

航空发动机热电偶传感器稳态测温偏差分析

孙昊博, 毛晓奇, 朱传龙

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了满足航空发动机上高温、高压、高来流马赫数的恶劣工作环境下的使用需求,对某型航空发动机上选用的低压涡轮后热电偶传感器开展热风洞校准试验及测温准确性分析,明确热电偶传感器测温偏差的影响因素,并通过一种基于表面传热系数推导公式的测温偏差修正方法对校准结果进行计算验证,结果表明,计算方法合理可行,计算结果与测量结果一致性良好,在全部试验点偏差量均小于 0.6%。针对现有校准设备无法完全模拟航空发动机真实工况的问题,对校准结果进行修正计算,修正计算结果与真实气流温度偏差在 0.7% 以内,传感器的稳态测温偏差能够满足在该型航空发动机上的使用需求。

关 键 词: 热电偶传感器; 测温偏差; 辐射修正; 表面传热系数; 热风洞校准

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Analysis of steady-state temperature measurement deviation of thermocouple sensors on aeroengine

SUN Haobo, MAO Xiaoqi, ZHU Chuanlong

(Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to meet the application requirements of the aeroengines under harsh working environment of high temperature, high pressure and high incoming Mach number, the hot wind tunnel calibration and temperature measurement accuracy analysis were carried out for the low-pressure turbine rear thermocouple sensor selected for an aeroengine, and the influencing factors of temperature measurement deviation of the thermocouple sensors were identified. A temperature measurement deviation correction method based on the derivation formula of convective heat transfer coefficient was used to validate the calibration results. The results showed that the modified method was reasonable and feasible, and the calculation results were in good agreement with the measurement results, the deviation was less than 0.6% in all test sites. Considering the problem that the hot wind tunnel cannot fully simulate the real operating conditions of aeroengines, the modified method was used to correct the calibration results, the deviation between the correction results and the real air temperature was less than 0.7%, so the low-pressure turbine rear thermocouple sensors can meet the application requirements of this type of aeroengine.

Key words: thermocouple sensor; temperature measurement deviation;

radiation correction; convective heat transfer coefficient;

hot wind tunnel calibration

收稿日期: 2021-08-04

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0015-0067)

作者简介: 孙昊博(1993—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机控制系统研究。

引用格式: 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 Haobo, MAO Xiaoqi, ZHU Chuanlong. Analysis of steady-state temperature measurement deviation of thermocouple sensors on aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 2009-2016.

在航空发动机领域,低压涡轮后温度是重要的测试参数,低压涡轮后温度测量的准确与否,会直接影响到对发动机性能及状态的判断^[1]。因此,保证低压涡轮后温度测量的准确性十分重要。目前某型涡扇发动机上用于测量低压涡轮后温度的传感器为热电偶型传感器。由于低压涡轮后高温、高压、高来流马赫数的复杂恶劣工作环境影响,该类传感器在测量温度时会受到辐射误差、导热误差、速度误差等测量误差的影响,导致实际测量的温度低于气流的真实温度,而在航空发动机领域,对温度测量准确性的要求很高,为保证发动机上低压涡轮后温度测量的准确性,需对选用的热电偶型温度传感器稳态测温偏差开展进一步研究,明确其是否能够满足发动机的使用需求。

美国、俄罗斯等国从 20 世纪 50 年代开始,就开展了大量关于传感器测温偏差校准的研究^[2]。George 等针对不同尺寸的裸露式和单屏蔽式气流温度传感器,通过热风洞校准,明确了温度、压力、来流马赫数对温度传感器测温偏差的影响,并根据试验数据总结了辐射修正系数、恢复修正系数和时间常数的经验公式^[3]。Paniagu 等则着重研究了偶丝结点尺寸、偶丝长径比和来流角度对稳态测温偏差的影响^[4]。国内关于温度传感器测温偏差校准的研究起步较晚,但目前也有了一些研究成果,赵俭详细总结了国内外在气流温度测量与校准技术方面的研究进展,分析了各校准技术的优缺点,为国内开展高温气流温度测量提供参考^[5]。杨伟平等采用流热耦合数值模拟方法研究并分析了某型屏蔽式热电偶受速度误差、导热误差和辐射误差影响的大小和变化趋势,研究了偶丝长径比以及屏蔽罩进出口面积比等对屏蔽式热电偶测温偏差的影响规律,并依据研究成果,对原屏蔽式热电偶进行了改型设计^[6]。

目前,有关热电偶传感器测温偏差校准的研究很多,但多集中于理论分析或一些风洞校准试验上,少有结合航空发动机高温、高压、高来流马赫数等复杂恶劣的工作环境下热电偶传感器的测温准确性分析。本文以某型涡扇发动机上选用的低压涡轮后热电偶传感器为例,首先明确其稳态测温偏差的影响因素,然后分别通过常温风洞校准设备和热风洞校准设备对传感器的速度误差和辐射误差进行校准,依据校准结果,明确测温偏差大小随来流马赫数、测量温度的变化趋势。最后,

针对现有风洞校准设备上试验工况无法完全模拟航空发动机真实工况的问题,通过一种基于表面传热系数推导公式的修正方法对试验校准结果进行修正。根据热风洞校准结果和修正计算结果对比可知,基于表面传热系数的修正方法合理可行;根据修正结果可知,低压涡轮后热电偶传感器能够满足航空发动机上的使用需求。

1 测温偏差影响因素分析

以本文所研究的低压涡轮后热电偶传感器为原型,建立其测温偏差影响因素的简化模型如图 1 所示。

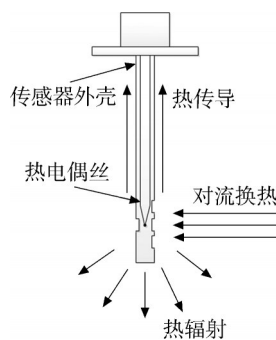


图 1 热电偶型传感器简化模型

Fig.1 Simplified model of thermocouple sensor

热电偶型传感器的稳态测温偏差受辐射误差、速度误差和导热误差三方面因素影响^[7-8],其中辐射误差是测温偏差的主要来源^[9-12]。对于热电偶型温度传感器来说,偶丝与其周围的壁面之间存在换热,这种换热通过热射线的运动实现,称为热辐射。对于热电偶,其换热面积 F 比壁面面积小得多。辐射换热热量可写作

$$Q_r = C_0 \epsilon F \left[\left(\frac{T_j}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \right] \quad (1)$$

式中 C_0 为黑体辐射系数,其值为 $5.67 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; ϵ 为热电偶丝的表面发射率(黑度系数); F 为换热面积(m^2); T_j 为热电偶传感器指示温度(K); T_w 为环境壁温(K)。

相比于辐射误差,速度误差对测温偏差的影响不大。一般在来流马赫数 $Ma > 0.20$ 时,应考虑速度误差对测量结果的影响^[6]。

速度误差主要是由于气流滞止和空气黏性的作用,使得传感器测温端靠近表面的内层温度降低,测量得到的气流有效温度低于气流总温,气流有效温度与气流总温间的差值即为速度温差。速

度温差可通过恢复率表示。

$$\gamma=\frac{T_g}{T_0}$$

(2)

式中 γ 为恢复率; T_g 为气流的有效温度(K); T_0 为气流总温(K)。

除辐射误差和速度温差外,导热误差也是测温偏差的影响因素之一。导热误差主要受传感器结构影响。某型涡扇发动机上测量低压涡轮后温度的传感器结构为圆柱形,该型传感器的导热误差可写作

$$T_g-T_j=\frac{T_g-T_d}{\text{ch}\left[L\left(\frac{4h}{\lambda d}\right)^{0.5}\right]}$$

(3)

式中 L 为浸入长度(m); h 为表面传热系数($\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$); λ 为导热系数($\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$); d 为传感器直径(m); T_d 为支座温度(K)。

由式(3)可知,增加浸入长度 L 或减小传感器的直径 d ,均可增加传感器的导热热阻,因此 L/d 越大,导热误差越小。一般来说,当温度传感器的长径比 $L/d\geq 10$ 时,其导热误差可忽略不计^[13]。通常所说的长径比,包括热电偶丝的长径比和屏蔽罩的长径比,热电偶丝的长径比很容易满足 $L/d\geq 10$ 的条件,而由于空间、强度等的限制,屏蔽罩的长径比则不容易满足,但屏蔽罩的温度只是作为一个间接的影响量,通过影响温度传感器的辐射误差而起作用。因此,也可说明温度传感器的测温偏差中辐射误差占主要成分。

本文所分析的低压涡轮后热电偶传感器 $L/d\geq 10$,在该条件下,导热误差对传感器测温偏差的影响可忽略不计。

2 传感器测温偏差校准

2.1 恢复特性校准

在对热电偶传感器进行测温偏差校准前,应在常温校准风洞下测量传感器的总温恢复率,修正速度温差对测温偏差的影响。常温校准风洞设备示意图如图 2 所示。

气流温度为常温,模拟某型涡扇发动机上低压涡轮后热电偶传感器工作的真实工况,选取来流马赫数 Ma 为 0.30、0.35、0.40 三个状态对总温恢复率进行测量,本文所分析的低压涡轮后热电偶传感器为双通道结构,通过常温风洞测得各通道下传感器总温恢复率如表 1 所示。

根据表 1 中各工况下的恢复特性校准结果,

可得到不同气流温度下低压涡轮后热电偶传感器双通道的速度温差如表 2 所示。

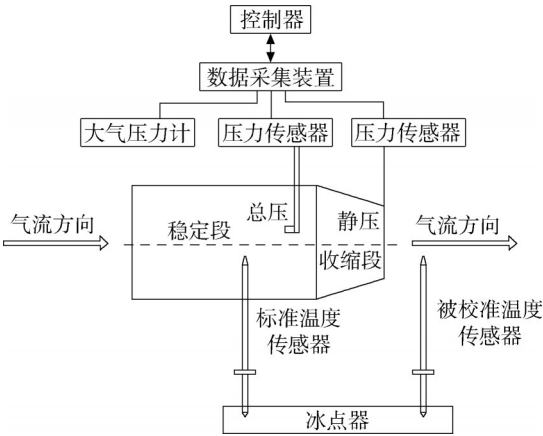


图 2 常温风洞校准设备示意图
Fig.2 Sketch map of normal-temperature wind tunnel

表 1 总温恢复率

Table 1 Total temperature recovery rates

Ma	通道	总温恢复率
0.30	A	0.999 1
0.30	B	0.999 3
0.35	A	0.998 5
0.35	B	0.998 8
0.40	A	0.998 1
0.40	B	0.998 4

表 2 速度温差

Table 2 Speed errors

气流总温/K	Ma	通道	速度温差/K
823	0.30	A	0.495
	0.30	B	0.385
	0.35	A	0.825
	0.35	B	0.660
	0.40	A	1.045
	0.40	B	0.880
	0.30	A	0.630
	0.30	B	0.490
	0.35	A	1.050
	0.35	B	0.840
973	0.40	A	1.330
	0.40	B	1.120

续表			
气流总温/K	Ma	通道	速度温差/K
1 173	0.30	A	0.810
	0.30	B	0.630
	0.35	A	1.350
	0.35	B	1.080
	0.40	A	1.710
	0.40	B	1.440

由表2可知,速度温差在气流总温为1 173 K, $Ma=0.40$ 时最大,为1.71 K;在气流总温为823 K, $Ma=0.30$ 时最小,为0.385 K。速度温差对测温偏差的影响很小,在全部试验点偏差量均在0.2%以内。

2.2 稳态测温偏差校准

稳态测温偏差试验采用连续式热校准风洞进行,该类风洞主要用于气流温度传感器动态特性校准、辐射修正系数校准、测温偏差校准^[14]。校准设备示意图如图3所示。

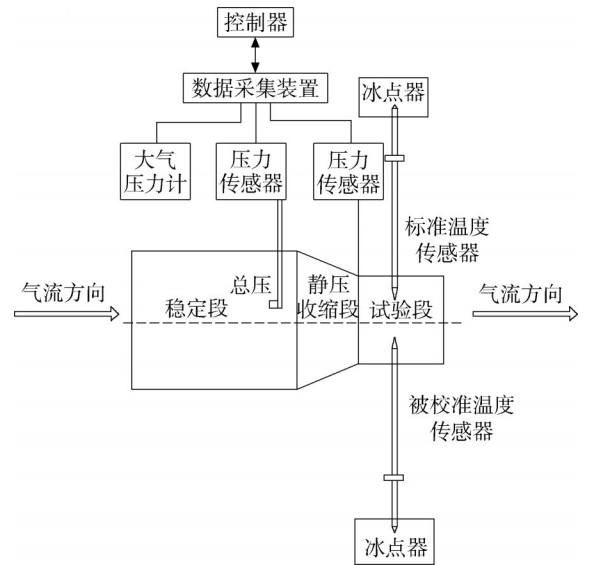


图3 高温风洞校准设备示意图

Fig.3 Sketch map of high-temperature wind tunnel

图3中试验段气流实际温度可由双屏蔽吸气偶结构的标准温度传感器测得^[15]。该类型传感器是经过特殊设计的,传感器上测温端设有内外两层屏蔽罩,偶丝置于内屏蔽罩内部,在进行测温偏差校准时,通过对内外屏蔽罩间的流道进行抽气,增强气流与内外屏蔽罩之间的对流换热,达到减小标准温度传感器的辐射误差和导热误差的目的。同时,通过在内屏蔽罩上设计合理的滞止结

构,减小标准温度传感器的速度温差^[16-17],最终保证标准温度传感器能够测量到气流的真实温度。

稳态测温偏差校准时,将双屏蔽吸气偶结构的标准温度传感器与低压涡轮后热电偶传感器安装于热校准风洞试验段核心区的同一截面上,调整到规定的气流温度、来流马赫数工况并充分稳定后,采集并记录试验数据,得到低压涡轮后热电偶传感器在该工况下的稳态测温偏差^[18]。

本次试验模拟低压涡轮后热电偶传感器在发动机上的真实使用工况,选取823、973、1 173 K三个温度点,每个温度点分别测量来流马赫数 Ma 为0.20、0.30、0.35、0.40下的稳态测温偏差,燃气介质压力均为常压。测温偏差随温度、来流马赫数的变化趋势如表3和图4所示。

表3 测温偏差

Table 3 Temperature measurement deviation

气流总温/K	Ma	通道	测温偏差/K
823	0.20	A	1.59
	0.20	B	-0.09
	0.30	A	2.16
	0.30	B	0.19
	0.35	A	1.72
	0.35	B	-0.54
	0.40	A	-0.41
	0.40	B	-1.62
973	0.20	A	9.71
	0.20	B	7.61
	0.30	A	8.03
	0.30	B	6.66
	0.35	A	9.58
	0.35	B	7.84
	0.40	A	6.93
	0.40	B	6.13
1 173	0.20	A	15.19
	0.20	B	14.26
	0.30	A	13.72
	0.30	B	12.50
	0.35	A	7.81
	0.35	B	9.89
	0.40	A	6.05
	0.40	B	8.37

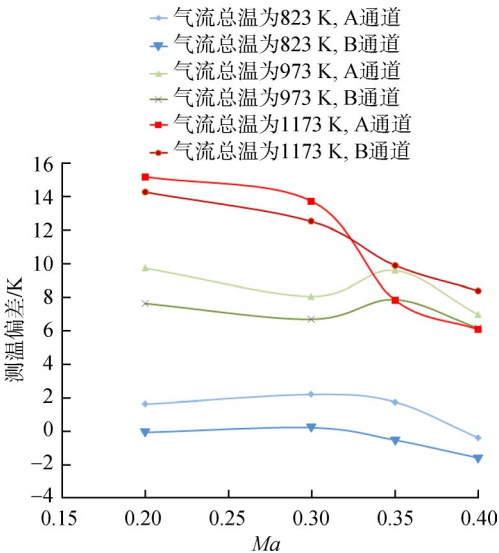


图 4 测温偏差变化趋势

Fig.4 Change trend of temperature measurement deviation

本文所研究的低压涡轮后热电偶传感器为 K 型热电偶,由于传感器中 A、B 通道选用的是两条互不关联的热电偶丝,因此,受 K 型热电偶自身特性影响,两条通道间的温度测量结果存在一定差异。由图 4 可知,在全部试验点低压涡轮后热电偶传感器的双通道一致性良好,偏差不超过 3 K。在气流总温一定时,随着来流马赫数增加,测温偏差有减小的趋势;在来流马赫数一定时,随着温度增高,测温偏差有增大的趋势。

个别试验点的非线性特征主要受热电偶自身特性、传感器滞止结构和热校准风洞测量的不确定度影响,总体上测温偏差符合理论变化趋势。

3 工况修正

如果低压涡轮后热电偶传感器在发动机上的实际使用工况与校准工况完全一致,那依据校准结果,即可得到传感器在实际使用过程中的测温偏差。但实际情况却并非如此。

与发动机上的真实工况相比,本次试验选择的高温风洞稳态校准设备无法完全模拟燃气介质压力与环境壁温。其中环境壁温对传感器测温偏差的影响在工程上可以忽略不计^[13],因此,热校准风洞试验与发动机真实工况下的差异主要体现在燃气介质压力上。下面,通过一种基于表面传热系数推导公式的测温偏差修正方法对燃气介质压力带来的差异进行修正,得到发动机真实工况下的稳态测温偏差。

依据文中第 2 节中对测温偏差影响因素的分

析可知,速度温差及导热误差对测温偏差的影响不大,辐射误差是测温偏差的主要来源。在稳态和忽略导热的情况下,传感器与气流之间的对流换热热量 Q_v 、传感器与壁面之间的辐射换热热量 Q_r 两者的热平衡式可写作

$$Q_v = Q_r \tag{4}$$

而传感器与气流之间的对流换热热量 Q_v 又受表面传热系数 h 的影响。

$$Q_v = hF(T_g - T_j) \tag{5}$$

将式(4)与式(5)代入式(1),传感器的辐射误差计算公式也可写作

$$T_g - T_j = \frac{C_0 \epsilon}{h} \left[\left(\frac{T_j}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \right] \tag{6}$$

根据式(6)进行计算,在标准大气压下,低压涡轮后热电偶传感器在不同气流温度和来流马赫数下的辐射误差计算值如表 4 所示。

表 4 辐射误差计算值

Table 4 Calculation of radiation error		
气流总温/K	Ma	辐射误差/K
823	0.20	3.40
	0.30	2.80
	0.35	2.81
	0.40	2.44
973	0.20	8.68
	0.30	7.07
	0.35	6.62
	0.40	6.16
1 173	0.20	14.01
	0.30	11.34
	0.35	10.52
	0.40	9.85

在忽略导热误差的情况下^[13],测温偏差主要由速度温差和辐射误差组成,通过第 2 节中总温恢复率试验和稳态偏差校准试验,可以得到传感器的速度温差和总的测温偏差,剔除总的测温偏差中速度温差的影响部分后,即可得到低压涡轮后热电偶传感器辐射误差实测值如表 5 所示。

对比表 4、表 5 中各试验点辐射误差计算值与实测值间的差值见图 5。

由图 5 可知,低压涡轮后热电偶传感器辐射误差的计算值与实测值差异在 A 通道(气流总温

表 5 辐射误差实测值

Table 5 Measurement of radiation error

气流总温/K	Ma	通道	辐射误差/K
823	0.30	A	1.670
	0.30	B	-0.190
	0.35	A	0.905
	0.35	B	-1.200
	0.40	A	-1.460
	0.40	B	-2.480
973	0.30	A	7.400
	0.30	B	6.170
	0.35	A	8.550
	0.35	B	6.960
	0.40	A	5.600
	0.40	B	5.010
1 173	0.30	A	12.910
	0.30	B	11.870
	0.35	A	6.460
	0.35	B	8.810
	0.40	A	4.340
	0.40	B	6.930

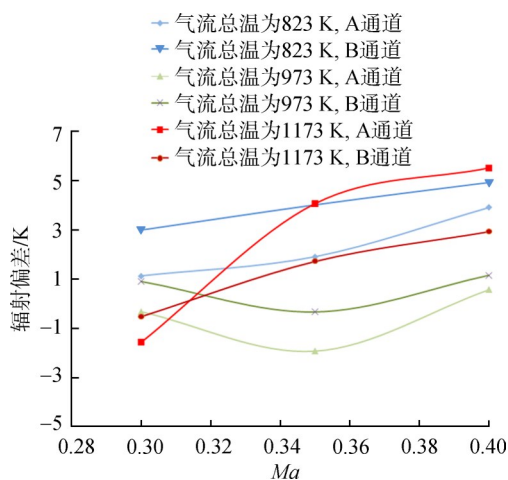


图 5 辐射误差计算值与实测值差异对比

Fig.5 Comparison of the results between calculation and measurement

为 1 173 K, $Ma=0.40$) 时最大, 为 5.51 K; 在 B 通道 (气流总温为 973 K, $Ma=0.35$) 时最小, 为 0.34 K。理论计算与热风洞校准结果在全部试验点的偏差量均小于 0.6%, 由此可知, 通过热校准风洞试验结果能够证明修正方法的可靠性。

针对热风洞校准设备无法模拟发动机实际工况中燃气介质压力的问题, 对辐射误差计算公式进行推导。由式(6)可知, 辐射误差受对流换热的影响, 表面传热系数越高, 传感器的辐射误差越小。而对流换热的强烈程度又可通过努塞尔数 Nu 表示。努塞尔数越大, 则说明对流换热越强。努塞尔数可写作

$$Nu = \frac{hd}{\lambda} \quad (7)$$

本次校准的低压涡轮后热电偶传感器偶丝截面为圆形, 气流方向与偶丝垂直, 该类传感器的努塞尔数也可写作^[13]

$$Nu = 0.44Re^{0.5} \quad (8)$$

式中 Re 为雷诺数, 表示黏性流体运动情况的相似准则数, 雷诺数的物理意义是流体微团所受的惯性力与黏性力之比。

$$Re = \frac{\rho vd}{\mu} \quad (9)$$

式中 ρ 为介质密度 (kg/m^3); v 为气流速度 (m/s); μ 为动力黏度 ($\text{Pa} \cdot \text{s}$)。

在压力不太高的情况下, 根据完全气体状态方程, 有

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (10)$$

式中 p 为气流静压 (Pa); R 为气体常数; T 气流静温 (K)。

由式(7)~式(10)可知, 表面传热系数可通过下式计算:

$$h = \frac{0.44 \left(\frac{pvd}{\mu RT} \right)^{0.5} \lambda}{d} \quad (11)$$

根据上述表面传热系数的推导公式可知, 表面传热系数受压力和气流速度影响的变化趋势是一致的, 而表面传热系数又直接影响传感器的辐射误差, 因此, 在计算传感器的辐射误差时, 可以通过改变气流速度 (来流马赫数) 的方式来反映压力变化对辐射误差的影响。

由于热风洞校准设备中燃气介质压力为常压, 无法模拟发动机低压涡轮后的高压环境, 因此, 可将高压低速的工作环境转换为高速低压的条件, 并通过式(6)、式(11)进行计算。以某型发动机中间状态为例, 该状态下低压涡轮后热电偶传感器的工作环境约为 $Ma=0.25$, 压力为 0.4 MPa, 因此可将其高压低速工作环境转换成表 6 中常压条件下 (气流总温为 1 173 K, $Ma=1$) 的

计算结果。

由表 6 可知,中间状态下低压涡轮后热电偶传感器的辐射误差计算结果为 6.26 K,与不考虑燃气介质压力条件下的辐射误差实测值相比,缩小近一半,该状态下测温偏差能够满足发动机使用需求。

表 6 辐射误差计算值
Table 6 Calculation of radiation error

气流总温/K	Ma	辐射误差/K
823	0.8	1.71
	1.0	1.53
973	0.8	4.32
	1.0	3.87
1 173	0.8	7.00
	1.0	6.26

4 结 论

本文以某型涡扇发动机高温、高压、高来流马赫数等复杂恶劣的工作环境为例,对低压涡轮后热电偶传感器的测温准确性进行了研究,可以得到以下一些结论:

- 1) 热电偶传感器测温偏差主要受辐射误差的影响,辐射误差随着气流速度和工作压力的增加而降低;随着测量温度的增加而增加。
- 2) 本文采用的基于表面传热系数推导公式的测温偏差修正方法能够反映传感器真实的测温偏差,理论计算与试验结果一致性良好,全部试验点偏差量均小于 0.6%。
- 3) 针对现有的试验设备无法完全模拟发动机真实工况的问题,通过一种基于表面传热系数推导公式的测温偏差修正方法对校准结果进行修正,修正计算结果与气流温度偏差在 0.7% 以内,能够满足发动机的使用需求。

参考文献:

[1] 梁中明,陈刚,徐阳.发动机涡轮出口温度测量方法研究[J].仪器仪表学报,2008,29(4):75-77.
LIANG Zhongming, CHEN Gang, XU Yang. Research on measurement method of the aeroengine turbine outlet temperature[J].Chinese Journal of Scientific Instrument, 2008, 29(4):75-77.(in Chinese)

[2] ALEXANDER V M, ALIREZA R B. A review of exhaust gas temperature sensing techniques for modern turbine en-

gine controls[R].Cleveland, US:50th AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference, 2014.

[3] GEORGE E G, RAYMOND H, LLOYD N K. Recovery and radiation corrections and time constants of several sizes of shielded and unshielded thermocouple probes for measuring gas temperature[R].Cleveland, US:Lewis Research Center, NASA Technical Paper 1099, 1978.

[4] PANIAGU G, DENOS R, OROPESA M. Thermocouple probes for accurate temperature measurements in short duration facilities[R].ASME Paper GT-2002-30043, 2002.

[5] 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 Jian. High gas temperature measurement and calibration technology[J]. Metrology and Measurement Technology, 2018, 38(6):42-47.(in Chinese)

[6] 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 Weiping, ZHANG Weihao, ZOU Zhengping, et al. Steady state error estimation and modification of a shielded thermocouple[J].Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2784-2795.(in Chinese)

[7] MELISSA K C, ARVIND A. Transient measurements of temperature and radiation intensity in spherical microgravity diffusion flames[R].AIAA-2006-746, 2006.

[8] NICHOLAS J V, WHITE D R. Traceable temperatures:an introduction to temperature measurement and calibration[M]. Hoboken, US:John Wiley and Sons, 2001:21-24.

[9] 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 Can, WU Weili, XIONG Yibin, 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.(in Chinese)

[10] 徐顺生,时章明,杨刚,等.基于传热原理的热电偶测温误差模型及应用[J].传感器与微系统, 2006, 25(5):15-18.
XU Shunsheng, SHI Zhangming, YANG Gang, et al. Error model and application of temperature measure about thermocouple based on heat transfer principle[J].Transducer and Microsystem Technologies, 2006, 25(5):15-18.(in Chinese)

[11] 陈璞,刘乃安.火旋风模拟实验中热电偶测温辐射误差修正方法研究[J].火灾科学, 2009, 18(2):51-58.
CHEN Pu, LIU Naian. Radiation error correction methods for thermocouple measurement in fire whirl experiment[J]. Fire Safety Science, 2009, 18(2):51-58.(in Chinese)

[12] BROHEZ S, DELVOSALLE C, MARLAIR G. A two-thermocouples probe for radiation corrections of measured temperatures in compartment fires[J].Fire Safety Journal, 2004, 39(5):399-411.

[13] 赵俭,杨永军.气流温度测量技术[M].北京:中国质检出版社, 2017.

[14] 赵时安,廖理,陈勇.1 700 ℃热校准风洞[J].航空计测技术, 2000, 20(4):3-6.

- ZHAO Shian, LIAO Li, CHEN Yong. 1 700 °C hot wind tunnel for thermal calibration[J]. Aviation Metrology and Measurement Technology, 2000, 20(4):3-6. (in Chinese)
- [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 Jian, JING Zhuoyin, LI Yajin. Analysis of key influencing factors on temperature measuring deviation of high temperature gas sensors[J]. Aeroengine, 2017, 43(3):78-82. (in Chinese)
- [16] 张中亭. 双屏蔽抽气式热电偶[J]. 航空发动机, 1994(2):50-53.
- ZHANG Zhongting. Two-shielded aspirated thermal couple [J]. Aeroengine, 1994(2):50-53. (in Chinese)
- [17] TREVOR M M, ROBERT R, R. BGREGG, et al. Prediction and experimental measurement of total temperature in an afterburning turbojet exhaust[R]. AIAA-2012-811, 2012.
- [18] 赵时安. 温度传感器辐射修正校准的准确性研究[J]. 计量技术, 2006, 26(5):44-46.
- ZHAO Shian. Research on the accuracy of the temperature sensor's radiation correction calibration[J]. Metrology and Measurement Technology, 2006, 26(5):44-46. (in Chinese)

(编辑:陈 越)