

多目标多光谱辐射高速高温计的研制

萧 鹏, 戴景民, 王青伟

哈尔滨工业大学自动化测试与控制系, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘 要 固体火箭羽焰是一种特殊的火焰, 固体火箭发动机喷管羽流沿径向和轴向的温度是研究固体推进剂燃烧状况和发动机燃烧流场的基本参数。针对固体火箭发动机尾喷焰温度及其空间分布测量的需要, 继1999年采用多光谱辐射测温方法和技术实现航天某型号固体火箭发动机测量后, 研制了新型的多目标多光谱辐射高速高温计用于固体火箭发动机地面搭载试验。仪器使用组合棱镜和光电二极管阵列实现目标 $0.4 \sim 1.1 \mu\text{m}$ 光谱的热辐射测量, 在主光路设计中首次使用光纤技术, 实现一台仪器同时测量空间分布6个目标点的温度和发射率, 每个点的空间位置由光阑上的通光孔精确定义, 且每个目标测点均有8个工作光谱, 研制的同步高速数据采集系统完成48个测量通道的数据同步时间小于 10 ns 。

关键词 固体火箭发动机; 羽焰温度; 多光谱辐射测温; 发射率; 高温测量

中图分类号: TK311 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3964/j.issn.1000-0593(2008)11-2730-05

引 言

推进剂的火焰温度是表征固体火箭发动机燃烧的重要参数。对于各种战术、战略武器发射平台的设计来说, 发动机燃气流的火焰温度直接影响着设计的指标和达到设计指标的途径^[1,2]。

20世纪90年代, 随着燃烧研究的深入和温度测量及其相关技术的不断发展, 非接触测温法的火焰温度测量技术开始由实验室走向工业现场, 从一般工业现场走向航空航天领域^[3-6]。但火箭发动机地面试车时产生的机械震动, 喷管燃气振荡产生的冲击波和燃烧振荡产生的声场, 以及电磁干扰和粉尘污染, 造成测量仪器的工作环境恶化, 不能在试车现场恶劣的环境下正常工作。

1999年, 哈尔滨工业大学采用多光谱辐射测温技术应用于地面搭载试验中, 实现了对航天某型号固体火箭发动机羽焰温度及其分布的测量^[7-9]。在前期工作的基础上, 通过总结原型成功经验和分析问题, 与目前高速进步的计算机技术相结合, 最近研制了新型的多目标多光谱高速辐射高温计。与原型相比较, 不仅分辨率高、响应速度快、测温范围宽, 而且在设计理念和结构上创新, 使其更适用于火箭发动机地面搭载试验, 完成固体火箭发动机尾喷焰温度及其一定空间分布的测量任务。仪器的技术指标为: 温度范围 $1500 \sim 3000 \text{ K}$; 标定精度优于 0.5% ; 测量精度优于 3% ; 测量距

离 $3 \sim 20 \text{ m}$; 测量目标尺寸 $\varnothing 4 \text{ mm}$; 6个测量目标点, 每个目标点8个工作光谱, 光谱范围 $0.4 \sim 1.1 \mu\text{m}$; 48个测量通道的采集控制同步小于 10 ns ; 数据处理后结果显示不低于每秒1000点。

1 测量原理

一个卧式固体火箭发动机地面试车系统如图1所示, 在距离发动固定支架的 $6 \sim 8 \text{ m}$ 的两侧安全墙上有用于摄像等用途的观察孔, 研制的多目标多光谱辐射高温计从这里瞄准

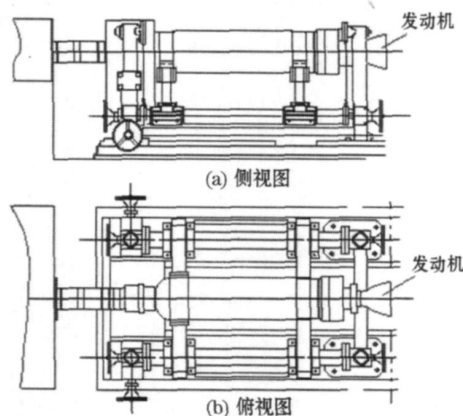


Fig 1 Ground analogue system of solid propellant rocket engine

收稿日期: 2007-06-06, 修订日期: 2007-09-08

基金项目: 国家自然科学基金项目(50336010)资助

作者简介: 萧 鹏, 1972年生, 哈尔滨工业大学自动化测试与控制系讲师

e-mail: rocshore@hit.edu.cn

测量固体火箭发动机羽焰温度^[10]。

如果多光谱辐射高温计有 n 个通道, 则第 i 个通道的输出信号 V_i 可表示为

$$V_i = A_i \frac{1}{\int_0^{\lambda_2} \left(e^{\frac{c_2}{i T_s}} - 1 \right) d\lambda} \quad (1)$$

式中 A_i 只与光谱有关而与温度无关的检定常数, 它与该光谱下探测器的光谱响应率、光学元件透过率、几何尺寸以及第一辐射常数 c_1 有关

$$A_i = G_i (e_i) R(e_i) c_1 \quad (2)$$

(e_i) 是光学系统的光谱透过率, $R(e_i)$ 是探测器的光谱响应率, (i, T) 为温度 T 的目标光谱发射率, c_1 和 c_2 为普朗克第一、第二常数, T 为目标真温, T_s 为目标亮温, λ 是带宽。根据有效光谱的概念和用维恩近似公式来代替普朗克定律, (1) 式可表示为

$$V_i = A_i \int_0^{\lambda_2} i^5 e^{\frac{c_2}{i T_s}} d\lambda \quad (3)$$

第 i 个通道测得的亮温 T_s 与目标真温 T 的关系为

$$\frac{1}{T} - \frac{1}{T_s} = \frac{i}{c_2} \ln(i, T) \quad (4)$$

由 (3) 式和 (4) 式有

$$\ln \left(\frac{V_i \int_0^{\lambda_2} i^5}{A_i} \right) = - \frac{c_2}{i T} + \ln(i, T) \quad (5)$$

对于有 n 个通道的多光谱温度计来说, 共有 n 个方程, 却包含 $(n+1)$ 个未知量, 即目标真温 T 和 n 个 (i, T) 。假设光谱发射率随光谱的变化而变化, 可表示为

$$\ln(i, T) = \sum_{j=0}^m a_j i^j, (m = n - 2) \quad (6)$$

(i, T) 可以用含有 $(n-1)$ 个可调参数的光谱函数代替, 将 (6) 式代入式 (5) 式可得

$$\ln \left(\frac{V_i \int_0^{\lambda_2} i^5}{A_i} \right) = - \frac{c_2}{i T} + a_1 i + \dots + a_m i^m + a_0 \quad (7)$$

记 $Y_i = \ln \left(\frac{V_i \int_0^{\lambda_2} i^5}{A_i} \right)$, $a_{m+1} = - \frac{c_2}{T}$, $X_{m+1, i} = \frac{1}{i}$, $X_{1, i} = i$, \dots , $X_{m, i} = i^m$ 则式 (7) 变为

$$Y_i = a_0 + a_1 X_{1, i} + \dots + a_{m+1} X_{m+1, i} \quad (8)$$

由此可用最小二乘的多元回归法求得各项系数, 进而可求得目标真温 T 和光谱发射率 (i, T) ^[11, 12]。

2 辐射高温计

应用多光谱技术测量固体火箭羽焰的温度及其分布, 仪器及其相关测量系统研制是全部研究工作的物理基础。仪器采用模块化设计, 便于后续的扩展和维护; 为适应试车台工作环境, 还要重点考虑抗震、防潮。研制的多目标多光谱辐射高温计与其原型一样使用组合棱镜展开目标热辐射 $0.4 \sim 1.1 \mu\text{m}$ 间的光谱, 但放弃了原来使用离轴设计光学结构^[8], 采用多组紧凑型多光谱辐射高温计实现多目标的测量, 不仅解决了原来目标定位困难问题, 而且可实现曲面上的目标测量。仪器从结构上主要分为两个部分 (如图 2): 目标定位包括光学瞄准头及支架, 分为 3 列固定, 瞄准头可在光学支架上进行上下 300 mm、左右 500 mm 平移连续调整, 且可在

$\pm 30^\circ$ 范围内水平、垂直方向旋转调整。另一部分是信号采集及数据处理, 主要由光学分光系统、探测器、放大电路和同步采样及记录控制系统等构成, 两部分之间使用 15 m 光纤通过传光方式连接^[13]。

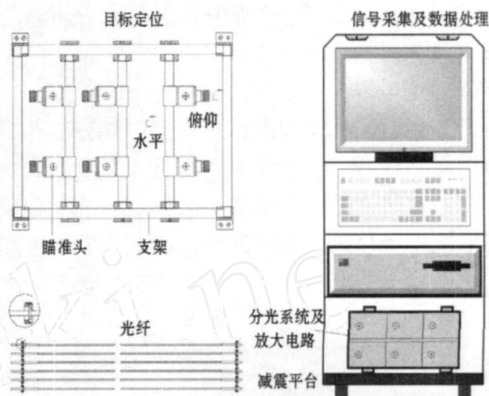


Fig 2 Schematic diagram of apparatus

2.1 光学系统

温度计的基本光学设计如图 3, 由目标点发出的热辐射经主物镜聚焦在分划场镜 FSL 上, 准直物镜分划场镜 FSL 小孔的位置保证了目标点的空间位置, 本文使用近轴分划场镜, 不是原来使用的离轴设计; 取样系统的各光学头之间结构紧凑, 相互距离较小, 瞄准通过 CCD 摄像头来实现, 目标点的空间位置由光阑上的通光孔精确确定; 光纤作为能量传输通道是本设备的一个特色, 直径小并能方便地控制光束口径及成像位置, 完成从取样聚焦系统到远距离分光系统的辐射能量的传输, 可弯曲, 适合在狭小、弯曲的通道及环境温度很高的恶劣环境中工作; 光纤出口位于准直透镜的焦平面上, 准直透镜产生的平行光束经组合棱镜色散, 形成光谱带, 由暗箱物镜聚焦其焦平面上, 成像在探测器的感光面上。

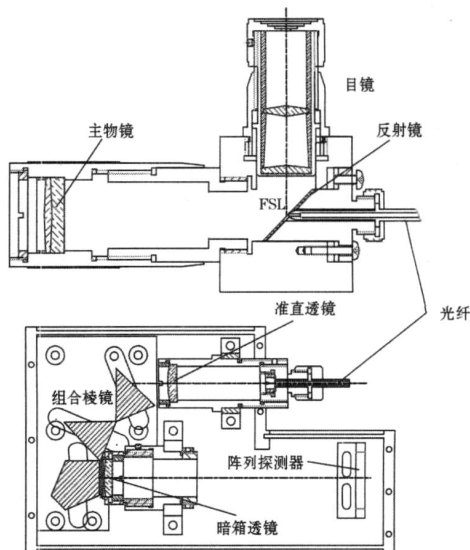


Fig 3 Diagram of the pyrometer optical system

探测器选择硅光电二极管阵列 S4111-16R

(HAMAMASTU), 探测器阵列长 22.9 mm, 每像元宽 0.9 mm, 长 1.45 mm, 中间间隔为 0.1 mm。工作波长范围 0.32 ~ 1.1 μm 内具有较宽的光谱响应带, 峰值波长为 0.96 μm, 线性度较好, 响应速度快, 暗流小, 像元之间影响小。具有 50 色散角的多光谱线覆盖全部探测器阵列, 选取从 0.4 ~ 1.1 μm 依次排列的 8 个工作光谱。

2.2 前置放大电路

为了实现高速测量, 探测器工作于光导模式。为了提高仪器的性能, 对硅光电二极管阵列采用电阻反馈式放大电路, 如图 4。可实时放大, 精度高, 变换灵活, 前置放大线路的时间常数由反馈电阻的阻值 R_f 和反馈电容的电容量 C_f 定义

$$= R_f \cdot C_f \quad (9)$$

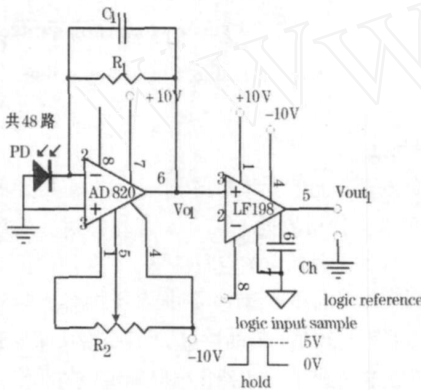


Fig 4 Photodiode amplifier circuit

通常, 反馈电容的电容量 C_f 取 10 pF。反馈电阻值为 100 k, 前置级最慢的响应时间为 1 μs。前置级放大器选用高性能单运放 AD820, 其差分输入阻抗高达 10^{13} , 适合微弱电流的小信号放大, 具有低失调, 低温漂, 高增益, 共模抑制比高及电源电压、直流特性接近于“理想”等特点。

2.3 高速同步数据采集系统

测量信号的同时性对于应用多光谱算法和实现温度变化剧烈的全过程测量是至关重要的。高速同步高速数据采集系统由 3 部分组成: 采样保持器 (LF198) 阵列, 模数转换器 (ADC) 和控制器。控制器发送采样/保持脉冲同时得到 48 路信号, 然后依次选相应的信号并启动模数转换器进行转换。采样保持器的采样保持控制信号通常与 TTL 电平兼容, 即一个 TTL 门可以同时驱动 8 个采样保持器, 要驱动 48 路采样保持器应用 SN74S04 反向器, 采样脉冲上升沿的精度优于 10 ns。模数转换器选择 PCI 接口的电荷重分布逐次逼近型 NI PCF6255, 16 位分辨率, 最高采样速率可达 1.25 Msps, 有 80 路采样通道, 24 个 I/O 口。

3 仪器的标定

辐射温度计的定标可以分为两部分: 波长函数 (PWF) 标定和高温黑体的定点标定。

3.1 波长函数 (PWF) 及有效波长标定

仪器的波长函数的标定采用文献^[14, 15]中方法和实验装

置自动进行。ITS-90 中光谱辐射温度计的半波工作宽度不大于 50 nm, 为消除 MOP 测量中硅光电二极管非平坦谱响应特性的影响, 应用高精度的数字化仪得到探测器谱响应特性曲线上的控制点, 用三次样条函数在控制点间内插得到计算用的硅光电二极管的谱响应特性曲线, 典型的 PWF 曲线如图 5。

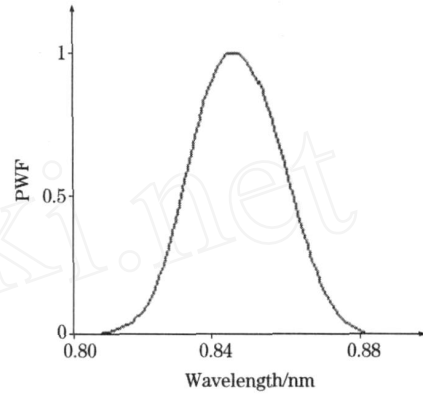


Fig 5 Typical pyrometer wavelength function

多波长测温是同时测量多个单一光谱下的辐射信息, 实际的测温手段不能满足理论所要求的“单色”, 为了把实际的测量与理论公式所要求的单色测量联系起来, 必须引入有效波长的概念^[16, 17]。在标定完仪器的波长函数之后就可以计算平均有效波长。先计算每通道在各温度点下极限有效光谱, 再利用经验公式, 可以计算出平均有效波长。仪器 48 通道的有效波长见表 1。

Table 1 Effective wavelengths of the pyrometer(μm)

光谱	点1	点2	点3	点4	点5	点6
1	0.572	0.574	0.575	0.579	0.574	0.563
2	0.597	0.595	0.598	0.607	0.592	0.590
3	0.622	0.627	0.628	0.637	0.623	0.614
4	0.655	0.656	0.658	0.674	0.654	0.648
5	0.692	0.704	0.702	0.712	0.698	0.682
6	0.751	0.747	0.748	0.776	0.748	0.735
7	0.804	0.823	0.827	0.850	0.826	0.804
8	0.905	0.904	0.923	0.964	0.914	0.919

3.2 高温管式黑体炉定点标定

在 1 500 ~ 3 000 K 温度范围内, 不易实现高精度黑体温度源, 而且做到温度计全部 48 路的全量程的整百分度、甚至更精细的区间标定对能源消耗极大, 时间要求很长, 从而使温度源在整个标定过程中环境扰动的影响变得难以控制^[18]。高温计的标定采用高精度的定点测量结果, 结合高温计波长函数 (PWF) 外推至仪器工作全量程, 实现一点标定。为减小定点标定对测量的影响, 定点温度源不使用 ITS-90 推荐的铜、银或金的凝固点定点炉, 而是使用温度恒定在仪表量程中值的管式黑体炉。

使用参考有效波长的概念和 Wien 近似可得

$$R = \exp(c_2 T_s / e - c_2 T / e) \quad (10)$$

式中 λ_0 为目标波长 λ_e 、温度 T 下的光谱发射率, c_2 为第二普朗克常数。式 10 的微分形式为

$$\frac{dT}{T} = \frac{-T}{c_2} \left(\frac{dR}{R} - \frac{d\lambda}{\lambda} \right) + \frac{T - T_e}{T_e} \frac{d\lambda_e}{\lambda_e} \quad (11)$$

要减小参考有效波长对温度测量的影响, 参考点最好选择在仪器工作的温度区间内。温度为 2 252 K 时各通道的输出信号见表 2, 仪器的定点标定用的高温管式黑体炉有效发射率在 0.99 以上。

Table 2 Fixed-point calibration outputs(mV)

光谱	点 1	点 2	点 3	点 4	点 5	点 6
1	95.63	101.98	90.54	104.68	99.44	94.60
2	108.56	128.31	103.51	135.26	129.74	116.58
3	190.84	214.29	199.15	224.14	217.53	183.74
4	233.65	227.26	245.82	270.87	263.66	200.57
5	481.33	465.44	459.12	471.64	445.01	496.74
6	383.47	375.69	357.78	386.26	393.94	415.16
7	356.86	340.86	336.41	365.10	320.73	354.76
8	319.06	298.56	333.97	337.54	306.67	295.74

对 (11) 式两侧取自然对数并乘以相应的有效波长, 则有

$$e \ln R = e \ln \epsilon + c_2 (1/T_x - 1/T) \quad (12)$$

式中 $R = V/V_0$, T 是目标温度、波长 λ_e 下仪器的输出; V_0 为仪器波长 λ_e 下黑体温度 T_x 时的输出; ϵ 为目标波长 λ_e 、温度 T 时的光谱发射率。当取 $\lambda_e = \lambda_0$ 时, (10) 的测量方程有唯一解 T , 即目标的光谱温度, 这个标定方法也称基于仪器波长函数的一点标定法^[8]。

4 结 论

固体火箭发动机沿羽焰径向和轴向温度分布的测量结果为固体火箭发动机及其相关设计和羽焰流场的远场计算机模拟等提供测量数据, 特别对于我国目前仍以理论计算发动机近喷管出口平面温度为主指导的相关设计, 有着重要的现实意义^[19, 20]。

多目标多光谱辐射高温计通过组合棱镜、光纤和透镜之间的相差补偿得到高像质的测量目标点像, 采用非接触测温法精密测量目标点多光谱的热辐射得到目标温度。高温计的设计不仅在仪器内容纳了 6 台 8 光谱高温计, 更重要的是提供了固体火箭羽焰这一特殊测量对象目标点的定位方法。详细的数据处理方法和测量数据将在后序的文章给出。

参 考 文 献

[1] DAI Jing-min, SUN Xiao-gang (戴景民, 孙晓刚). Theory and Application of Multi-Spectral Radiation Pyrometry (多光谱辐射测温理论与应用). Beijing: Higher Education Press (北京: 高等教育出版社), 2002.

[2] SUN Xiao-gang (孙晓刚). Journal of Infrared and Millimeter Waves (红外与毫米波学报), 2001, 20(2): 151

[3] LI Qi-nan, XU Xiao-xuan, WU Zhong-chen, et al (李奇楠, 徐晓轩, 武中臣, 等). Spectroscopy and Spectral Analysis (光谱学与光谱分析), 2006, 26(12): 2173.

[4] Sun X G, Yuan G B, Dai J M. International Journal of Thermophysics, 2005, 26(4): 1255.

[5] SUN Xiao-gang, YUAN Gui-bin, DAI Jing-min (孙晓刚, 原桂彬, 戴景民). Spectroscopy and Spectral Analysis (光谱学与光谱分析), 2007, 27(2): 213.

[6] XIONG Yu-hong, WEN Zhi-yu, WANG Ming-yan, et al (熊宇虹, 温志渝, 王命延, 等). Spectroscopy and Spectral Analysis (光谱学与光谱分析), 2007, 27(1): 139.

[7] DAI Jing-min, LU Xiao-dong (戴景民, 卢小冬). Journal of Infrared and Millimeter Waves (红外与毫米波学报), 2000, 19(1): 62.

[8] SUN Xiao-gang, DAI Jing-min (孙晓刚, 戴景民). Journal of Infrared and Millimeter Waves (红外与毫米波学报), 2003, 22(2): 141.

[9] Sun Xiaogang, Dai Jingmin. International Journal of Thermophysics, 2002, 23(5): 1293.

[10] Fan Yi, Sun Xiaogang. International Journal of Thermophysics, 2003, 24(3): 849.

[11] Sun Xiaogang. Journal of Harbin Institute of Technology, 1998, 5(3): 36.

[12] Sun Xiaogang, Dai Jingmin. Journal of Harbin Institute of Technology, 2003, 10(1): 108.

[13] LIU Yong, LI Bao-sheng, LIU Yan, et al (刘勇, 李保生, 刘艳, 等). Spectroscopy and Spectral Analysis (光谱学与光谱分析), 2006, 26(10): 1951.

[14] Coppa P, Ruffino G, Spena A. High Temp. High Pressures, 1988, 22: 497.

[15] DAI Jing-min (戴景民). Acta Metrologica Sinica (计量学报), 1999, 20(1): 53.

[16] FU Tai-ran, CHENG Xiao-fang, ZHONG Mao-hua, et al (符泰然, 程晓舫, 钟茂华, 等). Spectroscopy and Spectral Analysis (光谱学与光谱分析), 2006, 26(12): 2166.

[17] SUN Xiao-gang (孙晓刚). Journal of Infrared and Millimeter Waves (红外与毫米波学报), 2001, 20(2): 151.

[18] CONG Da-cheng (丛大成). Journal of Infrared and Millimeter Waves (红外与毫米波学报), 2001, 20(2): 97.

[19] SUN Xiao-gang, DAI Jing-min (孙晓刚, 戴景民). Journal of Infrared and Millimeter Waves (红外与毫米波学报), 1998, 17(3): 221.

[20] Dai Jingmin, Fan Yi, Chu Zaixiang. International Journal of Thermophysics, 2002, 23(5): 1401.

Development of Multi-Target Multi-Spectral High-Speed Pyrometer

XIAO Peng, DAI Jing-min, WANG Qing-wei

Department of Automation Measurement and Control, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract The plume temperature of a solid propellant rocket engine (SPRE) is a fundamental parameter in denoting combustion status. It is necessary to measure the temperature along both the axis and the radius of the engine. In order to measure the plume temperature distribution of a solid propellant rocket engine, the multi-spectral thermometry has been approved. Previously the pyrometer was developed in the Harbin Institute of Technology of China in 1999, which completed the measurement of SPRE plume temperature and its distribution with multi-spectral technique in aerospace model development for the first time. Following this experience, a new type of multi-target multi-spectral high-speed pyrometer used in the ground experiments of SPRE plume temperature measurement was developed. The main features of the instrument include the use of a dispersing prism and a photodiode array to cover the entire spectral band of 0.4 to 1.1 μm . The optic fibers are used in order to collect and transmit the thermal radiation fluxes. The instrument can measure simultaneously the temperature and emissivity of eight spectra for six uniformly distributed points on the target surface, which are well defined by the hole on the field stop lens. A specially designed S/H (Sample/ Hold) circuit, with 48 sample and hold units that were triggered with a signal, measures the multi-spectral and multi-target outputs. It can sample 48 signals with a less than 10ns time difference which is most important for the temperature calculation.

Keywords Solid propellant rocket engine; Plume temperature; Multi-spectral thermometry; Emissivity; High temperature measurement

(Received Jun. 6, 2007; accepted Sep. 8, 2007)