

航空发动机燃烧室出口高温热电偶校准技术

杨 灿, 吴伟力, 熊义彬, 姚峥嵘
(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 在高温校准风洞上,对测量航空发动机燃烧室出口温度气冷式和非气冷式这两种形式的高温热电偶进行校准,确定了高温热电偶的辐射修正系数.校准实验结果表明:高温热电偶的辐射误差随气流速度和压力的增加而降低,而且气流温度与航空发动机机匣壁面温度的温差越大,辐射误差也越大.比较两种结构形式的高温热电偶,非冷却式高温热电偶的测量误差比气冷式高温热电偶的相对较小.

关 键 词: 高温热电偶; 校准; 辐射修正系数; 误差; 燃烧室出口温度; 航空发动机

中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Calibration technology of high-temperature thermocouple for combustor exit of an aero-engine

YANG Can, WU Wei-li, XIONG Yi-bin, YAO Zheng-rong
(China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The high-temperature thermocouple for measuring aero-engine combustor exit temperature were calibrated in the high-temperature wind tunnel, and radiation correction coefficients were experimentally determined for two types of non-cooled and air-cooled thermocouples. Results of the calibration experiment presented that the radiation errors decreased with increasing airflow velocity and pressure, and it became greater when the temperature difference increased between the airflow temperature and aero-engine case wall temperature. Comparing the two types of thermocouple, the measurement errors of the non-cooled high-temperature thermocouple were smaller than the air-cooled high-temperature thermocouple.

Key words: high-temperature thermocouple; calibration; radiation correction coefficient; error; combustor exit temperature; aero-engine

航空发动机(下文简称发动机)燃烧室出口温度是一个非常重要的参数,燃烧室出口燃气热接点温度和沿径向的温度分布会对涡轮导向器叶片和转子叶片的寿命带来明显影响.因此对于燃烧室出口径向温度分布、出口周向温度分布、热接点的温度及其位置的研究都是十分重要的研究课题.准确可靠的测量数据是进行燃烧室设计、改进和选材的重要依据.利用试验测试得到的燃烧室出口温度分布的数据,可以得到燃烧室结构强度、机械性能和气动性能的各种数据,以达到进一步改进和提高燃烧室性能的目的.因此为保证燃烧

室出口温度测量的精度,高温热电偶校准技术研究提上了日程.

1 发动机燃烧室出口温度测量及校准技术研究现状

目前,国内外发动机燃烧室部件出口温度的测量主要是采用接触式测量法,即测点直接置于高温燃气气流中,将感受到的温度以电压或能量的信号传输到数据采集系统的输入端.该方法具有简单、可靠、受环境影响较小、精度较高的特点.国外早在 20 世纪六七十年代研制出了可测

温度高达2073 K的高温热电偶,应用在部件、整机试验中,并同步开展高温热电偶高温校准、误差修正技术研究,积累了大量的测试、校准数据,不断深化与提升发动机燃气测试技术,并逐渐形成完善的高温测试技术体系。

而国内测量燃烧室出口温度的高温热电偶校准基础研究技术不够,缺少可靠的数据积累和储备,仅停留在部分参数简单现场比对上.测试数据准确度和可信性需要进一步提高以满足研制需求.目前,发动机燃烧室出口为高温燃气,温度高达2073 K,受中小型发动机结构尺寸的限制,无法在高温热电偶的结构设计中将误差减小到允许的误差范围之内,存在测量误差.为了对燃气温度的测量进行误差分析,提供更精确的测试数据,需对测量高温燃气温度的高温热电偶进行校准。

2 被校高温热电偶

涡轴发动机的燃烧室出口的相对几何尺寸及空气流量较小,造成气动、结构、强度等方面的“尺寸效应”,这些效应带来的一系列设计、制造、试验、测试与使用方面的特殊问题,使得涡轴发动机燃烧室出口温度的测试相对于涡喷、涡扇等大型发动机的测试技术有其独特的困难和特点.因通道尺寸小,并且要求实现径向的多点测量,测量燃烧室出口的高温热电偶^[1]只能设计成裸露式的结构形式,也因此存在较大的辐射误差.燃烧室部件试验采用的高温热电偶主要结构形式有两种。

1) 气冷式高温热电偶

当燃气温度高于 1473 K,测量流道尺寸允许的情况下,可以采用气冷式方法进行设计.该设计中采用高温合金材料插入流道内的保护壳体,将铂铑 30-铂铑 6 热电偶丝用高温黏合剂绝缘,并固定测点位置.见图 1。

2) 非气冷式高温热电偶

当燃气温度高于 1473 K,合金材料耐热性能无法满足使用要求时,或结构尺寸不允许气冷时,采用非气冷方式进行设计.该设计中采用可耐 2073 K 高温的高温陶瓷插入流道内的保护壳体^[2],将铂铑 30-铂铑 6 热电偶丝用高温黏合剂绝缘,并固定测点位置.见图 2。

根据探针的结构以及校准费用的考虑,定制了专门用于校准的高温热电偶,其热电偶丝和保护壳体的材料、迎风面结构尺寸、气冷孔设计以及热电偶丝裸露长度等均与试验用的高温热电偶一致.见图 3 和图 4。

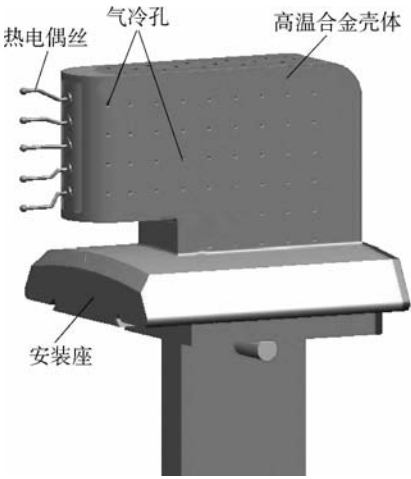


图 1 气冷式高温热电偶

Fig. 1 Air-cooled high-temperature thermocouple

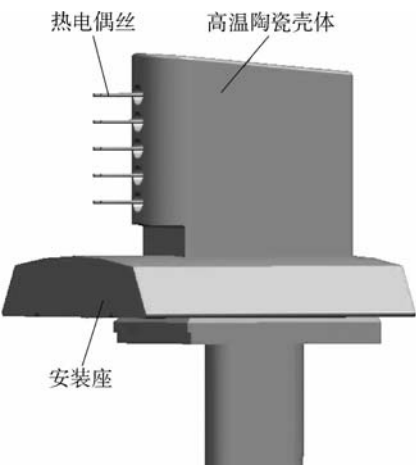


图 2 陶瓷式高温热电偶

Fig. 2 Ceramic high-temperature thermocouple



图 3 校准用气冷式高温热电偶

Fig. 3 Air-cooled high-temperature thermocouple for calibration

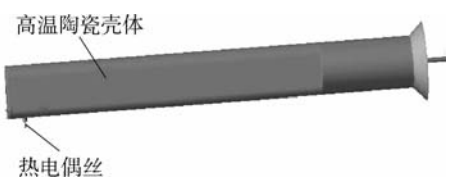


图 4 校准用非冷却式高温热电偶

Fig. 4 Non-cooled high-temperature thermocouple for calibration

3 校准设备及其校准方法

3.1 校准设备

高温热电偶校准设备^[3]采用的是高温校准风洞.该风洞主要由预燃室、主燃室、冷旁路、热旁路、电加热器、过渡段、稳定段、收缩段、试验段和扩散段等组成.主要针对高温热电偶的辐射误差进行校准,获取高温热电偶的辐射修正系数 K_r .本次校准使用的是试验段为一个驻室试验段,内外壳之间为空夹层,用于通入冷气,降低内壳的温度,使内壳温度低于燃气流温度,从而实现被校热电偶与试验段内壳壁面“环境”之间的辐射换热条件,尽可能模拟热电偶工作的实际情况.高温风洞示意图见图 5.

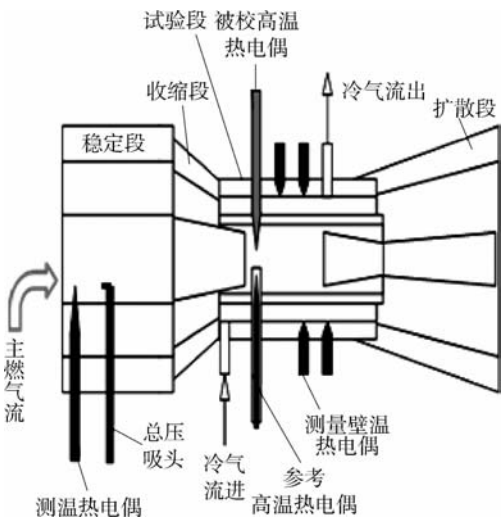


图 5 高温风洞示意图

Fig. 5 Sketch map of high-temperature wind tunnel

3.2 校准方法

热电偶在测量发动机燃气气流温度时,由于气流的气动滞止和空气黏性的作用,使热电偶测量存在速度误差 ΔT_v .由于燃气温度与发动机机匣壁面温度不一致,有时相差很大,因而热电偶与机匣壁面之间存在辐射和传热也会使测量值 T_j 偏离气流的有效温度值(即参考温度值) T_0 ^[4-8].

校准高温热电偶辐射误差前,需要先在常温的状态下,对参考高温热电偶和被校高温热电偶进行恢复系数 r 的校准,将速度误差进行修正,然后再在各高温状态下,进行辐射误差的校准^[9-11].

本次校准依据的计量技术规范为 JJF(温 76—1997《温度传感器辐射误差校准规范(试行)》).

3.2.1 速度误差校准

为得到速度误差,需要对热电偶的温度恢复

特性进行校准.为提高校准的准确度,一般在常温下校准,忽略被校准的高温热电偶的辐射误差和导热误差^[12-14].通过记录参考高温热电偶读数 T_0 、被校高温热电偶读数 T_j 和气流马赫数 Ma ,利用式(1)^[15]即可计算得出恢复系数 r .根据高温热电偶工作时的气流马赫数、温度测量值 T_j 和对应的恢复系数 r ,利用式(2)^[15]计算出在该温度和气流速度下的速度误差 ΔT_v .

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

$$\Delta T_v = (1 - r) \frac{(\kappa - 1)Ma^2}{2 + (\kappa - 1)Ma^2} T_0 \tag{2}$$

式中 T_0 为参考高温热电偶示值; κ 为等熵指数.

3.2.2 辐射误差校准

辐射误差校准是将参考高温热电偶和被校高温热电偶同时放在试验段内燃气主流的同一个横截面上,并且尽量靠近,以保证参考热电偶和被校热电偶同时测量同一气流温度.调节气流温度、气流马赫数和内壁面温度,使其达到规定的温度和速度,稳定后,采集并记录参考高温热电偶读数 T_0 、被校高温热电偶读数 T_j 、气流马赫数 Ma 、气流总压 p 和壁面温度 T_w 各有关参数.按式(3)^[15]计算被校高温热电偶的辐射修正系数 K_r 或按式(4)^[15]计算被校传感器的辐射误差 ΔT_r .

$$K_r = (T_0 - T_j) \cdot \left(\frac{T_j}{T_r} \right)^{-3.82} \left(\frac{Ma p}{p_r} \right)^{0.5} \left[1 - \left(\frac{T_w}{T_j} \right)^4 \right]^{-1} \tag{3}$$

$$\Delta T_r = \frac{K_r}{\sqrt{Ma p / p_r}} \left(\frac{T_j}{T_r} \right)^{3.82} \left[1 - \left(\frac{T_w}{T_j} \right)^4 \right] \tag{4}$$

式中大气压力 $p_r = 10^5$ Pa,大气温度 $T_r = 555$ K.

4 校准结果

由于受设备条件的限制,不能完全模拟发动机燃烧室部件试验的工作状况.在发动机燃烧室出口设计点的状态与校准试验点状态对比情况见表 1.

表 1 设计点的状态与校准试验点状态对比
Table 1 Comparion of the conditions between design points and calibration points

状态参数	Ma	p/MPa	T_0/K	T_w/K
设计点	0.11	1.645	1933.0	1073
热接点	0.2	1.645	2035.0	1073
校准点	0.2	0.10	2032.4	693~1103

非冷却式高温热电偶辐射修正系数校准结果见表 2。

表 2 非冷却式高温热电偶辐射修正系数
Table 2 Radiation correction coefficients of non-cooled high-temperature thermocouple

实测 Ma	p/Pa	T_0/K	T_j/K	$\Delta T_r/\text{K}$	T_w/K	K_r
0.204	101 223	1273.0	1239.4	32.3	655.7	0.743
0.200	101 394	1567.5	1501.7	64.2	692.2	0.677
0.206	101 397	1764.4	1677.8	84.9	765.7	0.598
0.393	100 061	1782.7	1759.9	15.7	881.8	0.128
0.394	100 048	1878.9	1827.7	43.7	991.9	0.349
0.395	100 037	1960.6	1943.3	9.5	1100.9	0.056

气冷式高温热电偶辐射修正系数校准结果见表 3。

表 3 气冷式高温热电偶辐射修正系数
Table 3 Radiation correction coefficients of air-cooled high-temperature thermocouple

实测 Ma	p/Pa	T_0/K	T_j/K	$\Delta T_r/\text{K}$	T_w/K	K_r
0.204	102 071	1267.7	1193.9	72.6	686.2	1.995
0.206	102 057	1571.9	1463.9	106.4	743.5	1.288
0.205	102 079	1767.1	1641.1	124.2	776.2	0.952
0.393	100 476	1769.2	1694.8	67.3	889.7	0.645
0.397	100 473	1863.1	1767.6	88.1	924.0	0.734
0.396	100 468	1977.1	1887.6	81.6	1031.1	0.526

被校高温热电偶的恢复特性见表 4。

表 4 高温热电偶恢复特性
Table 4 Recovery characteristics of high-temperature thermocouple

Ma	恢复系数		恢复修正系数	
	非冷却式 高温热电偶	气冷式高 温热电偶	非冷却式 高温热电偶	气冷式高 温热电偶
0.2	0.85	0.85	0.001	0.001
0.4	0.85	0.85	0.004	0.004

5 误差分析

根据得到的校准结果,对两种高温热电偶的测量误差进行分析^[16-18],分析从两个方面进行:一方面分析各参数对辐射误差的影响;另一方面针对某次试验的数据,计算测量的辐射误差。

5.1 参数对辐射误差的影响

根据辐射误差的计算方法,对辐射误差与测量温度的关系、辐射误差与壁温的关系、辐射误差与马赫数的关系、辐射误差与测量总压的关系分析各种参数对辐射误差的影响。以下分析的数据均以发动机燃烧室出口设计点的参数值为基础进行分析。

辐射误差 ΔT_r 随着壁面温度 T_w 的上升而降低,见图 6。当壁面温度从 773 K 上升到 1 273 K 时,辐射误差降低了 10 K 多。

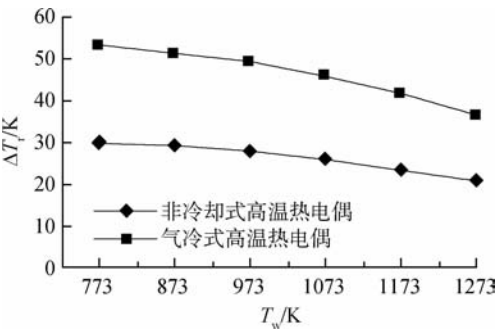


图 6 ΔT_r-T_w 关系图

Fig. 6 Relationship between ΔT_r-T_w

辐射误差随着气流马赫数的上升而降低,见图 7。当气流马赫数 Ma 从 0.1 上升到 0.4 时,辐射误差从 23.9 K 降低到了 13.5 K。

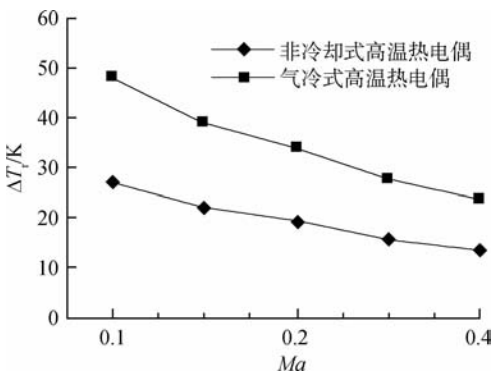


图 7 ΔT_r-Ma 关系图

Fig. 7 Relationship between ΔT_r-Ma

辐射误差随着气流总压 p 的上升而降低,见图 8。当气流总压从 0.1 MPa 上升到 1.6 MPa 时,非气冷式/气冷式高温热电偶的辐射误差分别从 104 K/185.4 K 降低到了 26 K/46 K。可见气流总压在 0.9 MPa 以下对测量的辐射误差有很大的影响。

比较两种结构的高温热电偶,气冷式高温热电偶由于用冷气冷却,导致导热误差增大,其每个状态下的测温偏差均大于无冷却式高温热电偶的测温偏差。

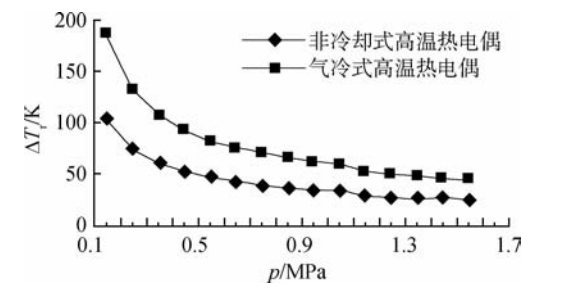


图 8 ΔT_r - p 关系图
Fig. 8 Relationship between ΔT_r - p

5.2 试验中测量的辐射误差

以下是某型号发动机燃烧室部件试验台的试验数据,分别采用了两种不同形式的高温热电偶,根据各测量点参数,以及对应的辐射修正系数,可以得到个试验状态点的辐射测量误差.见表 5 和表 6.

表 5 非冷却式高温热电偶辐射误差

Table 5 Radiation errors of non-cooled high-temperature thermocouple					
T_j/K	p/Pa	Ma	K_r	T_w/K	$\Delta T_r/K$
1273	487784	0.11	0.743	873	18.9
1373	813958	0.11	0.720	923	19.5
1473	949480	0.11	0.698	973	23.2
1573	1101187	0.11	0.674	973	28.1
1673	1150270	0.20	0.634	973	25.1
1773	1158777	0.20	0.128	1023	6.4
1873	1152574	0.20	0.348	1023	21.8
1973	1154080	0.20	0.056	1073	4.3

表 6 气冷式高温热电偶辐射误差

Table 6 Radiation errors of air-cooled high-temperature thermocouple					
T_j/K	p/Pa	Ma	K_r	T_w/K	$\Delta T_r/K$
1280.6	514790	0.11	1.965	873	49.9
1374.9	522952	0.11	1.746	923	58.7
1473.6	520989	0.11	1.516	973	67.6
1577.1	968019	0.11	1.279	973	57.3
1673.9	1121526	0.20	1.112	973	44.6
1775.4	1156801	0.20	0.650	1023	32.3
1874.0	1162129	0.20	0.714	1023	44.6
1973.2	1151444	0.20	0.527	1073	40.3
2029.9	1150922	0.20	0.527	1123	44.6

6 结 论

本次高温热电偶校准研究得出以下的 4 点结论:

- 1) 高温热电偶的辐射修正系数随气流速度的增加,气流在热接点处的对流换热相对减少,因此辐射修正系数减小,辐射误差也相应降低。
- 2) 一般情况下燃烧室出口燃气的温度高于发动机机匣壁面温度,高温热电偶的热接点与环境壁面的换热随机匣壁面温度的升高而减少,辐射修正系数减小,相应辐射误差也相应降低。
- 3) 气流压力对辐射修正系数的影响较大,随着气流压力的增加,辐射修正系数减小,辐射误差降低。燃烧室出口燃气流的压力一般都较高,因此测量燃烧室出口温度的高温热电偶因压力而产生的辐射误差不大。
- 4) 比较两种结构形式的高温热电偶,非冷却式的高温热电偶的测量误差比气冷式高温热电偶的相对较小。这是由于气冷式高温热电偶存在较大的温度梯度,导热误差较大的原因。

参考文献:

[1] 杨灿,熊义彬. 高温热电偶传感器:中国,ZL2009 20109714.5 [P]. 2010-05-19.

[2] 李茂德,程惠尔. 高温空气燃烧系统中陶瓷蓄热体传热特性分析研究[J]. 热科学与技术,2004,3(3):255-260.

LI Maode, CHENG Huier. Theoretical analysis of heat transfer of ceramic regenerator in high temperature air combustion system[J]. Journal of Thermal Science and Technology,2004,3(3):255-260. (in Chinese)

[3] 赵时安. JJF97-1997 温度传感器辐射误差校准[S]. 北京:中国国家计量院,1997.

[4] 杨强生. 高等传热学[M]. 上海:上海交通大学出版社,2001.

[5] 西北工业大学. 航空发动机气动参数测量[M]. 北京:国防工业出版社,1980.

[6] 奎恩. 温度测量[M]. 北京:中国计量出版社,1986.

[7] Simmons F S. Recovery corrections for butt-welded, straight-wire thermocouple in high-velocity, high-temperature gas streams[R]. NASA RM E54G22a,1957.

[8] Williamson R C, Stanforth C M. Measurement of jet engine combustion temperature by the use of thermocouples and gas analysis[R]. SAE Technical Paper 690433,1969.

[9] 程新荣,张宝诚. 航空发动机燃烧室出口温度场稳定性的研究[J]. 沈阳航空工业学院学报,2003,20(4):1-4.

CHENG Xinrong, ZHANG Baocheng. The stabilization investigation of the combustor exit temperature field in aero-engine[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering,2003,20(4):1-4. (in Chinese)

[10] 张洪斌,李光中. 某型发动机涡轮前后温度分布的研究[J]. 推进技术,1997,18(5):69-72.
ZHANG Hongbin, LI Guangzhong. An investigation of temperature profile before and after turbine in a type of engine[J]. Journal of Propulsion Technology,1997,18(5): 69-72. (in Chinese)

[11] 常弘哲,罗曼芦,邹云峰. 燃气轮机燃烧室流场的数值计算与实验研究[J]. 上海交通大学学报,1988,22(1):1-9.
CHANG Hongzhe,LUO Manlu,ZOU Yunfeng. Numerical caculation and experimental study of fluid field of combustion chamber of gas turbine[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,1988,22(1):1-9. (in Chinese)

[12] 赵蹇,陈勇,王毅. 温度传感器恢复系数的影响因素分析[R]. 广西 桂林:中国计量测试学会第五届测试技术讨论会,2007.

[13] 吕国义,吴方. 关于提高温度传感器测试准确度的方法研究[R]. 广西 桂林:中国计量测试学会第五届测试技术讨论会,2007.

[14] 陈如冰,吴向东. 导热系数测试仪校准方法研究[R]. 广西 桂林:中国计量测试学会第五届测试技术讨论会,2007.

[15] 吕崇德. 热工参数测量与处理[M]. 北京:清华大学出版社,2001.

[16] Seadron M D, Warshawsky I. Thermocouples for jet-engine gas temperature measurement[R]. NASA E78,1972.

[17] 恽起麟. 风洞试验数据的误差与修正[M]. 北京:国防工业出版社,1996.

[18] 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 Can. The researchment of design and calibration of thermocouple probes for measuring flow temperature[D]. Shanghai;Shanghai Jiaotong University,2005. (in Chinese)

(编辑:陈 越)