

一种测量固体火箭发动机羽焰温度的数据 处理方法研究*

孙晓刚 戴景民 王雪峰 褚载祥

(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 针对连续测量固体火箭发动机羽焰温度的特点, 提出了一种新的发射率假设模型, 并在此基础上提出了一种新的多波长高温计的数据处理方法, 即通过处理两个不同时刻多波长高温计的测量数据, 由计算可同时获知两个时刻的真温及光谱发射率. 实验结果表明, 其真温计算值与火箭发动机设计者提供的理论值之差在 $\pm 20\text{K}$ 以内, 说明该方法是解决固体火箭发动机羽焰温度测量的可行性方法.

关键词 固体火箭发动机, 羽焰温度, 多光谱测温, 真温, 发射率.

RESEARCH ON THE DATA PROCESSING METHOD OF SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE PLUME TEMPERATURE*

SUN Xiao-Gang DAI Jing-Min WANG Xue-Feng CHU Zai-Xiang

(Dept. of Automation Measurement & Control, Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang 150001, China)

Abstract Considering the characteristics of the plume temperature measurement of solid propellant rocket engine, a new emissivity assumption was presented. Based on the assumption, a new data processing method of the multiwavelength pyrometer was introduced. By processing the measured data of the multiwavelength pyrometer at two different time, the true temperatures and spectral emissivities at two different time can be simultaneously calculated. The experimental results show that the temperature differences between the calculated values and the theoretical ones provided by the rocket engine designer are within $\pm 20\text{K}$. The above-mentioned method is a practical data processing method of solid propellant rocket engine plume temperature.

Key words solid propellant rocket engine, plume temperature, multispectral thermometry, true temperature, emissivity.

引言

固体火箭发动机羽焰温度测量是极为重要的研究课题, 了解其温度分布对于研究发动机内燃烧流场特性有其重要的价值, 它既可用于解释燃烧过程中中间产物的形成, 增进对火焰传播机理的进一步理解; 也可作为验证羽焰流场计算机建模正确与否的重要证据, 同时还对羽焰流场远场建模有着重要的指导意义^[1].

本文针对连续测量固体火箭发动机羽焰温度的特点, 提出了一种新的发射率假设模型, 并在此基础上又提出一种新的多波长高温计的数据处理方法, 已

成功地用于固体火箭发动机羽焰温度的数据处理中.

1 地面搭载试验

地面搭载试验时多波长高温计和发动机的位置关系如图1所示. 测量点离发动机喷管出口平面约3~5cm. 测量点选择靠近喷管出口平面是为了能使测量结果和理论绝热计算结果作比较. 搭载试验时间为20s, 记录时刻为25s.

2 基本原理

多光谱测温法是利用多个光谱下的物体辐射亮度测量信息, 经过数据处理得到物体的真实温度及

* 国家自然科学基金(批准号69777020)资助项目
稿件收到日期2002-03-01, 修改稿收到日期2002-09-06

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (No. 69777020)
Received 2002-03-01, revised 2002-09-06

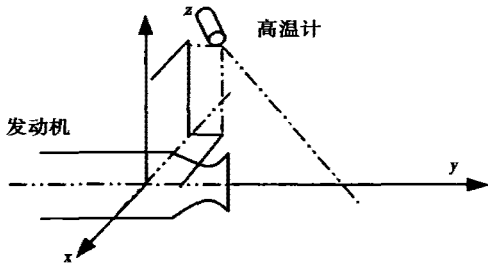


图1 高温计和发动机的位置关系
Fig.1 The positions of the pyrometer and the engine

光谱发射率. 由普朗克定律可知, 对于有 n 个通道的多波长温度计来说, 共有 n 个方程, 却包含 $(n+1)$ 个未知量, 即目标真温 T 和 n 个光谱发射率 $\varepsilon(\lambda_i, T)$, 因此, 必须假设光谱发射率与波长之间存在着某种函数关系, 否则方程组无解. 在多光谱辐射测温领域常假设光谱发射率随波长的变化而变化, 其中一个常用的假设方程为

$$\ln \varepsilon(\lambda, T) = a + b\lambda, \quad (1)$$

基于上述假设方程, 可通过最小二乘法计算出目标真温及光谱发射率. 当被测目标光谱发射率随波长变化的真实情形与假设方程相符时, 通过计算得到的真温及发射率数据相当精确; 但当二者不相符时, 得到的计算结果偏差很大^[2].

通过分析, 我们确认固体火箭发动机羽焰的光谱发射率随温度的变化而变化是客观存在的, 考虑到在 $0.574 \sim 0.914 \mu\text{m}$ 很窄的波段范围内以及 5ms 为一个测量周期很快的时间内连续测量, 我们假设固体火箭发动机羽焰的光谱发射率在所选定的波长处与温度有近似相同的线性关系

$$\varepsilon_i = \varepsilon_{i0} [1 + k(T - T_0)], \quad (2)$$

式(2)中 ε_{i0} 是波长为 λ_i 、温度为 T_0 时的光谱发射率, T_0 为某个初始温度.

算法原理如下: (1) 通过第 1 个时刻各测量通道的输出值以及第 1 个时刻温度的估计值, 由计算获知第 1 个时刻的各光谱发射率的估计值. (2) 使第 1 个时刻通过计算获得的各光谱发射率的估计值在某一范围内变化. (3) 通过假设方程式(2)可获知第 2 个时刻各光谱发射率的计算值. (4) 对于第 2 个时刻不同组的光谱发射率, 可以计算出不同组各波长的真实温度. 当其中某一组各波长的真实温度的方差最小时, 即为所求的第 2 个时刻的真实温度. 因为只有当假设方程式(2)与被测目标的真实情形相接近或一致时, 各波长真实温度的计算值才

会趋近于同一数值. (5) 进而可获知第 2 个时刻各光谱发射率, 第 1 个时刻各光谱发射率以及第 1 个时刻的真实温度. 其算法详细介绍如下:

如果多波长温度计有 n 个通道, 则第 i 个通道的输出信号 V_i 可表示为

$$V_i = A_i \cdot \varepsilon_i \cdot \lambda_i^{-5} \cdot \exp\left(-\frac{c_2}{\lambda_i T}\right), \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

式(3)中 A_i 是只与波长有关而与温度无关的检定常数, 它与该波长下探测器的光谱响应率、光学元件透过率、几何尺寸及第一辐射常数有关.

在某定点黑体参考温度 T_R 下, 第 i 个通道的输出信号 V_{iR}

$$V_{iR} = A_i \cdot \lambda_i^{-5} \cdot \exp\left(-\frac{c_2}{\lambda_i T_R}\right), \quad \text{此时 } \varepsilon_i = 1.0 \quad (4)$$

由式(3)和式(4)可得

$$\frac{V_i}{V_{iR}} = \varepsilon_i \cdot \exp\left(-\frac{c_2}{\lambda_i T}\right) \cdot \exp\left(\frac{c_2}{\lambda_i T_R}\right). \quad (5)$$

记 V_{i1} 为第 1 个时刻、第 i 个通道的输出信号, T_0 为第 1 个时刻温度的估计值, 则第 1 个时刻、第 i 个波长处发射率的估计值 ε_{i0} 为

$$\varepsilon_{i0} = \frac{V_{i1}}{V_{iR}} \cdot \exp\left(\frac{c_2}{\lambda_i T_0}\right) \cdot \exp\left(-\frac{c_2}{\lambda_i T_R}\right). \quad (6)$$

选择 $\varepsilon > 0, \eta > 0, M > 0, \varepsilon_{i1} \in (\varepsilon_{i0} - \varepsilon, \varepsilon_{i0} + \varepsilon), k \in (-\eta, \eta), T \in (T_0 - M, T_0 + M)$, 则第 2 个时刻温度为 T 时的发射率模型为

$$\varepsilon_i = \varepsilon_{i1} [1 + k(T - T_0)]. \quad (7)$$

由于对不同的 i 可求出不同的 T , 故用 T_{i2} 表示第 2 个时刻 λ_i 处的计算温度值, 则由式(5)可得

$$T_{i2} = \frac{1}{\frac{1}{T_R} + \frac{\lambda_i}{c_2} \ln\left(\frac{\varepsilon_{i1} \cdot V_{iR}}{V_{i2}}\right)}, \quad (8)$$

式(8)中 V_{i2} 为第 2 个时刻第 i 个通道的输出信号.

由式(7)和式(8)可得

$$T_{i2} = \frac{1}{\frac{1}{T_R} + \frac{\lambda_i}{c_2} \ln\left(\frac{\varepsilon_{i1} [1 + k(T_{i2} - T_0)] \cdot V_{iR}}{V_{i2}}\right)}. \quad (9)$$

式(9)是关于 T_{i2} 的方程, 可通过迭代法求解. 此算法建立的准则是 T_{i2} 的方差极小化, 即

$$F_{\min} = \sum_{i=1}^n [T_{i2} - E(T_i)]^2, \quad (10)$$

式中 $E(T_i) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n T_{i2}$.

3 实验结果

在地面搭载试验时使用的多波长高温计为我们自行研制的 8 波长高温计, 高温计的 8 个有效波长

及在定点黑体参考温度 T_R 处 8 个通道的输出信号 V_{iR} 见表 1 所列。

高温计每 5ms 完成一次 8 个通道的信号采集, 整个搭载试验时间为 20s, 为了记录包括点火初始状态以及熄火终了状态的试验全过程, 记录时间为 25s。

为保证此时是燃烧状态, 选用了 6.5s 开始的 12 组连续实测数据, 以便将实验结果与火箭发动机设计者提供的理论绝热计算结果进行比较, 其实测数据值见表 2 所列。

表 1 高温计有效波长及在参考温度处的信号输出
Table 1 The effective wavelengths of the pyrometer and the outputs at the reference temperature

	1	2	3	4	5	6	7	8
$\lambda_i/\mu\text{m}$	0.574	0.592	0.623	0.654	0.698	0.748	0.826	0.914
V_{iR}/mv	39.4	139.7	117.5	363.7	345.0	493.9	320.7	406.7

表 2 实测数据
Table 2 The practical data

测量次数	i	V_i/mv							
		1	2	3	4	5	6	7	8
1		46.3	254.1	165.3	481.5	367.8	495.0	273.7	323.5
2		46.3	254.1	170.2	476.6	372.7	500.0	278.6	328.4
3		46.3	244.2	165.3	471.6	362.8	495.0	268.7	323.5
4		46.3	249.1	170.2	481.5	372.7	509.9	283.6	333.4
5		46.3	249.1	160.3	471.6	362.8	490.1	268.7	318.5
6		46.3	244.2	160.3	461.7	352.9	480.2	253.9	303.7
7		41.3	234.3	155.4	456.8	343.0	465.3	248.9	293.8
8		46.3	244.2	160.3	461.7	352.9	475.2	253.9	298.7
9		41.3	239.2	155.4	461.7	343.0	470.3	253.9	303.7
10		41.3	239.2	155.4	456.8	343.0	470.3	248.9	298.7
11		41.3	234.3	155.4	451.8	333.1	460.4	239.0	293.8
12		41.3	239.2	155.4	456.8	343.0	470.3	248.9	298.7

表 3 实验结果
Table 3 The experimental results

测量次数	T/K	ε_1	ε_2	ε_3	ε_4	ε_5	ε_6	ε_7	ε_8
1	2504.1	0.409	0.649	0.520	0.506	0.425	0.416	0.375	0.369
2	2506.8	0.409	0.649	0.523	0.505	0.426	0.417	0.377	0.370
3	2498.4	0.416	0.634	0.529	0.504	0.427	0.425	0.376	0.377
4	2505.0	0.416	0.636	0.532	0.507	0.429	0.427	0.381	0.380
5	2499.9	0.409	0.647	0.517	0.504	0.424	0.416	0.374	0.367
6	2493.3	0.409	0.644	0.517	0.502	0.422	0.414	0.370	0.364
7	2482.3	0.408	0.629	0.523	0.501	0.422	0.419	0.369	0.367
8	2490.1	0.416	0.634	0.526	0.502	0.424	0.421	0.371	0.369
9	2485.3	0.408	0.631	0.523	0.502	0.422	0.420	0.371	0.371
10	2483.8	0.408	0.631	0.523	0.501	0.422	0.420	0.369	0.369
11	2481.3	0.403	0.640	0.515	0.501	0.417	0.411	0.365	0.361
12	2485.8	0.403	0.643	0.515	0.502	0.419	0.412	0.368	0.362

根据火箭发动机设计者提供的理论绝热计算结果可知, 火箭发动机羽焰温度的范围为 2000 ~ 2600K, 所以初始温度 T_0 选为 2200K。又因为火箭发动机羽焰的主要成分是 Al_2O_3 , 而 Al_2O_3 的光谱发射率不会很高, 所以光谱发射率的搜索范围选为 0.1 ~ 0.65。实验结果见表 3。

4 测量结果精度分析

在固体火箭羽焰温度的测量过程中, 影响测量精度的因素有很多, 如仪器本身的性能和试验安排等。仪器的性能因素包含了杂光影响、探测器、电子电路的稳定性等, 此处采用的 8 波长高温计不但保留了原 35 波长高温计的光学和电子线路的特色设计, 而且仪器壳体采用铸铝工艺, 从根本上杜绝了杂散光从壳体进入仪器光路的可能, 抗杂散光能力较其原型有很大的提高。高性能的探测器和放大线路的使用, 使得仪器本身的精度主要受标定源精度、基于波长函数的一点标定方法和数据采集系统中 ADC 的量化误差影响等。

8 波长高温计定点标定黑体炉发射率大于 0.99, 温度精度在 2K 左右; 文献[3]详细讨论了基于波长函数的一点标定方法误差, 研究表明标定误差数量级与标定源误差相当, 也在 2K 左右。

测量试验中主要存在距离系数的影响, 即在试验瞄准过程中还不存在羽焰对象, 只能以发动机机身或其它参照物做瞄准目标, 实际羽焰由于膨胀, 与仪器之间的测量距离要小于瞄准距离。该影响因素在设计时已得到充分考虑, 羽焰膨胀导致的距离系数变化很小, 不会超过 5%, 按文献[3]中的结论, 由此产生的光谱温度误差低于 1K。

综合标定源误差、标定方法误差和测量距离系数误差, 8 波长高温计的光谱温度测量误差可按如下式考虑

$$\varepsilon_{\text{Total}} = \sqrt{\varepsilon_{\text{src}}^2 + \varepsilon_{\text{cal}}^2 + \varepsilon_{\text{dis}}^2 + \varepsilon_{\text{ADC}}^2} \quad (11)$$

式中 ε_{src} 为温度定点标定源误差, ε_{cal} 表示标定方法误差, ε_{dis} 为距离系数变化产生的误差, ε_{ADC} 为模数转换系统转换误差, 则高温计光谱温度测量精度 $\varepsilon_{\text{Total}} = 0.2\%$ 。

5 结论

本文提出的方法是通过处理两个不同时刻的测量数据来求得固体火箭发动机羽焰的真温及光谱发射率, 该方法对发射率与波长之间的函数关系不做任何限制, 只要求发射率在所选定的波长处与温度有近

似相同的线性关系. 由实验结果可以得出如下结论:

(1) 由火箭发动机设计者提供的搭载试验发动机出口平面羽焰温度理论计算结果为 2490K, 而从搭载试验的测量结果可知, 其羽焰真温计算值与理论值之差在 $\pm 20\text{K}$ 以内, 由此说明本文提出的方法是一种解决固体火箭发动机羽焰温度测量的可行性方法.

(2) 文献[1]的镜像延拓法和文献[4]的神经网络法, 其羽焰真温计算值与理论值之差均为 $\pm 100\text{K}$, 与此两种方法相比, 本文提出的方法在精度上有了很大提高.

(3) 本文得到的光谱发射率随波长变化的规律, 与文献[1]的镜像延拓法和文献[4]的神经网络法的结果相一致, 一方面确认了 $0.574 \sim 0.914\mu\text{m}$ 的波段范围内固体火箭发动机羽焰的发射率特性, 另一方面也证明了本文方法的正确性.

REFERENCES

- [1] LU Xiao-Dong. Study of solid propellant rocket engine flume temperature distribution measurement with a multi-point multi-wavelength pyrometer. Ph. D. Thesis, Harbin; Harbin Institute of Technology (卢小冬. 固体火箭发动机羽焰温度场多目标多光谱测量技术研究. 哈尔滨工业大学博士学位论文), 1999
- [2] SUN Xiao-Gang. The theoretical analysis of multi-wavelength pyrometer: check and autosearch for emissivity general expression. *Journal of harbin institute of technology* (孙晓刚. 多波长高温计的理论分析: 发射率模型的自动判别. 哈尔滨工业大学学报) 1998, 5(3): 36—40
- [3] DAI Jing-Min. One point calibration technique of pyrometer on the basis of wavelength function measurement and error checks. *Acta metrologica sinica* (戴景民. 基于波长函数的辐射温度计一点标定法及其精度的理论估计与实验验证. 计量学报), 1999, 20(1): 53—58
- [4] SUN Xiao-Gang. Study of the theory and experiment of multispectral thermometry. Ph. D. Thesis, Harbin; Harbin Institute of Technology (孙晓刚. 多光谱测温法的理论及实验研究. 哈尔滨工业大学博士学位论文), 1998