

文章编号: 1004-7182(2008)02-0053-03

应用于固体火箭发动机喷管出口羽流温度测量的光学辐射高温计

余西龙¹, 郭颜红², 门 们², 周建军², 杨乾锁¹,

(1.中国科学院力学研究所, 北京, 100080; 2.中国空空导弹研究院, 洛阳, 471009)

摘要: 利用辐射光谱测量温度的原理, 设计并制造了一种新型的非接触式光学辐射高温计。详细介绍该温度计的基本原理和标定方法, 并将该温度计应用于火箭发动机喷管出口羽流的温度测量中, 初步的实验结果和数值模拟结果相一致。

关键词: 红外辐射; 温度测量; 火箭发动机

中图分类号: V211.74 **文献标识码:** A

An Optical High Temperature Thermometer for Plume Measurement of Solid Propellant Rocket Motor

Yu Xilong¹, Guo Yanghong², Men Men², Zhou Jianjun², Yang Qiansuo¹,

(1. China Airborne Missile Academy, LuoYang, 471009; 2. Institute of Measurement, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080)

Abstract: The Optical high temperature thermometer has been designed and tested for plume measurement of solid propellant motor. The basic concepts of the thermometer and calibration method are also introduced. The test result is good agreement with numerical simulation.

Key Words: Optical radiation; Temperature measurement; Solid propellant rocket motor

0 引言

研究固体火箭发动机喷管出口流场的温度分布具有极其重要的意义。对于新一代高性能近距格斗空空导弹, 由于采用燃气舵推力矢量技术, 需要通过燃气舵在喷管出口尾流中的偏转提供导弹姿控的侧向力。由于喷管出口尾流为高温高速且富含粒子的恶劣环境, 为确保燃气舵正常工作, 先期的工程设计和控制参数研究必须了解尾流的具体参数, 以便减少工程设计的盲目性。

常规的温度测试方法, 如利用热电偶进行温度测量并不适用于固体火箭发动机喷管尾流。主要原因在于: a) 一旦探针进入气流内部, 则因为超声速气流在探针头部诱导出激波, 而探针所得到的滞止温度要远远高于气流的真实温度。b) 虽然可以利用波前、波后关系推算气流的真实温度, 但是在这种计算中, 需要知道气流的比热比。而对于燃烧气体, 由于其成分非常复杂, 比热比的获得必须知道燃烧的确切组分, 而对于超声速气流的测量本身就是一个极其困难

的研究课题。c) 喷管尾流温度约 2 000 °C, 滞止温度约 3 000 °C, 因此一般的热电偶一旦进入尾流, 很快就会损坏, 而且损坏前数据也偏差较大。

因此, 发展先进的非接触测量方法(主要是光学或光谱方法), 进行固体火箭发动机尾流温度的测量研究, 具有很重要的现实意义。在本文中提出的双波长红外温度测量技术就是非接触测量方法的一种。

双波长红外辐射测温方法同以往的红外辐射测温方法相比所具有的优点是: 由于采用双波长进行温度测量, 同单波长温度测量相比, 不会受到粒子辐射的影响。而对于单波长红外光谱测温, 由于粒子的辐射量很大, 利用进入到红外探测器表面的辐射通量通过 Planck 辐射定律反算温度时, 需要知道气体的灰度系数, 而粒子的灰度系数和燃烧气体的灰度系数存在着极大的差别。因此, 单波长红外光谱测温技术不太适用于富含粒子的高温气流中。本研究涉及的双波长红外光谱温度测量技术同传统的双波长红外光谱温度测量不同的是, 不需要像传统的探测器那样需要分光器

收稿日期: 2007-07-14; 修回日期: 2008-03-02

基金项目: 国家自然科学基金(10772188)与航空科学基金(2007ZD12008)资助项目

作者简介: 余西龙(1971-), 男, 副研究员, 研究方向为高焓流动与光谱诊断技术

件,减少了因安装多个光学器件所带来的不便和系统误差。

1 羽流温度的红外发射光谱测量原理

一般,利用辐射测量温度的基本原理基于 Planck 定律。Planck 表示的单体辐射强度公式为

$$J_{\lambda}^{bb}(T) = \frac{C_1}{\lambda^5 \left\{ \exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right\}} \quad (1)$$

式中 λ 为波长; T 为温度; C_1 和 C_2 为常数。

基于灰气体假设的气体单体辐射率则可以表示为

$$J_{\lambda}(T) = \varepsilon J_{\lambda}^{bb}(T) \quad (2)$$

式中 ε 为气体的灰度系数。

一般地,利用辐射测量温度有 2 种方法:

a) 绝对强度法: 测量全波段内的辐射计或者一定波长的辐射,通过 Planck 定律或者 Stefan-Boltzmann 定律获得温度;

b) 相对强度法: 通过 2 个波段内辐射通量的比值获得温度的大小(必须考虑选择波长和波长间隔)。

对于羽流这种高温气体流动,我们设计的辐射温度计应该满足以下要求:

a) 低的噪声和快速响应: 因为发动机的点火延迟在几十毫秒的量级。因此,辐射温度计的响应时间不大于 1 ms。否则,无法捕捉到点火的动态过程。

b) 能够抵抗恶劣的环境。

c) 温度计的探测空间尽可能小,希望有较高的空间分辨率。因此,要求在光学系统设计上必须考虑这一点。

d) 较长的工作寿命和低廉成本。

e) 正确的光谱响应。

对于一般利用燃烧释放热量,燃烧温度在 1 000~3 000 K 之间。按照维恩位移定律计算,3 000 K 的黑体辐射峰值波长为 960 nm,1 000 K 的辐射峰值波长为 2 880 nm。如果采用相对强度法测量燃烧温度,考虑到探测器应该有足够的信号强度输出和信噪比(SNR),选择的波长范围应该在近红外到中红外之间。选择相对强度法测量温度还具有一个优点是:它将测量 2 个不同波长的辐射密度。这 2 个检波器信号的比例再现温度的比例关系。由于中间介质如蒸气、灰尘或则颗粒等在高温计的辐射内,或发射率的变动至一定的范围内,这 2 条线路不显示信号变动,但单光谱高温计将马上显示此变动。因此,一般地利用相对强度法的高温计优先用于辐射干扰较严重的场合,尤其适合于固体火箭发动机羽流这种含有粒子的流动温度

测量。

2 光学辐射温度计的基本结构

通过详细研究,设计了一种基于双波长探测器的光学辐射温度计。这种探测器的基本结构以及敏感单元光谱响应特征曲线如图 1 所示。它是一个三明治的夹层结构,上面的一层材料为透明的半导体 Si,直径为 2 mm 的圆形,下面的一个材料为 Ge,直径为 0.8 mm 的圆形。使用这种探测器的一个基本优点在于,由于硅和锗探测器安装在同样的位置上,因此,不需要使用额外的光学元件(如分束器等)。我们所使用的探测器的响应时间为纳秒量级,因此,这种类型的探测器很适合于进行快速的动态测量,如爆炸、激波和非稳定燃烧等。由于设计的温度计采用相对强度法测量,因此,不受气流中粒子辐射的影响。该温度计适合应用于火箭发动机试验相对恶劣的环境。

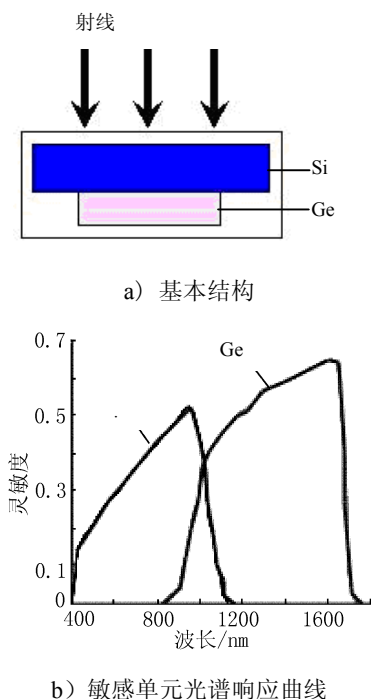


图 1 双波长探测器

利用黑体辐射公式,辐射热流之比 θ 定义为

$$\theta(T) = \frac{\int_{\lambda_2}^{\lambda_1} \tau_{Ge}(\lambda) J_{\lambda}(T) d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \tau_{Si}(\lambda) J_{\lambda}(T) d\lambda} \quad (3)$$

式中 τ_{Ge} , τ_{Si} 分别为探测器对波长的响应函数。

将黑体辐射公式中的常数和图 1 中所给的响应关

系曲线带入式 (3), 获得了辐射热流比同温度的依赖关系, 见图 2。

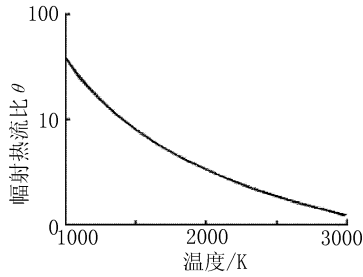


图 2 辐射热流比和温度的依赖关系

根据计算结果拟合的近似公式为

$$T \approx 2\ 650 \times \theta^{-0.583} + 700 \quad (4)$$

最后设计的辐射温度计实物如图 3 所示。它主要由光学收集系统(透镜)、光纤和温度计本体组成。2 个敏感单元的输出信号由高频响应的记忆示波器记录。

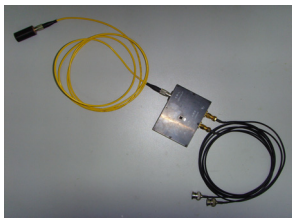


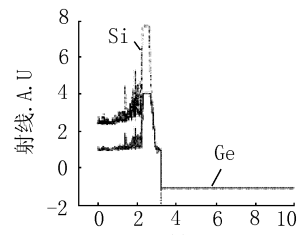
图 3 光学辐射高温计

在使用辐射温度计以前, 还利用标准黑体进行了标定。通过改变标准黑体的温度, 测量敏感单元的输出, 获得的曲线和图 1b) 曲线吻合得很好。利用脉宽为 10 ns 的 Nd:YAG 激光器(波长为 1 064 nm 和 532 nm) 进行标定来确认温度计的响应时间。

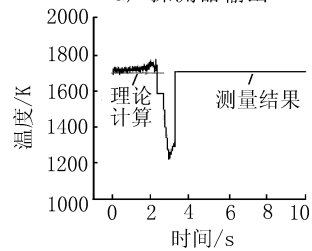
3 实验结果

目前, 所设计的辐射光学高温计已经初步应用于火箭发动机羽流的温度测量中。图 4 分别给出了某型号火箭发动机羽流的辐射曲线(见图 4a)以及测量所获得温度曲线(见图 4b)。图 4a) 为记录的探测器的输出曲线。在图 4a) 中, 由于当时实验时采用手动触发记忆示波器 TDS2014B (频响 100 MHz)。因此, 只获得了实验时间内的部分辐射信号。当图 4a) 所示的时间

大于 2 s 时, 传感器处于饱和状态, 后面的辐射信号迅速变大, 然后再迅速减小。因为在试验后期, 火焰回缩导致信号变大, 信号的迅速减小则是因为熄火时的温度迅速降低。实验结果和数值计算结果大致相差在 50 K 左右。因此, 结果和数值计算结果是一致的。注意到在图 4a), 信号衰减为负值, 造成这种现象的主要原因是探测器和记录仪器连线过长, 约为 40 m, 而且输出的通道内 2 根线没有采用专门的屏蔽线, 导致线线之间感生电容过大所引起。



a) 探测器输出



b) 温度曲线和数值计算结果

图 4 光学辐射高温计的初步羽流测量结果

4 结论

设计了一种新型的双波长辐射光学高温计, 测量的温度范围在 1 000~3 000 K 之间。初步应用于火箭发动机羽流温度测量, 实验结果和数值计算结果相差在 50 K 以内。该结果表明, 所设计的光学辐射温度计可以应用于火箭发动机的羽流温度测量。

参 考 文 献

[1] Medvedev Sergei P. Complete solution for optical temperature measurements in the field of explosion phenomena[R]. SPIE0277-786, 2001.

[2] Book A, Braun M. 非接触温度测量——红外高温计的测量原理、选择标准和运用实例[J]. 仪表技术与传感器, 1997 (10): 46-48.

[3] 罗森诺 W. M. 传热学基础手册[M]. 齐欣, 译, 周晓青, 校. 北京: 科学出版社, 1992.