

文章编号: 1006-9941(2015)01-0067-06

## 基于亚历山大效应测量固体火箭发动机燃气温度

胡松启, 陈静, 刘凯, 黄洪勇

(西北工业大学燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西西安 710072)

**摘要:** 介绍了亚历山大效应测温原理, 通过数值仿真研究了发动机尺寸与热损失对燃烧室轴心温度的影响, 组建了基于亚历山大效应的火箭发动机燃气温度测量系统。测量了铝含量为 1%, 9%, 17% 的复合推进剂在 0.1 MPa 下燃气温度、发动机工作压力为 5 MPa 时燃烧室内燃气温度和喷管出口处燃气温度。结果表明: 发动机直径与热损失对燃烧室轴心温度的影响可忽略; 基于亚历山大效应测温法在室压下测得燃气温度分别为 2857, 3109, 3284 K, 理论计算燃气温度分别为 2712, 2891, 3049 K, 即随着铝含量的增加, 实测燃气温度和理论燃气温度都增加; 测得发动机喷管出口燃气温度为 2200 K, 与理论计算的 2278 K 较吻合; 透明玻璃窗在发动机工作过程中受到燃气污染, 导致测得的燃烧室气体温度分别为 2300 K 和 2450 K, 低于理论计算的 3190 K 和 3450 K, 必须进一步改进高温测量系统, 使之能精确测量火箭发动机燃气温度。

**关键词:** 宇航推进理论与工程; 固体火箭发动机; 燃气温度测量; 亚历山大效应; 透明窗发动机; 数值模拟

中图分类号: TJ55; V512

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.01.014

### 1 引言

固体推进剂燃气温度是火箭发动机结构设计、防烧蚀设计和推进剂燃烧机理研究的重要指标参数。目前的测温方法基本上可以分为接触式测温法和非接触式测温法两大类<sup>[1]</sup>。接触式测温法如热电偶法, 其优点是温度测量精度较高, 实验系统相对简便, 但一般用于测量 2200 K 以下的温度。非接触式测温方法可测温度高, 涉及到火焰学、光学、电子学和信息处理等多种学科, 测温技术较复杂。目前非接触式燃气温度测量方法正快速发展, 如红外测温法、拉曼光谱测温法、多光谱测温法和亚历山大效应法等。红外测温法<sup>[2]</sup>主要依靠红外测温原理, 可以大幅度提高红外辐射测温的准确度。李疏芬和张雪松<sup>[3]</sup>在 1997 年应用红外发射吸收法测量了气体火焰的温度, 但测量结果尚未得到充分的验证, 结果的精确度有待检测。拉曼光谱测温法根据入射光源的不同形式又分为自发拉曼散射和受激拉曼散射。由于自发拉曼散射的信号微弱和非相干性, 对于许多具有光亮背景和荧光干扰的实际体

系, 它的应用受到一定的限制。与自发拉曼光谱相比, 受激拉曼散射能大幅度提高测量的信噪比, 常用的方法是相干反斯托克斯拉曼散射 (CARS)<sup>[4]</sup>。美国学者利用 CARS 法测量不同环境下燃气温度, 如内燃机的汽缸里、激波管内、喷气发动机的后燃排气流场以及航天飞机燃料预燃室中的温度测量<sup>[5]</sup>。多光谱辐射测温法 (Multispectral Radiation Thermometry) 是 20 世纪 70 年代末才发展起来的可同时测量目标真实温度及材料光谱发射率的非接触测温方法, 也可作为多参数动态热物性测试的重要手段, 用以测量试样的发射率、熔点、比热、热膨胀等<sup>[6]</sup>。Kang H W 等人<sup>[7]</sup>采用多光谱测温法研究表面氧化效果对氧化铝温度预测的影响, 但该方法必须要假设发射率与波长之间的函数关系, 否则无法求解。基于亚历山大效应燃气温度测量法近几年获得快速发展, “亚历山大效应”指的是当宝石在日光下和白炽灯光下转换时产生的显著变色现象, 此方法可用于精确测量 1000 ~ 10000 K 的高温<sup>[8-10]</sup>, 可以直接测量 4000 K 以上高温。Shinichi I 等<sup>[11]</sup>建立了一个基于亚历山大效应的系统进行雷达光源的可行性研究。这个系统包括一个激光二极管, 该二极管作为短脉冲光源被放大, 亚历山大激光再生放大器作为前置放大器, 以及两阶段双通功率放大器。通过这个系统, 已获得以 10 Hz 重复频率输出 60 mJ 的能量。Wang P J 等<sup>[12]</sup>利用亚历山大测温仪直接测

收稿日期: 2013-11-19; 修回日期: 2014-10-08

基金项目: 国防技术基础科研 (J032012B011) 和上海航天科技创新基金 (SAST201266)

作者简介: 胡松启 (1976-), 男, 副教授, 主要从事固体推进剂及燃烧研究。e-mail: pinecore@nwpu.edu.cn

量从氩等离子体射流出的 100 kW 的直流等离子火焰, 等离子体的直接测量温度为  $(11178 \pm 382)$  K。通过使用频谱校正功能来删除谱线和纠正其底层相对光谱功率分布的频谱, 由亚历山大测温仪校正相对连续的光谱功率分布, 从而计算出温度为  $(10106 \pm 345)$  K。徐萍<sup>[13]</sup>建立了基于亚历山大效应的光谱高温仪光谱测量模型, 提出了 3000 °C 以下温度范围的光谱高温仪的校正方法, 以及 3000 °C 以上的光谱高温仪校正思路。

目前, 国内外基于亚历山大效应测温法的研究主要集中于压力山大效应的原理以及测温仪的校正方法分析, 本研建基于亚历山大效应的燃气温度测量系统, 对多种固体推进剂的燃气温度进行测量, 并通过数值模拟分析发动机尺寸及热损失对轴线温度的影响。

## 2 亚历山大效应测温原理

当不同光源的温度一致时, 辐射体的光穿过宝石显现出的色彩也相同。不同温度下的色彩是由色彩空间中的色彩角表示的。亚历山大色彩角在 2856 K 接近 335°, 为红紫色色调, 在 6500 K 时为 162°, 为蓝绿色色调, 色调是 CIELAB 色彩空间中色彩角  $h_{ab}$  的函数。

$$h_{ab} = \tan^{-1} \left( \frac{b^*}{a^*} \right) \quad (1)$$

式中,  $a^*$  与  $b^*$  是 CIELAB 色彩空间中的两个坐标,  $a^*$  代表红色,  $b^*$  代表黄色。在大多数温度测量应用中, 温度与色彩角之间的关系可以用一个达到色彩角六次幂的多项式函数<sup>[9]</sup>来确定:

$$T = k_0 + k_1 h + k_2 h^2 + k_3 h^3 + k_4 h^4 + k_5 h^5 + k_6 h^6 \quad (2)$$

式中,  $h$  表示 CIELAB 色彩空间中的色彩角, (°);  $T$  为测量温度, K;  $k_0, k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6$  为系数。

基于亚历山大效应测温原理如图 1 所示, 光谱高温计通过亚历山大过滤器测量热等离子枪的光谱分布, 通过计算色彩角来测定温度。

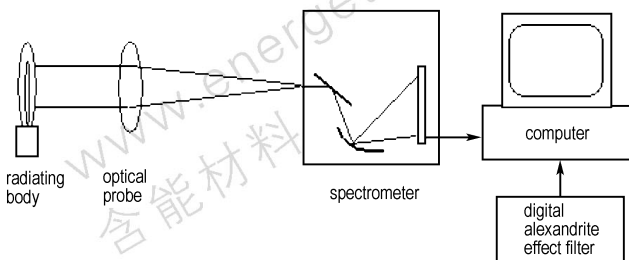


图 1 亚历山大效应测温原理

Fig. 1 Principle of temperature measurement utilizing Alexandrite effect

基于亚历山大效应测量的是通道火焰的最高温度<sup>[10]</sup>, 此最高温度是色彩角的函数。色彩角是对所有已测范围内的波长进行处理得到。亚历山大宝石效应的色彩角只取决于辐射体的最高温度, 而与该辐射体的光谱功率分布无关。

## 3 发动机尺寸及散热效应对轴线温度的影响分析

在基于亚历山大效应的测温实验中, 被测量发动机为小型缩比发动机。测温过程中, 基于亚历山大效应的温度测量系统所测得的温度是整个被测通道内最高温度, 即燃烧室轴心部位的温度。燃烧室内温度损失主要是由散热引起, 而散热损失的大小与发动机结构形式有关。为验证不同直径发动机以及散热损失对燃烧室轴心温度的影响, 对发动机进行内流场数值模拟, 获得各工况下燃烧室轴线温度的分布情况。

### 3.1 物理模型与边界条件

对两种直径不同的火箭发动机模型进行数值仿真, 研究不同直径发动机轴线温度变化情况。其结构尺寸如图 2 所示。流场计算中假定燃气为理想气体, 燃气的导热系数为  $0.124 \text{ W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$ , 比热为  $1877 \text{ J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$ , 粘性系数为  $4.7 \times 10^{-4} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 。壁面材料是 45# 钢, 其导热系数为  $50 \text{ W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$ , 密度为  $7800 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ , 比热  $465 \text{ J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$ 。

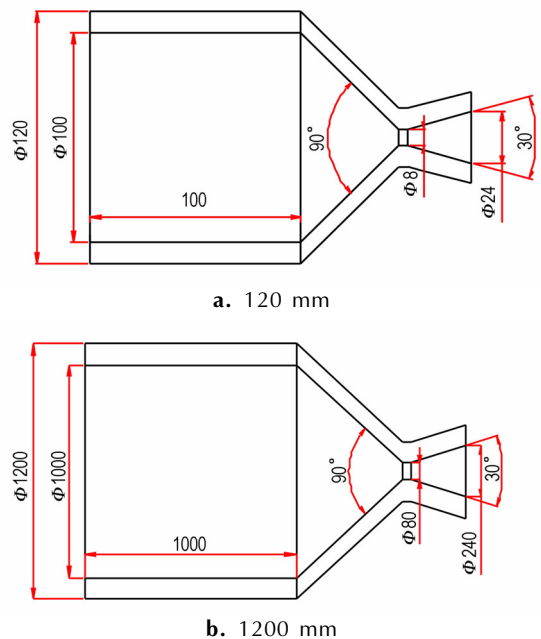


图 2 两种发动机结构尺寸

Fig. 2 Dimension of two motor structure

根据需要描述问题的类型, 给定如下的边界条件

进行数值模拟。

(1) 入口边界条件: 采用压力入口 (pressure-inlet), 设定燃烧室入口总压为 5 MPa, 表压 4.9 MPa, 总温 3500 K。

(2) 出口边界条件: 喷管出口边界条件采用压力出口 (pressure-outlet), 喷管出口表压为 0.1 MPa, 温度为 300 K。

(3) 壁面边界条件: 在考虑绝热的情况下, 采用无滑移壁面。在考虑热损失的情况下, 添加壳体壁面, 壁面厚度为 10 mm, 对于气固接触的壁面, 采用耦合边界, 速度取无滑移条件。

### 3.2 计算结果分析

壁面绝热条件下直径为 120 mm 发动机温度分布如图 3 所示。从模拟结果中可以发现, 燃烧室的温度基本为定值, 约为 3450 K, 喷管扩张段存在温度梯度, 燃气温度逐渐降低, 高温燃气的内能转化为发动机工作所需的动能。从图 3 中可以更加明显地看出温度分布梯度。

存在热损失条件下两种直径发动机 2 s 时温度分布如图 4 所示。从图 4 中可以发现, 发动机工作 2 s 后, 壳体温度逐渐增加。直径为 120 mm 的发动机壁面温度梯度更明显。两种直径发动机的燃烧室内温度分布没有明显变化, 燃烧室轴心处的温度也没有明显

的变化, 约为 3500 K, 说明在测量温度时, 透明窗的位置对测温结果没有决定性的影响。

不同时刻发动机轴心温度位置如图 5 所示。

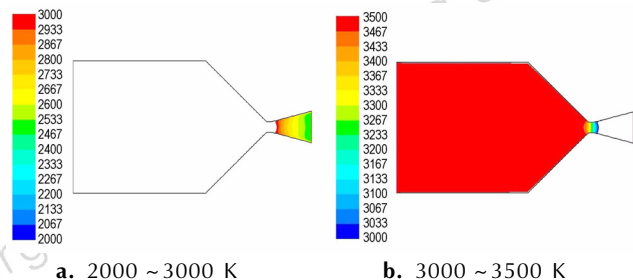


图 3 绝热条件下直径为 120 mm 发动机温度分布云图

Fig. 3 Temperature contours of the motor with diameter of 120 mm under adiabatic condition

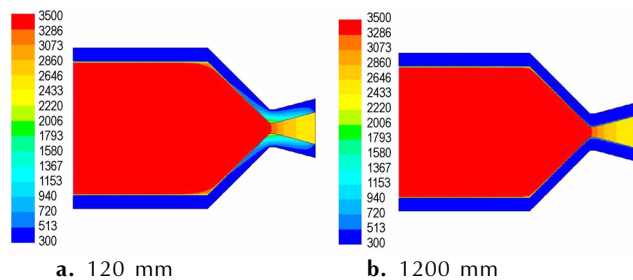


图 4 2 s 时存在热损失条件下发动机温度分布图

Fig. 4 Temperature contours of two motor under conditions of heat loss at 2 s

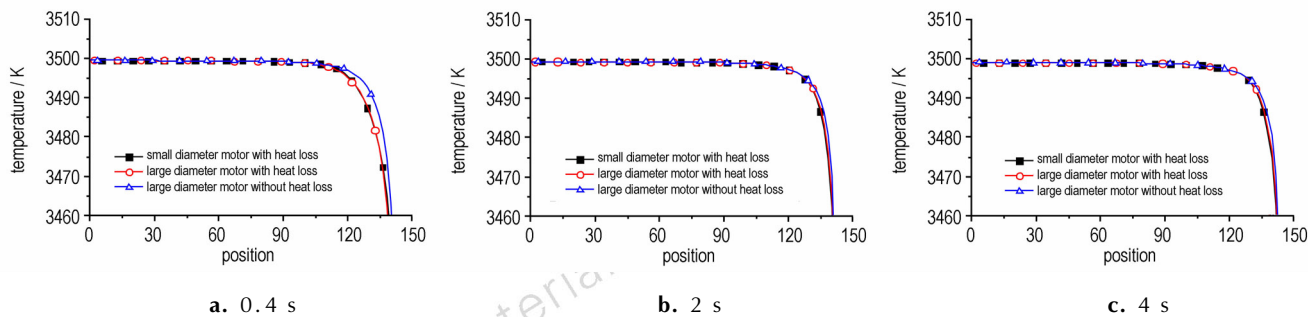


图 5 不同时刻发动机轴心温度位置

Fig. 5 Location of motor axial temperature at different time

从图 5 中可以看出: 大直径发动机处于绝热条件下, 其燃烧室轴心处温度都为 3499.5 K, 大直径发动机处于热损失条件下, 其燃烧室轴心处温度都为 3498.4 K, 可见散热损失只影响靠近壁面处流场温度, 对于轴心处温度影响很小。这两种条件下喷管轴心处的温度略有差异, 但差异并不明显; 在热损失条件下, 对于不同直径的发动机, 虽然直径不同, 但发动机燃烧室温度分布都比较均匀, 而小直径发动机燃烧室轴心处的温度为 3498.1 K, 与大直径发动机轴心温

度相差仅 0.3 K, 可见发动机直径和热损失对燃烧室轴心处的温度影响可以忽略, 即不同直径发动机尽管有散热损失, 但其轴心温度基本相等, 因此可以用小发动机测试结果表征大发动机燃烧室内燃气温度。

## 4 燃气温度测试及分析

### 4.1 实验系统及方案

图 6 为亚历山大效应测温系统图, 燃气温度测试

系统由火箭发动机、光学采集系统、数据分析系统组成。火箭发动机产生的高温燃气为系统的测量对象。发动机燃烧室壳体开设有透明窗,光学采集系统通过透明窗采集燃烧室内的高温燃气辐射光谱,光学系统采集信息后将信息传输到数据分析系统中,通过计算得到燃气温度。

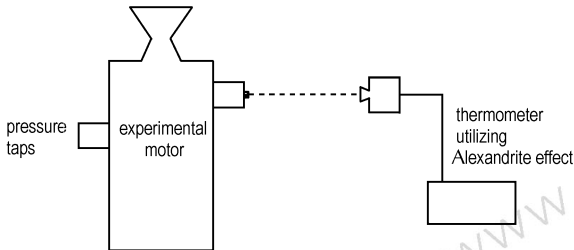


图6 亚历山大效应测温系统

Fig.6 Temperature measurement system utilizing Alexandrite effect

研究采用了三种复合推进剂。具体配方见表1,推进剂理论燃气温度采用最小吉布斯自由能法<sup>[14-15]</sup>,通过热力计算得到。

分别计算了大气中,燃烧室内和喷管出口处燃气温度。在进行发动机喷管出口燃气温度理论计算和实际测量时,喷管面积扩张比皆为9。

表1 推进剂配方及理论燃气温度

Table 1 Propellant formulations and theoretical combustion gas temperature obtained by minimization of Gibbs free energy

No.	mass fraction/%			theoretical combustion temperature/K		
	HTPB	AP	Al	0.1 MPa (atmosphere)	5 MPa (combustion chamber)	5 MPa (nozzle exit)
P1	14	85	1	2712	2953	1736
P2	14	77	9	2891	3190	2069
P3	14	69	17	3049	3450	2278

## 4.2 实验结果与分析

### 4.2.1 0.1 MPa 燃气温度测量结果及分析

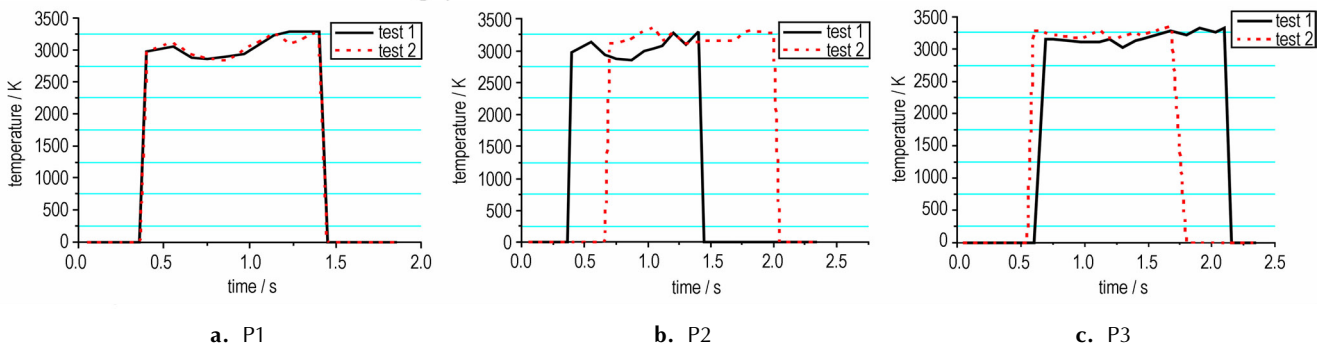


图7 三种推进剂 0.1 MPa 下燃气温度曲线

Fig.7 Combustion gas temperature curves of three propellants at 0.1 MPa

测试 P1, P2, P3 三种推进剂药条在 0.1 MPa 下的燃气温度,每种药条测试两次,结果如图7所示,与理论计算结果对比见表2。

表2 三种推进剂 0.1 MPa 下理论燃气温度与实测温度对比  
Table 2 Combustion gas temperature of three propellants at 0.1 MPa obtained experimentally and theoretically

No.	Al/%	T/K	
		theoretical	experimental
P1	1	2712	2857
P2	9	2891	3109
P3	17	3049	3284

由图7与表2可知:整体上,三种推进剂实测燃气温度都略高于理论计算燃气温度,但是变化趋势都一致:随着铝含量的增加,实测燃气温度和理论燃气温度增加。考虑到采用热力计算的方法计算 0.1 MPa 下推进剂燃气温度存在一定误差,故认为实测温度合理。当然后续工作还需采用标准温度源对基于亚历山大效应测温系统进行校正。

### 4.2.2 燃烧室内燃气温度测量结果及分析

将推进剂 P2 和 P3 在发动机内点燃,通过调节喷管喉径尺寸控制其燃烧室工作压强皆为 5 MPa。推进剂 P2 和 P3 工作时其燃烧室内燃气温度测量结果如图8所示。

推进剂 P2 和 P3 在压强为 5 MPa 时燃气理论温度分别为 3190 K 和 3450 K(表1),但实测结果分别为 2300 K 和 2450 K,实测结果大大低于理论温度。

实验后发现透明窗玻璃通道部分都附着了一层厚厚的物质,如图9所示。

由图9可知:透明窗玻璃与燃气的接触面部分有很厚的灰黑色附着物,透光性差。实测温度与理论温度差异过大的原因可能为:在火箭发动机工作过程中,高温燃气与温度较低的光学玻璃直接接触,燃气中



的高温产物遇到低温的玻璃端面后迅速降温,粘附在玻璃端面上。由于灰黑色物质附着在玻璃上,导致光谱采集系统无法准确采集燃烧室内所有光谱,故无法准确测量燃烧室内燃气温度。

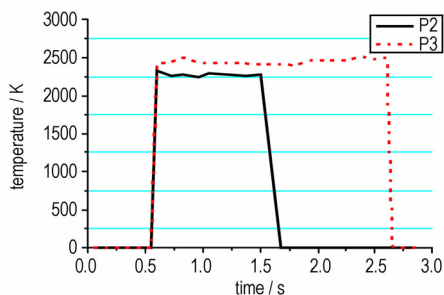


图 8 推进剂 P2、P3 燃烧室燃气温度曲线

Fig. 8 Combustion gas temperature curves of propellant P2 and P3 in combustion chamber



图 9 发动机实验后透明玻璃表面

Fig. 9 Transparent windowpane after rocket motor working

#### 4.2.3 喷管出口燃气温度测量结果及分析

试验采用含铝 17% 复合推进剂 P3, 燃烧室压强为 5 MPa, 喷管面积扩张比为 9。实验时喷管火焰照片见图 10, 实测喷管出口燃气温度曲线如图 11 所示。



图 10 喷管出口火焰

Fig. 10 Flame at nozzle exit

从图 11 可以看出, 喷管出口燃气温度明显分为两段: 0.6 ~ 1.8 s 约为 2700 K, 1.9 ~ 2.3 s 温度约为

2200 K。1.8 s 后温度降低且维持一平段, 说明此时该通道内恰好没有铝凝相产物, 测得的是气体温度, 分析认为 2700 K 是喷管排出的含铝凝相产物的温度, 2200 K 才是燃气温度, 此温度与表 1 喷管出口理论计算温度 2278 K 基本一致。

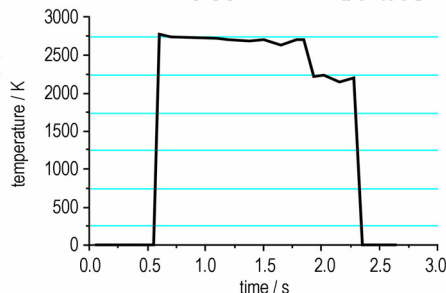


图 11 喷管出口燃气温度测量结果

Fig. 11 Combustion gas temperature measured at nozzle exit

## 5 结 论

(1) 搭建了基于亚历山大效应的固体火箭发动机燃气温度测试系统, 该测试系统测试原理为发动机工作时, 光学采集系统通过透明窗采集高温燃气光谱, 利用光谱数据换算得到燃气温度值。

(2) 对绝热和考虑热损失条件下两种直径 (120 mm 和 1200 mm) 发动机内温度分布进行了数值仿真, 结果表明三种工况下燃烧室轴心温度分别为 3499.5, 3498.4, 3498.1 K, 可见发动机直径和热损失对燃烧室轴心处的温度影响可以忽略。

(3) 测试了含铝量分别为 1%, 9%, 17% 的复合推进剂在 0.1 MPa 下的燃气温度, 三种推进剂实测燃气温度分别为 2857, 3109, 3284 K, 略高于理论计算燃气温度 (2712, 2891, 3049 K), 但是变化趋势一致, 即随着铝含量的增加, 实测燃气温度和理论燃气温度都增加。

(4) 测试了含铝量为 9%, 17% 的复合推进剂在发动机工作压强为 5 MPa 时燃烧室内燃气温度, 测量值分别为 2300, 2450 K, 远低于理论温度 (3190, 3450 K), 这是由于燃气中高温产物遇到低温的玻璃后迅速降温, 粘附在玻璃端面上, 导致光谱采集系统无法准确采集燃烧室内所有光谱, 故无法准确测量燃烧室内燃气温度。

(5) 测试了含铝量 17% 的复合推进剂在发动机工作压强为 5 MPa 下喷管出口燃气温度约为 2200 K, 与理论计算结果的 2278 K 基本一致。这说明基于亚历山大效应的高温光谱仪具有测量发动机燃烧火焰温

度的能力。

后续工作主要集中两点: 一方面是对透明窗进行一定处理, 尽量不让燃气成分粘附在玻璃端面上; 另一方面是采用标准温度源对基于亚历山大效应测温系统进行校正。

#### 参考文献:

- [1] 范传新. 固体火箭羽焰的辐射特性及其温度测量技术评述[J]. 固体火箭技术, 2004, 25(3): 238-242.  
FAN Chuan-xin. Review on radiation characteristics and temperature measurement techniques for exhaust flames of solid rockets[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004, 25(3): 238-242.
- [2] 任扬, 裴浩, 刘建新, 等. 一种红外测温方法的研究[J]. 天津理工大学学报, 2012, 28(3): 30-33.  
REN Yang, CHANG Hao, LIU Jian-xin, et al. Study on a new infrared temperature-measuring method[J]. *Journal of Tianjin University of Technology*, 2012, 28(3): 30-33.
- [3] 李疏芬, 张雪松. 红外辐射吸收法测量火焰温度[J]. 火炸药学报, 1997, 25(4): 33-35.  
LI Shu-fen, ZHANG Xue-song. Research on flame temperature measurement by infrared radiation absorption method[J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 1997, 25(4): 33-35.
- [4] 戴景民, 金钊. 火焰温度测量技术研究[J]. 计量学, 2003, 24(10): 298-302.  
DAI Jing-min, JIN Zhao. Study on the measurement techniques of flame temperature[J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2003, 24(10): 298-302.
- [5] Luthé J C. Cars temperature measurements in the fuel burner space shuttle main engine[R]. A Feasibility Study, N83-25778, 1983.
- [6] 戴景民. 多光谱辐射测温技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1995.  
DAI Jing-min. Study of the technology of multi-spectral radiation thermometry[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1995.
- [7] Kang H W, Chang D W. Effect of oxidation on aluminum alloys temperature prediction using multispectral radiation thermometry[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2011, 54(23): 4834-4843.
- [8] 刘凯. 基于亚历山大效应的燃温测量研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2013.  
LIU Kai. Study on High Temperature Measurement of Combustion Gas Utilizing Alexandrite Effect[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013.
- [9] Liu Y. Alexandrite effect spectropyrrometer[C]// Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series, 2006, 6310: 11-19.
- [10] Liu Y. Temperature measurement apparatuses and method utilizing the Alexandrite effect; United States Patent, US7004624B2 [P], Feb, 28, 2006.
- [11] Shinichi I, Tsuyoshi K, Atsushi T, et al. Feasibility study of the lidar light source with an Alexandrite laser[J]. *Fusion Engineering and Design*, 1997, 34: 631-634.
- [12] Wang P J, Tzeng C C, Liu Y. Thermal temperature measurements of plasma torch by Alexandrite effect spectropyrrometer[J]. *Advances in Optical Technologies*, 2010, 2010: 246-252.
- [13] 徐萍, 马仕才. 基于亚历山大效应的光谱高温仪校准方法研究[J]. 计测技术, 2013, 33(3): 47-51.  
XU Ping, MA Shi-cai. Research on spectropyrrometer and correction method based on Alexandrite effect[J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2013, 33(3): 47-51.
- [14] 朱传征, 许海涵. 物理化学[M]. 北京: 科学出版社, 2000: 163-290.  
ZHU Chuan-zheng, XU Hai-han. Physical chemistry[M]. Beijing: Science Press, 2000: 163-290.
- [15] Dan V N, Susana G, Eduardo L. Multiphase equilibria calculation by direct minimization of Gibbs free energy with a global optimization method[J]. *Computers and Chemical Engineering*, 2002, 26(3): 1703-1724.

## High Temperature Measurement of Combustion Gas in Solid Rocket Motor Utilizing Alexandrite Effect

HU Song-qi, CHENG Jing, LIU Kai, HUANG Hong-yong

(Science and Technology on Combustion Internal Flow and Thermal-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The combustion gas temperature measurement system of rocket motor was established after temperature measurement principle utilizing Alexandrite effect was introduced, and the influences of the engine diameter and the heat loss on the axis temperature of combustion chamber were studied by numerical simulation. The combustion gas temperatures of three composite propellants with 1%, 9%, 17% aluminum at atmosphere (0.1 MPa), combustion chamber and nozzle exit with the motor working pressure of 5 MPa were measured. Results show that the engine diameter and the heat loss have little effect on the axis temperature of combustion chamber. The experimental combustion gas temperatures at atmosphere are 2857, 3109 K and 3284 K respectively, and the theoretical combustion gas temperatures are 2712, 2891 K and 3049 K, which demonstrates that with the increasing of aluminum content, the experimental and theoretical values all increase. The measured combustion gas temperature at nozzle exit is 2200 K, which agree with 2278 K through theoretical calculation. The measured gas temperature at combustion chamber are 2300 K and 2450 K, considerably lower than the theoretical values of 3190 K and 3450 K, which is probably because of the transparent glass window contaminated by combustion gas during engine working process. In order to accurately measure the gas temperature of rocket engine, the temperature measurement system must be further improved.

**Key words:** aerospace propulsion theory and engineering; solid rocket motor; combustion gas temperature measurement; Alexandrite effect; motor with transparent window; numerical simulation

**CLC number:** TJ55; V512

**Document code:** A

**DOI:** 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.01.014