

# 辐射式热流测量系统及其应用

段文浩<sup>1</sup>, 于 涛<sup>1</sup>, 杨 莹<sup>2</sup>

(1. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074; 2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 根据某型号发动机进行的地面模拟热真空环境试验要求, 建立了热真空环境模拟系统, 在分析热流测量原理的基础上, 应用一套辐射式热流测量系统对试验时发动机周围的热流进行测量。着重介绍系统组成及工作原理, 热流测量传感器的标定方法。通过热辐射装置热流分布的计算和实际测量结果对比, 验证了热流测量系统获取数据真实。

**关键词:** 火箭发动机; 模拟热真空试验; 热流测量; 辐射

**中图分类号:** V433.9-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 01-0087-05

## Radiant heat flux measuring system and its application

DUAN Wen-hao<sup>1</sup>, YU Tao<sup>1</sup>, YANG Ying<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing, 100076, China)

**Abstract:** According to the requirements of ground simulation thermal vacuum test for a certain type of rocket engine, the thermal vacuum environment simulation system was established. On the basis of analyzing the heat measurement principle, a radiant heat flux measurement system was used to test the heat flux around the engine while the engine was working. The system composition, working principle, the calibration method of heat flux measurement sensor are introduced emphatically in this article. Through the comparison between the heat flux distribution calculation of thermal radiation device and the results of actual measurement, the facticity and reliability of the data got by the heat flux measuring system was verified.

**Keywords:** rocket engine; simulation thermal vacuum test; heat flux measurement; radiation

## 0 引言

为研究热真空环境对发动机工作特性的影响, 以及验证发动机热防护的有效性, 需要进行

地面模拟热真空环境试验。

本文根据某型号氢氧发动机地面模拟热真空环境试验热流参数测量需求, 设计了一套高性能辐射式热流测量系统。现将热流测量原理、系统

收稿日期: 2013-08-07; 修回日期: 2013-09-26

作者简介: 段文浩 (1986—), 男, 助理工程师, 研究领域为火箭发动机试验测控技术

设计方案、系统校准方法、地面模拟热真空装置结构及试验结果介绍如下。

## 1 热流测量原理

热传递有3种方式,分别是传导、对流和热辐射。本文介绍的热流传感器用于测量热传递过程中的纯辐射热流。它的基本原理大致可以介绍如下。

有一块圆形康铜板,其四周用一个较大体积和质量的圆柱形铜体支撑着,组成一个热流检测器<sup>[1]</sup>。这个圆柱形铜体又称为热沉体,康铜板接收辐射热流 $q$ ,热量迅速沿其半径方向流动,通过热沉体把吸收的热量带走,从而康铜板边缘的温度比康铜板中心的温度要低,康铜板的温度沿康铜片的直径方向形成温度梯度,中心温度远远高于周边温度,温度分布特性如图1所示。

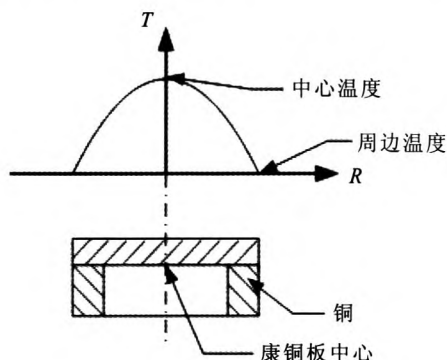


图1 传感器康铜板温度分布示意图

Fig. 1 Schematic diagram of sensor copper plate temperature distribution

将康铜板看成是热偶的一极,把热沉体看成热偶的另一极,从康铜板中心和热沉体分别引出热电偶丝就组成了铜-康铜热电偶。于是入射的热流 $q$ 的强弱便是热电偶输出电势的大小<sup>[2]</sup>。热流 $q$ 与输出电势 $E$ 的关系为:

$$E/q=0.183R^2/\delta \quad (1)$$

式中: $R$ 为康铜板的半径; $\delta$ 为康铜板的厚度; $E/q$ 为传感器的灵敏度,它与康铜板的半径平方成正比,与厚度成反比。

当热流 $q$ 用康铜板的中心温度与周边温度之差 $\Delta T$ 表示时,有:

$$q=4\delta\lambda\Delta T/R^2 \quad (2)$$

式中: $\Delta T$ 为中心温度与周边温度之差, $\Delta T=f(E)$ ; $\lambda$ 为康铜板导热系数; $R$ 为康铜板的半径。由式(2)可见, $q$ 与 $\Delta T$ 的关系是非线性的,这是因为导热系数 $\lambda$ 是非线性的,但热电势 $E$ 却正好以相同的速率在相反的方向上随温度而变化。因此,热电势的非线性正好与导热系数的非线性相互补偿。

试验中使用的热流传感器为RL4-2A型。其外形如图2所示。

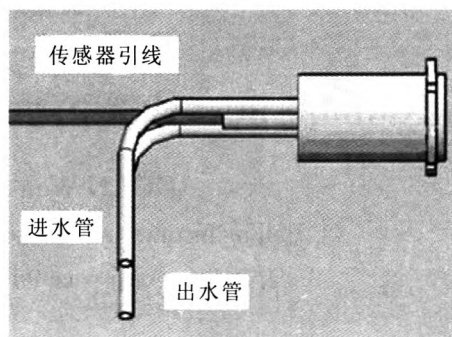


图2 试验用热流传感器外形图

Fig. 2 Appearance of heat flux sensor used in test

该传感器就是根据上述原理制成的纯辐射热流传感器,其探头结构示意图如图3所示。它主要是由康铜箔、热沉体(包括进水管和出水管)、绝缘绝热管及金属外壳组成。以圆箔式热流传感器为基础,流动水吸热法来保持冷端温度。

为了提高康铜板的吸热率,确保输出信号的灵敏度,在康铜表面涂敷黑色碳化硼,可达到充分吸收热量和提高强度的作用。康铜片与热沉体之间采用高真空钎焊技术,在钎焊过程中零件处于真空条件下,不会出现氧化、增碳、脱碳及污染变质等现象,零件整体受热均匀,热应力小,可将变形量控制到最小限度,适宜精密焊接。为了不使热流计烧坏,还要有冷却水从尾部通进去进行冷却。

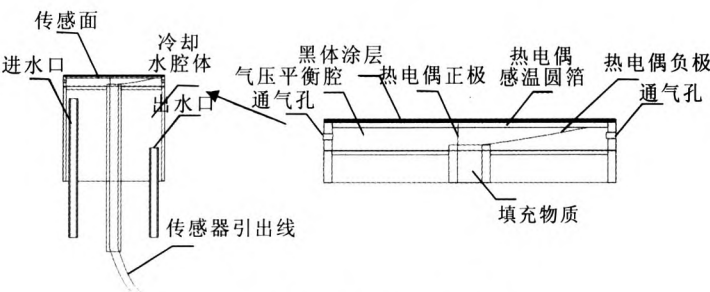


图 3 传感器结构示意图  
Fig. 3 Structural diagram of sensor

2 热流测量系统

根据前面提到的应用背景和需求分析，为实

现所需功能把该测量系统分为：热流测头、数据采集装置及数据处理与显示装置 3 部分，系统结构框图如图 4 所示。

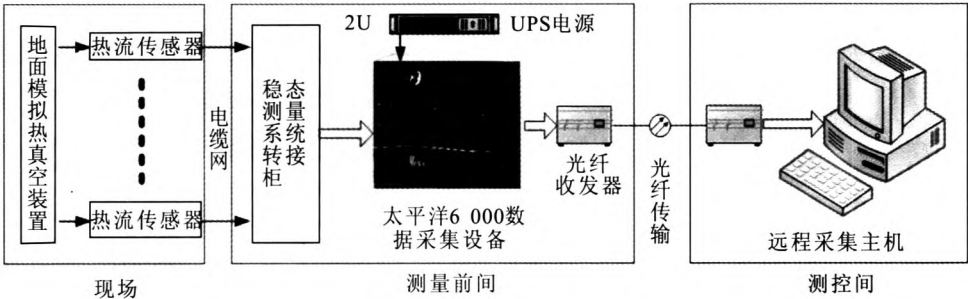


图 4 热流测量系统  
Fig. 4 Heat flux measuring system

多个热流测头的布置阵列可以自由选择，使用类似于无线通信 GSM 网络的蜂窝结构<sup>[3]</sup>。每个热流测头的温度信号通过铜-康铜热电偶传感器直接传送至数据采集设备。在数据采集设备中模拟温度信号经放大、A/D 转换等处理转换成数字信号送到计算机。通过计算机软件编程控制数据采集设备，将温度信号传入并进行相应处理，根据公式由软件计算出结果并做出显示。在数据处理与显示装置部分，需根据测量系统的理论模型和实际测量环境编制软件并且进行标定。这是整个系统的神经中枢。

数据采集系统采用模块化结构，传感器信号调理、AD 转换、数字 IO、模拟输出控制、IRIG 时间及其他测量和输出功能分别使用不同的插卡式模块板。单机箱容量 128 通道，各通道可以多种速率采集数据，通道最高速率可达 200 Ks/s。采用主从机箱配置。主机箱包含数据输出接口

GPIB，6 000 系统独特的体系结构使得其可以高效地记录静态和动态测量数据。6 000 系统的配套软件采用开放式结构，可以进行二次编程开发，方便用户的系统集成。

3 热流密度计的标定

热流密度计标定的主要工作内容，首先是建立标准热源。选用以平板石英灯为热源的银板法标定方案。

银板法是以银板的温升速率作为计量热流计的标准，通过测量一块一直热物性 ( $\rho$ ,  $c$  及  $\lambda$  等)、单向受热的纯银板的温升率，确定入射的基准热流。热源是一组平板石英灯，单向受热的银板其受热面表面涂黑，里层被绝热。标定时，将纯银板和被标定的热流计同时放在同一均匀的热流场的同一平面上，则热流沿板厚方向移位导热，其热传导方程如式 (3) 所示：

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (3)$$

式中:  $T$  为银板温度,  $^{\circ}\text{C}$ ;  $x$  为从银板表面到板厚方向的坐标,  $\text{mm}$ ;  $\tau$  为时间,  $\text{s}$ 。

初始条件:  $\tau=0$  时,  $T=T_0$

边界条件:  $x=0$  时,  $\lambda \frac{\partial T}{\partial \tau} = -q$

$$x=0 \text{ 时, } \frac{\partial T}{\partial x} = 0$$

用拉氏变换解出以上导热方程, 并通过一系列的运算, 可以认为在某一时间后, 表面温度:

$$T_s = \frac{q}{\rho \cdot c \cdot \delta} \left( t + \frac{\rho \cdot c \cdot \delta^2}{3\lambda} \right) + T_0 \quad (4)$$

里面温度:

$$T_\tau = \frac{q}{\rho \cdot c \cdot \delta} \left( t - \frac{\rho \cdot c \cdot \delta^2}{6\lambda} \right) + T_0 \quad (5)$$

其中

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{q}{\rho \cdot c \cdot \delta} = \text{常数} \quad (6)$$

由式 (6) 可知:

$$q = \rho \cdot c \cdot \delta \cdot \frac{dT}{d\tau} \quad (7)$$

式中:  $\rho$  为银板密度;  $c$  为银板比热;  $\delta$  为银板厚度;  $\lambda$  为银板导热系数;  $q$  为辐射入射热流。

当已知银板  $\rho$ ,  $c$  及  $\lambda$  之后, 热流  $q$  与其温升斜率  $\frac{dT}{d\tau}$  成正比。只要保证银板单向受热, 其四周和里面均为绝热, 则当被标定热流计和银板处在同一个均匀热流场的同一平面上, 就可在接收到相同的热流时, 同时记录银板的温升斜率  $\frac{dT}{d\tau}$

和被标定热流计的输出值 ( $\text{mV}$ )。通过所得银板的温升率, 实际上就可求得通过银板的热流密度, 而这个热流密度也就是通过被标定热流计的热流密度。当不断地改变入射辐射热流的大小, 就可求出入射热流与被标定热流计的输出电压的一一对应关系。使用热流计时, 只要知道输出值  $E$ , 就可以找到相应的热流值  $q$  了<sup>[4]</sup>。采用银板法标定热流计的电路示意图如图 5 所示。

根据银板法标定的原理, 温升率  $\frac{dT}{d\tau}$  值的正确测量和读数是热流计标定精度的关键。为此,

在测量线路中采用了一台微分器, 从而在记录仪上直接读取  $\frac{dT}{d\tau}$  值, 保证了测量温升率的准确性。

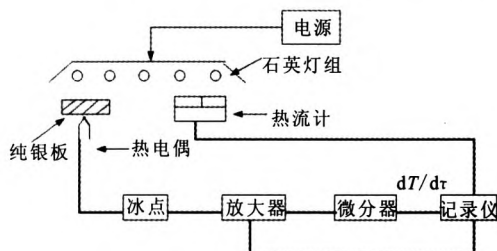
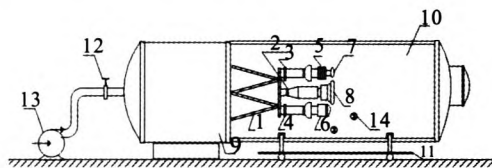


图 5 热流密度计标定线路图

Fig. 5 Circuit diagram of heat flux densimeter calibration

## 4 应用

应用上述测量系统进行了液体火箭发动机地面模拟热真空环境试验的热流密度采集计算工作。试验用地面模拟热真空装置如图 6 所示。



- 1-发动机机架; 2-推力室; 3-氧泵前阀;  
4-氢泵前阀; 5-氧涡轮泵; 6-氢涡轮泵; 7-涡轮排气口;  
8-短喷管排气; 9-试车台机舱前段; 10-真空舱;  
11-架车; 12-真空蝶阀; 13-抽空机组; 14-热辐射装置

图 6 地面模拟热真空装置示意图

Fig. 6 Schematic diagram of ground simulation thermal vacuum device

热真空试验设备包括: 真空舱、抽真空系统、热源模拟系统及测量系统。发动机放置在真空舱 (由机舱前段与点火舱组成) 内, 真空舱由台上提供。真空舱内配备热环境模拟装置, 模拟热流密度为  $3.3 \pm 0.5 \text{ kW/m}^2$  (此值在试验时包含环境热流), 热环境模拟装置采用碘钨灯、钨丝石英灯方式<sup>[5]</sup>, 热环境模拟装置安装位置为靠近氢、氧泵发泡层处。

本系统在搭载试验和试运行过程中, 工作稳定、可靠, 很好地完成了热流密度的采集和计算工作。图 7 为热流密度数据测量系统在液体火箭

发动机试验中采集到的 6 个热流密度原始数据曲线以及利用数据处理模块经过计算后得到的热流密度值。从得到的数据上分析, 本系统测量精度达到试验任务书要求。

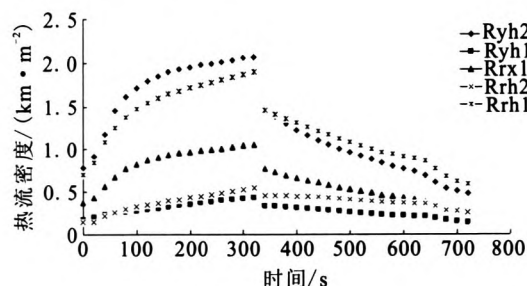


图 7 试验结果

Fig. 7 Results measured in rocket engine test

## 5 结论

通过理论研究及多次在试车中的应用, 证实本文提出的辐射式热流测量系统是可行的, 测量精度能满足要求。试验用辐射热流测量系统性能特点如下:

1) 可以同时测量多个热流计测头的热流值, 并都能实时处理;

2) 能对各测头的热流进行积分, 得到一段时间区间的热量密度值;

3) 能对多个热流测头相应的布局阵列求出总的热量。

本辐射式热流计可用于空间真空环境的辐射热流测量, 也可用于地面环境的辐射热流测量。

### 参考文献:

- [1] 吴洪潭. 表面温度和热流的一种间接测量技术[J]. 宇航计测技术, 2003, 23(2): 30-34.
- [2] 戴自祝. 热流测量与热流计[M]. 北京: 计量出版社, 1986.
- [3] 陈则韶. 瞬态辐射热流计[J]. 太阳能学报, 2006, 27(8): 754-757.
- [4] 张忠进. 测量累计热流量的热流计及其快速标定[J]. 仪器仪表学报, 1996, 17(2): 311-315.
- [5] 黄本诚. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

(编辑: 马 杰)

(上接第 59 页)

### 参考文献:

- [1] 仲伟聪, 张峰. 单喷嘴燃烧流场仿真研究 [J]. 火箭推进, 2009, 33(5): 27-30.
- [2] SHINGO M, JUNJI S, YASUHIRO M, et al. A numerical investigation on shear coaxial LOX/GH<sub>2</sub> jet flame at supercritical pressure, AIAA 2006-761[R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] TSOHAS J, CANINO J V, HEISER S D. Computational modeling of rocket injector internal flows, AIAA 2007-5571[R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] CHEHROUDI B, TALLEY D, MAYER W, et al. Understanding injection into high pressure supercritical environments, ADA417985[R]. USA: ADA, 1985.
- [5] MCBRIDE B J, GORDON S, RENO M A. Coefficients for calculating thermodynamic and transport properties of individual species[R]. USA: NASA, 1993.
- [6] POSCHNER M M, PFITZNER M. Real gas CFD simulation of supercritical H<sub>2</sub>-LOX combustion in the Mascotte single-injector combustor using a commercial CFD code, AIAA 2008-952[R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] DE GIORGI M G, SALENTO U D, LEUZZI A, et al. CFD simulation of mixing and combustion in LOX/CH<sub>4</sub> spray under supercritical conditions, AIAA 2009-4038[R]. USA: AIAA, 2009.
- [8] YU D, NEGISHI H, YAMANISHI N, et al. Combustion and heat transfer modeling in regeneratively cooled thrust chambers (multi-injection flow features), AIAA 2011-5625 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [9] TUCKER P, MENON S, MERKLE C, et al. Validation of high-fidelity CFD simulations for rocket injector design, AIAA 2008-5226[R]. USA: AIAA, 2008.

(编辑: 陈红霞)