

文章编号: 1000-8055(2007)09-1417-06

冲击 + 逆向对流 + 气膜冷却传热特性的研究

宋双文^{1,2}, 杨卫华^{1,2}, 胡好生^{1,2}, 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 421002)

摘 要: 为了研究火焰筒壁面冲击 + 逆向对流 + 气膜复合冷却方式的传热特性, 设计了 6 种不同几何结构的实验件, 搭建了实验台, 采用红外热像仪对其传热特性进行了研究. 结果表明, 冷却效率随吹风比的增大而增大; 在气膜出口与冲击位置之间, 气膜冷却效率沿主流方向不断增加, 在相同的冷却壁面处, 冷却效率随冲击位置距气膜出口的增加而减小; 越过冲击位置, 冷却效率随壁面位置的增加而减小. 在冷却壁面的任一位置, 冷却效果随冲击间距的减小而增大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 火焰筒; 冲击冷却; 气膜冷却; 对流换热; 实验研究
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Experimental study of the heat transfer characteristics of combined cooling of impingement + reversed convection + film

SONG Shuang-wen^{1,2}, YANG Wei-hua^{1,2},
HU Hao-sheng^{1,2}, ZHANG Jing-zhou¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to study the heat transfer characteristics of combined cooling of impingement + reversed convection + film on a flame tube wall, 6 test pieces of different geometry were designed. The heat transfer characteristics of the combined cooling were studied by the experimental method using infrared cameras. The experimental results shows that the cooling effectiveness increases with the increase of blowing ratio; between the impingement position and film exit, the cooling effectiveness increases in the direction of main flow, and at a given position the cooling effectiveness decreases with the increase of distance between impingement position and the film exit; beyond the impingement position, the cooling effectiveness decreases in the direction of main flow. At the same wall position, the cooling effectiveness increases with the decrease of the impingement distance.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; flame tube; impinging cooling; film cooling; convective heat transfer; experimental study

随着航空发动机性能的不断提高, 燃烧室的 燃烧温度和压力逐步提高. 高温燃气对火焰筒壁

收稿日期: 2007-03-26; 修订日期: 2007-06-22

作者简介: 宋双文(1966-), 男, 湖南双峰人, 中国航空动力机械研究所研究员, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机燃烧室设计与试验的研究.

面的热负荷越来越高,而冷却空气的温度也日益增大,且可用冷却空气愈来愈少.因此,传统的纯气膜冷却结构越来越不能满足未来航空发动机火焰筒壁面冷却的要求.复合冷却是一种高效的冷却方式,它是在冷却空气形成气膜以前,通过强制对流尽可能多的吸收冷却壁面的热量,使得冷却壁面的温度降低,从而达到冷却壁面的要求.到目前为止,国外对复合冷却进行了大量的研究^[1-2],取得了很多研究成果.国内对于复合冷却还处于起步阶段,文献[3]对复合冷却的冷却效果与纯气膜冷却的冷却效果进行了对比,认为复合冷却能降低壁面温度,减小流动方向上的温度梯度,在保持相同壁面热负荷的情况下冷却空气量较纯气膜冷却显著减少.文献[4-5]等对燃烧室壁面的冲击+气膜复合冷却方式进行了初步的研究.研究结果表明,冲击/气膜冷却壁温最高点在冲击/气膜结合处靠上游的位置,壁温梯度最大的地方位于冲击和气膜的结合部.冲击/气膜冷却最高壁温低于纯气膜冷却最高壁温约 100 K.文献[6-7]对冲击+多斜孔复合冷却的流动与传热特性进行了研究.总之,目前国内对于复合冷却的研究还不完全充分,尤其对于冲击+逆向对流+气膜复合冷却的集合结构对冷却效果的影响规律,目前国内的研究的还不充分.本文就对此采用实验的方法进行了研究.

1 实验段及实验系统

1.1 实验系统

实验系统主要包括:气源(空压机,压力 $p = 800 \text{ kPa}$,流量 1.2 kg/s)、主气流管道上的孔板流量计 1,电加热器 ($2 \times 60 \text{ kW}$) 2,二次气流管道 3,稳压箱 4,浮子流量计 5,试验段 6,红外热像仪 7,数据处理器 8 和硅整流电源 9 以及阀门等组成,详见图 1 所示.

试验装置安排了两股气流,一股是主气流,另一股是二次气流.空气由气源进入空气总管道,由孔板流量计 1 测量气体的总流量,然后空气分成三股,其中两股分别由主气流管道进入电加热器,加热后使主气流升温至实验所需温度,然后通过稳压箱进入实验段;另一股流经二次流管道流入实验段.

1.2 实验段

实验段如图 2 所示.实验段由冲击空板、气膜孔板、舌片、调节垫片构成.二次冷却气流由冲击

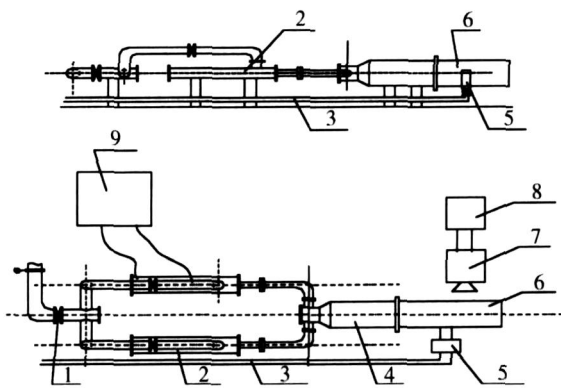


图 1 气膜冷却实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of test system

孔射出,与冷却壁面进行冲击对流换热,然后在二次流通道内流动,并与冷却壁面对流换热,最后由气膜孔流出,在舌片的作用下在冷却壁面形成冷却气膜。 X 为冲击位置距气膜出口的距离,气膜隙缝高度 $Z = 3 \text{ mm}$,气膜孔径 $d = 2 \text{ mm}$,气膜孔出流方向与主流方向的夹角 $\alpha = 60^\circ$,气膜孔间距为 $2d$,气膜孔板厚度为 1.5 mm .冲击孔板上有两排孔径为 $d = 1.5 \text{ mm}$,横向、纵向间距均为 d 的冲击孔,冲击孔板厚度为 5 mm .舌片长度为 10 mm ,舌片距气膜孔板上表面的距离为 $S = 3 \text{ mm}$,舌片厚度为 1.5 mm .气膜孔板和冲击孔板分别见图 3、图 4 所示.

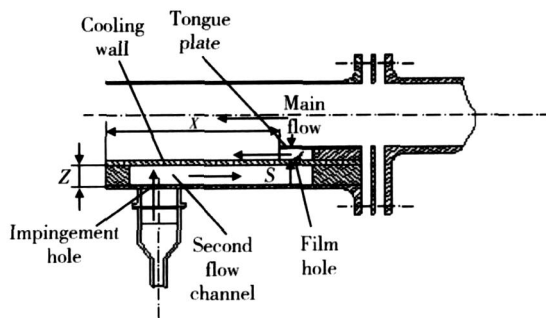


图 2 实验段示意图

Fig. 2 Schematic of test section

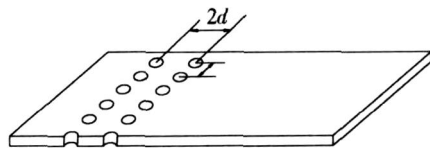


图 3 冲击板示意图

Fig. 3 Schematic of impinging plate

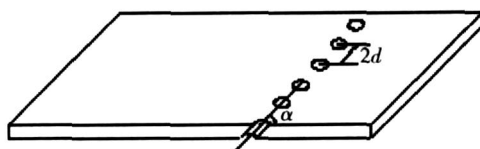


图 4 气膜孔板示意图

Fig. 4 Schematic of film plate

2 实验过程及数据处理的方法

2.1 实验过程

安装好实验件,检查系统的安全性和气密性,安装调试好红外热像仪.打开主气流阀门,启动压气机供气.随后接通可控硅电源冷却水,启动可控硅电源,调节电流和电压使主流温度达到实验值,然后打开并调节二次流阀门使其流量至最小实验值,监测热电偶的温度,待稳定后分别记下各实验需测参数,随后打开红外测试窗口,用红外热像仪将壁面温度记录下来.然后依次增大二次流量,重复进行上述数据的记录,直到二次流达最大实验流量.

2.2 实验数据的处理

定义复合冷却效率的计算式为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_w}{T_{\infty} - T_c} \tag{1}$$

式中 T_{∞} , T_c 分别为主流和二次气流温度, T_w 为冷却壁温.

吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho u_c}{\rho_{\infty} u_{\infty}} = \frac{\dot{m}_c / A_c}{\dot{m}_{\infty} / A_{\infty}} \tag{2}$$

其中 ρ 和 u_c 分别为气膜孔出口处二次气流的密度和速度, ρ_{∞} 和 u_{∞} 分别为主流的密度和速度.

3 实验结果及分析

3.1 吹风比对冷却效率的影响

图 5~图 7 是在几何结构一定的情况下,吹风比对无量纲温比的影响规律.图中, $X/S = 0$ 的位置是气膜狭缝的出口位置,沿 X 轴增加的方向是气流流动的方向.以下各图横坐标的含义与此相同.可以明显看出,在相同的冷却壁面位置,由

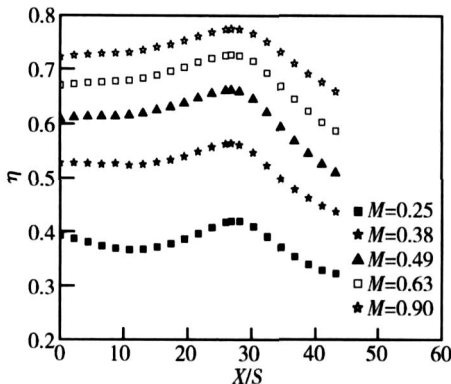


图 5 吹风比对冷却效率的影响 ($Z/d = 2$)

Fig. 5 Effect of blow ratio on cooling effectiveness ($Z/d = 2$)

于吹风比的增大,使得二次冷却气流在二次流通道中与冷却壁面的对流换热增强,同时,在舌片的作用下在冷却壁面形成的冷却气膜层更为均匀,从而降低了壁面温度,使得冷却效率随吹风比的增加而增大;还可以清楚的发现,随着吹风比的增大,冷却效率的增幅逐渐减小,当吹风比 $M > 1$,吹风比对冷却效率的影响甚微.这主要是因为,当吹风比 $M > 1$ 时,二次气流已经在冷却壁面形成了均匀稳定的冷却气膜层,因此,虽然二次气流流量增大,也不会对气膜冷却效率有大的影响.同时,在二次气流的冲击位置,由于冲击冷却强化了二次气流与冷却壁面的换热,从而大幅度降低了冷却壁面的温度,使得在该位置冷却效率较其他位置有明显提高.

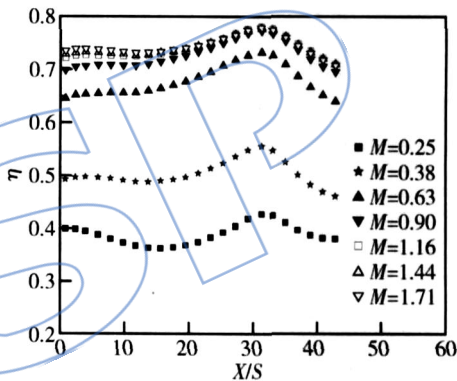


图 6 吹风比对冷却效率的影响 ($Z/d = 2$)

Fig. 6 Effect of blow ratio on cooling effectiveness ($Z/d = 2$)

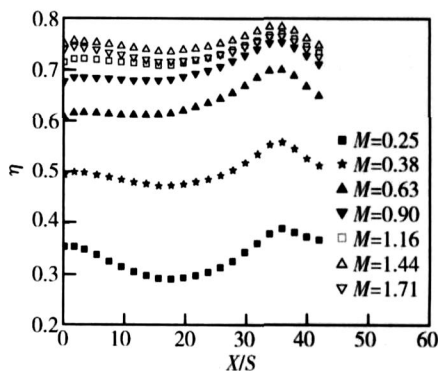


图 7 吹风比对冷却效率的影响 ($Z/d = 2$)

Fig. 7 Effect of blow ratio on cooling effectiveness ($Z/d = 2$)

3.2 冲击位置对冷却效果的影响

图 8~图 11 分别示出了冲击位置的变化对冷却效率的影响规律.可以明显看出,在冲击位置(途中曲线的峰值区域)左侧,相同的冷却壁面处,冷却效率随冲击位置距气膜狭缝出口距离的增加

而减小;在冲击位置右侧,相同的冷却壁面处,冷却效率随冲击位置距气膜狭缝出口距离的增加而减小.原因主要是随着冲击位置距气膜狭缝出口距离的增加,二次气流在二次气流腔体内部被冷却壁面加热的程度就愈大,因此当二次冷却气流

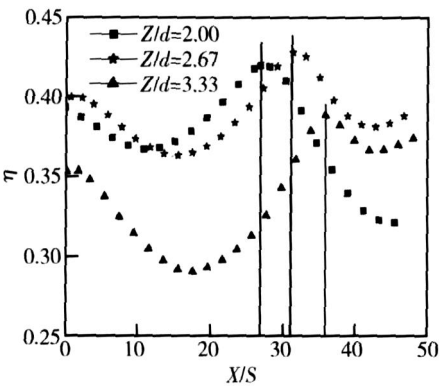


图 8 冲击位置对冷却效率的影响
($M = 0.25$, $Z/d = 2.0$)

Fig. 8 Effect of impingement location on cooling effectiveness ($M = 0.25$, $Z/d = 2.0$)

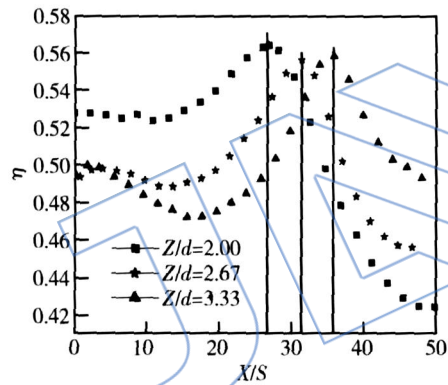


图 9 冲击位置对冷却效率的影响
($M = 0.38$, $Z/d = 2.0$)

Fig. 9 Effect of impingement location on cooling effectiveness ($M = 0.38$, $Z/d = 2.0$)

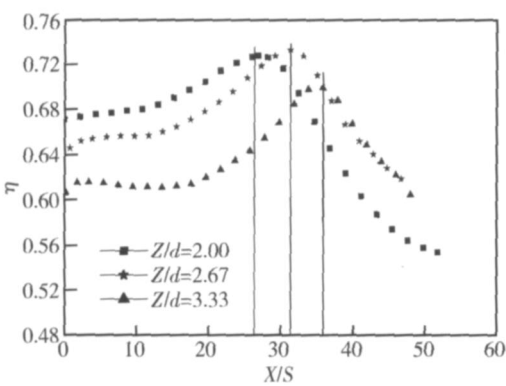


图 10 冲击位置对冷却效率的影响
($M = 0.63$, $Z/d = 2.0$)

Fig. 10 Effect of impingement location on cooling effectiveness ($M = 0.63$, $Z/d = 2.0$)

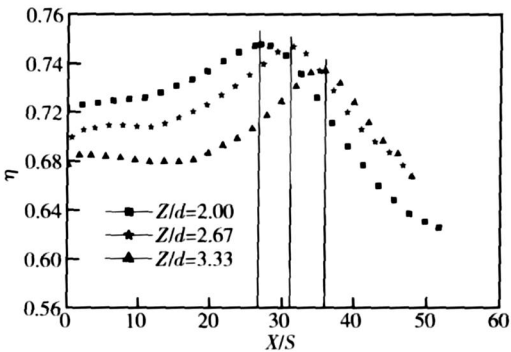


图 11 冲击位置对冷却效率的影响
($M = 0.90$, $Z/d = 2.0$)

Fig. 11 Effect of impingement location on cooling effectiveness ($M = 0.90$, $Z/d = 2.0$)

由气膜孔流出而在壁面形成气膜时,气膜层温度较高,因此冷却效率会降低;而在冲击位置右侧,随着冲击位置距离气膜狭缝出口距离的增加,二次冷却气流在二次流通道内部与冲击位置右侧壁面的换热较强,从而有效降低了右侧壁面的温度,使得冷却效率不断增大.

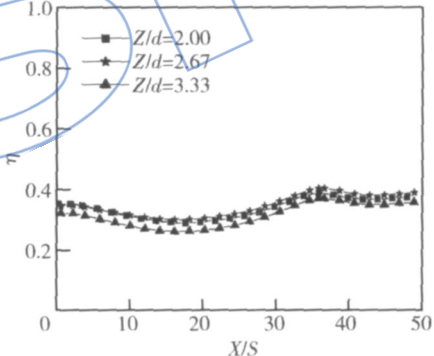


图 12 冲击间距对冷却效率的影响
($X/S = 35.8$, $M = 0.25$)

Fig. 12 Effect of impingement distance on cooling effectiveness ($X/S = 35.8$, $M = 0.25$)

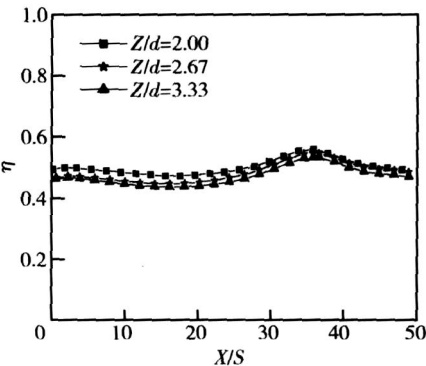


图 13 冲击间距对冷却效率的影响
($X/S = 35.8$, $M = 0.38$)

Fig. 13 Effect of impingement distance on cooling effectiveness ($X/S = 35.8$, $M = 0.38$)

3.3 冲击间距对冷却效率的影响

图 12~图 17 分别示出了在吹风比一定的情

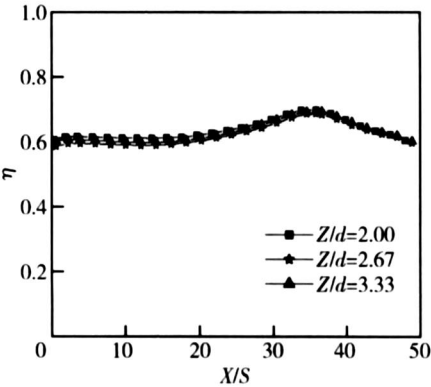


图 14 冲击间距对冷却效率的影响
($X/S = 35.8, M = 0.63$)

Fig. 14 Effect of impingement distance on cooling effectiveness ($X/S = 35.8, M = 0.63$)

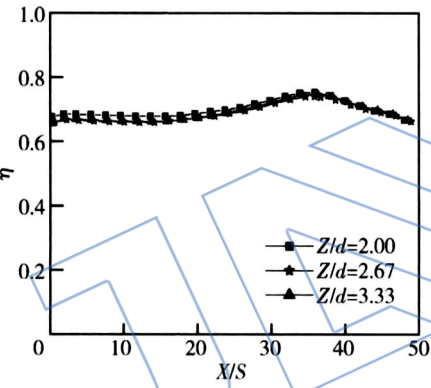


图 15 冲击间距对冷却效率的影响
($X/S = 35.8, M = 0.90$)

Fig. 15 Effect of impingement distance on cooling effectiveness ($X/S = 35.8, M = 0.90$)

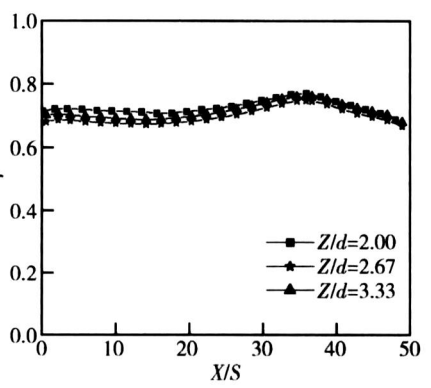


图 16 冲击间距对冷却效率的影响
($X/S = 35.8, M = 1.16$)

Fig. 16 Effect of impingement distance on cooling effectiveness ($X/S = 35.8, M = 1.16$)

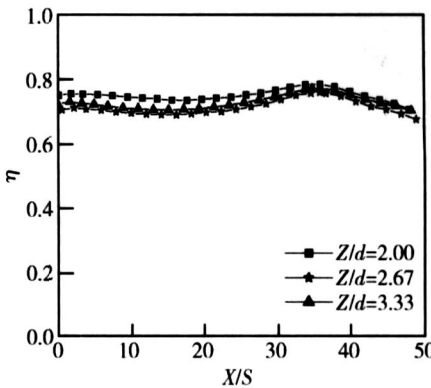


图 17 冲击间距对冷却效率的影响
($X/S = 35.8, M = 1.44$)

Fig. 17 Effect of impingement distance on cooling effectiveness ($X/S = 35.8, M = 1.44$)

况下,冲击间距对冷却效率的影响规律.可以看出,在冲击间距 $Z/d = 2.0 \sim 3.3$ 范围内,冲击间距对复合冷却效率的影响不大,但总的趋势是在相同的壁面冷却位置,冷却效果随冲击间距的减小而增大.

4 结 论

- (1) 吹风比对复合冷却效率有很大的影响,冷却效率随吹风比的增大而增加,但当吹风比 $M > 1$ 时,吹风比对冷却效率的影响不明显;
- (2) 冲击点位置对冷却效率有很大的影响,在冲击位置以前,冷却效率随冲击位置距离气膜狭缝出口的增加而减小;在冲击位置后,冷却效率则随冲击位置距离气膜狭缝出口的增加而减小;
- (3) 在冲击间距 $Z/d = 2.0 \sim 3.3$ 范围内,冲击间距对复合冷却效率的影响不大.

参考文献:

[1] Meller A. M. Design of modern turbine combustor[M]. New York,N Y: Academic Press Inc. , 1990.

[2] Lefebvre H. Gas turbine combustion[M]. Washington: Hemisphere Publishing Corp , 1983.

[3] 俞伯良,李继保. 单、双层壁火焰筒壁面冷却效果比较试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,1999,12(2) :14-17.

[4] 金捷,马继华,金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁温分布的研究(1) 试验部分[J]. 推进技术,1994,15(1) : 14-17.

J IN Jie,MA Jihua ,J IN Rushan. Studies on the distribution of wall temperature of impingement and film cooling of combustion chambers (1) Experimentally[J]. Journal of Propulsion Technology ,1994,15(1) :14-17.

[5] 金捷,马继华,金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁温分布的研究(2) 理论部分[J]. 推进技术,1994,15(2) :

34-40.

JIN Jie ,MA Jihua ,JIN Rushan. Studies on the distribution of wall temperature of impingement and film cooling of combustion chambers (1) Theoretically [J]. Journal of Propulsion Technology ,1994 ,15(2) :34-40.

[6] 许全宏 ,林宇震 ,刘高恩. 冲击-发散复合冷却方式发散壁换热系数研究[J]. 航空动力学报 ,2004 ,19(2) :213-218.

XU Quanhong , LIN Yuzhen , LIU Gaoen. Study of the effusion wall film heat transfer coefficients of impingement/ effusion double wall cooling method[J]. Journal of Aerospace Power ,2004 ,19(2) :213-218.

[7] 许全宏 ,林宇震 ,刘高恩. 主燃烧室冲击/ 发散双层壁冷却方式壁温验证试验研究[J]. 航空动力学报 ,2005 ,20(2) :197-201.

XU Quanhong ; LIN Yuzhen ; LIU Gaoen. Rig test of impingement/ effusion double wall cooling methods for the main combustor[J]. Journal of Aerospace Power , 2005 , 20(2) :197-201.

JALSP