文章编号:1007－6735(2026)05－0533－12　DOI: 10.13255/j.cnki.jusst.20260928001

固体火箭发动机羽流温度与凝相颗粒参数光学测量方法研究进展

杨　锋[1,2]，　蔡瑞鹏[3,4]，　倪　虎[1,2]，　强科杰[5]，　杨　杨[1,2]，
叶铭纯[1,2]，　王文松[1,2]，　杨　斌[1,2]

（1. 上海理工大学 能源与动力工程学院，上海 200093；2. 上海理工大学 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室，上海 200093；3. 西安航天动力技术研究所，西安 710025；4. 固体推进全国重点实验室，西安 710025；5. 上海航天动力技术研究所，上海 201109）

摘要： 固体火箭发动机(solid rocket motor, SRM)羽流温度、凝相产物颗粒粒径与浓度等参数测量是揭示固体推进剂燃烧机制、评估发动机工作性能、优化发动机结构的重要基础，但羽流复杂高温多相耦合燃烧流场给这些参数的准确测量带来了巨大挑战。为了解 SRM 羽流测试技术进展，对 SRM 羽流温度与凝相颗粒参数测量方法进行了综述，重点介绍了基于尾焰辐射光谱与图像的温度测量方法及基于光散射的凝相颗粒参数测量方法及其在 SRM 羽流测试上的应用，并对 SRM 羽流测量技术进行了展望。

关键词： 固体火箭发动机；试验与测试技术；羽流温度；凝相颗粒参数；光学测量方法
中图分类号： V 435　　**文献标志码：** A

Research progress in optical measurement methods for plume temperature and condensed-phase particle parameters of solid rocket motors

Yang Feng[1,2], Cai Ruipeng[3,4], Ni Hu[1,2], Qiang Kejie[5], Yang Yang[1,2], Ye Mingchun[1,2], Wang Wensong[1,2], Yang Bin[1,2]

(1. *School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China*; 2. *Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China*; 3. *Institute of Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology, Xi'an710025,China*; 4. *National Key Laboratory of Solid Rocket Propulsion, Xi'an 710025,China*; 5. *Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Shanghai 201109, China*)

收稿日期: 2026−09−28
第一作者: 杨　锋(1998—)，男，博士研究生．研究方向：发动机试验与测试技术．E-mail：18340586825@163.com
通信作者: 杨　斌(1985—)，男，教授．研究方向：发动机试验与测试技术．E-mail：yangbin@usst.edu.cn

引文格式: 杨锋，蔡瑞鹏，倪虎，等．固体火箭发动机羽流温度与凝相颗粒参数光学测量方法研究进展[J]．上海理工大学学报，2026，48(5)：533-544.
Citation: Yang Feng, Cai Ruipeng, Ni Hu, et al. Research progress in optical measurement methods for plume temperature and condensed-phase particle parameters of solid rocket motors[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2026, 48(5): 533-544.

Abstract: Measurements of parameters including plume temperature, particle size, and concentration of condensed-phase combustion products in solid rocket motor (SRM) provide an important foundation for revealing solid propellant combustion mechanisms, assessing motor performance, and optimizing motor structures. However, the complex high-temperature multiphase coupled combustion flow field of SRM plumes creates substantial challenges for the accurate measurement of these parameters. To clarify advances in SRM plume measurement technologies, this paper reviewed optical measurement approaches for SRM plume temperature and condensed-phase particle parameters. It focused on temperature measurement methods based on flame radiation spectroscopy and imaging, as well as light-scattering-based techniques for condensed-phase particle parameters and their applications in SRM plume tests. Prospects for SRM plume measurement technologies were also outlined.

Keywords: *solid rocket motor*; *testing and measurement technique*; *plume temperature*; *condensed particle parameters*; *optical measurement method*

固体火箭发动机(solid rocket motor, SRM)是采用固体推进剂的化学火箭发动机，因其具有结构简单、发射准备时间短、可长期储存等优势，广泛应用于航天运载、武器系统等[1-3]。为进一步提高性能与适应性，SRM正向高能量、高压强、高过载、宽适应、小型化方向发展[4]。SRM依靠燃烧室中固体推进剂药柱点火燃烧，产物经拉瓦尔喷管膨胀加速喷出形成羽流，产生推力。SRM羽流燃烧流场是复杂的多相耦合非平衡流场，SRM羽流温度、凝相产物颗粒粒径与浓度等参数的准确测量是揭示固体推进剂燃烧机制、评估发动机工作性能、优化发动机结构及抑制羽流特征信号的重要基础，也是SRM试验与测试的关键问题之一[5-7]。以SRM羽流特征信号研究为例，发动机羽流产生的辐射信号与烟雾特征是目标识别的重要依据[8]。羽流温度和凝相颗粒参数是刻画辐射、烟雾特征的关键参数，该类参数的精确测量是羽流辐射与烟雾模型构建的基础[9-12]。

然而，SRM羽流是复杂高温多相耦合燃烧流场，这给羽流温度与凝相颗粒参数的准确测量带来了巨大挑战[13]。SRM羽流尾焰温度通常超出热电偶、取样探针等常规接触式探测元件的工作温度上限。为使这些接触式测量手段适应高温环境，需要耐高温、耐烧蚀结构以保证测量的可靠性，造成其测量时空分辨力降低，且干扰流场[14]。近几十年来，随着光谱学、激光与成像技术的发展，光学测量方法不断应用于SRM燃烧流场诊断，极大地推动了SRM羽流测试技术的发展与进步[15-17]，但目前仍然存在一些问题，例如：凝相颗粒散射、强辐射等给光学测量的光电探测信号带来强烈干扰；SRM试验通常为强振动环境，要求光学测量系统具有高可靠性与强环境适应性。

为了解SRM羽流测试技术进展，本文对SRM羽流温度与凝相颗粒参数测量方法进行综述，重点介绍基于尾焰辐射光谱与图像的温度测量方法、基于光散射的凝相颗粒参数测量方法及其在SRM羽流测试中的应用，并对SRM羽流测量技术发展进行展望。

1 SRM羽流温度测量

温度是表征固体推进剂燃烧效率与发动机性能的重要参数之一。由于固体推进剂燃烧温度通常超过热电偶等接触式测温手段测温上限，光学测温手段成为固体推进剂燃烧与发动机羽流温度测量的主要手段。相干反斯托克斯拉曼散射技术(coherent anti-Stokes Raman spectroscopy, CARS)[18-20]、可调谐半导体激光吸收光谱法(tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS)[21-23]等激光光谱技术通过解析激光穿过待测燃烧流场后获取的特征参数，实现尾焰温度测量，使得固体推进剂燃烧及发动机羽流尾焰温度测量成为可能。Kearney等[24]利用飞秒/皮秒混合CARS技术开展固体推进剂燃烧尾焰温度与相对氧浓度测量，获得了温度概率密度及温度−氧气相关性。Gao等[25]采用扫描波长TDLAS系统开展SRM喷管内燃气温度测量，为建立SRM喷管非平衡流动模型提供参考。但固体推进剂燃烧产生的大量凝相颗粒引起的高温辐

射与散射衰减等作用，以及高温高压恶劣环境对谱线的影响，都会引起较大测温误差。此外，辐射测温法是尾焰温度测量中广泛采用的测温方法之一，通过分析尾焰辐射因温度及成分而异的特性来实现温度测量，具有测温范围宽、响应快、可靠性高等优势[26-28]。辐射测温法采用不同的光电探测器件来分析各自对应波长范围的尾焰辐射光。对于 SRM 羽流尾焰来说，碳烟、凝相颗粒等固体辐射具有连续辐射特征；H_2O、CO_2 等气体分子为选择性光谱辐射，主要在红外波段表现带状发射和吸收[29]。按照采用的光电探测器件与分析波长范围不同，辐射测温法分为可见−近红外辐射测温法[30-32]与傅里叶红外光谱（Fourier-transform infrared spectroscopy, FTIR）测温法[33-35]。徐朝启等[36]利用 Si 与 InGaAs 两种光电探测器，测量对应 0.4～1.1 μm 与 0.9～1.7 μm 两个波段辐射光强探测，实现了对 SRM 工况下不同类型固体推进剂燃烧温度测量。孙晓刚等[37]研制了 0.5～1.0 μm 波段八波长高温计实现了 SRM 羽焰温度测量。孙美等[38]利用 FTIR 技术开展 SRM 羽流 3～5 μm 辐射光谱测量，以 H_2O 和 HCl 气体分子发射光谱计算羽流温度。

如表 1 所示，文中对比了固体推进剂燃烧温度光学测量方法的适用特点。对存在强自发光、高浓度凝相颗粒的 SRM 羽流来说，辐射测温法更适合用于开展固体推进剂燃烧及发动机羽流温度测量。由于羽流中 H_2O、HCl、CO_2、CO 等气体组分复杂，准确建立这些气体分子红外发射光谱与温度的对应关系较为困难，FTIR 测温法温度反演误差较大，因此，以碳烟、凝相颗粒等固体辐射为对象的可见−近红外辐射测温法在 SRM 羽流温度测量中的应用更具前景。

表 1　固体推进剂尾焰温度光学测量方法对比

Tab. 1　Comparison of optical methods for flame temperature measurement of solid propellant

方法	测量对象	测试结果	适用特点
CARS	H_2O、CO_2、N_2、O_2等分子CARS光谱	用于固体推进剂尾焰温度测量，同时得到气相组分浓度	目标分子选择性强，尾焰空间点测量，光电探测受尾焰中颗粒散射影响，温度反演受压强影响
TDLAS	H_2O、CO_2、CO等气相分子吸收光谱	用于无金属颗粒推进剂SRM羽流尾焰测温，同时可获取气相组分浓度与流场速度	目标分子选择性强，光程线平均测量，光电探测受尾焰中颗粒散射影响，温度反演受压强影响
可见−近红外辐射测温法	可见−近红外波段碳烟、凝相颗粒等固体辐射光谱与图像	用于固体推进剂燃烧尾焰及发动机羽流温度测量	测温范围宽、信噪比高、可靠性高，温度反演受可见−近红外波段碳烟、凝相颗粒等固体辐射模型影响
FTIR测温法	H_2O、HCl、CO_2、CO等气体分子发射光谱	用于固体推进剂燃烧尾焰及发动机羽流温度测量，同时可实现气体组分浓度测量	光谱分析范围宽，温度反演受尾焰中目标分子气体组分浓度影响

1.1　辐射光谱温度测量方法

辐射测温法基于普朗克黑体辐射定律建立的特定波长辐射强度与温度关系实现温度测量。为克服单一波长辐射测温受尾焰辐射特性分布等影响误差较大问题，发展了双波长法与多波长法，通过建立更多波长的辐射方程求解提高温度反演精度。随着光纤光谱仪的出现与发展，利用光栅与线阵电荷耦合器件（charge coupled device, CCD）使测量尾焰光谱更简便，且光谱分辨率可达 1.0 nm，在多波长法基础上形成了辐射光谱测温法[39-41]，并应用于 SRM 燃烧室与羽流尾焰温度测量。陈雨[39]利用光纤光谱仪基于辐射光谱测温法，通过测量 SRM 燃烧室内燃气辐射光谱，通过建立光谱波长、辐射力和温度之间的对应关系获得燃气温度。杨斌等[40]、郭校绪等[41]也利用辐射光谱测温法开展 SRM 羽流尾焰辐射光谱测量，将尾焰近似为灰体，通过参数拟合方法同步获得发动机羽流尾焰温度与发射率。

基于辐射光谱法的 SRM 尾焰温度测量系统如图 1 所示，设置光学探头汇聚尾焰辐射光，经光纤传输至光纤光谱仪采集获得尾焰辐射光谱，根据普朗克黑体辐射定律，结合尾焰发射率模型实现尾焰温度的反演。

普朗克黑体辐射定律描述了尾焰辐射强度随波长的变化情况，给出了实际物体光谱辐射力 E_λ、波长 λ 和温度 T 的函数关系：

$$E_\lambda = \varepsilon(\lambda,T)E_{b\lambda} = \varepsilon(\lambda,T)\frac{c_1\lambda^{-5}}{e^{c_2/(\lambda T)}-1} \tag{1}$$

式中：$E_{b\lambda}$ 为黑体辐射力；$\varepsilon(\lambda,T)$ 为光谱发射率；e 为自然对数的底；c_1 为第一辐射常量；c_2 为第二辐射常量。

在温度反演过程中，通过分析 SRM 尾焰发射率分布规律，通过一定原则选取特定波段将尾焰视为灰体，忽略发射率 $\varepsilon(\lambda,T)$ 随波长的变化，或者

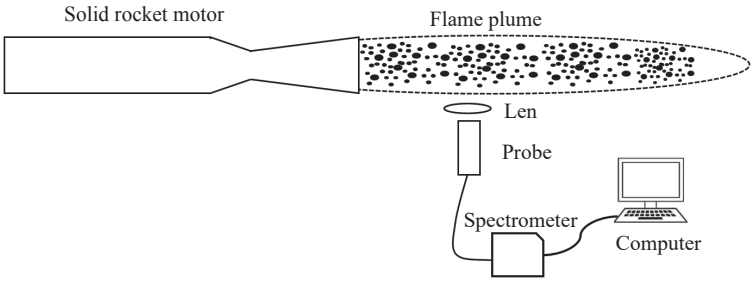


图 1 SRM 羽流辐射光谱法测温系统[41]

Fig. 1 Radiation spectroscopy temperature measurement system for plume of SRM[41]

将尾焰发射率模型 $\varepsilon(\lambda,T)$ 引入参数拟合过程，同步反演求解温度与发射率。其中，尾焰发射率模型通常采用多项式模型：

$$\varepsilon(\lambda)=a_0+a_1\lambda+a_2\lambda^2+a_3\lambda^3+\cdots+a_n\lambda^n \tag{2}$$

式中，a_0、a_1、…、a_n 分别为多项式系数。

在式 (2) 的基础上，采用最小二乘法进行参数拟合，建立目标函数 $f(\varepsilon',t)$：

$$f(\varepsilon',t)=\sum_{i=1}^{n}(\ln E_{\lambda_i}-y_i)^2=\sum_{i=1}^{n}\left(\ln k+\varepsilon'-5\ln\lambda_i-\frac{c_2}{\lambda_i}t-y_i\right)^2 \tag{3}$$

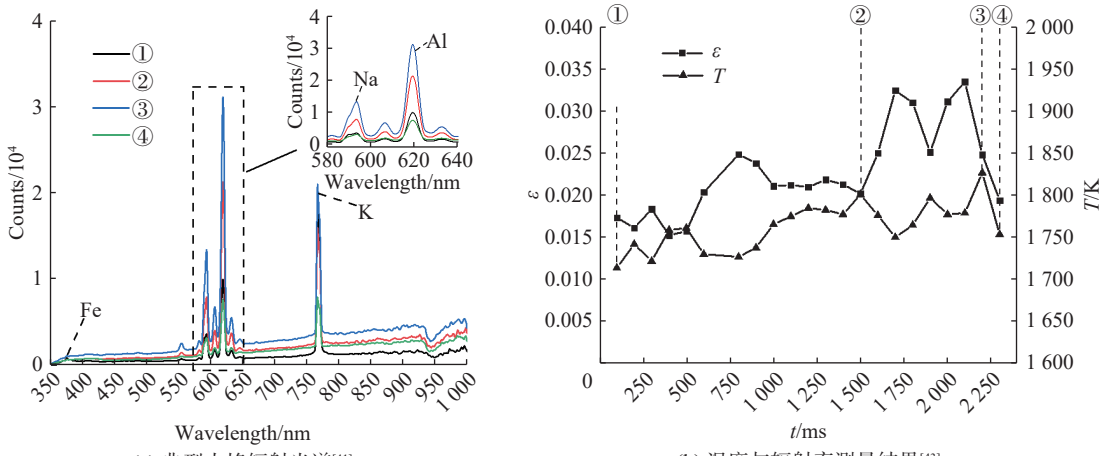
式中：$\varepsilon'=\ln\varepsilon$；$t=1/T$；$y_i$ 为试验时所测得的对应波长 λ_i 的辐射强度的对数。当目标函数 $f(\varepsilon',t)$ 取得最小值时，ε' 和 t 即是参数拟合所得参数，由此便可反演得到温度 T 与发射率 ε。

郭校绪等[41]利用上述辐射光谱测温法开展 SRM 尾焰温度测量。试验测量获得典型 SRM 尾焰辐射光谱如图 2(a) 所示，尾焰辐射光谱具有固体辐射的连续光谱与金属原子特征谱线离散特征，其中，SRM 尾焰凝相产物颗粒表现出连续辐射光谱特征；固体推进剂中金属元素受尾焰热激发辐射出较强的原子特征谱线。综合考虑光谱仪波段探测信噪比[42-43]、尾焰灰体近似等因素，选取 675～745 nm 波段尾焰连续特征光谱进行参数拟合，获得尾焰温度测量结果如图 2(b) 所示。在此基础上，开展了铝质量分数 12%、15%、19% 的不同推进剂配方 SRM 尾焰温度测试，将测温结果与理论热力计算结果比较，最大相对偏差为 5.4%。

相较单波长法、双波长法，辐射光谱法在多波长法的基础上增加了不同波长对应的辐射方程数量；该方法结合发射率分布模型实现温度与发射率的同步求解，能有效提升温度反演精度，这对具有复杂发射率特性的 SRM 尾焰尤为重要。

1.2 彩色辐射图像温度测量方法

随着图像技术的飞速发展，利用彩色相机开展固体推进剂燃烧及发动机羽流成像，通过 R、G、B 三通道响应值与温度的关系实现尾焰温度分布测量[44-45]。Yang 等[44]采用彩色辐射图像测温法开展固体推进剂燃烧温度测量，分析了代表波长、标定方法及曝光时间对测温精度的影响，与热电偶测量结果的相对偏差为 1.2%。武强[45]利用



(a) 典型火焰辐射光谱[41] (b) 温度与辐射率测量结果[43]

图 2 SRM 尾焰典型辐射光谱与测温结果

Fig. 2 Typical radiation spectra and the temperature measurement results of plume of SRM

彩色相机拍摄 SRM 羽流尾焰图像，基于彩色辐射图像测温法获得了 SRM 羽流尾焰温度分布测量。

基于彩色辐射图像的 SRM 尾焰温度测量系统如图 3 所示，利用彩色相机拍摄 SRM 尾焰图像，基于普朗克黑体辐射定律建立彩色图像 R、G、B 三通道响应值与温度的对应关系，实现尾焰温度分布反演。此外，为匹配尾焰成像区域选用特定光学成像镜头，同时，为避免尾焰图像过曝，采用中性衰减片衰减入射尾焰光强。

利用彩色相机获取 SRM 尾焰图像，图像中每个像素由 R、G、B 三通道响应值构成，依据普朗克黑体辐射定律：

$$\begin{cases} I_{\mathrm{R}} = \dfrac{1}{\pi}\displaystyle\int_{0.38}^{0.78} r(\lambda)\varepsilon_{\lambda}E(\lambda,T)\mathrm{d}\lambda \\ I_{\mathrm{G}} = \dfrac{1}{\pi}\displaystyle\int_{0.38}^{0.78} g(\lambda)\varepsilon_{\lambda}E(\lambda,T)\mathrm{d}\lambda \\ I_{\mathrm{B}} = \dfrac{1}{\pi}\displaystyle\int_{0.38}^{0.78} b(\lambda)\varepsilon_{\lambda}E(\lambda,T)\mathrm{d}\lambda \end{cases} \tag{4}$$

式中，I_{R}、I_{G}、I_{B} 三通道响应值按照国际照明委员会规定中心波长分别为 λ_{R}=700.0 nm，λ_{G}=546.1 nm，λ_{B}=435.8 nm。

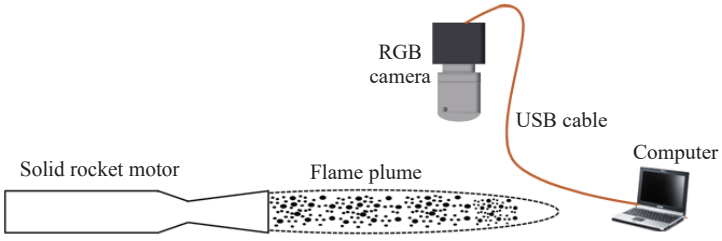


图 3　SRM 彩色辐射图像法测温系统[45]

Fig. 3　Color radiation images temperature measurement system for plume of SRM[45]

尾焰彩色图像 B 通道响应值通常较小，考虑消除环境背景光、光电探测响应等因素影响，通常采用双色法，即选取 R 与 G 双通道响应比值作为对象，通过建立双通道响应比值与温度的关系，结合尾焰灰体假设或发射率模型，实现像素点温度反演，通过拓展获得尾焰温度分布。

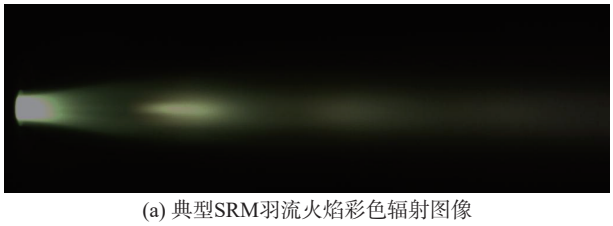
武强[45] 利用彩色相机开展 SRM 羽流尾焰彩色辐射图像测量，典型 SRM 羽流尾焰彩色辐射图像如图 4(a) 所示。将尾焰视为灰体，根据建立的双通道响应比值与温度关系反演尾焰温度分布如图 4(b) 所示。在此基础上，开展了不同固体推进剂及工况下 SRM 羽流尾焰温度分布测量，取喷管出口高温区域一定范围温度测量平均值作为喷管出口温度，将测温结果与理论热力计算结果比较，最大相对偏差为 10.6%。

彩色辐射图像测温法采用 R、G、B 三通道波段探测，光谱分辨率低，难以考虑准确的发射率模型对三通道辐射方程进行求解，温度分布测量结果受发射率分布影响较大，测温结果通常辐射强度更高区域反演温度结果就更高。三通道波段光谱分辨率低导致彩色辐射图像测温法应用于发射率分布差异较大的 SRM 尾焰温度分布测量误差较大。

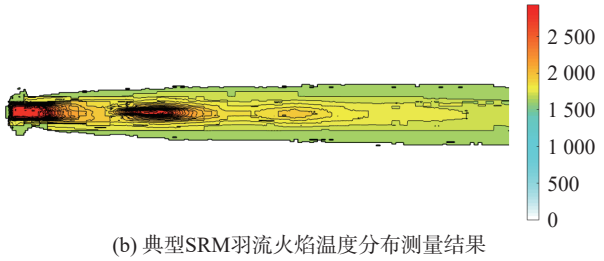
1.3　多光谱辐射图像温度测量方法

随着光谱与图像技术的发展，微阵列感光组件多光谱相机出现(见图 5)，使得在尾焰成像的同时，还可获得尾焰图像各像素点光谱维度信息，极大地提高了尾焰成像光谱分辨率，可达十几到数十纳米，这给辐射测温技术带来了巨大的推动作用[46-49]。王文松[49] 利用多光谱相机开展 SRM 羽流尾焰测量，通过对获得的尾焰多光谱辐射图像进行处理，获得发动机羽流尾焰温度分布。

基于多光谱辐射图像的 SRM 尾焰温度测量系统，如图 6 所示。尾焰多光谱图像各像素点的多波段光谱响应按普朗克黑体辐射定律描述：



(a) 典型SRM羽流火焰彩色辐射图像



(b) 典型SRM羽流火焰温度分布测量结果

图 4　SRM 尾焰典型尾焰彩色辐射图像与测温结果[45]

Fig. 4　Typical color imag and the temperature measurement results of plume in SRM[45]

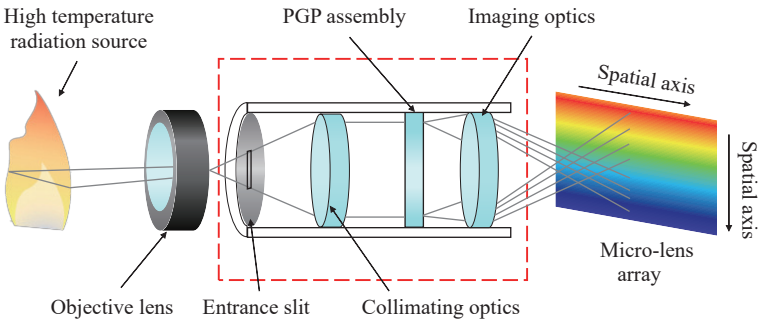


图 5 尾焰多光谱成像示意图[49]

Fig. 5 Schematic diagram of multispectral imaging for flame[49]

$$E_i(\lambda_i,T)=c_1\varepsilon_i(\lambda_i,T)\lambda_i^{-5}\left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda_i T}\right)-1\right]^{-1} \tag{5}$$

式中：$E_i(\lambda_i,T)$ 为图像某像素点 λ_i 波段辐射强度；λ_i 为波长，取响应波段范围中心值。由此，便可通过一定原则选取特定波段并将尾焰视为灰体，忽略发射率 $\varepsilon(\lambda,T)$ 随波长的变化，或者将尾焰发射率模型 $\varepsilon(\lambda,T)$ 引入参数拟合过程，同步反演求解温度与发射率，从而获得尾焰温度分布。

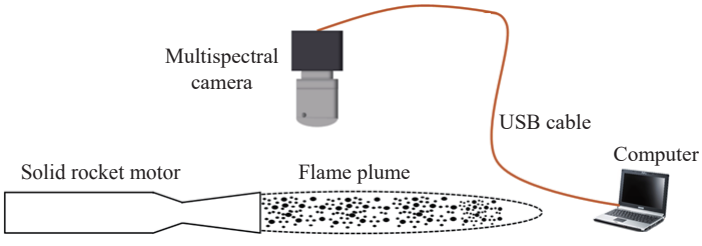


图 6 SRM 多光谱辐射图像法测温系统[49]

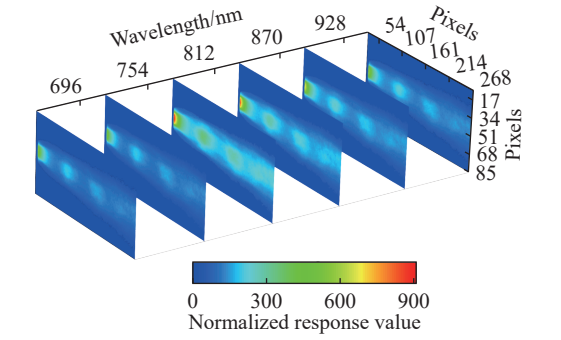
Fig. 6 Multispectral radiation images temperature measurement system for plume of SRM[49]

王文松[49]利用多光谱相机开展 SRM 羽流尾焰多光谱辐射图像测量，典型 SRM 羽流尾焰多光谱辐射图像如图 7(a) 所示。结合尾焰发射率模型对多光谱辐射图像进行参数拟合与处理，获得羽流尾焰温度分布如图 7(b) 所示。在此基础上，开展了不同固体推进剂及工况下 SRM 羽流尾焰温度分布测量，取喷管出口高温区域一定范围温度测量平均值作为喷管出口温度，将测温结果与理论热力计算结果比较，最大相对偏差为 4.45%。为进一步提高多光谱辐射图像法测温精度，Ni 等[50]提出采用聚类优化方法，根据不同尾焰区域的辐射差异选择拟合波段。为提升多光谱辐射图像法时空分辨率，Yang 等[51]利用多光谱成像对彩色图像进行多光谱重建，在保证彩色图像时空分辨率的同时，通过多光谱重建提升其光谱分辨率，从而进一步提升测温精度。

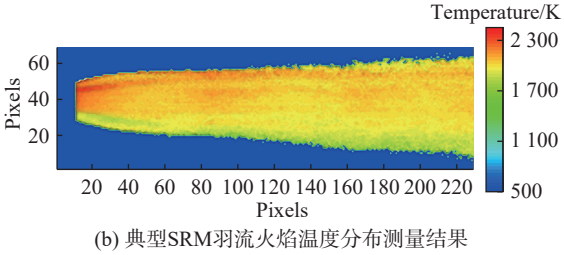
相较于彩色辐射图像测温法仅根据 R、G、B 三通道响应值开展温度反演，多光谱辐射图像测温法具有更高的光谱分辨率，可结合尾焰发射率模型对多光谱辐射图像进行参数拟合与处理，应用于发射率分布差异较大的 SRM 尾焰温度分布测量，可有效提高测温精度。

2 SRM 羽流凝相产物颗粒测量

凝相产物颗粒粒径、浓度等参数是 SRM 羽流特征信号的重要表征。长期以来，SRM 多相燃烧凝相产物颗粒参数，通常采用设计复杂的凝相产物收集装置对固体推进剂试件燃烧进行冻结反应与凝相产物颗粒收集，再离线分析凝相产物粒径和成分，由此获得试验工况、推进剂配方等与凝相产物最终形态的宏观规律[52-54]。这对了解固体推进剂燃烧机制、获得 SRM 内两相流动规律具有一定的参考价值，但收集的凝相产物为燃烧反应结束后的冷却结果，特别是对 SRM 来说，凝相产物收集更为困难。近年来，随着光学测量技术的快速发展，基于直接成像、阴影成像、数字全息成像等多种光学成像方式的图像法通过对固体推进剂颗粒直接成像与图像处理，可准确获得凝相颗粒粒径参数。Bandera 等[55]、刘鑫[56]、Tu 等[57]采用直接成像技术获得固体推进剂燃烧凝相颗粒图像，通过图像处理得到颗粒粒径参数。为消除



(a) 典型SRM羽流火焰多光谱辐射图像



(b) 典型SRM羽流火焰温度分布测量结果

图 7　SRM 尾焰典型尾焰多光谱辐射图像与测温结果[49]

Fig. 7　Typical multispectral images and the temperature measurement results of plume in SRM[49]

尾焰辐射对成像影响，平力[58]、倪虎[59]采用阴影成像技术获得固体推进剂燃烧凝相颗粒阴影图像，进而得到凝相颗粒粒径参数。为了拓宽成像区域，Guildenbecher 等[60]、金秉宁等[61-62]、Wu 等[63]、Sha 等[64]利用数字全息成像技术开展固体推进剂燃烧凝相颗粒测量，获得了固体推进剂燃烧凝相颗粒全息图像，得到颗粒粒径参数与三维空间位置等信息。这些成像方法为固体推进剂凝相颗粒测量提供了直观有效的测量方法，但受颗粒清晰成像条件限制，适用颗粒浓度上限有限，特别是成像受颗粒强自发辐射光影响较大，应用于 SRM 羽流测试较为困难。激光散射法是颗粒粒径测量的重要方法之一，该方法通过采集激光穿过待测颗粒群后的散射光能，表征大量颗粒散射的综合效应，进而反演颗粒粒径，测量结果具有更好的统计代表性[65-66]。由于其颗粒浓度适应范围更宽，已逐步应用于固体推进剂燃烧与 SRM 羽流凝相颗粒测量。杨立波等[67]利用激光散射衰减法测量 SRM 羽烟的激光透过率，以此表征凝相颗粒浓度。邱俊等[68]、李永华等[69]、Liu 等[70]基于激光散射法开展固体推进剂燃烧与发动机燃烧室内凝相颗粒粒径测量。

如表 2 所示，对比了固体推进剂燃烧凝相颗粒光学测量方法的适用特点。对于存在强自发光、高浓度凝相颗粒的 SRM 羽流，光学成像方法的颗粒图像质量易受颗粒浓度、强辐射干扰及颗粒运动等因素影响；而激光散射法在颗粒浓度适应性、抗强自发辐射干扰方面更具应用前景。

表 2　固体推进剂燃烧凝相颗粒光学测量方法对比

Tab. 2　Comparison of optical measurement methods for combustion condensed-phase particles of solid propellant

方法	测量对象	测试结果	适用特点
直接成像法	凝相颗粒辐射成像	固体推进剂燃烧凝相颗粒形态、粒径及二维运动速度	无需外部光源；成像受尾焰强光辐射干扰与颗粒浓度范围限制，受景深限制仅焦平面成像
阴影成像法	背光光源照射下凝相颗粒阴影成像	固体推进剂燃烧凝相颗粒形态、粒径及二维运动速度	可消除自发辐射影响，成像受颗粒浓度范围限制，受景深限制仅焦平面成像
数字全息成像法	凝相颗粒全息图像	固体推进剂燃烧凝相颗粒形态、粒径、三维空间位置及运动速度	通过颗粒三维成像，实现颗粒空间位置与运动跟踪，成像受颗粒浓度范围限制
激光散射法	激光经待测区域颗粒散射光能及分布	固体推进剂及发动机凝相颗粒粒径及分布、浓度等	颗粒浓度适用范围宽，颗粒群散射综合效果反演粒径等参数更具代表性

2.1　激光散射衰减烟雾透过率测量方法

由于 SRM 多相燃烧凝相产物颗粒粒径、浓度等参数较为复杂，长期以来主要通过试验测量烟雾光透过率来表征凝相产物颗粒参数[71-73]。如图 8 所示，光透过率 T_v 通过试验测量入射光强 I_0 与透射光强 I_t，根据 Lambert-Beer 定律描述为：

$$T_v = \frac{I_t}{I_0} = \exp(-\tau L) \tag{6}$$

式中：τ 为浊度，与颗粒消光系数 K、颗粒粒径 D、颗粒数量 N 等颗粒参数有关；L 为光程。

SRM 烟雾光透过率测量目前主要采用烟道/烟箱收集法，通过设计标准烟道/烟箱，将发动机产生的凝相产物收集，再利用烟雾光透过率测量系统对凝相产物进行测量表征。孙美等[74]采用烟道法研制了羽流烟雾光透过率检测系统，测量了 4 种不同推进剂发动机羽流烟雾光透过率。为进一步简化烟雾特征信号测试试验流程，王长健等[75]基于视频图像直接分析获得推进剂羽流烟雾较大空间范围内透过率空间分布。但是由于受羽流高温、燃气组分复杂等因素影响，发动机工作状态

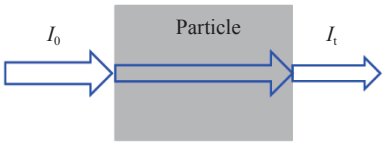


图 8 颗粒光散射衰减示意图

Fig. 8 Schematic of particle light scattering attenuation

下羽流在可见与红外波段辐射强，这对光透过率的测量影响较大。陈佳辉等[76]为消除尾焰辐射对透射光测量的影响，如图 9 所示，采用 406 nm 蓝紫光激光器、蓝紫光滤波片与 350～1 020 nm 波段光纤光谱仪研制了 SRM 凝相产物烟雾光透过率测量系统。开展了不同工况 SRM 羽流凝相产物烟雾光透过率测量，典型测量结果如图 10 所示。分析了不同铝含量、压强等因素对凝相产物烟雾光透过率的影响规律，这为 SRM凝相产物测量提供了有效手段。

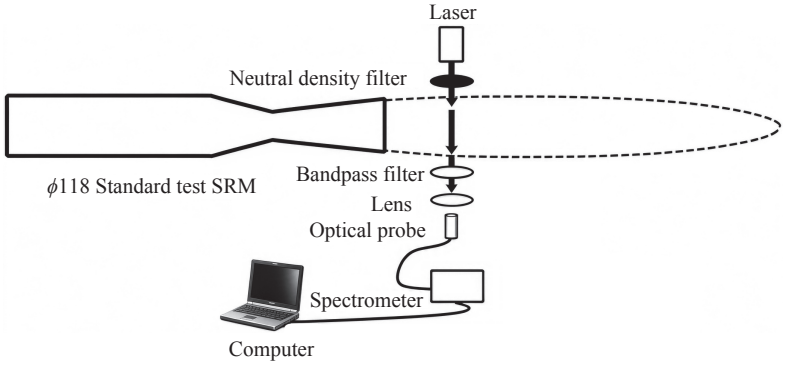


图 9 SRM 凝相烟雾光透过率测量系统[76]

Fig. 9 Light transmittance measurement system for condensed-phase smoke of plume in SRM[76]

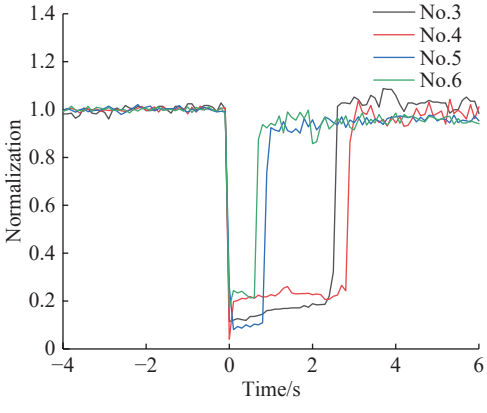


图 10 典型 SRM 凝相烟雾光透过率测量结果[76]

Fig. 10 Typical light transmittance measurement results for condensed-phase smoke of plume in SRM[76]

为进一步提高 SRM 凝相产物烟雾光透过率测量精度，Yang 等[77]在上述研究基础上，结合激光调制频谱分析技术，采用固定频率对激光进行调制；对透射光强信号做频谱分析，提取调制频率对应的信号振幅用于光透过率计算，可规避其他频率分量干扰，有效提升信噪比，如图 11 所示。该研究测试并分析了不同推进剂及燃烧室压强下 SRM 羽流烟雾的光透过率。

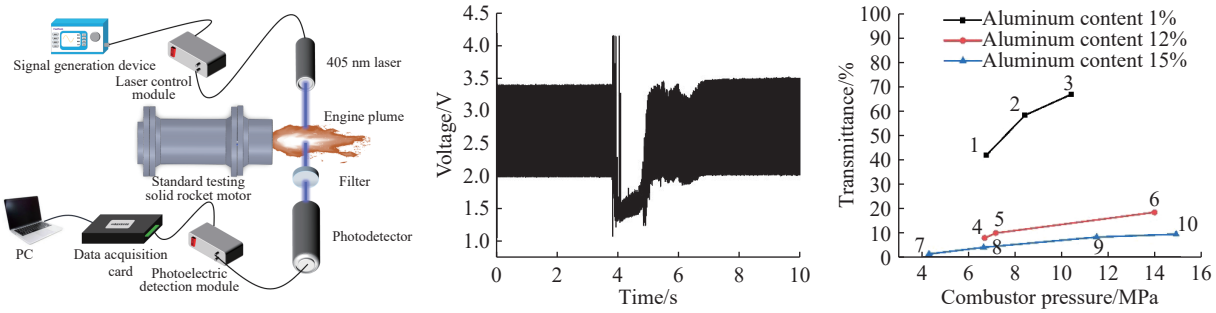
激光散射衰减烟雾透过率测量方法可实现 SRM 工作状态下凝相产物烟雾光透过率的直接在线测量，无需烟道 / 烟箱收集羽流烟雾，能够简便地表征 SRM 多相燃烧凝相产物。但该方法仅测量激光在凝相产物中的衰减程度，而光透过率同时受颗粒粒径、浓度等参数共同影响，尚不能反演得到颗粒粒径与浓度。

2.2 激光衍射颗粒粒径分布测量方法

为进一步实现 SRM 羽流凝相颗粒粒径分布测量，采用激光衍射法测量激光照射待测区域凝相颗粒后的光能分布反演得到颗粒粒径参数。激光衍射法 SRM 凝相产物颗粒粒径测量系统如图 12 所示，由激光器发出的光束经针孔滤波及扩束器后成为一定直径的平行单色光，当该平行光照射到测量区中的颗粒群时便会产生光衍射现象，接收透镜使由各个颗粒衍射出来的相同方向的光聚焦到焦平面上，并在这个焦平面上设置一个多元光电探测器，测量激光衍射光能分布，进而依据该分布反演被测区域颗粒粒径及其分布[78-79]。

激光衍射法颗粒粒径测量原理如图 13 所示。设入射光强度为 I_0，照射到颗粒后产生的散射光 I_s 沿散射区间 $\theta_{i,\text{in}}$～$\theta_{i,\text{out}}$ 方向传播，并分布于光电探测器第 i 个阵列上，该环接收的散射光能为 $\mathrm{d}E=I_s\mathrm{d}s$，其中 $\mathrm{d}s$ 为面积微元，且 $\mathrm{d}s=r^2\mathrm{tg}\theta\mathrm{d}\theta\mathrm{d}\varphi$。

当入射光为完全偏振光并斜入射到阵列面上时，若被测颗粒群中存在 N_j 个粒径为 D_j 的颗粒，则第 i 个阵列接收的总光能可表示为 N 种颗粒散射



(a) 测量系统　　(b) 光电探测原始信号　　(c) 光透过率测量结果

图 11　激光调制 SRM 凝相烟雾光透过率测量[77]

Fig. 11　Light transmittance measurement for condensed-phase smoke of plume in SRM by laser modulation[77]

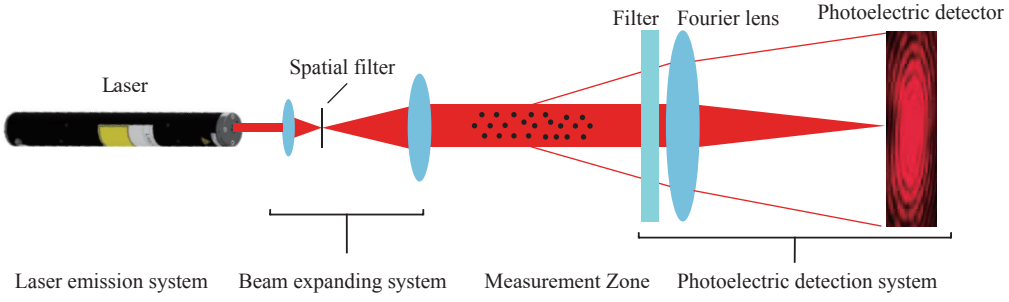


图 12　SRM 凝相颗粒参数测量系统[79]

Fig. 12　Particle size measurement system of condensed product in SRM[79]

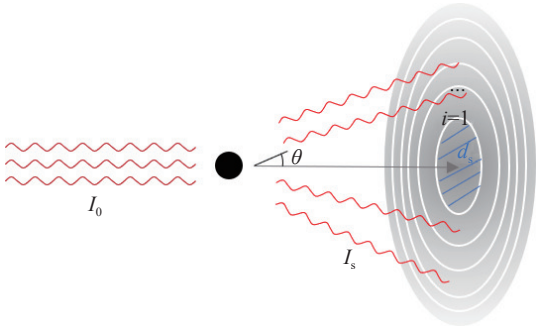


图 13　颗粒光散射模型示意图

Fig. 13　Schematic of particle light scattering model

光能的叠加，即

$$E=\sum_{j=1}^{N}N_j\frac{\lambda^2 I_0}{2\pi}\int_{\theta_{i,\mathrm{in}}}^{\theta_{i,\mathrm{out}}}[i_1(\theta)+i_2(\theta)]\sin\theta\mathrm{d}\theta \tag{7}$$

式 (7) 中，N_j 可由颗粒质量频率表示：

$$N_j=\frac{6W_j}{\rho\pi D_j^3} \tag{8}$$

式中：W_j 为粒径 D_j 对应颗粒的质量频率；ρ 为颗粒密度。归一化处理可得：

$$E=\sum_{j=1}^{N}\frac{W_j}{D_j^3}\int_{\theta_{i,\mathrm{in}}}^{\theta_{i,\mathrm{out}}}[i_1(\theta)+i_2(\theta)]\sin\theta\mathrm{d}\theta=TV \tag{9}$$

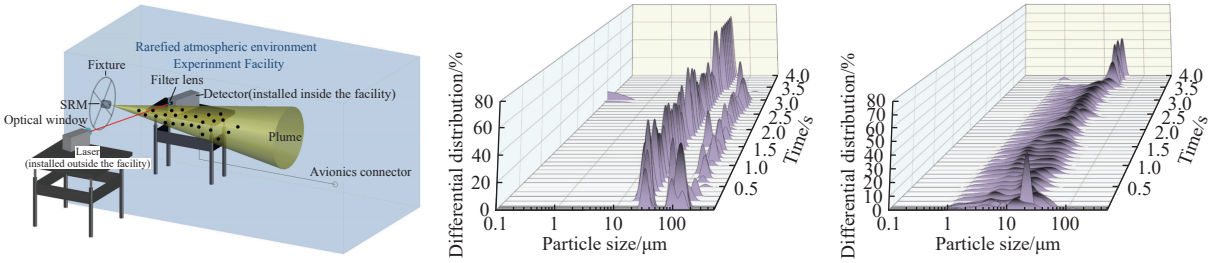
式 (9) 矩阵形式为：

$$\begin{bmatrix}E_1\\E_2\\E_3\\\vdots\\E_i\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}T_{1,1}&T_{1,2}&T_{1,3}&\cdots&T_{1,j}\\T_{2,1}&T_{2,2}&T_{2,3}&\cdots&T_{2,j}\\T_{3,1}&T_{3,2}&T_{3,3}&\cdots&T_{3,j}\\\vdots&\vdots&\vdots&&\vdots\\T_{i,1}&T_{i,2}&T_{i,3}&\cdots&T_{i,j}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}V_1\\V_2\\V_3\\\vdots\\V_j\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{T}$ 为光能系数矩阵；$\boldsymbol{V}$ 为颗粒体积分布。最后由反演算法计算得到颗粒分布 $\boldsymbol{V}$。因此，利用反演算法求解上述矩阵方程，即可得到颗粒的 $\boldsymbol{V}$ 分布。

Yang 等[79] 基于激光衍射法研制了 SRM 凝相产物颗粒粒径测量系统，如图 14 所示。将该系统用于常压及稀薄大气条件下的 SRM 试验，得到 SRM 羽流凝相产物颗粒粒径分布，分析了常压与稀薄大气环境对颗粒粒径的影响规律，为 SRM 羽流特征信号评估、羽流仿真建模提供直接的数据支撑。

激光衍射法已成为 SRM 凝相产物颗粒粒径测量的有效手段，但在 SRM 应用中仍然存在一些问题，例如：尾焰强辐射对颗粒散射光能探测存在较大影响，强振动试验环境对激光散射光光斑中心偏移的影响，凝相产物浓度范围适应性问题等，这些都会引起凝相产物颗粒粒径分布反演误差，还有待进一步发展与完善。



(a) 测量系统 (b) 常压下颗粒粒径测量结果 (c) 稀薄大气下颗粒粒径测量结果

图 14 常压及稀薄大气下 SRM 凝相产物颗粒粒径测量[79]

Fig. 14 Particle size measurement of condensed combustion products of SRM under the normal and rarefied atmospheric environment[79]

3 结 论

SRM 羽流温度、凝相产物颗粒粒径与浓度等参数测量是揭示固体推进剂燃烧机制、评估发动机工作性能、优化发动机结构的重要基础，但羽流复杂高温多相耦合燃烧流场给这些参数的准确测量带来了巨大挑战。针对 SRM 高温、高速、强辐射、高浓度凝相颗粒等极端环境羽流测量，基于尾焰辐射光谱与图像的温度测量方法及基于光散射的凝相颗粒参数测量方法更具应用前景，可为 SRM 工作过程建模、性能预示和优化设计提供测试手段与数据支撑。目前这两种方法在 SRM 羽流测试应用仍存在一些问题，后续为进一步提高测量精度、拓宽使用范围，还需要基于 SRM 燃烧、尾焰辐射传输机制等研究，依托激光器、探测器等光电器件的发展，并结合强抗扰光电探测、计算成像等技术进展，促进其在 SRM 试验测试的应用。

参考文献：

[1] Sutton G P, Biblarz O. Rocket propulsion elements[M]. 9th ed. Hoboken: John Wiley & Sons, 2016.

[2] 唐金兰, 刘佩进. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.

[3] Mason B P, Roland C M. Solid propellants[J]. Rubber Chemistry and Technology, 2019, 92(1): 1−24.

[4] 吕翔, 何国强, 刘佩进, 等. 固体发动机燃烧流动基础问题与研究建议 [J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1157−1166.

[5] Toscano A M, Lato M R, Fontanarosa D, et al. Optical diagnostics for solid rocket plumes characterization: a review[J]. Energies, 2022, 15(4): 1470.

[6] Carlotti S, Maggi F. Experimental techniques for characterization of particles in plumes of sub-scale solid rocket motors[J]. Acta Astronautica, 2021, 186: 496−507.

[7] 何景轩, 任全彬, 敖文, 等. 固体发动机凝相燃烧产物研究综述 [J]. 导弹与航天运载技术 (中英文), 2022(5): 36−42.

[8] Yim Y J, Jang M W, Park E Y, et al. Infrared irradiance reduction in minimum smoke propellants by addition of potassium salt[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2015, 40(1): 74−80.

[9] Kim S, Kim S, Kim M, et al. Infrared signature of NEPE, HTPB rocket plume under varying flight conditions and motor size[J]. Infrared Physics & Technology, 2021, 112: 103590.

[10] Yaşar M S, Ozen G, Selçuk N, et al. Effect of particle size distribution and complex refraction index of alumina on infrared rocket plume signatures[J]. Combustion Science and Technology, 2023, 195(14): 3232−3247.

[11] 张立功, 白璐, 李金录, 等. 固体火箭羽流红外辐射特征预测的多相态 Al_2O_3 模型 [J]. 物理学报, 2025, 74(16): 168201.

[12] Saile D, Allofs D, Kühl V, et al. Characterization of SRM plumes with alumina particulate in subscale testing[J]. CEAS Space Journal, 2021, 13(2): 247−268.

[13] 郭智方, 周世圆. 固体火箭发动机尾焰测温技术研究 [J]. 遥测遥控, 2025, 46(3): 51−62.

[14] 赵业辉, 包轶颖, 赵瑜, 等. 固体火箭发动机羽流温度和热流密度测量 [J]. 固体火箭技术, 2018, 41(3): 289−294.

[15] 曹向宇, 夏智勋, 黄利亚. 基于辐射成像的固体燃料燃烧温度测量技术综述 [J]. 固体火箭技术, 2018, 41(5): 650−657.

[16] Liao Y, Jin B N, Yang S Y, et al. Experimental investigation of solid propellants combustion response to pressure oscillations using advanced high-resolution diagnostics[J]. Applied Energy, 2025, 377: 124227.

[17] Chen Y, Guildenbecher D R, Hoffmeister K N G, et al. Study of aluminum particle combustion in solid propellant plumes using digital in-line holography and imaging pyrometry[J]. Combustion and Flame, 2017, 182: 225−237.

[18] Stufflebeam J H, Eckbreth A C. CARS diagnostics of solid propellant combustion at elevated pressure[J]. Combustion Science and Technology, 1989, 66(4/6): 163−179.

[19] Hu Z Y, Liu J R, Zhang Z R, et al. Single-pulse CARS spectra in solid propellant combustion at atmosphere

pressure[J]. Chinese Optics Letters, 2003, 1(7): 395−397.
[20] Retter J E, Richardson D R, Kearney S P. Rotational hydrogen thermometry by hybrid fs/ps coherent anti-Stokes Raman scattering in the plume of a burning metalized propellant[J]. Applied Physics B, 2020, 126(5): 83.
[21] Gu M M, Ouyang J F, Wang S J, et al. AP-HTPB propellant combustion under strain conditions with laser absorption spectroscopy[J]. Applied Optics, 2023, 62(6): A37−A45.
[22] Ruesch M D, Mathews G C, Tancin R J, et al. Wavelength-modulation spectroscopy in the mid-infrared for temperature and HCl measurements in aluminum-lithium composite-propellant flames[J]. Combustion and Flame, 2022, 242: 112180.
[23] Wang Z H, Chen X L, Qiao W S, et al. Open-path measurement of temperature and CO concentration in AP-HTPB composite propellant flames using calibration-free wavelength modulation spectroscopy[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2026, 173: 111660.
[24] Kearney S P, Guildenbecher D R. Temperature measurements in metalized propellant combustion using hybrid fs/ps coherent anti-Stokes Raman scattering[J]. Applied Optics, 2016, 55(18): 4958−4966.
[25] Gao Y G, Liu Y, Dong Z C, et al. Preliminary experimental study on combustion characteristics in a solid rocket motor nozzle based on the TDLAS system[J]. Energy, 2023, 268: 126741.
[26] Araújo A. Multi-spectral pyrometry —a review[J]. Measurement Science and Technology, 2017, 28(8): 082002.
[27] Huang H R, Zhang Z Z, Niu Y, et al. Review of multispectral radiation thermometry data processing algorithms[J]. Infrared Physics & Technology, 2023, 129: 104573.
[28] Liu S Y, Huang Y, He Y, et al. Review of development and comparison of surface thermometry methods in combustion environments: principles, current state of the art, and applications[J]. Processes, 2022, 10(12): 2528.
[29] 张小英, 向红军, 朱定强. 固体火箭发动机地面和飞行过程中羽流红外辐射的计算研究 [J]. 红外技术, 2016, 38(1): 81−87.
[30] Marsh A W, Wang G T, Heyborne J D, et al. Time-resolved size, velocity, and temperature statistics of aluminum combustion in solid rocket propellants[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(3): 4417−4424.
[31] Tang Y, Zou X R, Dong W, et al. Temperature measurements and high-speed photography of micron-sized aluminum particles burning in methane flat-flame exhaust[J]. Fuel, 2021, 306: 121743.
[32] Zhu K K, Barkley S J, Sippel T R, et al. Emission thermometry of microwave-assisted alkali-doped propellant combustion[J]. Combustion and Flame, 2023, 251: 112704.
[33] Zhang L M, Zhang L, Li Y, et al. Study of combustion properties of a solid propellant by highly time-resolved passive FTIR[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2006, 31(5): 410−414.
[34] Li Y, Wang J D. The real time diagnostics of combustion characteristics of solid propellant by remote sensing FTIR system[J]. Instrumentation Science & Technology, 2003, 31(1): 33−45.
[35] Mallery C F, Thynell S T. Species and temperature profiles of propellant flames obtained from FTIR absorption spectroscopy[J]. Combustion Science and Technology, 1997, 122(1/6): 113−129.
[36] 徐朝启, 何国强, 刘佩进, 等. 固体推进剂燃烧温度的双波长测试方法 [J]. 固体火箭技术, 2010, 33(5): 594−598.
[37] 孙晓刚, 戴景民, 丛大成, 等. 基于多光谱法的固体火箭发动机羽焰温度测量 [J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2003, 43(7): 916−918.
[38] 孙美, 许毅, 陈艳虹, 等. 被动式 FTIR 光谱测试固体推进剂羽流红外辐射特性 [J]. 红外与激光工程, 2015, 44(S1): 17−22.
[39] 陈雨. 基于多波长光谱辐射火箭发动机燃气温度测试研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
[40] Yang B, Guo H R, Gui X Y, et al. On-line combustion temperature measurements of solid rocket propellant by using radiation spectroscopy[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2018, 38(6): 1958−1962.
[41] Guo X X, Pan K W, Hou L F, et al. Research on radiation spectroscopy thermometry of plume of solid rocket motor[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2021, 41(1): 305−311.
[42] Ni H, Qiang K J, Ye M C, et al. Influence of silicon-based photoelectric material spectral characteristics on radiation spectroscopy thermometry[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2025, 39(3): 488−494.
[43] Yang B, Guo H R, Chen X L, et al. Research on the influence of spectral response on radiation spectroscopy thermometry[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2018, 38(2): 638−642.
[44] Yang Y, Hu H H, Ni H, et al. Combustion temperature measurement of the solid propellant specimen by colorimetric radiation image[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2025, 39(4): 674−685.
[45] 武强. 基于彩色 CCD 的固体火箭发动机羽流二维温度场测量方法研究 [D]. 上海: 上海理工大学, 2019.
[46] Grujić K. A review of thermal spectral imaging methods for monitoring high-temperature molten material streams[J]. Sensors, 2023, 23(3): 1130.
[47] Neupane S, Jatana G S, Lutz T P, et al. Development of a multi-spectral pyrometry sensor for high-speed transient surface-temperature measurements in combustion-relevant harsh environments[J]. Sensors, 2023, 23(1): 105.

[48] Cao H Y, Liu P, Cheng J M, et al. Thermometry of ablation testing of thermal insulation material based on multispectral imaging[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2025, 39(4): 827−834.
[49] 王文松. 基于多光谱成像的发动机羽流温度场及发射率分布测量方法研究 [D]. 上海: 上海理工大学, 2023.
[50] Ni H, Qiang K J, Wang W S, et al. Flame temperature and emissivity distribution measurement of solid propellant based on clustering analysis of multispectral radiation images[J]. Optics Letters, 2024, 49(21): 6161−6164.
[51] Yang Z H, Wang Z X, Ni H, et al. Research on color image-based multispectral reconstruction methods for candle flames[J]. Optics Letters, 2026, 51(3): 544−547.
[52] Carlotti S, Maggi F, Ferreri A, et al. Development of an intrusive technique for particles collection in rockets plume[J]. Acta Astronautica, 2019, 158: 361−374.
[53] Liu X L, Hu S Q, Liu L L, et al. Condensed combustion products characteristics of HTPB/AP/Al propellants under solid rocket motor conditions[J]. Aerospace, 2022, 9(11): 677.
[54] Liao X Q, Liu J Z, Sun M X, et al. Morphology and size distribution of condensed combustion products of aluminum-based propellants[J]. Combustion Science and Technology, 2024, 196(18): 5128−5143.
[55] Bandera A, Maggi F, DeLuca L T. Agglomeration of aluminized solid rocket propellants[C]//Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver: AIAA, 2009.
[56] 刘鑫. 基于光学拍摄技术的含铝固体推进剂燃面处铝团聚研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
[57] Tu C Y, Chen X, Li Y K, et al. Experimental study of Al agglomeration on solid propellant burning surface and condensed combustion products[J]. Defence Technology, 2023, 26: 111−122.
[58] 平力. 基于辐射光谱与图像的燃烧颗粒多参数测量方法研究 [D]. 上海: 上海理工大学, 2021.
[59] 倪虎. 铝颗粒燃烧参数测量方法及其实验研究 [D]. 上海: 上海理工大学, 2025.
[60] Guildenbecher D R, Cooper M A, Gill W, et al. Quantitative, three-dimensional imaging of aluminum drop combustion in solid propellant plumes via digital in-line holography[J]. Optics Letters, 2014, 39(17): 5126−5129.
[61] 金秉宁, 王志新, 刘佩进, 等. 同轴数字全息用于铝燃烧颗粒的测量研究 [J]. 推进技术, 2019, 40(6): 1399−1408.
[62] Jin B N, Wang Z X, Xu G, et al. Three-dimensional spatial distributions of agglomerated particles on and near the burning surface of aluminized solid propellant using morphological digital in-line holography[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106066.
[63] Wu Y C, Lin Z M, Zhuo Z, et al. Particle burning behaviors of Al/AP propellant with high-speed digital off-axis holography[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(3): 4401−4408.
[64] Sha B S, Na X D, Xia Z X, et al. Analysis of agglomeration particle size near the burning surface of aluminized solid propellant based on digital inline holography[J]. Acta Astronautica, 2021, 188: 140−150.
[65] Ustinov V D, Tsybrov E G. Numerical reconstruction of two-dimensional particle size distributions from laser diffraction data[J]. Inverse Problems in Science and Engineering, 2020, 28(11): 1633−1647.
[66] 蔡小舒, 苏明旭, 沈建琪. 颗粒粒度测量技术及应用 [M]. 2 版. 北京: 化学工业出版社, 2022.
[67] 杨立波, 孙美, 李东林. 装药排气羽烟激光透过率研究 [J]. 火炸药学报, 2006, 29(6): 45−47.
[68] 邱俊, 陈晨, 罗晓庆, 等. 一种固体火箭发动机燃烧室凝相产物粒径在线测量方法 [J]. 固体火箭技术, 2018, 41(3): 303−307.
[69] 李永华, 潘科玮, 平力, 等. 固体推进剂燃烧颗粒粒径的在线测量 [J]. 光学学报, 2020, 40(15): 1512003.
[70] Liu M Y, Liu Z, Li S P, et al. Study on size distribution and flow characteristics of condensed products in solid rocket motor[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, 2021: 5481436.
[71] 张劲民, 袁华, 何铁山, 等. 烟箱法测试固体推进剂羽烟光学透过率 [J]. 火炸药学报, 2005, 28(1): 12−14.
[72] 张波, 杨坤涛, 张南洋生. 固体发动机羽烟的激光透过率动态测试 [J]. 激光与红外, 2006, 36(8): 675−677.
[73] 许毅, 孙美, 李明磊, 等. 烟雾激光透过率测试系统关键技术研究 [J]. 光学技术, 2010, 36(1): 155−158.
[74] 孙美, 王宏, 王中, 等. 固体火箭推进剂排气羽烟检测技术 [J]. 火炸药学报, 2004, 27(4): 69−71.
[75] 王长健, 孙美, 魏志刚, 等. 基于视频图像分析的推进剂羽流烟雾透过率测量技术 [J]. 火炸药学报, 2016, 39(5): 79−83.
[76] 陈佳辉, 吴佳佳, 强科杰, 等. 一种基于蓝紫光的固体火箭发动机羽流烟雾特征信号在线测量方法 [J]. 固体火箭技术, 2023, 46(3): 482−487.
[77] Yang B, Ye M C, Qiang K J, et al. Light transmittance measurement method of solid rocket motor plume based on laser modulation spectrum analysis[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2024, 49(3): e202300224.
[78] 叶铭纯. 固体火箭发动机羽流凝相产物参数测量方法研究 [D]. 上海: 上海理工大学, 2024.
[79] Yang F, Ran X T, Zhang Y, et al. Measurement of particle parameters of condensed phase products in solid rocket motor plume under the rarefied atmospheric environment[J]. Measurement, 2026, 271: 120926.

（编辑：毕莉明）