

红外热像仪在液体火箭发动机热试车中的应用

池保华, 洪流, 孙 璠, 王 玫

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 对红外热像仪在液体火箭发动机热试车过程中的温度测量进行了研究, 介绍了其测量原理和工作特点, 总结了在试验过程中准确测量的操作要求。结合实践, 提出了一系列对试验结果定性、定量的分析方法, 能够有效的对推力室壁面温度场测量结果进行处理, 得到推力室工作特性的相关信息。

关键词: 热试车; 红外热像仪; 温度场

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0059-04

The application of temperature measuring by infrared camera in hot firing tests for liquid rocket engine

Chi Baohua, Hong Liu, Sun Fan, Wang Mei

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

Abstract: The study of temperature field measuring in hot firing tests for liquid rocket engine by infrared camera was presented. The measuring principle and working characteristic of infrared camera were summarized. And the operation requirement was also introduced. Practically, the measured result can be processed effectively by a series of analytic methods qualitatively and quantitatively. The method is important in investigating the characteristic of liquid rocket engine.

Key words: hot firing test; infrared camera; temperature field

0 引言

液体火箭发动机热试车是发动机研制过程中

非常重要的一种手段, 结合热试车获得更多更准确的试验数据对发动机的研究显得尤为重要。推力室壁面温度及其分布是表征发动机工作特征的重要参数, 其测量技术一直受到国内外研究者的

收稿日期: 2009-04-10; 修回日期: 2009-06-16。

作者简介: 池保华 (1982—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机喷雾燃烧。

高度重视。传统测量推力室壁面温度方法是设置温度测点,它发展的比较成熟,装置简单,是最常用的测温方法。由于热试车造成的恶劣环境,提前布置的温度测点常常在点火过程中被震掉,失去测量效果。此外,由于它所测量数目的局限性和测温元件的耐温性,同时它响应速度较慢,难以胜任对高温高速温度场的测量。红外热像仪是一种特殊的红外波段摄像机,它是现代红外技术快速发展的重要成果。由于其测量的非接触性、快速响应性、测温范围宽以及准确性,红外热像仪在热试车方面有非常广泛的应用前景。

1 红外热像仪概述

1.1 测量原理

红外热像仪是利用物体的辐射能量与温度有关的原理而组成测温系统。将普朗克公式在探测器工作波长范围内积分可以得出目标辐射率的大小与目标温度间存在着固定的对应关系,用红外探测器测出目标的热辐射功率,就能计算出目标的表面温度,这就为红外热成像测温奠定了理论基础。

热成像技术可获取景物大视场的红外辐射图像,当红外热像仪对物体测试时,热像仪的瞬时视场将物体表面分解成一个个像素点,然后由内部结构将代表各像素点温度的辐射能量按一定规律汇聚到探测器上,探测器输出电信号的幅度与输入辐射能量的大小成正比,信号经过处理在显示器上显示出对应于物体表面温度分布的热像图,经过系统定标后可实现对景物场景的图像测温,这样就实现了红外热像测温系统。

1.2 工作特点

红外测温是一种非接触测温方式,它与传统测温方式相比有很多特点:

- (1) 测量不干扰被测温度场,具有较高的测量准确度;
- (2) 测温范围宽,在理论上无测量上限;
- (3) 响应速度快。测温不需要与测温对象达到热平衡就能读出被测物体的温度,可实时观测,适于快速与动态测量;

(4) 测量的非接触性,可以对高电压和大电流的导线、正在运转的机器、远距离难于接近的测温对象进行温度测量;

(5) 可以确定微小目标的温度,红外测温可实现实时观测和自动控制,测量距离可近可远,并且可以夜间作业,实现“夜视”。

1.3 影响因素

黑体辐射及其光谱分布与温度和波长有关,由普朗克辐射定律给出数学描述:

$$E_b(\lambda, T) = \frac{c_1}{\lambda^5 [e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1]}$$

对一般物体,引入单色发射率 $\varepsilon_\lambda = \varepsilon(\lambda, T)$, 有:

$$E(\lambda, T) = \varepsilon(\lambda, T) \cdot E_b(\lambda, T)$$

热像仪测量传感器的信号来源于物体本身的辐射和它反射的环境辐射。对于每个波长,到达传感器的有效信号:

$$P = \frac{D_0^2}{4} \omega \tau_{at} \tau_0 [\varepsilon_\lambda W_\lambda(T) - (1 - \varepsilon_\lambda) f W_\lambda(T')]$$

式中, τ_{at} 为目标辐射经过大气时的透射比; τ_0 为光学系统光谱透射比; D_0 为热像仪入射直径; ω 为瞬时视场立体角; W_λ 为 Hank 黑体光谱分布函数; T 为目标温度; T' 为背景温度; f 为镜面反射系数。

可见,影响红外热像仪测温准确性的主要因素有:发射率,环境对目标辐射的吸收和物体所反射的环境辐射。物体的热辐射通量取决于目标的温度及其表面发射率,物体的发射系数是一个复杂的函数,与辐射体的材料性质、表面状况、温度及波长等因素有关。

2 红外热像仪在热试车中的应用

2.1 应用

在热试车过程中,不论喷管壁面温度场还是高温高速燃气温度场,对于非接触式的红外热像仪来说,都有广泛的应用前景。红外热像仪在热试车过程中进行温度测量时,要得到准确的测量结果,经过长时间的摸索和总结,需要做到以下

几条:

(1) 热像仪布置位置要合适,距离过远或过近都会对调焦和测量产生不利影响;

(2) 按照实际情况对过滤镜头进行搭配,尽量使目标物体充满仪器的视场;

(3) 正确选择测温范围,并在低温和高温情况下分别进行对焦;

(4) 准确记录环境指标,特别是温度和湿度;

(5) 热像仪需要进行保护,防止高温水、气等损坏镜头;

(6) 测量过程中尽量保证热像仪平稳,使图像清晰准确;

(7) 尽量消除噪声对采集卡的影响,防止出现丢帧或死机;

(8) 红外热像仪必须定期进行标定。

红外热像仪能够在一段时间内对温度场分布进行连续采集,采集触发信号既可以与点火信号同步,也可以进行手动触发。一方面,红外热像仪可以对壁面温度场进行现场监控,防止出现壁面温度过高而损坏推力室。另一方面,可以对壁面上定点、曲线或者区域内的温度分布变化进行定性和定量的分析,结合发动机工况可以分析发动机的性能和工作特性。

2.2 分析方法

红外热像仪测量推力室温度场具有常规方法不具备的诸多优点,如何分析测量结果直接关系到研究发动机性能的正确性和全面性。红外热像图的常规处理包括以下几个方面:红外热图的显示、温度场重建、单点测温、多点测温、平均温度、区域平均温度、温度分布直方图、等温线的绘制、方差及最高温度等。液体火箭发动机热试车红外测量结果的常用处理方法包括:温度场分布的均匀性、区域最高温度及曲线上温度分布。

(1) 温度场分布的均匀性。在这种定性分析情况下,分析结果直观明朗。图1~图2是某推力室在不同工况条件下的壁面温度场分布情况,可以得到,工况1条件下壁面温度分布均匀程度要比工况2好。该推力室壁面采用液膜冷却,可以得到工况1条件下液膜分布均匀度比工况2好。

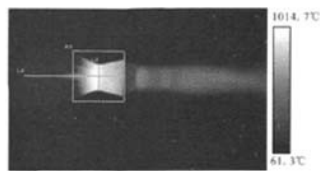


图1 某推力室工况1热试车热图

Fig.1 Infrared image of condition 1

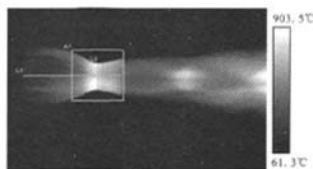


图2 某推力室工况2热试车热图

Fig.2 Infrared image of condition 2

(2) 区域最高温度。在具体的处理过程中,不仅能够分析某一时刻的壁面最高温度,而且能够分析每一次点火过程中的最高温度及其时刻。根据分析结果,一方面可以确定壁面高温区域,另一方面可以对不同工况、不同时刻的区域最高温度分布进行对比分析。壁面最高温度和燃烧室温度相联系,综合其他因素,在一定程度上可以进一步分析火焰是否发生偏摆和燃烧效率等情况。图3~图4是某燃烧室在相同工况下的两次点火,可以看出第二次点火壁面区域最高温度要比第一次点火高。

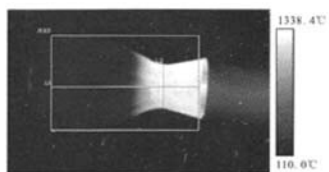


图3 第一次点火热图(最高温度1338.4℃)

Fig.3 Infrared image during the first hot-firing process
(the highest temperature is 1338.4℃)

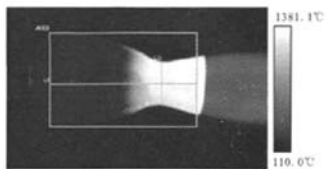


图4 第二次点火热图(最高温度1381.1℃)

Fig.4 Infrared image during the second hot-firing process
(the highest temperature is 1381.1℃)

(3) 曲线上温度分布。温度分布按照试验具体需要可以从定性和定量两方面析,定性分析能够得到曲线上温度分布的大体变化轮廓,曲线轮廓可按要求绘制。定量分析中,需要通过标准尺寸和象素点之间的换算来确定象素点间的距离,在推力室热试车中,这一标准尺寸常常取喉部直径。图 5~图 7 是某型号推力室壁面温度沿轴向、喉部温度沿径向的定量温度分布。

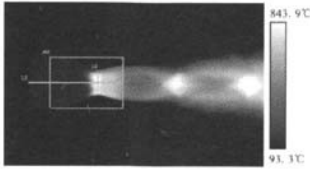


图 5 某推力室 2 热试车热图
Fig5 Infrared image of certain thrust chamber 2

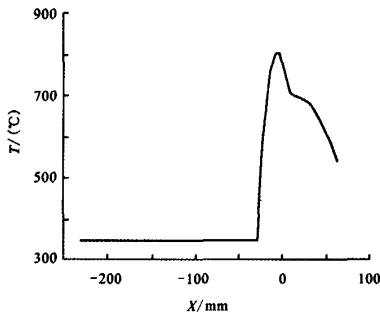


图 6 推力室温度沿轴向分布
Fig.6 Axial temperature distribution

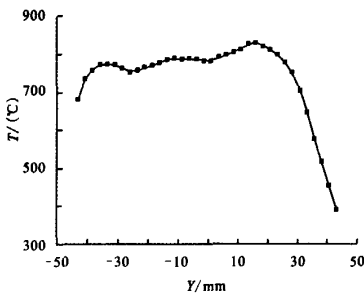


图 7 喉部温度沿径向分布
Fig.7 Radial temperature distribution

红外热像仪在热试车方面还有许多的用途和分析方法。例如研究喷管头部热返浸,焊缝温度随时间的变化,喷管破坏原因分析及燃气温度场测量等等。

3 结论

红外测温技术具有无损伤、非接触、快速实时及远距离等优点,用于液体火箭发动机热试车中温度场的测量是确实可行的,具有较高的精度和灵敏度,最小温度分辨率可达 0.1°C,最高测温范围可达 3000°C,尤其在计算机数据处理方面具有很大的优越性。

红外热像仪测温技术能够揭示推力室壁面动态温度场,精确的测量温度场中每一点的温度值,并利用不同的分析方法来得到试验所需要的信息,为研究液体火箭发动机推力室的工作特性提供可靠依据。

参考文献:

- [1] 张明,曾令可.火焰温度场的红外热成像动态测试[J].激光与红外,1997,27(5):288-291.
- [2] 王宏,符彬.用热像仪测试发动机燃气流场温度[J].固体火箭技术,2003,26(2):65-67.
- [3] 孙晓燕.光纤快速测温系统及其应用[J].测控技术,1993,10(3):13-16.
- [4] Hayasaka H Rakiative. Characteristics and Flame Structure of Small-Pool Flames [J]. Fire Technology, 1996, 32(4): 308-322.
- [5] 朱德忠,廖理.应用热成像技术测量高温气流温度场[J].工程热物理学报,1999,20(6):738-741.
- [6] 洪流,仲伟聪.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.

(编辑:马杰)