

文章编号:1000-8055(2010)06-1227-06

双旋流器燃烧室壁温试验

党新宪^{1,2}, 赵坚行¹, 颜应文¹, 刘 勇¹, 徐 榕¹, 张 欣¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 94580 部队 航空理论教研室, 蚌埠 233000)

摘 要: 采用红外热像仪对带双级旋流器的模型燃烧室火焰筒壁面温度进行了测量, 试验研究不同进气温度、油气比和主燃孔参数对火焰筒壁面温度分布的影响. 试验研究表明: 主燃孔参数变化对火焰筒壁面温度分布有较大的影响; 火焰筒壁面温度值随着进气温度的增加而明显升高, 但壁面温度分布变化不大; 油气比的变化对壁面温度值影响不太大, 但对温度梯度影响较大. 所得的试验结果可为新燃烧室设计提供一定的参考依据.

关 键 词: 燃烧; 双旋流器; 燃烧室; 红外热像仪; 壁温测量

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Experiment of wall temperature in a two-stage swirler combustor

DANG Xin-xian^{1,2}, ZHAO Jian-xing¹, YAN Ying-wen¹,

LIU Yong¹, XU Rong¹, ZHANG Xin¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Department of Flight Theory Education,

Unit 94580, The Chinese People's Liberation Army, Bengbu 233000, China)

Abstract: The infrared thermal imager was used to measure wall temperature profiles of the flame tube within the model annular combustor with dual-stage axial swirler under different inlet temperatures, fuel/air ratios and primary holes parameters. The measurements under different experimental cases show that, the different primary holes parameters have a considerable influence on wall temperature profiles of the flame tube. The wall temperature increases with a rise of inlet temperature, but changes of the wall temperature distributions of the flame tube are not obvious. The influences of different fuel/air ratios on profiles of wall temperature are weak, but these influences on the temperature gradient are large. Results of experiments are useful for the optimum design and development of the advanced annular combustor.

Key words: combustion; two-stage swirler; combustor; infrared thermal imager; wall temperature measurement

火焰筒是燃烧室主要组成部分,也是航空发动机最重要的受热部件之一.随着燃烧室进出口温度不断提高,火焰筒的工作环境变得极为恶劣.

它一方面承受着极大的热负荷与严重的热流冲击;另一方面还承受着很大的热应力、蠕变应力和疲劳应力,这些都严重地影响火焰筒使用寿命.

收稿日期:2009-05-14; 修订日期:2009-09-10

作者简介:党新宪(1974-),男,陕西扶风人,博士,主要研究方向为燃烧试验与计算.

火焰筒壁温与其内部燃烧组织及冷却安排直接有关,它的高低是影响火焰筒寿命的关键。当前,对火焰筒壁温分布可采用热电偶、示温漆和红外感应、激光等方法进行测量,也可以用数值模拟方法对其进行预估。其中,热电偶测量精度高,用它来测量火焰筒壁面上少数点的温度比较方便,是最早和应用最广泛的一种测量方式,例如,文献[1]用热电偶测量加力燃烧室的壁温分布。文献[2]用热电偶测量冲击/发散双层壁冷却方式的冷却效果。文献[3]用热电偶测量贫油预混预蒸发(LPP)燃烧室的壁温,并且还分别用热电偶和取样管测量燃烧室内的燃气温度和成分分布。文献[4]用热电偶测量振荡管的壁温,采用试验与数值方法研究其壁温分布。但是用热电偶测量整个火焰筒壁温分布,存在着测量工作量大,对燃烧室内流场及火焰筒壁面干扰较大,以及热电偶使用寿命短,热电动势不稳定等缺点。而用示温漆测量火焰筒壁温方法简单,不干扰流场,不需要专门的显示仪表,因此也被广泛应用;例如文献[5]用示温漆法研究火焰筒浮动壁结构和冲击/发散冷却冷却结构时壁温分布。文献[6]利用 CONCERT 和 ACC(advanced combustion code) 软件计算不同结构的火焰筒内三维燃烧流场,并通过计算结果与示温漆所测得的壁温分布进行对比,研究火焰筒壁温和冷却效率的计算方法。但是该方法测量精度较低,只能区域性的指示最高温度,而无法显示燃烧室瞬时火焰筒壁温分布。

利用红外感应测量温度是近年来被用于测量火焰筒壁温的另一方法,红外热像仪就是利用该法通过测量火焰筒壁面热辐射来获得火焰筒壁温。因红外热像仪具有热灵敏度高、测量温度场准确、对流场干扰小等优点,现已被广泛应用于火焰筒壁温的测量。如文献[7]采用红外热像仪测量火焰筒壁面温度,试验研究火焰筒壁面冲击+逆向对流+气膜复合冷却方式的传热特性和冷却效率。文献[8]采用红外热像仪测量壁面温度,对冲击/发散冷却壁温分布的冷却效率进行了试验研究。文献[9]同时用热电偶和红外热像仪对火箭发动机燃烧室壁温和燃气温度进行了测量。文献[10]利用 TVS2000-MK 热成像仪对脉冲爆震发动机原理性试验模型爆震室的壁温分布进行了试验研究。本文采用红外热像仪试验研究不同进口气流参数(如进口温度、油气比)以及主燃孔参数对模型燃烧室火焰筒壁温分布的影响。

1 红外热像仪测温原理

红外热像仪是通过非接触探测被测目标所发出的红外辐射能量,并将其转换为电信号,再由信号处理系统转变成为目标的视频热图像和温度值,它将目标的热分布转换为可视图像,并在显示器上以伪彩色显示出来,从而得到被测目标的温度分布。本试验所用红外热像仪为 TVS-2200 型红外热像仪(如图1),测量精度 $0.01\text{ }^{\circ}\text{C}$ 它主要由红外摄像头以及与其一体化的处理器构成。



图1 红外热像仪实物图

Fig. 1 Infrared thermal imager

红外热像仪测温是靠接收被测物体表面的辐射来确定其温度,实际测量时,仪器接受到目标的辐射亮度包括目标辐射、环境反射和大气辐射三部分

$$E_{\lambda} = \tau_{\lambda} \varepsilon_{\lambda} E_{b\lambda}(T) + \tau_{\lambda} (1 - \alpha_{\lambda}) E_{b\lambda}(T_u) + \varepsilon_{\lambda} E_{b\lambda}(T_a) \quad (1)$$

其中 E_{λ} 为黑体光谱辐射通量密度, T 为被测物体的表面温度, T_u 为环境温度, T_a 为大气温度, α_{λ} 为被测物体表面吸收率, τ_{λ} 为大气光谱透射率, ε_{λ} 为大气发射率。

由式(1)可知,影响热像仪测温精度的因素很多,对于被测物体发射率和吸收率、背景辐射、大气衰减以及环境温度等因素的影响很难分别考虑,因此本文采用热电偶测量某点火焰筒壁面温度,再通过红外热像仪自带软件调整黑度值,使得同一点应用红外测得的温度与热电偶测量值相等,从而标定了红外热像仪的测温度数据,提高其测量精度。

2 试验设备和试验件

本文研究试验件为一矩形双级旋流器模型燃烧室(见图2),它是由二级突扩扩压器、火焰筒以及内外环冷却通道等三部分组成。扩压器前部分为前置扩压器,后面为突扩段,火焰筒进口装有

一个二级轴向旋流器,火焰筒上下壁面上开有若干个主燃孔、掺混孔以及多排气膜冷却孔。

气流从试验件前端进入,经过前置扩压器,气流分成三路。一路从前端经旋流器和头部冷却孔进入火焰筒内;另两路分别流入内外环突扩腔后进入火焰筒内外环冷却通道,再通过火焰筒壁面上的主燃孔、掺混孔以及各排气膜冷却孔进入火焰筒内,以提供燃烧以及冷却所需的空气。

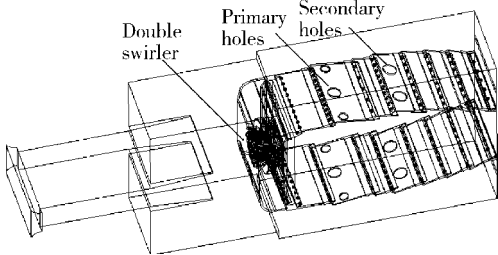


图 2 试验燃烧室结构图

Fig.2 Schematic diagram of experimental combustor

在试验的过程中,可根据试验要求,改变不同的主燃孔参数,试验研究不同主燃孔结构对燃烧室壁面温度分布的影响。不同主燃孔实物如图 3 所示。参数如表 1 所示。在试验件机匣的下壁开设了石英玻璃观察窗供试验用。

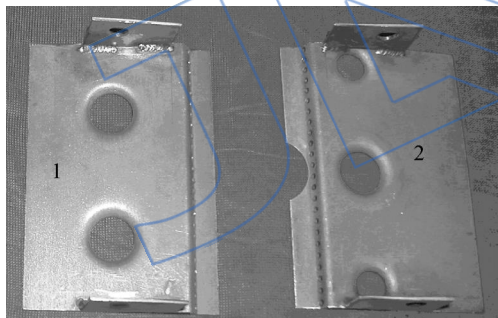


图 3 主燃孔实物图

Fig.3 Wall of flame tube with primary holes

表 1 主燃孔结构参数表

Table 1 Structural parameters of primary holes

试验件 编号	孔径 d/mm	孔数	孔中心距离一 级旋流器出口 距离 l/mm	周向位置
1	14.4	2	86	位于喷嘴两侧
2	14.4	2 小	86	1 大正对喷嘴,
	10.2	1 大		2 小位于两侧

3 试验过程

用红外热像仪进行壁温试验的流程如下:空

压机将空气压缩,压缩空气由管道进入电加热器。通过电加热器对进口空气进行加温,使进入前测量段的气体的温度满足试验对进口温度的要求。在前测量段内测量气流进口温度和压力,然后气流进入试验件,并与从喷嘴喷出的燃油混合及燃烧。燃烧室在不同条件下燃烧时,用红外热像仪测量火焰筒壁面温度。燃烧后的燃气经连接管进入排气罐经过净化处理后排出。整个试验系统的流程图如图 4 所示。

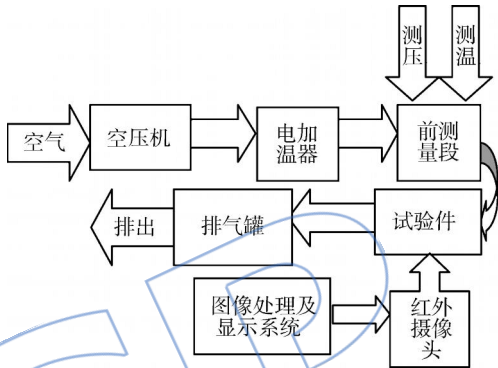


图 4 壁温试验系统示意图

Fig.4 Experimental setup of wall temperature

试验主要测量主燃孔与掺混孔之间火焰筒壁面温度的分布,测量区域为 98 mm ×74 mm,如图 5 所示,在用红外热像仪进行壁温测量的同时,在主燃孔后安装镍铬-镍硅热电偶对壁温进行测量,以便对红外热像仪测得的试验数据进行标定。

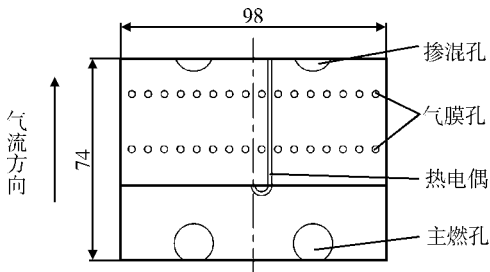


图 5 壁温试验测量区域示意图

Fig.5 Schematic of measuring zone for wall temperature test

4 试验工况

试验首先在工况 1(主燃孔 1、进气流量 0.24 kg/s、进气温度 373 K、油气比 0.033 08)下进行,在此基础上分别改变主燃孔、油气比和进气温度,共测量 6 个试验工况,各个工况的试验参数变化如表 2 所示。

表 2 壁温试验工况

Table 2 Experimental case of wall temperature

试验工况	进气温度/ K	油气比	主燃孔
1	373	0.03308	1
2	500	0.03308	1
3	500	0.01985	1
4	373	0.03308	2
5	500	0.03308	2
6	500	0.01985	2

5 试验结果

图 6~图 11 分别为不同进气温度、油气比以及主燃孔工况下进行火焰筒壁温试验所得的部分试验结果,各图的试验工况与表 2 相对应。从各图中可以看到在火焰筒主燃孔与掺混孔之间火焰筒外壁温度的分布状况,在图中下方的孔为主燃孔,上方的孔为掺混孔,在它们中间均匀分布的两排小孔为气膜孔。这些孔内所示的温度都极高,已经远远超出了所选定的壁温范围,造成这种现象的原因是:热像仪在这些地方所接受到的红外辐射能并不是由火焰筒壁面或孔内空气射流发出的,而是从火焰筒内部的高温燃气发射的。此外,在分别靠近图左、右缘处,即约在 $x = 7\text{ mm}$ 或 $x = 92\text{ mm}$ 的位置为火焰筒侧壁与机匣侧壁间的通道,里面充满冷却气体,因此那里温度较低。

5.1 主燃孔对火焰筒外壁温的影响

图 6 和 9 分别表示进气温度 373 K,主燃孔为 1 和 2 时火焰筒壁面温度分布图;图 7 和图 10 分别进气温度 500 K,主燃孔 1 和 2 时火焰筒壁面温度分布图。由这两组云图可见,在进口油气比($f/a = 0.03308$)、主燃区油气比($f/a \approx 0.05513$)相同情况下,虽然两组图的进口温度不相同,但主燃孔对火焰筒壁温分布影响规律相同。对比图 6 和图 9、图 7 和图 10 可以看出:在进气温度相同的条件下,1 号主燃孔和 2 号主燃孔壁温数值上差别不大,但其温度场的分布有很大的不同,这主要是由其主燃孔个数与分布(见表 1)不同的引起的。高壁温区和壁温梯度较大区域均出现在主燃孔后部,而主燃孔之间温度值和温度梯度均较小,随着离开主燃孔的轴向距离增加,火焰筒壁温都逐渐降低;这可能是由于通过主燃孔进入到火焰筒中的气流与主流近乎垂直相交,在两股气流的

相互作用下,靠近火焰筒内壁主燃孔后方的位置形成了小涡,使未烧完的混气绕到射流后的涡流区内继续燃烧,形成高温燃烧区,通过热量传递使该处火焰筒壁面温度较高。随着轴向距离增加或者在两个主燃孔之间区域,因主燃孔后高温区影响削弱,使壁温有所下降。此外,在图中还可看到气膜孔射流对火焰筒壁面的冷却作用。

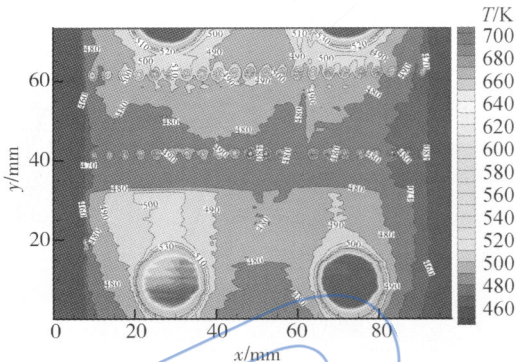


图 6 试验工况 1 火焰筒壁面温度分布
Fig. 6 Wall temperature profiles of the flame tube at case 1

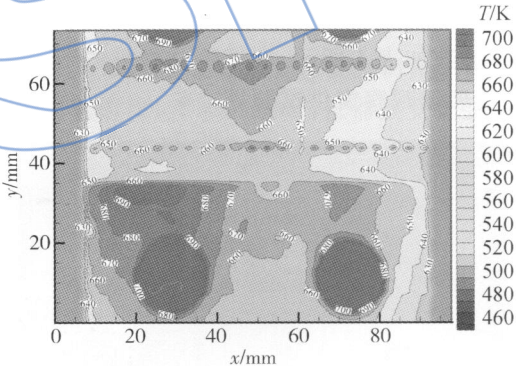


图 7 试验工况 2 火焰筒壁面温度分布
Fig. 7 Wall temperature profiles of the flame tube at case 2

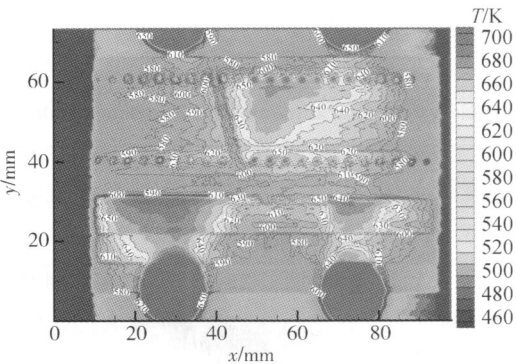


图 8 试验工况 3 火焰筒壁面温度分布
Fig. 8 Wall temperature profiles of the flame tube at case 3

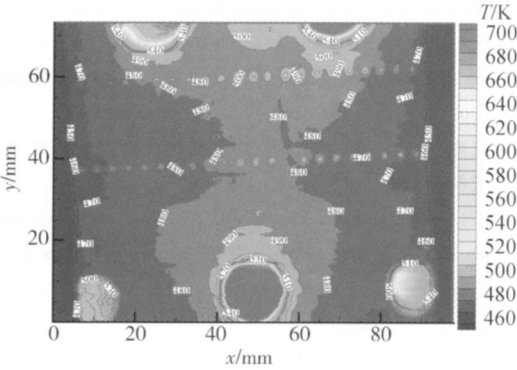


图 9 试验工况 4 火焰筒壁面温度分布
Fig. 9 Wall temperature profiles of the flame tube at case 4

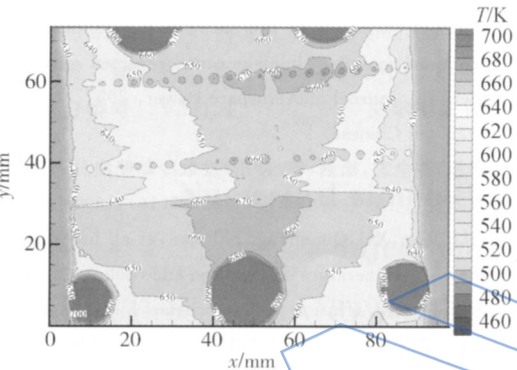


图 10 试验工况 5 火焰筒壁面温度分布
Fig. 10 Wall temperature profiles of the flame tube at case 5

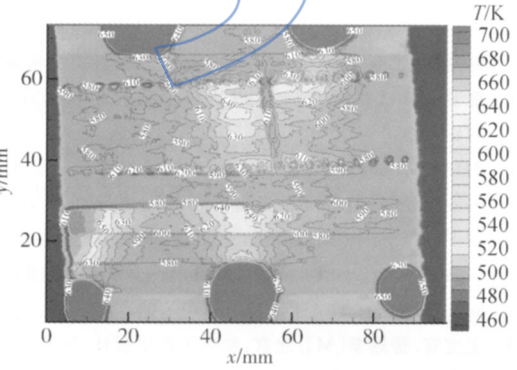


图 11 试验工况 6 火焰筒壁面温度分布
Fig. 11 Wall temperature profiles of the flame tube at case 6

在相同进气温度和油气比情况下,1 号主燃孔件(见表 1)的两个主燃孔位于喷嘴两侧,两个主燃孔之间区域正对喷嘴出口,因此该区域较富油,燃气温度较低,故对应该区域的壁温也相应低些.而 2 号件的中间一个主燃孔正对喷嘴,其余靠

近两侧壁面的两个主燃孔都偏离喷嘴.因此从 2 号件的中间主燃孔进来空气提供燃烧所需的合适的氧气,并与燃油混合进行充分燃烧,使该区域的燃气温度较高,因此中间主燃孔后部的壁温也较高;而该件两侧的两个主燃孔因偏离喷嘴,从主燃孔进入的空气射流没有足够的燃油与其混合燃烧,因此燃气温度较低,相应的壁温也略低些.由此可见,不同主燃孔布局对火焰筒壁面温度分布影响较大.

5.2 进气温度对火焰筒壁温的影响

图 6 和图 7 表示主燃孔为 1 时进气温度分别为 373 K 和 500 K 的火焰筒壁面温度分布图;图 9 和图 10 表示主燃孔为 2 时进气温度分别为 373 K 和 500 K 的火焰筒壁面温度分布图.由图可知,在主燃孔和油气比相同情况下,进气温度对火焰筒壁温值有着很明显的影

5.3 油气比对火焰筒壁温的影响

响,但对壁温度分布影响不太大.当进气温度较高时,火焰筒主燃区燃气温度也较高,火焰筒壁温相应也高些,并且在主燃孔后部形成温度梯度较大的高温区.因此,在提高进气温度同时,尤其需要加强对主燃孔后部火焰筒壁面的冷却.

图 7 和图 8 与图 10 和图 11 表示在进气温度和主燃孔相同的情况下,进口油气比分别为 0.3308 和 0.01985 时的火焰筒壁面温度分布图,由图可知,当油气比增大,使得火焰筒主燃区燃气温度相应增加,火焰筒壁面温度值也有所提高,但不明显;而壁温梯度随着油气比增加,有明显减小.这可能是因为进口油气比不同,喷嘴喷出的油压与喷雾角不同,燃油雾化与空气混合情况也不同,在火焰筒头部燃油质量分布不相同使得主燃区燃烧随着油气比改变而有所不同.

6 壁温试验数据的校正

影响固体辐射性质的主要因素是材料的性质、表面状态、表面覆盖层的厚度和温度等^[11].在试验的过程中,火焰筒壁面的材料性质、表面覆盖层的厚度是一定的,但火焰筒壁面各点的表面状态(表面粗糙度、氧化程度)是不一样的;为了提高壁温测量精度,减小测温误差,本文采取以下几个措施:①对试验件窗口所用的石英玻璃的红外透过率进行标定;②本试验热电偶的安装方式采用焊接法,由于火焰筒壁面比较薄(1.5 mm),试验将热电偶用亚弧焊覆盖,保证热电偶与火焰筒壁

面的良好接触,同时还可防止热电偶被冷却通道气流冲刷而影响测量精度^[12]; ③在试验的过程中,为了对红外热像仪测量结果进行校正,本文将火焰筒壁温所测量的温度范围分为7段,对比火焰筒壁面同一位置下热电偶测量结果和红外热像仪测得的数据,根据7个不同的对比数据画出校正曲线,对用红外热像仪所测得的壁温数据进行校正,从而提高测量精度。

7 结 论

通过以上分析,可得到如下结论:

1) 主燃孔周向分布对火焰筒壁温分布影响较大,但对火焰筒壁面温度值影响不大。当采取两主燃孔位于喷嘴两侧时,两主燃孔后部均出现温度梯度较大的高温区;当采取一个主燃孔正对喷嘴时,仅在中间主燃孔后部存在高温区,另外两个主燃孔后部温度较低。

2) 不同进气温度对壁温值有着明显的影响,但对壁温分布影响不大。试验表明,随着进气温度的升高,火焰筒壁温也相应提高,主燃孔后壁温梯度有所增加。因此应加强对火焰筒主燃孔后壁面的冷却。

3) 油气比的变化对壁面温度值影响不太大,但对温度梯度影响较大。随着油气比的增加,壁面温度值有所提高,但不明显,而壁温梯度却明显减小。

参考文献:

- [1] 季鹤鸣,王乃绪,邵万仁. 加力燃烧室壁温测量试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 39-41.
JI Heming, WANG Naixu, SHAO Wanren. Experimental investigation of temperature measurement on the wall of an afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 39-41. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] Snehata M. Emissions and wall temperature for lean pre-vaporized premixed gas turbine combustor[J]. Fuel, 2009, 88: 446-455.
- [4] Hu D P, Zhao W J. Study on the wall temperature distribution of oscillating tube[J]. Journal of Thermal Science, 2009, 18(3): 246-252.
- [5] 赵清杰,李斌,陈志杰,等. 浮动壁燃烧室试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 17-19, 58.
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, 58. (in Chinese)
- [6] Mongia H C. Gas turbine combustor liner wall temperature calculation methodology[R]. AIAA 2001-3276, 2001.
- [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] 胡超,许全宏,徐剑,等. 冲击/发散冷却壁温分布和冷却效率研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1800-1805.
HU Chao, XU Quanhong, XU Jian, et al. Investigation of the wall temperature distribution and cooling efficiency for impingement/effusion cooling scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1800-1805. (in Chinese)
- [9] 洪流,仲伟聪,王玫. 液体火箭发动机燃烧室壁温与火焰温度分布红外感应测量技术[J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 47-51.
HONG Liu, ZHONG Weicong, WANG Mei. Temperature measuring technologies of rocket combustor by an infrared camera[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(4): 47-51. (in Chinese)
- [10] 郑龙席,严传俊,范伟,等. 脉冲爆震发动机模型机爆震室壁温分布试验研究[J]. 燃烧科学与技术, 2003, 9(4): 344-347.
ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Experimental investigation on outer wall temperature distribution of a pulse detonation engine model[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2003, 9(4): 344-347. (in Chinese)
- [11] 王宝官. 传热学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- [12] 郑世津,邓广发,曹常龙,等. 锅炉高温受热面炉内壁温测量方法的研究[J]. 电站系统工程, 2000, 16(4): 219-220.
ZHENG Shijin, DENG Guangfa, CAO Changlong, et al. Measuring of wall temperature for heating surface under high temperature[J]. Power System Engineering, 2000, 16(4): 219-220. (in Chinese)