

文章编号:1674-8190(2023)01-001-12

航空发动机涡轮叶片接触式测温技术应用进展

胡娜¹, 赵伟², 晋小超¹, 范学领¹

(1. 西安交通大学 航天航空学院, 西安 710049)

(2. 中国航发四川燃气涡轮研究院 强度传动试验技术研究室, 绵阳 621000)

摘要: 航空发动机涡轮叶片测温技术能够揭示涡轮叶片的温度分布情况, 对其开展性能评估、失效分析和优化设计具有重要意义。涡轮进口温度的不断提升对应用于航空发动机涡轮叶片的测温技术提出了更高的要求。现有的航空发动机涡轮叶片接触式测温技术可采集叶片表面温度和近表面气流温度, 本文主要介绍了三种应用于涡轮叶片的接触式测温技术, 包括薄膜热电偶、测温晶体和示温漆, 简要说明了三种测温技术的工作原理, 归纳了国内外应用现状, 总结了各自的优势与不足, 并对其发展方向进行了展望。

关键词: 航空发动机; 涡轮叶片; 接触式测温; 薄膜热电偶; 测温晶体; 示温漆

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.01

Advances in application of contact temperature measurement technology for aero-engine blade

HU Na¹, ZHAO Wei², JIN Xiaochao¹, FAN Xueling¹

(1. School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

(2. Laboratory of Strength Transmission Test Technology, AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: The temperature distribution of turbine blades can be revealed through the measurement, which is valuable for performance evaluation, failure analysis and optimization design of turbine blade. The higher requirement for the temperature measurement technique of aero-engine is put forward by continuously increasing of turbine inlet temperature. Three types of contact temperature measurement technologies for turbine blade are primarily introduced in this paper, including thin film thermocouple, crystal temperature sensor and temperature sensitive paint. The working principles are illustrated briefly. The application status at home and abroad is reviewed. The advantages and drawbacks are summarized, and the development direction of the three temperature measurement technologies is discussed.

Key words: aero-engine; turbine blade; contact temperature measurement; thin film thermocouple; crystal temperature sensor; temperature sensitive paint

收稿日期: 2022-03-04; 修回日期: 2022-06-15

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-IV-0003-0070); 国家自然科学基金(12102320); 中国博士后科学基金(2021M692571)

通信作者: 范学领, fanxueling@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 胡娜, 赵伟, 晋小超, 等. 航空发动机涡轮叶片接触式测温技术应用进展[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 1-12.

HU Na, ZHAO Wei, JIN Xiaochao, et al. Advances in application of contact temperature measurement technology for aero-engine blade[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 1-12. (in Chinese)

0 引言

航空发动机作为航空飞行器的“心脏”，集中体现了国家科技水平、工业设计制造水平和国防实力^[1]。高马赫数、高推重比和高涡轮进口温度现已成为航空发动机重点发展方向^[2-3]。推重比为 10 的第四代发动机一级涡轮进口温度已达 1 973 K^[2,4]，未来推重比为 15 的第五代发动机一级涡轮进口温度预计可达到 2 000~2 250 K^[2]。涡轮叶片作为航空发动机重要的热端动力输出部件，在高温、高压的环境下长时间工作易出现损伤失效，威胁到发动机的正常运行^[1,4]。因此，测量工作状态下涡轮叶片表面或近表面温度，探究涡轮叶片的温度分布情况和耐高温性能，可以为涡轮叶片的结构设计和服役工况提供重要的试验数据和评价依据，保证发动机可靠性的同时降低了研发测试成本。

按照传感器与待测对象是否接触将航空发动机涡轮叶片测温技术分为接触式和非接触式两大类。接触式测温技术主要通过温度传感器与被测对象直接接触至热平衡，已知测量信号值与温度之间的映射关系反推得到测温结果，简单可靠且测量精度较高，但两种介质接触可能会影响待测对象表面温度场分布^[5]。非接触式测温技术无需与待测对象接触，可应用于远距、带电、含腐蚀性成分的环境，但测量结果易受环境因素干扰，测温精度波动较大^[6]。在实际航空发动机试验中，接触式测温技术应用广泛。

本文主要针对三种航空发动机涡轮叶片接触式测温技术进行介绍，包括薄膜热电偶、测温晶体和示温漆三种。对三种测温技术的工作原理进行了概述，归纳了其国内外发展应用现状，总结了各自的优势与不足，并基于现有研究水平展望了未来航空发动机测温技术的发展方向。

1 薄膜热电偶

1.1 测温原理

薄膜热电偶是基于塞贝克效应的一种无源传感器，如图 1 所示。两种不同材质的导体作为电极连接组成闭合回路，一端称为热端也即测量端，另一端称为冷端也即参考端。使用时将两导体的一端进行焊接作为热端固定至待测点位，冷端分别

接入测量仪表中。当冷端和热端存在温度差时，电极之间产生热电势。由于热电势的大小只与电极材料和冷热端温度差有关，因此可以根据热电势与温度之间的映射关系得到测温结果。薄膜热电偶相较传统热电偶最大区别在于电极呈薄膜状，可以减少对接触面温度场分布的干扰，在保证测温精度的同时也提高了响应速度。

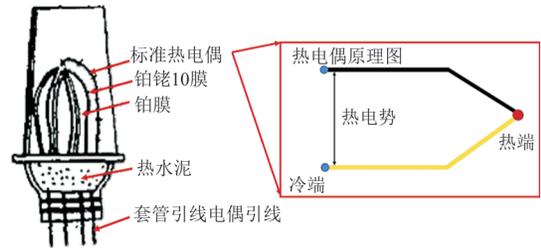


图 1 涡轮叶片薄膜热电偶安装示意图^[7]

Fig. 1 Schematic diagram of thin film thermocouple installed on turbine blade^[7]

1.2 研究现状

航空发动机涡轮叶片表面为复杂曲面，通常采用高温胶或焊接方式进行热电偶的安装固定，但引入高温胶的同时也增加了热阻，影响测温精度。采用焊接方式固定热电偶仅适用于部分金属材料，应用范围受限。除此之外还有埋偶法，应用此方法需要在待测试件上开设预埋槽，破坏了机件结构完整性。薄膜热电偶可以原位集成于涡轮叶片表面，对结构的破坏性相对较小，同时也降低了热电偶安装固定对试件温度分布的影响，有效提升了测温结果的可靠性，且能够应用于带有陶瓷涂层的叶片表面。得益于镀膜技术的发展，薄膜热电偶成功应用于航空发动机涡轮叶片表面进行温度测量。

20 世纪 50 年代初期，D. Bendersky^[8]使用钢管、表面绝缘处理过的镍丝经蒸镀后制成厚度为 1 μm 的薄膜电极。真空蒸发镀膜是指在真空状态下对镀膜材料进行加热蒸发，使之以分子或原子形态进入空间后经沉积形成薄膜，操作简便但生成的薄膜附着力较小，力学强度不足。使用溅射工艺制备薄膜，显著提高了薄膜沉积速度、沉积效率和质量。美国 GE 公司使用溅射镀膜方法制备了 Au-Pd 薄膜热电偶^[9]，有效地将响应时间缩短为 140 μs 。鉴于薄膜热电偶测温性能良好、响应速度快，R. Dila 等^[10]提出在发动机热端部件上使用溅

射工艺制备薄膜热电偶。为验证薄膜热电偶高温下的工作性能,H. P. Grant等^[11]在涡轮叶片上集成了 $2\ \mu\text{m}$ 的Pt/Pt10Rh薄膜热电偶,完成了 $1\ 250\ \text{K}$ 、1个标准大气压下长达60 h的71次热循环试验,薄膜电极从试件表面脱落失效累计平均时间为47 h。英国罗罗公司研制了测量不确定度为 $\pm 2\%$ 的Pt-Rh/Pt薄膜热电偶^[12],并进行了高达 $1\ 200\ ^\circ\text{C}$ 的导向叶片温度分布测试。20世纪末,美国NASA的路易斯研究中心采用平行间隙焊接和溅射工艺制备出可以应用于高温合金、陶瓷和陶瓷复合材料以及金属间化合物的Pt/Pt13Rh薄膜热电偶,如图2(a)所示,在 $930\ ^\circ\text{C}$ 、 $16\ \text{MPa}$ 试验环境下对涡轮叶片进行了热震试验。经试验证明,该型薄膜热电偶可以在低于 $1\ 000\ ^\circ\text{C}$ 的环境下监测涡轮叶片温度^[13-14]。此外,还将其应用于陶瓷材料,完成了 $1\ 000\sim 1\ 500\ ^\circ\text{C}$ 、150 h稳态高温试验,进一步验证了该薄膜热电偶的工作稳定性^[15]。

国内薄膜热电偶的研制起步较晚。1992年,沈阳航空发动机研究所采用真空溅射镀膜的方式^[7],在涡轮叶片表面集成了可以在最高温度 $1\ 000\ ^\circ\text{C}$ 下正常工作3 h、经历5次以上冷热循环的PtRh10/Pt热电偶,测温误差在 $\pm 3\%$ 以内,实现了航空发动机涡轮叶片表面薄膜热电偶的原位集成;王亦然^[16]使用磁控溅射方法在预处理后的涡轮叶片表面制备PtRh/Pt S型热电偶,经静态标定试验得到该型热电偶可以在 $300\sim 1\ 000\ ^\circ\text{C}$ 的温度范围内实现涡轮叶片表面温度的测量。由于磁控溅射技术仅适用于导体材料,为了实现在陶瓷基材料上制备薄膜,刘海军等^[17]使用射频磁控溅射和掩模图形化技术在陶瓷基片上沉积Pt/ITO薄膜热电偶,经退火5 h后最大测量误差仅为 $16.03\ ^\circ\text{C}$,可以在 $400\sim 1\ 100\ ^\circ\text{C}$ 热循环试验中稳定工作约20 h。射频溅射技术可以在靶材上产生自偏压效应,击穿电压和放电电压显著降低,实现了在非导体材料上进行薄膜沉积。为了提升薄膜致密程度,杨柯^[18]使用射频溅射在陶瓷基底上制备 $\text{In}_2\text{O}_3/\text{ITO}$ 薄膜热电偶后也进行了退火处理。

随着微机电系统(Micro-Electric-Mechanical System,简称MEMS)的发展,实现了在涡轮叶片表面利用光刻技术进行微米至毫米尺寸微图案的印制,使得监控涡轮叶片榫槽边缘及叶片尖端的温度成为可能。段力等^[19]、Duan F L等^[20]使用

MEMS技术在涡轮导向叶片表面制作微米量级的薄膜热电偶,如图2(b)所示,有效提高了定位精度,攻克了涡轮叶片大曲率位置微小区域薄膜热电偶原位集成及温度测量的问题,通过高温振动冲击试验验证了该薄膜热电偶具有稳定的机械性能;Xie Z等^[21]提出了一种更为简便的薄膜制备方法,如图2(c)所示;Weng H等^[22]使用MEMS技术在涂敷有热障涂层的涡轮叶片表面安装了薄膜热电偶,并通过振动冲击、热震等试验证明了改进后的热障涂层以及薄膜热电偶均具有稳定的工作性能;张久斌^[23]结合MEMS工艺使用干法刻蚀和湿法腐蚀制备Pt/Pd薄膜热电偶和Pt/PtRh13薄膜热电偶,经测试Pt/PtRh13薄膜热电偶可以在 $1\ 300\ ^\circ\text{C}$ 下稳定工作14 h;Ji Z等^[24]使用MEMS和磁控溅射技术,在涡轮叶片表面原位集成了 $1\ \mu\text{m}$ PtRh/Pt薄膜热电偶阵列,如图3所示,该阵列响应时间为 $10\ \mu\text{s}$,通过多次高温试验验证该阵列具有稳定的测温性能,并使用MEMS技术在陶瓷基底上制备了可以测量 $1\ 500\ ^\circ\text{C}$ 的薄膜热电偶,测量误差小于 $\pm 0.2\%$,响应时间为 $10\ \mu\text{s}$ ^[25],为下一代智能发动机的高精度温度测量提供了技术支持。



图2 不同制造工艺制备的薄膜热电偶

Fig.2 Installing thin film thermocouples on the turbine blades by different methods

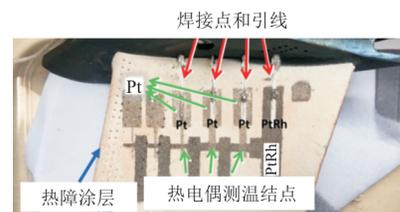


图3 涡轮叶片表面薄膜热电偶阵列^[24]

Fig.3 Thin film thermocouple array on the surface of turbine blade^[24]

除了使用广泛的溅射技术以外,也有部分研究者采用了更为简化的镀膜工艺进行薄膜热电偶的制备。Xie Z等^[21,26]针对航空发动机内部结构复

杂部件提出了一种手工绘制 Pt/PtRh 薄膜热电偶的方式,简化镀膜工序,如图 2(c)所示,该热电偶可以在 1 000 °C 的温度范围内稳定工作,测温误差在 $\pm 1\%$ 以内。

为了进一步提升薄膜热电偶在高温下工作的稳定性,徐毅等^[27]为涡轮叶片原位集成的薄膜热电偶增设保护层;陈寅之^[28]在镍基高温合金上沉积了 10 μm NiCrAlY 薄膜和 50 nm 铝薄膜,并对 NiCrAlY 薄膜进行析铝处理,有效提升了薄膜热电偶绝缘层的附着性能。为了缓解电极材料在高温下易氧化、热电性能衰减的问题,可以使用铟锡氧化物(ITO)代替 PtRh 薄膜制备 ITO/Pt 薄膜热电偶,添加氮化硅/ITO/氮化硅“三明治”结构阻止氧元素扩散^[9]。为了测量航空发动机中由陶瓷基复合材料(Ceramic Matrix Composite,简称 CMC)制造的热端部件表面温度,K. Rivera 等^[29]设计了一种 ITO:SiC CMC 薄膜热电偶,并添加铟锡氧化氮化物(ITNO)保护涂层,有效提升了其工作稳定性。考虑到引线暴露在高温下可能导致信号传输不稳定,在燃气冲击情况下易发生熔断损坏,邓进军等^[30-31]在涡轮叶片上使用通孔引线技术,结构如图 4 所示,为了保证引线和涡轮叶片镍基合金基底相互绝缘,使用耐高温的粘结材料将陶瓷管固定于孔内,抗震、防腐性能极大提升。

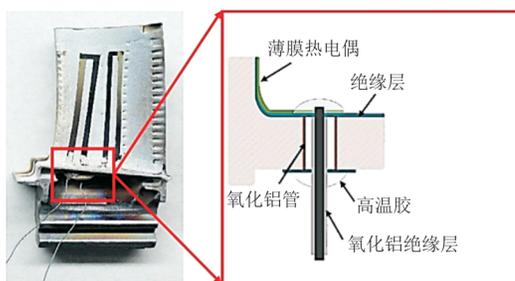


图 4 涡轮叶片通孔结构图^[30-31]

Fig. 4 Structural diagram of the turbine blade through-hole^[30-31]

从薄膜热电偶发展历程来看,制备方法从原有的真空蒸发镀膜发展至磁控溅射、射频磁控溅射以及结合 MEMS 微制造技术,逐步提升了薄膜热电偶的质量和性能,同时也扩大了薄膜热电偶的应用范围。薄膜热电偶电极材料抗氧化性能的

提升、引线的安装和保护以及薄膜层级结构的优化等,也进一步保证了薄膜热电偶的高测量精度和工作稳定性,促使其成为航空发动机涡轮叶片温度实时监测的重要方式之一。但是,薄膜热电偶仍存在薄膜电极制备工艺复杂和造价高的问题,如何简化薄膜热电偶制备方法也是后续研究重点之一。

2 测温晶体

2.1 测温原理

测温晶体可以获取一定试验时间内测量点位所经历的最高温度。其工作原理是基于晶体材料的“温度记忆效应”^[32-35],即经过高能粒子辐照后晶体内部会产生辐照缺陷,缺陷程度由晶体的物性参数表示,例如电阻率、热导率等。在经历高温退火后缺陷逐渐恢复,根据退火温度与晶体物性参数之间相互对应的稳定关系便可获取测量结果^[36-38]。为了方便使用,一般选择易于测量的晶体参数进行传感器标定。对经过试验后的测温晶体进行测试获得晶体参数,对照标定曲线反推最高温度值。在应用过程中,需要保证标定用测温晶体和试验用测温晶体的一致性,这也是制备测温晶体应该关注的重要问题之一。

2.2 研究现状

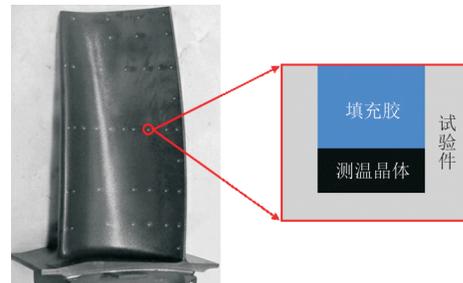
晶体温度传感器尺寸小且无需引线易于安装,对待测对象表面或近表面温度场分布的影响小,多用于精确测量叶片各点位及近表面气流在整个温度历程中的最高温度,适用于高速旋转等动态测试场景^[39]。国外大约于 20 世纪 70 年代开展晶体测温技术的研究,俄罗斯、美国、乌克兰等国家发展较早且体系成熟^[38-41]。国内相关研究大约在 20 世纪 90 年代末起步,目前大多处于理论研究和实验室验证阶段^[39]。21 世纪以来,中子物理、晶体生长技术和 X 射线辐照技术的发展和新型材料的开发,如表 1 所示,有效地促进了晶体传感器在测温范围、测温精度、可靠性等多方面性能的提升,现已成为航空发动机涡轮叶片测温方式之一。

表 1 测温晶体性能参数
Table 1 Parameters of crystal temperature sensor

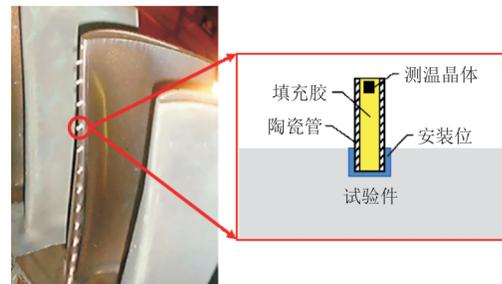
测温晶体	尺寸	测温范围/°C	测温精度/°C	试验时长/min
SiC 单晶(β 相) ^[39]	0.3~0.5 mm	200~1 400	±15	1~200
LGTech-Link 公司研制的测温晶体 ^[39]	0.20 mm×0.20 mm×0.38 mm	150~1 450	±3.3	144 000
金刚石和 SiC 晶体 ^[42]	0.2~0.5 mm	150~1 400	±15	—
3C-SiC 晶体 ^[43]	0.3~0.5 mm	150~1 400	±15	1~5 000
SiC 晶体	0.20 mm×0.20 mm×0.38 mm ^[44]	150~1 430 ^[44]	±3.3 ^[44]	—
	0.20 mm×0.30 mm×0.30 mm ^[45]	500~1 400 ^[45]	±21 ^[45]	—
6H-SiC 晶体	—	700~1 300 ^[46]	±65 ^[46]	—
		小于 1 600 ^[47]	±16 ^[47]	

关于晶体测温技术的研究,俄罗斯的库尔恰托夫 I. V. 原子能研究所研制出具有较大测温范围和抗腐蚀性的立方体 SiC 单晶(β 相)测温晶体^[48-50];美国 LGTech-Link 公司研制的测温晶体现已应用于航空燃气涡轮发动机、燃气轮机、火箭发动机、涡轮增压器和往复式发动机等^[39]。在实际应用中,测温晶体可以测量叶片表面及其近表面的气流温度,涡轮叶片测温晶体安装方式如图 5 所示,对涡轮叶片损伤失效分析和结构优化设计起到了重要作用。A. A. Volinsky 等^[43]将 3C-SiC 测温晶体安装于涡轮叶片、轮盘以及喷管中进行部件表面及气流温度测试;J. Devoe 等^[44]将测温晶体胶粘在叶片表面,或插入叶片气膜孔等孔洞处固定的陶瓷管中进行温度测量。AI-25TL 发动机涡轮导叶因氧化和积碳严重发生故障,通过晶体测温结果验证了改进后的导向叶片结构有效提高了系统冷却效果^[32],如图 6 所示。I. V. Bachuchin 等^[42]提出了一种基于金刚石和 SiC 材料的测温晶体,在西门子公司额定功率 47 MW 的航空发动机零部件结构设计合理性验证试验中,使用 2 000 多个测温晶体、传统热电偶和示温漆对叶片等热端部件进行温度测量,该型测温晶体经过 200~1 400 °C 温度标定后测温误差小于 ±10 °C^[51];西门子石油燃气公司为了验证涡轮热端部件耐热性能,在涡轮部分安装 1 710 个测温晶体,其中 176 个用于测量静叶和动叶进气温度,6 个用于测量动叶冷气道温度,如图 7 所示,详细描述了叶片表面温度场分布情况和叶片近表面气流温度,为仿真模型计算提供了温度数据^[52];霍尼韦尔公司某型发动机在试验中发生了叶冠氧化断裂、TBC 涂层剥落和基底金属损伤,之后在台架试验中使用测温

晶体进行故障原因分析,获得的温度数据进一步证实了计算流体力学分析的可靠性,并验证排故改进措施的可行性^[53-55]。



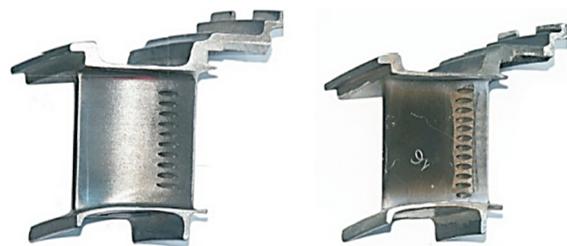
(a) 测量涡轮叶片表面温度



(b) 测量涡轮叶片近表面气流温度

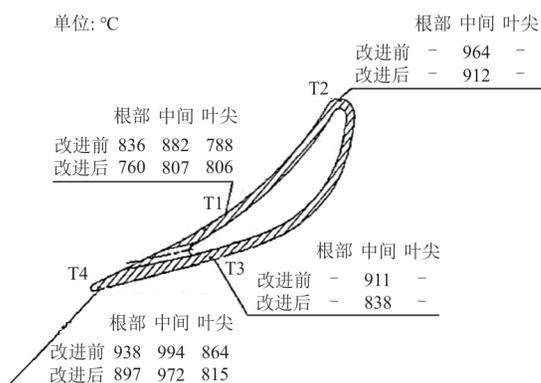
图 5 涡轮叶片测温晶体安装方式^[42,44-45]

Fig. 5 Installation of crystal temperature sensor on turbine blade^[42,44-45]

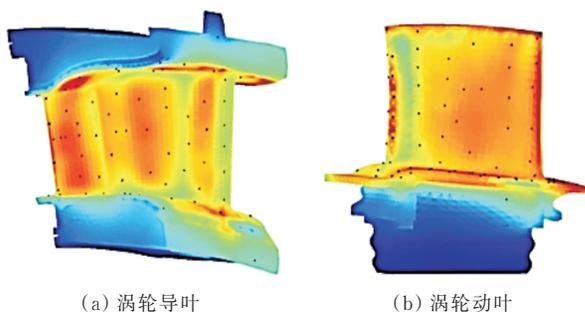


(a) 改进前

(b) 改进后



(c) 改进前后冷却效果对比

图6 涡轮叶片及其测温结果^[32]Fig. 6 Turbine blade and temperature measurement results^[32]

(a) 涡轮导叶

(b) 涡轮动叶

图7 涡轮叶片测温晶体分布图^[52]Fig. 7 Distribution of crystal temperature sensor on turbine blade^[52]

国内测温晶体研究起步较晚,现阶段主要针对测温晶体材料和制备方法进行研究。中国航发四川燃气涡轮研究院研制了 $0.2\text{ mm}\times 0.3\text{ mm}\times 0.3\text{ mm}$ 微型SiC测温晶体^[45],测温范围为 $500\sim 1\,400\text{ }^{\circ}\text{C}$,测量误差小于 $\pm 1.5\%$ 。为验证测温晶体的性能,在高温、高压、高转速和热冲击的条件下对安装测温晶体的涡轮叶片进行试验,结果显示测温晶体未有损耗。微型SiC测温晶体现已通过工艺可靠性试验、热冲击试验和抗离心力试验,并应用于发动机型号研发中。为了进一步提升晶体测温能力,张志学等^[47]成功研制了可以测量最高温度为 $1\,600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的6H-SiC测温晶体,测温晶体误差小于 $\pm 1\%$;Ruan Y F等^[46]为了测量发动机工作状态下运动部件的表面温度,研制了一种以6H-SiC为材料、低中子辐照加工的新型测温晶体,测温范围为 $700\sim 1\,300\text{ }^{\circ}\text{C}$,测温相对误差小于 5% 。除了不断发掘新型测温晶体材料外,李杨等^[54]为解决国外“最高温等效时间”标定方法中参数难以获取的问题,创新性地将“最高温恒温时间”作为

输入时间参数来完成测温晶体的标定和温度判读。

测温晶体可以实现航空发动机热端部件表面各点位及近表面气流的最高温度测量,尤其是用于测量气膜孔、榫头等难以布置测温传感器的位置。但测温晶体制备过程要求严苛,试验后还需要对测温晶体进行测试分析才能够得到测量的温度值。目前国外测温晶体技术发展成熟,且已投入航空发动机实际工程应用中。与国外相比,国内测温晶体技术发展较为迟缓,主要集中于探索性试验研究,部分研究技术成果已通过试验验证阶段并应用于航空发动机研发测试中。未来需要针对测温晶体的制备及使用规范等多个方面开展进一步的研究。

3 示温漆

3.1 测温原理

示温漆主要由变色颜料、基料(成膜物质)、填料(助剂)和溶剂组成,当涂敷有示温漆的部件发生温度变化时,变色颜料会产生一系列的物理和化学反应,分子结构或组成成分变化会引起颜色变化,显式地表现为试件表面的颜色变化^[56-57]。根据发生色变之后能否恢复分为可逆示温漆和不可逆示温漆,不可逆示温漆多用于测量表面最高温度。根据变化产生颜色的数量分为单变色和多变色不可逆示温漆两种^[58]。单变色不可逆示温漆多基于变色颜料的升华、晶格转换、热分解反应、固相反应、氧化反应等进行显色^[59];多变色不可逆示温漆变色机理较为复杂,主要包括物质热色连续变化和物质之间的相互作用,适用于获取试件大面积温度分布,可以用于发动机相关温度测试中^[56-57]。示温漆漆质细腻,有明显变色且变色稳定,无需固定安装,可以耐受气流冲刷和结构振动,对被测结构和工作状态影响小,能够用于高速旋转、待测面积大、结构复杂的场景中。近年来,示温漆广泛应用于发动机涡轮叶片和涡轮盘等结构的温度测量,判读精度现已达到 $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[60]。

3.2 研究现状

单变色不可逆示温漆发展较早且现国内外研究较为成熟,多变色不可逆示温漆也在持续提升测温性能和显色能力,现已成功应用于航空发动

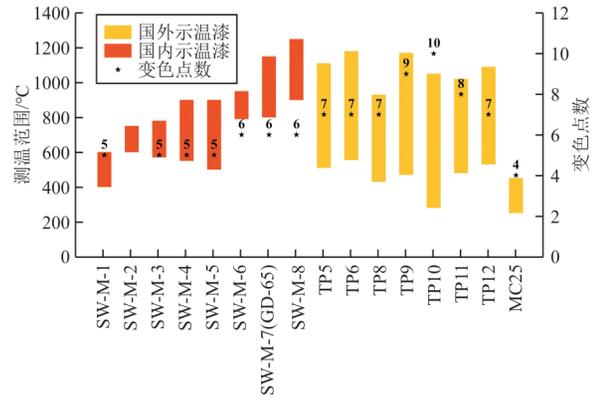
机相关温度测试中。英国、俄罗斯、德国、法国、美国、日本及中国的示温漆相关研制工作领先于其他国家。欧洲在高温多变色示温漆的研究和应用处于世界领先地位,日本侧重研究低温和可逆示温漆及其应用。国外对可逆示温漆实行技术封锁,国内相关研究发展较晚,鲜有相关公开资料。

1938年,德国的 I. G 法贝宁达斯公司开始研制示温涂料——热射线^[61]。为了测量航空发动机高转速热端部件表面的温度分布,20世纪50—70年代,国外对高温不可逆测温涂料进行了大量研究。美国航空航天局 NASA 为了获取航空发动机大面积部件的温度分布,将示温漆应用于风洞试验中^[62];英国罗罗公司使用示温漆来确定涡轮叶片等热端部件的温度分布情况^[61];英国 Thermin-dex 公司、德国的 Faber Castel 公司生产的单变色示温漆无法获得温度分布线,故采取对同一试验件使用不同的示温涂料,测试后对测温结果进行综合评定^[61]。20世纪70年代后,国外主要开展低温和可逆示温漆的研究^[63-64]。除此之外,研究人员还针对示温漆及其在运动部件上的粘附力问题进行了大量研究^[61]。

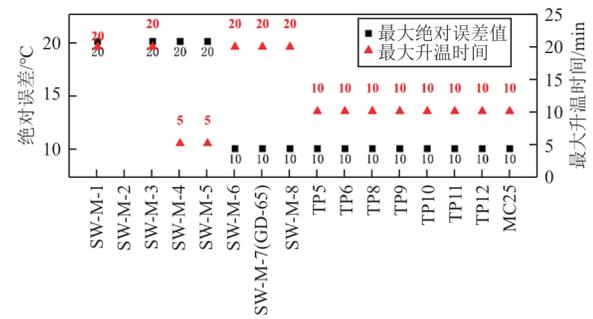
国内从20世纪60年代开始进行示温漆研究。研究初期,重点解决国产单变色不可逆示温漆变色不清、等温线辨识难的问题。自行设计了不可逆示温漆配方,建立了基于等温线辨识的全量程标定方法,研制出了示温误差为±5℃的单变色不可逆示温漆,以及示温误差为±10℃的多变色不可逆示温漆,测温范围覆盖100~1 100℃^[65]。目前国内也开展了灵敏度高、精度高、响应快的熔融型单变色不可逆示温漆的相关研究,现有成果的一般测温范围为40~260℃^[57]。北方涂料工业研究院对示温漆的研究处于国内领先水平^[57,65],现其研制的多变色不可逆示温漆测温范围可以达到150~1350℃,但单品种测温跨度只有350~400℃,变色点数一般只有4~5个;此外,还研制了SW-S单变色不可逆示温漆系列和SM-M多变色不可逆示温涂料系列,可以用于航空发动机热端部件的温度测量^[57,65]。当使用变色点数少、测温范围大的示温漆时,通过示温漆颜色变化判读温度值时会产生较大的误差。因此如何缩小示温漆颜色变化的间隔、增加变色点数来提升测温精度也是研究的重点之一^[57]。

国内外部分型号示温漆测温性能参数对比如

图8所示,国外不可逆示温漆性能参数如表2所示,可以看出:国外不可逆示温漆普遍具有更大的测温范围、更短的响应时间、更多的变色点数和更小的示温误差。



(a) 测温范围和变色点数



(b) 最大绝对误差值和最大升温时间

图8 国内外部分牌号示温漆性能参数^[57,61]

Fig. 8 Performance of some temperature sensitive paint at home and abroad^[57,61]

表2 国外不可逆示温漆参数^[57,66]

Table 2 Parameters of irreversible temperature sensitive paint^[57,66]

类型	国家	测温范围/°C	示温误差/°C
单变色	德国	55~1 300	±6
	英国 Headland	50~520(13种)	±5
	俄罗斯	33~1 150 (熔融型,81个测温点)	—
	美国 Tempel	79~1 140	—
多变色	德国	55~1 300(9种双变色) 65~340(5种三变色)	—
	美国	285~1 400(KN1-15)	±40以上
	英国	450~1 100(C3,8变色)	—
		600~1 070(GT1,10变色)	—
		500~1 150(TP6,6变色)	—
		600~1 070(TP7,7变色)	—
420~910(TP8,8变色)	—		
200~1 100(TP10,10变色)	—		

将示温漆涂敷于涡轮叶片表面获得区域温度分布,可以验证相关理论研究及结构设计方案的合理性。P. S. Mandavkar 等^[67]通过对叶片热轮廓

图像捕捉,研究叶片气膜孔冷却效果;熊庆荣等^[68]使用自主研发的示温漆获取高压涡轮导向叶片表面温度分布,判读精度达到 $\pm 10^{\circ}\text{C}$,如图 9 所示。

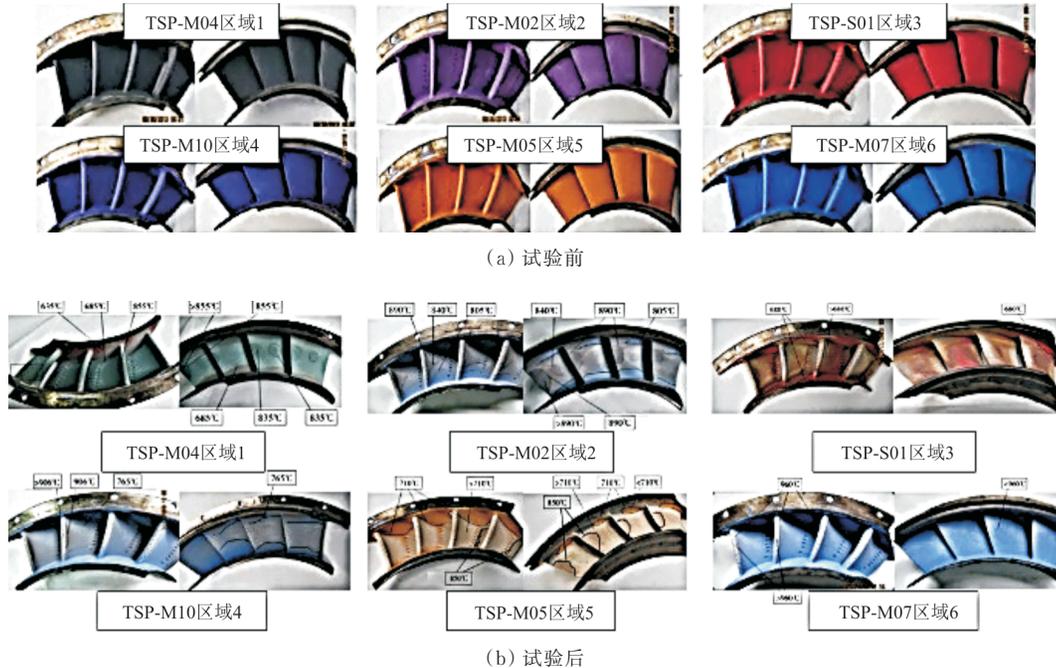


图 9 高压涡轮导叶各区域试验前后颜色分布^[68]

Fig. 9 Color distribution of high-pressure turbine guide vane before and after tests^[68]

李杨等^[69]使用多种单变色和多变色示温漆完成了某大型运输机辅助动力装置涡轮叶片的温度测量,包括一、二、三级涡轮叶片及叶盆和叶背的表面温度,验证了涡轮叶片理论温度分布。在高温燃气冲刷下,航空发动机涡轮叶片易出现裂纹、变形、烧蚀等损伤,严重威胁航空飞行器的安全及可靠性。示温漆测温技术有助于进行航空发动机热端部件的损伤失效分析。国外研制的第一代多变色示温涂料 TP5、TP6 对早期的航空发动机高压涡轮叶片冷却方案的设计验证起到了重要作用,TP 系列示温漆发展至今大多适用于航空发动机涡轮叶片的温度测量,如表 3 所示。

P. L. Rupesh 等^[70]使用量程为 $350\sim 1\,270^{\circ}\text{C}$ 的 MC350-8 示温漆进行叶片表面温度分析,经试验研究发现高温下材料内部会产生蠕变,长期处于恶劣工况下易发生断裂。

示温漆的研制对测量航空发动机热端部件区域温度分布具有重要意义,能够辅助进行故障分析。目前国内外均已成熟的示温漆产品系列,经对比不难发现,国外示温漆在测温范围、测温精度、响应速度等方面优于国产示温漆。在可逆示

温漆和熔融型示温漆研究方面,国内仍处于起步阶段,技术方面受到日本和欧美国家及地区的封锁,因此需要加大设备投入,进行自主设计研究,争取早日突破关键技术的壁垒。

表 3 国外部分示温漆应用环境^[61]
Table 3 Application environment of some foreign temperature sensitive paints^[61]

牌号	主要应用环境
TP5	测量喷口导向叶片、涡轮叶片、燃烧室(内部)、排气喷管、加力燃烧室、可调喷管
TP6	测量涡轮叶片、机匣、支撑件、喷管、推力反向器
TP8	测量燃烧室(外部)、排气喷管、盘、叶片、燃气泄漏检测
TP9	测量喷口导向叶片、涡轮叶片、燃烧室(内部)、排气喷管、加力燃烧室、可调喷管
TP10	测量燃烧室(内部)、排气喷管、加力燃烧室叶片和有限的运行条件
TP11	测量涡轮工作叶片、涡轮导向叶片、涡轮盘、火焰筒等
TP12	
MC25	

4 展 望

随着国内外航空发动机相关测温技术的进步,测温范围和测温精度都得到了显著提升。下

一代航空发动机性能的提升对测温技术的要求也更加严苛,测温技术仍需进一步升级。

现有薄膜热电偶可以高精度实时测量涡轮叶片表面微小面积温度,国内外薄膜热电偶在工作寿命方面存在较大差异,需要对薄膜制备严格把关,改进现有镀膜技术提高薄膜质量和附着强度,继而保证薄膜热电偶工作的稳定性。目前薄膜制备工序复杂且制造成本高是限制薄膜热电偶被广泛应用于工程实践的重要因素。因此在保证薄膜热电偶质量的前提下可以考虑简化现有的镀膜工艺从而降低造价,例如结合3D打印等智能制造技术进行薄膜制备,或者使用智能机器人进行薄膜绘制等。除此之外,研究新型抗氧化、耐高温、灵敏度高的电极材料和设计薄膜层间结构,解决材料间热膨胀系数差异带来的薄膜失效脱落也是薄膜热电偶的研究重点。

相较于热电偶来说,测温晶体更适合测量涡轮叶片气膜孔处、近表面气流的温度。由于其具有较高的测温上限和稳定性,航空发动机涡轮进口温度的提升也增加了对测温晶体的需求。未来首先应针对如何提升测温晶体的测温性能加以研究,包括测温晶体材料的研发、测温晶体制备方法、标定技术等。此外,国内应完善测温晶体行业的制度规范,制定统一标准,推动测温晶体批量化生产制造,加速测温晶体广泛应用于航空发动机相关温度测试中。

示温漆在获取航空发动机涡轮叶片表面温度分布时无需高密度安装温度传感器,涂敷操作方便,结果直观,具有其独特的测温优势。目前国内各型示温漆测温能力与国外相比在测温范围、变色点数方面相差较大,尤其是可逆示温漆研究结果较少。未来应优化现有的不可逆示温漆,在原有配方基础上进行改良以提升测温范围、变色点数和颜色区分度。继续发展具有高灵敏度、高精度和响应快的熔融型单变色不可逆示温漆。研究可逆示温漆应从材料变色机理方面入手,夯实理论基础,并开展相关实验进行方案验证,致力于打破目前技术封锁的局面。同时,温度判读技术的选择在很大程度上影响示温漆测温结果的准确度,随着计算机视觉技术的发展,未来可以通过计算机图像处理技术进行图像颜色的校正统一和测温结果的判读,减少环境光照和人为主观因素对

结果的影响。

5 结束语

航空发动机涡轮叶片测温技术对涡轮叶片结构设计方案的验证和性能评定具有重要参考价值和指导意义。测温技术在使用过程中应具有高温工作稳定性和优异的测量精度,并尽量减小对待测对象温度场分布的干扰。本文总结了薄膜热电偶、测温晶体和示温漆这三种接触式测温技术的研究情况和应用现状,并基于其现有不足展望了未来的发展方向。由于三种测温技术各自具有其不可替代的测温优势,仍有待进一步研究以实现性能上的提升。未来,随着新型敏感材料的研发和制造技术的发展,上述接触式测温技术将迎来更为广阔的应用前景。

参考文献

- [1] 郑凯丰. 航空发动机涡轮叶片辐射测温算法及系统设计研究[D]. 长春: 中国科学院大学, 2021.
ZHENG Kaifeng. Algorithm and system design of aero-engine turbine blade radiation temperature measurement [D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2021. (in Chinese)
- [2] 姚艳玲, 代军, 黄春峰. 现代航空发动机温度测试技术发展综述[J]. 航空制造技术, 2015, 58(12): 103-107.
YAO Yanling, DAI Jun, HUANG Chunfeng. Development for temperature measurement technology in modern aeroengine [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(12): 103-107. (in Chinese)
- [3] GARG S. Aircraft turbine engine control research at NASA Glenn Research Center[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2013, 26(2): 1-2.
- [4] 王超, 苟学科, 段英, 等. 航空发动机涡轮叶片温度测量综述[J]. 红外与毫米波学报, 2018, 37(4): 501-512.
WANG Chao, GOU Xueke, DUAN Ying, et al. A review of aero-engine turbine blade temperature measurement [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2018, 37(4): 501-512. (in Chinese)
- [5] 秦王丹. 接触式测温的原理及误差讨论[J]. 计量与测试技术, 2017, 44(11): 47-49.
QIN Wangdan. Contact temperature measurement principle and error is discussed [J]. Metrology & Measurement Technique, 2017, 44(11): 47-49. (in Chinese)
- [6] KHAN M A, ALLEMAND C, EAGAR T W. Noncontact temperature measurement: interpolation based techniques [J]. Review of Scientific Instruments, 1991, 62(2): 392-402.
- [7] 安保合. 薄膜温度传感器的研制及应用[J]. 推进技术, 1992, 13(1): 63-67.

- AN Baohe. Development of thin film temperature sensor and its application[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1992, 13(1): 63-67. (in Chinese)
- [8] BENDERSKY D. A special thermocouple for measuring transient temperatures[J]. *Mechanical Engineering*, 1953, 75(2): 117-121.
- [9] GUALOUS H. Thin film thermal sensor fabrication and application[J]. *Device and Process Technologies for MEMS and Microelectronics*, 1999, 3892: 386-389.
- [10] DILA R, FOLLANSBEE P S. High temperature sputtered surface sensors[J]. *Advances in Test Measurement*, 1975 (12): 127-132.
- [11] GRANT H P, PRZYBYSZEWSKI J S, CLAING R G. Turbine blade temperature measurements using thin film temperature sensors[R]. United States: Pratt and Whitney Aircraft Group, 1981.
- [12] 黄春峰, 蒋明夫, 毛茂华. 国外航空发动机薄膜热电偶技术发展研究[J]. *航空发动机*, 2011, 37(6): 53-57.
HUANG Chunfeng, JIANG Mingfu, MAO Maohua. Development on thin-film thermocouples technology for foreign aeroengine[J]. *Aeroengine*, 2011, 37(6): 53-57. (in Chinese)
- [13] MARTIN L C, HOLANDA R. Applications of thin film thermocouples for surface temperature measurement [R]. United States: Glenn Research Center, 1994.
- [14] WRBANEK J D, FRALICK G C. Thin film physical sensor instrumentation research and development at NASA Glenn Research Center[R]. United States: National Aeronautics and Space Administration, 2006.
- [15] LEI J F, WILL H A. Thin-film thermocouples and strain-gauge technologies for engine applications[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 1998, 65(2): 187-193.
- [16] 王亦然. 镍基高温合金上 S 型薄膜热电偶的制备及性能研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
WANG Yiran. Research on fabrication and properties of S type thin-film thermocouples on nickel base superalloy[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [17] 刘海军, 蒋洪川, 吴勤, 等. 陶瓷基 Pt/ITO 薄膜热电偶的制备与性能研究[J]. *传感器与微系统*, 2015, 34(3): 18-20.
LIU Haijun, JIANG Hongchuan, WU Meng, et al. Preparation and properties study of Pt/ITO thin film thermocouple on ceramic substrates[J]. *Sensors and Microsystems*, 2015, 34(3): 18-20. (in Chinese)
- [18] 杨柯. In₂O₃/ITO 高温陶瓷薄膜热电偶的制备与性能研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
YANG Ke. Research on fabrication and properties of In₂O₃/ITO high-temperature ceramic thin-film thermocouples [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [19] 段力, 姬中林, 翁昊天, 等. 涡轮叶片表面 MEMS 高温测量技术[J]. *航空制造技术*, 2020, 63(5): 62-67.
DUAN Li, JI Zhonglin, WENG Haotian, et al. MEMS sensors for high temperature measurement on nozzle guide vane surface [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2020, 63(5): 62-67. (in Chinese)
- [20] DUAN F L, XIE Z, JI Z, et al. Robust thin-film temperature sensors embedded on nozzle guide vane surface [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(4): 1441-1445.
- [21] XIE Z, DUAN F L, JI Z, et al. A new method of making thin-film thermocouples at sharp surfaces of aero-engine hot component [C] // *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*. [S.l.]: AIAA, 2020: 3511.
- [22] WENG H, DUAN F L, JI Z, et al. Electrical insulation improvements of ceramic coating for high temperature sensors embedded on aero-engine turbine blade[J]. *Ceramics International*, 2020, 46(3): 3600-3605.
- [23] 张久斌. 高温薄膜热电偶的制备及性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2016.
ZHANG Jiubin. Fabrication and properties of high-temperature thin-film thermocouples[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016. (in Chinese)
- [24] JI Z, DUAN F L, XIE Z. Transient measurement of temperature distribution using thin film thermocouple array on turbine blade surface[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2021, 21(1): 207-212.
- [25] JI Z, DUAN F L, HONG Z, et al. Thin film thermocouple sensors on CMC capable of measuring 1 500 °C high surface temperatures[C] // *2020 AIAA Propulsion and Energy Forum*. [S.l.]: AIAA, 2020: 3510.
- [26] XIE Z, DUAN F L. Withdrawal: a novel design for thin film smart sensors on complex aero-engine surface for high temperature measurement [C] // *AIAA Scitech 2021 Forum*. [S.l.]: AIAA, 2021: 1506.
- [27] 徐毅, 黄明镜, 程新琦, 等. 航空发动机涡轮叶片涂层热电偶测温技术[J]. *航空发动机*, 2021, 47(1): 91-95.
XU Yi, HUANG Mingjing, CHENG Xinqi, et al. Coating thermocouple measurement technique of aero-engine turbine blade temperature [J]. *Aeroengine*, 2021, 47(1): 91-95. (in Chinese)
- [28] 陈寅之. 在镍基高温合金上制备薄膜热电偶及其相关技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.
CHEN Yinzhi. Research on fabrication of thin film thermocouples on nickel base superalloy and related technology [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014. (in Chinese)
- [29] RIVERA K, GREGORY O J. ITO: SiC ceramic matrix composite thermocouples for engine components[J]. *IEEE Sensors Letters*, 2020, 4(5): 1-4.
- [30] DENG Jinjun, WANG Weihua, HUI Liyuan, et al. A through-hole lead connection method for thin-film thermocouples on turbine blades[J]. *Sensors*, 2019, 19(5): 1155-1166.
- [31] 邓进军, 苑伟政, 马炳和, 等. 一种用于涡轮叶片上 ITO 薄膜热电偶电信号引出的背引线结构及制备方法 CN201910178648.0[P]. 2019-06-21.
DENG Jinjun, YUAN Weizheng, MA Binghe, et al. The

- invention relates to a back lead used for electrosignal extraction of ITO film thermocouple on turbine blade and a preparation method: CN201910178648.0 [P]. 2019-06-21. (in Chinese)
- [32] ЮЗЕЛЕНЬКИЙ, ВДЕНИСЮК. Modernization of the cooling system of the blades of the first stage of the turbine AI-25TL engine [J]. *Aerospace Technology*, 2005, 3 (10): 188-190.
- [33] ЮЗЕЛЕНЬКИЙ, ВДЕНИСЮК, ОПЕТРОВА, et al. Further modernization of the blades cooling system of the first stage of the ai-25tl turbine [J]. *Vishnik Vigunovduvan-nya*, 2010(2): 1-5.
- [34] ВВЛАСОВ, ГЗАЛОГИН, БЗЕМЛЯНСКИЙ, et al. On surface temperature measurement of materials heated by the plasma jet [J]. *Chemphys*, 2008(6): 203-234.
- [35] 王鹏飞. 中子辐照 6H-SiC 的缺陷分析与应用 [D]. 天津: 天津大学, 2013.
WANG Pengfei. The defect analysis and application of neutron irradiated 6H-SiC [D]. Tianjin: Tianjin University, 2013. (in Chinese)
- [36] 童剑, 黄梦薇. 航空发动机辐照晶体测温技术研究 [J]. *航空动力*, 2019, 10(5): 52-54.
TONG Jian, HUANG Mengwei. Study on temperature measurement technology of aero-engine irradiated crystal [J]. *Aerospace Power*, 2019, 10(5): 52-54. (in Chinese)
- [37] 张兴, 张志学, 薛秀生, 等. 航空发动机测温晶体的退火特性研究 [J]. *航空发动机*, 2013, 39(4): 72-77.
ZHANG Xing, ZHANG Zhixue, XUE Xiusheng, et al. Research on crystals annealing characteristics of aero-engine temperature measurement [J]. *Aeroengine*, 2013, 39(4): 72-77. (in Chinese)
- [38] ROMANOV D, DEVOE J, GINZBURSKY L. Optimization of temperature measurement technique used in high heat flux environment [C] // ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. Vancouver: ASME, 2011: 1129-1136.
- [39] 张娜. 国外晶体测温技术研究与应用 [J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2020, 33(5): 59-62.
ZHANG Na. Overseas research and application of crystal temperature measurement technique [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2020, 33(5): 59-62. (in Chinese)
- [40] BROWN J, DEVOE J, GINZBURSKY L. The challenges of uniform crystal temperature sensor (UCTS) application in turbomachinery [C] // ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition. [S. l.]: ASME, 2013: 1-12.
- [41] RIZNYK S, ARTUSHENKO A. Aeroengine high pressure turbine blade cooling system concept [C] // ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition. [S. l.]: ASME, 2013: 1-9.
- [42] BACHUCHIN I V, ZABUSOV O O, MOROZOV V A, et al. Temperature measurement with irradiated materials [J]. *Atomic Energy*, 2011, 110(3): 178-183.
- [43] VOLINSKY A A, NIKOLAENKO V A, MOROZOV V A, et al. Irradiated single crystals for high temperature measurements in space applications [J]. *MRS Proceedings*, 2004, 85: 157-162.
- [44] DEVOE J, THOMAS A, DEVOE R, et al. Gas temperature measurement in engine conditions using uniform crystal temperature sensors (UCTS) [C] // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. [S. l.]: ASME, 2018: 1-7.
- [45] 李杨, 李志敏, 李华臣, 等. 航空发动机微型晶体测温技术 [J]. *航空动力*, 2018 (2): 8-10.
LI Yang, LI Zhimin, LI Huachen, et al. Microcrystal temperature measurement technology [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018(2): 8-10. (in Chinese)
- [46] RUAN Y F, WANG P F, HUANG L, et al. High-temperature sensor based on neutron-irradiated 6H-SiC [J]. *Key Engineering Materials*, 2012, 495: 335-338.
- [47] 张志学, 薛秀生, 阮永丰, 等. SiC 晶体测温技术研究 [J]. *中国测试*, 2017, 43(5): 1-4.
ZHANG Zhixue, XUE Xiusheng, RUAN Yongfeng, et al. Research of temperature measurement technology based on SiC crystal [J]. *China Measurement & Test*, 2017, 43(5): 1-4. (in Chinese)
- [48] LOZINO L G, TIMOSHENKO V. Lessons learned from the BOR flight campaign [J]. *Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 1999, 426: 675-683.
- [49] NIKOLAENKO V A, MOROSOV V A, KASIANOV N I. A crystal maximum temperature measurer/JMTK/for special applications [J]. *Revue Internationale des Hautes Temperatures et des Refractaires*, 1976, 13: 17-20.
- [50] TIMOSHENKO V P. Design and experimental development of the BURAN thermal protection [M]. Moscow: Publishing House of Moscow Aviation Institute, 1997.
- [51] SHUKIN S, ANNERFELDT M, BJORKMAN M. Siemens SGT-800 industrial gas turbine enhanced to 47 MW: design modifications and operation experience [C] // 2008 Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. [S. l.]: ASME, 2008: 65-70.
- [52] LÖRSTADDANIEL, LINDHOLM A, PETTERSSON J, et al. Siemens SGT-800 industrial gas turbine enhanced to 50 MW: combustor design modifications, validation and operation experience [C] // ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition. [S. l.]: ASME, 2013: 1-12.
- [53] MALAK M, LIU J, MOLLAHOSSEINI K. Further investigation into hot gas ingestion into turbine shroud cavity using uniform crystal temperature sensors measurement for baseline configuration [EB/OL]. [2022-03-04]. <http://pdf.xuebalib.com:1262/3mhk7KyGwxu4.pdf>.
- [54] 李杨, 殷光明. 航空发动机涡轮叶片晶体测温技术研究 [J]. *航空发动机*, 2017, 43(3): 83-87.
LI Yang, YIN Guangming. Research on crystal temperature measurement technology for aero-engine turbine blade [J]. *Aeroengine*, 2017, 43(3): 83-87. (in Chinese)
- [55] WANG L, BAHADOR M, BRUNEFLOD S, et al. Sie-

- mens SGT-800 industrial gas turbine enhanced to 50 MW: turbine design modifications, validation and operation experience[C]// ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition. [S. l.]: ASME, 2013: 1-9.
- [56] 熊庆荣, 黄明镜, 徐凤花. 示温漆的研制和应用[C]// 第九届发动机试验与测试技术学术交流会. 北京: 中国航空学会, 2008: 77-84.
XIONG Qingrong, HUANG Mingjing, XU Fenghua. Development and application of temperature sensitive paint [C]// The 9th Symposium on Engine Test and Testing Technology. Beijing: CSAA, 2008: 77-84. (in Chinese)
- [57] 徐润斌, 刘芳, 田永丰, 等. 示温涂料的研究现状和发展趋势[J]. 现代涂料与涂装, 2016(10): 26-30.
XU Runbin, LIU Fang, TIAN Yongfeng, et al. Status and development trend of temperature indicating coating [J]. Modern Paint & Finishing, 2016(10): 26-30. (in Chinese)
- [58] RUPESH P L, PRAKASAJOTHI M A, ANDRASEKHAR U C, et al. Study on temperature indicating paint for surface temperature measurement—a review: Volume 1[M]// Anon. Innovative design, analysis and development practices in aerospace and automotive engineering. [S. l.]: Springer, 2019.
- [59] 梅约, 方珑文, 徐利昆. 单变色不可逆示温涂料的研制[J]. 涂料工业, 2002, 32(5): 15-19.
MEI Yue, FANG Longwen, XU Likun. Development of single color irreversible temperature indicating paint [J]. Paint & Coatings Industry, 2002, 32(5): 15-19. (in Chinese)
- [60] 张兴, 薛秀生, 陈斌, 等. 示温漆在发动机测试中的应用与研究[J]. 测控技术, 2008, 27(1): 21-23.
ZHANG Xing, XUE Xiusheng, CHEN Bin, et al. Application and research of temperature indicating paint in aero-engine test [J]. Measurement and Control Technology, 2008, 27(1): 21-23. (in Chinese)
- [61] 徐凤花. 示温漆技术在航空发动机高温部件表面温度测试上的应用研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2007.
XU Fenghua. Application of temperature paint technology on surface temperature testing of aeroengine high temperature parts [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2007. (in Chinese)
- [62] JONES R A, HUNT J L. Use of temperature-sensitive coatings for obtaining quantitative aerodynamic heat-transfer data[J]. AIAA Journal, 1964, 2(7): 1354-1356.
- [63] FEY U, ENGLER R H, EGAMI Y, et al. Transition detection by temperature sensitive paint at cryogenic temperatures in the European Transonic Wind tunnel (ETW)[C]// International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. [S. l.]: IEEE, 2003: 1-8.
- [64] YOSHIMI I, HIROTAKA S, MORITA K. Development of luminophore-pendant temperature-sensitive paint and its application to pressure-sensitive paint for aerodynamic measurements[J]. Journal of the Visualization Society of Japan, 2007, 27(s1): 33-36.
- [65] 李杨, 陈洪敏, 熊庆荣. 不可逆示温涂料的发展及应用[J]. 中国涂料, 2010(5): 16-19.
LI Yang, CHEN Hongmin, XIONG Qingrong. Development and application of irreversible temperature indicating coatings[J]. China Paint, 2010(5): 16-19. (in Chinese)
- [66] 刘正堂, 郭家振, 张新歧. 高温多变色不可逆示温涂料的研制[J]. 现代涂料与涂装, 2000(1): 9-12.
LIU Zhengtang, GUO Jiazhen, ZHANG Xinqi. Study on high temperature multi-changeable colors and inverted thermo paint [J]. Modern Paint & Finishing, 2000(1): 9-12. (in Chinese)
- [67] MANDAVKAR P S, SAWANE S, DONGRE D G. Study of thermal mapping for health monitoring of gas turbine blade[J]. International Journal of Research in Science & Engineering, 2008, 1: 1-6.
- [68] 熊庆荣, 石小江, 徐芳, 等. 基于示温漆的高压涡轮导向器表面温度测试[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014(3): 44-48.
XIONG Qingrong, SHI Xiaojiang, XU Fang, et al. Surface temperature measurement of turbine nozzle based on temperature-sensitive paint [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014(3): 44-48. (in Chinese)
- [69] 李杨, 李志敏, 熊兵, 等. 航空发动机涡轮叶片温度测量技术现状与发展[C]// 第十五届中国科协年会. 贵阳: 中国科学技术协会, 2013: 1-5.
LI Yang, LI Zhimin, XIONG Bing, et al. Current situation and development of turbine blade temperature measurement technology for aero-engine [C]// Annual Meeting of China Association for Science and Technology. Guiyang: CAST, 2013: 1-5. (in Chinese)
- [70] RUPESH P L, ARULPRAKASAJOTHI. Thermal distribution on gas turbine blade using thermal paint[M]// Anon. Innovative design, analysis and development practices in aerospace and automotive engineering. Singapore: Springer, 2021.

作者简介:

胡娜(1997—),女,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机结构强度与极端环境考核技术。

赵伟(1986—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机叶片强度试验技术。

晋小超(1990—),男,博士,助理教授。主要研究方向:航空发动机结构强度与极端环境考核技术。

范学领(1978—),男,博士,教授。主要研究方向:航空发动机结构强度,极端环境与极端力学,极端环境下的试验方法、技术与装备及人工智能及其在航空航天中的应用。

(编辑:丛艳娟)