

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2026.02.01

# 气流总温测量与校准技术研究进展

赵俭\*

(中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

**摘要:** 系统综述了气流总温测量与校准技术的研究进展, 介绍了高准确度、高温、高频气流总温测量方法及基于校准风洞的温度传感器稳态与动态校准技术, 阐述了各类技术的原理与适用场景, 分析了气流总温测量误差来源及发动机等典型场景的技术挑战, 探讨了多场耦合、极端工况下气流总温测量与校准的发展趋势。提出非接触与接触式测量技术相结合、完善极端工况校准能力等建设性意见, 为提升复杂极端环境下总温测量准确度、支撑航空航天与动力系统高质量发展提供参考与思路。

**关键词:** 气流总温; 温度传感器; 校准风洞; 稳态校准; 动态校准; 多场耦合; 极端工况; 高温测量  
**中图分类号:** TB94; TP212; V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2026) 02-0001-09

## Research progress on total temperature measurement and calibration technology of gas flow

ZHAO Jian\*

(AVIC Changcheng Institute of Metrology &amp; Measurement, Beijing 100095, China)

**Abstract:** A systematic review is conducted on the research progress of total temperature measurement and calibration technology for gas flow. High-precision, high-temperature, and high-frequency gas flow total temperature measurement methods, as well as steady-state and dynamic calibration techniques for temperature sensors based on calibration wind tunnels are summarized. The principles and applicable scenarios of various techniques are elaborated. The sources of errors in airflow total temperature measurement and the technical challenges in typical scenarios such as engines are analyzed. The development trend of total temperature measurement and calibration of gas flow under multi field coupling and extreme working conditions is explored. Constructive suggestions are proposed, including the integration of non-contact and contact measurement technologies and the enhancement of calibration capabilities under extreme conditions, which can provide reference and ideas for improving the accuracy of total temperature measurement in complex and extreme environments and supporting the high-quality development of aerospace and power systems.

**Key words:** gas flow total temperature; temperature sensor; calibration wind tunnel; steady-state calibration; dynamic calibration; multi-field coupling; extreme operating conditions; high-temperature measurement

## 0 引言

气流总温指的是气流等熵滞止到速度为零时

的温度。气流总温测量是航空航天、动力机械等领域的核心基础, 直接决定系统性能、安全与控制精度, 是型号研制、生产、使用中的关键环节。

收稿日期: 2026-02-09; 修回日期: 2026-04-01; 录用日期: 2026-04-07; 发表日期: 2026-04-28

基金项目: 国家“十四五”计量技术基础科研项目(JSJL2024205XXXX)

引用格式: 赵俭. 气流总温测量与校准技术研究进展[J]. 计测技术, 2026, 46(2): 1-9.

**Citation:** ZHAO J. Research progress on total temperature measurement and calibration technology of gas flow[J]. Metrology & Measurement Technology, 2026, 46(2): 1-9.



气流总温是计算飞机真空速、高度以及发动机推力、效率的核心输入参数,直接影响飞机的燃油消耗、航程与载荷等。气流总温决定防冰启动时机、热防护设计与气动热载荷评估,测量不准会引发结构损伤或失控。航空发动机压气机、涡轮出口和级间的总温测量是效率优化与故障诊断的关键,对于发动机压气机、涡轮部件研制质量具有重要影响。对于超燃冲压发动机,来流总温的准确测量可保障燃烧稳定性与推力匹配,支撑制导与飞行控制,提升任务可靠性。另外,在高温、高速、强振动流场中,总温测量的准确度直接影响设备使用寿命,是先进动力系统工程化的核心。由于气流总温测量存在误差,需要在模拟使用工况下对测量气流总温的传感器进行校准,评估其稳态与动态性能,或进行误差补偿修正。

早在19世纪初,就有研究者发现用温度计测量空气流的温度时,并不总能得到正确的测量结果<sup>[1]</sup>。1887年的美国陆军首席通信官年报详细讨论了使用防雨棚时温度计本身以及空气温度的测量误差。此后,关于气流温度测量和试验的研究报道大量涌现。二战前,德国出于武器装备研制的需要,对气流温度测量技术开展了系统的研究。二战后,美国继承了德国的研究成果,从20世纪50年代起,在气流温度测量和校准方面开展了大量工作,发表了大量论文和技术报告<sup>[2-3]</sup>。与此同时,前苏联也全面系统地开展了该领域的研究。

气流总温测量往往涉及极端量值、高频响、复杂工况等,测量难度大。针对这些难题,世界各国的科技工作者提出了多种测量技术,并分别在不同场景下发挥了重要作用。随着科技的不断发展,对气流总温测量的新需求也在不断出现,这就要求测试工作者有针对性地发展新的测试技术,例如在温度上限的拓展方面,非接触式测量技术将越来越多地在气流总温测量中发挥作用。同时,随着装备研制等任务对测量准确度、频响的要求越来越高,极端条件下气流总温稳态与动态校准技术也处于不断变革中。

本文系统梳理气流总温测量的技术原理、主流方法与最新进展,深入剖析不同测量技术的适用场景与局限性,重点围绕速度误差、辐射误差、导热误差的产生机理与校准方法展开综述,最后

展望极端环境下总温测量与校准技术的发展趋势,旨在为先进装备研制、温场测试及计量标准建立提供全面的技术参考。

## 1 接触式气流总温测量误差

气流总温测量方法分为接触式和非接触式两大类,目前在型号研制、生产试验及装备服役中,主要采用接触式方法测量气流总温。采用接触式方法测量气流总温时,除敏感元件自身的静态误差外,还存在速度误差、辐射误差、导热误差和动态误差等。下面对这几种主要误差进行阐述。

### 1.1 速度误差

温度传感器在测量高速气流总温时,由于气流不能完全滞止,通常测得的温度会低于真实气流总温。在忽略辐射和导热的条件下,温度传感器在平衡后测得的温度即为气流有效温度。总温与有效温度之差即为温度传感器的速度误差,通常用恢复系数、恢复率或恢复修正系数来评价温度传感器在同一总温和速度下误差的大小。恢复系数、恢复率和恢复修正系数受介质普朗特数、气流马赫数、气流温度、气流压力、传感器的几何特性与安装方向等因素的影响。

### 1.2 辐射误差

温度传感器在测量高温气流温度时,会通过热辐射的方式向周围环境传递热量,导致温度传感器的指示温度低于气流有效温度。有效温度与温度传感器指示温度之差即为温度传感器的辐射误差,通常用辐射修正系数来评价温度传感器在同一工况下辐射误差的大小。辐射误差受温度传感器结构、热电偶偶丝和屏蔽罩表面发射率、对流换热、温度传感器温度与环境壁温等因素影响。

### 1.3 导热误差

温度传感器在测量高温气流温度时,一般支座温度都低于测量端温度,从测量端到支座存在温度梯度,热量将从高温的测量端向低温的支座传递,导致温度传感器的指示温度低于气流有效温度,气流有效温度与温度传感器指示温度之差即为温度传感器的导热误差,通常用导热修正系数来评价温度传感器在同一工况下导热误差的大小。导热误差受传感器长度与直径的比值、热电偶和支杆的导热系数、气流马赫数、传感器安装

座温度等因素的影响。

### 1.4 动态误差

温度传感器均具有热惯性，因此测量动态气流温度时，传感器不能立刻反映气流温度的变化。温度传感器指示温度只是其自身的温度，而不是气流温度，二者之间存在的偏差称为动态误差，通常用时间常数或热响应时间来评价温度传感器在同一工况下动态误差的大小。时间常数或热响应时间受介质质量流速、气流的紊流度、气流总温、阶跃温度变化量、导热、传感器结构和尺寸等多个因素的影响<sup>[4]</sup>。

### 1.5 测温偏差

测温偏差是气流真实总温和被校准温度传感器指示温度之间的差值，是温度传感器各项误差叠加的结果，其影响因素亦为各项误差因素的综合，所以在设计总温传感器时，需要权衡各影响因素，综合考虑。

## 2 气流总温测量研究进展

英国拉夫堡大学的BONHAM C等人针对发动机部件效率计算对气流总温、总压准确测量的需求，研制了一种总温总压复合探针<sup>[5]</sup>(如图1所示)。该探针采用双屏蔽式结构，总温探针的敏感元件为四线制薄膜铂电阻，静态误差较小，结合双层屏蔽罩及合理的进、出气口设计，可以达到较高的测量准确度；总压探针采用皮托管结构，其头部位于内屏蔽罩和外屏蔽罩之间靠后的位置，具有较好的滞止效果。研究表明：利用该总温总压复合探针进行检测时，气流总温和总压测量不确定度均可达0.05%。

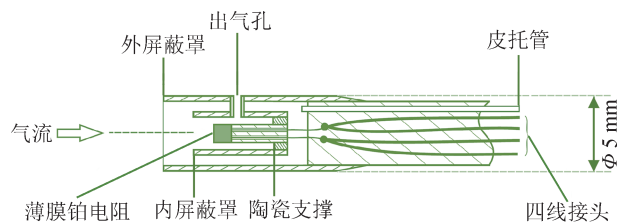


图1 总温总压复合探针<sup>[5]</sup>

Fig.1 Combination probe for total pressure and temperature<sup>[5]</sup>

德国慕尼黑应用科学大学的POLZ L等人以布拉格光纤光栅作为敏感元件，研制出一种应用于压气机总温测量的五点总温测量耙<sup>[6]</sup>(如图2所示)。

该测量耙可在压气机恶劣工况条件下使用，显示出良好的可靠性，总温恢复系数为0.79 ~ 0.99。由于光纤尺寸比较小，可以减小滞止罩体积，从而降低测量耙对被测流场的干扰。基于光纤光栅的总温测量耙适用于狭小空间的总温测量，如对其结构进行优化设计，将具有良好的应用前景。

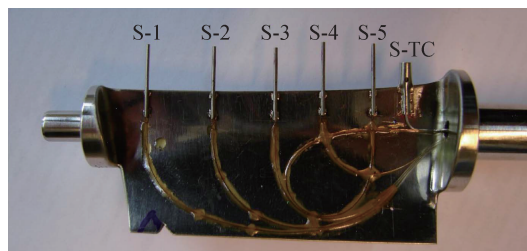


图2 基于光纤光栅的五点总温测量耙<sup>[6]</sup>

Fig.2 Five point total temperature measurement rake based on fiber Bragg grating<sup>[6]</sup>

俄罗斯ITMO大学的MEKHRENGIN M V人提出一种用于测量燃气涡轮发动机燃烧室气流温度的多光谱温度传感器<sup>[7]</sup>(如图3所示)，该传感器由蓝宝石棒、金属护套、光纤束、控制板等组成，其中蓝宝石棒收集气流的热辐射信号，通过光纤束将信号传输至控制板，并解调为温度信号。传感器内置8个硅探测器，其中7个涂覆有带通滤波器可在6个可见光通道上进行检测，中心波长为426 ~ 658 nm。采用该方法测量1 083 ~ 1 393 K的气流温度，测量误差约为3%。由于该多光谱温度传感器测量气流总温时属于非接触测量，对被测流场无干扰，但实际测量的仅为聚焦处的单点温度，难以获取完整的温度场信息。

美国GE公司的WANG G H等人提出了一种细

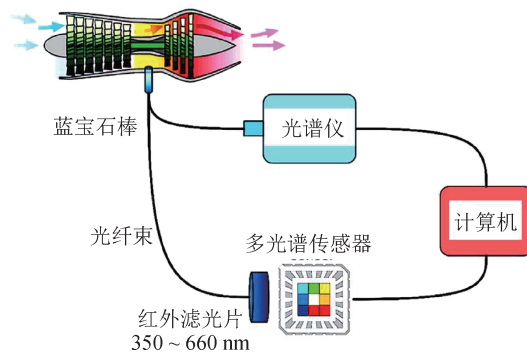


图3 多光谱温度传感器<sup>[7]</sup>

Fig.3 Multi spectral temperature sensor<sup>[7]</sup>

线高温测量技术<sup>[8]</sup>，用SiC等材料制成细线，将其置于待测温场中，由于细线直径很小，达到热平衡后，其表面温度非常接近所在区域的气流温度。通过配备带有带通滤波器的近红外相机采集细线的热辐射信号，再经过辐射修正，即可获得细线所在区域的气流温度场。研究人员利用该方法测量了某模型发动机燃烧室试验器出口的气流温度分布。经计算评估，在气流温度为1700 K、马赫数为0.38的条件下，测量不确定度约为53 K。细线高温测量系统示意图如图4所示。由于细线尺寸较小，细线高温测量系统对被测流场干扰小，易于获得真实的气流总温场，但在高气流速度时，其机械可靠性面临挑战。

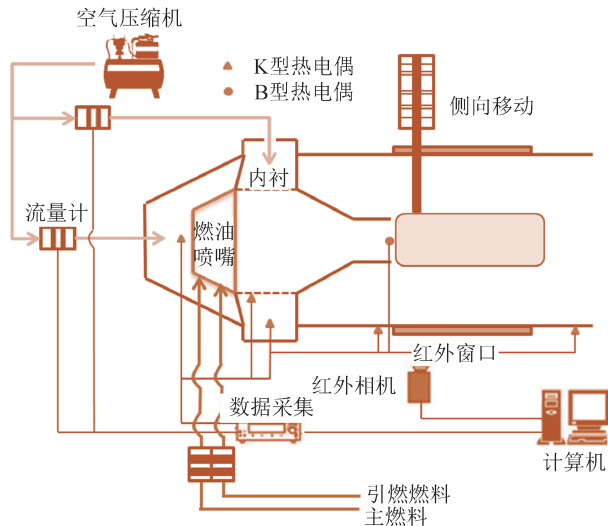
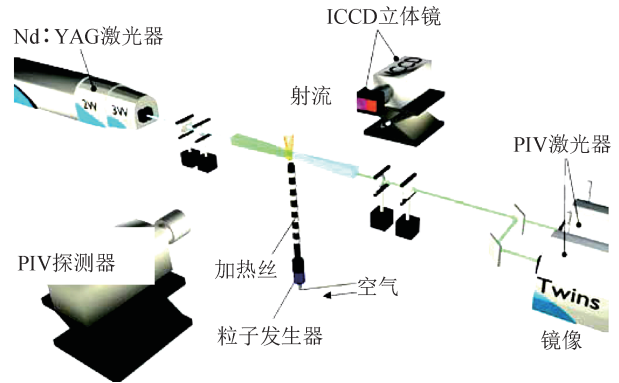


图4 细线高温测量系统<sup>[8]</sup>

Fig.4 Thin-filament high temperature measurement system<sup>[8]</sup>

瑞典隆德理工大学的OMRANE A等人提出了一种可同时测量二维气流温度场和速度场的新方法<sup>[9]</sup>，将直径1~10 μm的荧光粒子注入被测高温流场中，并由紫外激光器进行激发，利用荧光粒子发射光谱与温度之间的关系测量温度场，同时以荧光粒子作为示踪粒子，利用粒子图像测速技术获取速度场。基于荧光粒子的二维温度场/速度场测量系统如图5所示，其优势在于可以获得场信息，但该系统不适用于不允许粒子污染的场景。

中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所(以下简称“航空工业计量所”)的科研人员提出了增韧型双铌铪合金高温热电偶及其晶相调配方法，克服了传统B型热电偶测温上限低以



注：Nd : YAG为掺钕钇铝石榴石；ICCD为增强型电荷耦合器件；PIV为粒子图像测速仪。

图5 基于荧光粒子的二维温度场/速度场测量系统<sup>[9]</sup>

Fig.5 2D temperature field and velocity field measurement system based on fluorescent particles<sup>[9]</sup>

及单铌铪热电偶脆性大的缺点，将高温气流温度稳定可靠的测量上限由1973 K提高到2300 K。增韧型双铌铪合金热电偶，在发动机燃烧室出口总温测量中显示出了良好的应用效果，但其在极端复杂工况下的长期使用可靠性还有待进一步验证。

航空工业计量所的科研人员研发了基于表面改性的钨铼热电偶，结合半屏蔽式外壳结构设计以及壁温加权平均的辐射误差补偿技术，研制出2600 K瞬态超高温气流温度传感器<sup>[10]</sup>(如图6所示)，成功实现了2600 K瞬态超高温气流温度测量，解决了超燃冲压发动机燃烧室出口高温气流温度的测量难题。基于表面改性的钨铼热电偶在短时超高温测量中显示出优异的性能，如能通过优化表面防护处理工艺延长其使用寿命，则有望在未来新一代发动机等场景中得到广泛应用。

针对高频气流温度的测量问题，航空工业计量所的科研人员研制了超细丝热电偶，如图7所示，其工作偶丝直径为20 μm，偶丝材料为铂铑10-铂，



图6 2600 K瞬态超高温气流温度传感器<sup>[10]</sup>

Fig.6 2600 K transient ultra-high temperature gas temperature sensor<sup>[10]</sup>



图7 超细丝热电偶

Fig.7 Ultra-fine wire thermocouple

采用裸露跨流对焊形式。研究人员利用该热电偶成功测量了频率为1 kHz的交变气流温度。超细丝热电偶在测量1 kHz以下的高频气流温度时显示出良

好的性能，同时因偶丝细，其稳态误差也相对小。

德国斯图加特大学的KNAUSS H等人提出了测量气流总温波动的新方法<sup>[11-13]</sup>，采用2个原子层热电堆(Atomic Layer Thermopile, ALTP)热流传感器同时测量瞬时热流，根据测得的热流值解算出气流总温。ALTP热流传感器由基体和制作于基体上下两端面的薄膜组成，基于塞贝克效应，上下两端面的薄膜之间因温差而产生热电势。该传感器的频响可达10 kHz以上，与细丝热电偶相比，具有更高的强度和可靠性，但其温度上限受限于传感器材料自身的使用温度。

上述各类气流总温测量技术汇总如表1所示。

表1 气流总温测量技术汇总

Tab.1 Summary of total airflow temperature measurement techniques

| 测量系统                 | 技术原理   | 技术参数  | 提出单位                    |
|----------------------|--|---|-------------------------|
| 双屏蔽式总温总压复合探针         | 采用四线制薄膜铂电阻，结合双屏蔽式结构设计                            | 测量不确定度0.05% <sup>[5]</sup>                          | 英国拉夫堡大学                 |
| 光纤光栅总温测量靶            | 以光纤光栅为敏感元件，采用多点滞止式设计                             | 总温恢复系数0.79 ~ 0.99 <sup>[6]</sup>                    | 德国慕尼黑应用科学大学             |
| 多光谱温度传感器             | 通过蓝宝石棒收集焦点处气流的热辐射能量，并解调成温度信号                     | 1 083 K ~ 1 393 K条件下测量误差3% <sup>[7]</sup>           | 俄罗斯ITMO大学               |
| 细线高温测量系统             | 将SiC等材料制成的细线置于被测温场中，将细线的热辐射信号解调成温度               | 气流温度为1 700 K、气流马赫数为0.38时，测量不确定度为53 K <sup>[8]</sup> | 美国GE                    |
| 基于荧光粒子的二维温度场/速度场测量系统 | 利用荧光粒子的发射光谱与温度的关系测量温度场，同时以荧光粒子作为示踪粒子，利用粒子图像测量速度场 | 可同时测量温度场和速度场 <sup>[9]</sup>                         | 瑞典隆德理工大学                |
| 增韧型双铍钨合金高温热电偶        | 在双铍钨热电偶的基础上，对其负极进行合金化处理                          | 高温气流温度稳定可靠<br>测量上限2 300 K                           | 中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所 |
| 基于表面改性的铍钨热电偶         | 对铍钨热电偶进行表面改性，结合半屏蔽式外壳结构设计及壁温加权平均的辐射误差补偿技术        | 瞬态超高温气流温度<br>测量上限2 600 K <sup>[10]</sup>            | 中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所 |
| 原子层热电堆传感器            | 采用2个原子层热电堆热流传感器同时测量瞬时热流，根据所测热流解算气流总温             | 频响10 kHz <sup>[11-13]</sup>                         | 德国斯图加特大学                |
| 超细丝热电偶               | 采用直径20 μm的细丝热电偶                                  | 频响1 kHz   | 中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所 |

### 3 气流总温校准研究进展

#### 3.1 稳态校准

从20世纪后半叶开始，美国通用汽车公司与美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)等单位先后建立了一系列校准风洞。其中，美国通用汽车公司建立了1 200 K热

校准风洞，NASA则建立了1 420 K热校准风洞(如图8所示)以及常温校准风洞。NASA利用所建立的校准风洞，对气流温度传感器开展了系统的试验研究，得到了不同结构类型的气流温度传感器在不同温度、压力及马赫数工况条件下的辐射修正系数和恢复修正系数，并拟合出关于气流温度传感器稳态性能的经验公式。图9为NASA所做温度

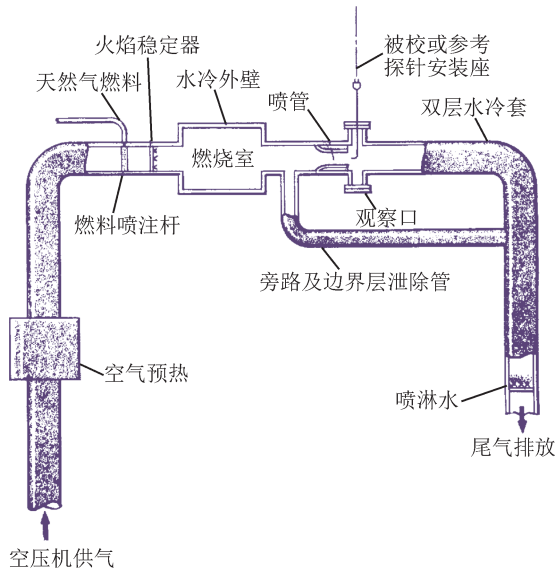


图8 NASA的高温校准风洞

Fig.8 High temperature calibration wind tunnel of NASA

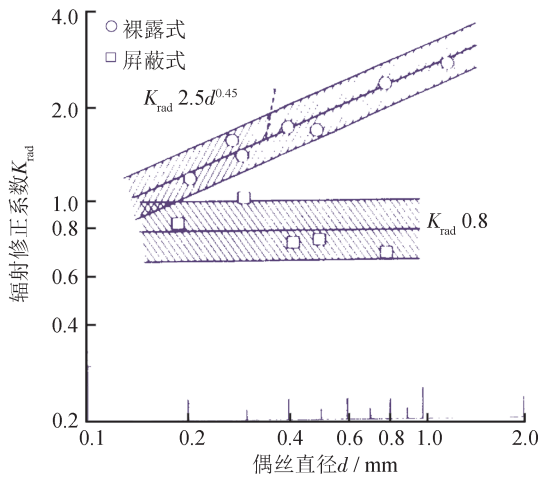


图9 NASA所做温度传感器辐射修正系数特性曲线

Fig.9 Radiation correction coefficient curve of temperature sensors made by NASA

传感器辐射修正系数特性曲线<sup>[14-15]</sup>。

针对燃气涡轮发动机对气流总温测量的高准确度要求(误差不超过0.5 K),美国普渡大学从减小温度传感器的导热误差和速度误差入手,开展了一系列研究。首先,设计了双偶探针,采用2支不同长径比的热电偶进行导热误差的补偿修正。其次,对温度传感器进行恢复系数校准,并进行速度误差修正。在校准恢复系数时,于稳定段的顶部和底部各布置1支总压探针以测量气流总压,取两者测量结果的算术平均值以计算试验段气流马赫数。在调节各校准工况之前,为使试验段中

被校温度传感器与上游温度一致,先在马赫数0.4~0.6的条件下对其进行预热<sup>[16-17]</sup>。

NASA设计了一种抽气式音速热电偶温度传感器<sup>[18]</sup>(如图10所示),该传感器头部为单屏蔽式结构,屏蔽罩内有一个音速喷嘴,热电偶丝接点位于音速喷嘴喉道部位,通过真空泵抽气,将喷嘴内的气流加速至音速。由于热电偶丝接点附近的气流速度高,气流与偶丝间的对流换热显著加强,从而抑制传感器的辐射误差和导热误差。在此基础上对传感器进行速度误差修正,测量准确度会大大提高,该传感器结构为后来的研究者设计双屏吸气偶等标准总温传感器奠定了基础。

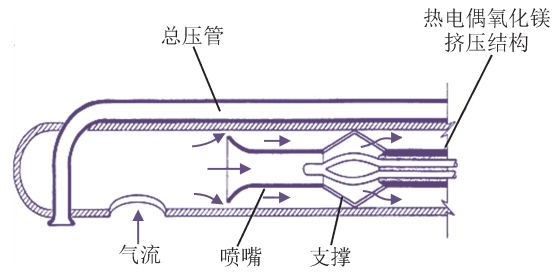


图10 抽气式音速热电偶<sup>[18]</sup>

Fig.10 Suction type sonic thermocouple<sup>[18]</sup>

NASA提出了一种基于熔纤的高温气流温度校准技术,利用氧化铝(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>,熔点2 320 K)、氧化钇(Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>,熔点2 690 K)、钇铝石榴石(YAG,熔点2 200 K)、氧化铝钇铝石榴石共晶(熔点2 095 K)等低发射率的高纯度氧化物纤维熔化时熔点固定的特点,以纤维材料的熔点为高温气流温度传感器赋值。校准时,将纤维材料安装在可高速旋转的转台上,并置于高温流场中缓慢升温。同时,采用1台电荷耦合器件(Charge-Coupled Device, CCD)相机和1台红外相机实时观测纤维的光学特性,当纤维熔化时,其表面发射率会突然上升,相机观测到的图像会突然变亮。此时,通过转台迅速将纤维移出高温区域,并将被校准的温度传感器迅速移入同一高温区域,记录被校准温度传感器此时的指示温度,纤维材料的熔点即为被校准温度传感器所感受的标准气流温度。图11为基于熔纤的高温气流温度校准系统示意图<sup>[19]</sup>。

航空工业计量所动态温度校准实验室建立了较为完备的校准风洞群,图12为其中之一。目前该风洞已建标的气流温度为室温至1 973 K,气流

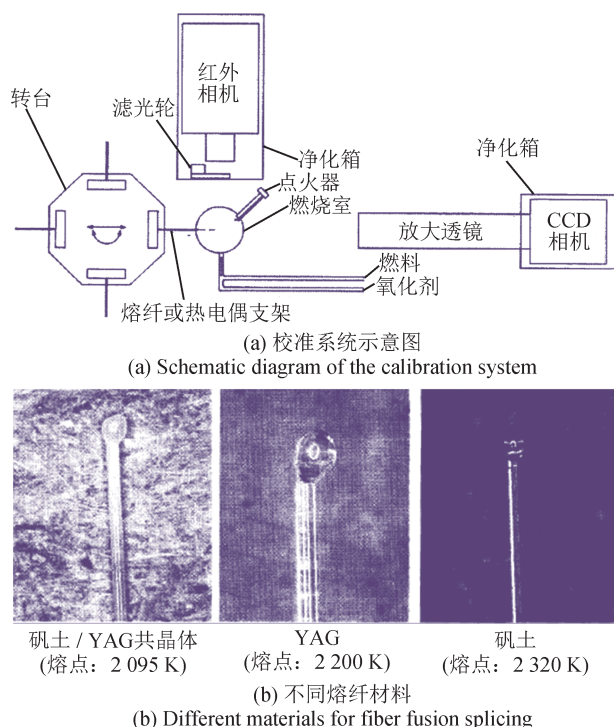


Fig.11 High gas temperature calibration system based on melting fibers<sup>[19]</sup>



图 12 航空工业计量所的热校准风洞  
Fig.12 Hot calibration wind tunnel of AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement

马赫数为 0.1 ~ 0.95，压力为常压。此外，该实验室还研制了双屏吸气偶(如图 13 所示)，通过对双屏吸气偶进行最优化设计，使其导热误差、辐射误差和速度误差均较小，双屏吸气偶的测量不确定度达 0.4% ( $k = 2$ )。以双屏吸气偶为参考标准，可对气流温度传感器开展测温偏差校准与辐射修正系数校准<sup>[20]</sup>。

2024 年，航空工业计量所的科研人员完成了 2 300 K 热校准风洞研制，如图 14 所示，该风洞的气流温度为 1 000 ~ 2 300 K，气流马赫数为 0.1 ~

0.6，气流压力范围为常压至 1 MPa。风洞采用电阻加热、电磁感应加热和燃烧加热组合的方式实现高温，标准气流总温传感器采用大长径比 L 型双屏蔽式结构，如图 15 所示，敏感元件采用保护型双铱铯热电偶，标准气流总温传感器测量不确定度为 0.4% ( $k = 2$ )。



图 13 双屏吸气偶  
Fig.13 Dual screen inspiratory thermocouple



图 14 2 300 K 热校准风洞  
Fig.14 2 300 K hot wind tunnel

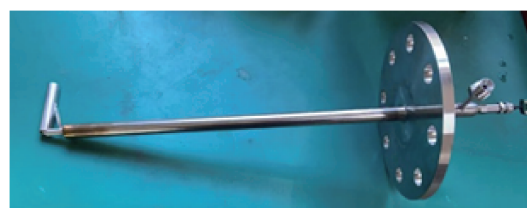


图 15 大长径比 L 型双屏蔽式标准气流总温传感器  
Fig.15 Large aspect ratio L-shaped double shielded standard gas flow total temperature sensor

### 3.2 动态校准

利用校准风洞，并配以动态温度激励源，可对气流温度传感器开展动态响应校准，从而得到温度传感器的动态性能。NASA 的研究人员在不同温度、压力、马赫数条件下，开展了不同结构类型气流温度传感器的时间常数校准试验，并拟合出相应的经验公式<sup>[14]</sup>。航空工业计量所的科研人

员研制了阶跃式、脉冲式和交变式等类型的动态温度激励源。其中,阶跃式和脉冲式激励源主要用于获取温度传感器的时域性能指标,如时间常数、热响应时间等,交变式激励源主要用于获取温度传感器的幅频特性、相频特性等频域性能指标。另外,也可根据动态响应校准数据分析得到被校温度传感器的传递函数。阶跃式激励源主要利用冷、热气流掺混结合机械弹射方式产生;脉冲式激励源利用脉冲式激光器加热以产生温度突变;交变式激励源利用特殊设计的转盘式交变温度发生器产生周期性变化的温度。

#### 4 总结与展望

在气流总温测量方面,针对不同的需求特点,各国研究人员提出了多种测量手段<sup>[21-22]</sup>,这些方法各有优势,也分别存在一些不足,使用时需要综合考虑。例如,面向航空发动机压气机等高准确度气流总温测量需求,有双屏蔽式薄膜铂电阻、基于光纤光栅的总温测量耙等方法;面向高温气流总温测量的需求,有多光谱温度传感器、细线高温测量系统、基于荧光粒子的二维温度场/速度场测量系统、增韧型双铍铈合金热电偶、基于表面改性的钨铼热电偶等方法;面向高频气流总温测量的需求,则有原子层热电堆传感器、超细丝热电偶等方法。此外,吸收光谱技术(Laser Absorption Spectroscopy, LAS)等非接触式测温技术具有测温上限高、不干扰被测温场等优势,但温度测量结果均为静温,且在复杂场景下误差较大,若能将非接触式测量技术与接触式测量技术相结合,实现优势互补,则有望在未来的气流总温测量中显示出较强的优势。

在气流总温校准方面,欧美各国在20世纪开展了系统、深入的研究工作,为国内的研究者提供了很好的借鉴。近年来,国外鲜有系统性研究,仅有一些零星报道<sup>[23-25]</sup>。自20世纪70年代至今,国内研究人员在气流总温稳态与动态校准方面开展了持续、系统、深入的探索。为应对日益提高的校准要求,气流总温校准的温度、速度、频响上限以及准确度水平均在不断提高,目前已逐渐进入了科技攻关的“深水区”,对材料、工艺、计量方法、数学建模等都提出了严峻的挑战。未来

需要持续推动技术创新,进一步提升多场耦合、极端工况下的总温校准能力。

#### 参考文献

- [1] ERELL E, VÍTOR L, MALDONADO E. Measurement of air temperature in the presence of large radiant flux: an assessment of passively ventilated thermometer screens[J]. *Boundary-layer Meteorology*, 2005, 114(1): 205-231.
- [2] WILL H A. Computer program for pulsed thermocouples with corrections for radiation effects [J/OL]. 1981. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19810025295>.
- [3] SMOUT P, COOK S. The dependence of thermocouple probe calibration on stagnation density changes [J]. 27th Joint Propulsion Conference, 1991. DOI: 10.2514/6.1991-2276.
- [4] 赵俭, 杨永军. 气流温度测量技术[M]. 北京: 中国质检出版社, 2017.  
ZHAO J, YANG Y J. Gas flow temperature measurement technology[M]. Beijing: Chinese Quality Inspection Press, 2017. (in Chinese)
- [5] BONHAM C, THORPE S J, ERLUND M N, et al. Combination probes for stagnation pressure and temperature measurements in gas turbine engines [J]. *Measurement Science and Technology*, 2018, 29(1): 015002.
- [6] POLZ L, ZEISBERGER A, BARTELT H, et al. Total temperature measurement of fast air streams with fiber-optic Bragg grating sensors [J]. *IEEE Sensors Journal*, 2016, 16(17): 6596-6603.
- [7] 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.
- [8] WANG G H, BONILLA C, KALITAN D. Gas temperature field measurement using thin-filament pyrometry [C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, Düsseldorf, Germany*, 2014. DOI: 10.1115/GT2014-25909.
- [9] OMRANE A, PETERSSON P, ALDÉN M, et al. Simultaneous 2D flow velocity and gas temperature measurements using thermographic phosphors [J]. *Computational & Mathematical Organization Theory*, 2008, 92(1): 99-102.
- [10] 赵俭, 杨永军, 王鹏. 2 600 K瞬态高温气流温度测量技术研究 [J]. *计量学报*, 2012, 33(增刊2): 77-78.  
ZHAO J, YANG Y J, WANG P. Study on 2 600 K transient high gas temperature measurement technology [J]. *ACTA Metrologica Sinica*, 2012, 33(supplement 2): 77-

78. (in Chinese)
- [11] KNAUSS H, GAISBAUER U, WAGNER S, et al. Calibration experiments of a new active fast response heat flux sensor to measure total temperature fluctuations [J/OL]. 2002. <https://www.researchgate.net/publication/255499103>.
- [12] BUTTSWORTH D R, JONES T V, CHANAK S. Unsteady total temperature measurements downstream of a high pressure turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120: 75–78.
- [13] PASSARO A, BIAGIONI L, LAGRAFF J E, et al. Fast acting probe for measurement of turbulent pressure and temperature fluctuations in a gas turbine combustor [C]// *Proceedings of 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reston, Va.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-550.
- [14] GLAWE G E, HOLANDA R, KRAUSE L N. Recovery and radiation corrections and time constants of several sizes of shielded and unshielded thermocouple probes for measuring gas temperature [J]. *NASA Sti/Recon Technical Report n*, 1978.
- [15] SMOUT P, COOK S. The dependence of thermocouple probe calibration on stagnation density changes [J]. 2012. <https://doi.org/10.2514/6.1991-2276>.
- [16] ROSA D S D L, PANIAGUA G. Enhancing total temperature measurement accuracy calibration procedures and novel two-wire probes [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2025, 147(5): 051006.
- [17] VINCENT T G, ROLFE E N, LOWEK T, et al. Aerodynamic analysis of total temperature probe thermal performance using conjugate heat transfer [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2019, 33(3): 830–843.
- [18] GEORGE E G. A high-temperature combination sonic aspirated thermocouple and total-pressure probe [R]. Cleveland, 1981.
- [19] SULEYMAN A, GOKOGLU, DONALD F. A precise calibration technique for measuring high gas temperatures [R]. Cleveland, 1999.
- [20] 赵俭. 高温气流温度测量与校准技术 [J]. *计测技术*, 2018, 38(6): 42–47.
- ZHAO J. High gas temperature measurement and calibration technology [J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2018, 38(6): 42–47. (in Chinese)
- [21] 马宏伟, 高若琳. 涡轮叶片辐射测温技术应用进展 [J]. *计测技术*, 2025, 45(1): 26–28.
- MA H W, GAO R L. Application progress of radiation thermometry technology for turbine blades [J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2025, 45(1): 26–28. (in Chinese)
- [22] 王高, 梁海坚, 魏艳龙, 等. 超高温极端环境下的超声测温技术研究进展 [J]. *计测技术*, 2024, 44(5): 1–13.
- WANG G, LIANG H J, WEI Y L, et al. Research progress of ultrasonic thermometry technology under ultra-high temperature extreme environments [J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2024, 44(5): 1–13. (in Chinese)
- [23] KULKARNI K S, MADANAN U, GOLDSTEIN R J. Effect of freestream turbulence on recovery factor of a thermocouple probe and its consequences [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 152: 119498.
- [24] JIMENEZ S. Relevance of heat conduction in the correction and interpretation of high temperature, fine wire thermocouple measurements [J]. *Combustion and Flame*, 2022, 240: 112022.
- [25] CAFIERO M, DIAS V, IAVARONE S, et al. Investigation of temperature correction methods for fine wire thermocouple losses in low-pressure flat premixed laminar flames [J]. *Combustion and Flame*, 2022, 244: 112248.

(本文编辑: 李成成 刘圣晨)



第一/通信作者: 赵俭(1973—), 男, 研究员, 博士生导师, 中国空天动力联合会试验测试与检测技术专委会委员。主要研究方向为气流温度测量与校准技术。主持科研项目 20 余项, 获省部级及一级学会科学技术奖 15 项, 发表论文 70 余篇, 主持出版专著 1 部, 主持编写标准规范 6 项, 获授权发明专利 19 项。