

文章编号: 1000-8055(2010)04-0729-06

冲击 + 同向对流 + 气膜冷却效果的试验

杨卫华^{1,2}, 王梅娟², 丁有红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. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 为了研究火焰筒壁面冲击 + 同向对流 + 气膜复合冷却方式的冷却效果, 设计了多种不同几何结构的试验件, 采用红外热像仪对冷却壁温进行测量。研究表明, 冷却效率随吹风比的增加而增大。沿冷却壁面, 冷却效率呈波浪型分布。在气膜出口附近区域和冲击驻点区域冷却效率最高。在冲击驻点区域后, 冷却效率的下降较为缓慢。冷却效率随冲击间距的减小而增大。

关 键 词: 航空发动机; 火焰筒; 冲击冷却; 气膜冷却; 对流换热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental study of cooling effectiveness of impingement/ cocurrent convection/ film cooling

YANG Wei-hua^{1,2}, WANG Mei-juan², DING You-hong², 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,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to study the heat transfer characteristics of impingement/ cocurrent convection/ film double cooling, several test pieces were designed. The experimental results show that the cooling efficiency increases with the growing blowing ratio; the distribution of cooling efficiency is wavy on the cooling wall. The cooling efficiency is higher in the areas of cooling film exit and the impingement stagnant point. The decrease of cooling efficiency is weakened behind the impingement stagnant point. Cooling efficiency increases with the decrease of impingement space.

Key words: aero-engine; flame tube; impinging cooling; film cooling;
convective heat transfer;

随着涡轴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, 由此带来了一对矛盾: 一方面高温燃气对火焰筒壁面的热负荷越来越大, 另一方面用于燃烧室壁面冷却的空气量却逐渐减少, 而压气机压比的提高使得冷却空气温度也逐渐提高, 因此传统的冷却结构越来越不能满足涡轴发动机火焰筒壁面冷却的要求, 迫切需要

高效的冷却结构来满足未来涡轴发动机火焰筒壁面冷却的要求。复合冷却是高效的冷却方式, 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。复合冷却结构形式很多, 主要包括冲击 + 逆向对流 + 气膜冷却结构、冲击 + 同向对流 + 气膜冷却结构、冲击 + 发散

收稿日期: 2009-03-10; 修订日期: 2009-07-14

基金项目: 国家自然科学基金(50876041); 中国博士后科学基金(20070411045)

作者简介: 杨卫华(1972-), 男, 河北吴桥人, 副教授, 主要从事航空发动机热端部件热防护技术研究。

表 1 试验件结构参数

Table 1 Geometrical dimension of test pieces

方案	H/ mm	L ₁ / mm	L ₂ / mm
C11	2	28	32
C12		23	27
C13		18	22
C21	3	28	32
C22		23	27
C23		18	22
C31	4	28	32
C32		23	27
C33		18	22

1.3 试验误差分析

气膜冷却试验的误差主要包括温度测量误差 Δt ;流量误差 Δm 以及几何尺寸误差 Δl .在本试验中热电偶测温误差 $\Delta t = 0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$,试验中流量的测量采用涡街流量计,精度为 1 级,试验件的加工精度为 $\pm 0.1\text{ mm}$.根据误差计算方法可以估计出冷却效率测量结果的相对误差约为 7 %.

2 试验过程及数据处理的方法

2.1 试验过程

由于采用红外热像仪测量壁面温度,因此要对红外热像仪的测量结果进行修正.为此,在做试验前首先在气膜孔板的冷侧中间位置沿流向安装 3 对镍铬-镍硅热电偶,在气膜孔板热侧喷上黑漆.随后打开主流阀门通上主流,依次将主流的温度加热到 40 , 50 , 60 , 70 , 80 , 90 , 100 $^{\circ}\text{C}$ 每加热到一个温度,待稳定后用计算机进行采集各点的温度,同时用红外热像仪测量相应位置的温度.测量完毕后采用最小二乘法将热电偶的测量值与红外热像仪的测量值进行拟合,结果如下:

$$t' = - 29 + 2.0 \times t - 0.0063 \times t^2 \tag{1}$$

式(1)中 t 表示试验时红外热像仪所测壁温值, t' 表示校正后的壁温值.

2.2 试验数据的处理

定义复合冷却效率的计算式为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_w}{T_{\infty} - T_c} \tag{2}$$

式(2)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

$$M = \frac{\rho u_c}{\rho_{\infty} u_{\infty}} = \frac{\dot{m}_c / A_c}{\dot{m}_{\infty} / A_{\infty}} \tag{3}$$

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

3 试验结果及分析

3.1 吹风比对冷却效率的影响

图 3~图 5 分别示出了不同几何结构时吹风比对冷却效率的影响规律.可以看出,在相同的壁面位置,冷却效率均随吹风比的增大而增大,且这一规律不随冲击点位置和冲击间距的不同而变化.原因主要是:吹风比的增大意味着二次气流的流量和流速的增大,一方面使得冲击腔内部气流的流速增大,扰动加剧,强化了冲击腔内部气流与

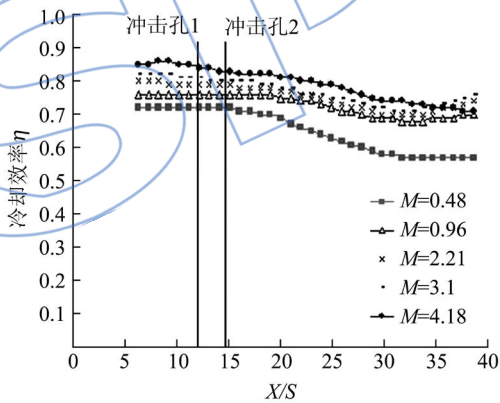


图 3 冷却效率随吹风比的变化规律(方案 C11)
Fig.3 Effect of blowing ratio on cooling efficiency
(case C11)

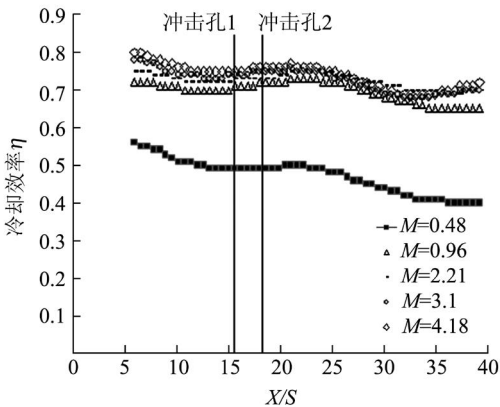


图 4 冷却效率随吹风比的变化规律(方案 C22)
Fig.4 Effect of blowing ratio on cooling efficiency
(case C22)

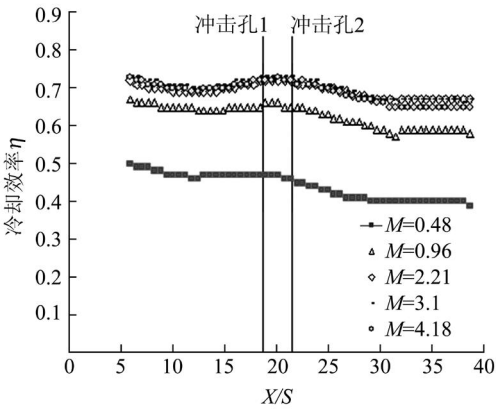


图 5 冷却效率随吹风比的变化规律(方案 C33)

Fig.5 Effect of blowing ratio on cooling efficiency (case C33)

冷却壁面的对流换热,另一方面,二次冷却气流的增加使得由气膜狭缝流出的贴壁气膜层长度增加,有效阻隔了高温主流与冷却壁面的对流换热,也带走冷却壁面的热量,因而冷却效率增大.同时,还可以看出,随着吹风比的增大,冷却效率的增幅逐渐减小,当吹风比 $M > 2$,吹风比对冷却效率的影响逐渐减小.主要原因是当 $M > 2$ 时,二次气流已经在冷却壁面形成了均匀稳定的气膜层,能较好的阻隔主流与冷却壁面间的对流换热.此时冷却壁面的热量主要来自未有气膜层有效保护的壁面部分的导热(由于二次气流的增大,气膜层的温度亦不会升高很多,气膜层对壁面的加热量很少.当气膜层的流量足够大时,只有壁面对气膜层的加热.由于试验主流温度不超过 $150\text{ }^{\circ}\text{C}$,主流对壁面的辐射加热忽略).因此,当吹风比超过 2 时,冷却效率随吹风比的变化逐渐减小.

3.2 冲击点位置对冷却效率的影响

图 6~图 9 分别示出了在相同吹风比和冲击高度下,冲击点位置的变化对冷却效率的影响规律.可以看出,在气膜出口附近,冷却效率较高.随着冷却距离的增加,冷却效率逐渐降低,且在某一壁面位置处冷却效率达到最小值,随后随着冷却距离的增加,冷却效率又逐渐升高,在冲击点位置达到最大值,随后冷却效率有逐渐减小.因此,对于冲击+同向对流+气膜冷却结构,沿冷却壁面冷却效率呈波浪型变化.随着冲击驻点距离气膜出口距离的减小,这种波浪型的趋势逐渐减弱.造成这种现象的原因是:在气膜出口附近区域,气膜层对壁面的冷却起主要作用.由气膜出口的气流形成稳定的气膜层,有效阻碍了高温主流对壁面的加热,且气膜出口附近气膜温度低,会带走壁面

的一部分热量,使壁温降低,冷却效率升高.随着冷却距离的增加,在主流的作用下,贴壁气膜层逐渐与主流掺混,稳定的气膜层随之被破坏,贴壁流体的温度升高,壁温上升,冷却效率降低.而越过

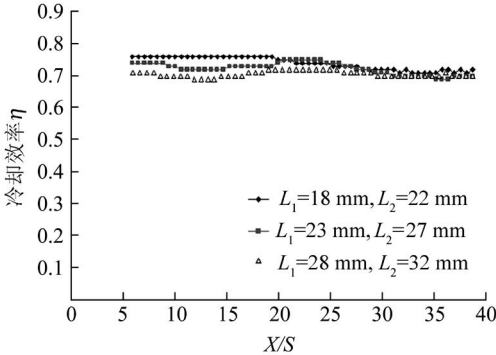


图 6 冲击点位置对冷却效率的影响规律
($M = 2.21, H = 3\text{ mm}$)

Fig.6 Effcet of impingement position on cooling efficiency ($M = 2.21, H = 3\text{ mm}$)

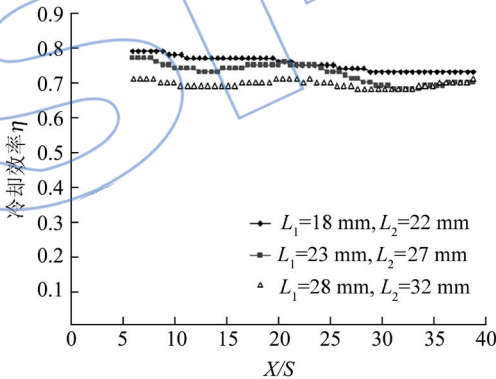


图 7 冲击点位置对冷却效率的影响规律
($M = 3.1, H = 3\text{ mm}$)

Fig.7 Effcet of impingement position on cooling efficiency ($M = 3.1, H = 3\text{ mm}$)

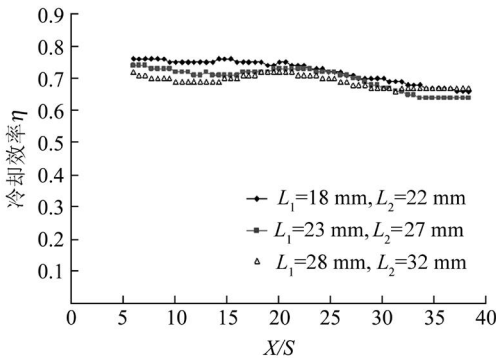


图 8 冲击点位置对冷却效率的影响规律
($M = 2.21, H = 4\text{ mm}$)

Fig.8 Effcet of impingement position on cooling efficiency ($M = 2.21, H = 4\text{ mm}$)

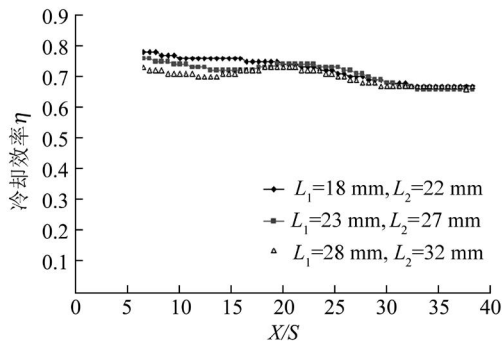


图 9 冲击点位置对冷却效率的影响规律
($M = 3.1, H = 4 \text{ mm}$)

Fig.9 Effect of impingement position on cooling efficiency ($M = 3.1, H = 4 \text{ mm}$)

冷却效率最低点后,气膜层对壁面的保护和冷却作用减小,冲击腔中的冲击气流对壁面的冷却作用逐渐加大,使得壁温又逐渐降低,在冲击驻点区域壁温最低,冷却效率提高.在冲击驻点区域后(图中冲击点右侧区域),虽然此区域壁面已经没有气膜层的作用,但由于冲击气流在冲击壁面后继续向前流动(与主流流动方向相同),气流仍能继续对壁面强化冷却,从而壁温升高较慢,冷却效率的降低较为平缓,这点与冲击 + 逆向对流 + 气膜冷却的冷却效率变化趋势不同^[5].

3.3 冲击间距对冷却效率的影响

图 10~图 12 分别示出了在吹风比和冲击点位置一定的情况下,冲击间距对冷却效率的影响规律.可以看出,在相同的壁面位置,冷却效率随冲击间距的减小而增大.在气膜出口区域和冲击驻点区域,冲击间距为 2 mm 的冷却结构的冷却效率要明显高于其他两种冲击间距的冷却效率.

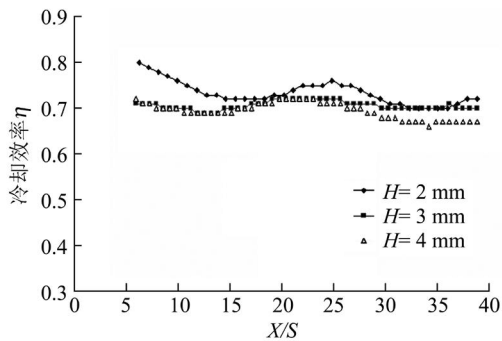


图 10 冲击间距对冷却效率的影响规律
($M = 2.21, L_1 = 28 \text{ mm}, L_2 = 32 \text{ mm}$)

Fig.10 Effect of impingement distance on cooling efficiency ($M = 2.21, L_1 = 28 \text{ mm}, L_2 = 32 \text{ mm}$)

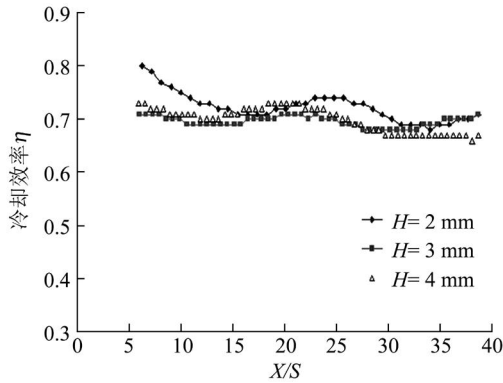


图 11 冲击间距对冷却效率的影响规律
($M = 3.1, L_1 = 28 \text{ mm}, L_2 = 32 \text{ mm}$)

Fig.11 Effect of impingement distance on cooling efficiency ($M = 3.1, L_1 = 28 \text{ mm}, L_2 = 32 \text{ mm}$)

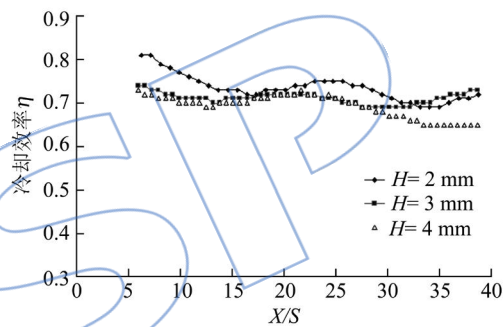


图 12 冲击间距对冷却效率的影响规律
($M = 4.18, L_1 = 28 \text{ mm}, L_2 = 32 \text{ mm}$)

Fig.12 Effect of impingement distance on cooling efficiency ($M = 4.18, L_1 = 28 \text{ mm}, L_2 = 32 \text{ mm}$)

4 结 论

通过以上分析,可以总结如下结论:

- 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 $M > 2$ 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.沿冷却壁面,冷却效率呈波浪型分布.在气膜出口附近区域和冲击驻点区域冷却效率最高.在冲击驻点区域后,冷却效率的下降较为缓慢.这一点与冲击 + 逆向对流 + 气膜冷却结构的不同.
- 3) 冷却效率随冲击间距的减小而增大.在冲击驻点区域和气膜出口区域,冲击间距为 2 mm 的冷却效率要明显高于其他两种情况.

参考文献:

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

- [2] Harris M M, Marsh D N, Ves E A. Flex cycle combustor development and demonstration[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116: 534-541.
- [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.
YU Boliang, LI Jibao. The experimental study of cooling effectiveness of single/double wall flame tube[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(2): 14-17. (in Chinese)
- [4] 金捷, 马继华, 金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁渐分布的研究(1) 试验部分[J]. 推进技术, 1994, 15(1): 14-17.
JIN Jie, MA Jihua, JIN 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. (in Chinese)
- [5] 金捷, 马继华, 金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁渐分布的研究(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(2) Theoretically [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(2): 34-40. (in Chinese)
- [6] 李彬, 吉洪湖, 江义军. 燃烧室壁冲击-逆向对流-气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 365-369.
LI Bin, JI Honghu, JIANG Yijun. Numerical simulation for impingement-counterflow convection-film cooling of a combustion wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 365-369. (in Chinese)
- [7] 宋双文, 杨卫华, 胡好生, 等. 冲击+逆向对流+气膜冷却传热特性的研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1417-1422.
SONG Shuangwen, YANG Weihua, HU Haosheng, et al. Experimental study of the heat transfer characteristics of combined cooling of impingement + reversed convection + film [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1417-1422. (in Chinese)
- [8] 李彬, 程波. 高温升焰筒壁面及头部复合冷却设计分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 8-10.
LI Bin, CHENG Bo. Design analysis for compound cooling of high temperature rise combustor wall and head shield [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 8-10. (in Chinese)
- [9] 胡姬萍, 吉洪湖. 致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值的研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 116-119.
HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the blowing angle on effusion cooling effectiveness [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 116-119. (in Chinese)
- [10] 王磊, 张靖周, 杨卫华, 等. 冲击发散冷却气膜冷却效率的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(增刊2): 97-100.
WANG Lei, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua, et al. Experiment research on film cooling effectiveness of impingement/effusion cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(Suppl. 2): 97-100. (in Chinese)
- [11] ZHANG Jingzhou, XIE Hao, YANG Chengfeng. Numerical study of flow and heat transfer characteristics of impingement/effusion cooling [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4): 343-348.
- [12] ZHANG Jingzhou, LI Liguang. High-resolution heat transfer coefficients measurement for jet impingement using thermochromic liquid crystals [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(4): 205-209.