

屏蔽式总温传感器稳态误差分析与修正

周佳易

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

摘要: 为满足航空发动机高温高速气流总温的高精度测试需求,本文基于流固热耦合数值模拟方法,系统研究了某型屏蔽式热电偶在0.2~0.8 Ma七种速度工况及700℃~1 200℃六种温度工况下的流动换热与测温误差特性。结果表明:该屏蔽罩滞止效果显著,使测量端前端流速降低80%以上。误差分析表明,各误差项随着马赫数增大而增大,其增长率为辐射误差>导热误差>速度误差;在低马赫数($Ma \leq 0.3$)下,导热误差占主导,而随着马赫数升高,辐射误差影响显著增强并成为主要误差源,温度升高亦加剧辐射误差的影响。总体而言,导热与辐射误差共同占总误差93%以上,是影响测温精度的关键因素。采用辐射误差经验公式修正后,稳态误差由17.97 K降低至0.64 K,总温恢复系数提升至0.92以上,显著提高了测温精度。

关键词: 屏蔽式热电偶;流固热耦合;稳态误差;总温恢复系数

中图分类号: TB942; TN37 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.35

Analysis and correction of steady-state errors in shielded total temperature sensors

Zhou Jiayi

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To meet the demand for high-precision testing of total temperature in high-temperature, high-speed airflows within aeroengines, this paper employs fluid-structure interaction numerical simulation methods to systematically investigate the flow heat transfer and temperature measurement error characteristics of a shielded thermocouple under seven velocity conditions ranging from 0.2 to 0.8 Ma and six temperature conditions from 700°C to 1 200°C. Results indicate that the shielding cover exhibits significant stagnation effects, reducing flow velocity at the measurement tip by over 80%. Error analysis reveals that all error terms increase with rising Mach number, with growth rates following the sequence: radiation error > thermal conduction error > velocity error. At low Mach numbers ($Ma \leq 0.3$), thermal conduction error dominates. However, as Mach number increases, radiation error becomes significantly more influential and emerges as the primary error source. Elevated temperatures further exacerbate the impact of radiation error. Overall, thermal conduction and radiation errors collectively account for over 93% of the total error, constituting the key factors affecting measurement accuracy. After applying an empirical radiation error correction formula, the steady-state error decreased from 17.97 K to 0.64 K, and the overall temperature recovery coefficient improved to above 0.92, significantly enhancing measurement precision.

Keywords: shielded thermocouple; fluid-structure-thermal coupling; steady-state errors; total temperature recovery coefficient

0 引言

获取发动机高温部件温度的精确数据,对判定发动机运行状态、保障其安全可靠运行至关重要^[1]。热电偶作为航空发动机温度测量应用最广泛的传感器,在用于气流温度测量时,受到对流传热、热传导、辐射传热等多物理场耦

合作用的影响,产生显著的稳态误差。

针对高温高速气流温度的测量需求,热电偶常与屏蔽罩组合构成屏蔽式总温传感器,以最大限度逼近真实气流温度^[2]。该类传感器广泛应用于航空发动机尾喷管排气温度、燃烧室进出口气流温度等关键参数的测量,为进气道及尾喷管的优化设计提供核心依据^[3-4]。然而,屏蔽式总温传

传感器的测量值本质上是热电偶测量节点与气流对流换热、沿偶丝轴向导热、以及与屏蔽室内壁面辐射换热三者综合作用的结果,其体平均温度与气流总温必然存在偏差。同时,因气流不能完全滞止,动能不能完全转化为热能,测量的总温始终低于理论值。此偏差可系统解耦为速度误差、导热误差与辐射误差 3 类。

试验是获取热电偶稳态误差的传统途径,但面临两大局限:其一,高温试验环境搭建困难;其二,试验方法难以完全隔离三类稳态误差,导致测量精度受限。计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)技术的发展为突破此瓶颈提供了新路径:通过构建数值模型并调整边界条件,可定量分离各传热机制对特定热电偶参数的误差贡献,在保证结果可信度的同时显著降低试验成本,具有突出的工程应用价值。

国内外已围绕屏蔽式热电偶的误差机制与 CFD 技术应用开展大量研究,取得显著成果,但仍存在场景局限与模型通用性不足等问题。从研究方向上,国外以“多物理场耦合-流场细节解析-通用模型构建”为核心,深度衔接工程实践需求,助力产品迭代优化。例如,Blay 等^[5]采用数值方法,针对水冷式热电偶在不同马赫数工况下的速度误差与导热误差开展专项研究,但其模型未纳入高温环境中不可忽视的辐射效应,导致在极端温度场景下的适用性受限;Reardon 等^[6-7]则以 NACA(national advisory committee for aeronautics)热电偶、VT (virginia tech)热电偶为研究对象,结合实验数据分析了速度、导热、辐射三类误差的作用规律,充分验证了 CFD 技术在热电偶屏蔽罩结构设计中的实用价值,为复杂工况下的屏蔽罩性能优化提供了关键技术支撑。

国内以“特定应用场景聚焦-核心参数优化-国产化需求适配”为导向,形成针对性强的应用效果。Kou 等^[8]聚焦壁面温度测量场景,深入探究屏蔽式热电偶在边界层流场中的误差特性;Zou 等^[9]则针对喷气发动机排气温度测量需求,系统分析了屏蔽式热电偶三类误差的变化规律,并揭示了偶丝长径比、屏蔽罩进出口面积等关键参数对稳态误差的影响机制,为国产屏蔽罩的优化设计奠定了基础。此外,还有诸多学者针对进气/大气总温传感器,使用数值模拟方法开展误差研究^[10-12]。

然而,现有研究存在明显局限:无论是国外针对 NACA、VT、水冷屏蔽式热电偶模型,还是国内针对壁面、发动机排气的热电偶,均基于特定结构参数(屏蔽罩尺寸、材料)与工况条件(马赫数、温度)研究,已有研究明确指出,屏蔽罩的结构形式与安装方式的差异会导致各类误差的幅值及主导性发生显著变化^[2],这使得针对某一特定结构的温差分析结果,无法直接迁移应用于其他构型传感器。

为此,本文结合前人的研究方法,立足工程实际应用需求,针对某一特定构型的屏蔽式总温传感器,采用流固热耦合数值模拟方法,开展系统性研究。系统性研究其在 7 组

马赫数工况($Ma=0.2\sim0.8$)下的稳态误差组成及变化规律,并进一步分析 6 组温度工况($700^{\circ}\text{C}\sim1200^{\circ}\text{C}$)对 3 类误差的影响机制。该研究可为同类型屏蔽式总温传感器的误差预测与结构优化提供直接理论依据,对提升国产屏蔽式热电偶在复杂工况下的测量精度与工程实用性具有重要意义。

1 热电偶传感器的滞止理论

在热工流体力学中,气流的总温 T_{∞} 由静温 T_s 和动温 T_v 两部分组成。静温是度量气体分子自由运动的动能;动温是度量气体分子定向运动的动能。

传感器的指示温度与气流总温的偏差,是测量误差。一般用传感器复温系数 r 表示气流滞止时动能转化为热能的程度。

$$r = \frac{T_s - T}{T_{\infty} - T} = \frac{T_s - T}{T_s + T_v} \quad (1)$$

裸露式热电偶传感器主要是通过气流碰撞及测量端表面黏性摩擦阻力的作用实现气流滞止,适用于流速较低的测量环境,复温系数一般较小,约为 0.65^[13]。经验证在传感器外端设计一个屏蔽罩能有效提高传感器的复温系数,因高速气流进入屏蔽室受到屏蔽室和传感器测量端的双重滞止,故传感器的复温系数能提高到 0.86~0.98^[14]。此外,屏蔽罩在高温环境中可以减少热电偶与外部环境的辐射误差。

2 研究对象及数值模拟方法

2.1 研究对象

本文选择了常用于航空发动机温度测量的屏蔽式热电偶作为研究对象,其结构及材料如图 1 和表 1 所示,进出口面积比为 6,屏蔽室内径 3 mm,壁厚 0.5 mm,屏蔽室长 20 mm,热电偶直径 0.5 mm。在本文的所有计算中,设定材料的导热系数为定导热系数,不随温度改变。屏蔽罩内、外壁发射率设置为 0.85,热电偶的发射率设置为 0.9。

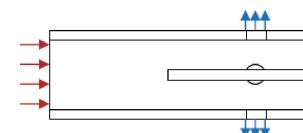


图 1 屏蔽式热电偶

Fig. 1 Shielded thermocouple

表 1 屏蔽式热电偶所用材料的热物理性质

Table 1 Thermophysical properties of the materials used for the shielded thermocouple

名称	材料	密度/ (kg/m ³)	比热容/ (J/kg·K)	导热系数/ (W/m·K)	发射 率
屏蔽罩	不锈钢	8 000	500	16	0.85
热电偶	镍硅合金	8 500	480	19	0.9

数值模拟运用流固耦合的计算方法实现流体域与固体域的同时求解,采用时间追赶有限体积法,多重网格技术加速收敛。由于边界层对换热计算的影响较大,因此采用了能够较为准确预测边界层分离的 SST (shear stress transport, SST)湍流模型,流体动力粘度和导热系数使用Sutherlands 公式给定,进口边界条件压力入口、总温,出口给定环境压力、总温,具体设置参数表 2 所示。

表 2 数值模拟的边界条件

Table 2 Boundary conditions for the numerical simulation

马赫数/Ma	总压/Pa	总温/K	静压/Pa
0.2	104 191	980.94	
0.3	107 853	990.67	
0.4	113 135	1 004.29	
0.5	120 193	1 021.81	101 325
0.6	129 240	1 043.22	
0.7	140 548	1 068.52	
0.8	154 454	1 097.71	

2.2 数值模拟模型(网格无关性验证)

取 3 套网格做网格无关性验证,如表 3 所示,第 1 套网格总网格量约为 100 万,第 2 套为 342 万,第 3 套为 602 万。以 0.2 Ma 为例,计算结果如表 3 所示。网格总数从 342 万增加到 602 万时,节点体平均温度一致,此时网格数量继续增大对数值模拟结果的影响较小,但计算时间成本增加。因此选择第 2 套网格,网格如图 2 所示,使用非结构化网格,采用四面体网格划分,在屏蔽罩和热电偶设置膨胀层 5 层,膨胀率 1.2,第一层网格厚度 0.01 mm,平均网格质量 0.8 以上。

表 3 网格无关性验证

Table 3 Grid independence verification

网格数	测量端温度
100	978.32
342	980.81
602	980.81

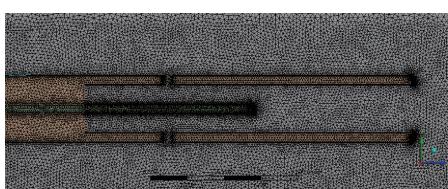
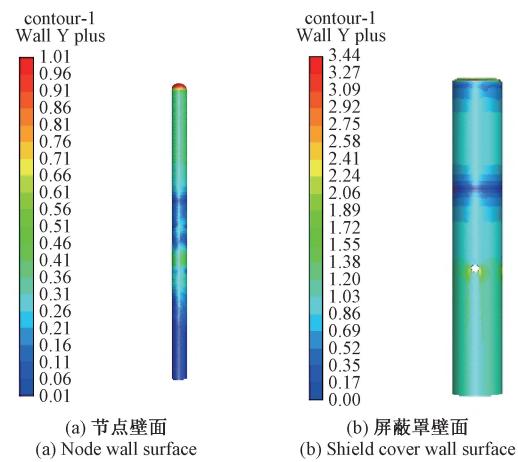


图 2 计算域网格

Fig. 2 Computational domain mesh

使用 SST 湍流模型封闭雷诺平均方程,为精确预测流固传热,使节点壁面的 $y^+ < 2$,屏蔽罩 $y^+ < 5$ 。由于使用了同一套网格进行数值计算,若来流马赫数为 0.8 时,壁面附

近第一层网格满足 y^+ 要求,则所有工况都满足,结果如图 3 所示,节点壁面 y^+ 最大值为 1.01,屏蔽罩壁面 y^+ 最大值为 3.44,满足 SST 湍流模型的计算要求。

图 3 $Ma=0.8$ 时节点壁面和屏蔽罩壁面的 y^+ Fig. 3 y^+ at the nodal wall and shield wall for $Ma=0.8$

3 计算结果与分析

3.1 屏蔽罩周围的流动与换热

本文采用非定长数值模拟方法研究屏蔽式热电偶的流动与换热特点。计算过程中采用 3 种不同的模拟方式:1)流场(CFD)计算,不考虑屏蔽罩导热、辐射;2)流-固-热耦合(conjugate heat transfer, CHT)计算;3)考虑辐射的流-固-热耦合(radiation conjugate heat transfer, RCHT)计算,辐射模型采用离散坐标(discrete ordinates, DO)模型。

1) 速度场分析

图 4 为带屏蔽室总温传感器速度云图及其流线图,气流在屏蔽室前端被滞止,沿屏蔽罩两侧外壁逐渐加速,符合圆柱绕流现象。在屏蔽罩前端靠近壁面的位置存在旋涡,速度降低。气流在屏蔽室内部热电偶前端二次滞止,最终从排气口流出。

图 5 给出不同马赫数下热电偶测量端前气流滞止速度,从结果可以看出,导热和辐射模型的引入对内流速度的影响较小。随着马赫数的增加,总温增加,热交换和热辐射增强,气流完全滞止难度较大,内流速度增加。与裸露式热电偶相比,屏蔽罩滞止效果明显,测量端前流速从 0.17~0.67 Ma 下降至 0.03~0.08 Ma,流速降低 80% 以上。

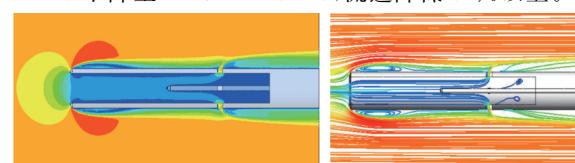


图 4 速度云图及其流线图

Fig. 4 Velocity cloud map and its streamline diagram

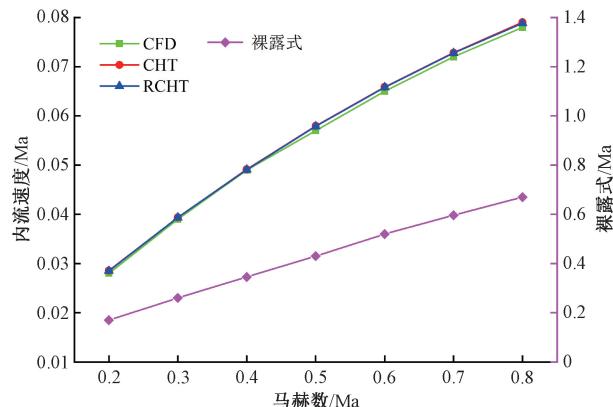


图 5 内流速度

Fig. 5 Internal flow velocity

2) 温度场分析

以 0.2 Ma 为例, 使用不同的模拟方式计算结果如图 6、7 所示。图 6(a)为 CFD 模拟(不考虑导热辐射, 对外部不产生热量传递), 气流在屏蔽室内滞止, 温度升高, 热电偶测量端温度为 980.86 K。从图 6(b)、(c)可以看出, 加入导热后, 内壁温度高于外壁, 向其导热散热, 内壁温度下降, 低于热电偶前段滞止温度。导热和辐射的综合作用, 使屏蔽室温度降低, 产生导热误差和辐射误差。从图 7 可以看出, 热电偶传感器前端气流滞止温度高, 向后导热, 使测量端温度下降 0.95 K。辐射的加入改变散热方式, 热电偶温度梯度变大, 由于热电偶与屏蔽罩内壁存在温差, 对壁面进行辐射散热, 热电偶测量端温度下降 0.03 K。

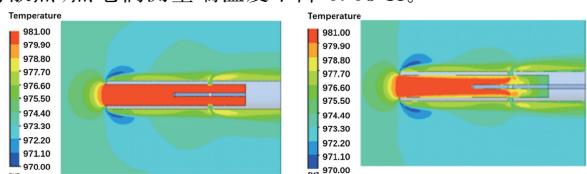
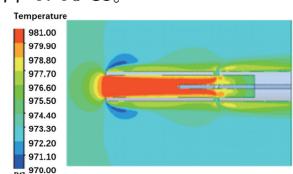
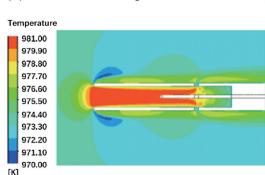
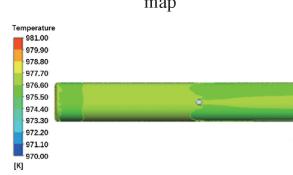
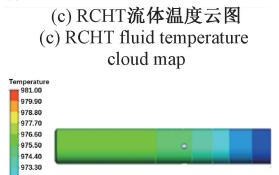
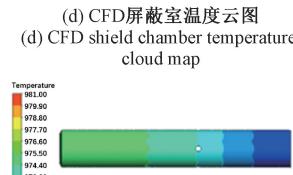
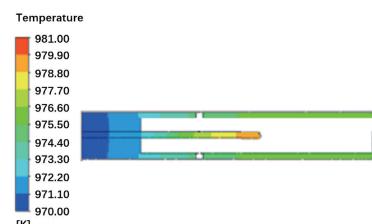
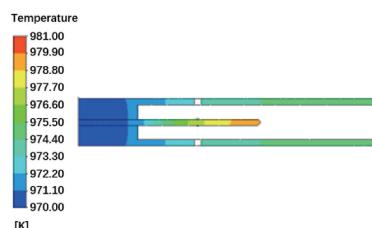
(a) CFD 流体温度云图
(a) CFD fluid temperature cloud map(b) CHT 流体温度云图
(b) CHT fluid temperature cloud map(c) RCHT 流体温度云图
(c) RCHT fluid temperature cloud map(d) CFD 屏蔽室温度云图
(d) CFD shield chamber temperature cloud map(e) CHT 屏蔽室温度云图
(e) CHT shield chamber temperature cloud map(f) RCHT 屏蔽室温度云图
(f) RCHT shield chamber temperature cloud map

图 6 不同模拟方式的温度云图

Fig. 6 Temperature cloud maps of different simulation methods



(a) CHT



(b) RCHT

图 7 屏蔽罩总温传感器温度云图

Fig. 7 Temperature cloud map of the total temperature sensor in the shield

图 6(d)、(e)、(f)给出不同模拟方式下屏蔽罩外壁温度分布, 从图 6(d)可以看出, 对于流场计算(不考虑屏蔽罩导热和辐射), 气流在屏蔽罩前端滞止, 这部分温度最高。随着气流绕屏蔽罩外表面加速, 温度逐渐降低。屏蔽罩出口受流出气流影响, 靠近出气口的屏蔽罩外壁温度较其他地方温度低, 因此外壁面呈现出端部温度低, 出气口后温度低的特点。图 6(e)、(f)可以看出考虑了屏蔽罩导热的流热耦合(CHT)计算以及带辐射模型的流热耦合(RCHT)计算, 屏蔽罩表面温度分布较流场计算(CFD)有较大变化。屏蔽罩温度受导热影响较大, 屏蔽罩导热使屏蔽罩表面温度降低, 内壁最高温度为 977.84 K, 外壁温度最高 977.79 K, 分布为前端温度高, 逐步降低。这主要是因为在流热计算时, 将屏蔽罩底部边界设置为固定气流温度。加入辐射后, 内壁温度低于热电偶壁面温度, 一边吸收辐射热量, 一边向外壁导热, 内壁最高温度 976.62 K, 同比下降 1.22 K。屏蔽罩外壁面高于流体外边界温度, 外壁向环境辐射散热, 外壁最高温度 977.24 K, 同比下降 0.55 K。

3.2 高温环境下屏蔽式热电偶误差分析

通过改变仿真条件, 计算不同马赫数热电偶稳态误差组成及变化趋势。热电偶的整体稳态传热误差 E 表示为:

$$E = E_v + E_d + E_r \quad (2)$$

式中: E_v 为速度误差, E_d 为导热误差, E_r 为辐射误差。

在数值模拟中, 热电偶和屏蔽罩外壁面设置为绝热, 不设置辐射传热, 计算得到热电偶测量端的平均温度 T_{gv} , 计算速度误差为:

$$E_v = T_0 - T_{gv} \quad (3)$$

在上述设置的基础上, 添加热流固耦合传热, 热电偶和屏蔽罩外壁面设置为耦合传热, 不设置辐射传热, 计算得到热电偶测量端的平均温度 T_{gd} , 计算导热误差为:

$$E_d = T_0 - T_{gd} - E_v \quad (4)$$

最后,添加辐射模型,得到热电偶测量端的平均温度 T_{gr} ,计算辐射误差为:

$$E_r = T_0 - T_{gd} - E_v - E_d \quad (5)$$

1)热电偶不同 Ma 下的稳态误差组成及变化趋势

基于上述对稳态误差的数值模拟评估方法,计算得到该屏蔽式热电偶各项稳态误差大小。

结果如表 4 所示,从结果可以得到,随着马赫数从 0.2 增加到 0.8,总误差 1.05~17.97 K,相对误差 0.11%~1.64%。3 种误差呈现出不同速率的增长,速度误差

0.07~0.48 K,导热误差 0.95~5.39 K,辐射误差 0.03~12.10 K。其中,辐射误差增长速率最快,导热误差其次,速度误差较为平缓。马赫数增加,气流完全滞止难度增加,速度误差增加。此外,气流总温随着马赫数的增加而增加,气流总温增加,气流与屏蔽室和热电偶的热交换增强,造成导热误差增加。且高温气流导致辐射误差显著增加,根据斯蒂芬-玻尔兹曼定律,辐射误差与周围环境温度差的四次方成正比,热电偶前段滞止气流,温度增加,随着马赫数的增加,温差增加,热电偶对周围环境的辐射量增加,使测量温度低与真实总温之间的偏差增大。

表 4 700°C 下不同马赫数下的计算结果

Table 4 Calculation results at 700°C under different Mach numbers

马赫数/Ma	P_0	T_s	T_0	T_{gv}	T_{gd}	T_{gr}	E_v	E_d	E_r	E	r
0.2	104 191	973.15	980.94	980.86	979.91	979.88	0.07	0.95	0.03	1.05	0.86
0.3	107 853	973.15	990.67	990.53	988.84	987.54	0.13	1.69	1.30	3.12	0.82
0.4	113 135	973.15	1 004.29	1 004.09	1 001.59	998.66	0.20	2.50	2.93	5.63	0.82
0.5	120 193	973.15	1 021.81	1 021.54	1 018.25	1 013.36	0.27	3.29	4.89	8.45	0.83
0.6	129 240	973.15	1 043.22	1 042.88	1 038.79	1 031.70	0.34	4.09	7.09	11.51	0.84
0.7	140 548	973.15	1 068.52	1 068.10	1 063.45	1 053.81	0.42	4.65	9.64	14.71	0.85
0.8	154 454	973.15	1 097.71	1 097.23	1 091.84	1 079.74	0.48	5.39	12.10	17.97	0.86

图 8 给出热电偶在高温环境下不同马赫数下不同误差的比例,其中,热电偶的速度误差占稳态误差的 2.69%~6.75%,导热误差 29.98%~90.47%,辐射误差占稳态误差 2.77%~67.33%。随着马赫数的增加,速度误差和导热误差比例下降,辐射误差比例显著增加。在低马赫数下($Ma \leq 0.3$),导热误差是影响测温精度的主要因素,但随着马赫数的增大,辐射误差影响显著增强,成为影响测温精度的主要因素。到 0.8 Ma 时,辐射误差增加到 67.33%,导热误差的影响下降到 29.98%,速度误差下降到 2.69%。因为误差主导因素发生变化,所以恢复系数呈现出先减小后增加。

2)屏蔽式热电偶不同温度下的稳态误差组成及变化趋势

研究不同温度环境下,来流速度 0.4 Ma,屏蔽式热电偶的稳态误差组成及其变化趋势,结果如表 5、图 9 所示。随着温度的从 700°C 变化到 1 200°C,恢复系数随着温度

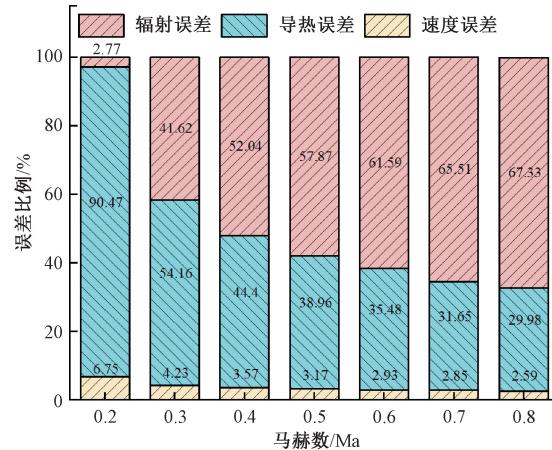


图 8 700°C 不同马赫数下不同误差的比例

Fig. 8 Proportion of different errors at 700°C under different Mach numbers

表 5 0.4 Ma 不同温度下的计算结果

Table 5 Calculation results at different temperatures under 0.4 Ma

温度/°C	P_0	T_s	T_0	T_{gv}	T_{gd}	T_{gr}	E_v	E_d	E_r	E	r
700	113 135	973.15	1 004.29	1 004.09	1 001.59	998.66	0.20	2.50	2.93	5.63	0.82
800	113 135	1 073.15	1 107.49	1 107.26	1 104.38	1 100.15	0.23	2.88	4.23	7.34	0.79
900	113 135	1 173.15	1 210.69	1 210.44	1 207.19	1 201.28	0.25	3.25	5.91	9.41	0.75
1 000	113 135	1 273.15	1 313.89	1 313.60	1 310.04	1 302.08	0.29	3.56	7.96	11.81	0.71
1 100	113 135	1 373.15	1 417.09	1 416.77	1 412.83	1 402.48	0.32	3.94	10.36	14.62	0.67
1 200	113 135	1 473.15	1 520.29	1 519.94	1 515.70	1 502.58	0.35	4.24	13.12	17.71	0.62

的升高降低,速度误差受温度影响较小,0.21~0.35 K,占总误差比例5%以下。导热误差和辐射误差呈现增长趋势,误差分别为2.5~4.24 K、2.93~13.12 K。且辐射误差增长速率明显高于导热误差,表明温度越高辐射误差的影响程度越明显,其占总误差的比例一直处于50%以上。因此在高温环境中,辐射误差不可忽略,应尽量减少辐射误差。

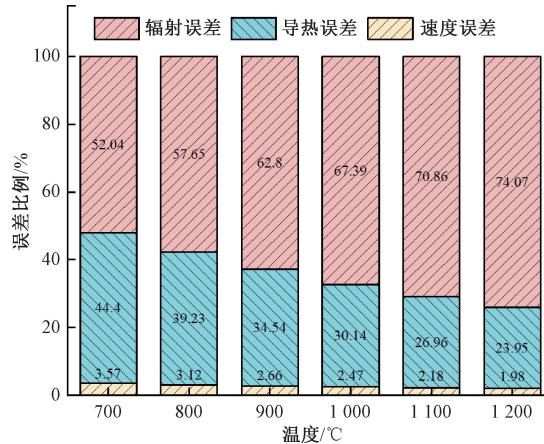


图9 0.4 Ma不同温度下不同误差的比例

Fig. 9 Proportion of different errors at different temperatures under 0.4 Ma

4 误差修正

本文采用辐射误差的经验公式进行修正,其中 K_r 为实验值,公式如下:

$$\Delta T_r = \frac{313.16 K_r}{\sqrt{M p}} \left(\frac{T_j}{100} \right)^{-0.18} \left[\left(\frac{T_j}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \right] \quad (6)$$

式中: M 为来流马赫数; p 为来流静压(N/m^2); K_r 为辐射修正系数,取 $28.6 \pm 3.2 \times 10^{-4}$ 。

误差修正方法中的 T_w 、 M 、 p 等参数通过数值模拟获得,计算结果如表6所示。在700 K的工作条件下,对热电偶的总温稳态误差进行有无修正的比较,修正前误差1.05~17.97 K,修正后最大误差0.64 K,最小误差0.02 K。

在700 K的工作条件下,对热电偶的误恢复系数进行有无修正的比较,恢复系数比较如图10(a)所示,随着马赫数的增加,修正后的恢复系数降低从0.82~0.86提升到0.92以上。

在0.4马赫数的工作条件下,对热电偶的恢复系数进行有无修正的比较,恢复系数比较如图10(b)所示,随着气流温度的增加,修正后的恢复系数降低从0.62~0.83提升到0.92以上。

表6 误差修正相关参数

Table 6 Parameters related to error correction

条件	变量	静温	总温	T_j	T_w	M	p	ΔT	修正后温度	误差
700°C	0.2 Ma	973.15	980.94	979.88	975.83	0.03	104 121	1.47~1.84	981.35~981.72	0.04~0.08
	0.3 Ma	973.15	990.67	987.54	980.12	0.04	107 735	2.29~2.86	989.83~990.41	0.03~0.08
	0.4 Ma	973.15	1 004.29	998.66	986.16	0.05	112 907	3.45~4.32	1 002.11~1 002.98	0.13~0.22
	0.5 Ma	973.15	1 021.81	1 013.36	994.09	0.06	119 854	4.91~6.14	1 018.26~1 019.50	0.23~0.35
	0.6 Ma	973.15	1 043.22	1 031.70	1 003.99	0.07	128 766	6.64~8.31	1 038.34~1 040.03	0.31~0.47
	0.7 Ma	973.15	1 068.52	1 053.81	1 016.02	0.07	139 909	8.65~10.83	1 062.46~1 064.64	0.36~0.57
	0.8 Ma	973.15	1 097.71	1 079.74	1 030.44	0.08	153 614	10.92~13.67	1 090.66~1 093.41	0.39~0.64
0.4 Ma	700°C	973.15	1 004.29	998.66	986.16	0.05	112 907	3.45~4.32	1 002.11~1 002.98	0.13~0.22
	800°C	1 073.15	1 107.49	1 100.15	1 086.52	0.05	112 900	4.91~6.14	1 105.06~1 106.29	0.11~0.22
	900°C	1 173.15	1 210.69	1 201.28	1 186.51	0.05	112 894	6.77~8.47	1 208.05~1 209.76	0.08~0.22
	1 000°C	1 273.15	1 313.89	1 302.08	1 286.16	0.05	112 894	9.10~11.39	1 311.18~1 313.47	0.03~0.21
	1 100°C	1 373.15	1 417.09	1 402.48	1 385.49	0.05	112 884	11.89~14.89	1 414.37~1 417.36	0.02~0.19
	1 200°C	1 473.15	1 520.29	1 502.58	1 484.58	0.05	112 867	15.22~19.05	1 517.63~1 521.63	0.09~0.16

5 展望

根据上述计算结果和分析可知,在高温亚音速工况下,导热误差和辐射误差之和占总误差的比重达到了93%以上,是影响该屏蔽式热电偶测温精度的主要因素。结构对误差的影响至关重要,优化屏蔽罩结构设计,改变进出口面积比、热电偶伸出长度,屏蔽罩直径都会影响屏蔽式热电偶的测量精度^[14]。在马赫数>0.3 Ma时,辐射误差占稳态误差50%以上,是稳态误差的主要影响因素。因此

在结构设计中要提高该屏蔽式热电偶的测温精度,应该尽可能减少辐射误差和导热误差入手。

5.1 增加内流速度

由于辐射误差是测量端与环境之间的辐射换热引起,因此原则上能增强对流换热和减弱辐射换热的因素,都可以用来减少辐射误差。

辐射误差与罩内气流速度有关,当测量端速度增大,辐射误差减小,但这会导致速度误差增大。本文中的结构设计,内流速度小(<0.08 Ma),速度误差小,但相应的辐

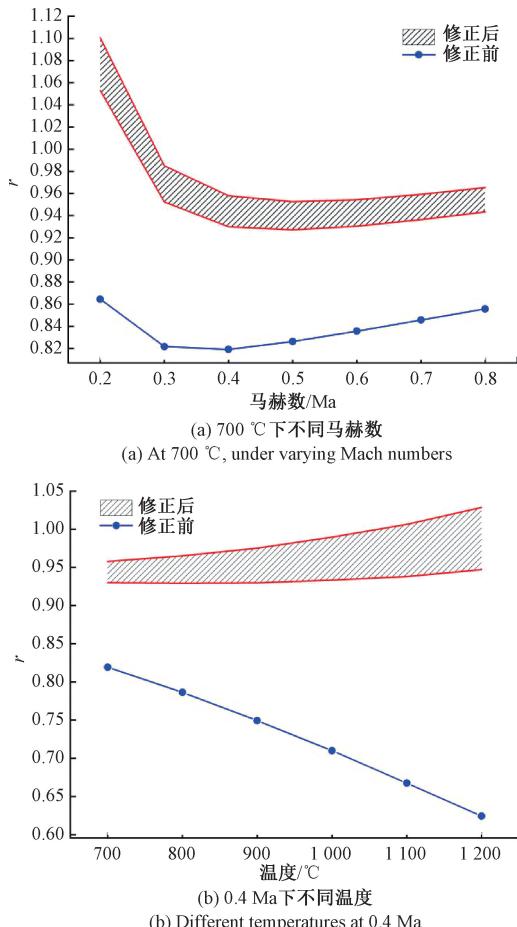


图 10 修正前后恢复系数对比

Fig. 10 Comparison of recovery coefficients before and after correction

射误差大。为了减少辐射误差需要增大内流速度,进出口面积比是影响内流速度的主要设计参数,因此在结构设计中进出口面积的选取需要综合考虑其对速度误差和辐射误差的影响^[15]。

5.2 增强屏蔽效果

热电偶的伸出长度与屏蔽罩内径也影响着辐射误差,为保证屏蔽效果,热电偶的测量端与屏蔽罩的进口距离应尽可能大。但这可能会影响到热电偶的动态响应特性,且热电偶伸出长度影响着导热误差,在强度允许的情况下,增加热电偶的伸出长度可以减小导热误差。屏蔽罩内径不宜过小,否则会增加气流流动阻力,从而使侧两端温度接近屏蔽罩壁温,壁温受外部环境辐射影响较大,无法起到屏蔽作用。

5.3 多层屏蔽罩

减小测量端与其屏蔽罩内壁的温差,由于屏蔽罩内壁温度接近于气流温度,从而使辐射误差减小,本文添加了一层屏蔽罩,屏蔽罩内气流滞止温度高于外壁面,进行传热,造成靠近内壁面的温度低于测量端的温度,因此添加

多层屏蔽室,在屏蔽罩之间形成稳定的滞止气流减小内层屏蔽罩的对外传热,从而减小测量端与里层屏蔽罩内壁面的温差。屏蔽罩层数越多,辐射误差越小,但实际上,屏蔽罩层数太多,不但结构复杂,而且还会因屏蔽罩向支杆导热,使屏蔽罩壁温减小。且屏蔽罩层数越多,尺寸越大,因此一般只采用 1~2 层屏蔽罩。如杨兆欣等^[3]提出一种双层屏蔽罩的结构,气流进入屏蔽罩,经过内层滞止和热电偶的两次降速后,有内层屏蔽罩排气孔进入外层屏蔽罩,在经过外层屏蔽室排气孔流出。内外层屏蔽罩可形成滞止温度保护气流环境,有效减少辐射误差。但这种结构对设计加工提出高要求。

5.4 降低发射率

屏蔽罩采用发射率小的材料,并对内外壁面进行抛光,降低其发射率,减少辐射散热;对感温元件表面可进行镀金、银等,降低其自身向低温壁面辐射散热的能力;在满足强度的情况下,减小热电偶的尺寸,降低其辐射散热面积。

6 结 论

本文采用流固热耦合数值模拟方法研究并分析了某型屏蔽式热电偶的稳态误差组成。主要结论如下:

与裸露式热电偶相比,该型屏蔽罩滞止效果明显,在来流马赫数 $0.2\sim0.8\text{ Ma}$ 工况下,测量端前流速从 $0.17\sim0.67\text{ Ma}$ 下降至 $0.03\sim0.08\text{ Ma}$,流速降低 80% 以上。

在 $Ma=0.2$ 工况下,导热和辐射对屏蔽罩温度分布影响较大,与仅考虑屏蔽罩对流换热相比,导热使热电偶测量端温度下降 0.95 K ,辐射使测量端温度下降 0.03 K 。

在来流马赫数 $0.2\sim0.8\text{ Ma}$ 工况下,速度误差、导热误差和辐射误差随着马赫数的增加而增加,增长速率为辐射误差 $>$ 导热误差 $>$ 速度误差,在马赫数 $\leq 0.3\text{ Ma}$ 工况下,导热误差影响最大,随着马赫数的增加,辐射误差成为主要影响因素。

在气流温度 $700\text{ }^{\circ}\text{C}\sim1200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 工况下,速度误差、导热误差和辐射误差随着温度的增加而增加,增长速率为辐射误差 $>$ 导热误差 $>$ 速度误差,随着温度的升高,辐射误差的影响因素持续加强。

使用辐射误差公式修正,该型屏蔽式热电偶稳态误差从修正前 17.97 K 减小到 0.64 K ,总温恢复系数从 $0.62\sim0.86$ 提升到 0.92 以上。

在高温亚音速工况下,导热为误差和辐射误差之和占总误差的比重达到了 93% 以上,是影响该屏蔽式热电偶测温精度的主要因素。为了尽可能减少辐射误差和导热误差,可增大内流速度、增强屏蔽效果、采用多层屏蔽罩和尽可能降低受感部发射率。

参考文献

- [1] 林音,郭道勇,尹晓娅,等.航空发动机高温燃气多场同步测试[J].计测技术,2024,44(6):59-68.

- LIN Y, GUO D Y, YIN X Y, et al. Multi field synchronous testing of high-temperature gas for aircraft engines [J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2024, 44(6):59-68.
- [2] 袁帅,孙琪,田吉祥,等.几种发动机进气总温探针测温特性的试验研究[C].2015航空试验测试技术学术交流会论文集.中航工业沈阳发动机设计研究所,2015:160-162,165.
- YUAN SH, SUN Q, TIAN J X, et al. Experimental research on characteristics of temperature measurement of some kinds of probes for intake total temperature[C]. 2015 Academic Exchange Conference on Aviation Test and Measurement Technology. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, 2015:160-162,165.
- [3] 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 Science Instrument*, 2021, 41(8): 122-129.
- [4] 白鸽.航空发动机进气总温传感器测温误差研究[J].测控技术,2020,39(3):76-83.
- BAI G. Research on temperature measurement error of aero-engine inlet total temperature sensor [J]. *Measurement & Control Technology*, 2020, 39(3):76-83.
- [5] BLAYA V, BOBADILLA L F. Numerical study of the accuracy of temperature measurement by thermocouples in small-scale reactors [J]. *Chemical Engineering Research and Design*, 2018, 131: 545-556.
- [6] REARDON J, SCHNEIDER A, SCHETZ J A, et al. Computational modeling of radiation effects on total temperature probes [C]. 31st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Dallas, TX, USA: AIAA, 2015: 2015-2410.
- [7] REARDON J, SCHETZ J A, LOWE K T. Computational modeling of total-temperature probes[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2017, 31 (3): 609-620.
- [8] KOU ZH H, WU R X, WANG Q Y, et al. Heat transfer error analysis of high-temperature wall temperature measurement using thermocouple [J]. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2024, 59:104518.
- [9] ZOU ZH P, YANGA 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.
- [10] 韩哲,高星,李漫露,等.某型发动机整机用总温探针不同结构方案内部流场数值模拟分析[C].中国科协航空发动机产学联合体,中国空天动力联合会.第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会论文集(第七册).北京动力机械研究所,2022:236-243.
- HAN ZH, GAO X, LI M L, et al. Numerical simulation and analysis of internal flow fields in different structural schemes of total temperature probes for a certain type of aero-engine [C]. China Association for Science and Technology Aviation Engine Industry-University Consortium, China Aerospace Propulsion Federation. Proceedings of the 6th Joint Conference on Aerospace Power and the 42nd Technical Exchange Meeting of the Third Professional Information Network of China's Aerospace Industry (Volume VII). Beijing Power Machinery Research Institute, 2022:236-243.
- [11] 张伟昊.屏蔽式总温探针流动与换热分析[J].航空科学技术,2018,29(7):67-72.
- ZHANG W H. Aerodynamic and heat transfer analysis of a shielded total temperature probe [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2018, 29(7): 67-72.
- [12] 刘燚.试飞用高精度总温测量方案设计[J].机械研究与应用,2019, 32(6):17-19.
- LIU Y. Study and design of high accuracy total temperature measurement method for flight test [J]. *Mechanical Research & Application*, 2019, 32 (6): 17-19.
- [13] 佟显义,徐微,郑全,等.燃气总温传感器的设计[J].传感技术学报,2016,29(2):301-305.
- TONG X Y, XU W, ZHENG Q, et al. Design of the gas total temperature sensor [J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2016, 29(2):301-305.
- [14] VINCENT T G, ROLFE E N, LOWE K 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.
- [15] 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.

作者简介

周佳易(通信作者),硕士,工程师,主要研究方向为航空发动机特种测试技术。
E-mail:jojiayi@163.com