

文章编号: 1000-8055(2010)02-0291-04

利用横向槽改善气膜冷却效率的实验

陈鑫¹, 何立明¹, 于锦禄¹, 胡安辉²

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 空军驻西安航空动力股份有限公司军代室, 西安 710021)

摘 要: 为了获得横向槽对气膜冷却效率的影响规律, 分别对气膜孔出口全开槽、上游开槽和不开槽三种气膜冷却结构形式的平板实验模型进行了实验研究, 获得了带横向槽气膜冷却结构的冷却效率随吹风比的变化规律和开槽形式对冷却效率的影响规律, 以揭示横向槽改善气膜冷却效率的机理. 研究表明: 在横向槽的作用下, 冷却射流向主流的垂直扩散受到抑制, 二次流在流出横向槽后能更好的贴覆绝热壁面, 提高了气膜冷却效率, 并且在气膜孔出口处开槽, 对提高气膜孔下游的平均冷却效率有较大的作用, 上游开槽结构的下游平均冷却效率高于全开槽和不开槽结构的平均冷却效率.

关 键 词: 气膜冷却; 横向槽; 流动换热; 冷却效率

中图分类号: V235.11

文献标识码: A

Experiments on improving film cooling effectiveness with transverse slots

CHEN Xin¹, HE Liming¹, YU Jinlu¹, HU Anhui²

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Air Force Military Office in Xi'an Aviation Engine Company Limited, Xi'an 710021, China)

Abstract: To investigate the influence of transverse slots on film cooling effectiveness, an experimental study was employed with three different film cooling experimental plates in several ratios, two of which have different transverse slots. And the distributions were compared with the baseline holes' to reveal the good effects of the transverse slots on the film cooling performance. The results show that, the penetration of the film secondary flow into the cross flow is suppressed under the action of the transverse slots, so the film effectiveness is higher with better coverage on the hot side. And SCASE 2 of sloped downstream slot outperforms the other cases with respect to the cooling effectiveness.

Key words: film cooling; transverse slots; flow and heat transfer; cooling effectiveness

先进冷却技术一直是航空发动机热端部件的关键技术之一, 并且随着发动机推质比和综合性能的提高而显得越来越重要. 气膜冷却技术是对燃气涡轮发动机的火焰筒壁面和涡轮叶片等高温部件进行冷却保护的重要技术.

改进气膜孔的结构可以显著地提高气膜冷却效率, 因此国内外针对气膜孔结构的优化进行了大量的研究^[1-6]. 美国路易斯安那州立大学的 Lu Y P, Nasir H, Ekkad S V^[7-8] 等人对带横向槽的气膜冷却结构进行了实验研究和数值模拟, 但

收稿日期: 2009-01-09; 修订日期: 2009-05-05

作者简介: 陈鑫(1976-), 男, 河南三门峡人, 讲师, 硕士, 主要从事航空燃气涡轮发动机原理和燃烧室新型室壁结构及冷却技术研究. E-mail: smx_chenxin@yahoo.cn

在国内还未检索到这方面研究的公开文献. 本文分别针对气膜孔出口全开槽、上游开槽和不开槽的三种冷却结构形式在吹风比 M 分别为 0.43, 0.76, 1.03 和 1.51 下对其冷却效率进行了实验研究, 获得了横向槽对气膜冷却效率的影响规律, 验证了这种改型冷却结构形式在一定条件下改善气膜冷却效率的可行性.

冷却效率 η 可由下式计算^[9]:

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c}$$

(1)

式中 T_g 为燃气(主流)温度; T_w 为热侧壁温; T_c 为冷气(次流)温度.

1 实验系统及参数

实验所需的气流由 1 台流量为 $42.8\text{ m}^3/\text{min}$ 、压力为 $8.1 \times 10^5\text{ Pa}$ (表压)的螺杆式空气压缩机提供, 空压机压缩后的空气经储气罐和稳流段后分成两股气流, 一股气流直接接入实验段的冷却通道, 一股气流经火焰筒燃烧加热后进入实验段的主流通道. 冷却通道内的冷却气流经平板实验件中的气膜孔进入主流通道, 在平板实验件的热侧面形成气膜, 将平板热侧面与主流燃气隔开, 一方面对壁面进行隔热保护, 另一方面将主流燃气的辐射热量不断带走.

本实验使用孔板流量计对空气流量进行测量, 孔板前后压差通过压差变送器测量, 孔板流量计前部安装有热电偶和压力传感器, 用于测量被测气体的温度和压力, 然后根据孔板流量计的几何尺寸和压差即可计算出通过流量计的气体流量大小. 流量通过下式来计算:

$$W_a = \alpha \varepsilon A \sqrt{2\rho \Delta p}$$

(2)

式中 α 为孔板流量系数; ε 为气体膨胀系数; A 为孔板开孔面积; ρ 为孔板前的气流密度; Δp 为孔板前后压差.

实验件的内外壁温测量采用点焊在表面的热电偶进行测量, 管路内的气流温度测量采用长度 $L=350\text{ mm}$ 的铠装镍铬-镍硅热电偶来测量. 燃油流量使用齿轮流量计来测量.

在实验的过程中, 主流燃气的平均温度控制在 780 K , 冷却气流温度为 $283\sim 285\text{ K}$.

实验件的三种结构分别为: 气膜孔出口全开槽、气膜孔出口上游开槽和气膜孔出口不开槽, 其结构形式如图 1 所示. 图中斜孔为圆柱形孔, 斜孔倾斜角(孔中心线与主流方向的夹角)为 35° , 槽

宽与孔径比为 3/5, 槽深度与孔径比为 0.75. SCASE 1 为气膜孔出口全开槽的冷却结构, SCASE 2 为气膜孔出口上游开槽的冷却结构, SCASE 3 为气膜孔出口不开槽的冷却结构, 其结果用来与气膜孔出口带横向槽的冷却结构进行对比分析. 实验的三种冷却结构均为三孔的平板模型, 孔间距为 $3d$, 两侧孔为中间的孔提供周期性边界条件. 点焊热电偶的平板实验件照片如图 2 所示, 其中图 2(a)是全开槽的 SCASE 1 模型, 图 2(b)是不开槽的 SCASE 3 模型, 实验件上共布置了两排热电偶, 每排 9 个测点($B_1\sim B_9$), 其中有一排布置在中间气膜孔下游的中心线上, 另一排布置在 2 个气膜孔的中间位置.

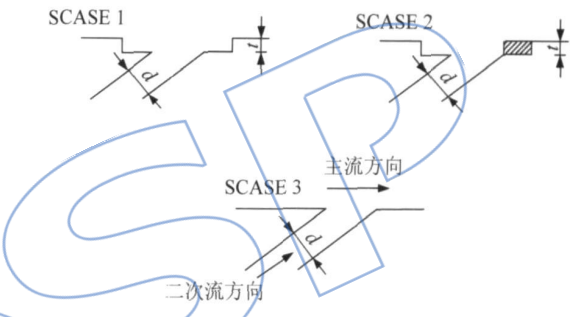


图 1 实验的物理模型示意图
Fig. 1 Physical model for experiment

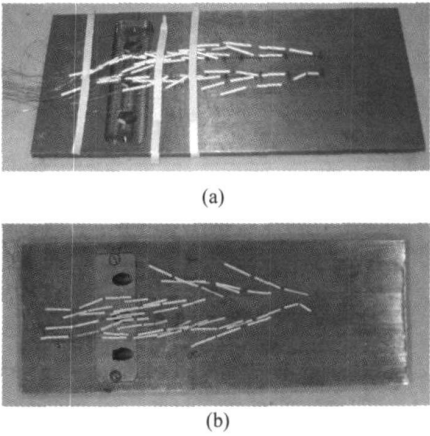


图 2 平板实验件的照片
Fig. 2 Experimental plate model

2 实验结果与分析

从公开发表的文献看来, 目前国内对传热传质试验研究以在低温低速的换热风洞内进行的居多, 研究的壁面多为绝热壁面. 本实验的主要特点是与航空发动机的真实工作条件较为接近, 热流温度和速度较高, 壁面为非绝热壁面.

实验研究的主要内容是:在不同的吹风比条件下,研究在气膜孔出口处开槽对提高气膜孔下游冷却效率的影响规律.实验件表面沿流向共有两条测量线,如图 2 所示,相邻两个气膜孔中间有一条,所测得的壁面温度使用式(1)计算出冷却效率,用 η_1 表示;中间气膜孔的中心线上有一条,所测得的壁面温度使用式(1)计算出冷却效率,用 η_2 表示,壁面的总平均冷却效率计算公式为

$$\eta = (\eta_1 + \eta_2) / 2 \tag{3}$$

表 1 给出了吹风比为 1.03 时,热电偶测量所得的 SCASE 3 结构气膜孔中心线的温度分布. $B_1 \sim B_8$ 沿中心线等距分布,各点间距 2 cm, $B_8 \sim B_9$ 间距离 3 cm.由表 1 可知,气膜孔出口处,实验件的壁面温度较低,随着距离气膜孔出口的距离逐渐增大,壁面温度逐渐升高.

表 1 吹风比 $M=1.03$ 时, SCASE 3 结构气膜孔下游中心线温度分布

Table 1 Film hole downstream centerline temperature distribution of SCASE 3 ($M=1.03$)

测点	温度/K	测点	温度/K
B_1	379	B_6	566
B_2	430	B_7	553
B_3	462	B_8	574
B_4	518	B_9	602
B_5	530		

图 3 给出了吹风比为 0.43 时三种冷却结构的冷却效率 η 随无量纲距离 X/d 的变化规律.总体看来,气膜孔下游的平均冷却效率随着距气膜孔出口距离的增大而减小,这是因为在气膜孔出口处,冷流流出气膜孔后,在固体壁面上形成冷却气膜,将壁面与主流燃气隔开,同时冷流在反向涡对作用下与主流进行掺混,在气膜孔出口处,主流与冷流的掺混作用较弱,所以冷流对壁面的保护作用较强,此处壁面温度较低;随着 X/d 的增大,主、次流之间的掺混作用增强,使得冷流的温度不断的上升,冷流对壁面的冷却作用变弱,同时冷却效率也有所下降.由图 3 还可得知,三种结构的平均冷却效率差别不大,上游开槽的 SCASE 2 结构的平均冷却效率始终较高,在 $X/d < 8$ 处,全开槽的 SCASE 1 结构的平均冷却效率最小;当 $X/d > 10$ 时,不开槽的 SCASE 3 结构的平均冷却效率最小.

图 4 给出了吹风比为 0.76 时三种冷却结构

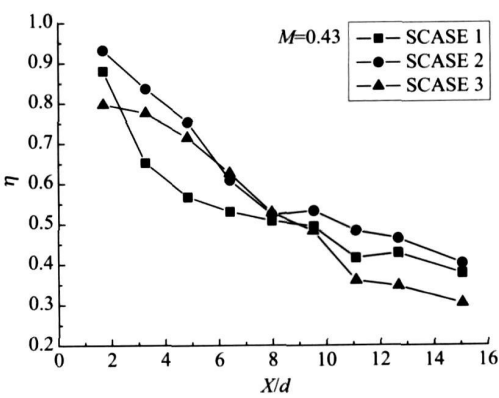


图 3 吹风比 $M=0.43$ 时,气膜孔下游平均冷却效率沿流向的分布

Fig. 3 Spanwise averaged film cooling effectiveness distribution in flow direction ($M=0.43$)

的冷却效率 η 随无量纲距离 X/d 的变化规律.此时三种结构的冷却效率分布与吹风比为 0.43 时的相比相对发散.总体看来,上游开槽的 SCASE 2 结构的冷却效率要大于其他两种结构的冷却效率,在 $X/d > 6.8$ 处,不开槽的 SCASE 3 结构的平均冷却效率最低.

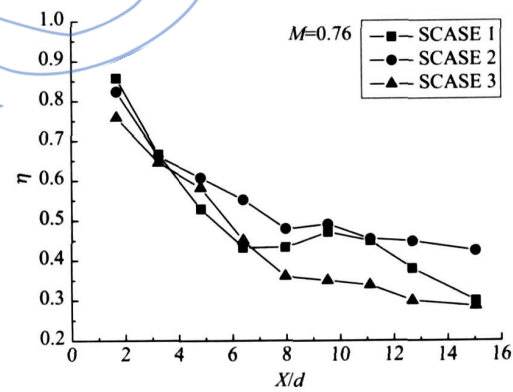


图 4 吹风比 $M=0.76$ 时,气膜孔下游平均冷却效率沿流向的分布

Fig. 4 Spanwise averaged film cooling effectiveness distribution in flow direction ($M=0.76$)

当吹风比为 1.03 时,气膜孔下游冷却效率沿流向的分布如图 5 所示.此时上游开槽 SCASE 2 结构的优越性得到了一定程度的体现,在气膜孔下游始终具有较高的平均冷却效率,不开槽的 SCASE 3 结构的平均冷却效率始终最小,全开槽 SCASE 1 结构的平均冷却效率介于 SCASE 2 结构和 SCASE 3 结构之间.

当吹风比为 1.51 时,气膜孔下游冷却效率沿流向的分布如图 6 所示.在此吹风比下,三种冷却

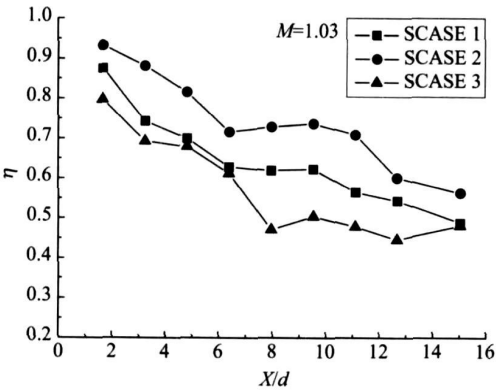


图 5 吹风比 $M = 1.03$ 时,气膜孔下游
平均冷却效率沿流向的分布
Fig.5 Spanwise averaged film cooling effectiveness
distribution in flow direction ($M = 1.03$)

结构的下游平均冷却效率沿流向的分布规律与吹风比为 1.03 时较为相似,上游开槽的 SCASE 2 结构的平均冷却效率始终最高,不开槽的 SCASE 3 结构下游的平均冷却效率最低.

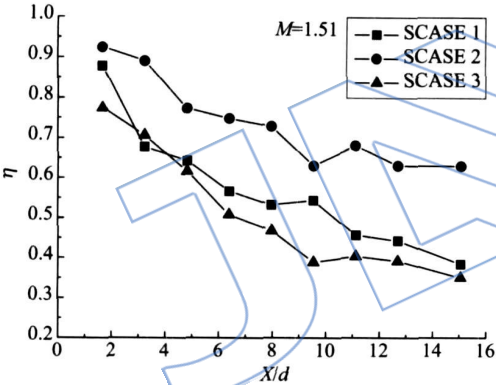


图 6 吹风比 $M = 1.51$ 时,气膜孔下游平均冷却效率
沿流向的分布
Fig.6 Spanwise averaged film cooling effectiveness
distribution in flow direction ($M = 1.51$)

在吹风比为 0.43, 0.76, 1.03 和 1.51 下,通过对三种冷却结构实验数据的分析可以得出,在气膜孔出口处开槽,对提高气膜孔下游的平均冷却效率有较大作用.在低吹风比下,三种结构的平均冷却效率区别不大,但 SCASE 2 结构的下游平均冷却效率稍高于其他结构的平均冷却效率;当吹风比大于 1.0 时,三种冷却结构的平均冷却效率差别较大,上游开槽的 SCASE 2 结构的优越性得到了充分的体现,其气膜孔下游的平均冷却效率明显大于其他两种结构的冷却效率,SCASE 3 结构的平均冷却效率始终最低.

3 结 论

- 1) 低吹风比条件下,上游开槽结构的气膜孔下游平均冷却效率高于不开槽结构和全开槽结构的平均冷却效率.当吹风比为 0.43 时,上游开槽结构的平均冷却效率比不开槽结构的平均冷却效率提高了 7%.
- 2) 高吹风比条件下,开槽对提高气膜孔下游冷却效率的作用更为明显.当吹风比为 1.51 时,上游开槽结构的平均冷却效率比不开槽结构的平均冷却效率提高了 22%.

参考文献:

[1] Bunker R S. Film cooling effectiveness due to discrete holes with a transverse surface slot[R]. ASME Paper GT-2002-30178, 2002

[2] Wang T, Chintalapati S, Bunker R S, et al. Jet mixing in a slot[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2000, 22: 1-17

[3] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 807-813

[4] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 75-78
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling. Effects of hole shape on film cooling effectiveness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 75-78 (in Chinese)

[5] 李永康, 张靖周, 姚玉. 利用三角形突片改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 83-87
LI Yongkang, ZHANG Jingzhou, YAO Yu. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta shaped tabs[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 83-87 (in Chinese)

[6] 何立明, 苏建勇, 白晓峰, 等. 等离子体气动激励改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(3): 1-5
HE Liming, SU Jianyong, BAI Xiaofeng, et al. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness with the plasma actuation[J]. Journal of Airforce Engineering University: Nature Science Edition, 2008, 9(3): 1-5 (in Chinese)

[7] Lu Y P, Nasir H, Ekkad S V. Film cooling from a row of holes embedded in transverse slots[R]. ASME Paper GT-2005-68598, 2005.

[8] Lu Y P, Ekkad S V. Predictions of film cooling from cylindrical holes embedded in trenches[R]. AIAA 2006-3401, 2006

[9] 王宝官, 李永康, 胡正义. 带气膜冷却的火焰筒壁温的数值分析[J]. 航空学报, 1995, 16(4): 415-420
WANG Baoguan, LI Yongkang, HU Zhengyi. Numerical analysis of the wall temperature with film cooling in the combustion chamber[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(4): 415-420 (in Chinese)