

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

洪 流¹, 仲伟聪², 王 玫²

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072; 2 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在实验室条件下, 采用热电偶和红外测温仪同时对不锈钢和带辐射涂层的钕合金表面的温度及燃气温度进行测量, 应用温度测量值来修正材料表面的黑度值及燃气的黑度值, 利用黑度测量结果对某发动机试车时的温度场进行了测量, 并与燃气的理论计算黑度值进行了对比。试验结果表明, 这种方法对钕合金材料的壁温测量结果比较准确, 而对不锈钢材料壁温测量结果准确度不是很理想。红外测温技术对燃气的温度测量结果与计算结果比较接近。

关键词: 红外测温; 黑度; 钕合金; 不锈钢; 燃气

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 04-0047-05

Temperature measuring technologies of rocket combustor by an infrared camera

Hong Liu¹, Zhong Weicong², Wang Mei²

(1 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To obtain the temperature of a material accurately by an infrared camera, it is important to set a right blackness of the material. In the present paper thermocouples and an infrared camera were used to measure the temperature on the surface of a stainless steel plate and a niobic alloy plate and the temperature of hot gas. With the temperature measured in two different ways, the blackness of the solid materials and hot gas can be corrected. The temperature measuring results for hot test of an engine with the corrected blackness show that wall temperatures and gaseous temperatures of the engine measured by infrared camera and the thermocouples are similar.

Key words: infrared temperature measurement; blackness; niobic alloy; stainless steel; hot gas

收稿日期: 2007-04-02; 修回日期: 2007-04-19。

作者简介: 洪流 (1963—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体推进技术。

1 引言

在火箭发动机的研制过程中,温度测量是一项很重要、但也很难测准的任务。目前,温度测量一般通过插入式热电偶、表面粘贴型热电偶、红外感应和激光等手段。插入式热电偶需要在被测物体表面打孔,在很多场合是不允许的,而表面粘贴型热电偶往往由于振动环境等多种因素的影响,在发动机试车时经常发生脱落现象,而且测量误差也很大。激光测温技术近年来开始在实验室环境下应用,但由于光学系统比较复杂,不适合振动环境,而且一次只能测量一个点的温度,因此在发动机试车时很难使用。

红外测温作为一种新型非接触式测温技术越来越多地运用在工业、军事等领域。它利用非接触式、高灵敏度红外成像仪,由探测器探测出被测物体发出的红外线能量,从而转换成电信号,并通过光学扫描,最后以图像形式显示出来。

国外关于红外测温技术应用的经验表明,材料黑度值的确定对进行准确的红外测温是非常关键的。但在不同的使用环境下,材料表面的黑度值会有很大的不同,与标准值相差很大,如不锈钢在高温富氧环境下迅速被氧化,其表面黑度值会增大很多。

本文在 FLIR 公司的 SC3000 红外热像仪基础上,以甲烷与空气燃烧产生的热燃气作为热源,加热固体材料表面,同时用热电偶与红外热像仪进行温度测量的方法修正材料表面的黑度值。用同样的方法测量了燃气的黑度值,并与理论计算结果进行了对比。

2 测试原理

2.1 黑体辐射

对黑体而言,辐射能量可以用普朗克定律来表达:

$$E_{\lambda} = \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1)} \quad (\text{W/m}^2) \quad (1)$$

为了求出黑体的全部辐射能量,可以将(1)式在整个波长 $0 \sim \infty$ 内积分

$$E_b = \int_0^{\infty} \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1)} d\lambda \quad (2)$$

整理(2)式得到著名的玻尔兹曼定律

$$E_b = \sigma_0 T^4 \quad (\text{W/m}^2) \quad (3)$$

对灰体而言,该式可以表达为

$$E_b = \epsilon \sigma_0 T^4 \quad (\text{W/m}^2) \quad (4)$$

该式表明,从黑体的辐射能量可以求出黑体的温度。将普朗克公式微分,可以求出最大辐射时的波长(维恩位移定律)

$$\lambda_m T = 2.8976 \times 10^{-3} \quad (\text{m} \cdot \text{K}) \quad (5)$$

式中, λ 是波长,m; ϵ 是辐射率; T 是黑体绝对温度,K; C_1 是第一辐射常数; C_2 是第二辐射常数, $C_1 = 3.742 \times 10^{-16} \quad (\text{W} \cdot \text{m}^2)$, $C_2 = 1.4388 \times 10^{-2} \quad (\text{m} \cdot \text{K})$ 。

2.2 辐射率

黑体是指吸收所有入射光线而不反射或者透射的物体。实际物体对入射光线有吸收、透射和反射,可以用 Kirchhoff 定律来表达:

$$\alpha + \beta + \tau = 1 \quad (6)$$

式中, α 为吸收率($=\epsilon$ 辐射率); β 为反射率; τ 为透射率。

从 Kirchhoff 定律可以看出,辐射率越大的物体,辐射能量就越大,当辐射率为1时就是黑体。玻尔兹曼定律也可以适用于一般物体,但要考虑辐射率的影响。

物体的辐射率随测试环境条件的变化而变化,但它主要还是由材料、材料温度、表面状况及测试角度决定。因此,在进行红外测试时,在一定的测试环境条件下,测定的温度只与材料的辐射率也就是黑度有关。

3 黑度测试

3.1 测试装置

应用红外测温,对测温精度影响较大的因素是材料黑度。材料的黑度值一般可以通过查阅文献获得,但当被测物体的黑度不能从文献获得

时, 测试误差会很大, 这也是很多人认为红外测温结果不准确的原因。

因此本文采用温度修正法来获得材料或火焰的黑度。测量发动机壁面材料黑度的测量系统主要包括红外热像仪 SC3000、镍铬-镍硅温度传感器、二次仪表 (显示气流压力读数和测点温度读数)、试件、喷嘴、空气源和甲烷气瓶, 系统如图 1 所示。试验时, 空气与甲烷进行燃烧, 利用喷嘴的火焰来加热试件的表面, 并通过改变来流空气的压力改变其流量从而对火焰温度进行调整。测量火焰黑度时, 需将镍铬-镍硅温度传感器更换为一支热电偶, 如图 2 所示。

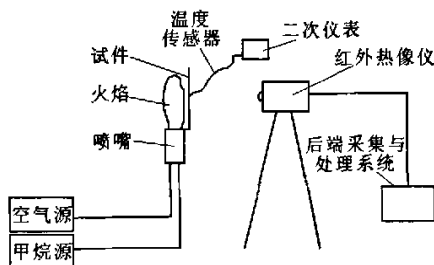


图 1 固体材料黑度测量系统图

Fig.1 Setup of testing system for blackness of solid material

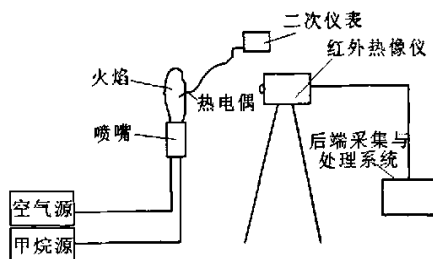


图 2 火焰黑度测量系统图

Fig.2 Setup of testing system for blackness of hot gas

通过温度传感器或者热电偶与二次仪表联用来获得温度数据, 与此同时利用红外热像仪采集试件表面 (或火焰) 温度数据, 并通过红外热像仪自带软件调整黑度值, 最终使得应用红外测得的温度与传感器温度测量值相等, 此时得到的黑度就认为是试件或者火焰的真实黑度。

3.2 固体壁面黑度测试结果分析

利用前节介绍的红外测量装置对火箭发动机

常用材料不锈钢和涂有辐射涂层的不锈钢黑度进行了测量, 测量热图见图 3、图 4。其中不锈钢黑度测量了四次, 钛合金测量了三次, 其测量结果分别见图 5、图 6。

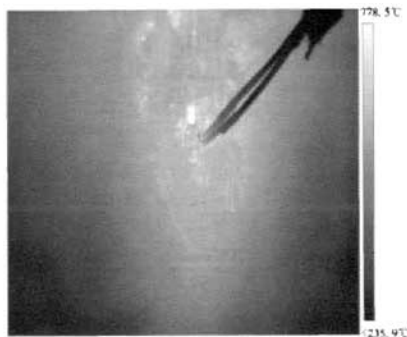


图 3 不锈钢试件的红外测试热图

Fig.3 Infrared image of temperature on the surface of stainless steel plate

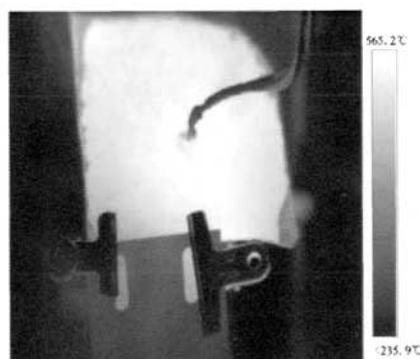


图 4 钛合金试件的红外测试热图

Fig.4 Infrared image of temperature on the surface of niobic alloy plate

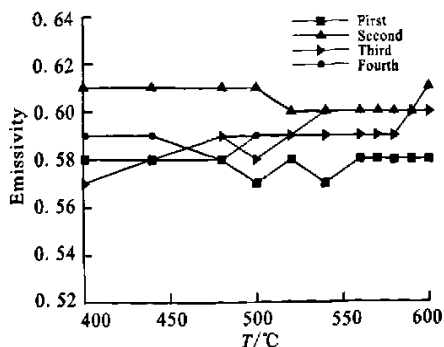


图 5 不锈钢黑度测量结果

Fig.5 Measured surface blackness of stainless steel

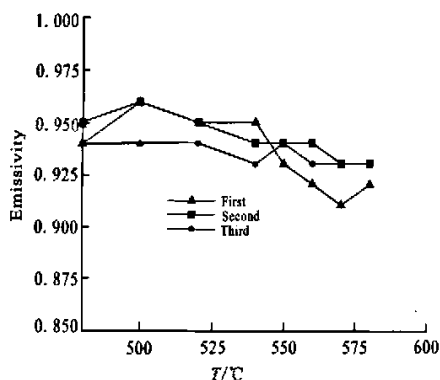


图6 铌合金黑度测量结果

Fig.6 Measured surface blackness of niobium alloy

由图5、图6可以看出, 不锈钢在400~600℃时黑度基本在0.58~0.60之间, 铌合金(带辐射涂层)在480~580℃时黑度基本在0.92~0.94之间。另外可以看出, 黑度除了随温度有些变化之外, 每次测量的结果也略有不同。分析认为, 这主要是由于在高温条件下, 试件表面发生氧化, 不同时刻氧化程度不同, 从而导致黑度的变化。此外, 火焰加热造成铌合金表面温度不均匀, 测量的黑度值只能给出测点附近的平均值, 这样会带来一些系统误差。

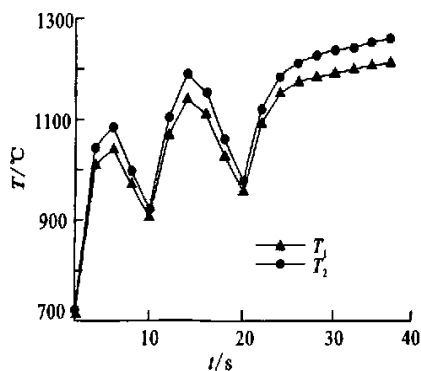


图7 不同时刻不同方法的温度测量值

(T₁为点测温、T₂为红外场测温)

Fig.7 Temperatures vs time with different measuring methods

图7是某发动机多次起动过程的壁温测量结果, 其中T₁是热电偶测得的壁温随时间的变化曲线, T₂是红外测温结果。从图中可以看出, 壁面

黑度值经过修正后, 测温结果与热电偶测量基本一致, 温度差在50℃以内。

3.3 燃气黑度测量结果分析

在液体火箭发动机工作过程中, 喷管喷出高温高速的燃气流来提供推力, 其火焰的温度、形状可以影响到喷管外其它零部件的工作可靠性, 燃气带来的辐射换热和对流换热对其他零部件的受热状态分析具有很重要的作用, 作为辐射换热计算和燃气温度测量的很关键的一个参数, 燃气黑度的测量很有必要。本文对试验用空气与甲烷反应产生的火焰黑度进行了测量, 不同位置火焰黑度的测量热图如图8所示。图中H是从喷嘴出口到热电偶的距离, 即图中亮点到图像底部的高度。

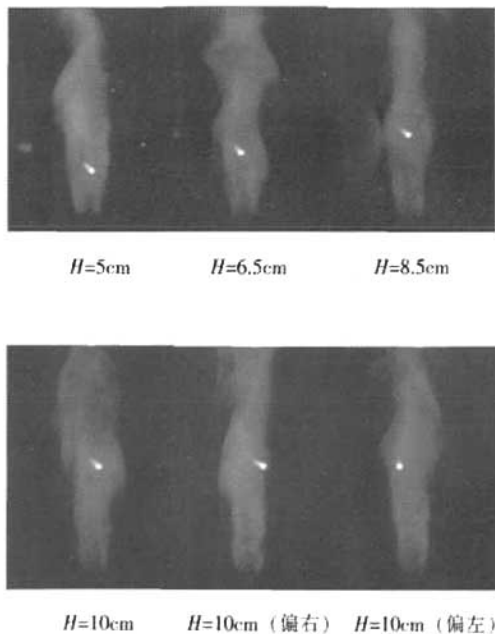


图8 火焰不同位置的黑度测量热图

(H为测点距离喷口的垂直高度)

Fig.8 Infrared image of gaseous temperature

火焰不同位置的黑度测量值见表1。从火焰黑度的测量结果可以看出, 在此类型的火焰中心区轴向一定范围内, 火焰黑度变化很小, 而在火焰的边缘部分, 有所偏离, 这可能是由于边缘部分火焰的剧烈脉动造成的。

表 1 火焰不同位置的黑度测量值
Tab.1 Blackness of hot gas at different positions

H/cm	黑度测量值
5 (中心)	0.07
6.5 (中心)	0.06
8.5 (中心)	0.07
10 (中心)	0.08
10 (偏右)	0.03
10 (偏左)	0.05

液体火箭发动机中, 能产生辐射换热的燃气的主要成分是 H_2O 、 CO_2 气体, 火焰黑度主要是其中的水蒸汽与二氧化碳气体的黑度之和, 即 $\varepsilon_g = \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} + \varepsilon_{\text{CO}_2} - \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} \cdot \varepsilon_{\text{CO}_2}$, 式中最后一项是考虑 H_2O 和 CO_2 光谱重叠部分相互吸收的结果, 其中 $\varepsilon_{\text{CO}_2} = f(T_p, p_{\text{CO}_2}, L)$ 、 $\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} = f(T_p, p_{\text{H}_2\text{O}}, L)$ 可以根据相关文献算得, 通过计算得到 $\varepsilon_g = 0.065$ 。从试验测量值与计算值的比较可以看出, 两者差别不大。因此, 在测量燃气温度时, 可以近似用黑度计算值作为红外热像仪的原始输入参数, 以满足测试精度要求。

4 结论

- 综合试验结果分析, 可以得到以下结论:
- (1) 红外测温系统要得到准确的测温结果, 必须首先对黑度值进行修正, 在此基础上, 红外测温可以得到可信的结果。
 - (2) 红外测温能够得到发动机整个温度场的分布, 并且可以对启动瞬间及不同时刻的温度场进行分析。
 - (3) 红外测温系统测得的温度为发动机的热防护分析及可靠冷却提供依据。

参考文献:

[1] Wanhainen J P, Feiler C E, Morgen C J. Effect of chamber pressure, flow per element, and contraction ratio on acoustic mode instability in hydrogen-oxygen rockets[R]. NASA TN D-4733, 1968.

[2] Clautz W, Kozlov D N, Pykhov R L, et al. The analysis of the precision of single shot 2 -CARS temperature measurements in hydrogen[J]. Appl. Phys., B 65: 619-624.

[3] 丰松江, 聂万胜, 解庆芬, 等. 燃料室内燃烧模型对尾焰流场及其辐射的影响[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 6-10.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 35 页)

参考文献:

[1] 朱智春, 赵和明, 罗斌. 金属半膜贮箱的半膜变形分析[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 77-79.

[2] Kammerer H, Hughes J, Gribben E. Analytical & material advances in contoured metal diaphragms for positive expulsion tanks, AIAA 95-2354.

[3] 董湘怀. 材料成形计算机模拟[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.

[4] 王国栋, 赵德文. 现代材料成形力学 [M]. 沈阳: 东北大学出版社, 2004.

[5] 王勘成. 有限单元法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003.

[6] 陈火红. Marc 有限元实例分析教程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.

[7] 陈志坚, 李治, 吴建军. 推进剂贮箱复合膜研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 21-23.

(编辑: 王建喜)