

航空发动机低压涡轮出口温度标定方法 研究与应用

柳 阳

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)



柳阳(1980),女,硕士,工程师,从事
航空发动机控制技术研究工作。

收稿日期:2012-12-10

摘要:在航空发动机试车过程中,针对数字电子控制器采集低压涡轮出口燃气温度(T_6)高于试车台数采系统采集值的现象,进行了多轮测温试验,并结合 T_6 测温原理、热电偶及补偿导线电气特性等,提出了从数字电子控制器电路板终端进行温度标定的方法,以确保在发动机实际试车过程中控制器测量的 T_6 值更接近真实温度。试验结果表明:在航空发动机试车中采用在数字电子控制器 T_6 采集电路板的补偿导线终端进行标定的方法后,由数字电子控制器与试车台数采系统采集的 T_6 值相差 1°C 以内,证明该标定方法准确可行。

关键词:低压涡轮出口燃气温度;数字电子控制器;标定;航空发动机

Investigation and Application of Calibration Method for Aeroengine Low Pressure Turbine Exit Temperature

LIU Yang

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The phenomenon of low pressure turbine exit temperature sampled by the digital electric controller was higher than test stand digital collection system in the course of aeroengine trial test. Multiple temperature measurement tests were carried out, combined with the principle of T_6 temperature measurement, electric characteristics of the thermocouple and compensatory lead etcetera. The method of temperature calibration from the end of digital electric controller circuit was brought to ensure the temperature of T_6 measured by digital electric controller was closed to the actual temperature in the process of engine trial test actually. The test results show that the T_6 value difference between sampled by the digital electric controller and sampled by test stand digital collection system is no more than 1°C , the fact proves that the calibration method is accurate and feasible.

Key words: low pressure turbine exit temperature; digital electric controller; temperature calibration; aeroengine

0 引言

航空发动机低压涡轮出口燃气温度(T_6)是衡量发动机性能和试车过程监控的重要参数之一,测量的准确性会直接影响发动机性能评价的准确度^[1-2]。在某型航空发动机试车过程中,由于数字电子控制器比台架数采系统采集的 T_6 高 30°C ,造成控制系统对发动机提前限温,导致主机状态降低,严重影响了发动机性能。

本文为获取准确的 T_6 值,在发动机试车台及控制系统试验室分别开展了 T_6 测温试验,通过对测温通

道各环节逐步排除验证及理论分析,最终找到 2 套温度测量系统存在差异的根本原因,并给出了正确的标定方法。

1 热电偶的测温原理分析及排查过程

1.1 热电偶的测温原理

涡轮出口燃气温度测量系统由 8 支热电偶(采用双余度设计)、补偿测量器和补偿导线束组成。热电偶工作原理^[3-4]如图 1 所示^[5]。其原理是将 2 种不同材料的均质导体 A、B 组成闭合回路。A、B 偶丝称为热电极,放在被测对象中,感受温度变化的一端称为工作

端或热端,另一端称为自由端或冷端。从图中可见,当 $t > t_0$ 时,导体 A 的电子密度大于 B 的,则在回路中产生温差电势 $e_A(t, t_0)$ 和 $e_B(t, t_0)$,接触电势 $e_{AB}(t)$ 和 $e_{AB}(t_0)$,形成热电流,该过程为热电效应。回路中总热电势等于各电势的代数和^[6],即 $E_{AB}(t, t_0) = e_{AB}(t) + e_B(t, t_0) - e_{AB}(t_0) - e_A(t, t_0)$ 。

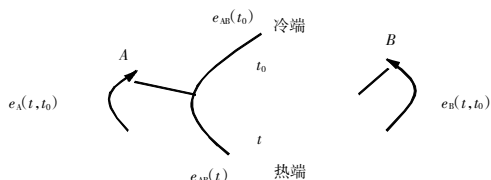


图1 热电偶工作原理

热电偶是测量温度的感温元件,利用热电效应将温度信号转换为电信号再由仪表显示出来。热电偶所产生的热电势与其两端的温度值有关,本身不能消除冷端温度变化对测温的影响,不起补偿作用,因此采用补偿导线把热电偶的冷端延伸到温度比较稳定的控制室内,连接到仪表端上。

目前, T_6 测量采用热电偶进行。将热电偶放在低压涡轮出口燃气流中,冷端通过补偿导线与测量系统相连,电偶上的热电势取决于热端和冷端的温度^[7]。由于热电偶和补偿导线内阻的平衡,在集电环将热电偶并联的情况下,得到热电势的平均值。采用热电偶测量 T_6 的电气原理如图2所示。8支热电偶中每组信号均采用并联方式:1路信号通过补偿导线输出至数字电子控制器,另1路信号通过补偿导线传输至地面数采系统,2路信号分别用于控制和监视发动机状态。

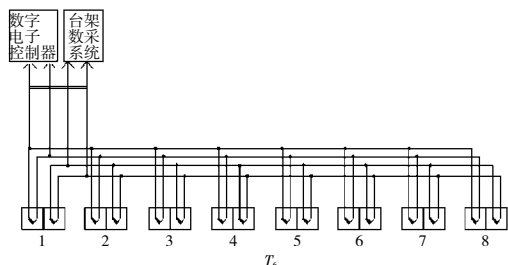


图2 热电偶测温电气原理

1.2 热电偶排故试验

发动机测温用的8支热电偶检测结果表明,热电偶工作稳定,测量误差在1%内,满足使用要求。因此,排除因热电偶故障导致采集系统产生差异的可能性。

2 2种 T_6 采集通道准确性验证

为验证数字电子控制器与台架数采的 T_6 采集温

度差异来源,在试车台分别进行采用加热炉加热热电偶方式的测温试验及在试车过程中测量 T_6 采集电压的试验。

2.1 采用加热炉方式的测温试验

采用温度检定炉提供温场环境,将放在炉中的K分度热电偶与温度控制器相连,用来测量炉温并将温度信号反馈给温度控制器。将标准S分度热电偶放置在检定炉中间位置,用于测量准确的温场温度,多功能数表与标准S分度热电偶相连并输出其电压值,通过查S分度表将电压值转化为温度值,该温度值作为比对的标准值。将另1支K分度热电偶放在检定炉中感受温场温度,其输出信号经台架端子排传输至数字电子控制器和台架数采 T_6 测量通道,2个系统采集到 T_6 值后与标准S分度热电偶输出温度值进行比较。

热电偶是测量偶丝两端的温度差,因此必须知道热电偶冷端的温度,才能最终测量出热电偶测量端的温度^[8]。由于测量端的温度可能较高且不断波动,为使测量设备显示更准确,通常用补偿导线将热电偶自由端延伸到温度恒定的场所^[9]。热电偶的冷端补偿一般采用冰点法和冷端补偿法,本次试验采用冰点法。将上述3支热电偶的补偿导线与测量仪表采用的普通导线连接点置于冰点补偿器中,并保持恒定^[10],确保每支热电偶的输出值均为相对冰点零度温度值, T_6 测温试验原理如图3所示。

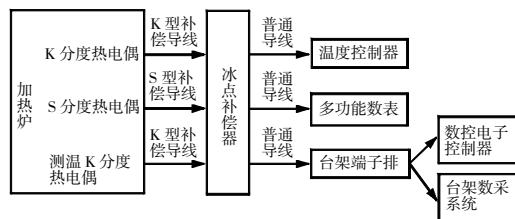


图3 T_6 测温试验原理

2.2 试验现象

采用如图3所示的试验原理及接线关系,当壁温炉加热恒定后,S分度热电偶输出的对应温度为526℃,此时控制器输出温度为558℃,台架测量 T_6 值为526℃,证明台架测量 T_6 值接近实际温度,数字电子控制器测量的 T_6 值比实际温度约高30℃。

2.3 电信号测量试验

在某型发动机试车过程中,慢车时在台架端子排处测量进入数字电子控制器的 T_6 信号电压值为14 mV,按照K分度热电偶的对应关系,其对应温度为343℃,

数字电子控制器硬件电路的补偿温度约为 $23\text{ }^{\circ}\text{C}$, 因此数字电子控制器的 T_6 输出温度值应为 $366\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。而实际控制器输出值为 $396\text{ }^{\circ}\text{C}$, 此时台架 T_6 值为 $367\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

上述2种试验结果表明, 台架测量的 T_6 值更接近发动机实际 T_6 值, 数字电子控制器采集的 T_6 值比实际温度约高 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$, 所以其采集通道测温不准确, 其原因应主要从数字电子控制器 T_6 测温原理及控制器与台架的接线差异等方面查找分析。

2.4 数字电子控制器 T_6 采集通道工作原理

数字电子控制器 T_6 采集通道硬件电路采集到输入的电压值后, 经过滤波、放大电路以及 A/D 转换等环节将电压值转换成计算机码值。数字电子控制器软件通过 T_6 标定曲线将计算机码值转换成电压值, 并与数字电子控制器内部 T_6 温度补偿模块的电压值叠加, 最后用数字电子控制器软件程序根据 K 分度表的对应关系将电压值转换成温度值, 并在上位机上显示输出, 数字电子控制器 T_6 采集通道工作原理如图4所示。

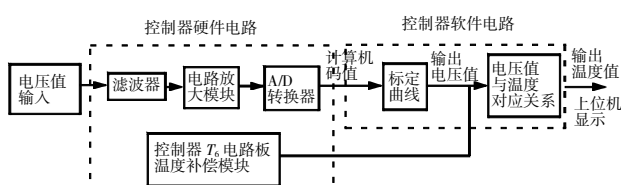


图4 控制器 T_6 采集通道工作原理

2.5 T_6 采集通道电缆结构关系

台架数采系统 T_6 测温补偿端在发动机试车间, 冷态时补偿导线两端温度一致, 其采集通道接线关系如图5所示; 而控制器采用的补偿方式是将补偿端延长至试车监控间的控制器电气插座处。二者冷端补偿温度不一致。

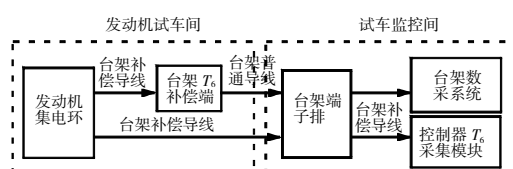


图5 台架 T_6 采集通道接线关系

2.6 试验结果与理论分析

由于数字电子控制器 T_6 标定曲线采用多功能校准仪在发动机试车间的发动机集电环插头处发出设定温度所对应的电压信号, 由数字电子控制器进行采

集, 如发动机试车间温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$, 放置数字电子控制器的室温为 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$, 补偿导线将多功能校准仪发出的电压信号传输至数字控制器 T_6 采集模块的同时, 由于其特殊的电气特性, 产生的反热电势也叠加在电路中, 导致在标定过程中数字电子控制器采集到的各温度值比设定值均相应约低 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在发动机试车过程中, 由于热电偶所处的环境温度高, 根据热电偶及补偿导线的工作原理, 导体的电子温度从高向低处走, 因此不会产生反热电势, 所以用该标定方法进行发动机试车, 由数字电子控制器采集的 T_6 温度值比实际值约高 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

台架电缆结构的台架 T_6 补偿修正端位于发动机试车间, 与标定时信号发生端处于同样环境温度下, 因此对台架 T_6 进行标定时, 补偿导线的冷、热端温度相等, 不会产生热电势。从 T_6 修正端至台架端子排之间使用普通导线, 不存在补偿导线的热电势效应, 所以台架测量的 T_6 值更接近实际温度。

3 改进方案

鉴于以上试验及理论分析, 为避免标定时补偿导线两端的温差叠加在电路中产生反热电势, 影响发动机标定及试车过程中数字电子控制器 T_6 采集值, 并确保数字电子控制器 T_6 采集值的准确性, 要求在数字电子控制器 T_6 采集电路板的补偿导线终端进行标定。

4 结束语

采用在数字电子控制器 T_6 采集电路板的补偿导线终端进行标定的方式进行某型发动机试车, 在试车过程中由数字电子控制器采集的 T_6 值与台架 T_6 值几乎一致, 差值在 $1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内。试车结果表明: 在数字电子控制器 T_6 温度采集电路板的补偿导线终端进行标定的方法准确可行。

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] 黄春峰, 石小江, 钟华贵. 燃气涡轮发动机高温燃气温度测量技术[C]// 第九届发动机试验与测量技术学术交流会议论文集, 北京: 中国航空学会发动机试验技术专业委员会, 2008:

- 69-76.
- HUANG Chunfeng, SHI Xiaojiang, ZHONG Huagui. High temperature gas temperature measure technology of gas turbine engine[C]/The 9th Engine Experiment and Measure Technology Academic Exchange Collection, Beijing: Engine Test Technology Professional Committee of China Aviation Society, 2008:69-76.(in Chinese)
- [3] 吴道悌. 非电量电测技术[M]. 西安:西安交通大学出版社, 1993:167-172.
- WU Daoti. The technology of non-electric quantity electrical measurement [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1993:167-172. (in Chinese)
- [4] 张明春, 肖燕红. 热电偶测温原理及应用[J]. 攀枝花科技与信息, 2009, 34(3):58-62.
- ZHANG Mingchun, XIAO Yanhong. Thermocouple temperature measuring principle and application [J]. Panzhihua Sci-tech & Information, 2009, 34(3):58-62. (in Chinese)
- [5] 施建政, 林松. 如何正确使用热电偶补偿导线[J]. 上海计量测试, 2007(3):23-25.
- SHI Jianzheng, LIN Song. How to use compensatory wire of thermocouple [J]. Shanghai Measurement and Testing, 2007 (3):23-25. (in Chinese)
- [6] 张世桢, 邢家瑞. 航空发动机设计手册:第 15 册[M]. 北京:航空工业出版社, 2002:464-465.
- ZHANG Shicheng, XING Jiarui. Aeroengine design handbook: the fifteen volume [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 464-465. (in Chinese)
- [7] 闫久坤. 燃气轮机涡轮出口温度受感部故障分析与改进设计[J]. 航空发动机, 2011, 37(5):33-37.
- YAN Jiukun. Failure analysis and improved design of turbine outlet temperature probe for gas turbine [J]. Aeroengine, 2011, 37(5):33-37. (in Chinese)
- [8] 郑晓文. 关于热电偶冷端补偿问题的探讨 [J]. 宇航计测技术, 2002, 22(6):53-59.
- ZHENG Xiaowen. The discussion of thermocouple cold-end compensatory [J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2002, 22(6):53-59. (in Chinese)
- [9] 王祖光, 秦世麒, 姚家鑫. 加工工艺对热电偶补偿导线热电势影响规律的研究[J]. 天津冶金, 1998(2):41-43.
- WANG Zuguang, QIN Shiqi, YAO Jiaxin. The influence law research of processing technology for thermocouple compensatory lead thermoelectric [J]. Tianjin Metallurgy, 1998 (2):41-43. (in Chinese)
- [10] 李芸彤, 赵冰. 热电偶补偿导线的特点及使用[J]. 品牌与标准化, 2011(12):65.
- LI Yuntong, ZHAO Bing. The characteristic and application of thermocouple compensatory lead [J]. Brand and Standardization, 2011(12):65. (in Chinese)
-
- (上接第 77 页)
- 室性能影响的试验研究[J]. 航空发动机, 2012, 38(5):13-17.
- LIN Hongjun. Effect of nozzle matching and flame tube holes on combustion performance[J]. Aeroengine, 2012, 38(5):13-17. (in Chinese)
- [2] 郭常霖. α -SiC 晶体中的位错 [J]. 物理学报, 1982, 31(11):1511-1525.
- GUO Changlin. Dislocation in α -SiC single crystal [J]. Acta Physica Sinica 1982, 31(11):1511-1525.(in Chinese)
- [3] 郭常霖. β -SiC 外延层中晶体缺陷的观察 [J]. 物理学报, 1982, 31(11):1526-1533.
- GUO Changlin. Observation of defects in β -SiC epitaxial film [J]. Acta Physica Sinica, 1982, 31(11):1526-1533.(in Chinese)
- [4] Siche D, Klimm D, Hölzel T, et al. Reproducible defect etching of SiC single crystals [J]. Journal of Crystal Growth, 2004, 270:1-6.
- [5] 杨莺, 陈治明. 湿法腐蚀工艺研究碳化硅晶体缺陷表面形貌 [J]. 人工晶体学报, 2008, 37(3):634-638.
- YANG Ying, CHEN Zhiming. Defect characterization of SiC by wet etching process [J]. Journal of Synthetic Crystals, 2008, 37 (3):634-638.(in Chinese)
- [6] 刘忠良, 康朝阳, 唐军, 等. 衬底温度对 $\text{Al}_2\text{O}_3(0001)$ 表面外延 6H-SiC 薄膜的影响[J]. 硅酸盐学报, 2011, 39(2):306-311.
- LIU Zhongliang, KANG Zhaoyang, TANG Jun, et al. Effect of substrate temperature on the growth of 6H-SiC thin films on $\text{Al}_2\text{O}_3(0001)$ surface[J]. Journal of the Chinese Ceramic Society, 2011, 39(2): 306-311. (in Chinese)
- [7] 赵敬世. 自动图像分析中计算位错密度的一个公式[J]. 物理测试, 1992(3):55-57.
- ZHAO Jingshi. A formula for calculating dislocation density in automatic image analysis [J]. Physics Examination and Testing, 1992(3):55-57.(in Chinese)
- [8] Sakwe S A, Stochmeier M, Hens P, et al. Bulk growth of SiC-review on advances of SiC vapor growth for improved doping and systematic study on dislocation evolution [J]. Physica Status Solidi, 2008, 245(7):1239-1256.
- [9] Sawabe T, Akiyoshi M, Ichikawa K, et al. Microstructure of heavily neutron-irradiated SiC after annealing up to 1500 °C [J]. Journal of Nuclear Materials J Nucl Mater, 2009 (1): 333-337, 386-388.
- [10] Heera V, Prokert F, Schell N, et al. Density and structural changes in SiC after amorphization and annealing [J]. Application Physica Lett, 1997, 70(26):3531-3533.