

文章编号: 1000-8055(2008)10-1800-05

冲击/ 发散冷却壁温分布和冷却效率研究

胡 超, 许全宏, 徐 剑, 林宇震

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,
航空发动机气动热力国防科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对高温燃烧室长寿命火焰筒的要求, 实验研究了孔排列方式、发散壁壁厚与孔径之比以及单位面积开孔率对壁温分布和冷却效率的影响。实验中冷却气为常温常压, 主流速度 20 m/s, 发散壁孔内气流与主流速度比为 0.63, 主流与冷却气温度比为 1.6。实验结果表明: 长菱形排布与正菱形排布相比冷却效率更高, 但孔的排布方式对于壁温分布的影响较小; 增大发散壁壁厚与孔径比可以增强冷却效果, 并使壁温分布变得均匀; 而减小单位面积开孔率对于壁温分布的影响较小, 同时冷却效率也会降低。

关 键 词: 壁温分布; 冷却效率; 燃烧室; 冲击/ 发散; 火焰筒

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Investigation of the wall temperature distribution and cooling efficiency for impingement/ effusion cooling scheme

HU Chao, XU Quan-hong, XU Jian, LIN Yur-zhen

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to meet long-duration requirements of high-temperature combustor liner, impingement/ effusion cooling scheme was investigated experimentally in the following aspects: the influence of the hole arrangements, the ratio of the wall thickness to the hole diameter, and the opening rate per unit area on the overall cooling effectiveness and wall temperature distribution. The condition of cooling air was under atmospheric temperature and pressure. The velocity of the main flow was 20 m/s. The velocity ratio of the cooling air to the main flow was 0.63, and the temperature ratio of the main flow to the cooling air was 1.6. The experimental results indicate that it has a better performance in the cooling efficiency with the long rhombus hole arrangement, while little influence on wall temperature distribution, and reducing the opening rate per unit area has the same result. The wall temperature distribution becomes more uniform when the ratio of the wall thickness to the hole diameter increases, and the cooling efficiency will decrease at the same time.

Key words: wall temperature distribution; cooling efficiency; combustor; impingement/ effusion; liner

符号表

d 孔直径, mm
 t 板厚, mm

H 冲击/ 发散板间夹缝高度, mm
 n 小孔个数, 个
 P 横向孔间距, mm

收稿日期: 2007-09-20; 修订日期: 2007-11-26

作者简介: 胡超(1983 -), 男, 安徽宿州人, 硕士生, 主要从事燃气轮机燃烧方面研究。

- S 流向孔排距,mm
- T 温度,K
- α 孔斜角,($^{\circ}$)
- η 无量纲冷却效率
- λ 导热系数,W/m $\cdot$ K

下标

- c 冷却气
- e 发散壁
- g 主流
- i 冲击壁
- w 发散壁壁面

高温升和低污染燃烧室发展趋势,使得通过燃烧室的流量中,用于燃烧的空气分配比例大大增加,相应地,用于冷却的气量分配减少.发动机低耗油率的要求使得压比不断提高,燃烧室进口的气流温度也随之增高,导致冷却空气的冷却潜质下降,火焰筒的工作环境变得更加恶劣.为此,出现了不少火焰筒的先进冷却方式,以满足由于冷却气量的减少提出的苛刻要求并且保证火焰筒耐久性.

冲击加发散双层壁冷却方式是一种典型的先进冷却方式^[1],其结构如图 1 所示.该冷却方式的优点如下:①充分利用冲击冷却换热系数高的特点冷却局部热点;②多斜孔与壁面倾斜,极大地增加了内对流换热面积,另外,孔入口处的附面层抽吸作用也加强了壁外侧换热;③恰当的双层壁间压降分配可以使发散壁热侧气膜贴壁良好,形成全气膜保护.冲击/发散复合冷却方式在 F-119 发动机和 V2500 发动机上取得了很好的效果^[2].

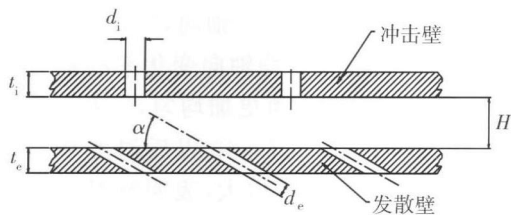


图 1 冲击/发散冷却方式结构示意图
Fig.1 Schematic of the impingement/effusion cooling method

国内对冲击发散冷却的研究集中在对这种冷却方式的流量系数、冲击换热特性、发散孔内对流换热特性以及在全环火焰筒的壁温验证上^[3-8];国际上基础研究主要对冲击加多直孔发散冷却的总换热效果进行了研究^[9-10].

由于火焰筒内流场的复杂性以及各种大孔的

存在,导致了火焰筒壁温分布的不均匀;而对于先进航空发动机的火焰筒来说,严格控制壁温分布的均匀程度是决定其使用寿命的主要因素之一.因此对壁温分布和冷却效率的研究很有必要.

本文对冲击/发散冷却方式的壁温分布以及冷却效率进行了实验研究,以期获得其结构参数对于冲击/发散冷却方式壁温分布和冷却效率的影响.

1 实验系统及实验方案

结合对冲击/发散基础流动及换热特性的研究成果设计了本文的实验件几何参数和实验系统气动参数.实验件几何参数见表 1,实验系统采用常压传热实验台,本文研究内容是冲击/发散板几何参数对壁温分布和冷却效率的影响,故采取如下实验参数:①实验在常温常压下进行,主流 $p_0 = 101\ 325\ \text{Pa}$, $t_0 = 296\ \text{K}$;②主流速度 $u_g = 20\ \text{m/s}$;③速度比 $U_c/U_g = 0.63$,其含义为发散壁小孔内冷却气速度与主流速度之比;④温度比 $T_g/T_c = 1.6$,其含义为主流温度和冷却气温度之比;⑤实验件材料选用 1Cr18Ni9Ti,导热系数 λ 为 $16.3\ \text{W/m}\cdot\text{K}$.实验过程中对气动参数进行严格控制,误差在 1.5%以内.

表 1 冲击/发散双层壁方案设计参数

Table 1 Parameters of impingement/effusion test pieces

实验板	排列方式	$\frac{n_i}{n_e}$	$\frac{P_e}{d_e}$	$\frac{S_e}{d_e}$	$\frac{t_e}{d_e}$
No.1	叉排长菱形	1	5.84	5.84	2
No.2	叉排正菱形	1	8.24	4.12	2
No.3	叉排长菱形	1	5.84	5.84	1.6
No.4	叉排长菱形	1	6.8	6.8	2

冲击/发散板间夹缝高度取 $H = 1.5t_i = 6.0\ \text{mm}$,发散孔倾角均取 $\alpha = 30^{\circ}$.

发散壁的孔间距与孔排距之比 $P_e/S_e = 1$ 时,称为长菱形实验板(实验板 1,3,4), $P_e/S_e = 2$ 时,称为正菱形实验板(实验板 2).图 2 展示了冲击孔与发散孔的相对位置关系.图中椭圆形孔为发散孔,圆孔为冲击孔.孔数比 $n_e/n_i = 1$.

本实验所用的常压传热实验台系统采用主流、冷却气均可单独调节的实验装置,实验台系统见文献[11].主路气流由风机提供,经电炉加温后进入实验段,其流量通过调节总静压差来控制;冷却气由低压气源提供,由浮子流量计控制其流量;

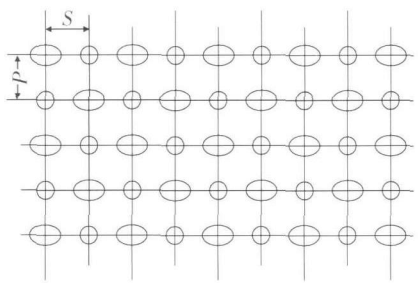


图 2 冲击/发散冷却孔排列相对位置示意图

Fig.2 Arrangement of the impingement/ effusion holes

实验中冲击/发散的板主流侧壁面的温度采用 ThermoCAM P60 红外热像仪测量;数据采集系统通过镍铬-镍硅热电偶测得发散板主流侧两个校准点的温度;在 ThermoCAM Researcher 2002 软件中调节由红外热像仪拍得图像的发散率,使图像中校准点的温度与热电偶测得的温度的误差在 3 %以内,以此对图像进行标定;标定后的红外图像经 MATLAB 软件处理可得到冲击/发散板主流侧壁温的分布和冷却效率.将 2,3,4 号实验板分别与 1 号实验板进行对比实验,分别得到孔排列方式、发散壁厚与孔径之比 t_e/d_e 以及单位面积开孔率对冲击/发散实验板壁温分布和冷却效率的影响.

2 实验结果和分析

2.1 实验结果处理方法

本文所述的壁温分布均匀程度主要考虑沿轴向的均匀性,因为实验的结果表明实验板沿展向的温度分布变化并不大,如图 3 所示:

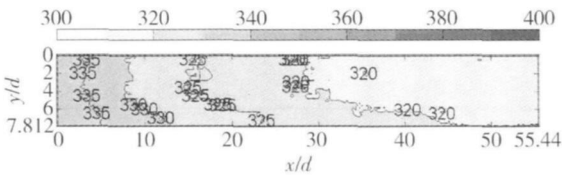


图 3 实验板主流侧壁温云图(单位:K)

Fig.3 Temperature contour of the effusion side

本文中定义的展向平均温度无量纲轴向变化率为 $\frac{\Delta T}{\Delta x} = \frac{d_e}{T_c} \cdot \frac{dT_w}{dx}$, T_w 为沿轴向位置的展向平均温度,以发散壁孔径 d_e 为长度标尺,冷却气温度 T_c 为温度标尺,由于气膜的冷却作用,冲击/发散实验件的轴向壁温呈现不断下降的趋势,因此本文中的变化率都呈负值.另外定义冷却效率为 $\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c}$, T_g 为主流热气的温度.

2.2 孔排列方式对壁温分布和冷却效率影响

图 4 和图 5 显示的是在主流速度为 20m/s、速度比为 0.63 时,1,2 号实验板在加温比 1.6 时的展向平均轴向变化率和展向平均冷却效率对比图.1,2 号实验板的区别是:1 号实验板的孔排列方式为长菱形叉排,2 号实验板的孔排列方式为正菱形叉排.

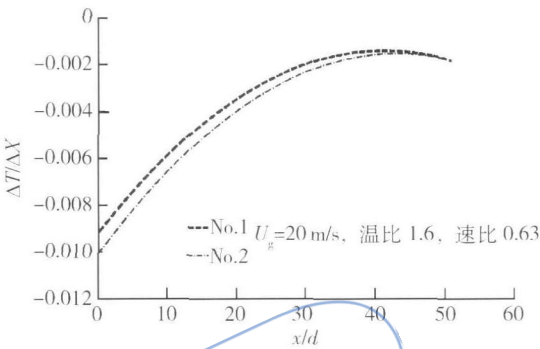


图 4 1,2 号板展向平均温度轴向变化率

Fig.4 Streamwise average temperature tendency of No.1 and No.2

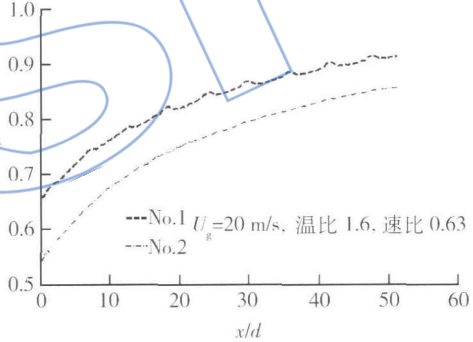


图 5 1,2 号板冷却效率

Fig.5 Cooling efficiency test result of No.1 and No.2

由图 4 和图 5 可知,沿轴向,当 $x/d \leq 40$ 时,1,2 号实验板的温度平均轴向变化率的绝对值逐渐减小,即壁温分布变得更加均匀,二者之间的差别最大约为 7 %;在 $x/d > 40$ 以后温度平均轴向变化率的绝对值又略微增大,表明壁温分布变得略微不均,二者之间基本没有差别;冷却效率沿主流方向逐渐增加,在相同的轴向位置,1 号实验板的冷却效率比 2 号实验板高 20 %左右.

造成上述现象的原因是:两块实验板发散壁单位面积开孔率相同,与正菱形实验板相比,长菱形实验板发散壁孔间距 P_e 较小,使列与列之间的冷却叠加效果更强,还使得其气膜覆盖更好,换热更强;而且长菱形排布的冲击单元平均换热系数略高于正菱形^[12].因此长菱形实验板较之正菱形实验板不仅总体冷却保护水平明显提高,且气

膜覆盖的均匀性亦大有改善.使得 1 号实验板的冷却效率明显高于 2 号板,但孔的排布对于壁温分布的影响并不明显.

2.3 t_e/d_e 对壁温分布和冷却效率的影响

图 6 和图 7 显示的是在主流速度为 20 m/s、速度比为 0.63 时,1,3 号实验板在加温比 1.6 时的展向平均轴向变化率和展向平均冷却效率对比图.1,3 号实验板的区别是:1 号实验板 $t_e/d_e = 2$,3 号实验板 $t_e/d_e = 1.6$.

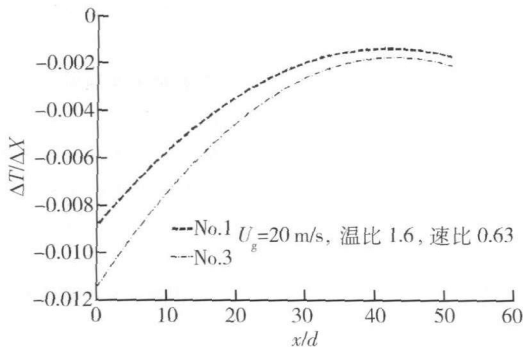


图 6 1,3 号板展向平均温度轴向变化率
Fig. 6 Streamwise average temperature tendency of No. 1 and No. 3

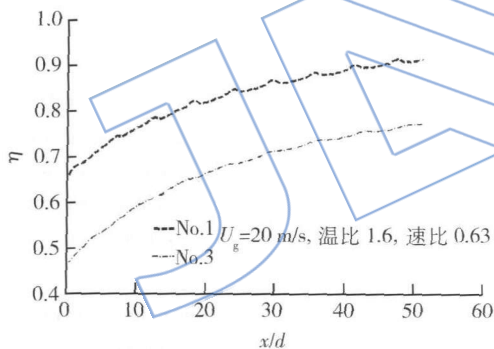


图 7 1,3 号板冷却效率

Fig. 7 Cooling efficiency test result of No. 1 and No. 3

由图 6 和图 7 可知,在相同的轴向位置,1 号实验板温度平均轴向变化率的绝对值小于 3 号实验板,二者之间的差别最大约为 25%,最小约为 5%,1 号实验板温度分布更加均匀,冷却效率 1 号实验板比 3 号实验板高 20%左右.

造成上述差别的原因是 1,3 号实验板的发散壁厚与发散孔径比 t_e/d_e 不同,1 号板 $t_e/d_e = 2$,3 号板 $t_e/d_e = 1.6$.当板厚与孔径之比增高时,即增加了相对孔内通道面积,从而增强了孔内对流换热,提高了冷却效率.由于冲击板孔的结构和排布没有发生变化,因此冲击壁带来的冷却效果基本上没有变化.温度分布的变化和冷却效率的变化

都可以认为是由于 t_e/d_e 变化引起的斜孔内对流换热变化所致.

2.4 单位面积开孔率对壁温分布和冷却效率的影响

可以用无量纲参数 $P_e S_e/d_e^2$ 来表示单位面积开孔率, $P_e S_e/d_e^2$ 越大,表明单位面积开孔率越小.图 8 和图 9 显示的是在主流速度为 20 m/s、速度比为 0.63 时,1,4 号实验板在加温比 1.6 时的展向平均轴向变化率和展向平均冷却效率对比图.1,4 号实验板的区别是:1 号实验板 $P_e S_e/d_e^2 = 34$,4 号实验板 $P_e S_e/d_e^2 = 46$.

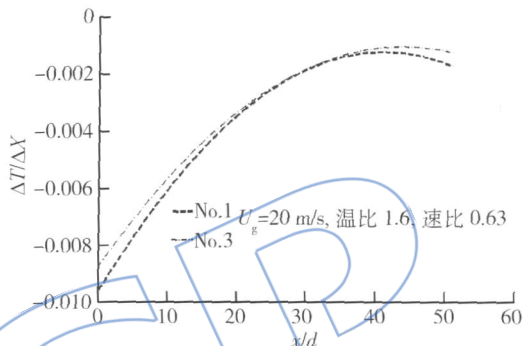


图 8 1,4 号板展向平均温度轴向变化率
Fig. 8 Streamwise average temperature tendency of No. 1 and No. 4

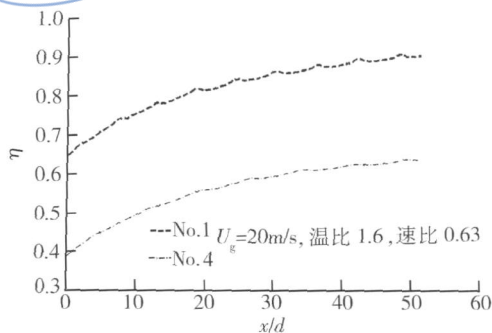


图 9 1,4 号板冷却效率

Fig. 9 Cooling efficiency test result of No. 1 and No. 4

由图 8 和图 9 可知,在相同的轴向位置,4 号实验板与 1 号实验板温度平均轴向变化率之间的差别较小,在 5%的范围以内,由于实验误差,导致两实验板局部地区基本没有差别;而冷却效率 1 号实验板比 4 号实验板高 25%左右.

随着单位面积开孔率减小,单位面积内发散壁小孔内对流换热面积就减小,同时在相同的主流速度、加温比、速度比下,冷却气量也会相应减小,因此冷却效率会降低,但对于壁温分布的影响并不显著.

3 结 论

针对不同孔排列方式、发散壁厚与发散孔径比 t_e/d_e 以及不同的单位面积开孔率的 4 种孔板结构,进行了冲击/发散冷却壁温分布和冷却效率的实验研究.实验结果表明:

1) 在相同单位面积开孔率的情况下,长菱形排布实验板的冷却效率明显比正菱形排布实验板高 20 % 左右,但孔的排布方式对于壁温分布的影响较小,二者差别在 7 % 以内;

2) 当发散壁厚与发散孔径比 t_e/d_e 由 1.6 增大到 2 时,即增加了孔内通道面积,从而增强了孔内对流换热,使得壁温分布的均匀性变好,二者差别约最大 25 %,最小 5 %,冷却效率增加约 20 %;

3) 随着开孔率的增大,单位面积内小孔内对流换热面积就增大,冷却气量也增大,冷却效率增加约 25 %.但是开孔率对于壁温分布的影响较小,二者之间的差别在 5 % 以内.

参考文献:

- [1] Sokolowski D E, Rohde J E. The E3 combustor status and challenges[R]. NASA-TM-82684, 1981.
- [2] Du Bell T L, le Tourneau J J, Kaplam R M. Advanced float-wall TM combustor liner technology eliminates TF30-P-100 transition duct fatigue cracking[R]. AIAA-85-1288.
- [3] 俞文利,林宇震,刘高恩.冲击加发散双层壁冷却方式发散内换热研究[J].航空动力学报,2001,16(4):365-369.
YU Wenli, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Investigation of heat transfer inside inclined multi-hole in the impingement/inclined multi-hole double wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4):365-369. (in Chinese)
- [4] 许全宏,林宇震,刘高恩.冲击加发散双层壁冷却方式流量系数研究[J].推进技术,2000,21(5):49-52.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Discharge coefficient of double wall with discrete-hole and inclined multi-hole for combustor liner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 49-52. (in Chinese)
- [5] 许全宏,张宝华,林宇震,等.冲击加发散双层壁冷却方式绝热温比研究[J].航空动力学报,2000,15(4):387-390.
XU Quanhong, ZHANG Baohua, LIN Yuzhen, et al. Adiabatic film effectiveness of the double wall with inclined multi-hole and discrete-hole for combustor liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4): 387-390. (in Chinese)
- [6] 林宇震,俞文利,刘高恩,等.冲击加发散双层壁冷却方式压降分配对斜孔内对流换热影响的研究[J].航空学报,2003,24(2):97-101.
LIN Yuzhen, YU Wenli, LIU Gaoen, et al. Influence of pressure drop distribution on the convection heat transfer inside the inclined hole of impingement/effusion cooling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2):97-101. (in Chinese)
- [7] 赵清杰,李彬,陈志杰,等.浮动壁燃烧室实验研究[J].燃气涡轮实验与研究,2004,17(1):17-19.
ZHAO Qingjie, LI Bin, CHEN Zhijie, et al. An experimental study of floating-wall combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(1):17-19. (in Chinese)
- [8] 许全宏,林宇震,刘高恩.封闭空间内单孔冲击局部换热特性研究[J].航空动力学报,2002,17(3):341-343.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Investigation of impingement heat transfer of single hole in a limited space[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 341-343. (in Chinese)
- [9] Andrews G E, Aldabagh A M, Asere A A, et al. Impingement/effusion cooling, heat transfer and cooling in gas turbine[R]. A GARD CP 527, 1992.
- [10] Aldabagh A M, Andrews G E, Abdul Husain R A A, et al. Impingement/effusion cooling: The influence of the number of impingement holes and pressure loss on the heat transfer coefficient[R]. ASME Paper 89-GT-188.
- [11] 徐剑.火焰筒先进冷却方式壁温梯度研究[D].北京:北京航空航天大学,2007.
XU Jian. The investigation of the temperature gradient for advanced cooling methods on combustion liner[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 许全宏,林宇震,刘高恩.冲击加多斜孔双层壁冷却方式冲击换热系数[J].大连理工大学学报,2001,41(1):63-66.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Heat transfer coefficient of impingement of fusion double wall cooling method[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2001, 41(1):63-66. (in Chinese)