

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2107949

高速气流总温探针恢复特性评估技术研究

杨兆欣, 顾正华, 张文清

(中国空气动力研究与发展中心设备设计及测试技术研究所 绵阳 621000)

摘要:总温测试精度是风洞测试与控制系统的指标,技术指标可高达 0.1°C 。实现该指标主要考虑高速气流造成的总温测试速度误差。为了实现总温探针性能的可靠评估和测试误差高精度补偿,设计了一种双层滞止罩总温探针,提出了总温探针恢复系数估计方法,并在引导试验风洞上开展了验证试验。试验结果表明:所设计的双层滞止罩探针比传统总温探针受流场干扰更小、具有更稳定的测试性能,所提出的总温恢复系数估计方法可以有效补偿高速气流造成的速度误差,其中常规总温探针恢复系数评估方法比现行工程方法补偿精度可提高8倍。研究结果可以在空气动力学地面试验设备推广应用,为风洞温度测试技术的进步奠定坚实的技术基础。

关键词:气流总温;高速气流;精细化测试;速度误差

中图分类号: TH81 V211.71 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4020 470.2010

Research on the recovery characteristics evaluation of total temperature probe in the high-speed airflow

Yang Zhaoxin, Gu Zhenghua, Zhang Wenqing

(Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The total temperature measurement precision is a key index of the measurement and control system of the wind tunnel. The technical index requirement of total temperature measurement is up to 0.1°C , and the temperature measurement error with velocity is the main consideration of the index requirement. To achieve the reliable performance assessment of the total temperature probe and high precision compensation of the temperature measurement error with velocity, a total temperature probe with double stagnation cover is designed. The evaluation method of the recovery coefficient is proposed, and evaluation experiments are implemented in the pilot wind tunnel. Experimental results show that the total temperature probe with double stagnation hood is less disturbed by the flow field than the traditional total temperature probe. And the test performance is much more stable. The proposed method for the recovery coefficient could compensate the temperature measurement error due to the high-speed flow effectively. Compared with the current engineering method, the compensation accuracy of the proposed evaluation method for the traditional total temperature probe recovery coefficient is 8 times higher. The research results can be applied to the aerodynamics geoclimatic test facilities, which provide good fundamentals for the progress of the measurement technology of the wind tunnel.

Keywords: the flow total temperature; high speed flow; accurate measurement; velocity error

0 引言

尖端的测试技术是引领科学技术发展的重要基础^[1-2]。气流总温是空气动力学领域关注的重要参数,其测试水平是关系到空气动力学试验数据是否可信、流场校测评估是否可靠,风洞总温控制参数评价

是否准确的重要基础^[3-5]。风洞气流总温测试与其它领域的温度测试相比,具有鲜明特点的是具有总温测试速度误差影响^[6-8]。在气流马赫数较低或总温测试要求不高的情况下,通过设计总温探针滞止罩减小总温测试速度误差,基本可以满足工程要求^[9]。目前,我国空气动力学试验对于高马赫数总温测试也基本沿用该方法^[10]。对于满足风洞流场均匀性、一致性

和重复性的阶段性发展要求,该方法具有一定的合理性。但是随着我国武器装备的自主发展和空气动力学试验技术的不断进步,早已突破了对于气动试验温度测试的单纯性要求^[11-12],对于总温测试正确度的要求越来越高,现有技术已无法满足学科发展对于总温测试的需求。

本文是针对风洞气流总温测试误差 0.1°C , 气流马赫数 1.3 工况的专项测试技术研究,需要对现有测试技术实现较大突破。该项技术研究对于促进风洞测试技术发展、提升流场校测可靠性水平均具有积极意义。

1 基本原理

在气流场中放入总温探针后,探针附近的气流速度降低,动能转化为热能。理想情况下,探针可以实现动能至热能的完全转换,这时温度传感器感受的是真实的气流总温^[13]。事实上,总温探针无法实现气流速度的完全滞止,总有一部分动能形式的能量损耗,转换为温度形式就是速度误差。总温测试速度误差的数学表达形式为^[14]:

$$\Delta T_v = T_0 - T_j \quad (1)$$

式中: T_0 为气流总温真值; T_j 为气流总温测试值。

动能转化为热能的比率通常采用恢复系数予以描述,恢复系数越大表示动能转化热能比例越高。恢复系数的数学表达形式为^[15]:

$$R = \frac{T_j - T_s}{T_0 - T_s} \quad (2)$$

式中: T_s 为气流静温的真值。

为了对不同总温值对应的总温测试速度误差进行量值评估,通常采用相对误差的形式,则式(2)可以转化为:

$$\frac{\Delta T_v}{T_0} = (1 - R) \cdot \left(\frac{\frac{\kappa - 1}{2} Ma^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2} \right) \quad (3)$$

式中: κ 为气体绝热指数; Ma 为气流马赫数。

在总温测试过程中,导热误差、辐射误差与速度误差同时存在,不同马赫数和雷诺数条件下,各类误差在综合误差中所占的比重不同。导致总温探针恢复系数随着马赫数和雷诺数的变化而波动。

为了全面解决高速气流总温测试问题,需要从两个方面入手:一是总温探针的设计,目的是解决总温恢复系数波动问题;二是总温探针恢复系数评估方法的建立,目的是解决总温测试速度误差补偿问题。

2 总温探针设计

2.1 常规总温探针形式

总温探针结构通常由滞止室、温度传感器、排气孔等组成^[16],如图1所示。

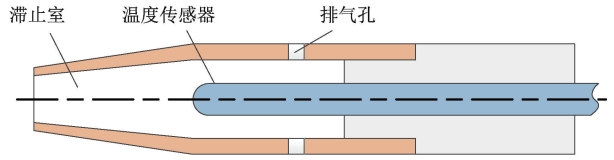


图1 总温探针结构

Fig. 1 Total temperature probe structure

气流高速流动时,静温较低,温度传感器支杆、封装外壳、导线为持续热流散热提供传导路径,其中,流体介质静温与传感器感温部之间的温度差,为热量传递提供了传导方向与传导驱动力。热电偶轴向空间温度分布示意图如图2所示。

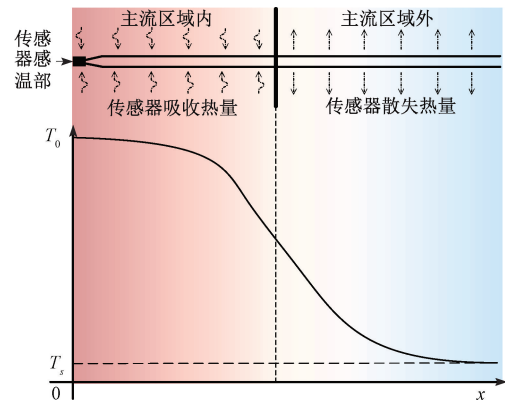


图2 热电偶轴向空间温度分布

Fig. 2 Axial space temperature distribution of thermocouple

如图2所示,整个温度传感器沿轴向空间分布是连续变化的。其中传感器感温部置于被测流体介质主流区域内(边界层以外区域),温度与被测流体介质温度接近,同时远离感温部的导线温度与外部环境温度接近,在温度传感器中形成明显的温度梯度。温度传感器置于主流区域内中尺度越长,造成的温度测试误差越小,反之,温度测试误差越大。由图2可以得到:当传感器感温部温度与气流总温相等时,测试误差 e_n 达到最小值 $e_n = 0$; 当传感器感温部温度与气流静温相等时, e_n 达到最大值 $e_n = 1$ 。温度梯度造成的温度传感器导热误差可以表示为:

$$e_n = \frac{\Delta T_m}{\Delta T_{g-s}} \times 100\% \quad (4)$$

式中: ΔT_m 表示温度传感器感温部与气流静温之间的差值; ΔT_{g-s} 表示高速气流总温与静温之间的温度差值。

式(4)中, ΔT_m 与 ΔT_{g-s} 随着马赫数和雷诺数变化, 会出现较大波动, 而且, 当高速气流进入总温探针头部后, 气流速度并无法完全停滞, 滞止效应受到马赫数的影响明显。因此, 总温探针测试误差会受到马赫数和雷诺数变化的显著影响。

2.2 双层滞止罩总温探针形式

风洞进行气动试验时(特别是高雷诺数风洞和高马赫数风洞), 大跨度的马赫数和雷诺数变化会对总温探针测试性能造成较大影响。为了尽量减小工况条件变化对于总温探针性能的影响, 保证探针性能的稳定可靠, 设计了双层滞止罩总温探针结构形式, 结构示意图如图3所示。

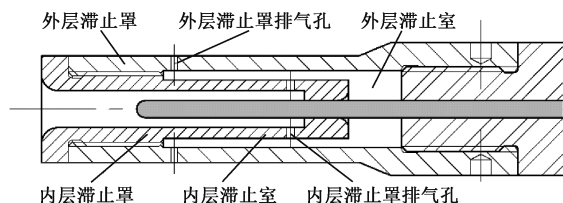


图3 双层滞止罩总温探针结构

Fig. 3 The structure of total temperature probe with double stagnation hood

当气流进入总温探针头部, 经过内层滞止罩和温度传感器的两次滞止降速后, 由内层滞止罩排气孔进入到外层滞止室, 完成第3次滞止降速, 之后经过外层滞止罩排气孔流出, 完成第4次滞止降速。主要技术特点为:

- 1) 气流速度滞止效应明显。气流动能转化为热能较为充分, 可以达到较高的恢复系数;
- 2) 减小温度测试导热误差。温度传感器在滞止罩内的结构基本上不存在明显温度梯度, 可以有效减小导热误差;
- 3) 减小温度测试辐射误差。内层和外层滞止室形成滞止温度保护气环境, 可以有效减小辐射误差。

3 恢复系数评估方法

风洞试验需要进行马赫数、压力、温度等各种工况阶梯控制。严格地讲, 每个雷诺数和每个马赫数都对应一个不同的总温探针恢复系数。为了解决工程应用的适用性问题, 需要将各工况条件下的恢复系数进行统一(下文称为“恢复系数统一值”), 同时要求对应的总温测试速度误差补偿结果可以满足总温测试误差技术要求。鉴于常规总温探针形式在风洞试验中的重要地位, 将其纳入研究范围仍然具有重要的实践意义。

3.1 双层滞止罩探针形式恢复系数评估方法

恢复系数可以认为是随马赫数和雷诺数变化的函数, 可以表示为如下形式:

$$R = f(Ma, Re) \quad (5)$$

式中: Re 为气流雷诺数。

不同的风洞试验工况对应不同的气流马赫数和雷诺数, 由式(5)可得:

$$\begin{aligned} R_1 &= f(Ma_1, Re_1) \\ R_2 &= f(Ma_2, Re_2) \\ &\dots \\ R_n &= f(Ma_n, Re_n) \end{aligned} \quad (6)$$

式中: 下标 1, 2, ..., n 表示变试验工况车次序号。

基于双层滞止罩原理分析和试验结果验证, 可知双层滞止罩恢复系数基本不受马赫数和雷诺数的影响。因此, 可以认为当风洞马赫数和雷诺数变化时, 由此带来的双层滞止罩恢复系数评估误差趋势分布基本呈随机分布规律, 即马赫数和雷诺数变化对于测试结果影响的权值基本一致。

可以直接将不同工况条件下得到的恢复系数进行数学平均处理, 实现各工况下恢复系数的统一, 其计算形式可以表示为:

$$R_{UNI} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n f(Ma_i, Re_i) \quad (7)$$

式中: R_{UNI} 表示“恢复系数统一值”。

3.2 常规总温探针形式恢复系数评估方法

在工程应用中, 常规总温探针恢复系数处理方法通常也采用求数学平均值的方法来获取“恢复系数统一值”。对于评价风洞流场均匀性的应用场合, 只需要保证不同总温探针响应特性的一致性, 而对于测试结果的正确度要求较低, 这种处理方法由于计算方法、流程处理简单便捷, 有其合理意义。但是对于测试结果的正确度要求较高的场合, 这种方法会造成较为严重的系统误差。

在风洞试验段核心试验区, 气流状态基本可以认为是层流。气流进入稳定段具有较低的速度, 经过收缩段气流加速后, 在控制体边界处, 剪切功也是由流体的粘性力作用完成。对于该控制体, 定常流动能量方程可以写为:

$$m \left[c_p (T_0 - T_s) - \frac{v^2}{2} \right] = \oint_{c.v.} (d\dot{Q} - d\dot{W}) \quad (8)$$

式中: v 为气流速度; $d\dot{Q}$ 为控制体的热传导率; $d\dot{W}$ 为控制体的剪切功率; m 为单位时间穿过控制体的流体质量; c_p 为气流定压比热容。

由式(2)和(8), 可得:

$$R = 1 + \frac{2}{mv^2} \oint_{c.v.} (d\dot{Q} - d\dot{W}) \quad (9)$$

基于热传导率和剪切功的计算公式,可以将式(9)转换为如下形式:

$$R = 1 + \oint_{c.v.} \left[\frac{\lambda \frac{\partial T}{\partial y} - \mu v \frac{\partial v}{\partial y}}{\rho v A_x \frac{v^2}{2c_p}} \right] dA \quad (10)$$

式中: $\partial T/\partial y$ 为垂直于气流方向的当地温度梯度; $\partial v/\partial y$ 为垂直于气流的速度梯度; λ 为热传导系数; μ 为流体粘度; ρ 为气流密度; A_x 为控制体的当地横截面积; dA 为边界区域变化率。

另有,雷诺数、马赫数的计算公式:

$$\begin{aligned} Re &= \rho v D / \mu \\ Ma &= v / \sqrt{\gamma R T_s} \end{aligned} \quad (11)$$

式中: D 为气流入口特征长度; γ 为气体比热比; R 为气体常数。

对于常规总温探针而言,由于气流速度滞止不完全、温度梯度较为明显等因素影响,由式(10)与(11)可知,总温探针的恢复系数与雷诺数和马赫数呈强相关关系。此时,式(6)中的 R_1, R_2, \dots, R_n 评估误差分布并非为随机误差分布规律。因此,常规总温探针通过求数学平均值的方法计算“恢复系数统一值”会造成严重的系统误差。

由于该型探针恢复系数会受到马赫数和雷诺数的明显影响,可以按照流场条件对于结果影响的权值分配的方法进行恢复系数的评估。

首先,需要建立测量模型的目标函数。为了保证在不同总温条件下,总温测试速度误差满足 0.1°C 的要求,建立以总温测试速度误差相对结果为评价依据的目标函数,由式(3)可得:

$$f(x_1, x_2) = (1 - x_1) \cdot \left(\frac{\frac{\kappa - 1}{2} x_2^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} x_2^2} \right) \quad (12)$$

式中: $f(x_1, x_2) = \frac{\Delta T_v}{T_0}$, $x_1 = R$, $x_2 = Ma$ 。

目标函数取值范围:

$$|f(x_1, x_2)| \leq \frac{\Delta T_v}{T_0} \quad (13)$$

“恢复系数统一值”对应的总温测试速度误差应当保证与速度误差测试值相差不超过 0.1°C , 可得:

$$|\Delta f(x_1, x_2)| \leq \frac{0.1}{T_0} \quad (14)$$

式中: $\Delta f(x_1, x_2)$ 为目标函数量值误差。

基于函数系统误差合成原理,由测量模型目标函数

量值误差范围反推得到恢复系数的取值范围:

$$\left| \frac{\partial f}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial f}{\partial x_2} \Delta x_2 \right| \leq \frac{0.1}{T_0} \quad (15)$$

式中: Δx_1 和 Δx_2 分别为恢复系数测试误差和马赫数测试误差。

由式(15)可以得到 Δx_1 的取值范围:

$$-\left(\frac{0.1}{T_0} + \frac{\partial f}{\partial x_2} \Delta x_2 \right) \bigg/ \frac{\partial f}{\partial x_1} \leq \Delta x_1 \leq \left(\frac{0.1}{T_0} - \frac{\partial f}{\partial x_2} \Delta x_2 \right) \bigg/ \frac{\partial f}{\partial x_1} \quad (16)$$

基于式(16)即可得到各马赫数和雷诺数工况条件下的 Δx_1 的取值范围,从而得到最终的“恢复系数统一值”。

4 总温参数测试试验

开展总温参数测试试验的目的包括两方面:一是对各类总温探针性能进行评估;二是对总温恢复系数评估方法进行试验验证。

4.1 总温参数测试试验设计

开展试验的平台是引导试验风洞,具备本试验所需要的气动模拟条件。试验方案原理图如图4所示。

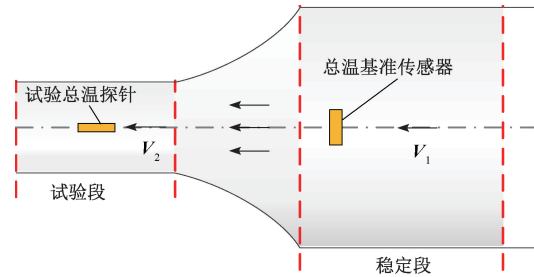


图4 总温参数测试试验原理示意图

Fig. 4 The scheme diagram of test principle of total temperature parameter

为了实现探针性能和恢复系数的评估,需要在风洞内建立一个可靠的总温基准。由于稳定段与试验段距离近、热损失小,可以认为稳定段总温与试验段总温是相等的,且稳定段气流速度极低,总温测试速度误差可以忽略不计^[17]。因此,可以在稳定段内安装高精度温度传感器作为总温的量值基准。将待评估总温探针安装于风洞试验段,该部段可以为开展探针特性研究提供持续可靠的标准流场。

4.2 量值基准及参数校准方法

在进行总温探针性能评估验证和总温探针恢复系数评估验证试验中,需要确立量值基准的是总温参数和马赫数。具体需要通过相关的校准技术实现量值的溯源。

1) 总温参数校准方法

总温参数的校准主要是针对总温基准传感器的校准。首先总温基准传感器应当选用稳定性较好、精度较高的传感器。对比各类工程常用传感器性能,本文选用高精度等级的铂电阻传感器作为总温基准传感器。在开展校准实验时,为了保证总温基准测试系统的整体精度,采用了系统级校准方法。具体是将计量机构的温度基准量传至包括总温基准传感器、温度变送器、数据采集器在内的测试系统,从而保证了总温参数测试系统的量值准确性。

2) 马赫数参数校准方法

马赫数是导出参数,其计算方法如下:

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (17)$$

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_0}{P}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right]} \quad (18)$$

式中: P_0 为试验段总压; P 为试验段静压。

如式(18)所示,马赫数是总静压比值的函数。在进行试验段总压和静压测试时,为了尽量减少对于总温探针测试结果的影响,总压测点选用稳定段总压、静压测点选用试验段入口静压,并分别通过高精度绝压传感器实现压力测试。马赫数参数的校准通过总压传感器和静压传感器校准实现。在开展校准实验时,为了保证压力测试系统的整体精度,采用了系统级校准方法。具体是将计量机构的压力基准量传至包括绝压传感器、数据采集器在内的测试系统,从而保证了压力参数测试系统的量值准确性。

4.3 总温探针性能评估及验证

基于恢复系数理论推导,得到各类总温探针在总压 200 kPa,总温 280 K、200 K、150 K 工况下的恢复系数及总温测试速度误差评估结果,分别如图 5、6、7 所示。

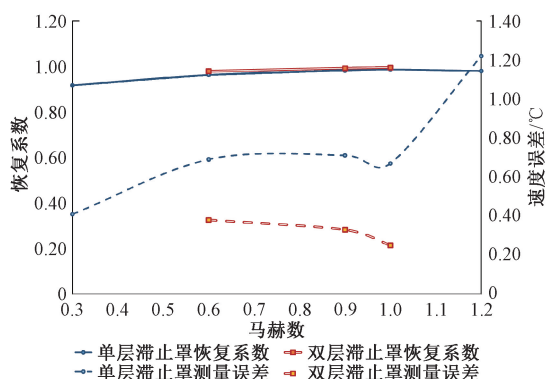


图 5 200 kPa, 280 K 条件下不同滞止罩性能测试结果对比
Fig. 5 The comparison result of performance test of different stagnation cover in the condition of 200 kPa, 280 K

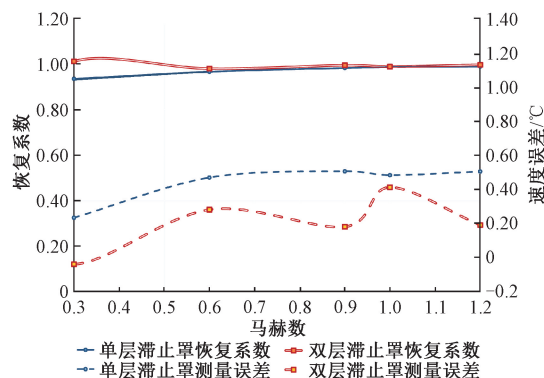


图 6 200 kPa, 200 K 条件下不同滞止罩性能测试结果对比
Fig. 6 The comparison result of performance test of different stagnation cover in the condition of 200 kPa, 200 K

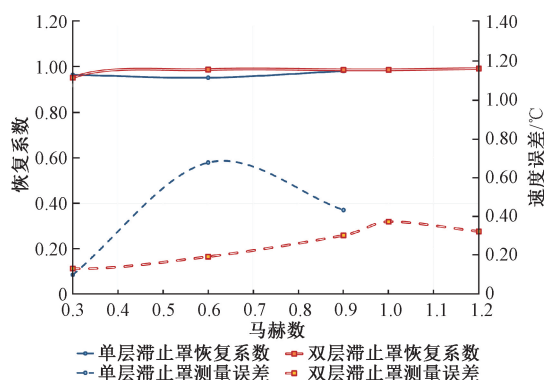


图 7 200 kPa, 150 K 条件下不同滞止罩性能测试结果对比
Fig. 7 The comparison result of performance test of different stagnation cover in the condition of 200 kPa, 150 K

以上性能测试试验结果表明:双层滞止罩总温探针具有更高的恢复系数和更小的总温测试速度误差,与探针设计理论分析结果一致。在其它工况条件下的试验结果也具有相同的结论,受限于篇幅不再赘述。

4.4 总温探针恢复系数评估方法验证

1) 双层滞止罩探针恢复系数评估方法验证

由双层滞止罩探针形式恢复系数评估方法可以得到“恢复系数统一值”,并依此计算对应总温测试速度误差。本文以总压 200 kPa,总温 150 K 工况为例,计算结果如图 8 所示。

“恢复系数统一值”对应总温测试速度误差与速度误差测试值之间最大差值出现在马赫数值为 0.3 的位置,差值为 $\Delta = 0.09^\circ\text{C}$,满足总温测试误差技术要求。其它工况的测试结果比具有相同的结论,在此不再赘述。可以证明所提出的双层滞止罩总温恢复系数评估方法的有效性。

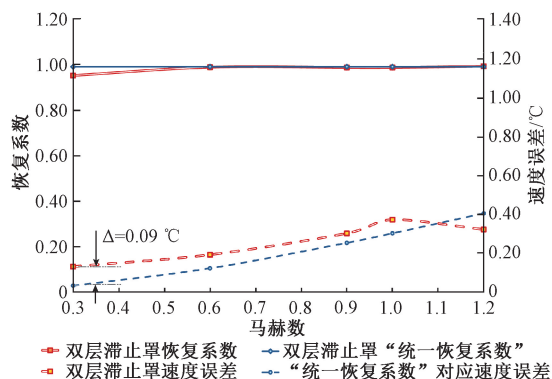


图8 200 kPa, 150 K条件下双层滞止罩恢复系数评估方法验证结果

Fig. 8 The verification result of the recovery coefficient valuation method for the double stagnation cover in the condition of 200 kPa, 150 K

2) 常规总温探针恢复系数评估方法验证

由常规总温探针形式恢复系数权值分配评估方法可以得到“恢复系数统一值”,并依此计算对应总温测试速度误差。本文以总压 200 kPa,总温 200 K 工况为例,计算结果如图 9 所示。

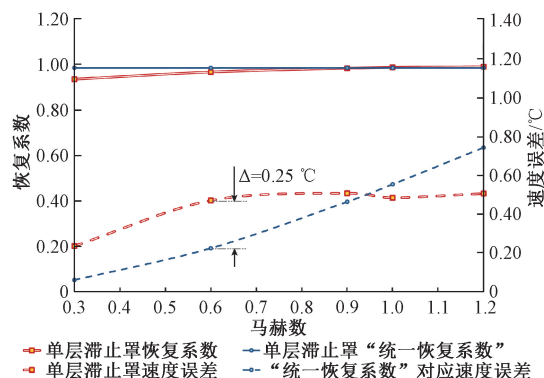


图9 常规总温探针恢复系数评估方法验证结果

Fig. 9 The verification result of the recovery coefficient valuation method for the traditional total temperature probe

“恢复系数统一值”对应总温测试速度误差与速度误差测试值之间最大差值出现在马赫数值为 0.4 的位置,差值为 $\Delta = 0.25^\circ\text{C}$,无法满足总温测试误差技术要求。原因在于,常规总温探针恢复系数随马赫数变化波动较大,以“恢复系数统一值”无法与各工况下试验数据实现匹配。因此,无法通过单一的恢复系数估计结果满足所有试验数据的速度误差补偿精度要求。

为此,本报告采取了恢复系数分段评估的方法。以 $Ma = 1.0$ 为界,将总温测试速度误差曲线分为两段,分别进行补偿。由常规总温探针形式恢复系数评估方法,计算结果如图 10 所示。

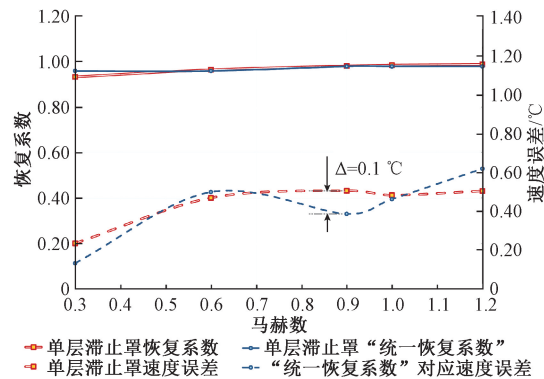


图10 常规总温探针恢复系数分段评估验证结果

Fig. 10 The evaluation result of the recovery coefficient valuation method for the traditional total temperature probe with segmentation

“恢复系数统一值”对应总温测试速度误差与速度误差测试值之间最大差值出现在马赫数值为 0.9 的位置,差值为 $\Delta = 0.1^\circ\text{C}$,可以满足总温测试误差技术要求。将恢复系数评估结果在其它工况进行总温测试速度误差补偿验证,基本满足测试误差技术要求。可以证明所提出的常规总温探针恢复系数分段评估方法的有效性。

3) 常规总温探针恢复系数评估方法结果对比

为了进一步说明本文所提出的常规总温探针恢复系数权值分配评估方法的有效性,通过与工程应用采用的求数学平均值的方法进行对比验证。以总压 200 kPa,总温 200 K 工况为例,计算结果如图 11 所示。

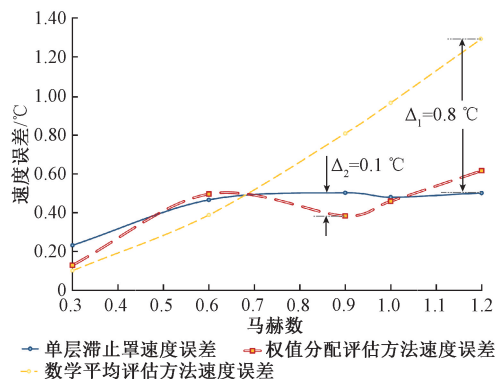


图11 权值分配与数学平均评估方法速度误差对比结果

Fig. 11 The comparison result of the weight allocation and the mathematical average evaluation method

如图 11 所示,数学平均值“恢复系数统一值”评估方法对应总温测试速度误差与速度误差测试值之间最大差值出现在马赫数值为 1.2 的位置,差值为 $\Delta_1 = 0.8^\circ\text{C}$ 。“恢复系数统一值”权值分配评估方法对应总温测试速度误差与速度误差测试值之间最大差值出现在马赫数值为 0.9 的位置,差值为 $\Delta_2 = 0.1^\circ\text{C}$ 。二者相比,差异达到

8 倍。因此,可以进一步证明所提出的常规总温探针恢复系数分段评估方法的有效性。

5 结 论

针对风洞总温参数精细化测试要求,开展了高速气流总温测试技术研究。为了减小试验工况变化对于总温恢复系数的影响,设计了双层滞止罩结构的总温探针结构形式。同时,为了解决总温测试速度误差补偿问题并满足工程实用性要求,分别对双层滞止罩探针和常规总温探针进行了总温恢复系数评估方法研究,此外,为了满足常规总温探针恢复系数波动带来的统一评估结果的适应问题,进一步提出恢复系数分段评估方法。在引导试验风洞开展了总温参数测试验证试验,试验结果表明双层滞止罩探针比常规总温探针受流场环境干扰影响更小、具有更好的恢复特性、更稳定的测试性能;文中所提出的总温恢复系数权值分配评估方法比现有工程方法的总温测试速度误差补偿精度提高了 8 倍,可以满足总温测试误差 0.1℃ 的技术要求。

参考文献

- [1] 徐荣靖, 张健, 陈恺, 等. 纳米材料修饰的光纤气体传感器研究进展[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(10): 1-16.
XU R J, ZHANG J, CHEN K, et al. Research progress of optical fiber gas sensors modified by nano-materials [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(10): 1-16.
- [2] 周维虎, 石俊凯, 纪荣伟, 等. 飞秒激光频率梳精密测距技术综述[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(8): 1859-1868.
ZHOU W H, SHI J K, JI R W, et al. High-precision distance measurement using femtosecond laser frequency comb [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(8): 1859-1868.
- [3] 杨兆欣, 顾正华, 曾星, 等. 热电偶级联系统动态性能评估方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(11): 74-81.
YANG ZH X, GU ZH H, ZENG X, et al. Study on dynamic characteristics evaluation method of the cascade thermocouple system [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(11): 74-81.
- [4] 李强, 刘济春, 孔荣宗. 耐冲刷薄膜铂电阻热流传感器研制[J]. 电子测量与仪器学报, 2017, 31(45): 623-629.
LI Q, LIU J CH, KONG R Z. Development of anti-erosion platinum thin film resistance thermal sensor [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2017, 31(45): 623-629.
- [5] 张伟, 高荣, 张双喜, 等. 0.3m 低温风洞液氮供给系统研制[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1009-1017.
ZHANG W, GAO R, ZHANG SH X, et al. Development of liquid nitrogen supplying system of 0.3m cryogenic wind tunnel [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1009-1017.
- [6] REARDON J, SCHNEIDER A, SCHETZ J, et al. Computational modeling of radiation effects on total temperature probes [C]. 31st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2015, 2410: 1-24.
- [7] 隆永胜, 朱新新, 袁竭, 等. 高温高速气流总焓接触测试法对比分析[J]. 航空动力学报, 2020, 35(10): 2028-2035.
LONG Y SH, ZHU X X, YUAN J, et al. Comparative analysis on methods for contact testing total enthalpy of high temperature and high speed flow [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10): 2028-2035.
- [8] 余涛, 王俊鹏, 刘向宏, 等. 高超声速风洞来流扰动测量及数据后处理技术研究[J]. 实验流体力学, 2019, 33(5): 50-57.
YU T, WANG J P, LIU X H, et al. Measurements and data processing technology of freestream fluctuations in hypersonic wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 33(5): 50-57.
- [9] 张绍武. 高焓高速气流总温热电偶测量技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
ZHANG SH W. Study on measurement technique of total temperature probe using thermocouple in high-enthalpy/high-speed airflow [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004.
- [10] 杨伟平, 张伟昊, 邹正平, 等. 屏蔽式总温热电偶的稳态误差分析及改型设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2784-2795.
YANG W P, ZHANG W H, ZOU ZH P, et al. Steady state error estimation and modification of a shielded thermocouple [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2784-2795.
- [11] CHEN X, XIA X L, SUN C, et al. Numerical analysis on the transient measurement of gas temperature in porous material using thermocouples at high temperatures [J].

International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 91: 1060-1068.

- [12] 景博, 徐光跃, 黄以锋, 等. 军用飞机 PHM 技术进展分析及问题研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2017, 31(2): 161-169.

JING B, XU G Y, HUANG Y F, et al. Recent advances analysis and new problems research on PHM technology of military aircraft [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2017 31 (2): 161-169.

- [13] IRIMPAN K, MANNIL N, ARYA H, et al. Performance evaluation of coaxial thermocouple against platinum thin film gauge for heat flux measurement in shock tunnel[J]. Measurement, 2015, 61: 291-298.

- [14] 杨灿. 气流温度测量用热电偶的设计和校准技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2005.

YANG C. The research of design and calibration of thermocouple probes for measuring flow temperature[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2005.

- [15] 张校东, 刘忠奎, 薛秀生, 等. 无冷却高温热电偶设计及应用[J]. 航空发动机, 2019, 45 (1): 87-91.

ZHANG X D, LIU ZH K, XUE X SH, et al. Design and application of high temperature thermocouple without cooling[J]. Aeroengine, 2019, 45 (1): 87-91.

- [16] ZOU Z P, YANG W P, ZHANG W H, et al. Numerical modeling of steady state errors for shielded thermocouples based on conjugate heat transfer analysis [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 119: 624-639.

- [17] 杨灿, 吴伟力, 熊义彬, 等. 航空发动机燃烧室出口高温热电偶校准技术[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 769-774.

YANG C, WU W L, XIONG Y B, et al. Calibration technology of high-temperature thermocouple for combustor exit of an aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 769-774.

作者简介



杨兆欣, 2005 年于中北大学获得学士学位, 2009 年于中北大学获得硕士学位, 2014 年于北京航空航天大学获得博士学位, 现为中国空气动力研究与发展中心设备设计及测试技术研究所工程师, 主要研究方向为气动参数先进测试技术、综合校准技术等。

E-mail: yangzx@cardc.cn

Yang Zhaoxin received his B. Sc. degree and M. Sc. degree both from North University of China in 2005 and 2009, and received his Ph. D. degree from Beihang university in 2014. He is currently an engineer in the Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center. His main research interests include advanced measurement technology of aerodynamic parameters and comprehensive calibration technology, et al.



顾正华(通信作者), 分别在 2003 年和 2006 年于电子科技大学获得学士学位和硕士学位, 现为中国空气动力研究与发展中心设备设计及测试技术研究所副研究员, 主要研究方向为气动参数先进测试技术、模型姿态角测试技术、风洞参数一体化测试技术等。

E-mail: tutu198210@foxmail.com

Gu Zhenghua (Corresponding author) received his B. Sc. degree and M. Sc. degree both from University of Electronic Science and Technology of China in 2003 and 2006, respectively. He is currently an associate research fellow in Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center. His main research interests include advanced measurement technology of aerodynamic parameters, model attitude angle measurement technology and integrated measurement technology for the wind tunnel parameters, et al.