

文章编号:1000-8055(2011)04-0854-06

弯曲段冲击扰流柱/逆向对流/气膜冷却效率的研究(1)——实验

石蕊¹, 熊纯², 曹俊³, 谢婕¹, 杨卫华¹, 宋双文³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 长沙航空职业技术学院 航空装备维修工程系, 长沙 410124;

3. 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)

摘 要: 为了研究回流燃烧室弯曲段冲击扰流柱/逆向对流/气膜冷却结构形式对冷却效率的影响规律, 设计了5种不同几何尺寸的实验件并进行了实验研究, 研究表明: ①扰流柱的存在使得弯曲段冲击扰流柱/逆向对流/气膜冷却效率得到了提高, 特别是在小吹风比时更为突出; ②吹风比对复合冷却效率有很大的影响, 在相同冷却壁面处冷却效率随吹风比的增加而增加, 但当吹风比 $M > 1.0$ 时, 吹风比对冷却效率的影响已不明显; ③扰流柱的排列形式对冷却效率的影响不大。

关 键 词: 回流燃烧室; 弯曲段; 扰流柱; 复合冷却; 冷却效率

中图分类号: V233.1

文献标志码: A

Cooling efficiency study of impingement pin fin/reversed convection/film cooling in curved section Part 1: experiments

SHI Rui¹, XIONG Chun², CAO Jun³, XIE Jie¹,

YANG Wei-hua¹, SONG Shuang-wen³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aeronautical Equipment Repairing Engineering Department,

Changsha Aeronautical Vocational and Technical College, Changsha 410124, China;

3. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In order to study the influence of impingement pin fin/reversed convection/film cooling structure on cooling efficiency in curved section of combustion chamber, five different kinds of geometry dimension test pieces were designed and studied experimentally. The test results show that: (1) The efficiency of impingement pin fin/reversed convection/film cooling in curved section with pin fins is better than that without pin fins, especially when the blowing ratio is small. (2) The blowing ratio has great influence on the efficiency of compound cooling; the efficiency of compound cooling increases with the blowing ratio at the same wall position. When the blowing ratio exceeds 1.0, efficiency improvement for blowing ratio is not obvious. (3) The arrangement of pin fins has little effect on cooling efficiency.

收稿日期: 2010-04-12; 修订日期: 2010-06-07

基金项目: 国家自然科学基金(50876041)

作者简介: 石蕊(1984—), 女, 河南商丘人, 硕士生, 主要从事航空发动机热防护技术。

Key words: reverse-flow combustion chamber; curved section; pin fin; compound cooling; cooling efficiency

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,这一矛盾使得对火焰筒壁面的冷却技术提出了更高的要求.传统的气膜冷却方式已经愈来愈不适用于高温升火焰筒壁面的冷却要求,复合冷却技术是先进的冷却技术,能够满足未来高温升火焰筒壁面的冷却要求.对于复合冷却技术,国内外的许多学者进行了研究,取得了很多研究成果.文献[1-2]对多种燃烧室火焰筒复合冷却方式进行了研究.文献[3-4]Aldabagh, Andrews 等对冲击/发散冷却结构进行了细致深入的实验研究,不仅研究了孔径、孔深、孔间距、冲击高度等对冷却效率的影响,还给出了一些冷却结构优化设计的经验关系式.文献[5]对比了复合冷却与纯气膜冷却的冷却效果,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[6-7]对燃烧室壁面的冲击/气膜复合冷却方式进行了研究.研究表明,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.文献[8-9]对冲击/多斜孔复合冷却的流动与传热特性进行了研究.文献[10]对火焰筒的冷却流动和换热特性以及冷却效率等方面进行了细致的研究.文献[11-12]对冲击/逆向对流/气膜冷却传热特性等进行了研究.目前国内对于复合冷却的研究大多限于直流燃烧室,对于回流燃烧室弯曲段壁面复合冷却技术的研究目前报道甚少,为此本文采用实验方法对回流燃烧室弯曲段冲击扰流柱/逆向对流/气膜复合冷却结构的冷却效果进行了实验研究,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 实验系统及实验件

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、电加热器、二次气流管道、涡街流量计、稳压箱、实验段、硅整流电源以及阀门等组成,实验板热电偶的温度,槽道流量计,涡街流量计读数的采集和处理通过数据采集系统完成.详见图1.

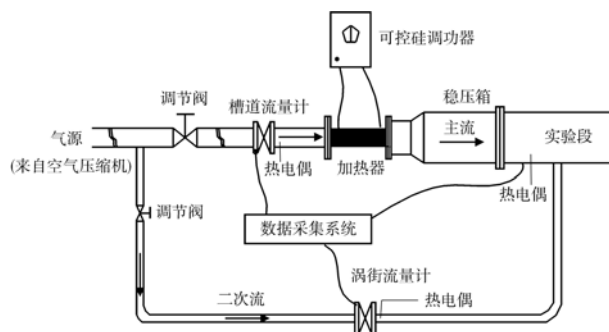


图1 实验系统示意图

Fig. 1 Scheme of 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,通过电加热器的加热,使主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涡街流量计测量出流量,然后流入实验段.

1.2 实验件及实验段

实验设计了5种不同结构的实验件,详见表1所示.实验件照片如图2、图3所示.

表1 冲击扰流柱+逆向对流+气膜冷却结构

Table 1 Impingement pin fin/reversed convection/film cooling structure

参数	数值
双排冲击孔中心距气膜出口角度/(°)	44
气膜板热侧曲率半径/mm	50
扰流柱水力直径/mm	3
扰流柱纵、横间距/mm	6
扰流柱排数	0, 3, 4, 5
扰流柱排列形式	叉排, 顺排

实验段如图4、图5所示,主要有冲击孔板、气膜孔板以及位于两者之间的扰流柱组成.高温主流在主通道中流动,二次冷却气流由冲击板上的冲击孔进入冲击腔中,流经扰流柱,然后由气膜出口经舌片作用,在气膜孔板热侧表面形成一层冷却气膜.实验中沿气流流动方向在气膜板热侧壁面埋入一排热电偶,定义气膜板热侧壁面气膜狭缝出口位置为坐标原点 o ,气膜板热侧壁面

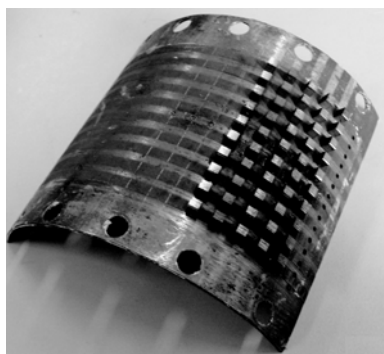


图2 顺排扰流柱

Fig. 2 Inline arrangement of pin fins

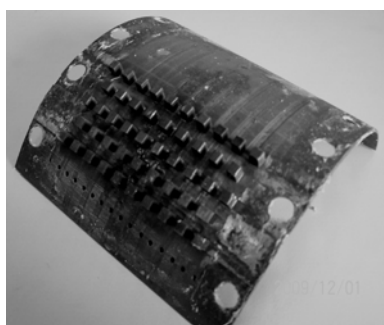


图3 叉排扰流柱

Fig. 3 Staggered arrangement of pin fins

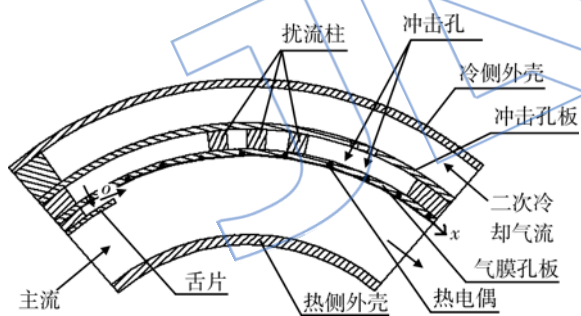


图4 实验段示意图

Fig. 4 Schematic of test section

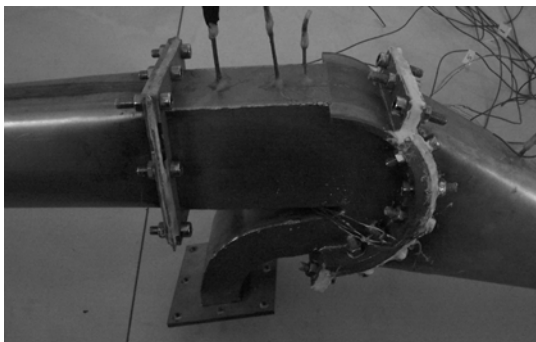


图5 实验段照片

Fig. 5 Photo of test section

沿主流流动方向为 x 方向,如图4所示。

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(1)和(2)采用误差传递公式计算得到的实验误差小于 $\pm 8\%$ 。

2 实验数据处理方法

2.1 吹风比的计算

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_∞, u_∞ 分别为主流密度和流速; ρ_c, u_c 分别为舌片出口处冷却气流的密度与流速。

2.2 复合冷却效率的计算

复合冷却效率定义为

$$\eta = (T_\infty - T_w) / (T_\infty - T_c) \quad (2)$$

式中 T_∞ 为主流温度; 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。

3 实验结果及分析

3.1 吹风比对冷却效率的影响

图6、图7分别示出了顺、叉排5排扰流柱时吹风比对复合冷却效率的影响规律。图中, $x/d=0$ 的位置是气膜狭缝的出口位置,其中 x 是以气膜狭缝出口位置为原点的气膜板热壁面的弧长, d 是舌片到气膜板热壁面的狭缝的垂直高度 $d=1.5\text{ mm}$,而 x/d 增加的方向是气流流动的方向,图8~图10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,冷却效果随着吹风比的增大而升高。这主要是因为:随着吹风比的增大,一方面使得二次冷却气流在冲击腔中流速逐渐增大,扰动逐渐加剧,从而冷却气流与冷却壁面间的对流换热得以逐渐强化;另一方面随着吹风比的增大,冷却气流在舌片的作用下在冷却壁面形成的冷却气膜层长度逐渐增大,且更为稳定均匀,主流对冷却气膜层卷吸掺混的破坏也就愈来愈难,使得热壁面的温度随着吹风比的增大而愈来愈低,冷却效率随吹风比的增加而增大。同时还可以清楚地发现,随着吹风比的增大,冷却效率的增幅却逐渐减小,当吹风比 $M>1.0$,吹风比对冷却效率的影响甚微。这主要是因为,当吹风比逐渐增大而超过1.0时,二次冷却气流已经在冷却壁面形成了均匀稳定的冷却气膜层,虽然二次气流流量继续增大,也不会对气膜层有较大的改善。还

可以明显看出,在冲击点位置,由于冲击冷却强化了二次气流与冷却壁面的换热,从而大幅度降低了冲击区域冷却壁面的温度,使得在该位置冷却效率较其他位置有明显提高.但需要说明的是,冷却效率的最高点所处的位置并不是在冲击孔的正下方,而是偏向气膜出口位置.这主要是因为,在冲击腔中,由于冲击点的右侧(图4所示)封闭,使得在冲击腔中冷却气流形成速度很大的横流,在横流的作用下,冲击射流会向气膜孔方向偏转,从而使得冲击驻点不是在冲击孔正下方而向气膜孔方向偏斜.

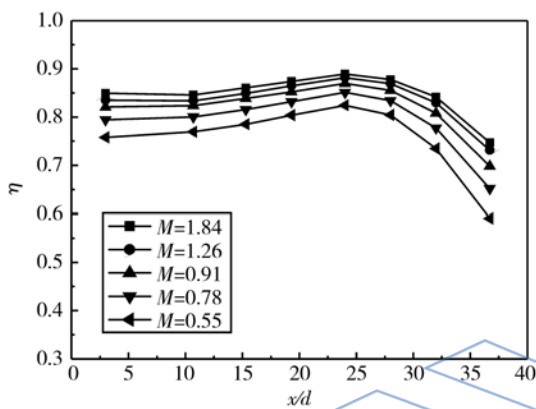


图6 吹风比对冷却效率的影响(5排扰流柱,顺排)

Fig. 6 Effect of blowing ratio on cooling efficiency (5 rows pin fins, inline)

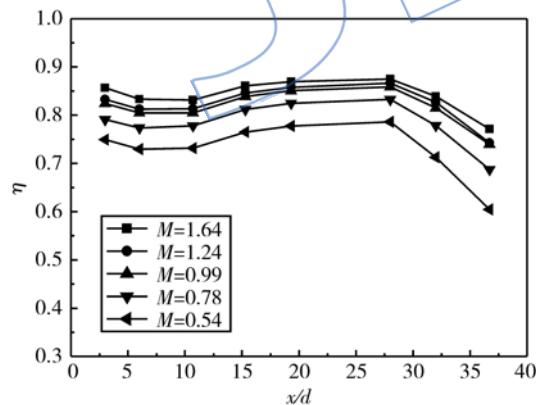


图7 吹风比对冷却效率的影响(5排扰流柱,叉排)

Fig. 7 Effect of blowing ratio on cooling efficiency (5 rows pin fins, staggered)

3.2 扰流柱排数对冷却效率的影响

图8示出了不同吹风比下扰流柱排数对复合冷却效率的影响规律.可以看出扰流柱排数的不同对冷却效率的影响不是很明显,这主要是因为,

复合冷却效率是由外部的气膜冷却和冲击腔内部的对流换热影响的,而外部的气膜冷却是其主要原因,当吹风比一定时,不同扰流柱排数下二次冷却气流经舌片作用在冷却壁面形成的冷却气膜层基本相同,由于扰流柱排数的不同所导致的二次冷却气流在冲击腔中对流换热的强化对冷却效率的影响不大,因此扰流柱排数的不同对冷却效率的影响不明显.

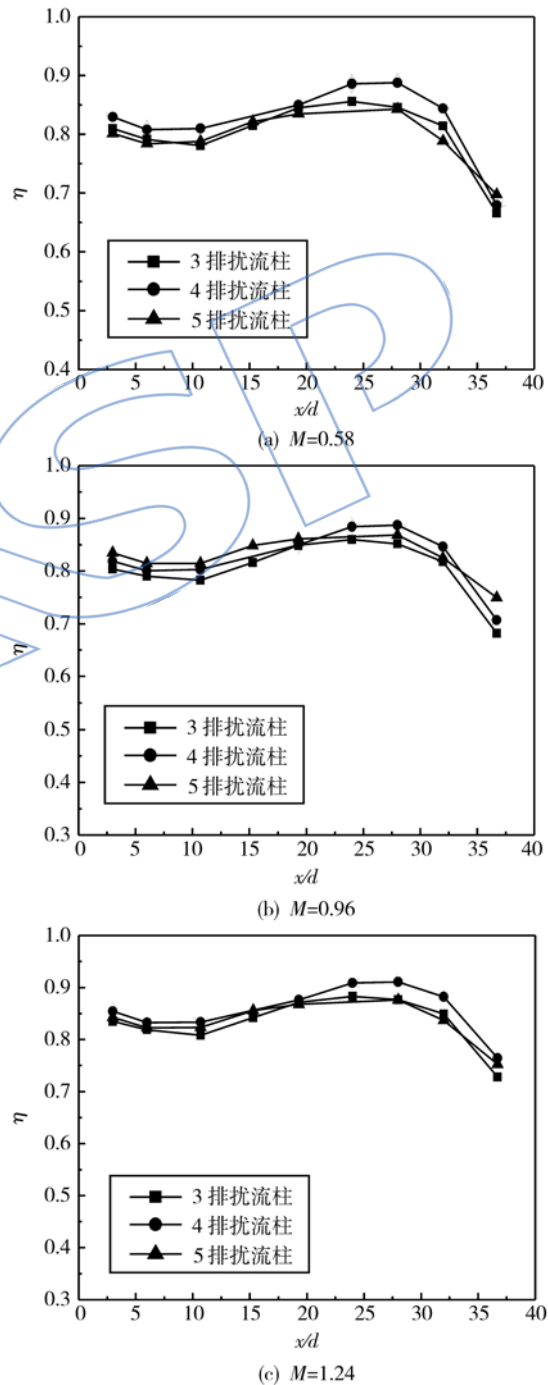


图8 扰流柱排数对冷却效率的影响

Fig. 8 Effect of rows of pin fins on cooling efficiency

3.3 扰流柱的排列形式对冷却效率的影响

图9示出了扰流柱排列形式(顺排和叉排)对复合冷却效果的影响.可以看出相同吹风比和扰流柱排数时,扰流柱的排列形式对冷却效率的影响不是很明显.这主要是因为,对复合冷却结构冷却效果的影响主要由两方面构成:一方面是二次冷却气流在冲击腔中与冷却壁面的强化对流换热;另一方面是由舌片作用在冷却壁面形成的冷却气膜层.在冲击腔中,扰流柱的存在不仅使得冷却气流的扰动得到强化,同时也增大了冷却气流与壁面的换热面积;当扰流柱排数一定时,在扰流柱叉排顺排两种情况下,扰流柱与冷却气流的换热面积基本也就相同,而唯一的差异就在于叉排和顺排两种情况下冷却气流在流经扰流柱时的扰动不同,叉排较大,顺排较小.而扰动的强烈与否在整个复合冷却结构换热中所占的比例较小,然而无论扰流柱是叉排还是顺排均对冷却气膜层的形成没有直接影响,因此只要吹风比一定,二次冷却气流所形成的冷却气膜层也就会稳定不变.因此扰流柱的排列形式对冷却效果的影响不大.

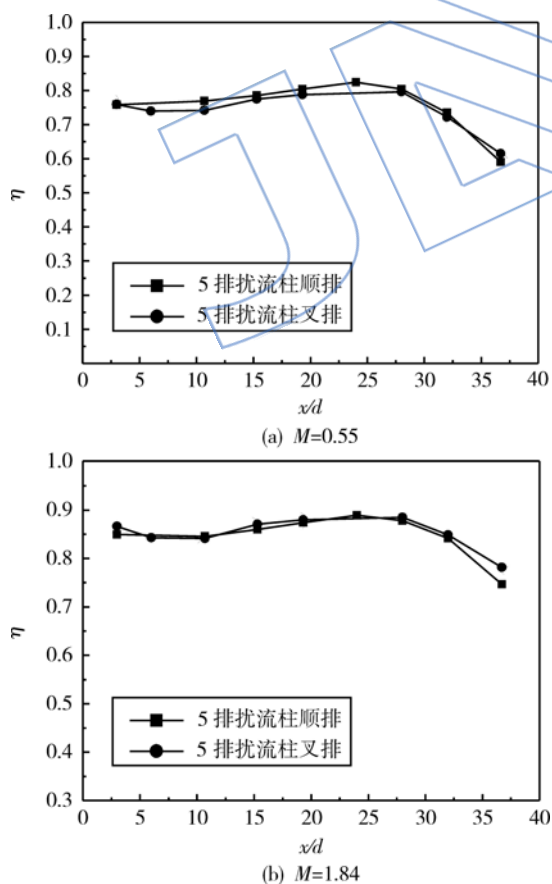


图9 扰流柱排列形式对冷却效率的影响

Fig. 9 Effect of pin fin arrangement on cooling efficiency

3.4 有、无扰流柱对冷却效率的影响

图10示出了有、无扰流柱对复合冷却效率的影响.可以明显看出,在相同的壁面位置,有扰流柱时的冷却效果要明显高于无扰流柱时的冷却效果,这说明,扰流柱的存在确实强化了冷却气流与壁面间的换热,提高了冷却效果.但也明显看出,在吹风比较小时,在整个冷却区域扰流柱对冷却效果均有明显的影响.在吹风比较大时($M=1.83$),扰流柱的影响仅限于扰流柱区域,而在没

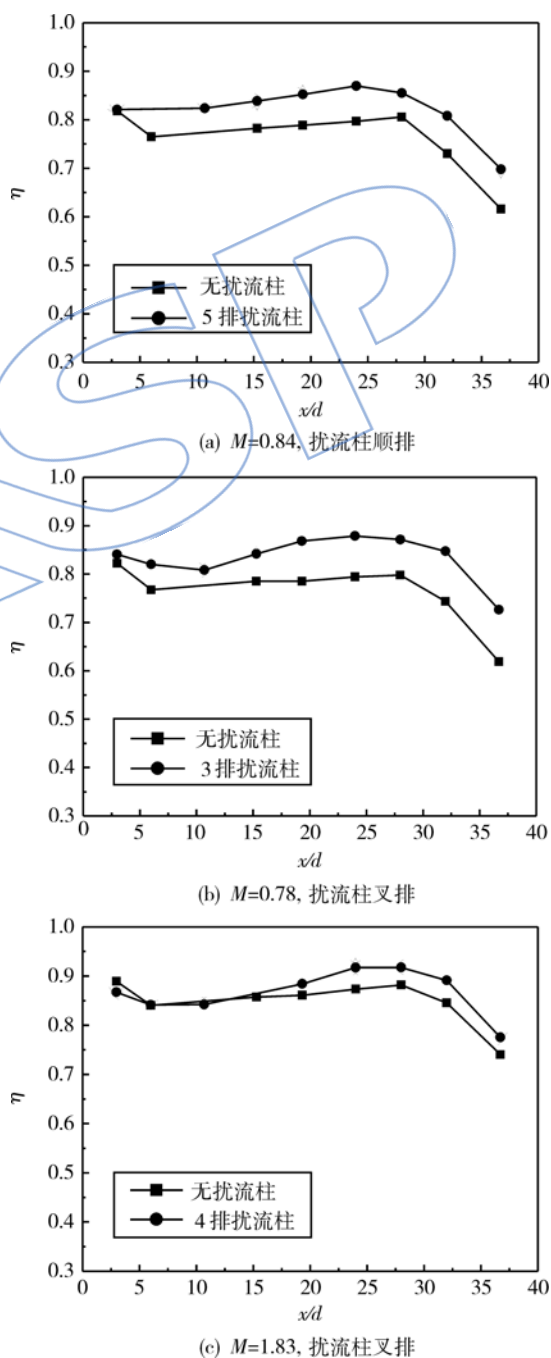


图10 扰流柱对冷却效率的影响

Fig. 10 Effect of pin fin on cooling efficiency

有扰流柱的区域,两者冷却效果几乎相同,如图10(c)所示.这就意味着当冷却空气量减少时,采用扰流柱结构更有助于提高复合冷却效果.

4 结 论

通过以上对实验结果的分析,得出了如下结论:

1) 吹风比对复合冷却效率有很大的影响,在冷却壁面冷却效率随吹风比的增加而增加,但当吹风比 $M > 1.0$ 时,吹风比对冷却效率的影响已不明显;

2) 在相同吹风比和扰流柱排列形式下,扰流柱排数对冷却效果的影响不是特别的明显;

3) 在相同的扰流柱排数下,扰流柱的排列形式(叉排与顺排)对冷却效果的影响不大;

4) 扰流柱的存在使得弯曲段冲击/逆向对流/气膜冷却效率得到了提高,特别是在小吹风比时更为突出,因此对于冷却空气量较少的涡轴发动机而言,更适合采用有扰流柱的复合冷却结构.

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, NY: Academic Press Inc., 1990.
- [3] 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 89-GT-188, 1989.
- [4] Andrews G E, Asere A A, Hussain C I, et al. Transpiration and impingement/effusion cooling of gas turbine combustion chambers[R]. ISABE 85-7095, 1985.
- [5] 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. Contrast experiment study between single and double wall chamber on wall cooling efficiency [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(2): 14-17. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 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)
- [8] 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. (in Chinese)
- [9] 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. (in Chinese)
- [10] 韩振兴, 朱谷君, 冀守礼, 等. 气膜冷却燃烧室火焰筒二维壁温分布计算[J]. 航空动力学报, 1995, 10(1): 83-86.
- HAN Zhenxing, ZHU Gujun, JI Shouli, et al. Calculation of 2D wall temperature distribution for film cooled flame tube of combustion chamber [J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(1): 83-86. (in Chinese)
- [11] 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 combustor wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 365-369. (in Chinese)
- [12] 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实验研究[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)