DOI: 10. 19650/j. cnki. cjsi. J2513735

气流小温升校准方法研究*

赵乂鋆1.王筱庐1.李泽涛2.荆卓寅1.赵 俭1

(1. 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; 2. 北京航空航天大学 北京 100191)

要:航空发动机压缩系统效率的准确计算影响了压缩系统的设计和规划。目前计算压缩系统效率最常用的方法是温升法。 摘 而现有测温方法在气流温升不大于100K,马赫数不大于0.5的气流小温升环境中的测温不确定度接近1K。严重影响了测温 精度,进一步导致温升法计算的压缩系统效率精度不足。针对目前气流小温升校准中,校准精度不足,校准方法缺失的问题, 提出一种以能量守恒和散热修正为基本思路的气流小温升校准方法。将精度更高的二等标准铂电阻作为参考气流温度传感 器、从风洞试验段出口前移至稳定段同一轴线上安装、对参考气流温度传感器进行壁面散热温损修正、分析得到气流小温升 校准中参考气流温度传感器的不确定度为 0.08 K。用气流小温升校准方法对被校气流温度传感器进行校准。在校准后测试 中,校准后的铂电阻气流温度传感器在马赫数 0.398, 温升约 50 K 的情况下, 测温偏差在-0.075~-0.031 K 之间, 与不确定 分析的结果相当,验证了气流小温升校准装置,校准方法和不确定度评定方法。气流小温升校准方法提高了气流温度传感器 在小温升环境下的指示真实气流温度的能力、为航空发动机压缩系统效率的准确计算提供了有力支撑。 关键词: 气流温度:小温升:校准方法:散热修正。

国家标准学科分类代码:410.55 中图分类号: TH811 文献标识码:A

Research on the calibration method of low temperature rise airflow

Zhao Yijun¹, Wang Xiaolu¹, Li Zetao², Jing Zhuoyin¹, Zhao Jian¹

(1. AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China; 2. Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The accurate calculation of the efficiency of the aero-engine compression system affects the design and planning of the compression system. At present, the most commonly used method to calculate the efficiency of a compression system is the temperature rise method. However, the uncertainty of the existing temperature measurement method is close to 1 K when the air temperature rise is less than 100 K and the Mach number is less than 0.5. In this case, the accuracy of temperature measurement is seriously affected, and the efficiency accuracy of the compression system calculated by the temperature rise method is insufficient. In response to the current problems of insufficient calibration accuracy and missing calibration methods in low temperature rise airflow calibration, this article proposes a low temperature rise airflow calibration method based on energy conservation and heat dissipation correction. Using a secondclass standard platinum resistor with higher accuracy as the reference airflow temperature sensor, it is moved forward from the wind tunnel test section outlet to the stable section and installed on the same axis. The wall heat dissipation temperature loss of the reference airflow temperature sensor is corrected, resulting in low temperature rise calibration uncertainty of the reference airflow temperature sensor for 0.08 K. The low temperature rise airflow calibration method is used to calibrate the airflow temperature sensor to be calibrated. The calibrated platinum resistor airflow temperature sensor has a temperature measurement deviation between (-0.075 \sim -0.031) K at Mach number 0.398 and a temperature rise of about 50 K in the test after calibration. In accordance with the results of the uncertainty analysis, the calibration device, the calibration method, and the uncertainty evaluation method of low temperature rise airflow are verified. The calibration method of low temperature rise airflow improves the ability to indicate the true airflow temperature of the airflow temperature sensor under the low temperature rise environment, providing strong support for the accurate calculation of the efficiency of the aircraft engine compression system.

Keywords; airflow temperature; low temperature rise; calibration method; heat dissipation correction

收稿日期:2025-02-08 Received Date: 2025-02-08

^{*}基金项目:国家科技重大专项(J2019-V-0002-0093)资助

0 引 言

气流温度测量广泛应用于生活和工业的各个领域^[1]。在航空、航天等国防科技领域作为一项重要的测试参数。高精度的气流温度测量可以准确衡量航空发动机、燃气轮机等的整机或部件性能,实现对整机或部件的运行状态监测,进而对其设计提供可靠的数据支撑^[2]。 气流温度通常使用气流温度传感器进行测量。

在航空发动机中,由风扇或压气机组成的压缩系统 是其重要组成部分,直接决定了航空发动机的整体性能。 对于压缩系统而言,效率是其最重要的指标之一^[3-5]。其 中,温升法以风扇或压气机进出口截面温升和总压比来 计算效率,是最常用的评判方法之一^[6-7]。对于由风扇或 级数较少的压气机构成的压缩系统而言,其进出口截面 温升值较低,通常不大于100 K。单级压气机进出口截面 气流普遍为初始态气流温升 50 K 左右,马赫数不高于 0.5 的稳态环境,该气流环境通常被称之为气流小温升 环境。而当进出口截面温升值为 50 K 时,每 1 K 的误差 将导致 2%的压缩系统效率误差^[8-9]。在这种气流小温升 环境下,航空发动机压缩系统进出口截面温升的测量结 果会明显影响压缩系统效率的计算,进而影响航空发动 机的整机性能。因此,高精度气流小温升测量与校准是 正确评判压缩系统效率,验证设计方案的必要保障。

气流温度传感器的测温偏差可以通过校准获知。根 据现行的 LIF(军工)73-2014《气流温度传感器稳态校准 规范》[10]可知,测温偏差是通过被校气流温度传感器与 参考气流温度传感器相比获得的,是相对值。校准时,被 校气流温度传感器与参考气流温度传感器均处于风洞试 验段的高速气流中。当气流马赫数在 0.4 以上时,气流 总是存在 10 K 以上的气流动温^[11-12]。参考气流温度传 感器即使具备接近于"1"的恢复系数,仍然存在一部分 速度误差,外加导热误差的影响,参考气流温度传感器总 是存在一定的不确定度[13]。以北京长城计量测试技术 研究所动态温度与流速校准实验室的常温校准风洞 (RD02)为例,从不确定度的角度分析,参考气流温度传 感器的扩展合成不确定度为 3.2 K^[14]。显然,如果仍然 使用参考气流温度传感器和被校气流温度传感器一同在 风洞试验段的校准方法,即使经过校准,被校气流温度传 感器的误差也难以接受,不能够满足压气机气流小温升 测量与校准的需求。

针对现行气流温度校准方法在气流小温升环境条件 下校准精度不足的问题,提出一种以能量守恒和散热修 正为基本思路的气流小温升校准方法。该校准方法将参 考气流温度传感器安装于风洞稳定段,并使用精度更高 的标准铂电阻作为参考标准,通过修正稳定段与试验段之 间壁面散热导致的总温损失,获得高精度的气流温度参考 值,利用参考值对被校气流温度传感器的恢复特性和测温 偏差进行修正,最终实现气流小温升的高精度校准。

1 气流小温升校准原理

1.1 气流小温升参考温度值的获取

校准气流温度传感器时,需要由校准风洞为被校对 象提供一个均匀、稳定的温度场和速度场。气流经过电 磁加热器加热后,达到小温升的状态,然后经过稳定段整 流和收缩段加速,进入试验段形成指定温度和马赫数的 小温升气流。气流在风洞流动过程中的能量变化过程如 图1所示。气流在风洞的稳定段处流速通常只有几米每 秒,速度误差不足0.001 K^[15],可将参考气流温度传感器 安装在稳定段测量气流总温。此外,稳定段宽敞的空间 和温和的气流,允许使用标准铂电阻作为参考气流温度 传感器。标准铂电阻精度更高^[16],但其结构脆弱,尺寸 也不适合设计屏蔽罩,在现行规范中无法放置在试验段 接受高速气流冲刷。而稳定段的空间和气流环境能够满 足标准铂电阻的使用条件。



图 1 风洞气流流动及能量转换过程 Fig. 1 Airflow and energy conversion process of wind tunnel

气流总能量等于气流静温加上气流动温。气体流过 收敛段时,随着流道截面面积的减小,气流速度加快,气 流的内能转化成动能。若风洞的表面是绝热的,则根据 能量守恒定律,稳定段的总温等于试验段的总温。但是 实际上即使风洞洞体表面做了保温,气流温度高于环境 温度时,仍会通过散热损失一部分能量,此部分能量损失 即为散热温损 *T*_{loss}。导致试验段出口处气流的实际总温 比稳定段的气流总温要低。因此需要对参考气流温度传 感器测得的总温进行修正,扣除散热温损 *T*_{loss} 后,方可得 到试验段的总温,从而获得气流小温升的参考温度值。

当气流温度的改变量较小时,由能量守恒分析可知, 在已知散热功率的情况下,可根据气流质量流量和气体 定压比热容计算得到气流温度的改变量。根据测量原 理,散热温损 *T*_{los} 的计算模型如式(1)所示。

$$T_{loss} = \frac{Q_v}{q_m c_p} \tag{1}$$

式中: Q_{e} 为散热功率,单位为 W; c_{p} 为气体定压比热容, 其值为常数,单位为 kJ/(kg·K); q_{m} 为风洞气流质量流 量,单位为 kg/s。

其中,风洞散热功率 Q_n 的计算,参照 GB/T 17357—2008《设备及管道绝热层表面热损失现场测定热流计法和表面温度法》^[17]进行。风洞气流质量流量 q_m 按式(2)计算。

$$q_{m} = A_{2} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1}} p_{1}^{*} \rho_{1} \left[\left(\frac{p_{2}}{p_{1}^{*}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{2}}{p_{1}^{*}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]$$
(2)

式中: A_2 为风洞试验段截面积,单位为 m²; p_1^* 、 p_2 为风洞 稳定段总压、静压,单位为 Pa; ρ_1 为风洞稳定段气体密 度,单位为 kg/m³。

如此计算得到的散热温损属于平均散热温损,认为 散热功率平均分布在风洞内的全部气流中。实际上散热 主要发生在风洞洞体的内壁面上,壁面附近的径向温度 梯度大,核心区内径向温度梯度小,而参考气流温度传感 器和被校气流温度传感器感受的均为核心区的温度,因 此需要对散热温损进行一定量的修正,再用修正后的散 热温损对参考气流温度传感器测量值进行修正,最终获 得气流小温升的参考值,如式(3)所示。

$$T_0^* = T_0 - \xi T_{loss}$$
(3)

式中:T₀*为气流小温升参考值,单位为K;T₀为参考气流 温度传感器测量值,单位为K;T_{loss}为壁面散热温损,单位 为K;ξ为散热系数,是因散热损失导致的核心区气流温 度下降值占平均气流温度下降值的比例。由于散热温损 T_{loss}通常不足0.1K,无法通过布置附面层温度探针的方 式进行测量,只能采用仿真估计。因此散热系数通常也 通过仿真获取。

1.2 被校传感器的修正

由于受气体流动和传热的影响,被校气流温度传感 器主要存在导热误差、速度误差和辐射误差 3 种测温偏 差^[18-20]。在气流小温升环境中,气流温度和环境温度的 差值小,辐射误差可以忽略不计。

其中,速度误差的计算可以通过恢复特性校准流程 获取。根据现行校准规范^[10],恢复特性表征温度传感器 使气流动能恢复为热能的能力,常用恢复系数来表征恢 复特性的能力。恢复系数的计算公式如式(4)所示。

$$r = 1 - \frac{T_0 - T_g}{T_0} \left[1 + \frac{2}{(\kappa - 1)Ma^2} \right]$$
(4)

式中:r为恢复系数; T_s 为被校气流温度传感器的有效温度,单位为K; κ 为气体绝热指数;Ma为气流马赫数。

气流马赫数的计算参照 JJF(军工)73-2014《气流温 度传感器稳态校准规范》^[10]进行。恢复系数反应的是气 流有效温度和静温之差与气流总温和静温之差的比值。 其中,被校气流温度传感器的气流有效温度可通过 式(5)进行计算。

$$T_{x} = T_{i} + \Delta E \tag{5}$$

式中: T_j 为被校气流温度传感器的指示温度,单位为 K; ΔE 为常温静态下参考温度传感器与被校温度传感器的 温度差值,单位为 K。

通过恢复系数 r,则可以计算出速度误差 dT_a,如 式(6)所示。

$$dT_{v} = \frac{1 + \frac{(\kappa - 1)Ma^{2}}{2}}{1 + \frac{r(\kappa - 1)Ma^{2}}{2}}T_{g} - T_{g}$$
(6)

式中:dT。为被校气流温度传感器的速度误差。

根据简化模型,被校传感器在气流小温升环境下的 主要测温偏差来源是速度误差和导热误差。在已知总测 温偏差结果和速度误差的情况下,可以反推出导热误差 的大小。根据定义,总测温偏差的计算公式如式(7) 所示。

$$\Delta T = T_0^* - T_j \tag{7}$$

式中:ΔT 为总测温偏差,单位为 K。

导热误差可以计算公式如式(8)所示。

$$\mathrm{d}T_c = \Delta T - \mathrm{d}T_v \tag{8}$$

式中:dT。为被校气流温度传感器的导热误差。

根据速度误差和导热误差的定义,被校气流温度传感器的速度误差 dT_e 与气流马赫数相关,导热误差 dT_e 与温升值相关。则通过式(8)得到的导热误差 dT_e 值在不同马赫数和温升值下服从不同的函数关系,导热误差 dT_e 在不同马赫数和温升值的环境下的变化情况如图 2 所示。



图 2 导热误差计算结果示意图 Fig. 2 Diagram of conductivity error calculation results

图 2 中, 横坐标为气流马赫数, ΔT_i 代表不同温升 值。一般而言, 在马赫数越高、温升值越高的情况下, 导 热误差 dT_e 也越大。当速度误差 dT_e 和导热误差 dT_e 均 已知时, 被校传感器校准后的修正值 T_j^* 可由二者补偿 得到, 如式(9) 所示。

$$T_j^* = T_j + \mathrm{d}T_v + \mathrm{d}T_c \tag{9}$$

气流小温升被校气流温度传感器校准后测温偏差计 算公式如式(10)所示。

$$\Delta T^* = T_0^* - T_i^* \tag{10}$$

式中:ΔT*为被校气流温度传感器气流小温升测温偏差,单位为K。

根据校准规范和数学模型的公式,计算获取修正后的气流总温 T₀^{*} 和被校传感器修正值 T_j^{*},相减的结果即 是通过能量守恒和散热修正的方法获取的气流小温升测 温偏差数值。

2 气流小温升校准装置

气流小温升校准装置在北京长城计量测试技术研究 所动态温度与流速校准实验室的常温校准风洞(RD02) 上进行改装(后文所述 RD02 风洞均指该风洞)。RD02 风洞试验段出口直径为 84 mm,气流马赫数范围为 0.1~ 0.95,温升范围<300 K。

被校气流温度传感器安装在 RD02 风洞试验段出口的位置,以位移机构夹持。为了保障被校气流温度传感器接受的气流流速、温度稳定,需要将被校气流温度传感器受感部置于试验段的中轴线上,受感部尺寸不应超出有效工作区的范围。试验段的有效工作区如图 3 所示, 有效工作区直径为 20 mm。



图 3 RD02 风洞有效工作区 Fig. 3 Effective working area of RD02 wind tunnel

RD02 风洞通过电磁加热器对来流气流进行加热。 电磁加热器可固定加热功率,使加热后的气流温度稳定、 温场分布均匀。为了维持稳定的气流温度状态,RD02 风 洞外壁面自电磁加热器以后的部段均包裹一层保温结 构,可以减少 RD02 风洞壁面向环境中散热的温损量,进 而降低 *T_{loss}* 对气流小温升校准精度的影响。

设计的气流小温升校准装置如图4所示。



图 4 气流小温升校准装置示意图



为了满足参考气流温度传感器测量精度的需求,气流小温升校准装置使用 Fluke1529 对二等标准铂电阻进行采集。实验室环境温度使用铂电阻来测量,精度为(1/10)B级;RD02风洞自稳定段后每一段外表面装有贴片铂电阻,贴片铂电阻的精度为A级,用于测量洞体表面温度。洞体表面温度数据通过数采板卡统一采集,并输送到风洞数采系统进行保存和数据处理。根据第1章的分析,通过 RD02风洞表面温度和环境温度,计算 RD02风洞散热功率,再结合风洞的气体质量流量,可以得到气流温度的散热温损。

风洞稳定段温场的不均匀度和不稳定度,采用左右 对插标准铂电阻的方式进行测量获取。试验段温场的不 均匀度和不稳定度,采用标准铂电阻和位移机构,通过扫 描的方式获取。

综上,以能量守恒和散热修正思路搭建的气流小温 升校准装置,可为被校准气流温度传感器提供一个接近 真值的气流温度参考值,最终实现气流小温升校准。

3 气流小温升校准流程

根据第1章的原理以及第2章校准装置,以气流小 温升试验段被校气流温度传感器的恢复系数和测温偏差 为校准需求,设计气流小温升校准流程。其中,恢复系数 的校准流程参照现行校准规范JJF(军工)73-2014《气流 温度传感器稳态校准规范》^[10];测温偏差校准流程需用 壁面散热温损修正参考气流温度传感器的示值后再参照 上述规范进行测温偏差的校准。校准流程图如图 5 所示。

1)安装参考和被校气流温度传感器:

参考气流温度传感器受感部位于风洞中心轴线上。 如图 6 所示。

2) 调节 RD02 风洞气流马赫数到达 0.08。

3) 获取"常温静态" 下参考气流温度传感器与被校



图 5 气流小温升校准流程





图 6 RD02 校准风洞 Fig. 6 Calibration wind tunnel RD02

气流温度传感器的温度差值 ΔE :

提出以试验段出口马赫数 0.08 常温气流为"常温静态"气流环境。流动的气流可以通过对流换热形式带走

传感器自热的热量,避免传感器自热能力不同导致的测温结果偏差。此外,由于气流速度很低,速度误差可以忽略不计,是较为理想的常温气流比对环境。

4)恢复系数校准:

依次调节 RD02 风洞气流马赫数至试验马赫数 0.15、0.2、0.3及0.4,进行恢复系数校准,得到被校气流 温度传感器当前马赫数下的恢复系数。

5) 测温偏差校准:

(1)调节风洞气流马赫数 0.15 和气流温升 30 K;设 置电磁加热器的加热功率为某一恒定值并等待完全热平 衡。完全热平衡状态可通过参考气流温度传感器 1 min 内采集的温度数据的实验室标准差来判断。若参考气流 温度传感器的实验室标准差<0.02 K,则认为当前状态满 足气流小温升校准的不确定度要求,当前气流小温升环 境已达到完全热平衡。

(2)修正参考气流温度传感器的温度参考值;根据 第2章中的分析,参考气流温度传感器的真实值可通过 *T_{loss}*进行修正后获取。*T_{loss}*通过热平衡后的贴片铂电阻 和测量环境温度的铂电阻计算得到。

(3) 被校气流温度传感器速度误差 dT_a和导热误差 dT_a计算方式如式(6)和(8)所示。

(4) 改变电磁加热器的加热功率,设置气流温升至 40、50 和 60 K,重复(1)~(3)。

(5)分别调节 RD02 风洞气流马赫数至试验马赫数 0.2、0.3和0.4,重复5)的内容,获取所有试验点下被校 气流温度传感器的速度误差 dT_e和导热误差 dT_e。

6) 校准后测试:

校准后测试工况点选择为气流马赫数 0.4,气流温 升 50℃。测试分 3 次进行,每次间隔 15 min,测试步骤参 照 5)进行。结果取最大值作为气流小温升测温偏差 Δ*T*^{*}。最后根据校准后测试的结果判断气流小温升校准 方法和装置的校准能力是否符合气流小温升校准的精度 需求。

4 不确定度分析

4.1 气流小温升参考温度不确定度传播率

根据式(3),气流小温升参考值的不确定度来源包括:气流总温 T₀ 和壁面散热温损 T_{loss},各项不确定度来源 相互独立。其中,气流总温 T₀ 为参考气流温度传感器的 指示温度。据此,气流小温升参考温度值不确定度的传 播公式如式(11)所示。

$$u_{\rm c}(\Delta T_0) = \sqrt{c_1^2 u_1^2 + c_2^2 u_2^2} \tag{11}$$

式中:u₁为参考气流温度传感器指示温度引入的不确定 度,单位为K;u₂为壁面散热温损引入的不确定度,单位 3)

为K;c,、c,为各不确定度输入量的灵敏系数。

其中,气流指示温度引入的不确定度 u1 的不确定度

$$u_{1} = \sqrt{c_{11}^{2}u_{11}^{2} + c_{12}^{2}u_{12}^{2} + c_{13}^{2}u_{13}^{2} + c_{14}^{2}u_{14}^{2} + c_{15}^{2}u_{15}^{2} + c_{16}^{2}u_{16}^{2} + c_{17}^{2}u_{17}^{2} + c_{18}^{2}u_{18}^{2} + c_{19}^{2}u_{19}^{2}}$$
(12)

式中: и11~и13 为标准铂电阻静态误差、辐射误差、导热误 差引入的不确定度,单位为 K; u14 为气流不完全滞止引 入的不确定度,单位为 K; u15 为电测仪器引入的不确定 度,单位为K;u16~u19为稳定段、试验段温场不均匀度, 不稳定度引入的不确定度,单位为K;c11~c19 为u1 各不 确定度输入量的灵敏系数。

散热温损引入的不确定度 u, 的来源可根据式(1) 和 (2)得到,其传播公式如式(13)所示。

$$u_{2} = \xi T_{loss} u_{r2} = \xi T_{loss} \sqrt{c_{r21}^{2} u_{r21}^{2} + c_{r22}^{2} u_{r22}^{2} + c_{r23}^{2} u_{r23}^{2}}$$
(1)

式中: $u_{,2}$ 为散热引入的相对不确定度; $u_{,21} \sim u_{,23}$ 为 $Q_{,1}$ 、 q_m 、 ξ 引入的相对不确定度; $c_{r_1} \sim c_{r_3}$ 为各分量相对灵敏 系数。

4.2 气流小温升校准不确定度评定

1)参考气流温度传感器指示温度的不确定度

根据4.1节的理论分析,将气流指示温度的不确定 来源进行分类可得,测温原理误差有参考气流温度传感 器二等标准铂电阻的静态误差、辐射误差、导热误差、气 流不完全滞止 4 项: 电测仪器引入的误差来源有 1 项: RD02 风洞稳定段和试验段温场引入的不均匀度和不确 定度各2项。总结为:

(1) 静态误差

二等标准铂电阻在 65℃时(气流小温升后温度)的 最大允许误差为±0.022 K,按矩形分布考虑,则静态误差 引入的不确定度如式(14)所示。

 $u_{11} = 0.022 / \sqrt{3} = 0.013 \text{ K}$ (14)

(2) 辐射误差

因二等标准铂电阻的结构和稳定段的测量环境,无 需考虑辐射误差,u₁₂=0K。

(3) 导热误差

因二等标准铂电阻的结构和稳定段的测量环境,无 需考虑辐射误差,u₁₃=0 K。

(4) 气流不完全滞止

参考气流温度传感器工作温度取 338.15 K,气流流 速为 2.53 m/s, 动温为 0.003 K, 取保守的恢复系数 r=0.8,气流不完全滞止引入的误差为 ± 0.0007 K,按矩 形分布考虑,则气流不完全滞止引入的不确定度如 式(15)所示。

 $u_{14} = 0.000 \ 7/\sqrt{3} = 0.000 \ 4 \ K$ (15)(5) 电测仪器

选用 Fluke 1529 测温仪采集,工作温度为 65℃时的

来源可从测温原理误差、仪表的误差和所处温场的误差 几个角度进行分析,其传播公式如式(12)所示。

$$\sqrt{c_{11}^2 u_{11}^2 + c_{12}^2 u_{12}^2 + c_{13}^2 u_{13}^2 + c_{14}^2 u_{14}^2 + c_{15}^2 u_{15}^2 + c_{16}^2 u_{16}^2 + c_{17}^2 u_{17}^2 + c_{18}^2 u_{18}^2 + c_{19}^2 u_{19}^2}$$
(12)

最大允许误差为 0.008 K,按矩形分布考虑,则电测仪器 引入的不确定度如式(16)所示。

$$u_{15} = 0.008 / \sqrt{3} = 0.004 \ \text{6 K}$$
 (16)

(6) 稳定段温场不均匀度

由温场试验测量获得,测试截面上2只标准铂电阻 1 min 内测温的平均值的实验标准偏差 s=0.018 K.稳定段 温场不均匀度引入的 A 类标准不确定度如式(17)所示。

$$u_{16} = s/\sqrt{2} = 0.013 \text{ K}$$
(17)

(7) 稳定段温场不稳定度

由温场试验测量获得,测试截面中心上单个标准铂电 阻的 1 min 内 60 次测温的实验标准偏差 s = 0.02 K。以标 准铂电阻 1 min 内的实验标准差<0.02 K 为标准,稳定段 温场不稳定度引入的 A 类标准不确定度如式(18)所示。

$$u_{17} = s / \sqrt{60} = 0.002 \ \text{K}$$
 (18)

(8) 试验段温场不均匀度

由温场试验测量获得,经过扫略测试,温场的平均温 度的实验标准偏差 s=0.076 K,试验段温场不均匀度引 入的 A 类标准不确定度如式(19) 所示。

$$u_{18} = s / \sqrt{13} = 0.021 \text{ K}$$
(19)

(9) 试验段温场不稳定度

由温场试验测量获得,试验段出口中心点的单个精 密铂电阻的 1 min 内 60 次测温的实验标准偏差 s=0.0056K,试验段温场不稳定度引入的A类标准不确 定度如式(20)所示。

$$u_{19} = s / \sqrt{60} = 0.000 \ \text{K}$$
 (20)

2)壁面散热温损的不确定度

根据式(1)和(3)可知,壁面散热温损可能的不确定 度来源从散热功率的测量、气流质量流量的计算和散热 系数共计3项。各不确定度分量的详细说明为:

(1) 散热功率测量

散热功率可以按 GB/T 17357—2008《设备及管道绝 热层表面热损失现场测定热流计法和表面温度法》[17]进 行一级测试,测试结果的扩展不确定度不超过15% (k=2),则输入的相对标准不确定度如式(21)所示(不 确定度计算结果已修约)。

$$u_{r21} = 15\%/2 = 8\% \tag{21}$$

(2) 气流质量流量

气流质量流量由 RD02 风洞试验段的马赫数和截面 积计算得到,根据经验取 u_{r22} =8%。

(3) 散热系数

散热系数由数值仿真获得,其值取 0.3。由于仿真

引入的不确定度较大,故在计算中选取较大值提高可靠性,根据经验,数值仿真的 u_{co},取值 50%。

壁面散热温损的不确定度一览表详见表1。

表1 散热引起的温度下降的不确定度一览表

 Table 1
 List of uncertainty in temperature decrease

 caused by heat dissipation

序号	符号	类型	来源	输入量的相 对标准不确 定度 u _{r2i}	相对灵 敏系数 <i>c_{r2i}</i>	c _{r2i} u _{r2i}		
1	<i>u</i> _{r 21}	А	散热功率测量	8%	1	8%		
2	u_{r22}	В	气流质量流量	8%	-1	8%		
3	u_{r23}	В	散热系数	50%	1	50%		
相对合成标准不确定度 u _{r2} = 52%								
合成标准不确定度 $u_2=\xi T_{loss}u_{r2}=0.3{\times}0.08{\times}52\%=0.013$ K								

*T*_{loss} 来自于实测。根据温升值和气流马赫数的不同,一般在 0.03~0.07 K 之间。为确保不确定评定的可靠,保守起见评定时 *T*_{loss} 按设计的较大值选取,实测值 *T*_{loss} 通常小于该值。壁面散热温损的合成标准不确定度为 0.013 K。

3) 气流小温升参考值的不确定度

对上述不确定度分量进行合成,气流小温升参考值 的不确定度一览表如表2所示。

表 2 小温升幅值的不确定度一览表

 Table 2
 List of uncertainty in low temperature rise amplitude

序号		来源	符号	类型	输入量的标 准不确定 度 u _{1i} /K	灵敏 系数 _{c1i}	c _{1i} u _{1i} /K	
1		静态误差	u_{11}	В	0.013 0	1	0.013 0	
2		辐射误差	u_{12}	В	0	1	0	
3		导热误差	u_{13}	В	0	1	0	
4		气流不完全滞止	u_{14}	В	0.0004	1	0.0004	
5		电测仪器	u_{15}	В	0.004 6	1	0.004 6	
6	气流 指示	稳定段温场 不均匀度	u_{16}	А	0.013 0	1	0.013 0	
7	温度	稳定段温场 不稳定度	$u_{17}^{}$	А	0.002 6	1	0.002 6	
8		试验段温场 不均匀度	u_{18}	А	0.021 0	1	0.021 0	
9	试验段温场 不稳定度		u_{19}	А	0.000 8	1	0.000 8	
合成标准不确定度 u ₁ =0.029 K								
10	壁面散热温损		u_2		0.013 0	-1	0.013 0	
合成标准不确定度 $u_c(\Delta T_{ref}) = 0.04$ K 扩展不确定度 $U(\Delta T_{ref}) = 0.08$ K($k=2$)								

为保守起见,最终不确定度结果向上取整。从不确 定度汇总表中可以看出,气流小温升参考值的扩展不确 定度 *U* 为 0.08 K(*k*=2)。其来源主要包括气流指示温 度的不确定度和壁面散热温损的不确定度。

影响气流指示温度的不确定度的主要来源为静态误 差、稳定段温场不均匀度和试验段温场不均匀度。其中, 静态误差可通过更换精度更高的参考气流温度传感器来 降低。但静态误差越小的气流温度传感器对于测温环境 要求的苛刻程度也越高,传感器本身也越难制作。故目 前使用标准铂电阻作为参考气流温度传感器的方案为多 方面综合考虑的结果。稳定段温场不均匀度和试验段温 场不均匀度与校准风洞的配置条件强相关,要降低不均 匀度引入的不确定度,需要从校准风洞本身的气源、管路 设置、整流方案及探头布局等角度出发进行优化,以期进 一步降低不均匀度带来的测温不确定度。

壁面散热温损的不确定度中,最大来源为散热系数 带来的不确定度,由于目前无法通过物理测量手段获取 气流附面层的温度分布,故不确定度的占比也最大,是今 后工作的研究方向之一。

5 气流小温升校准试验

为了验证气流小温升校准装置和方法,以北京航空 航天大学研制的一套铂电阻气流温度传感器作为被校气 流温度传感器,如图 7 所示。



(a) 结构 (a) Structure



(b) Installation 图 7 被校气流温度传感器 Fig. 7 Airflow temperature sensor to be calibrated

系数 r

921 919 930

在温升 30~60 K、马赫数 0.15~0.4 的范围内对 被校传感器进行了校准,表3为被校传感器的恢复系

数校准结果,表4为被校传感器的测温偏差校准 结果。

	Table 3 Calibration results of the recovery coefficient for sensor to be calibrated							
恢复系数	被校气流温度传感器 有效温度 <i>T_g</i> /K	静差 ΔE/K	被校气流温度传感 器指示温度 <i>T_j</i> /K	参考气流温度传感 器指示温度 <i>T</i> ₀ /K	马赫数			
		-0.019	301.811	301. 792	0.080			
0. 921	301.570			301.654	0. 147			
0. 919	301.785			301.961	0. 201			
0. 930	301.754			302. 105	0. 298			
0. 941	301.733			302. 269	0.401			

表 3 被校传感器的恢复系数校准结果

表 4 被校传感器的测温偏差校准结果

Table 4 C	Calibration	results of the	temperature	measurement	deviation f	for sensor	to	be calibrated
-----------	-------------	----------------	-------------	-------------	-------------	------------	----	---------------

序号	马赫数	参考气流温度传感器 指示温度 T ₀ /K	30% <i>T_{loss}/</i> K (散热)	被校气流温度传感器 有效温度 <i>T_g/</i> K	总测温偏差 <i>ΔT</i> /K	速度误差 d <i>T_v/</i> K	导热误差 d <i>T_c/</i> K
1	0. 148	333. 264	0.009	329.133	4. 122	0.114	4.008
2	0. 203	335. 428	0.017	332.936	2.475	0.219	2.256
3	0.301	331. 593	0.005	329.035	2. 553	0.412	2. 141
4	0.396	335.902	0.010	332. 439	3.453	0. 597	2.857
5	0.150	345.089	0.015	339.794	5.280	0.121	5.159
6	0. 199	342. 654	0.017	339. 701	2.936	0.215	2.720
7	0. 299	343. 367	0.007	339.948	3.412	0.420	2.992
8	0.402	343.979	0.010	339.749	4.220	0. 628	3. 592
9	0.148	352.200	0.023	347.963	4.214	0.120	4.093
10	0. 199	349. 628	0.018	346.009	3.601	0.219	3.382
11	0.304	353.805	0.010	349.512	4. 283	0.446	3.838
12	0.398	352. 486	0.011	347.703	4.772	0.630	4. 141
13	0.148	359. 212	0.021	352.800	6. 391	0.122	6.269
14	0.201	360. 312	0.020	356.026	4.266	0.230	4.036
15	0.301	363.978	0.013	358.872	5.093	0.449	4.644
16	0. 395	362. 441	0.011	356. 952	5.478	0.638	4.840

从表3和4校准数据可知,尽管被校气流温度传感 器设计了滞止结构,有着较高的恢复系数,但是仍然具有 0.1~0.6 K 左右的速度误差,这也是1.1 节中选择将参 考气流温度传感器安装在稳定段中的原因。在校准的工 况中,100%的散热温损 T_{loss} 在 0.018~0.078 K 之间,量 级与被校气流温度传感器的测温偏差目标相当。若是不 对参考气流温度传感器的测量值进行散热修正,则这部 分散热温损将全部成为不确定度来源。显然,散热修正 是有必要的。

对校准后的被校准传感器进行测试,测试工况点为 温升 50 K、马赫数 0.4,测试结果如表 5 所示,表 5 中被 校准传感器的测量结果已采用1.2节中的方法进行了修 正。在当前气流马赫数、温升区间内,被校气流温度传感 器测温偏差的绝对值最大值为0.075 K,与不确定度分析 中得到的结果 0.08 K 相当。也即,校准后测试的结果验 证了第4章中的不确定度分析有效,且校准装置和校准 方法具备足够的精度支持气流小温升校准试验的进行。 气流小温升校准装置、校准方法和不确定度评定方法使当 前气流马赫数、温升区间内的测温偏差从1K量级下降至 0.1 K 量级,有望将压缩系统效率误差从 2% 下降至 0.2%, 实现数量级上的进步,有明显的工程应用前景。验证了气 流小温升校准装置、校准方法和不确定评定方法。

表 5 被校气流温度传感器测试结果(校准后)

 Table 5
 Test results of sensor to be calibrated

 (after calibration)

		(anter ca	indi actori j		
马赫数	参考气流 温度传感 器指示温 度 <i>T</i> ₀ /K	30% T _{loss} /K	气流小温 升参考温 度 <i>T</i> ₀ */K	被校气流 温度传感 器修正温 度 <i>T_j</i> */K	小温升测 温偏差 ΔT*/K
0. 398	354. 170	0.012	354. 158	354.205	-0.046
0. 398	354.350	0.012	354. 338	354. 369	-0.031
0. 398	354. 536	0.012	354. 524	354. 599	-0.075

6 结 论

为了解决目前气流小温升校准中,校准精度不足、校 准方法缺失的问题,提出一种以能量守恒和散热修正为 基本思路的气流小温升校准方法。得到的结论如下:

1)通过将参考气流温度传感器安装的位置从风洞试 验段出口前移至稳定段同一轴线上,使速度误差的不确 定度降低至0.0004K。用精度更高的二等标准铂电阻 替换现有参考气流温度传感器,使静态温度的不确定度 从0.9K降低至0.013K,提高了测温精度;依据能量守 恒定律,用热平衡充分后的壁面散热温损修正参考气流 温度传感器示值,提高了参考气流温度传感器指示真实 气流温度的能力。

2) 通过试验数据分析, 气流小温升校准的不确定度 为 0.08 K。对北京航空航天大学研制的一套铂电阻气流 温度传感器进行了校准。校准后的铂电阻气流温度传感 器在马赫数 0.398、温升约 50 K 的情况下, 测温偏差在 -0.075~-0.031 K 之间, 验证了气流小温升校准装置、 校准方法和不确定度评定方法。

3)通过对现有校准方法进行分析和优化,气流小温 升校准方法具备极低的不确定度,可将被校气流温度传 感器对气流小温升的测温偏差控制在±0.1 K 以内,为航 空发动机压缩系统效率的准确计算提供了有力支撑。

4)当前的气流小温升校准装置和方法,达到热平衡 所需要消耗的时间较长,校准成本较高,未来研究可围绕 如何提升效率开展,从而促进该方法的推广应用。

参考文献

[1] 赵俭,杨永军. 气流温度测量技术[M]. 北京:中国标准出版社, 2017: 1-2.

ZHAO J, YANG Y J. Airflow temperature measurement technology[M]. Beijing: China Standards Press, 2017: 1-2.

[2] 单晓明,高倩,魏秀利. 航空发动机试验与测试技术 发展分析[J]. 航空动力,2022(3):67-70.
SHAN X M, GAO Q, WEI X L. Test and measurement technology for aero engines [J]. Aerospace Power, 2022(3):67-70.

[3] 彭文雯, 邹学奇. 压气机效率的定义、特点和应用[C].中国航空学会. 2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集. 中国航发湖南动力机械研究所, 2019: 503-509.
PENG W W, ZHOU X Q. The definition, feature and

application of the compressor efficiency [C]. 4th Proceedings of the China Aerospace Science and Technology Conference 2019. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, 2019: 503-509.

- [4] 邹学奇,朱玲. 高压比高效率组合压气机设计技术[J]. 航空动力,2023(6):70-73.
 ZOU X Q, ZHU L. Design technologies for axial-centrifugal combined compressor with high pressure ratio and high efficiency [J]. Aerospace Power, 2023(6):70-73.
- [5] 中国航发沈阳发动机研究所. HB 7115—2020 航空燃
 气涡轮发动机压气机气动性能试验方法[S]. 北京:
 国家国防科技工业局, 2020: 14.

AECC Shenyang Engine Research Institude. HB 7115— 2020 Test method for compressor aerodynamic performance of aircraft gas turbine engine [S]. Beijing: the State Administration of Science, Technology and Industry for National Defence, 2020: 14.

- [6] 强艳,陈云永,李游,等. 压气机效率计算方法的探讨[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(6): 26-30.
 QIANG Y, CHEN Y Y, LI Y, et al. Calculation methodology of compressor efficiency [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(6): 26-30.
- [7] 向宏辉,王掩刚,高杰,等. 轴流压气机效率测量两 类影响因素的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019,32(3):1-7.

XIANG H H, WANG Y G, GAO J, et al. Experimental investigation of two effect factors on axial flow compressor efficiency measurement[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3): 1-7.

[8] 朱理,吴伟力. 某型压气机效率测量不确定度的评 定[C]. 2011 航空试验测试技术学术交流会论文集, 2010: 414-418. ZHU L, WU W L. Evaluation of uncertainty in efficiency measurement of a certain type of compressor [C]. Proceedings of the Academic Exchange Conference on Aviation Test Technology 2011, 2010: 414-418.

- [9] 马宏伟,李赫. 温升法测量压气机等熵效率的不确定 度[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2242-2252.
 MAHW, LIH. Uncertainty of measuring isentropic efficiency of compressor by temperature rise method[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2242-2252.
- [10] 中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究 所.JJF(军工)73—2014 气流温度传感器稳态校准规 范[S].北京:国家国防科技工业局,2014:2-11. Changcheng Institute of Metrology & Measurement. JJF 73—2014 Calibration specification for gas flow temperature sensors's steady performance[S]. Beijing: the State Administration of Science, Technology and Industry for National Defence, 2014: 2-11.
- [11] VON MOLL A, BEHBAHANI A R, FRALICK G C, et al. A review of exhaust gas temperature sensing techniques for modern turbine engine controls [C]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2014: 3977.
- [12] ALIFANOV O M, CHEREPANOV V V, MORZHUKHINA A V. Investigation of the formation mechanism and the magnitude of systematic error of thermocouple measurements in high-temperature heat shield aerospace materials [J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2018, 91(3): 574-584.
- [13] 杨兆欣,顾正华,张文清.高速气流总温探针恢复特性评估技术研究[J].仪器仪表学报,2021,41(8): 122-129.

YANG ZH X, GU ZH H, ZHANG W Q. Research on the recovery characteristics evaluation of total temperature probe in the high-speed airflow [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 41(8): 122-129.

[14] 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 and Measurement Technology, 2018, 38(6): 42-47.

[15] 赵俭, 荆卓寅, 李亚晋. 高温气流温度传感器测温偏 差关键影响因素分析[J]. 航空发动机, 2017, 43(3): 78-82.

ZHAO J, JING ZH Y, LI Y J. Analysis of key influencing factors on temperature measuring deviation of high temperature gas sensors [J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 78-82.

- [16] 魏明明,李芬. 二等铂电阻温度计标准装置校准结果的验证[J]. 电子测量技术, 2023, 46(19): 177-181.
 WEI M M, LI F. Verification of the calibration results of the second grade platinum resistance thermometer standard device [J]. Electronic Measurement Technology, 2023, 46(19): 177-181.
- [17] 全国能源基础与管理标准化技术委员会省能材料应 用技术分委员会. GB/T 17357—2008 设备及管道绝 热层表面热损失现场测定. 热流计法和表面温度 法[S].北京:中国标准出版社, 2008.

Subcommittee on Energy Saving Materials of Energy Fundamentals and Management. GB/T 17357—2008 Insitu measurements of heat loss through thermal insulation of equipments and pipes. Heat flow meter apparatus and surface temperature method [S]. Beijing: Standards Press of China, 2008.

- [18] 孙昊博, 毛晓奇, 朱传龙. 航空发动机热电偶传感器 稳态 测 温 偏差分析 [J]. 航空 动力学报, 2022, 37(9): 2009-2016.
 SUN H B, MAO X Q, ZHU CH L. Analysis of steadystate temperature measurement deviation of thermocouple sensors on aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 2009-2016.
- [19] 杨兆欣,顾正华,张文清,等. 基于热电偶的低速风 洞气流温度误差补偿方法[J]. 仪器仪表学报,2022, 43(5):68-76.

YANG ZH X, GU ZH H, ZHANG W Q, et al. The error compensation method of the low-speed wind tunnel flow temperature based on the thermocouple [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2022, 43(5): 68-76.

[20] 葛哲阳,罗强,刘泽元,等. 某型风洞内设备热防护 控温策略研究及试验验证[J]. 电子测量与仪器学 报,2021,35(5):182-188.
GE ZH Y, LUO Q, LIU Z Y, et al. Research and test verification of thermal protection temperature control strategy for the equipments in a wind tunne[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2021, 35(5): 182-188.

作者简介



赵乂鋆,2019年于重庆大学获得学士学 位,2022年于中国航空工业集团公司北京长 城计量测试技术研究所获得硕士学位,现为 中国航空工业集团公司北京长城计量测试 技术研究所工程师,主要研究方向为热工计

量与测试技术研究。

E-mail:otline@163.com

Zhao Yijun received his B. Sc. degree from Chongqing University in 2019, and received his M. Sc. degree from Changcheng Institute of Metrology & Measurement in 2022. He is currently an engineer at Changcheng Institute of Metrology & Measurement. His main research interests include thermal measurement and testing technology.



王筱庐(通信作者),分别于 2013 年、 2015 年和 2021 年于西北工业大学获得学 士、硕士和博士学位,现为中国航空工业集 团公司北京长城计量测试技术研究所高级 工程师,主要研究方向为热工计量与测试

技术。

E-mail:15802950087@163.com

Wang Xiaolu (Corresponding author) received his B. Sc., M. Sc. and Ph. D. degrees all from Northwestern Polytechnical University in 2013, 2015 and 2021, respectively. He is currently a senior engineer at Changcheng Institute of Metrology & Measurement. His main research interests include thermal measurement and testing technology.