

## 回流燃烧室复合冷却结构冷却效果研究

杨卫华<sup>1</sup> 彭建勇<sup>2</sup> 曹俊<sup>2</sup> 宋双文<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016;

2. 中航工业航空动力机械研究所, 株洲, 412002)

**摘要:**为了研究回流燃烧室火焰筒壁面不同冷却结构形式的冷却特点,设计了3种冷却结构形式,采用试验方式分别对其冷却效果进行了试验研究,得出了如下结论:在相同的壁面开孔率下,(1)吹风比对冷却效率影响显著,随着吹风比的增大冷却效率升高;(2)在火焰筒的不同区段,不同的冷却结构表现出不同的特点;(3)沿整个火焰筒壁面,冲击+逆(同)向对流+气膜冷却结构的冷却效率变化剧烈,而冲击+发散冷却结构的冷却效率沿火焰筒壁面变化较为平缓,火焰筒壁面温度沿流向分布均匀,温度梯度小。这说明对于回流燃烧室,当壁面采用复合冷却结构时,采用全冲击发散冷却结构较为适宜。

**关键词:**回流燃烧室;复合冷却;冷却效率;航空发动机

中图分类号:V231.1

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)06-0769-06

## Experimental Study on Cooling Effectiveness of Compound Cooling Configurations in Reverse Flow Combustor

Yang Weihua<sup>1</sup>, Peng Jianyong<sup>2</sup>, Cao Jun<sup>2</sup>, Song Shuangwen<sup>2</sup>

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

**Abstract:** In order to experimentally study the cooling characteristics of different compound cooling configurations in reverse flow combustor, three kinds of compound cooling configurations are designed. The research results from the experimental study for the test pieces show that: (1) There is an obvious effect of the blowing ratio on the cooling effectiveness, the bigger the blowing ratio, the better the cooling effectiveness. (2) Different cooling configurations show different cooling characteristics in the different section of reverse flow combustor. (3) For the reverse flow combustor, the cooling effectiveness of impingement + reversed convection + film cooling configuration and impingement + cocurrent convection + film cooling configuration have a great change. However, the cooling effectiveness change of impingement + effusion configuration is smooth, which means the temperature of reverse flow combustor is more even than that of the other cooling configurations.

**Key words:** reverse flow combustion chamber; compound cooling; cooling effectiveness; aeroengines

随着涡轴发动机功重比的不断提高,燃烧室部件设计将向高温升、高热容燃烧方向发展,传统的用于涡轴发动机火焰筒的冷却方法已经愈来愈不能满足未来发动机的需求,迫切需要采用更为先进的冷却方式来满足发动机火焰筒冷却的需要。为

此,一些先进火焰筒的复合冷却技术应运而生,如冲击+对流+气膜复合冷却技术、冲击+发散冷却技术等。目前对于火焰筒复合冷却技术,国内外许多学者开展了相关研究<sup>[1-5]</sup>。文献[6,7]研究了冲击+发散复合冷却的几何结构对冷却效果的影响

规律,认为影响冷却效果的几何参数主要是冲击孔径、冲击孔的布局以及开孔面积比。发散孔的长径比大以及较大的孔侧面积有利于换热。文献[8]研究了弯曲壁上冲击发散冷却结构发散孔倾角对流量系数的影响规律。文献[9]对冲击+逆向对流+气膜冷却结构的传热特性进行了研究,得到了吹风比与几何参数对冷却效果的影响规律。文献[10]对冲击+同向对流+气膜冷却结构的冷却效果进行了研究。文献[11,12]分别采用试验和数值模拟的方法对弯曲段冲击+逆向对流(带有扰流柱)+气膜冷却结构的冷却效果进行了研究,认为扰流柱的存在能有效提高冷却效果,特别是在小吹风比时,扰流柱对提高冷却效果更为明显。但在扰流柱排数超过3排时,扰流柱的排列形式对冷却效果影响不大。综上可知,国内外的许多学者对复合冷却结构开展了研究,得到了许多有益的结果。但其研究均是针对某一特定的冷却结构开展的,并未将其与火焰筒的结构结合在一起,因此研究结果与真实的火焰筒冷却结构特性还有一定的差异。为此,本文以某一涡轴发动机回流燃烧室为应用对象,分别将冲击发散冷却结构、冲击+逆向对流+气膜冷却结构以及冲击+同向对流+气膜冷却结构应用于回流燃烧室中,对其冷却效果进行了研究。

## 1 试验系统及试验件

试验系统在文献[11]有详细叙述,本文在此不再赘述。

本文针对回流燃烧室,设计了I,II和III等3种火焰筒冷却结构(如表1所示)。试验件I的直管段和弯曲段均为冲击+同向对流+气膜冷却结构,试验件II的直管段和弯曲段均采用冲击+逆向对流+气膜冷却结构,试验件III的直管段和弯曲段均采用冲击+发散冷却结构。对于试验件I和II,由于直管段火焰筒壁面的温度较高,弯曲段壁温相对较低,所以在直管段布置有3段冷却结构,在冲击板上布置有两排冲击孔;在弯曲段布置3段冷却结构,冲击板布置有3排冲击孔。冲击孔径为0.7 mm,纵、横向间距为1.4 mm。气膜孔径为0.6 mm,孔间距为1.5 mm。舌片长度为5 mm,气膜狭缝为1.5 mm。对于试验件III,冲击孔径为0.7 mm,发散孔径为0.6 mm,发散孔呈正菱形排布,相邻孔间距为 $P=S=1.5$  mm,发散孔倾斜角为 $30^\circ$ ,冲击

表1 回流燃烧室复合冷却结构

试验	冷却结构形式
I	冲击+同向对流+气膜冷却结构
II	冲击+逆向对流+气膜冷却结构
III	冲击+发散冷却结构

孔板上的冲击孔位于正菱形发散孔的中心。3种冷却结构的开孔率均为0.06。3种结构形式如图1~4所示。

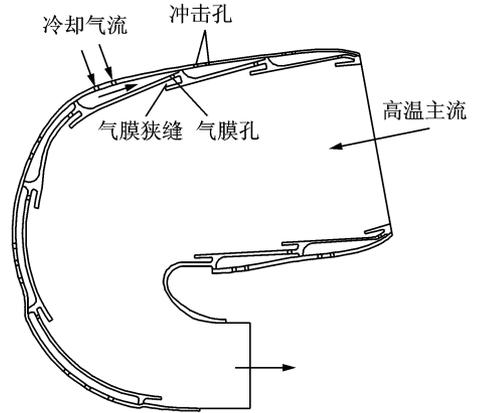


图1 全冲击+逆向对流+气膜复合冷却结构

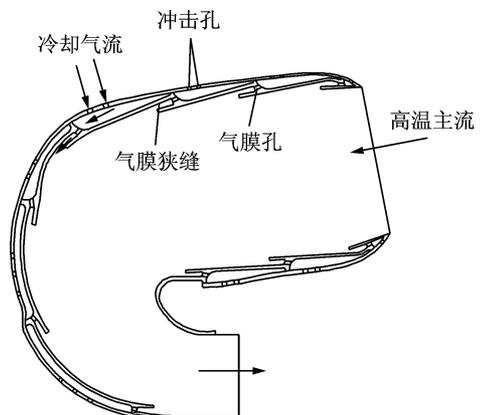


图2 全冲击+同向对流+气膜复合冷却结构

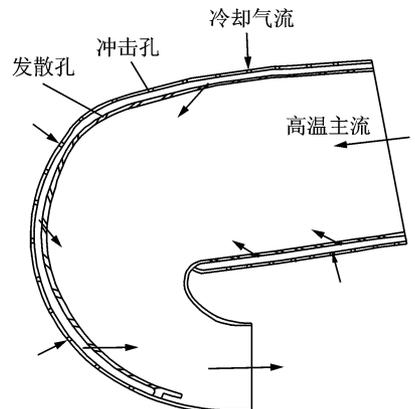


图3 全冲击+发射复合冷却结构

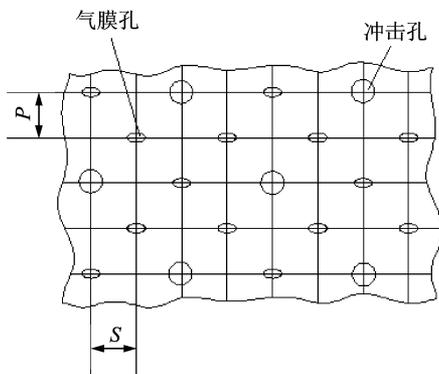


图4 冲击发散孔布置结构示意图

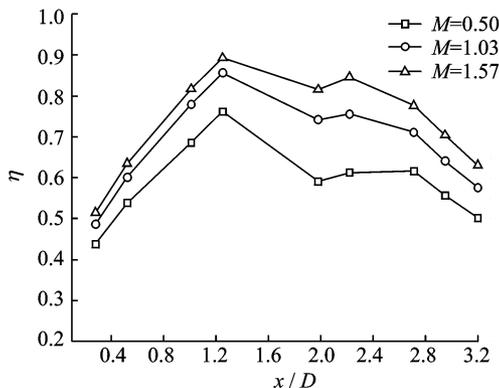


图6 试验I冷效沿流向分布图

试验段主要包括冷侧外壳、热侧外壳以及试验件3部分。试验件通过螺栓固定在热侧外壳上,然后利用螺栓将热侧外壳与冷侧外壳固定在一起。流经试验件后进入主流通道中。试验段示意图及照片如图5所示。试验过程中,保持主流流量为 $0.2 \text{ kg/s}$ ,温度为 $80^\circ\text{C}$ ,冷却气流温度为 $25^\circ\text{C}$ 。

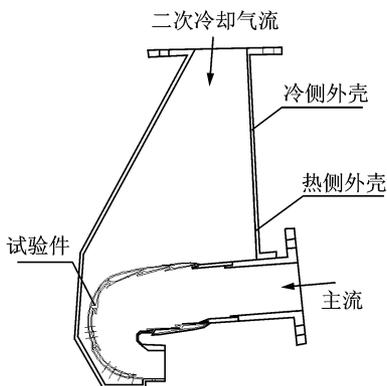


图5 试验段示意图

## 2 参数的确定

次流与主流的吹风比定义为

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

式中: $\rho_c, \rho_\infty$ 分别为冷却气流和主流的密度; $u_c, u_\infty$ 分别为冷却气流和主流的速度。

综合冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_\infty - T_w}{T_\infty - T_c} \quad (2)$$

式中: $T_c, T_\infty$ 和 $T_w$ 分别为冷却气流、主流以及火焰筒壁面的温度。

## 3 试验结果及分析

### 3.1 吹风比对冷却效率的影响

图6示出了试验I冷却效率沿火焰筒壁面的变化规律。图中 $x$ 为燃烧室外环壁面沿主流方向距离

燃烧室进口的距离, $D$ 为燃烧室进口当量直径,文中其他各图横坐标的含义均与此相同。可以看出,吹风比对冷却效率有一定的影响。在火焰筒任意位置,冷却效率均随吹风比的增大而升高,且这种升高的趋势在吹风比小于1时更为明显,而当吹风比超过1后,吹风比对综合冷却效率的影响则不甚明显了。原因显而易见,吹风比的增大不仅使得冲击腔内部冷却气流的射流扰动增强,强化了冷却气流与壁面间的换热,同时吹风比的增加还使得由气膜狭缝射出的冷却气膜在火焰筒壁面热侧更加稳定,气膜层的作用距离也更长,从而更为有效地阻隔高温气体与火焰筒壁面间的换热。同时,沿火焰筒壁面,冷却效率呈现先增大后降低的趋势。在火焰筒直管段入口区域,由于此处还未形成稳定的冷却气膜层,使得入口区域冷却效率较低,但随着远离入口区域,气膜层愈来愈稳定,使得冷却效率逐渐升高,在 $x/D=1.2$ 的位置达到最大值,由最低值 $0.5$ 左右急剧增大到 $0.8\sim 0.9$ 。随后在弯曲段的入口区域( $1.2 < x/D < 2.0$ ),由于高温主流对壁面的冲刷作用加剧,破坏了附着于壁面的气膜层,使得高温主流与壁面的对流换热作用增强,壁温升高,从而造成冷却效率降低,在3种吹风比下冷却效率由最大值降低到 $0.6, 0.7$ 和 $0.8$ 。在火焰筒弯曲段,高温主流对火焰筒壁面的冲刷作用依然强烈,从而使得在此区域气膜层的有效作用距离减小。虽然在冲击板上布置有3排冲击孔,其冲击射流对火焰筒壁面的冷却作用使得壁温增幅降低,但此区域的壁面温度依然呈现上升的趋势,冷却效率继续降低,冷却效率分别由 $M=0.5, 1.03$ 和 $1.57$ 时的 $0.6, 0.8$ 和 $0.9$ 逐渐降低到 $0.5, 0.6$ 和 $0.7$ 。

图7给出了试验II吹风比对综合冷效的影响规律。可以看出,吹风比对冷却效率的影响与试验I基本相同。但当吹风比超过1后,吹风比对冷却效

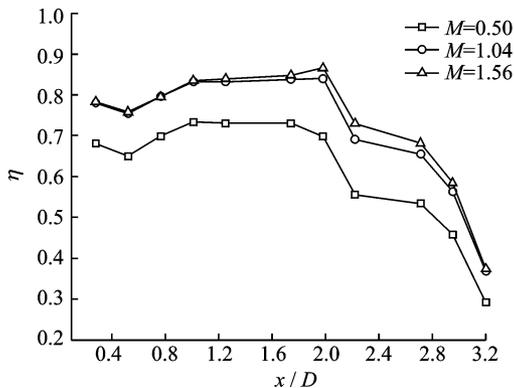


图7 试验II 冷效沿流向分布图

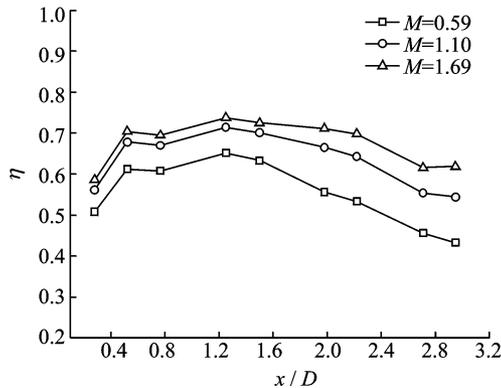


图8 试验III 冷效沿流向分布图

率基本没有影响。这说明对于这种冷却结构形式,当吹风比超过1后,冷却结构的综合冷却效率随吹风比的变化不大,可以认为吹风比等于1时为最佳吹风比。同时也可以明显看出,当回流燃烧室壁面全部采用冲击+逆向对流+气膜冷却结构时,综合冷却效率在直管段和弯曲段沿壁面的变化规律有很大差异。对于火焰筒直管段,在起始区域( $x/D < 1$ ),沿火焰筒壁面冷却效率逐渐升高:吹风比为0.5时,冷却效率逐渐升高至0.7,而当吹风比超过1后,冷却效率则逐渐升高至0.85;当 $x/D > 1$ 后,冷却效率沿火焰筒壁面保持平稳。对于吹风比超过1的情况,冷却效率沿火焰筒壁面基本维持在0.85~0.9之间。在火焰筒弯曲段,综合冷却效率沿弯曲壁面急剧降低,当吹风比超过1时,冷却效率由弯曲段起始区域的最大冷却效率0.9急剧降低到了火焰筒出口处的最小冷却效率0.4;而当吹风比为0.5时,冷却效率则由0.7急剧降低到0.3。由于试验II的冷却机理与试验I基本相同,因此造成上述现象的原因基本与试验I相同,在此不再赘述。

图8给出了试验III冷效率沿壁面的变化规律。可以明显看出,吹风比对冷却效率的影响规律基本与上述两种情况基本相同,同样当吹风比超过1后,冷却效率随吹风比的升高趋势不甚明显。因此可以说当回流燃烧室采用全冲击+发散冷却结构时,吹风比在1附近较好,不宜过大。因为过大的吹风比虽然能够强化气流与火焰筒壁面冷侧的换热,但也会使得冷却空气由发散孔的出流速度升高,冷却气流会射入到高温主流中去而难以在壁面形成稳定的气膜层,从而造成高温主流与壁面的对流换热增强,壁温升高,冷却效率降低。同时也可以明显看出,对于不同吹风比下的冷却效率,在火焰筒的起始段( $x/D < 0.6$ ),由于发散冷却气膜层还未完全形成,使得此区域壁温较高,冷却效率较低。

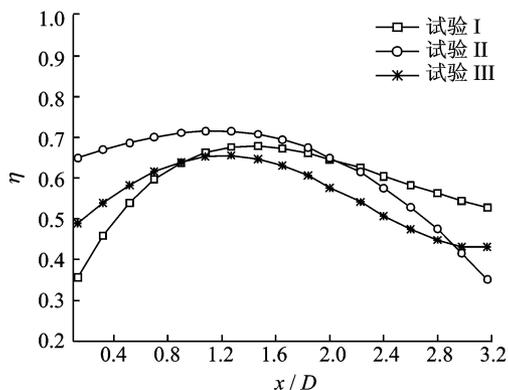
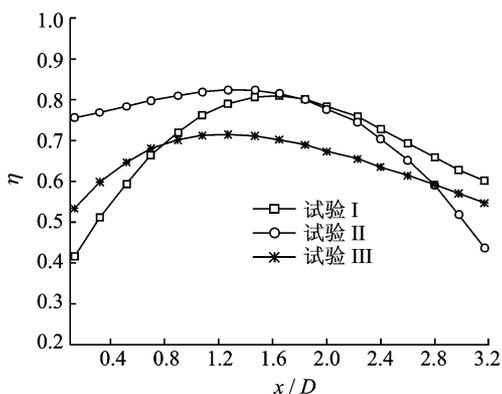
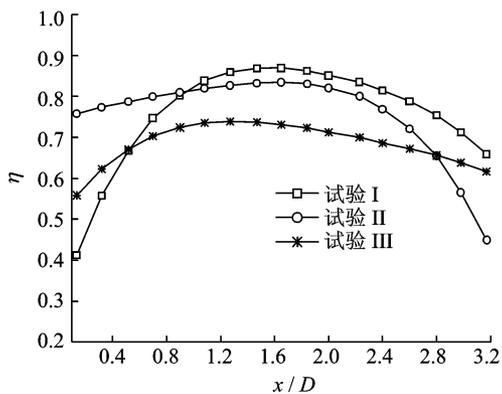
但沿着流向,发散气膜层逐渐均匀稳定,使得壁面逐渐降低,冷却效率逐渐升高,由起始点的0.5~0.6增加到了0.6~0.7。此后随着气膜层的不断叠加,发散气膜层愈来愈稳定,冷却效率处于平缓增加的趋势,在 $x/D = 1.2$ 处达到最大值,最大值在吹风比0.5~1.57区间内分别为0.65~0.75。随后在弯曲段入口区域以及弯曲段,由于高温主流对火焰筒壁面的冲刷,使得发散气膜层遭到了一定的破坏,气膜层随着流动距离的增加而愈加不稳定,使得高温气流与火焰筒壁面的换热增强,冷却效率逐渐降低,在燃烧室的出口区域达到最小值,吹风比为0.5时,最小值为0.45;吹风比为1.57时,最小值为0.65。这种降低的趋势在小吹风比( $M < 1$ )更为明显,当吹风比愈大时,则冷却效率沿壁面的降低趋势就愈弱。但总的看来,冲击+发散冷却结构冷却沿燃烧室壁面冷却效率虽然不高,最大亦为0.75左右,远低于冲击+逆(同)向对流+气膜冷却结构的最大冷却效率,但其沿整个火焰筒壁面变化较为平缓,壁温分布较为均匀。

### 3.2 不同复合冷却结构综合冷效对比

图9~11为吹风比分别约为0.5,1.0和1.5时不同复合冷却结构综合冷效的对比。为了便于比较3种结构的冷却效率,对试验结果进行了光滑处理。可以看出,3种复合冷却结构的冷却效率沿火焰筒壁面分布呈现不同的变化规律,也就是说在火焰筒的不同区域,冷却效率的变化规律不同,现分别加以说明:

#### (1) 对于回流燃烧室直管段

在吹风比 $M \leq 1$ 时,试验II的冷效率要高于其他两种冷却形式,尤其是在直管段的起始段,这种差异更为明显。但沿着主流流动方向,试验I和试验II冷效率的差距逐渐变小,在直管段的末端

图9  $M \approx 0.5$  时不同复合冷却结构综合冷效对比图10  $M \approx 1.0$  时不同复合冷却结构综合冷效对比图11  $M \approx 1.5$  时不同复合冷却结构综合冷效对比

二者基本相等。同时还可以看出,在  $x/D < 0.8$  的区域,试验 III 的冷却效率居于试验 I 和试验 II 之间。而当吹风比为 1.5 时,在火焰筒  $x/D < 0.5$  的区域,同样是试验 II 的冷却效率最高,试验 III 的冷却效率次之,试验 I 的冷却效率最小。但当  $x/D > 0.5$  后试验 I 的冷却效率超越了试验 III,在  $x/D > 0.8$  处超越了试验 II 而处于最高,但二者差距不大。同时也可以明显看出,试验 II 的冷却效率沿火焰筒壁面变化不大,均保持在较高的位置。这说明,回流燃烧室直管段采用冲击+逆向对流+气膜冷却结构

时,其冷却效果要好于其他两种形式,有利于火焰筒壁温保持均匀而且较低的水平。

## (2) 回流燃烧室弯曲段

在此区域试验 I 的冷却效果最高,试验 II 的冷却效果次之,尤其是在弯曲段的后半段,火焰筒的出口区域,试验 I 的冷却效率急剧下降,而试验 II 的冷却效率降幅较小。但同时也可以明显看出,在火焰筒弯曲段的大部分区域,试验 III 的冷却效率最低,但在火焰筒的出口区域 ( $x/D > 2.8$ ),试验 III 的冷却效率介于试验 I 和试验 II 之间。以上分析说明,在回流燃烧室的弯曲端,采用冲击+同向对流+气膜冷却结构能够有利于壁面的冷却,对于降低壁面温度,提高使用寿命是有益的。

由上图也可以清晰看出,对于整个回流燃烧室而言,试验 I 和试验 II 沿火焰筒壁面冷却效率变化剧烈,这说明在整个火焰筒壁面,采用这两者冷却方式时,火焰筒壁面温度变化剧烈,从而会引起较大的热应力变形,这一点在设计火焰筒冷却结构时应引起足够的重视。虽然试验 III 的冷却效果在整个火焰筒壁面处均低于其他两种冷却形式,但沿整个火焰筒壁面,试验 III 的冷却效率变化最小,也就是说当火焰筒采用冲击发散冷却结构时,其壁温分布较为均匀,使得火焰筒壁面的热应力分布较弱,从而有利于火焰筒壁面的使用寿命。

## 4 结束语

本文针对涡轴发动机回流燃烧室设计了 3 种火焰筒复合冷却结构,分别对其冷却特性进行了试验研究。研究表明,在相同的壁面开孔率下,3 种冷却结构的冷却效率在火焰筒的直管段和弯曲段表现出不同的变化规律。在火焰筒直管段,采用冲击+逆向对流+气膜冷却结构的冷却效果较好;而在火焰筒的弯曲段,冲击+同向对流+气膜冷却结构的冷却效果最佳。但这两种冷却结构的冷却效果沿火焰筒壁面变化剧烈,势必会造成火焰筒壁面温度分布不均,热应力过大。冲击发散冷却结构虽然最大冷却效率要低于上述两种冷却结构,但其冷却效率沿火焰筒壁面变化较为平缓,火焰筒壁温分布较为均匀,热应力较低。这说明对于回流燃烧室,全冲击发散冷却结构要好于其他两种结构。因此在设计回流燃烧室复合冷却结构时,采用全冲击发散冷却结构较为适宜。

## 参考文献:

[1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion [M]. New

- York; Hemisphere Publishing Corporation, 1983: 105-115.
- [2] Meller A M. Design of modern turbine combustor [M]. New York, NY: Academic Press Inc, 1990: 431-466.
- [3] Choe H, Kay W M, Mliffat R J. Turbulent boundary layer on a full-coverage film-cooled surface-an experimental heat transfer study with normal injection [R]. NASA CR-2642, 1976.
- [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, 2005, 21(5): 49-52.  
Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Discharge coefficient of double wall with discrete hole and inclined multihole for combustor liner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 21(5): 49-52.
- [5] Al Dabagh 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[C]//ASME, Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. Toronto, Canada: [s. n.], 1989: 12.
- [6] Myers G, Van Der Geest J, Sanborn J, et al. Comparison of advanced cooling concepts using color thermography[R]. AIAA Paper 85-1289, 1985.
- [7] 林宇震, 俞文利, 刘高恩, 等. 冲击加发散双层壁冷却方式压将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 Wen li, 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.
- [8] 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.
- [9] 宋双文, 杨卫华, 胡好生, 等. 冲击+逆向对流+气膜冷却结构传热特性的研究[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.
- [10] 杨卫华, 王梅娟, 丁有红, 等. 冲击+同向对流+气膜冷却效果的试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 729-734.  
Yang Weihua, Wang Meijuan, Ding Youhong, et al. Experimental study of cooling effectiveness of impingement/cocurrent convection/film cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 729-734.
- [11] 石蕊, 熊纯, 曹俊, 等. 弯曲段冲击扰流柱/逆向对流/气膜冷却效率的研究(1)——试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 854-859.  
Shi Rui, Xiong Chun, Cao Jun, et al. Cooling efficiency study of impingement pin/reversed convection/film cooling in curved section. Part 1: Experiments [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 854-859.
- [12] 曹俊, 熊纯, 杨卫华, 等. 回流燃烧室弯曲段冲击扰流柱+逆向对流+气膜冷却效率[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(2): 178-183.  
Cao Jun, Xiong Chun, Yang Weihua, et al. Cooling effectiveness of impingement pin-fin+reversed convection+film in curved section of combustion chamber [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(2): 178-183.