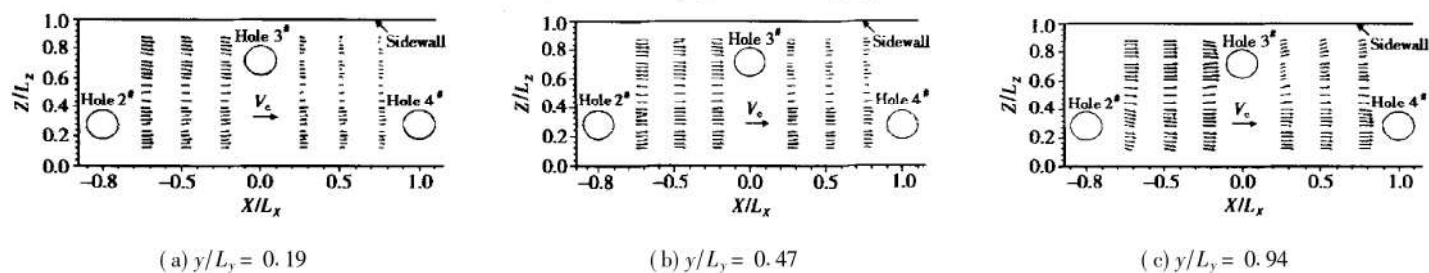
图5为 x - y 截面上的速度矢量,该图可以展现气流在 x 和 y 方向上速度变化规律。并且由于 z 向速度分量相对较小,气流全速度的变化情况也可得到反映。图中各截面的具体位置为, $z/L_z = 0.28$ 截面经过孔2,4中心, $z/L_z = 0.72$ 截面经过孔3中心, $z/L_z = 0.50$ 截面位于孔2,4与孔1,3中间位置。由于气流在 y 向的偏转很小,故主要分析 V_x 速度分量的变化规律。

由矢量图可看出:(1)有出流孔的通道上壁面附近,气流速度明显大于无孔下壁面附近的气流速度,这在孔上游位置表现得最为显著。该规律同时也暗示了两侧壁面附近的换热效果将有很大的差距:上壁面附近的速度梯度较高,该处边界层较薄,其换热效果要明显好于下壁面。(2)气流经过出流孔后,通道流量的减少使得整个截面的流速会减小。(3)通道上

壁面附近的气流经过出流孔以后,其速度有所减小,而后在接近下一出流孔的过程中逐渐加速,同时最大速度点也从通道中心($y/L_y = 0.50$ 位置)逐渐移至上壁面附近,见图5(a),(c)。

3.3 通道内 x - z 截面速度分布

图6为速度矢量在 x - z 截面内的投影。可以看出在测量截面内气流沿 z 向的偏转很小,只有在开孔壁面附近,上游气流有向出流孔聚集的趋势。沿流动方向,孔上游各截面内气流呈加速态势,而在孔下游位置则存在一低速区(见图6(c))。在同一 x 位置上,正对孔上游附近区域的气流速度稍大于其它区域,而正对孔下游附近区域的气流速度则小于其它区域的速度(见图6(c))。不同 y 向截面位置上,有出流孔壁面附近的气流速度要明显高于另一侧无孔壁面(见图6(a),(c))。

Fig. 5 Velocity profiles in x - y planesFig. 6 Velocity profiles in x - z planes

4 结 论

(1) 出流孔的存在, 使得通道内的二次流变得较为复杂。距出流孔最近的上游测量截面内, 气流向孔聚集趋势较为明显。出流孔所导致的气流偏转, 对下游通道截面内二次流的影响较大。(2) 出流孔上游截面内的全速度要高于其下游截面。开孔壁面附近的气流速度, 明显高于另一侧无孔壁面。(3) 孔上游各截面正对出流孔的位置, 有一局部高速区, 沿流向气流逐渐加速。

参考文献:

[1] Kaszeta R W, Simon T W. Measurement of eddy diffusivity of momentum in film cooling flows with streamwise injection[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, 122: 178~ 183.

[2] Thole K, Gritsch M, Schulz A, et al. Flowfield measurements for film cooling holes with expanded exits[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, 122: 327~ 336.

[3] Hay N, Lampard D. Discharge coefficient of turbine cooling holes: a review[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1998,

120: 314~ 319.

[4] Burd S W, Simon T W. The influence of coolant supply geometry on film coolant exit flow and surface adiabatic effectiveness [R]. *Heat Transfer Laboratory, University of Minnesota, U. S. A*, 1998.

[5] Walters D K, Leylek J H. A detailed analysis of film cooling physics: part I streamwise injection with cylindrical holes[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, 122: 102~ 112.

[6] Roy S, Tamamidis P. Numerical investigation of the blade cooling effect generated by multiple incompressible jets[C]. *ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, June 21-25, Washington, D. C*, 1998.

[7] 徐红洲. 气膜冷却的实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1996.

[8] 刘高文. 涡轮叶栅端壁抛射气膜冷却的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.

[9] 刘玉峰. 叶片气膜冷却内冷通道的流场特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2002.

(编辑: 王居信)

(上接第 329 页)

Table 3 Comparison for η_t

NPR	Calculation/(°)	Experiment/(°)	Relative error/%
2.003	0.9558	0.9623	0.7
3.505	0.9760	0.9712	0.5
4.008	0.9724	0.9749	0.3
5.024	0.9774	0.9811	0.4
7.007	0.9767	0.9819	0.5
8.002	0.9730	0.9814	0.9

4 结 论

(1) 通过采用三种不同湍流模型对轴对称矢量喷管三维内流场进行计算, 并与模型试验结果进行比较分析之后, 将 S-A 一方程模型确定本文最终要采用的湍流模型。(2) 本文所开发的计算方法在轴对称矢量喷管的内流计算中, 在矢量状态下, 计算结果和试验结果相比, δ_v 的相对误差不大于 6%, C_d 的相对误差不大于 1%, η_t 的相对误差不大于 1%, 可以满足工程设计的精度要求。(3) 计算结果表明, 当 $\delta \geq 30^\circ$ 后, 喷管气动喉道位置已偏离了几何喉道位置; 同时, 无

论在非设计落压比下, 还是在设计落压比下, 喷管出口既可能出现局部过膨胀区域, 也可能出现局部欠膨胀区域, 使得喷管出口处的流场变得极其复杂, 并使流动损失增加。(4) 一般情况下, 在无外部流动及喷管落压比大于某一值(此值可能小于设计落压比)时, 气动矢量角不小于几何矢量角; 而当落压比小于此值时, 由于气流分离使得气动矢量角小于几何矢量角。

参考文献:

[1] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.

[2] Carson G T Jr, Capone F J. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multiaxis thrust-vectoring capability [R]. *NASA Technical Memorandum 4237*, 1991.

[3] Barth T J, Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes[R]. *AIAA 89-0366*.

[4] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.

[5] 张兆顺. 湍流[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

(编辑: 王居信)