

固体火箭发动机尾焰测温技术研究

郭智方, 周世圆

(北京理工大学机械与车辆学院 北京 100081)

摘要: 固体火箭发动机被广泛应用于航天运载火箭、导弹武器推进以及航天器姿态和轨道控制等领域, 其尾焰温度是评估推进剂燃烧性能和发动机工作效率的关键参数。由于固体火箭发动机尾焰具有高温、高压和强冲刷的特点, 试验现场环境通常伴随着强振动、强杂散辐射、粉尘污染和高噪音, 这对测温技术提出了挑战。本文总结了现有固体火箭发动机尾焰接触式测温和非接触式测温技术的发展状况, 分析了现有测温技术的优势与不足之处, 并指出多光谱辐射成像测温法及其真温反演算法是目前及今后研究热点。

关键词: 固体火箭发动机; 接触式测温; 非接触式测温; 多光谱测温; 真温反演算法

中图分类号: TJ760.6

文献标志码: A

文章编号: 2095-1000(2025)03-0051-12

DOI: 10.12347/j.ycyk.20250109001

CSTR: 32406.14.ycyk.20250109001

引用格式: 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.

Temperature Measurement Technology of Solid Rocket Motor Tail Flame

GUO Zhifang, ZHOU Shiyuan

(School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Solid rocket motors are widely used in space launch vehicles, missile weapon propulsion, and spacecraft attitude and orbit control. Its tail flame temperature is a key parameter in evaluating propellant combustion performance and the engine efficiency. Due to the high temperature, high pressure and strong washout characteristics of the solid rocket motor exhaust flame, the test site environment is often accompanied by strong vibration, strong stray radiation, dust pollution and high noise, it's a challenge to temperature measurement techniques. In this paper, the development of contact and contactless temperature measurement techniques for solid rocket motor exhaust flame is summarized, and the advantages and disadvantages of the current techniques are analyzed. It is also pointed out that multispectral radiometric imaging thermometry and its temperature inversion algorithm are the current and future research frontiers.

Keywords: Solid rocket motor; Contact temperature measurement; Contactless temperature measurement; Multispectral thermometry; Temperature inversion algorithm

Citation: GUO Zhifang, ZHOU Shiyuan. Temperature Measurement Technology of Solid Rocket Motor Tail Flame[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2025, 46(3): 51-62.

0 引言

固体火箭发动机通过燃烧推进剂来实现能量转换, 进而产生推力。在航天运载火箭发射、导弹武器推进及姿轨控制等方面, 因其结构简单、体积较小、发射响应快、适于长时间存储、使用维护方便、可靠性高等特点得到广泛应用。目前, 世界有 90% 以上的战略导弹、80% 以上战术导弹均采用固体发动机作为主要动力^[1]。

固体火箭发动机尾焰温度是研究推进剂的燃

烧过程、了解发动机性能和优化发动机特性的重要参数。在发动机工作过程中, 喷管等部件及其他零部件需要承受高温高压及高速燃气在发动机工作过程中形成的复杂流场的考验^[2], 而推进剂的种类与成分繁多, 发动机工况和燃烧反应进行程度也不尽相同。因此, 在固体发动机热防护材料厚度精细化设计过程中, 需要获取工作状态下内壁面温度及尾焰温度等参数以供参考^[3]。

固体火箭发动机的尾焰与一般火焰不同, 具有高温、高速和高压的特点, 呈现出气固两相非

平衡流的动态特征, 其试车现场是一种强振动、强杂散、多粉尘、强噪声的环境^[4]。高速动态的尾焰特性和不确定的光谱发射率对尾焰温度测量提出了较大挑战。对固体火箭发动机尾焰测温的方法根据测量形式分为接触式测温法和非接触式测温法两类。接触式测温法主要包括高温热电偶法、超声波导测温法、光纤测温法等, 其优点在于测量方法简单, 所受干扰较小, 可测得原位温度, 测量精度较高等。但也存在响应时间长、动态特性差等问题, 一般在测试中仅作为验证手段使用。非接触式测温法主要包括红外辐射测温法, 可调制半导体激光吸收光谱技术 (TDLAS), 多光谱辐射成像测温法等, 其优势为可测量温度上限高, 试验成本低, 响应速度快, 不影响被测温度场, 可重建火焰温度场图像。但也存在信号解调困难, 温度反演精度一般等问题有待开展进一步研究。

随着计算机科学水平与光学测试技术的不断进步, 测温技术逐渐向高精度和实时动态测试的方向迈进, 非接触测温法也逐渐成为测量瞬时高温的主流方法。特别是在固体火箭发动机这种极端工作环境下, 非接触式测温技术能够在高温、高压、高速气流及强振动等条件下实现实时、动态的温度监测, 从而为发动机性能评估和热防护设计提供更加精确的数据支持。

本文旨在通过对固体火箭发动机尾焰温度测试技术的综述, 分析现有方法的优势、存在的问题及未来发展展望, 为相关研究提供理论依据和技术参考。

1 接触式测温法

1.1 高温热电偶法

高温热电偶法即直接将高温热电偶暴露到待测尾焰热流中从而直接获取温度信息, 其测温原理基于赛贝克效应, 当两种不同的导体 (通常是金属) 在两个接触点之间形成闭合电路, 并且这两个接触点的温度不同时, 电路中就会产生电动势 (即电压)。这个电压与两接触点之间的温差成正比, 通过测量这个电压, 可以推算出温度差, 从而实现温度的测量。高温热电偶法是接触式测温法中应用最广泛的手段。目前的研究主要围绕热电偶结构及偶丝材料设计展开。

2003 年, Tagawa 等^[5]采用了不同直径的双热电偶测量发动机燃烧室瞬态温度, 显著提高了温

度测量的响应速度和精度, 使其能够更快地捕捉到瞬态温度变化。但热电偶的直径差异, 使得测量结果受对流换热系数变化的较大影响。

2011 年, 中国航天科工集团第六研究院第四十一所李宏顺^[6]等对美国 Nanmac 公司设计的自更新快速响应热电偶进行了改进, 并将其应用于测量固体火箭发动机喷管喉衬内壁面上的瞬态温度和热流密度, 如图 1 所示, 其中 ϕ 为探头至喷管出口距离。为提高热电偶性能, 将侵蚀型热电偶内的陶瓷填充材料改换为金属钽, 使侵蚀型热电偶材料与喉衬材料完全一致, 降低了热电偶对喉衬内温度场的干扰。这种改进显著提升了热电偶的响应速度, 改进后探头的响应时间可达到 $10\ \mu\text{s}$ 量级, 在固体发动机点火后 $1\ \text{s}$ 内工作正常, 但随后失效。

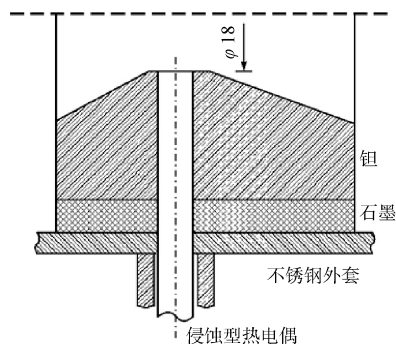


图 1 侵蚀性热电偶安装示意图

Fig. 1 Installation diagram of aggressive thermocouples

2012 年, 南京理工大学成红刚^[7]等针对发动机接触式测温中常见的热电偶丝熔断及冲蚀破坏的问题, 提出了一种基于激光连续加热热电偶的方法。研究了热电偶动态响应时间、电压变化率与热流密度之间的函数关系, 并提出了一种基于热电偶动态响应特性的温度预估方法, 为火箭发动机高温高频瞬态温度的测量及预估提供技术支持。但该方法在超出测温极限的 27.3% 的范围后误差较大, 表明在极端高温条件下的应用还需继续研究。

2014 年, 上海航天动力技术研究所孙娜^[8]等采用内埋快响应烧蚀热电偶对发动机喉衬结构瞬态温度进行测量, 装置如图 2 所示, 并结合导热反问题方法 (Beck 序列函数法) 计算了其喉部内壁面温度和热流密度。这种方法能够很好地同步测点温度瞬态变化, 并有效反映发动机工作状态。但由于导热反问题方法对初始条件和边界条件较敏感, 因此测量结果存在较大不稳定性。

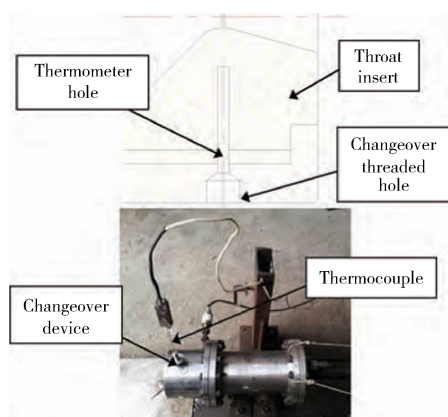


图2 快响应热电偶测试装置

Fig. 2 Quick-responding thermocouples test set

2018年,上海交通大学机械与动力工程学院的赵业辉^[9]等设计了一套相同尺寸不同材料的双热电偶测温装置和热流测量计的组合测量装置,如图3所示。该装置的创新之处在于通过计算消去对流换热系数,从而避免了引入经验公式可能带来的误差,并利用此装置成功测量了发动机喷管外高温燃烧产物的温度。其装置在0.2 s即可达到稳定状态,相比于传统设备响应速度增大了近10倍,并开展了试验数值模拟,其结果与实测结果近似,验证了该装置的准确性和可靠性。

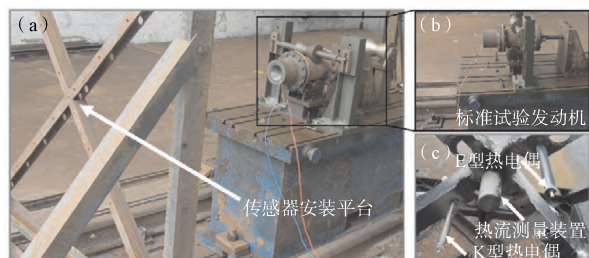


图3 双热电偶试验测量图

Fig. 3 Double thermocouple test measurement

因为固体火箭发动机尾焰具有高温冲刷环境,热电偶存在结构材料及强度等因素制约,耐冲刷时间小,只能工作极短时间,随即失效,测量温度上限低。同时,由于热电偶工作原理基于塞贝克效应,存在温度梯度时产生电动势,将温度变化转换为电信号输出的过程需要响应时间,故导致响应速度慢、动态特性差,只能测得某一段时间内平均温度,不能开展实时测量。另外,由于热电偶测温方法获得的是单点温度信息,无法获取完整的点火全过程温度图像,不能反演温度变

化及分布信息。

1.2 超声波导测温法

超声波导测温法是一种利用超声波在不同状态介质中的传播速度与介质温度存在明确函数关系的特征进行测温的方法。在理想气体中,随着温度升高,分子振动加剧,声波传导速度随之加快,超声波的传播速度与介质绝对温度的平方根成正比。通过精确测量介质中的声速,从而可以推导出介质的温度,原理如图4所示。超声波导测温法可适用于超高温环境,尤其适用于传统测温手段难以应用的极端测温场景,是未来接触式测温发展方向之一,目前的研究主要针对抗高温材料选型及结构设计。

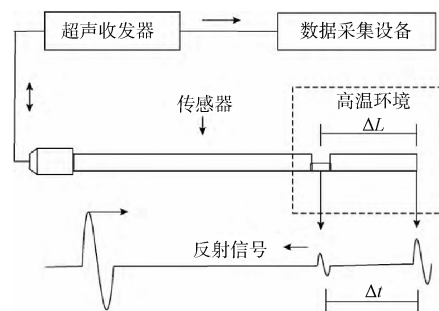


图4 超声波导测温原理图

Fig. 4 Ultrasonic waveguide temperature measurement

2012年,爱达荷国家实验室^[10]对于极端高温环境下超声测温传感器进行了相关研究。通过在2 200℃的高温炉中进行实验验证,获得了超声测温传感器的测试数据,具有非常好的重复性,尤其是在1 400℃~2 000℃的范围表现出较高的精度,传感器的测量精度在±10℃,对于超声高温传感器的进一步发展提供了参考,并对其在极端高温环境下的应用具有重要指导意义。

2018年,中北大学王凯^[11]等设计了一套用铈铈合金制作的超声测温传感器,并在超高温氧化环境下进行了校准测试,可在1 600℃环境下进行测温,精确度和稳定性较好,表明铈铈合金的应用可显著提高传感器的耐用性和可靠性。

2024年,太原师范学院褚惟诚^[12]等设计了一种铁镓合金材料与单晶氧化物相耦合制作的磁致伸缩单晶波导超声测温传感器,利用铁镓合金的高磁伸缩系数,可以在1 200℃~1 600℃范围内具有良好的稳定性,误差范围不超过0.375%,证明了磁致伸缩材料在高温测温领域的可行性。

超声波导法理论测温上限较高,但由于需要传感器或探头与被测介质接触,材料熔点温度存在上限,其测温区间目前还无法完全涵盖固体发动机尾焰温度范围;与此同时,不同的材料与介质有不同的温度依赖性,因此所测温度的校准与补偿较复杂;此外,在固体发动机试车环境下,超声波信号存在较大的衰减与噪声,对测温精度会产生极大影响。因此,超声波导法目前还处在研究阶段,并未得到广泛应用。

1.3 光纤测温法

光纤测温法:利用 FBG (光纤布拉格光栅) 传感器,通过特定方法使光纤纤芯的折射率出现周期性变化,从而产生空间相位光栅,其敏感元件是光纤光栅。当宽谱光源发出的光入射到光纤光栅后,满足布拉格条件的光波被反射,环境温度会影响布拉格光栅的有效折射率以及光栅周期。反射光的波长会随着光纤光栅所处环境温度的变化而变化,通过解调反射波长即可得到被测温度值,其测温过程原理如图 5 所示。目前研究主要集中在封装结构设计及信号解调,以提高光纤传感器在极端环境下的稳定性和耐久性以及在复杂环境下系统的分辨率和实时性。

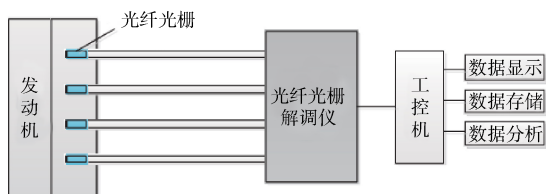


图 5 光纤测温原理图

Fig. 5 Optical fiber temperature measurement

1983 年,美国 DILL R R^[13]率先成功研制出了蓝宝石光纤黑体腔传感器,并成功地将应用于航空发动机、燃气轮机和战斗机等领域,这种光纤传感器能够实现极高的瞬态测温,其瞬态测温最高可达到 2 100℃。2013 年,西门子公司和莱布尼茨光子所^[14]合作,利用飞秒激光在蓝宝石光纤上刻写 FBG,利用 FBG 敏感特性,成功实现了 20℃~1 750℃ 范围内的温度测试。

2018 年,深圳大学徐锡镇等^[15]利用飞秒激光逐行写入技术,在单晶蓝宝石光纤中成功制作了光纤光栅,并系统分析了光纤直径、刻痕长度以及光栅周期数对光栅反射率的影响,深入探索了光栅参数与其性能之间的关系,为优化光纤光栅

的制备工艺提供了理论与实验支持。采用此技术制备出的光纤光栅能够测试室温至 1 612℃ 的温度。

蓝宝石光纤测温技术对参数交叉敏感。传感器的封装结构设计复杂,解调及处理信号困难,可靠性及稳定性还有待改进。目前,国内对于光纤测温技术的研究基本还停留在实验室阶段,缺乏工程应用的实例,能够应用于固体火箭发动机尾焰高温测试的蓝宝石光纤测温技术仍需要开展进一步的研究^[16]。

2 非接触测温法

2.1 红外辐射测温法

红外辐射测温法基于物体的辐射定律,即通过检测高温物体发出的红外辐射,进行光电转换后得到待测温度,因其具有面成像、数据信息量大的优点被广泛应用于瞬态高温测试中。

早在 2005 年,西北工业大学贺博^[17]等就提出了一种结合红外成像与热电偶测量固体火箭发动机羽焰温度的方法,实现了热图分析点与实际坐标的变换,提高了温度测量的精度。但由于搭载实验条件所限,利用该方法所测得的红外分布率特征有待进一步验证。同年,装备指挥技术学院聂万胜等^[18]对火箭发动机羽焰红外辐射性能做了仿真计算和实验,获取了红外光谱辐射强度数据,但其研究的对象为液体发动机,而固体发动机尾焰含有大量固体颗粒,可行性有待进一步验证。2012 年,Moran R P^[19]等采用多台红外热像仪对固体火箭发动机点火时羽焰辐射特性开展测量,通过多点观测提高了数据的可靠性和全面性。

2017 年,中国科学院大学韦丽清^[20]等提出一种高灵敏度短波红外系统,用于开展对常温目标的热成像,系统装置如图 6 所示,并展开了分析研究和实验验证。该系统详细分析了系统时域和空域噪声的产生机理,提出了提高短波红外成像信噪比的方法,并通过搭载飞行试验进行了验证。成功解决了短波红外系统动态范围小,无法实现对复杂场景及辐射亮度变化大的目标开展高灵敏度探测的问题,但未对比短中长波红外系统对同一场景的热成像能力,需进一步开展试验验证。

2021 年,中国科学院大学宋冲^[21]等提出了一种基于非下采样剪切波变换(NSST)和改进脉冲耦合神经网络模型(PCNN)的短波红外多光谱图

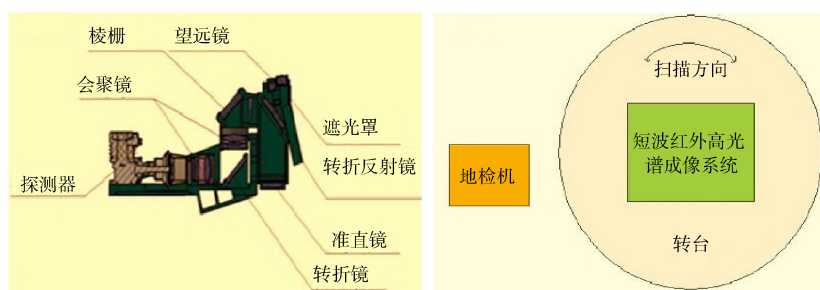


图 6 高灵敏度短波红外系统

Fig. 6 High sensitivity shortwave infrared system

像融合算法, 该算法结合双相机编码孔径快照式短波红外成像光谱仪开展测温, 显著提升了图像的融合精度, 且具有更好的成像质量和稳定性, 但未考虑试车过程中尾焰实际发射率变化、大气光谱吸收率对靶场测量的影响、探测器量子效率及读出噪声等因素对不同谱段的差异化表现, 可能影响成像结果的鲁棒性和准确性, 因此还需进

一步分析影响因素优化算法性能以提高其在复杂测温环境下的适应性。2023 年, 电子科技大学张泽展^[22]等分析了材料发射率变化对测温精度的影响, 提出了考虑背景辐射影响的辐射测温算法, 设计了适用于航空发动机的红外测温系统, 如图 7 所示并进行了测试评估, 但其主要检测气体辐射光谱, 未考虑夹杂固体颗粒的情况。

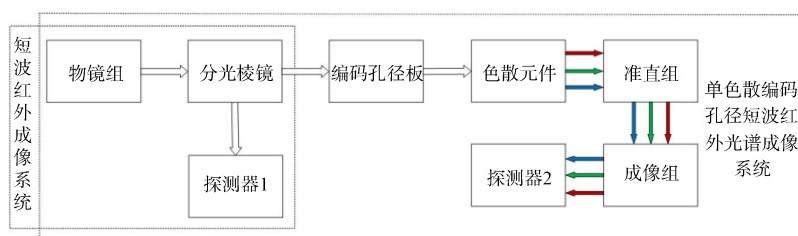


图 7 短波红外光谱成像系统

Fig. 7 Shortwave infrared spectral imaging system

红外辐射测温技术依赖于物体表面辐射率, 对动态温度变化的响应有限, 固体发动机试车现场为高动态变化环境, 利用红外辐射测温技术可能导致温度测量滞后。此外, 固体发动机尾焰中夹杂大量未充分燃烧的固体颗粒。固体颗粒与气体的辐射特性不同会严重影响红外辐射测温的准确性。

2.2 TDLAS 技术(可调谐半导体激光吸收光谱技术)

TDLAS 技术: 利用半导体激光器波长随注入电流变化而变化的特性, 通过控制器调制半导体激光器, 使其产生与目标分子吸收峰相近波数 ν (m^{-1}) 下的入射光强 I_i 。当激光经过一定吸收光程的待测区域与目标分子某一跃迁频率产生共振时, 入射光被吸收而发生能量衰减, 导致透射光强 I_t 减少, 根据光电探测器接收的光信号分析吸收光谱, 从而求解流场参数。测量原理图如图 8 所示。目前

研究主要针对分子谱线动态测量及光学系统设计与优化, 以实现高精度高灵敏度的温度测量及提高系统稳定性。

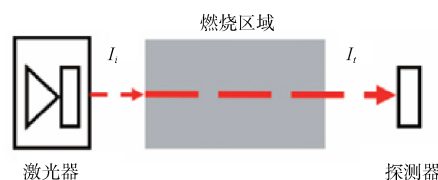


图 8 TDLAS 测量原理图

Fig. 8 TDLAS measurement principle

早在 1999 年, 斯坦福大学的 Wehe 等^[23]研制了探针式 TDLAS 传感器 (大小约为 $2\text{ cm} \sim 18\text{ cm}$), 实现了对超燃冲压发动机中的温度、流速和水蒸气浓度同时测量, 并具有较好的准确度, 但可测温温度上限较低, 无法涵盖尾焰温度区间。2014 年, 中国科学院力学研究所李飞等^[24]基于 TDLAS 技术

获得了直连式冲压燃烧室出口温度的动态二维分布, 为燃烧室内的热力学分析提供了重要的试验数据。2015 年, 西北核技术研究所陶波等^[25]利用 TDLAS 二次谐波免标定测温原理, 在直连式超燃冲压发动机试验台进行温度测量, 并利用电控平移台扫描的方式, 详细测量了发动机出口段与扩张段温度随空间的变化, 进一步完善了温度场的研究方法。2021 年, 上海理工大学邱聪聪等^[26]借助分子光谱仿真计算优选谱线对, 检测羽流中的 H_2O 分子, 并采用扫描波长直接吸收光谱-时分复用 (SDAS-TDM) 策略, 设计了用于碳氢燃料冲压发动机羽流参数测量的 TDLAS 系统, 如图 9 所示, 并利用预混平面火焰炉验证了该系统测温精度, 实现了羽流温度的在线测量, 为冲压发动机羽流参数研究提供了精确可靠的技术支持。

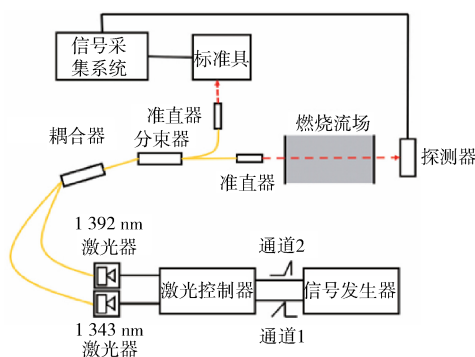


图 9 羽流温度 TDLAS 测量系统

Fig. 9 Plume temperature TDLAS measurement system

TDLAS 法测温依赖于气体分子的吸收谱线, 而谱线在不同温度下的形态、强度及位置会发生变化。在高温下, 气体分子的运动速度增大, 可能导致谱线的形状变宽、偏移或者谱线的吸收强度变化, 从而影响测量结果的准确性, 需开展复杂的校准及补偿。另外, 固体火箭发动机高温强噪声的试车环境下存在强烈的背景辐射, 干扰二极管激光的吸收信号, 降低测量精度。激光源和光路元件 (光纤、透镜等) 在高温环境下也会发生热膨胀或材料属性变化, 导致激光束的聚焦、传输效率或光路对准出现问题。

2.3 多光谱辐射成像测温法

多光谱辐射成像测温法是一种能够精确反演辐射体真实温度的方法, 利用多个光谱通道提取目标在不同波长下的辐射强度信息, 根据普朗克辐射定律建立被测温度和发射率的方程组而求解

温度信息^[27]。该方法凭借高精度和高稳定性, 逐渐成为固体发动机尾焰测温领域的重要研究方向之一。

早在 20 世纪 80 年代, 国外学者们就开始关注多光谱温度计。1981 年, Gardner 等^[28]成功研制出 6 波长温度计, 显著提高了温度测量精度, 将温度测量不确定度降到了 1%, 为多光谱测温技术的实用化奠定基础。1986 年 Hiernaut^[29]等研制出亚毫秒级的 6 波长辐射高温计, 在保证高精度的同时, 提高了多光谱高温计的测量速度。2004 年, 以色列特拉维夫大学的 Sharon.Sade 等利用旋转滤光片的方法制成成像多光谱测量装置, 通过滤光片轮的转动和同步信号取得一帧内物体的多色温场图像, 但由于不能同步获得图像, 采样帧率较低, 动态响应较差。2016 年 Rodiet 等^[30]分别从理论分析、数值仿真、实验验证方面, 研究了采用多光谱方法测量具有非均匀发射率的物体温度时最佳波长的选择, 考虑了包括发射率变化在内的全局传递函数的光谱变化, 提出了一种基于最小二乘法的光谱范围约束通用方法, 减小了测温的相对误差。2019 年, 圣光机大学的 M.V.Mekhrengin 等^[31]开发了一种测定燃烧室内高速燃气温度的多光谱测温装置, 如图 10 所示, 通过蓝宝石棒和光纤对燃气取样及分光, 再经反演得到真实温度, 在 $810^{\circ}\text{C}\sim 1120^{\circ}\text{C}$ 范围内测量相对误差达到 3% 以下。2021 年, 滑铁卢大学的 Suleiman 等^[32]研究了利用多光谱法测定高温物体时由于光谱发射率变化造成测量误差的补偿手段, 指出采用响应面法 (RSM) 可有效对高温测量中的光谱发射率模型进行校准。2022 年, 美国橡树岭国家实验室 Neupane 等^[33]设计了一种新型多红外通道高速表面温度计用于测定高速燃气, 装置安装示意如图 11 所示, 测定 4 个离散光谱区域的热辐射及发射率模型, 通过非线性最

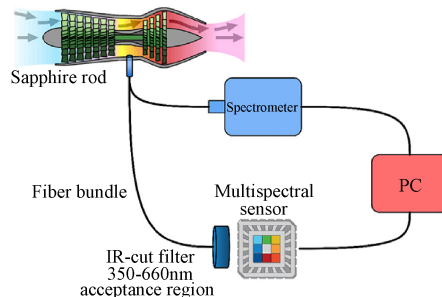


图 10 燃气取样测温装置示意图

Fig. 10 Gas sampling temperature measuring device

小二乘优化得到温度，并在不同的温度和信噪比水平范围内评估了温度计性能，在 $400^{\circ}\text{C}\sim 800^{\circ}\text{C}$ 范围内测温准确度可达到 97%，瞬态响应时间达到 $20\ \mu\text{s}$ 。

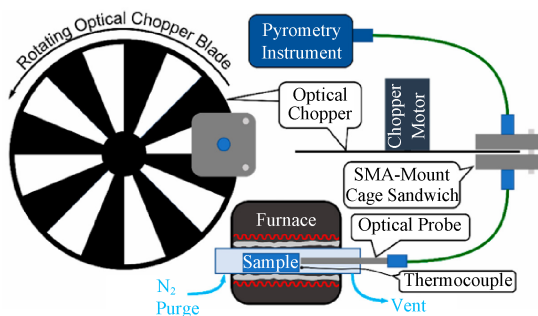


图 11 多波长高速温度计

Fig. 11 Multi wavelength high-speed thermometer

1991 年，哈尔滨工业大学戴景民^[34]等采用棱镜分光结构研制了多波长辐射高温计。并利用其成功测量了火箭烧蚀材料表面真温以及发射率，这是国内在非接触法测温领域的一个重大突破。2000 年，该课题组^[35]又提出了一种新型热辐射高温计，可同时测量目标平面上均匀分布的 6 个测量点，并覆盖 8 个波段。其分光系统示意如图 12 所示，被成功用于航天发动机尾焰温度和发射率测量中。

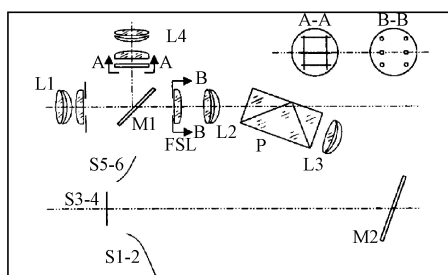


图 12 光学系统布置图

Fig. 12 Optical system installation

2010 年，中国兵器工业第二一三所李占英^[36]等研制了一种 12 波长的辐射温度计，并成功应用于火工烟火药剂燃烧温度的测定，但由于测试对象为火工烟火药剂，其温度及燃速较固体发动机尾焰低，因此该系统测温应用范围和性能是否能满足更高温度和更复杂环境下的测量需求还有待进一步研究。2012 年，哈尔滨工业大学孙岷等^[37]对多光谱高温计进行了改进，提出了光学远传结构设计，使高温计主体与光学瞄准系统分离，提

高了系统的防爆性能；还设计了超高速同步数据采集系统，显著提升了高温计的响应速度和数据采集率；为进一步优化测量精度，提出了基于幂函数模型的无源温区标定方法，所测数据精度优于 0.7%，但该方法的验证停留在仿真层面，缺少实测数据支持，还需开展更多验证测试。2015 年，哈尔滨工业大学梁培龙^[38]等人研制了一套 3 目标 6 波长辐射测温系统，用于测量火箭发动机羽焰流场，装置示意图如图 13 所示，采用了 3 套独立的测温系统，可实现对任意 3 个目标的同时快速测量，测温范围为 $900\ \text{K}\sim 3\ 000\ \text{K}$ ，精度优于 3%。2023 年，中北大学李文哲等^[39]搭建了一套 8 通道面阵多光谱测温系统，用于对航空发动机涡轮叶片开展测温，提出了一种分段法校正传感器阵列的非均匀校准方法，并利用亮度逼近法匹配最佳辐射曲线，测温误差不超过 0.84%，综合不确定度为 1.71%，但只验证了稳态升温情况下的温度测量，对于瞬态温度变化和规律性不强的高温辐射物体未开展验证，需开展进一步研究。



图 13 三目标六波长测温仪

Fig. 13 Three target six wavelength thermometer

把不同测温方法对固体火箭发动机尾焰测温能力进行对比，如表 1 所示。从表中可以看出，相比之下，多光谱辐射测温法不需要辅助设备和附加信息，对被测对象也无特殊要求，而且具有测量温度上限高、精度高等优点，特别适合高温目标的温度及材料的发射率的同时测量。另外，由于固体火箭发动机尾焰中包含有多种组分，其存在不同辐射光谱易于探测，因此多光谱辐射法逐渐成为对固体火箭发动机尾焰温度开展测试的主要手段及发展方向。目前对于多光谱辐射测温装置的设计研制已相对成熟，可直接应用于固体火箭发动机测温领域。对于多光谱测温系统的研究相对集中于真温反演算法层面，下面对目前主要

表 1 固体火箭发动机尾焰测温技术对比

Table 1 Comparison of temperature measurement techniques for solid rocket motor tail flame

测温方式	测温上限	响应速度	抗尾焰噪声能力	测温精度
热电偶法	2 300 K 左右	慢(ms~s 级)	较强	一般
超声波导测温法	1 700 K 左右	慢(ms~s 级)	一般	一般
光纤测温法	2 000 K 左右	较快(μ s~ms 级)	较强	高
红外辐射测温法	3 000 K 左右	较快(μ s~ms 级)	较弱	一般
TDLAS 法	2 500 K 左右	快(μ s 级)	较弱	极高
多光谱辐射测温法	3 500 K 左右	较快(μ s~ms 级)	较强	高

的真温反演算法进行介绍。

3 多光谱测温反演算法

多光谱辐射测温技术主要基于普朗克定律、维恩位移定律和玻尔兹曼定律,采集待测物体在多个波长下的辐射出射度信息,并通过转换后的电压信号来反演目标真实温度。在真温反演过程中,其核心任务是找到光谱发射率与波长或温度等变量之间的函数关系。因此,常用的方法为用含有波长或温度等因素的表达式代替光谱发射率。然而,在假设过程中对发射率模型的选取往往缺乏足够的理论支持,同时由于光谱发射率在实际测量过程中具有瞬时多变性,假设的光谱发射率模型与实际之间往往存在一定的差异,有可能导致真温反演产生较大的误差。这一问题的存在,强调了建立更加精准和可靠的光谱发射率模型的迫切需求,因此对多光谱真温反演算法开展研究是发展多光谱测温技术的重点与热点^[40],通过改进现有的算法模型,可以有效提高真温反演精度,满足固体发动机尾焰温度测量需求。目前常用的多光谱测温反演算法模型主要包括以下几种。

3.1 基于发射率假设模型

发射率假设模型假设波长和光谱发射率间存在某种关系,用含有波长的表达式代替光谱发射率,由于反演精度较高,是目前使用最多的真温反演算法模型。

1976年, Svet^[41]等首次研究了光谱发射率与波长之间的关系,在光谱发射率和波长之间建立数学模型,采用含有波长的多项式近似代替未知的光谱发射率,反演出真温和光谱发射率,为真温反演提供了新的理论支持。1981年, Gardner^[28]等探索了非线性方法在真温反演过程中的应用前景,利用计算机处理技术,用非线性最小二乘法建立了 $\ln \epsilon(\lambda, T) = a + b\lambda$ 的函数关系。为验证这一假设,

对钨等金属材料开展真温反演,提高了反演精度。1995年,哈尔滨工业大学戴景民等^[42]提出了一种光谱发射率和波长之间自动寻阶的数据处理方法,分析了光谱发射率与波长之间的关系,从而实现动态调整波长阶次的目的,优化了波长模型的结构,所提出的数据处理方法也能够适用于某一类或某几类材料的真温和光谱发射率的求解问题。1997年,哈尔滨工业大学卢小冬等^[43]提出了一种基于镜像拓展思想的波长数据处理方法,通过将波长为零时的数据从外推值转变为内插值进行处理,极大地提高了数据分析与处理的可靠性和稳定性,为后续测温计算提供了坚实的基础。2000年, Mazikowski 等^[44]对光谱发射率与波长之间的关系进行了分析,提出了以 $\ln \epsilon(\lambda, T) = a_0 + a_1\lambda + a_2\lambda^2$ 为基本关系的 3 阶对数模型,并基于此模型建立了真温反演方法。2012年, 辛成运等^[45]对模型进一步优化,基于维恩公式,提出一种基于光谱发射率的多光谱真温构建方法,无需对数据做归一化处理。

3.2 基于真温和发射率假设模型

真温和光谱发射率假设模型又称二次测量法,是基于光谱发射率和真温间存在某种线性关系的原理,通过处理两个不同温度点的测量数据来求取被测目标的真温及光谱发射率,较适用于采样周期很短的连续测温过程。利用此方法得到的真温反演精度较高、鲁棒性较好,在工程实践领域也得以广泛应用,但由于在计算过程中会构建庞大的发射率模型库,迭代过程过长,效率较低,目前的研究主要集中于在保证计算精度的同时提高迭代速率。

2001~2003年,哈尔滨工业大学孙晓刚等^[46]提出二次测量法的理论模型,并成功地通过迭代的方法对真温和光谱发射率开展了求解,并在固体火箭尾焰真温测量中开展应用^[47],取得了显著效

果,证明了二次测量法能够满足复杂工程环境的测量需求,为固体发动机尾焰温度测量提供了可靠的技术手段。2011年,孙崐等^[48]进一步拓展了二次测量法的应用范围,采用棱镜分光技术,通过假设光谱发射率与真温之间在很窄波段内存在线性关系,完成了爆炸火焰的真温及光谱发射率的反演,并开展了测量精度分析,实现了900°C~3 500°C温度范围的精确测量,为高温环境下的热参数测量奠定了坚实的基础。2017年,东北林业大学顾伟宏等^[49]对二次测量法进行进一步改进,提出了一种基于发射率偏差约束的真温反演算法,将二次测量法中发射率连续迭代转变为发射率偏差约束后迭代,拟合了光谱发射率偏差和温度偏差之间的函数关系,在保证反演精度的前提下极大地提高了计算效率,为复杂环境下测温提供了可参考的解决方案。同年,哈尔滨工业大学的梁美等^[50]增加了发射率模型的非线性约束条件,优化了发射率模型结构,剔除了冗余数据,极大地提高了计算速率。

3.3 其他约束条件下的算法模型

近年来,学者们又提出了一些无需假设发射率,利用其他约束条件来反演目标真温的算法模型,由于这些方法不需要假设发射率,因此消除了由于假设发射率模型和实际之间存在差异进而导致的计算误差,整体计算精度较高,取得了较好的效果。

2018年,长春理工大学杨艺帆等^[51]利用发射率的缓变特性,假设第 $2n$ 个波长处对应的发射率与第 $2n-1$ 波长处的发射率相等,大大减少了未知数数量,从而能在无需发射率假设模型的基础上反演温度,该方法具有较高的适应性和计算速率。2019年,哈尔滨工业大学张福才等^[40]将真温的反演问题转变成求解目标函数极小值的优化问题,提出了一种基于约束优化原理的单目标函数极小值的真温反演方法,无需假设光谱发射率模型。相比于二次测量法,在相同的初始条件下真温反演速度提高了98%以上,为实际应用中的高效测温提供了重要支持。2023年,东北林业大学朱自民等^[52]基于参考温度模型,利用同一时刻获得的各个通道反演的温度值与平均值的差值趋近于“零”为约束条件,实现了发射率的迭代优化,提高了迭代速度和抗噪性能。2024年,哈尔滨工程大学高山等^[53]提出一种基于Alpha-ResNet的多光谱测温

方法。该方法通过构建Alpha谱模型来反映真实发射率,利用Alpha谱和ResNet50神经网络实现了发射率模型的自动判断,并利用利希滕贝格算法对多光谱数据进行温度反演,具有更高的反演精度和反演稳定性,具有更高的准确性和计算稳定性。同年,中北大学张璇等^[54]利用基于优化思想的多光谱温度测量方法,将温度场不同子区域的测温模型进行耦合,建立多光谱温度场测量函数,结合约束优化算法以及子区域不同波段之间的温度关联性建立缺失信息之间的统计规律,在弥补信息缺失的同时,摆脱了温度测量技术对于材料谱特性的依赖,所提出的测温方法在600 K~2 400 K范围内精度可达到1.53%~12.05%。

在利用先验假设模型进行计算时,一般需要代入多种发射率模型反复尝试,导致计算结果与真实值往往存在较大误差。同时由于实际数据(各通道的亮度)存在一定的分散性,在进行温度反演时,虽然通过优化算法能够得到某一温度和发射率的最佳估计值,但理论亮度和真实亮度之间的偏差往往无法完全消除,这种偏差来源于数据本身的波动性,无法完全消除。

4 结束语

火箭发动机尾焰部分处于高温强冲刷环境中,要求测温系统具有测量区间大、响应速度快且受背景噪声影响小的特点。本文对比分析了当前对固体火箭发动机尾焰开展测温的接触式测温和非接触式测温技术,得出结论:采用多光谱辐射测温技术更符合尾焰测温需求。当前多光谱辐射测温技术已较为成熟,已在固体火箭发动机测温领域开展应用,但其真温反演算法还需改进,在利用先验假设模型进行计算时,一般需要代入多种发射率模型反复尝试,导致计算结果与真实值之间往往存在较大误差。因此还需探索准确度更高、普适性更强的反演算法。

参考文献

- [1] 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.
LYU Xiang, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Requests and suggests for basic research on SRM combustion and flow[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1157-1166.
- [2] SUTTON P, BIBLARZ O. Rocket propulsion elements

- [J]. INCAS Bulletin, 2015, 7(2): 165-167.
- [3] NATALI Maurizio; MARIA Kenny JOSE; TORRE Luigi. Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review[J]. Progress in Materials Science, 2016, 84: 192-275.
- [4] EPHRAIM Y, MALAH D. Speech enhancement using a minimum mean square error short-time spectral amplitude estimator[J]. IEEE Transactions on Acoustics Speech Signal Processing, 1984, 32(6): 1109-1121.
- [5] TAGAWA M, KATO K, OHTA Y. Response compensation of temperature sensors: Frequency-domain estimation of thermal time constants[J]. Review of Scientific Instruments, 2003, 74(6): 3171-3174.
- [6] 李宏顺, 张俭, 谭建伟, 等. 固体火箭发动机喷管喉部瞬态热流的测量技术[J]. 武汉工程大学学报, 2011, 33(12): 94-98.
LI Hongshun, ZHANG Jian, TAN Jianwei, et al. Measuring technique for transient heat flux at inner surface of throat insert of solid rocket motor nozzle[J]. Journal of Wuhan Institute of Technology, 2011, 33(12): 94-98.
- [7] 成红刚, 陈雄, 鞠玉涛, 等. 基于热电偶动态特性的温度预估方法实验研究[J]. 固体火箭技术, 2012(6): 842-846.
CHENG Honggang, CHEN Xiong, JU Yutao, et al. Experimental research of a temperature prediction method based on the dynamic response characteristics of thermocouple[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012(6): 842-846.
- [8] 孙娜, 马新建, 陈悦, 等. 喷管喉衬结构瞬态温度测量及导热反问题方法应用[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1253-1258.
DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.2014.09.015. SUN Na, MA Xinjian, CHEN Yue, et al. Transient temperature measurement of nozzle throat insert and application of inverse heat conduction problem method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1253-1258.
- [9] 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.
ZHAO Yehui, BAO Yiyang, ZHAO Yu, et al. Solid rocket plume temperature and heat flux measurements[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2018, 41(3): 289-294.
- [10] DAW J, REMPE J, CREPEAU J. Update on ultrasonic thermometry development at Idaho national laboratory [R]. Idaho: Idaho National Lab(INL), 2012.
- [11] 王凯, 王高, 梁海坚, 等. 基于铱铑合金的超声测温传感器设计[J]. 电子测量技术, 2018, 41(15): 87-90.
WANG Kai, WANG Gao, LIANG Haijian, et al. Design of ultrasonic temperature sensor based on iridium and rhodium alloy[J]. Electronic Measurement Technology, 2018, 41(15): 87-90.
- [12] 褚惟诚. 磁致伸缩单晶波导超声测温技术研究[D]. 太原: 太原师范学院, 2024. DOI: 10.27844/d.cnki.gtysf.2024.000202.
- [13] DILS R R. High-temperature optical fiber thermometer [J]. Journal of Applied Physics, 1983, 54(3): 1198-1201.
- [14] ELSMANN T, HABISREUTHER T, GRAF A, et al. Inscription of first-order sapphire bragg gratings using 400 nm femtosecond laser radiation[J]. Optics Express, 2013, 21(4): 4591-4597.
- [15] XU X Z, HE J, LIAO C R, et al. Sapphire fiber bragg gratings inscribed with a femtosecond laser line-by-line scanning technique[J]. Optics Letters, 2018, 43(19): 4562-4565.
- [16] 赵飞, 张龙, 赵亚萍. 航空发动机蓝宝石光纤测温技术研究[J]. 应用光学, 2024, 45(5): 1025-1033.
ZHAO Fei, ZHANG Long, ZHAO Yaping. Research on sapphire optical fiber temperature measurement technology for aeroengine[J]. Journal of Applied Optics, 2024, 45(5): 1025-1033.
- [17] 贺博, 龚晓红, 林辉, 等. 红外热像仪在固体火箭发动机羽焰测温中的应用[J]. 固体火箭技术, 2005(2): 153-156.
HE Bo, GONG Xiaohong, LIN Hui, et al. Application of infrared thermal imaging device in temperature measurement of solid rocket motor plume[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005(2): 153-156.
- [18] 聂万胜, 杨军辉, 何浩波, 等. 液体火箭发动机尾喷焰红外辐射特性[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(5): 91-94.
NIE Wansheng, YANG Junhui, HE Haobo, et al. The IR radiation characteristic of exhaust plume of the liquid rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2005, 27(5): 91-94.
- [19] MORAN R P, HOUSTON J D. Infrared imagery of solid rocket exhaust plumes[R]. Huntsvi: Marshall Space Flight Center, 2012: 20120002972.
- [20] 韦丽清. 短波红外高灵敏度成像关键技术与应用研究 [D]. 上海: 中国科学院大学(中国科学院上海技术物理研究所), 2017.
- [21] 宋冲. 用于羽焰辐射特性测量的快照式短波红外成像光谱仪关键技术研究[D]. 长春: 中国科学院大学(中国科学院西安光学精密机械研究所), 2021. DOI: 10.27605/d.cnki.gkxgs.2021.000019.
- [22] 张泽展. 高精度红外辐射测温及相关研究[D]. 成都: 电子科

- 技大学, 2023. DOI:10.27005/d.cnki.gdzku.2023.005712.
- [23] WEHE S D, BAER D S, HANSON R K. Diode laser sensor for velocity measurements in hypervelocity flows[J]. AIAA Journal, 1999, 37(8): 1013-1015.
- [24] 李飞, 余西龙, 林鑫, 等. 基于 TDLAS 的层析成像技术 TDLAT[J]. 力学学报, 2014, 46(1): 54-59.
- [25] 陶波, 王晟, 胡志云, 等. TDLAS 技术二次谐波法测量发动机温度[J]. 实验流体力学, 2015, 29(2): 68-72.
- TAO Bo, WANG Sheng, HU Zhiyun, et al. Engine temperature measurement based on TDLAS second harmonic technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(2): 68-72.
- [26] 邱聪聪, 曹亮, 陈晓龙, 等. 冲压发动机羽流温度 TDLAS 在线测量系统[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(3): 70-77.
- QIU Congcong, CAO Liang, CHEN Xiaolong, et al. TDLAS online measurement system for plume temperature of ramjet engine[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(03): 70-77. DOI:10.19650/j.cnki.cjsi. J2107354.
- [27] 戴景民. 多光谱辐射测温理论与应用[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [28] GANDNER J L, JONES T P, DAVIES M R. A six-wavelength pyrometer[J]. High Temp-High Pressure, 1981, 13(4): 459-466.
- [29] HIERNAUT, J P, BEUKERS R, HEINZ W, et al. Sub-millisecond six-wavelength pyrometer for high-temperature measurements in the range 2000 to 5000 K [J]. High Temp. High Pressures, 1986, 18(6): 617-625.
- [30] RODIET C, REMY B, DEGIOVANNI A. Optimal wavelengths obtained from laws analogous to the Wien's law for monospectral and bispectral methods, and general methodology for multispectral temperature measurements taking into account global transfer function including non-uniform emissivity of surfaces[J]. Infrared Physics & Technology, 2016, 76: 444-454.
- [31] MEKHRENGIN M V, MESHKOVSKII I K, TASHKINOV V A, et al. Multispectral pyrometer for high temperature measurements inside combustion chamber of gas turbine engines[J]. Measurement, 2019, 139: 355-360.
- [32] SULEIMAN F K, LIN K, DAUN K J. Development of a multivariate spectral emissivity model for an advanced high strength steel alloy through factorial design-of-experiments[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2021, 271: 107693.
- [33] 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, 2022, 23(1): 105.
- [34] RUFFINO G, CHU Z, KANG S, et al. Multi-wavelength pyrometer with photodiode array[J]. Temperature, its Measurement and Control in Science and Industry, 1993, 6(2): 807-810.
- [35] DAI J M, LU X D, CHU Z X, et al. Development of multi-point multiwavelength pyrometer with a synchronous DAS[J]. Journal of Infrared & Millimeter Wave, 2000, 19(1): 62-66.
- [36] 李占英, 席兰霞, 陈军, 等. 多光谱辐射测温技术测量火工烟火药剂燃烧温度[J]. 光谱学与光谱分析, 2010, 30(8): 2062-2064.
- LI Zhanying, XI Lanxia, CHEN Jun, et al. Study on flame temperature measurement of pyrotechnics using multi-spectral thermometer[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2010, 30(8): 2062-2064.
- [37] 孙崑. 爆炸火焰真温测量技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- [38] 梁培龙. 三目标六波长高温计的研制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [39] 李文哲. 基于黑体辐射亮度逼近法的面阵多光谱测温系统[D]. 太原: 中北大学, 2023. DOI:10.27470/d.cnki.ghbgc.2023.000365.
- [40] 张福才. 基于优化原理的多光谱真温反演算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019. DOI:10.27061/d.cnki.ghgdu.2019.000005.
- [41] SVET D Y. Determination of the emissivity of a substance from the spectrum of its thermal radiation and optimal methods of optical pyrometry[J]. High Temperatures High Pressures, 1976, 8(5): 493-498.
- [42] 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: 29-43.
- [43] 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[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999: 15-31.
- [44] MAZIKOWSKI A, JEDRZEJEWSKASZCZERSKA M. Modeling of noncontact temperature measurement system using multiwavelength pyrometry[J]. Proc Spie, 2001, 4516: 120-124.
- [45] 辛成运, 程晓舫, 张忠政. 基于光谱响应定标的辐射测温方法[J]. 光谱学与光谱分析, 2012, 32(10): 2735-2738.
- XIN Chengyun, CHENG Xiaofang, ZHANG Zhongzheng. Radiation thermometry based on calibration of

- spectral responsivity[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2012, 32(10): 2735-2738.
- [46] 孙晓刚, 王雪峰, 戴景民, 等. 基于多光谱法的目标真温及光谱发射率自动识别算法研究[J]. 西安交通大学学报, 2001, 35(12): 1275-1278.
- SUN Xiaogang, WANG Xuefeng, DAI Jingmin, et al. Research on algorithm of automatically recognizing the true temperature and spectral emissivities based on the multispectral thermometry[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2001, 35(12): 1275-1278.
- [47] 孙晓刚, 戴景民, 王雪峰, 等. 一种测量固体火箭发动机羽焰温度的数据处理方法研究[J]. 红外与毫米波学报, 2003, 22(2): 141-144.
- SUN Xiaogang, DAI Jingmin, WANG Xuefeng, et al. Research on the dataprocessing method of solid propellant rocket engine plume temperature[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2003, 22(2): 141-144.
- [48] 孙崐, 孙晓刚, 戴景民. 测量爆炸火焰真温的多光谱温度计的研制[J]. 光谱学与光谱分析, 2011, 31(3): 849-852.
- SUN Kun, SUN Xiaogang, DAI Jingmin. Development of multi-spectral thermometer for explosion flame true temperature measurement[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2011, 31(3): 849-852.
- [49] 顾伟宏, 马召, 邢键, 等. 基于发射率偏差约束的多光谱真温反演算法[J]. 光谱学与光谱分析, 2017, 37(8): 2500-2504.
- GU Weihong, MA Zhao, XING Jian, et al. Multi spectral true temperature inversion algorithm based on emissivity deviation constraints[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2017, 37(8): 2500-2504.
- [50] LIANG M, SUN B J, SUN X G, et al. Rules of emissivity sample choice in multi-wavelength pyrometry[J]. International Journal of Thermophysics, 2017, 38(3): 35-44.
- [51] 杨艺帆, 蔡红星, 王诏宣, 等. 基于发射率缓变特性的光谱发射率反演研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2018, 38(3): 702-707.
- YANG Yifan, CAI Hongxing, WANG Zhaoxuan, et al. Inversion research on the spectrum emissivity based on slowing varying properties of emissivity[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2018, 38(3): 702-707.
- [52] 朱自民, 邢键. 基于二分迭代递推的多光谱辐射测温反演算法[J]. 光谱学与光谱分析, 2023, 43(9): 2674-2678.
- ZHU Zimin, XING Jian. Research on inversion algorithm of multispectral radiation temperature measurement based on bisection iterative recursion[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2023, 43(9): 2674-2678.
- [53] 高山, 魏晓凯, 陈立伟, 等. 基于 Alpha-ResNet 算法的多光谱数据处理方法[J]. 应用科技, 2024, 51(6): 135-141.
- GAO Shan, WEI Xiaokai, CHEN Liwei, et al. Research on multispectral data processing method based on alpha resnet algorithm[J]. Applied Science and Technology, 2024, 51(6): 135-141.
- [54] 张璇. 多光谱温度测量系统设计与超稀疏多光谱温度场测量方法研究[D]. 太原: 中北大学, 2024. DOI: 10.27470/d.cnki.ghbgc.2024.000009.
- [作者简介]
- 郭智方 2001 年生, 硕士研究生。
- 周世圆 1976 年生, 副教授, 硕士生导师。
- (本文编辑: 潘三英)