

文章编号:1000-8055(2011)08-1688-07

弯曲段壁面冲击发散冷却结构流量系数 与冷却效率的实验

罗国良¹, 杨卫华², 曹俊¹, 石蕊², 宋双文¹

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究回流燃烧室弯曲段采用冲击发散冷却结构时的流量系数和冷却效率, 设计了多种不同几何尺寸的实验件模型, 分别对其流量系数和冷却效率进行了实验研究, 得出如下结论: ①弯曲段冲击发散冷却结构的流量系数较小, 一般不会超过 0.7. 发散孔倾角为 40° 的流量系数要小于倾角为 20° 和 30° 的流量系数, 流量系数随着发散孔纵向间距比的增大而减小. ②弯曲段冲击发散冷却结构的冷却效率均随着吹风比的增大而增大, 其冷却效率要明显高于直板冲击发散冷却结构, 且这种差异随着吹风比的增大而逐渐减弱.

关 键 词: 回流燃烧室; 弯曲段; 冲击发散; 冷却效率; 流量系数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experimental study of discharge coefficient and cooling effectiveness for impingement effusion cooling in curved section

LUO Guo-liang¹, YANG Wei-hua², CAO Jun¹,
SHI Rui², SONG Shuang-wen¹

(1. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to experimentally study the discharge coefficient and cooling effectiveness of impingement effusion cooling in curved section of combustion chamber, several test pieces with different geometrical dimensions were designed. The research results from experimental study show that: (1) The discharge coefficient of impingement effusion dimension in curved section is less than 0.7. The discharge coefficient of effusion hole angle 40° is larger than the discharge coefficient of effusion hole angle 30° and 20°, and the spacing between effusion holes has a great influence on the discharge coefficient. (2) The cooling effectiveness of impingement effusion in curved section is increased with the increase of blowing ration. And there is a large difference for the cooling effectiveness of impingement effusion between curved and flat sections, and the difference is decreased with the increase of blowing ratio.

Key words: reverse-flow combustion chamber; curved section; impingement effusion; cooling effectiveness; discharge coefficient

收稿日期: 2010-07-05; 修订日期: 2010-08-11

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010053)

作者简介: 罗国良(1958—), 男, 湖南邵阳人, 研究员, 主要从事航空发动机燃烧室设计研究工作.

随着现代涡轴发动机功质比的不断提高,一方面要求压气机的出口压力及温度大幅提高,燃烧室用于燃烧的空气量及燃烧温度也大幅提高,另一方面用于燃烧室冷却的空气量却大幅减小,这一对矛盾使得对火焰筒壁面的冷却技术提出了更高的要求.因此在涡轴发动机火焰筒上广泛使用的单一气膜冷却方式已经愈来愈不适用于高温升火焰筒的要求,迫切需要寻找更为高效的冷却方式以满足未来航空发动机的发展需求.冲击+发散气膜复合冷却是一种更为高效的冷却方式(如图 1 所示),它是将冲击冷却与发散冷却相结合而构成的一种冷却方式,在未来涡轴发动机火焰筒冷却技术中,该冷却方式不失为一种较好的选择.

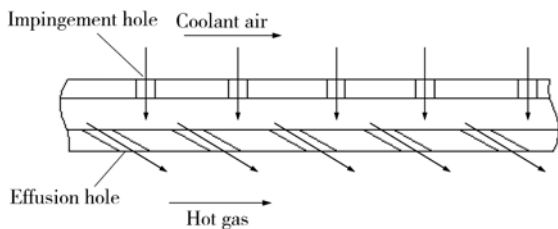


图 1 冲击发散冷却结构示意图

Fig. 1 Schematic of impingement effusion cooling

对于冲击发散冷却结构,国内外许多学者开展了相关研究.文献[1-2]在上世纪 80 年代开展了火焰筒冲击发散冷却方式的研究.文献[3]对几种典型的冲击-发散孔板组合的双层壁冷却结构的流量系数进行了实验研究.文献[4]对冲击+多斜孔双层壁的流量系数进行了研究.研究表明,主气流对流量系数的影响非常小,而环型腔与小孔内气流流动状态对流量系数有较大的影响,当压力参数由 0 增加到 20 时,流量系数增加迅速,而当压力参数大于 20 后,流量系数便达到了一个稳定状态,流量系数不随压力参数的变化而变化.文献[5-6]分析了发散孔径、孔深、孔间距以及冲击高度等对冷却效率的影响,同时还给出了结构优化设计的经验关系式.文献[7]研究了冲击+多斜孔双层壁复合冷却冲击换热,研究结果表明:①多斜孔实验板冷侧冲击传热系数与冲击雷诺数呈正比;②多斜孔壁上的倾斜小孔对气流的抽吸作用将明显增强换热效果;③冲击+多斜孔壁的孔排列方式对冲击传热系数有一定的影响,长棱型排列的冲击单元平均传热系数略高于正棱型.文献[8-9]对冲击+发散复合冷却进行了详细的研究,发现冲击换热使冷却气体的温度升高,因此起始

段的冷却效率较低.文献[10-11]认为,冲击发散冷却结构具有冷却效率高、压力损失小等优点.综上所述,目前国内外对于冲击发散冷却结构冷却效果的研究已经非常深入,取得了大量的成果,但上述研究只是限于直流燃烧室,对于回流燃烧室弯曲段壁面冲击发散冷却技术的研究鲜见报道.为此本文采用实验方法对回流燃烧室弯曲段冲击发散复合冷却结构的流量系数以及冷却效果进行了研究,所得结果对回流燃烧室复合冷却结构的设计有一定的指导意义.

1 实验系统及实验段

1.1 实验系统

本实验系统由气源、主气流管道上的槽道流量计、加热器、二次气流管道、涡街流量计、稳压箱、实验段、硅整流电源(可控硅调功器)以及调节阀等组成,槽道流量计和涡街流量计读数的采集和处理通过数据采集系统完成.气膜冷却实验系统如图 2 所示.

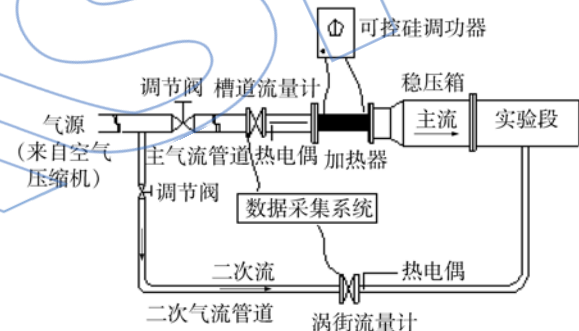


图 2 气膜冷却实验系统示意图

Fig. 2 Schematic of film cooling experimental system

空气由气源进入空气总管道后分成两股,其中一股进入主气流管道,由槽道流量计测量出流量后进入电加热器,通过电热器的加热,使主气流的温度升高到实验所需温度,然后进入稳压箱中,在稳压箱的出口处设有一层致密的金属滤网,由稳压箱出来的平稳气流进入到实验段;另外一股流经二次流管道成为二次流,由位于二次流管道上的涡街流量计测量出流量,然后流入实验段.流场实验和换热特性实验的实验段分别设计.

1.2 实验件及实验段

实验设计了 5 种不同结构的实验件,实验件几何结构见表 1 所示.实验件及实验段的结构见图 3~图 5 所示.

表1 实验件几何结构
Tabel 1 Geometrical dimension of test pieces

No.	S/d_2	P/d_2	S/mm	$\alpha/(\circ)$	d_2/mm	h/mm
S21	5.7	5.7	4.01	20	0.7	4
S31	5.7	5.7	4.01	30	0.7	4
S32	7.5	5.7	5.23	30	0.7	4
S33	8.7	5.7	6.11	30	0.7	4
S41	5.7	5.7	4.01	40	0.7	4

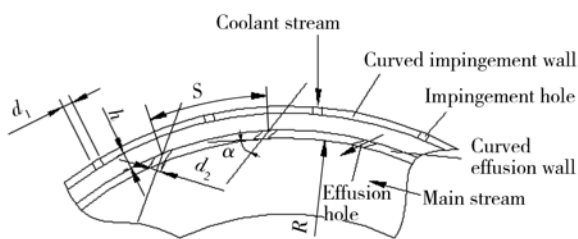


图3 实验件示意图

Fig. 3 Schematic of test section

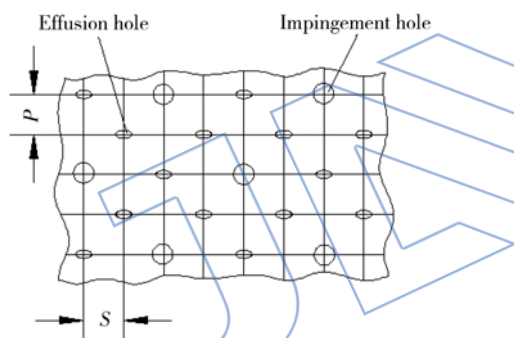


图4 冲击孔和发散孔排布

Fig. 4 Situation of impingement hole and effusion hole

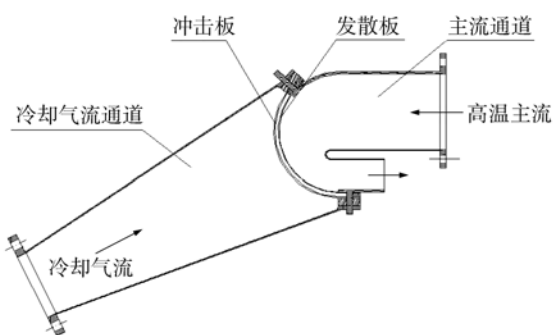


图5 实验段示意图

Fig. 5 Simplified physical model

实验过程中,各种流量计的精度均为1级,温度测量采用T型热电偶,其精度为 $\pm 0.1^\circ\text{C}$,实验

件的加工精度为 $\pm 0.1\text{ mm}$,根据公式(3)~(5)采用误差传递公式计算得到的实验误差小于 $\pm 7\%$ 。

2 计算参数的确定

2.1 吹风比及冷却效率的定义

主流与二次冷却气流的吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \quad (1)$$

式中 ρ_∞ 和 u_∞ 分别为主流密度和流速, ρ_c 和 u_c 分别为冷却气流密度和流速。

复合冷却效率为

$$\eta = \frac{t_\infty - t_w}{t_\infty - t_c} \quad (2)$$

式中 t_∞ 为主流温度,实验过程中, $t_\infty = 80^\circ\text{C}$, t_w 为气膜孔板热侧表面平均温度, t_c 为二次冷却气流温度,实验过程中 $t_c = 25^\circ\text{C}$ 。

2.2 流量系数的定义

冲击发散冷却结构是一种复合冷却结构形式,为了分析该冷却结构的流量系数,需定义一当量孔,其当量流动面积 A_0 的计算式为^[12]

$$A_0 = \frac{1}{\sqrt{(1/A_1)^2 + (1/A_2)^2}} \quad (3)$$

式中 A_1 为冲击孔的总面积, A_2 为发散孔的总面积。

通过冲击发散当量孔的理论流量 m_{th} 为^[12]

$$m_{th} = \sqrt{2\rho(p_1^* - p_2)} A_0 \quad (4)$$

式中 p_1^* 为冷侧总压, p_2 为主流静压。

定义冲击发散冷却结构当量孔的流量系数为实际情况下流过当量孔的质量流量 m_{re} 与理论条件下流过当量孔的质量流量之比

$$C_d = \frac{m_{re}}{m_{th}} \quad (5)$$

3 实验结果及分析

3.1 吹风比对流量系数的影响

3.1.1 吹风比M及发散孔倾角 α 对流量系数的影响

图6示出了不同实验件流量系数随吹风比的变化规律。可以看出,对于文中所述的实验件,流量系数均随吹风比的增加而增大,且在小吹风比时流量系数的增幅较大,而当吹风比超过2后,流量系数随吹风增加的趋势渐缓,最后流量系数保持某一数值而不再随吹风比发生变化。流量系数最大不会超过0.7,小于文献[13]弯曲壁面纯发

散孔的流量系数. 这主要是由于冲击发散冷却结构为双层壁结构, 冷却空气在流经双层壁结构时产生较大的损失, 因此流量系数较纯发散冷却结构小. 同时, 图 6(a) 也示出了发散孔倾角对流量系数的影响. 可以看出, 当发散孔倾角为 20° 和 30° 时, 在整个吹风比区间内两者的流量系数基本一致. 但对于倾角为 40° 的冲击发散冷却结构, 流量系数则明显低于倾角为 20° 和 30° 的流量系数, 这种现象在吹风比 $M > 1$ 时更为明显. 造成上述现象的原因主要是: 在小吹风比时, 由于冷却气流的流量较小, 冷气流在流过不同倾角的发散孔时扰动不甚剧烈, 此时壁面的弯曲效应对冲击腔内部冷却气流的流动也没有明显的影响, 所以此时的流量系数基本没有太大差异; 当吹风比较大时, 此时冷却气流的流量增大, 一方面流道的弯曲使得冲击腔内部气流发生更为复杂的扰动, 当发散孔倾角较小时 (20° 和 30°), 冲击腔内部的气流能够较为顺畅地进入发散孔而流入主流区域, 从而使得此时的流量系数相差不大, 当发散孔倾角为 40° 时, 弯曲冲击腔内部的气流在进入发散孔时在发散孔的入口区域形成剧烈扰动, 产生较大的损失, 使得流量系数减小.

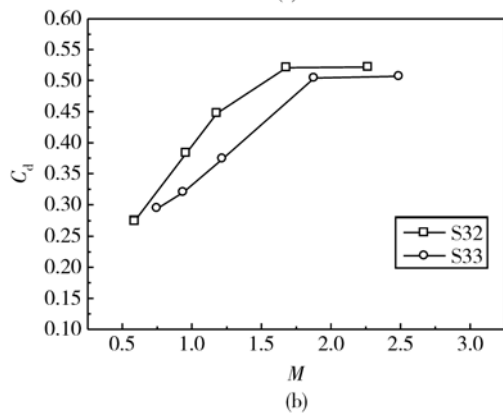
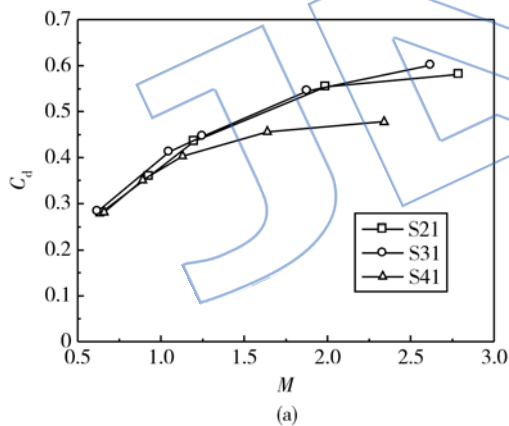


图 6 流量系数变化规律

Fig. 6 Distribution of discharge coefficient

3.1.2 纵向间距比 S/d_2 对流量系数的影响

图 7 示出了冲击发散冷却结构纵向间距比对流量系数的影响. 可以看出, 对于纵向间距比为 5.7 和 7.5 的两种冲击发散冷却结构, 在吹风比小于 1.5 时流量系数相差不大, 但当吹风比超过 1.5 时, 间距比为 7.5 的流量系数要小于前者的流量系数. 对于间距比为 8.7 的冲击发散冷却结构, 在整个吹风比变化范围内均明显低于前两种情况的流量系数. 这说明发散孔的间距比对流量系数有一定的影响, 总体而言流量系数随着发散孔纵向间距比的增大而减小, 但对于纵向间距比较小的两种情况, 该结论只是在吹风比超过 1.5 时成立.

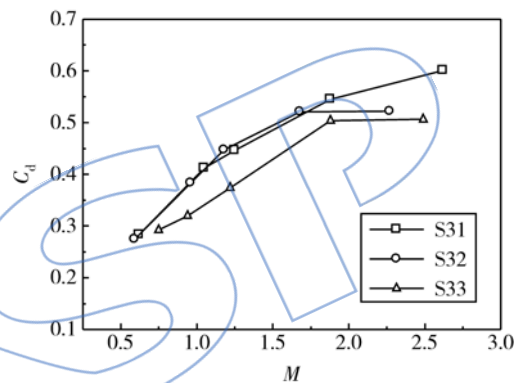


图 7 间距比对流量系数的影响

Fig. 7 Effect of holes spacing ratio on discharge coefficient

为了更好地总结冲击发散冷却结构的主要结构参数和流动参数对流量系数的影响规律, 采用最小二乘法对实验结果进行了拟合, 拟合结果见式(6)和图 8 所示. 可以看出, 拟合结果与实验结果吻合得较好.

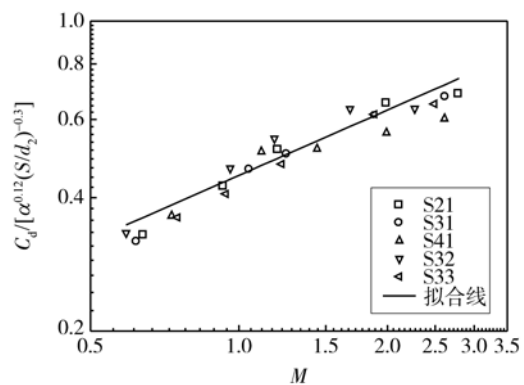


图 8 实验结果的拟合

Fig. 8 Empirical relation for impingement effusion cooling

$$C_d = 0.45 M^{0.49} \alpha^{0.12} (S/d_2)^{-0.3} \quad (6)$$

式(6)适用条件为: $0.5 < M < 2.8$, $5.7 < S/d_2 < 8.7$, $20^\circ < \alpha < 40^\circ$.

3.2 冷却效率研究

3.2.1 吹风比 M 对冷却效率的影响

图9示出了不同实验件冷却效率随吹风比的变化规律,图中横坐标 x 是发散孔板热侧壁面弧长, d_2 是发散孔的直径, $x/d_2 = 0$ 是主流入口处首个发散孔所处的位置,其增大的方向是主流流动方向,以下各图横坐标的含义均相同.从图中可以清楚地看出,在相同的冷却壁面处,在本实验范围内,复合冷却效率均随吹风比的增大而升高,原因是吹风比的增加一方面增强了冲击腔内部冷却气流对发散板冷侧壁面的冲击作用,强化了冷却空气与发散板冷侧壁面的对流换热,同时由于冷却气流量的增加使得冷却空气在发散孔内的流速增大,从而也强化了冷气在发散孔内部的对流换热;另一方面吹风比的增大使得冷却气流能够在发散板热侧壁面附近形成更为均匀稳定的气膜层,更为有效地阻隔高温主流对发散板的对流换热,同时也强化了冷却气膜层与发散板间的对流换热,降低了发散板热侧壁面的温度,从而提高了冷却效率.同时还可以明显看出,复合冷却效率在冲击发散冷却的起始段呈现逐渐升高的趋势,随后冷却效率沿壁面呈现平稳的变化趋势,而在冲击发散结构的末端呈现逐渐降低的趋势.但也可以明显看出,冷却效率沿弯曲段壁面的变化较为平缓.这主要是因为由于冷却气流对发散壁面的冲击使得发散壁冷侧的换热较为强烈,同时在弯曲主流的作用下,由发散孔流出的冷却气流在壁面更易形成稳定的气膜层,从而使得整个弯曲段发散壁温较为均匀,冷却效率变化幅度不大.

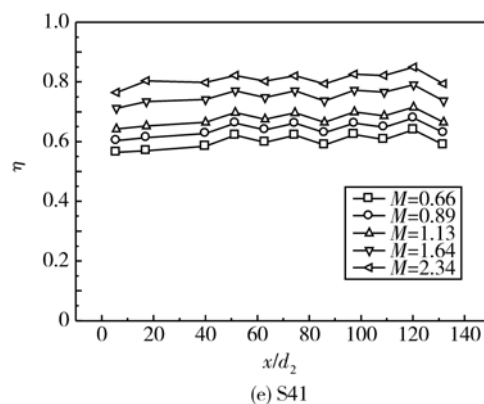
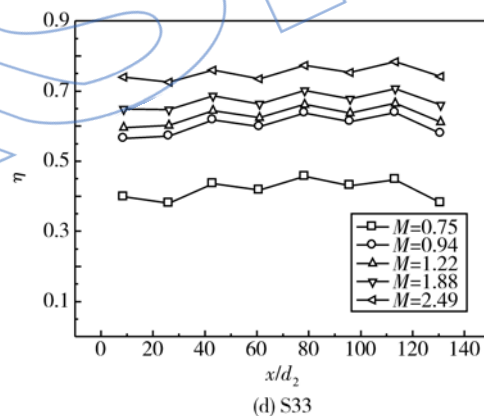
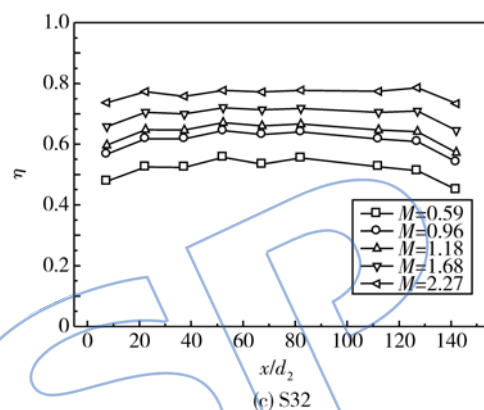
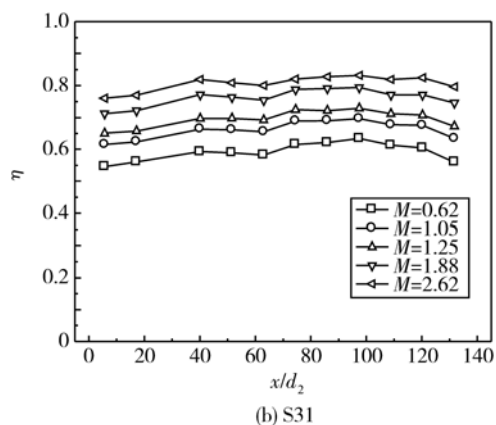
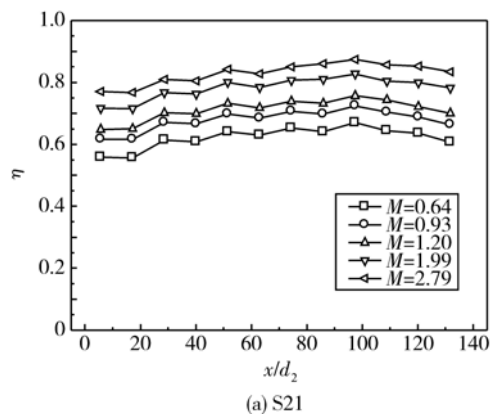


图9 吹风比对冷却效率的影响

Fig. 9 Effect of blowing ratio on cooling effectiveness

3.2.2 与直板冲击发散冷却效率的比较

图 10 示出了发散孔倾角为 30° , 冲击间距为 4 mm, 发散孔直径为 0.7 mm 的直板冲击发散冷却实验^[14]和弯曲段实验件复合冷却效率的比较。可以明显看出:两者沿冷却壁面冷却效率均呈现先增大后减小的变化趋势, 并且变化幅度都很平缓。但在相同的吹风比下, 弯曲段冲击发散冷却结构的冷却效率要明显高于直板冲击发散冷却结构, 且这种差异随着吹风比的增大而逐渐减小。这

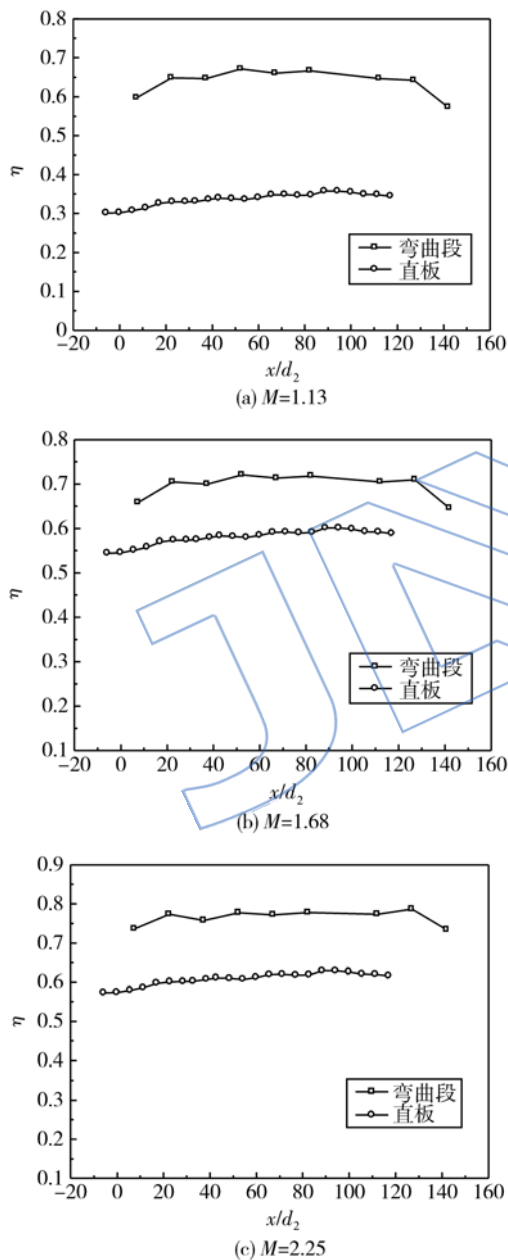


图 10 与直板冷却效率的比较

Fig. 10 Cooling effectiveness comparison of impingement effusion between curved section and flat section

主要是因为:对于弯曲段冲击发散冷却结构,首先冷却气流在冲击腔内部的扰动较直冲击腔更为强烈,使得冷却气流与发散壁冷侧壁面的对流换热得以强化,同时由于主流流道的弯曲使得主流对发散壁形成冲刷,从而进一步压制了由发散孔流出的冷却气流的射流,使得其更好地形成贴壁气膜层,从而更为有效地对冷却壁面进行冷却,使得弯曲段冲击发散冷却结构的冷却效率要明显高于直板冲击发散冷却结构。

4 结 论

通过以上对火焰筒弯曲段冲击发散冷却结构流量系数和冷却效率的分析,得到如下结论:

- 1) 弯曲段冲击发散冷却结构的流量系数较小,一般不会超过 0.7;发散孔倾角为 40° 的流量系数要小于倾角为 20° 和 30° 的流量系数,但后两者的流量系数差异不大;一般而言,流量系数随着发散孔纵向间距比的增大而减小。
- 2) 弯曲段冲击发散冷却结构的冷却效率均随着吹风比的增大而增大。沿发散壁面冷却效率呈现先逐渐升高,然后保持平稳变化,随后在发散壁面末端呈现逐渐减小的趋势。
- 3) 弯曲段冲击发散冷却结构的冷却效率要明显高于直板冲击发散冷却结构,且这种差异随着吹风比的增大而逐渐减弱。

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [2] Meller A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press Inc., 1990.
- [3] Choe H, Kay W M, Milffat R J. Turbulent boundary layer on a full-coverage film-cooled surface—an experimental heat transfer study with normal injection[R]. Stanford, California; Report HMT-22, Department of Mechanical Engineering, Stanford University, 1973.
- [4] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击加多斜孔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] Al Dabagh A M, Andrews G E, 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 No. 89-GT-188, 1989.
- [6] Andrews G E, Asere A A, Hussain C I, et al. Transpiration and impingement/effusion cooling of gas turbine combustors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 49-52.

- tion chambers[R]. ISABE 85-7095, 1985.
- [7] 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(suppl.): 63-66.
- XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Heat transfer coefficient of impingement/effusion double wall cooling method[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2001, 41(suppl.): 63-66. (in Chinese)
- [8] Myers G. Comparison of advanced cooling concepts using color thermography[R]. AIAA 85-1289, 1985.
- [9] 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)
- [10] Wassell A B. The development and application of improved combustor wall cooling techniques[R]. ASME 80-GT-66, 1980.
- [11] Nealy D A. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling[R]. ASME 79-GT-100, 1979.
- [12] 李彬. 冲击-致密微孔浮动壁火焰筒冷却研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- LI Bin. Investigation of impingement/effusion float-wall cooling of flam tube[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [13] 张驰, 赵梦梦, 林宇震, 等. 弯曲壁上开孔倾角对气膜孔流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1127-1131.
- ZHANG Chi, ZHAO Mengmeng, LIN Yuzhen, et al. Effect of inclined angle on discharge coefficient of the discrete holes in curved wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1127-1131. (in Chinese)
- [14] 王利. 火焰筒壁面复合冷却结构的流动与换热特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- WHANG Li. Investigation on flow and heat transfer characteristics in compound cooling configuration of chamber wall[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)