

文章编号: 1000-8055(2023)12-2861-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220968

航空发动机热端部件磷光测温技术研究进展

刘剑宇^{1, 2, 3, 4}, 全永凯^{1, 2, 3, 4}, 徐国强^{1, 2, 3, 4}, 柴杰明^{1, 2, 3, 4},
殷秋洋^{1, 2, 3, 4}, 柳纪琛^{1, 2, 3, 4}

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 102206;
3. 北京航空航天大学 中法航空学院, 杭州 311115;
4. 天目山实验室, 杭州 310023)

摘 要: 详细介绍了磷光测温技术的物理机制、测量方法、常用材料及制备工艺, 并从磷光材料及其制备工艺、温度测试方法及系统、发动机环境下信号传输方案三个层面梳理了磷光测温技术在航空发动机热端部件表面温度测试领域的发展历程和研究动态。通过对航空发动机热端部件磷光测温技术研究进展的全面分析, 充分验证了磷光测温技术与待测面发射率无关, 受复杂燃气组分吸收散射影响小, 可测量半透明介质内部温度场的独特优势, 凸显了磷光测温技术在航空发动机极端环境下热端部件瞬态温度场测试中的应用潜力, 有望实现更高的测温范围和测试精度, 支撑新一代航空发动机的精细化设计。

关 键 词: 热端部件; 非接触测温; 磷光测温; 热障涂层; 稀土元素

中图分类号: V216.5

文献标志码: A

Research progress on phosphor thermometry technology for aero-engine hot section component

LIU Jianyu^{1, 2, 3, 4}, QUAN Yongkai^{1, 2, 3, 4}, XU Guoqiang^{1, 2, 3, 4}, CHAI Jieming^{1, 2, 3, 4},
YIN Qiuyang^{1, 2, 3, 4}, LIU Jichen^{1, 2, 3, 4}

- (1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 102206, China;
3. Zhongfa Aviation Institute, Beihang University, Hangzhou 311115, China;
4. Tianmushan Laboratory, Hangzhou 310023, China)

Abstract: The physical mechanisms, testing methods, commonly-used materials and preparation processes of phosphor thermometry technology were described in detail. The development history and research progress of phosphor thermometry technology in the field of surface temperature measurement for the aero-engine hot section components were also reviewed from three aspects: phosphorescence materials and its preparation process, temperature measurement methods and systems, signal transmission schemes in the engine environments. Through comprehensive analysis on the research progress of phosphor thermometry technology for aero-engine hot section component, the unique advantages of phosphor thermometry were fully validated, including: independence of surface emissivity, less affected by the

收稿日期: 2022-12-20

作者简介: 刘剑宇(1995—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机先进测试技术研究。E-mail: BY1904071@buaa.edu.cn

通信作者: 全永凯(1983—), 男, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机先进测试、旋转换热研究。E-mail: quanyongkai@buaa.edu.cn

引用格式: 刘剑宇, 全永凯, 徐国强, 等. 航空发动机热端部件磷光测温技术研究进展[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2861-2871. LIU Jianyu, QUAN Yongkai, XU Guoqiang, et al. Research progress on phosphor thermometry technology for aero-engine hot section component[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2861-2871.

absorption and scattering of complex gases, and capability of measuring the inner temperature field of transparent media. This highlighted the application potential of phosphor thermometry in the transient temperature field testing of hot section components in extreme aero-engines environments. Phosphor thermometry is expected to achieve higher temperature measurement range and accuracy, supporting the refined design of new generation aero-engines.

Keywords: hot section component; non-contact thermometry; phosphor thermometry; thermal barrier coating; rare earth elements

随着现代航空发动机推质比不断提高,其涡轮前温度也逐步攀升。目前,推质比为10一级的第四代航空发动机的涡轮前温度已达到1 977 K,这意味着航空发动机工作环境的恶劣程度将超乎想象,热端部件极易发生破坏和失效。为了确保热端部件的工作可靠性,航空发动机在研制过程中需要进行更加全面的结构强度和工作性能实验,这就需要可靠的测试技术提供准确的信息数据。其中,热端部件表面温度的精确测量直接决定了发动机热分析系统和冷却设计的精度,关系到热端部件的安全性和使用寿命,而这正是当前航空测量技术的一大难题。

传统航空发动机热端部件表面温度测试技术按照是否与待测面接触可分为两类:以热电偶、晶体测温为代表的接触式测温 and 以示温漆、辐射测温为代表的半/非接触式测温。其中,常规热电偶普遍存在体积较大、干扰待测面温度场的问题,薄膜热电偶存在易脱落、引线和绝缘困难等问题,实际使用温度难以超过1 273 K,寿命偏短;晶体测温虽然测温上限和精度较高,但只能测量被测样品经历的最高温度,安装时还会破坏被测面;示温漆虽然成本低廉、测温范围大,但同样只能记录最高温度,测试精度偏低,而且多数无法重复使用;红外测温法受燃气吸收散射、背景辐射影响严重,特别在高温环境下测试精度偏低^[1]。

面对未来航空发动机高温、高压、高转速等极端恶劣的工作环境,航空发动机热端部件表面温度测量技术逐渐呈现出由接触到非接触、点到面/体、稳态到瞬态的发展方向。总体来看,传统测温技术在一定程度上已面临发展瓶颈,远不能满足未来航空发动机极端环境下热端部件温度测量核心需求,而近年来兴起的磷光测温技术具有非接触、精度高、分辨率高、受环境因素干扰小等一系列优势,能够应用于各种复杂的测试环境中,展示出巨大的发展潜力^[2]。

本文面向航空发动机复杂环境下热端部件表

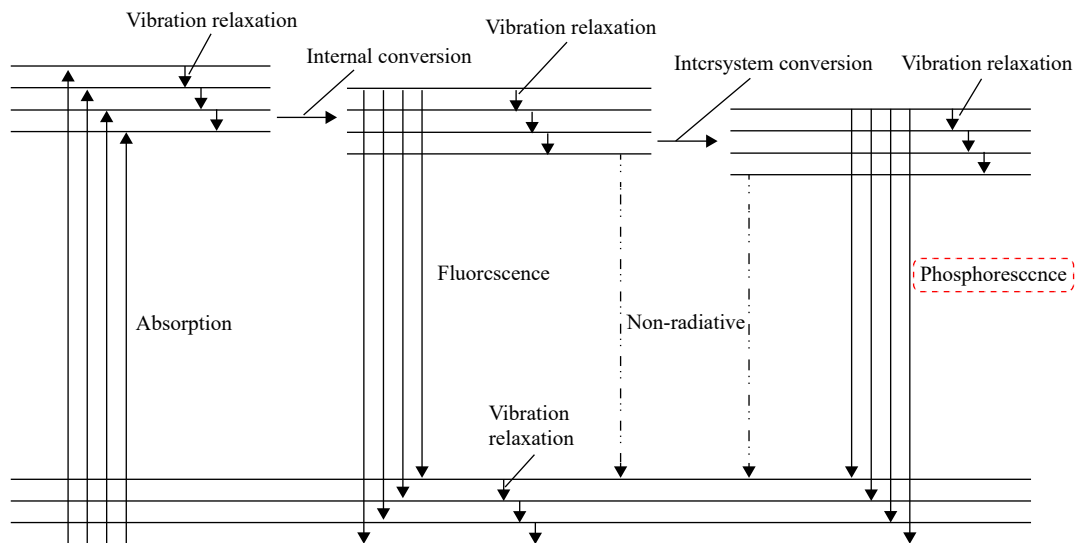
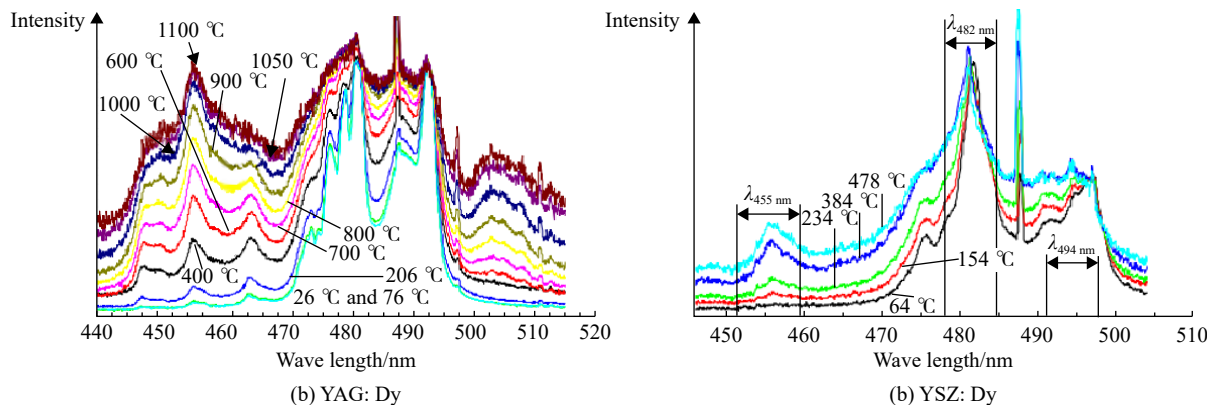
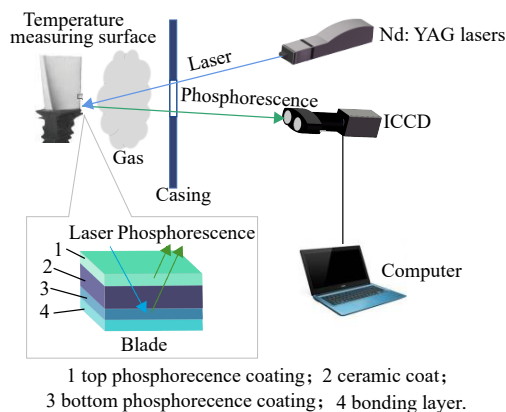
面瞬态温度场测试的迫切应用需求,介绍了磷光测温技术的物理机制、测量方法、常用材料和制备工艺,并围绕磷光材料及其制备工艺、温度测试方法及系统、发动机环境下信号传输方案三方面梳理了磷光测温技术在航空发动机热端部件温度测试领域的研究进展,最后提出了磷光测温技术的未来发展方向以及应用于新一代航空发动机时需要突破的基础理论和关键技术难点。

1 磷光测温原理

1.1 磷光形成原理

如图1所示,稀土离子(例如 Dy^{3+} 、 Eu^{3+} 、 Sm^{3+})受到激光激发后从基态跃迁至激发态的高能级态后,通过内转换、振动弛豫等过程回到激发态最低振动能级。其中,一部分离子将发出荧光后回到基态,荧光的衰减时间为 $10^{-9} \sim 10^{-7}$ s,另一部分离子则通过系间窜越从单线态变为三线态后发射磷光后回到基态,磷光的衰减时间为 $10^{-4} \sim 10$ s。荧光或磷光光谱(图2)的衰减寿命、强度等特性与温度存在单值映射关系,可用于非接触式温度测量。鉴于磷光相比荧光寿命更长,数据采集和信号处理难度小,而且磷光热猝灭温度(超过一定温度后,发光强度和衰减寿命显著降低)更高,因此其更适合用于高温测量^[3]。

基于上述物理原理,在待测高温固体表面涂覆或掺杂稀土氧化物粉末后,采用特定波长的激光照射后激发出磷光,依据磷光光谱特性与温度的映射关系可以反推出待测面温度,这就是磷光测温技术(图3)。磷光测温技术可用于测量高温固体表面瞬态温度场,该技术除具有精度高、测温范围大、不干扰待测表面等和传统非接触式测温技术类似的优点外,还具有受复杂燃气组分吸收散射影响小(工作在可见-近紫外波段)^[4]、可测量半透明介质(如热障涂层)内部温度场的独特优势,因此有着十分广阔的发展和应用前景。

图 1 稀土离子发射磷光过程^[5]Fig. 1 Phosphorescence emission process of rare earth ions^[5]图 2 典型磷光材料的光谱^[3]Fig. 2 Spectra of typical phosphorescent materials^[3]图 3 磷光测温示意图^[4]Fig. 3 Schematic diagram of phosphor thermometry^[4]

1.2 典型测量方法

磷光测温目前应用最为广泛的两种方法是寿命衰减法和比光强法^[6]。寿命衰减法是基于磷光衰减寿命随温度升高而降低的特性;比光强法是

基于磷光光谱两个发射峰强度之比与温度的单值映射关系来测量温度。两种方法都具有受激发光稳定性干扰小,对磷光绝对光强测量无精确要求等优点,具体介绍如下。

1.2.1 寿命衰减法

稀土离子在受到激光激发后,电子将通过辐射跃迁(即发光)和非辐射跃迁两种过程回到基态。随着温度的升高,发生非辐射跃迁的概率增大,辐射跃迁的概率降低,因此辐射跃迁的衰减速率随温度升高而增加。磷光光强降低到初始光强值的 $1/e$ 所需要的时间定义为衰变时间常数,磷光衰变时间常数和温度之间的关系式可表示为

$$I(t) = I_0 e^{-t/\tau} \quad (1)$$

式中 I_0 是初始光强, t 是时间, τ 是衰变时间常数。

当使用寿命衰减法测温时,首先需要标定衰变时间常数和温度的映射关系模型。将磷光材料

置于等温环境(如加热炉),激光照射后采集不同时刻下的磷光信号,根据上述理论模型可拟合出磷光强度衰减曲线,从而计算出该温度条件下的衰变时间常数,改变温度重复上述过程即可获得不同温度下的磷光衰变时间常数,典型磷光材料的寿命衰变时间常数标定曲线如图4所示^[7]。通常采用线性最小二乘法拟合强度衰减曲线,要求采样点的数量至少应达到8个,因此拟合精度较高,典型的寿命衰减法测温误差小于1%^[8]。在实际测试场景下,根据采集到的不同时刻磷光信号拟合出强度衰减曲线,计算当前的磷光衰变时间常数即可转化为相应的温度值。

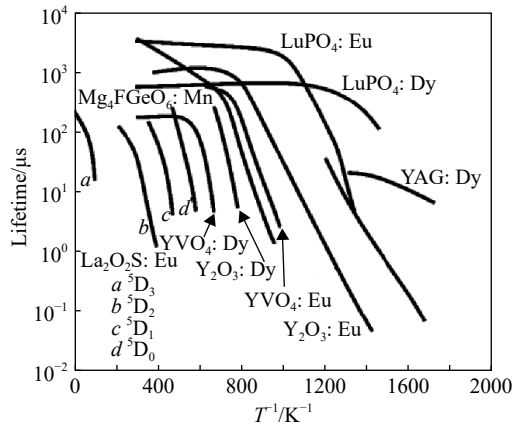


图4 典型磷光材料寿命衰变时间常数标定曲线^[7]

Fig. 4 Calibration curves of lifetime decay for typical phosphorescent materials^[7]

目前,寿命衰减法大都采用具有高采样频率的光电倍增管(photo multiplier tube, PMT)来收集磷光信号^[9],PMT的输出电流通过示波器或电脑界面进行读取,可以有效拟合寿命为毫秒级别的磷光强度衰减曲线。PMT只能测量单点信号,在测量二维温度场时需要采用高速相机以实现时空分辨,但是现有相机的时间分辨率远小于PMT,因此基于寿命衰减法的二维测温通常用于寿命衰减常数较大的低温工况。为了提高相机系统的时间分辨率,可以采用多个相机逐次采集^[10]或单个超高速相机^[11],可在一个磷光衰减周期内采集多个图像。然而,多个相机存在响应灵敏度差异,摆放位置和角度的不同也会导致图像存在差异,而单个超高速相机曝光时间极短且输出速率极大,极易导致采集图像噪声严重和分辨率降低,降低测试精度。

1.2.2 比光强法

如图5所示,当两能级之间能量差较小(200~

2 000 cm⁻¹)时,两能级可以通过声子(传递热量的离子)的协助很快达到热平衡,这样的两个能级被称为热耦合能级^[3]。当稀土离子温度变化时,由于热耦合能级的离子布居数(原子核外电子的相对排布位置及数目)可以在极短时间内达到平衡,可以认为始终处于相应温度下的热平衡状态,此时两热耦合能级上离子相对布居服从波尔兹曼分布,其比值为

$$\frac{N_2}{N_1} = \frac{g_2}{g_1} e^{-\frac{\Delta E}{k_B T}} \quad (2)$$

式中 N_i 是激发态能级 i 上分布的离子布居数; g_1 和 g_2 为两个能级的简并度,当能级确定时为常数; ΔE 为两热耦合能级的能量差; k_B 为波尔兹曼常数; T 为温度。

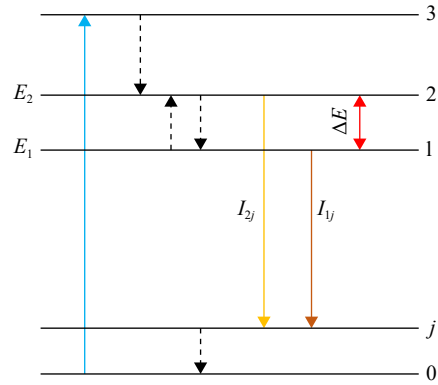


图5 热耦合能级示意图

Fig. 5 Schematic of thermal coupled levels

从激发态 i 回到基态 j 过程中,发出磷光的强度与其离子布居数成正比关系:

$$I_{ij} = \frac{hc}{\lambda} A_{ij} N_i \quad (3)$$

式中 h 代表普朗克常数; λ 为跃迁发射的光子波长; c 为光速; A_{ij} 是从初态 i 到末态 j 发生自发辐射的几率。

那么,热耦合能级发出磷光的强度之比可表示为

$$\frac{I_{2j}}{I_{1j}} = \frac{\lambda_1 A_{2j} N_2}{\lambda_2 A_{1j} N_1} = \frac{\lambda_1 A_{2j} g_2}{\lambda_2 A_{1j} g_1} e^{-\frac{\Delta E}{k_B T}} = B e^{-\frac{\Delta E}{k_B T}} \quad (4)$$

式中 I_{1j} 与 I_{2j} 为两热耦合能级的发光强度; B 为常数。若对等式两边同时取对数,上述表达式可转换为线性表达式:

$$k = \ln \frac{I_{2j}}{I_{1j}} = \ln B - \frac{\Delta E}{k_B} \cdot \frac{1}{T} \quad (5)$$

式(5)证明磷光光谱两个发射峰的光强比与温度存在单值映射关系,那么通过测量发射峰光强之比即可计算出磷光材料的温度。当使用比光强法测温时,首先需要标定磷光光谱发射峰与温度的映射关系模型。将磷光材料置于等温环境(如加热炉),激光照射后分别采集两个发射峰的磷光信号,可计算出该温度条件下的发射峰光强比,改变温度重复上述过程即可获得不同温度下的发射峰强度比,最终建立发射峰光强比与温度的映射关系模型。以典型磷光材料 YAG: Dy 为例,从其受激发射光谱(图 2)中选择 455 nm 和 493 nm 两波长作为测温波段,两发射峰光强之比随温度的变化规律如图 6 所示^[12]。在实际测试场景下,将拍摄到的两个不同波长的磷光图像对齐,逐个计算各个位置点的磷光强度之比,根据标定获得的映射关系模型即可获得不同位置点的温度值,最终获得整个待测面的温度场。相比于寿命衰减法,比光强法测温系统较为复杂,需要考虑图像畸变、对齐精度等温度,其典型的测温误差为 5%^[13]。然而,比光强法只需要拍摄一帧即可获得待测面温度场,不会受到激光功率波动等因素的影响,因此适用于高转速、高温条件下的测试场景,相比寿命衰减法具有很大的优势。

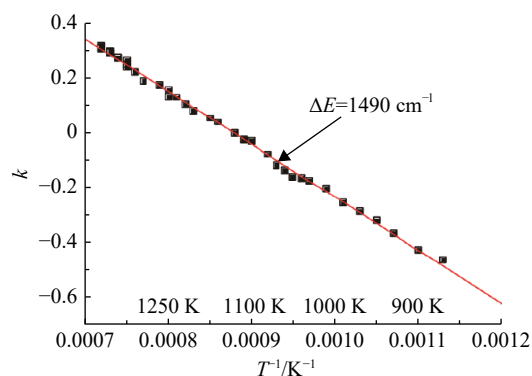


图 6 YAG: Dy 涂层 455 nm 和 493 nm 发射峰强度比标定曲线^[12]

Fig. 6 Calibration curve of intensity ratio of 455 nm and 493 nm emission peaks for YAG: Dy coating^[12]

根据比光强法的测试原理,通常采用分束器和滤光片来分离出两个不同波段的磷光图像,然后用两个相机进行收集。由于两个相机芯片存在一定的感光度差异,采用这种方法时需要两个相机的光强响应进行预先标定。除了上述方法外,还可以基于单相机加装立体镜来采集两个波段的磷光图像,全光谱的磷光信号通过立体镜前端加装的两个滤光片后,两个波段的磷光图像通过反

射镜和棱镜可照射到相机芯片上,最终形成两个形状相同但波长不同的磷光图像,这种方法可以有效避免相机感光度差异带来的测试误差,因此使用较为广泛^[13]。

1.3 材料及制备工艺

典型的磷光材料通常是在基质中掺杂激活剂(发光中心),基质吸收激发能量,然后传给激活剂,因此基质和激活剂对发光行为都有明显的影响。典型磷光材料的基质主要包括钇基/锆基基质(如氧化钇稳定氧化锆,即 YSZ)、钇石榴石基质(如钇铝石榴石晶体,即 YAG)、氧硫化物基质(如 Gd_2O_3 、 Y_2O_3 、 La_2O_3)、金属硫化物(如 ZnS)等,激活剂主要包括镧系元素(如 Eu、Gd、Sm、Dy)、过渡金属元素离子(如 Cr、Mn)、碱卤化合物(如 KCl)^[13]。在磷光测温技术早期研究中,常用 La_2O_3 : Eu、 Y_2O_3 : Eu 等材料,其测温上限偏低,通常低于 500 K,只能满足较低的测温需求。后期,新的磷光材料如氟锆酸镁掺杂锰(Mg_4FGeO_6 : Mn, MFG)、 Y_2O_3 : Eu 等开始得到应用,其测温上限超过 1 000 K^[14]。近些年,具有更高测温上限的磷光材料例如 YSZ: Dy、YAG: Dy 等开始受到关注,逐步用于航空发动机、燃气轮机、内燃机等高温部件测试场景^[15]。

磷光粉末制备方法主要包括溶胶凝胶法、高温固相法、化学共沉淀法^[16]。溶胶凝胶法是将无机盐、金属醇盐或其他金属有机盐溶于低级醇或溶剂中,通过水解反应生成组分均匀的溶胶,再通过改变 pH 等方式聚合成凝胶,干燥煅烧后可得到磷光粉。溶胶凝胶法可在较低温度下制备高纯度磷光粉,但存在成本较高、金属醇盐有毒性、生产效率低等问题,因此多用于实验室研究。高温固相法是将金属氧化物粉体充分混合,在高温下煅烧、粉碎后放入具有还原气氛高温炉中煅烧后就可得到磷光粉。固相反应法则是目前工业上大规模生产磷光粉的主要工艺方法,但存在对原料纯度和反应设备要求高、易掺混杂质等问题。化学共沉淀法是按比配置金属盐溶液与沉淀剂反应生成沉淀物,抽滤和干燥后得到前驱体,放入高温炉中煅烧就可得到磷光粉。化学共沉淀法可以在较低温度下制备出纯度较高、粒径较小、颗粒均匀的荧光粉,而且制备过程较简单、生产效率高、对设备要求低,有望在未来取代高温固相法用于大规模工业化生产。

在制得磷光粉末后,需要将磷光粉末黏结到

待测表面。磷光粉末黏结方法可分为低温黏结和高温黏结两类,其中低温黏结法主要包括树脂黏结法和化学黏结法,高温黏结法主要包括大气等离子喷涂(air plasma spray, APS)、电子束物理气相沉积(electron beam physical vapor deposition, EB-PVD)、超声速火焰喷涂(high velocity oxygen-fuel, HOVF)^[17]。树脂黏结法是将磷光粉末与环氧树脂以 1:3 的比例混合后倒入模具搅拌,树脂凝固后去除毛刺抛光,最后粘贴到待测表面,该涂层的耐温上限一般为 373 K;化学黏结法是通过黏结剂将磷光粉黏附在待测物体表面,一般可以耐受 873 K 左右的环境,但在过高温下、强冲击和振动下可能发生脱落;大气等离子喷涂是利用等离子弧融化磷光粉末,粉末熔滴随高速气流喷出撞击金属基体,沉积在基体表面后迅速冷却形成具有高孔隙率的涂层,可降低材料热导率,但影响涂层透光率,不利于激光及磷光在涂层内传输^[18];电子束物理气相沉积是在真空环境中用高能电子束撞击涂层材料表面,涂层材料融化并气化后沉积在金属基体表面形成具有垂直柱状结构的涂层,抗脱落性能和透光性好,适合应用于磷光测温涂层,但该方法存在设备昂贵、材料利用低、质量不稳定等问题^[19];超声速火焰喷涂是利用航空煤油燃烧形成的高温焰流将磷光粉体融化,冲击到金属基体表面形成涂层致密度高、结合强度好的涂层,但由于其火焰温度只有 2 273 K,该方法不能用来制备氧化锆等熔点较高的材料。

2 磷光测温技术在航空发动机中的研究进展

磷光测温技术起源于 20 世纪 30 年代^[20],但受限于材料、传感器、光学元件等技术的制约,未能得到广泛应用。从 20 世纪 80 年代起,随着高效磷光材料、脉冲激光器、光电成像等技术的进步,磷光测温技术得以快速发展,受到国内外科研机构和企业重点关注,广泛应用于航空、航天、生物、医学、电子等领域,特别是由于磷光测温技术具有受复杂燃气环境干扰小等独特优点,已成为航空发动机、燃气轮机等动力设备中热端部件表面温度测试领域的研究热点。下面将围绕磷光材料及其制备工艺、温度测试方法及系统、发动机环境下信号传输方案三方面来梳理磷光测温技术在航空发动机热端部件温度测试领域的研究进展。

2.1 磷光材料及其制备工艺

在磷光测温技术的发展历程中,磷光材料的发光性能不断提升,测温上限逐步提高,相应的材料黏结方法也在不断更新。早期的典型磷光涂层材料主要包括 $\text{Y}_2\text{O}_3\text{:Eu}$ 、 $\text{La}_2\text{O}_2\text{:Eu}$ 、 $\text{Y}_2\text{O}_2\text{S:Tb}$ 、 $\text{La}_2\text{O}_2\text{S:Eu}$ 、 $\text{YVO}_4\text{:Eu}$ 等,一般采用化学黏结剂或热喷涂的黏结方法,测温上限一般不超过 1 300 K。1985 年,美国艾利逊发动机公司 Noel 等^[21]对比分析了将 $\text{Y}_2\text{O}_3\text{:Eu}$ 磷光粉末直接黏结或喷涂在样品表面的多种方法,包括高温黏合剂、等离子喷涂、火焰喷涂、电子束喷涂、静电喷涂等,但受限于早期技术水平限制,粉末黏结效果均不够理想。1989 年,为了进一步选择合适的磷光粉末以及黏结方法,美国洛斯阿拉莫斯国家实验室 Noel 等^[22]开展了一系列不同复杂程度的环境测试,包括热循环实验、高温燃烧环境测试、旋转测试等,最终选定磷光材料为 $\text{Y}_2\text{O}_3\text{:Eu}$,喷涂方法为电子束沉积。1990 年,美国国家橡树岭实验室 Tobin 等^[23]在 973~1 273 K 的高温燃烧环境下对低转速涡轮叶片开展稳态和瞬态测试,获得了 $\text{YVO}_4\text{:Eu}$ 和 $\text{Y}_2\text{O}_3\text{:Eu}$ 衰减寿命随温度的变化曲线,证明了在低功率激光以及强火焰环境下两种磷光材料的发光能力,同时检验了高温环境下磷光体和叶片的结合强度。总体来看,采用化学黏结剂等传统黏结方法时,往往存在喷涂均匀性差、结合强度较低、耐温性较差等问题,这极大地限制了磷光材料的测温上限和测温精度,难以满足航空发动机高温部件尤其是高速旋转部件的温度测试需求。

随着大气等离子喷涂和电子束物理气相沉积等热喷涂工艺的进步,Choy 等^[24]于 1998 年提出将微量稀土元素掺杂到热障涂层中,在不破坏热障涂层原有晶格结构和隔热性能的基础上实现非接触式测温,因此该结构被称为“传感”热障涂层。此外,相关研究发现稀土氧化物可有效减小传统 YSZ 涂层热导率,还可提升 YSZ 涂层的隔热性能、高温相稳定性、耐腐蚀性、抗烧蚀性、结合强度。因此,“传感”热障涂层概念一经提出后,迅速成为主流科研单位的研究目标,并成功应用于发动机及燃气轮机的燃烧室、涡轮等热端部件。英国帝国理工学院 Feist 等是国际上最早开展“传感”热障涂层研究的科研团队。2001 年,Feist 等^[25]采用电子束物理气相沉积工艺制备了 YSZ:Dy “传感”热障涂层,测温上限超过 950 K,首次证明了“传感”热障涂层的应用可行性。2012 年,Feist 等^[26]

将 YSZ: Dy 涂层成功应用于 Rolls-Royce Viper 201 航空发动机燃烧室火焰筒、喷嘴导向叶片和涡轮转子叶片表面温度测量, 最高测试温度为 1 211 K, 测温精度为 ± 5 K。2016~2018 年, 上海交通大学彭迪等^[27]采用大气等离子喷涂工艺制备了 YSZ: Dy 和 YSZ: Eu 磷光涂层, 发现 YSZ: Dy 和 YSZ: Eu 的寿命衰减法测温范围分别为 773~1 173 K 和 673~1 073 K, 并研究了晶体结构等参数对 YSZ: Eu 磷光性能的影响。相比化学黏结剂等传统黏结方法, 先进的喷涂工艺进一步挖掘出了磷光材料的发光性能, 其测温上限和精度不断提升, 目前 YSZ 基质的磷光材料测温上限大约为 1 400 K, 可基本满足发动机高温部件大多数应用场景温度测试需求。

随着航空发动机的性能指标不断攀升, 未来航空发动机的涡轮前温度将突破 2 000 K, 基于 YSZ 基质的磷光材料可能将无法满足新一代航空发动机的测温需求。为此, 从 20 世纪末起, 研究人员就已把目光投向了具有更高耐温和发光性能的 YAG 等新材料, 尝试替代传统 YSZ 热障涂层, 同时可作为稀土发光基质实现非接触式测温。1999 年, Feist 等^[8]在 300~1 500 K 内采用化学黏结剂和电子辅助化学气相沉积两种方法制备 YAG: Dy 和 YAG: Tb 磷光涂层, 发现 YAG: Dy 和 YAG: Tb 具有发射波长短、受背景热辐射影响小等优势, 非常适合用于燃烧室环境测试, 初步证明了 YAG 基质在航空发动机环境下的应用可行性和优势。2006 年起, NASA 也开展了以 YAG 为基质的磷光材料概念验证工作, Jenkins 等^[28]在燃烧实验台上验证了 YAG: Dy 可以在高温燃烧环境下仍然能有很好的测试精度, 发现 YAG: Tm 有很好的背景辐射抑制和时间分辨能力。在完成前期论证工作后, Eldridge 等^[29]将喷涂 YAG: Dy 和 YAG: Tm 的 Honeywell TECH 7000 发动机高压涡轮第一级静叶置于 J85-GE-5 发动机尾喷管高速燃气流中, 最高测试温度约 1 573 K, 测试结果的不确定度小于 ± 5 K。此外, 美国国家橡树岭实验室 Allison 等^[30]从 2000 年起同样提出将 YAG: Dy 和 YAG: Tm 两种新材料用于高温测试, 并通过选择适合的黏结方法、调整掺杂浓度等方法, 于 2019 年成功将 YAG: Dy 和 YAG: Er 的测温范围提升到 1 973 K^[31]。大量的实验研究可以证明, YAG 磷光涂层相比于传统的 YSZ 基质磷光涂层的发光强度更高, 尤其在高温燃烧环境下展现出

更高的测温上限, 具有巨大的发展潜力。但是, 现有 YAG 材料的耐久性尚不能满足发动机实际使用要求, 难以直接替代传统 YSZ 热障涂层, 还有待进一步的技术改进。因此, 开发 YSZ/YAG: Dy 等新型复合材料^[32]、优化粉末制备及涂层喷涂工艺、掺杂敏化剂等手段来提高测温上限是未来研究的重点内容。

2.2 温度测试方法及系统

在磷光测温各种测试方法中, 寿命衰减法起源最早, 在航空发动机等领域的应用也最为广泛。1985 年, 美国洛斯阿拉莫斯国家实验室 Noel 等^[33]提出使用磷光粉末的光致发光现象来测量涡轮发动机静止或旋转组件的表面温度, 并通过实验测量了 $\text{La}_2\text{O}_2\text{: Eu}$ 、 $\text{La}_2\text{O}_2\text{S: Eu}$ 、 $\text{Y}_2\text{O}_2\text{S: Tb}$ 、 $\text{Y}_2\text{O}_3\text{: Eu}$ 四种磷光材料的衰减寿命随温度的变化曲线, 首次证明了寿命衰减法用于测温的可行性。1993 年, 美国艾利逊发动机公司 Alaruri 等^[6]在 300~1 368 K 的温度范围内标定了 $\text{Y}_2\text{O}_3\text{: Eu}$ 的磷光衰减寿命和温度的映射关系, 证明了寿命衰减法可实现高温测量。1999 年, 美国国防部和国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)等单位联合制定了通用经济可承受先进涡轮发动机计划(Versatile Affordable Advanced Turbine Engines, VAATE), 瞄准新概念发动机开展研制工作, 将磷光测温技术被正式确定为航空发动机热端部件温度测量的重点研究方向, 拟将该技术最终应用于 F135 发动机中的旋转涡轮叶片, 并初步选择寿命衰减法作为主要测试方法^[28]。2006 年, NASA 首先开展寿命衰减法概念验证工作, Gentleman 等^[34]在热障涂层隔热层与黏结层的界面掺杂 YAG: Dy 磷光粉末, 采用寿命衰减法成功监测到界面温度, 最高测试温度达 1 513 K, 进一步验证了寿命衰减法的高温测量能力。

大量实验和理论研究已经充分证明, 在进行单点温度测量时寿命衰减法测温精度较比光强法更高, 效果更好^[35]。随着近年来高速相机时间分辨能力的提升, 采用超高速互补金属氧化物半导体(complementary metal oxide semiconductor, CMOS)相机实现寿命衰减法二维测温逐渐兴起^[36]。但是, 拟合磷光衰减曲线至少需要 8 个点, 即使采用最大帧率达 1 MHz 的先进超高速 CMOS 相机, 拍摄航空发动机涡轮等旋转组件温度场时仍将产生严重的拖影, 无法分辨出温度图像。此外, 相

机帧数愈大,噪声愈加严重,将进一步降低寿命法测温精度^[37]。相比之下,比光强法只需要拍摄一帧就可以实现良好的拟合精度,这为测量高速旋转部件表面温度场提供了新的解决方案。从21世纪起,国内外研究方向已逐步转向具有良好二维测温能力的比光强法。2001年,帝国理工学院 Feist 等^[25]首次基于比光强法原理开展 YSZ: Dy 涂层测温实验,测温上限超过 950 K,不确定度为 $\pm 2.6\%$,初步证明了比光强法在二维测温方面的潜力。从2010年起,我国的西北核科学技术研究所、中国科学院力学所等多家单位也已针对比光强法开展了一系列论证工作。2014年,西北核科学技术研究所王晟等^[38]基于光谱标定平台测量了氟锆酸镁掺杂锰(Mg_4FGeO_6 : Mn, MFG)的发射光谱,发现在温度上升过程中 630 nm 发射峰相比 660 nm 发射峰的强度衰减速度更低,这为建立两个发射峰光强比与温度的映射关系奠定了基础,在此基础上成功实现了旋转曲面的表面温度场测量,测温上限可达 800 K。此后,中国科学院力学所李飞^[39]在 300~600 K 温度范围内测试了 ZnS: Ag 的发射光谱,搭建了由 4 根成像光纤和一台相机组成的磷光测温系统,选择 458 nm 和 497 nm 作为比光强法工作波长开展二维测温实验,结果同样证明了比光强法具有良好的瞬态二维温度场测试能力。2019年起,北京航空航天大学全永凯团队建立了测温上限高达 1 700 K 的高温光谱分析平台,基于比光强法测温原理开发了光谱发射峰自动筛选算法,可以从众多发射峰中遴选出性能最优的比光强法工作波长,并建立了稀土元素 YSZ: Dy 和 YSZ: Sm 的发射光谱发射峰光强比与温度的单值映射关系模型,温度上限超过 1 173 K,可通过优化材料制备工艺进一步提高^[40]。

鉴于现有光学相机技术水平,由于比光强法相比寿命法在瞬态温度场测试方面具有极大的优势,已成为国内外研究的主流方向。然而,建立具备高精度和高实时性的二维比光强法磷光测温系统时,需要将两幅图像每个对应像素的发射峰光强求比值,因此必须考虑光路畸变、分光不均匀、位置偏移背景噪声、相机噪声等问题,这对系统分光光路设计、设备选型、测温系统信号处理算法等方面提出了较高的要求。

2.3 发动机环境下信号传输方案

当应用光学测试技术在测量航空发动机内部组件温度时,一般都需要在发动机表面加工光学

视窗,同时配备相应的冷却及吹扫系统,磷光测温技术也不例外。2012年,帝国理工学院 Feist 等^[26]在 Rolls-Royce Viper 201 航空发动机表面加工蓝宝石材质的光学视窗,同时加装空气吹扫装置,分别对燃烧室火焰筒、喷嘴导向叶片和涡轮转子叶片的表面温度进行实时监测,最高测试温度达到 1 211 K。虽然光学视窗可以实现光学信号传输,但是其整套系统极其复杂,工作在高温高压高污染环境下的光学视窗往往面临破裂、污染物沉积等问题,航空发动机表面加工光学视窗也将极大地破坏整机结构和性能,强振动的发动机靠近光学测试设备时还可能影响系统测试精度和操作安全性,因此光学视窗法的应用场景非常受限,这也是目前绝大多数光学测试技术面临的一大技术瓶颈。

近年来,体积更小、操作更加便捷、传输距离更远的光纤探针已成为光学测试技术的研究热点,正在逐步取代传统的视窗法。在测量涡轮叶片表面温度时,早期的光纤探针大多直接嵌入具有内冷结构的涡轮静叶内,通过在静叶上开孔以提供辐射传输的通路。这种方法很大程度上降低了探针冷却设计的难度,但造成了静叶结构的严重破坏,探针的测温区域也收到了较大的限制。现在国内外主流的光纤探针都是通过机匣伸入在涡轮燃气环境中,通过调整探针的伸入长度和角度来测量叶片不同部位的表面温度,这对探针的冷却及吹扫结构的设计提出了很大的挑战。根据探针的冷却方式,磷光测温光纤探针可分为闭式气冷、开式气冷和闭式水冷三类,下面将结合典型的磷光探针来具体介绍各种冷却结构的优缺点:

1) 闭式气冷探针。Alaruri 等^[41]自行开发了一款闭式气冷磷光测温光纤探针,其中心采用直径为 2 000 μm 的熔融石英光纤用于传输激光,9 根直径为 1 000 μm 的光纤用于传输激发光,冷却空气探针在探针内部流动,可以保证光纤工作温度低于熔融石英温度极限,同时可对探针前端透镜的内表面进行吹扫。闭式气冷探针结构较为简单,多用于加热炉等环境,可以避免对待测温度场的影响,还可对探针透镜内表面的污染物起到一定的吹扫作用。但是,由于气体固有的低密度、低导热系数和低比热容特点,而且气体温度沿程不断升高,换热效果逐渐恶化,因此该方案对冷气流量要求很大,导致探针整体尺寸偏大。此外,该方案无法对沉积于探针透镜外表面的污

染物进行吹扫。

2) 开式气冷探针。Jenkins 等^[42]设计了一款开式气冷光纤探针, 探针前端采用耐高温的蓝宝石透镜实现聚焦, 探针中心使用直径为 $1\ 000\ \mu\text{m}$ 的光纤传输激光, 外侧包裹 82 束直径为 $200\ \mu\text{m}$ 的光纤用于收集磷光, 探针内部使用高压气源提供空气进行冷却, 冷却空气从蓝宝石透镜表面逸出, 可以防止透镜表面受到污染。相比闭式气冷方案, 开式气冷探针的换热效果有所提高, 而且冷却气从探针前端透镜流出后可对透镜表面沉积的污染物起到一定的吹扫作用, 增大探针的进光量, 提升系统测试精度。但是, 冷却气体可能对待测面温度场产生一定干扰, 需要合理控制冷却气压力。

3) 闭式水冷探针。美国洛斯阿拉莫斯国家实验室 Noel 等^[43]设计了一款具备水冷和气体吹扫功能的磷光测温探针, 采用两根光纤分别传输激光和磷光, 探针外壳安装有水冷环路。相比传统气冷方式, 水冷探针的冷却效果更好, 相应的探针尺寸大大缩小, 符合探针微型化和通用化的发展趋势。需要指出的是, 水冷回路对探针机械结构设计要求更高, 特别是探针内部密封方式, 需要避免冷却水泄漏导致光纤失效。

总体来看, 采用光纤探针势必成为未来实现航空发动机复杂环境下信号传输的关键手段, 但还需要解决以下技术难点: ①工作空间狭小。监测涡轮叶片表面温度时, 需从机匣壁面开孔, 将探针伸入涡轮静叶之间, 通过调整伸入长度和角度来测量动叶和静叶不同部位的温度。由于受叶栅间距的限制, 光纤探针的几何尺寸应尽可能小。②温度高。第四代航空发动机涡轮前温度为 $1\ 800\sim 2\ 000\ \text{K}$, 超过多数金属材料及光纤的耐温极限, 若没有设计相应的热防护系统, 探针将无法正常工作。③压力高。典型航空发动机涡轮燃气压力可达 $3\ \text{MPa}$, 这对探针开式吹扫系统设计等提出了严苛的要求。④污染严重。航空发动机燃烧过程会产生大量的悬浮颗粒物, 以烟尘为主要成分, 这些颗粒物可能进入探针内部, 污染光学镜头, 侵蚀探针组件, 影响探针整体工作性能。⑤气流冲击大。涡轮叶片面临的燃气流动马赫数为 $0.5\sim 1$, 高速气流冲刷可能导致探针发生结构变形。⑥振动强。安装在发动机机匣上的测温探针可能与发动机部件产生结构共振, 振动变形可能导致探针内部组件损坏。基于以上对磷光测温探针工作环境的全面分析, 可以总结出探针设计

中面临的主要挑战是: 如何使探针在空间狭小、高温、高压、高污染、高速气流冲击、强振环境中保持足够的可靠性和耐受性。

3 结 论

回顾磷光测温技术的发展历程, 其测温范围大、精度高、受燃气环境干扰小、可测量半透明固体介质内部温度场等优势已得到充分验证, 特别是在航空发动机极端环境下热端部件表面瞬态温度场测试中展现出巨大的发展潜力。随着未来航空发动机性能指标的不断提升, 新一代航空发动机涡轮前温度将超过 $2\ 000\ \text{K}$, 这给磷光测温技术的发展带来了更大的机遇与挑战。为了实现更高的测温上限及测试精度, 进一步扩大应用场景, 在后续研究中建议从基础理论探索 and 关键技术突破两方面入手, 需具体重点关注并解决以下问题:

1) 基础理论探索。现有研究对磷光涂层内激光及磷光的吸收、散射和反射特性不够清晰, 尤其是对温度梯度环境下磷光涂层“体发光”问题研究甚少, 这直接影响到系统测试精度的提升。此外, 激光加热效应、燃气吸收散射问题、背景辐射问题也需要进行全面评估, 必要时还需建立相应的修正方法。

2) 关键技术突破。为全面提升磷光测温系统综合性能, 需突破具备高精度和高实时性的磷光测温系统数据处理方案设计、新型磷光材料开发和制备工艺优化、发动机复杂环境下磷光测温探针结构设计等技术难题, 以期最终建立从磷光材料制备与喷涂、光学信号传输与采集、光谱特性与温度映射关系标定、温度图像数据处理及降噪的全流程技术解决方案。

参考文献:

- [1] CHILDS P R N, GREENWOOD J R, LONG C A. Review of temperature measurement[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2000, 71(8): 2959-2978.
 - [2] KIM M, KIM D, YEOM E. Measurement of three-dimensional flow structure and transient heat transfer on curved surface impinged by round jet[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 161: 120279.
 - [3] FEIST J P. Development of phosphor thermometry for gas turbines[D]. London: University of London, 2001.
 - [4] NIZKORODOV S A, SANDER S P, BROWN L R. Temperature and pressure dependence of high-resolution air-broadened absorption cross sections of NO_2 (415–525 nm)[J]. *The Journal of Physical Chemistry A*, 2004, 108(22): 4864-4872.
 - [5] 刘榛丽. “智能”热障涂层测温系统总体方案设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
- LIU Zhenli. “Intelligent” thermal barrier coating temperature mea-

- suring system overall scheme design[D]. Beijing: Beihang University, 2021. (in Chinese)
- [6] ALARURI S D, BREWINGTON A J, THOMAS M A, et al. High-temperature remote thermometry using laser-induced fluorescence decay lifetime measurements of $\text{Y}/\text{sub } 2/\text{O}/\text{sub } 3/\text{Eu}$ and $\text{YAG}:\text{Tb}$ thermographic phosphors[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 1993, 42(3): 735-739.
 - [7] ERASMUS L J B, TERBLANS J J, SWART H C. Development of an optical thermometry system for phosphor materials[J]. *Vacuum*, 2018, 155: 702-711.
 - [8] FEIST J P, HEYES A L, CHOY K L, et al. Phosphor thermometry for high temperature gas turbine applications[C]//ICIASF 99.18th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. Piscataway, US: IEEE, 2002: 6/1-6/7.
 - [9] FUYUTO T, KRONEMAYER H, LEWERICH B, et al. Temperature and species measurement in a quenching boundary layer on a flat-flame burner[J]. *Experiments in Fluids*, 2010, 49(4): 783-795.
 - [10] OMRANE A, OSSLER F, ALDÉN M. Two-dimensional surface temperature measurements of burning materials[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2002, 29(2): 2653-2659.
 - [11] KHALID A H, KONTIS K. 2D surface thermal imaging using rise-time analysis from laser-induced luminescence phosphor thermometry[J]. *Measurement Science and Technology*, 2009, 20(2): 025305.
 - [12] ALLISON S W, GILLIES G T. Remote thermometry with thermographic phosphors: instrumentation and applications[J]. *Review of Scientific Instruments*, 1997, 68(7): 2615-2650.
 - [13] BRÜBACH J, PFLITSCH C, DREIZLER A, et al. On surface temperature measurements with thermographic phosphors: a review[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2013, 39(1): 37-60.
 - [14] OMRANE A, JUHLIN G, OSSLER F, et al. Temperature measurements of single droplets by use of laser-induced phosphorescence[J]. *Applied Optics*, 2004, 43(17): 3523-3529.
 - [15] ISHIWADA N, FUJII E, YOKOMORI T. Evaluation of Dy-doped phosphors ($\text{YAG}:\text{Dy}$, $\text{Al}_2\text{O}_3:\text{Dy}$, and $\text{Y}_2\text{SiO}_5:\text{Dy}$) as thermographic phosphors[J]. *Journal of Luminescence*, 2018, 196: 492-497.
 - [16] ECKERT C, PFLITSCH C, ATAKAN B. Sol-gel deposition of multiply doped thermographic phosphor coatings $\text{Al}_2\text{O}_3:(\text{Cr}^{3+}, \text{M}^{3+})$ ($\text{M} = \text{Dy}, \text{Tm}$) for wide range surface temperature measurement application[J]. *Progress in Organic Coatings*, 2010, 68(1/2): 126-129.
 - [17] SUN Ze, ZHU Shigen, DONG Weiwei, et al. Characteristic comparison of stacked WC-based coatings prepared by high-velocity oxygen-fuel spray and electric contact strengthening[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2021, 421: 127289.
 - [18] ALI R, HUANG Taihong, SONG Peng, et al. Tribological performance and phase transition of MAX-phase/YSZ abradable seal coating produced by air plasma spraying[J]. *Ceramics International*, 2022, 48(3): 4188-4199.
 - [19] ZHEN Zhen, WANG Xin, SHEN Zaoyu, et al. Thermal cycling behavior of EB-PVD rare earth oxides co-doping ZrO_2 -based thermal barrier coatings[J]. *Ceramics International*, 2021, 47(16): 23101-23109.
 - [20] PAUL N. Device for indicating the temperature distribution of hot bodies: US2071471[P]. 1937-02-23.
 - [21] NOEL B W, CATES M R, ALLISON S W, et al. Proposed method for remote thermometry in turbine engines[R]. New York: 21st Joint Propulsion Conference, 1985.
 - [22] NOEL B W, BIBBY M, BORELLA H, et al. Environmental tests of thermographic phosphors for turbine-engine temperature measurements[R]. Monterey: 25th Joint Propulsion Conference, 1989.
 - [23] TOBIN K W, ALLISON S W, GATES M R, et al. High-temperature phosphor thermometry of rotating turbine blades[J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(8): 1485-1490.
 - [24] CHOY K L, HEYES A L, FEIST J. Thermal barrier coating with thermoluminescent indicator material embedded therein: US6974641 [P]. 2005-12-13.
 - [25] FEIST J P, HEYES A L, NICHOLLS J R. Phosphor thermometry in an electron beam physical vapour deposition produced thermal barrier coating doped with dysprosium[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2001, 215(6): 333-341.
 - [26] FEIST J P, SOLLAZZO P Y, BERTHIER S, et al. Precision temperature detection using a phosphorescence sensor coating system on a rolls-royce viper engine[R]. ASME Paper GT2012-69779, 2012.
 - [27] PENG Di, YANG Lixia, CAI Tao, et al. Phosphor-doped thermal barrier coatings deposited by air plasma spray for in-depth temperature sensing[J]. *Sensors*, 2016, 16(10): 1490.
 - [28] JENKINS T P, ELDRIDGE J I, ALLISON S W, et al. Progress toward luminescence-based VAATE turbine blade and vane temperature measurement[C]//AIP Conference Proceedings. Los Angeles, US: American Institute of Physics, 2013: 903-908.
 - [29] ELDRIDGE J I, ALLISON S W, JENKINS T P, et al. Surface temperature measurements from a stator vane doublet in a turbine afterburner flame using a $\text{YAG}:\text{Tm}$ thermographic phosphor[J]. *Measurement Science and Technology*, 2016, 27(12): 125205.
 - [30] ALLISON S W, BESHEARS D L, GADFORT T, et al. High temperature surface measurements using lifetime imaging of thermographic phosphors: bonding tests[C]//ICIASF 2001 Record, 19th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. Piscataway, US: IEEE, 2002: 171-176.
 - [31] ALLISON S W, BESHEARS D L, CATES M R, et al. Luminescence of $\text{YAG}:\text{Dy}$ and $\text{YAG}:\text{Dy}, \text{Er}$ crystals to 1 700 °C[J]. *Measurement Science and Technology*, 2020, 31(4): 044001.
 - [32] CHEPYGA L M, OSVET A, BRABEC C J, et al. High-temperature thermographic phosphor mixture $\text{YAP}/\text{YAG}:\text{Dy}^{3+}$ and its photoluminescence properties[J]. *Journal of Luminescence*, 2017, 188: 582-588.
 - [33] NOEL B W, CATES M R, ALLISON S W, et al. A proposed method for remote thermometry in turbine engines[R]. Monterey, Canada: 21st Joint Propulsion Conference, 1985.
 - [34] GENTLEMAN M M, ELDRIDGE J I, ZHU D M, et al. Non-contact sensing of TBC/BC interface temperature in a thermal gradient [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2006, 201(7): 3937-3941.
 - [35] ALDÉN M, OMRANE A, RICHTER M, et al. Thermographic phosphors for thermometry: a survey of combustion applications[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2011, 37(4): 422-461.
 - [36] ALI A, CHEPYGA L M, KHANZADA L S, et al. Novel two-dimensional phosphor thermography by decay-time method using a low frame-rate CMOS camera[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2020, 128: 106010.
 - [37] CATES M R, ALLISON S W, JAISWAL S L, et al. $\text{YAG}:\text{Dy}$ and $\text{YAG}:\text{Tm}$ fluorescence to 1 700 °C[J]. *Proceedings of the International Instrumentation Symposium*, 2003, 49: 389-400.
 - [38] 王晟, 胡志云, 邵珺, 等. 双色热敏磷光涂层测温技术[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(5): 1406-1410.
WANG Sheng, HU Zhiyun, SHAO Jun, et al. Two-color thermally sensitive phosphor coatings for temperature measurement[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(5): 1406-1410. (in Chinese)
 - [39] 李飞. 基于热猝灭和热耦合能级的温度探测技术[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2017.
LI Fei. The temperature detection technology based on thermal quenching and thermal coupling energy levels[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2017. (in Chinese)

- [40] 李嘉伟. 非接触式磷光测温系统信号处理方案设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2022.
- LI Jiawei. Design of signal processing scheme for non-contact phosphor thermometry system[D]. Beijing: Beihang University, 2021. (in Chinese)
- [41] ALARURI S, MCFARLAND D, BREWINGTON A, et al. Development of a fiber-optic probe for thermographic phosphor measurements in turbine engines[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 1995, 22(1): 17-31.
- [42] JENKINS T P, HESS C F, ALLISON S W, et al. Measurements of turbine blade temperature in an operating aero engine using thermographic phosphors[J]. *Measurement Science and Technology*, 2020, 31(4): 044003.
- [43] NOEL B W, BORELLA H M, LEWIS W, et al. Evaluating thermographic phosphors in an operating turbine engine[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1991, 113(2): 242-245.

(编辑: 陈 越)