

# 一种加速度环境下的温度测量方法\*

鲁亮, 王勇, 胡宇鹏, 周桐

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 绵阳 621900)

**[摘要]** 温度-加速度复合环境试验是考察武器、飞行器产品飞行过程中发射、再入等阶段环境适应性能的重要手段。介绍了温度-加速度复合环境试验系统的设计方法, 针对高加速度环境下温度采集系统可能出现的温度漂移现象, 进行了故障分析, 并给出了解决方案。验证试验表明, 设计方案可行, 相关方法可为复合环境试验可靠性设计提供技术支持。

**关键词:** 复合环境试验; 温度采集系统; 温度漂移; 可靠性设计

## A Temperature Measuring Method Under Acceleration Environment

LU Liang, WANG Yong, HU Yupeng, ZHOU Tong

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China)

**[ABSTRACT]** Temperature-acceleration composite environmental test is an important way to test the quality of weapons and aircrafts in shoot and reentry periods of a flight. This paper introduces the way to design a temperature-acceleration composite environmental test system. Fault analysis is presented, and the problem aiming at the temperature drift phenomenon of high g acceleration environment is solved. Practical temperature test result proves that the method is effective and practical and it can provide a reference to a reliable design in composite environmental test system.

**Keywords:** Composite environmental test; Temperature acquisition system; Temperature drift; Reliable design

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2016.23/24.126

飞行器如导弹、宇宙飞船、航天飞机及携带的战斗部在发射和再入阶段, 受到加速度、温度等多种环境因素共同作用<sup>[1]</sup>。一方面, 加速度将会产生惯性力, 使飞机、航天器和搭载产品出现超重现象。另一方面, 不同温度环境下, 不同材料的物理性能参数, 如弹性模量、泊松比、热传导系数、比热容、热膨胀参数也将随之发生变化<sup>[2]</sup>, 进而导致结构内部应力和动态特性发生变化。温度-加速度复合环境试验作为暴露武器、飞行器在服役环境下薄弱环节的有效方法, 是考核、评估、检验武器和飞行器环境适应性、可靠性的重要手段。

温度-加速度综合环境模拟设备是一种气候环境与力学环境综合的模拟设备。美国在设备的研制方面做了大量的研究, 并积累了数据及资料。美国的休斯顿载人宇宙飞船中心、圣地亚核武器所、埃德瓦茨空军基地、赖特-帕特森空军基地的空军实验室都拥有过载温度复合环境试验设备<sup>[3]</sup>。国内方面, 西南结构力学研究所<sup>[4-5]</sup>、西安交通大学<sup>[6-8]</sup>等机构也对相关设备研制技术开展了研究, 但是受到诸多因素限制, 尚未掌握温度-加速度复合环境试验设备的研制方法, 浙江大学在

2005年研制成功了一台试验样机, 但加速度 $g$ 值较低, 设备仅仅停留在试验原理研究阶段。

中物院总体所常年跟踪力-热复合环境试验技术进展, 开展了相关的研究。利用加热带缠绕在试验件表面这一方式进行了相关试验<sup>[9]</sup>。采用“离心机+温度加载”这一组成形式, 取得了一定进展。然而, 试验中发现, 采用的温控仪表在离心机高速转动过程中(80g), 温控仪表的冷端补偿出现了工作异常情况, 造成温度测量异常, 导致试验结果不真。本文拟就高加速度场下的温度采集技术进行研究, 分析温漂等现象出现的原因, 并给出解决方案。

## 1 复合环境试验系统

### 1.1 系统概述

为了满足整弹级加速度环境下的变温控制要求, 项目组以现有离心机设备为基础, 采用“离心机+温度加载”这一组成形式, 在现有离心机的基础上, 增设了一套热加载系统, 复合试验系统如图1所示。

热加载系统是集成在离心机上的, 目的是在离心机转动过程中对整弹级试验件进行瞬时响应温度控制, 达

\* 基金项目: 国防科工局技术基础项目(JSHS2014212B001)。

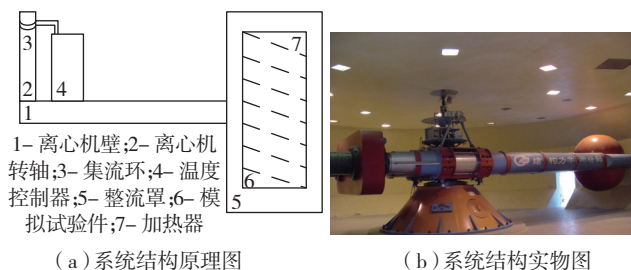


图1 温度-加速度复合环境试验系统

Fig.1 Temperature-acceleration composite environmental test system

到温度与加速度载荷的协同加载。热加载系统由温度检测、数据计算控制、加热输出、通讯等单元构成。为了满足系统加热指标(加速度 80g 条件下, 试验件响应温度 300℃)要求, 项目组选用热流密度达 2W/cm<sup>2</sup> 的加热带作为产品加热终端。试验时, 试验件通过试验夹具固定在离心机臂架端面位置, 试验件外部缠绕加热带进行加热。温度传感器贴在试验件上, 实时获取试验件的响应温度, 并传递给温度控制器, 温度控制器将得到的实际温度与设定值进行比较, 根据温度偏差, 按照温度控制逻辑调节功率输出, 控制温度响应。同时, 温度控制器通过 RS485 通讯单元将实时温度、加热输出百分比等数据传递至上位机, 上位机完成数据显示、记录, 并实时调节温度控制参数反馈给温度控制器。达到数据互联互通。温度-加速度复合试验过程中, 温度加载系统与离心机系统协同工作, 完成温度-离心复合环境试验条件的加载。试验过程中, 考虑到加热过程中离心机转动会对温场带来的影响, 试验件外部设计了密封整流罩, 进行热防护。而温度控制器放置在离心机中轴位置, 并进行加固, 以减少离心机转动过程中受到的离心载荷。

## 1.2 温度测试系统工作原理

温度采集使用的控仪表为日本岛电 FP23 型温度控制仪, 配 T 型热电偶测温。热电偶是利用热电效应(Seebeck Effect)工作的。对 T 型热电偶来说, 将铜与康铜这两种不同的导体连接成闭合回路, 假设它们的两个连接点分别置于温度为  $T$  和  $T_0$  的热源中, 则在该回路内就会产生热电势, 这种现象成为热电效应<sup>[10]</sup>。

铜和康铜接触后, 接触处形成的电动势叫做接触电势, 又称为 Peltier 电势, 由于材料不同, 两者有不同的电子密度, 所以在接触面上形成静电场, 根据物理学上的推导, 接触电势<sup>[11]</sup>大小可表示为:

$$E_{AB}(T) = \frac{kT}{e} \ln \frac{N_{AT}}{N_{BT}}, \quad (1)$$

$$E_{AB}(T_0) = \frac{kT_0}{e} \ln \frac{N_{AT_0}}{N_{BT_0}}, \quad (2)$$

其中,  $e$  为单位电荷,  $e=1.6 \times 10^{-19} \text{C}$ ;  $k$  为波耳兹曼常数,  $k=1.38 \times 10^{-23} \text{J/K}$ ;  $N_{AT}$ ,  $N_{BT}$  分别为导体  $A$  和  $B$  在温度为

$T$  时的自由电子密度;  $N_{AT_0}$ ,  $N_{BT_0}$  分别为导体  $A$  和  $B$  在温度为  $T_0$  时的自由电子密度;  $E_{AB}(T)$  和  $E_{AB}(T_0)$  分别为导体  $A$  和  $B$  接电在温度为  $T$  和  $T_0$  时形成的电位差。

由式(1)、(2)可知, 接触电势的大小与温度高低及导体中的电子密度有关, 温度越高、接触电势越大, 两种导体电子密度的比值越大, 接触电势也就越大。同时, 在同一根导体中, 由于两端温度的不同, 产生的一种电势, 称 Thomson 电势。由于其远小于接触电势, 可简化。

因此, 在铜与康铜所组成的 T 型热电偶回路中, 热电偶回路的总热电势可以写为:

$$\begin{aligned} E_{AB}(T, T_0) &= E_{AB}(T) - E_{AB}(T_0) + E_B(T, T_0) - E_A(T, T_0) \\ &= f(T) - f(T_0) \end{aligned} \quad (3)$$

通常情况下, 参考端温度  $T_0$  为常数, 式(3)可写为关于  $T$  的单一函数, 即:

$$E_{AB}(T, T_0) = f(T) - C, \quad (4)$$

式中,  $C$  为常量, 表示  $f(T_0)$  的值。

## 2 温度漂移分析及解决

### 2.1 试验结果

在某次复合环境试验过程中, 温度保温阶段, 即离心机不转动、温度加载对试验件进行预热, 期间温度保温正常, 并达到了稳定状态。根据国军标 GJB150A 允差试验要求, 偏差不大于  $\pm 2^\circ\text{C}$ , 实际温差控制在  $\pm 1^\circ\text{C}$  之内。当开始试验时, 即离心机开始转动时, 温度出现变化, 如图 2 所示。温度出现小范围波动后开始上升, 随即超过了国军标规定的允差要求, 出现过试验中断, 复合试验被迫暂停。

课题组对这一现象进行了研究。离心机转动前, 温度控制仪控制整流罩内温度, 温度达到了平衡, 偏差不得超过  $\pm 1^\circ\text{C}$ , 说明离心机工作前热加载系统试验正常。当离心机转动时, 温度出现了明显的上升, 说明离心机工作对热加载试验设备带来了干扰。根据图 1, 温度-加速度复合试验系统的热加载及加速度载荷是由两套试验系统分别进行的, 且离心机转动前已进行了上电预

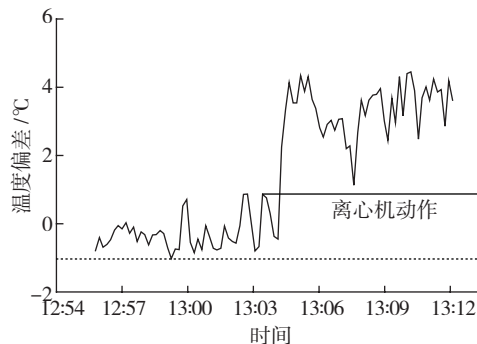


图2 温度偏差曲线

Fig.2 Temperature deviation curve

热处理,通过对供电、信号干扰等因素一一排查,最终确定是离心机转动过程中温度控制仪的冷端补偿功能出现问题。

### 2.2 温漂现象分析

根据 1.2 节测温原理,在 T 型热电偶的接入端,温度一般是不变的。因此,认为 T 型热电偶采集到的热电势是关于温度的单一函数。

然而,在离心环境中,温控仪表是在离心试验现场对温度进行采集的,在离心机转动过程中,温控仪表周边的温度由于离心机快速旋转而降低,给温度测量结果带来影响。当离心机转动时,式(4)中 C 值实际是降低了,所以计算得到的温度偏小,温控仪这时认为检测到的温度没有达到设定值要求,所以加大了功率输出,进而实际的温度值比设定值高,造成了试验偏差。

### 2.3 改进方案

图 3(a)为 T 型热电偶接温控仪表时的工作方式,由式(3),当  $T_0$  为常数时,T 型热电偶获取的温度信号转化为仅与测量温度  $T$  有关的热电势函数。然而,在类似于离心机转动时,由于离心机转动前后造成仪表端与传感器端的温度  $T_0$  实时变化,就会对温度测量值造成影响,这就是所谓的零点漂移现象。个别温控仪表为了解决参考端温漂等问题,对仪表进行了功能升级,包括利用冰点槽、补偿电桥等方法,实现冷端补偿功能。然而上述方法不适宜对仪表进行二次开发。同时,在高  $g$  值离心环境下,冷端补偿仍有工作稳定性不强,可靠性仍需提高等问题。

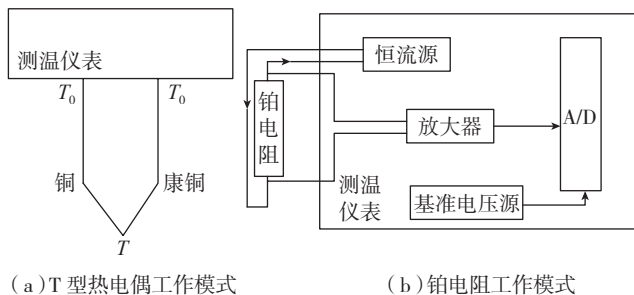


图3 温度测量系统工作原理

Fig.3 Working principle of temperature measurement system

为了解决上述问题,项目组采用了铂电阻测温方式。铂电阻具有金属电阻随着温度的变化而变化的特点,在  $T \sim T_0$  范围内,其温度系数为:

$$\alpha = \frac{R_T - R_{T_0}}{R_{T_0}(T - T_0)} \quad (5)$$

其中,  $R_T$  表示温度为  $T$  时的电阻值;  $R_{T_0}$  表示温度为  $T_0$  时的电阻值。测温时如图 3(b)所示,与 T 型热电偶不同,铂电阻测温时一般采用 4 线制(少数铂电阻选用电阻较低的银导线,认为导线电阻可忽略,则为 3 线

制),通过给铂电阻增加了一个恒流源,利用放大器、A/D 转换电路等实时获取铂电阻两端电压实现温度测量。

当被测温度变化时,感温元件的电阻值随着变化,通过恒流源后,铂电阻两端电压随着温度的变化改变,测温仪表通过测量电压值实时获取电压信号。铂电阻与 T 型热电偶相比,具有准确度高、输出信号大等特点,最重要的是无需冷端补偿,不会在离心环境下产生温漂现象。

### 2.4 改进试验结果

根据图 4 知,采用铂电阻测温后,在离心机动作前后,温度测量没有出现变化。证明铂电阻测温法在高  $g$  值加速度环境下测温有效且可靠。

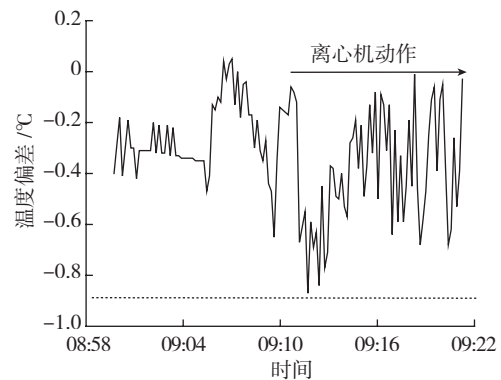


图4 铂电阻测温结果

Fig.4 Temperature measurement results of platinum resistance

## 3 结论

本文以温度-加速度复合试验为背景,针对加速度环境下温度采集系统出现的温度飘逸现象开展研究。通过对温度采集原理等进行了分析,在对比了温度补偿、铂电阻测温等技术方法后,选择了铂电阻温度测试方案,解决了加速度环境下温度控制仪表出现的温度补偿问题。试验结果表明,改进方案可行,温度采集达到了国军标的要求。本文相关研究结果可为复合环境试验可靠性设计提供支持。

### 参考文献

[1] 黄本诚. 我国航天器环境工程的发展进程[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(1): 5-8.  
 HUANG Bencheng. Evolution of spacecraft environment engineering in China spacecraft environment engineering[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2005, 22(1): 5-8.  
 [2] 庞贺伟. 我国航天器环境工程未来发展的展望[J]. 航天器环境工程, 2002, 19(1): 1-4.  
 PANG Hewei. The prospects of the development of spacecraft environment engineering in our country[J]. Spacecraft Environment

(下转第 132 页)