

文章编号: 1000-8055(2009)05-1192-05

小功率电弧加热发动机试验参数 测试和精度分析

张莘艾, 汤海滨, 刘 畅, 张振鹏, 马 彬, 刘 宇
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 建立了一套适用于小功率电弧加热发动机地面试验的计算机数据采集测试系统, 叙述了发动机地面试验过程中各测量参数的测量原理、系统的软、硬件组成以及相关技术参数. 对计算机数据采集测试系统各工作通道的测试精度进行了精度分析, 给出典型的试验测试结果. 分析结果表明, 该套数据采集测试系统能准确测得小功率电弧加热发动机工作参数, 解决了小功率电弧加热发动机地面试验参数测量过程中微小流量、微小推力测量的技术难题, 反映出发动机地面试验状态, 为深化展开发动机各项研究提供重要保障.

关 键 词: 电弧加热发动机; 试验; 测试; 精度分析

中图分类号: V439.2

文献标识码: A

Working parameters measurement and precision analysis of ground experiment on arcjet thrusters

ZHANG Xin'ai, TANG Hai bin, LIU Chang,
ZHANG Zhen peng, MA Bin, LIU Yu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: A data acquisition system was built to determine the characters and performance of lower power arcjet thrusters in the ground experiments. Testing principle of working parameters, composition of software and hardware of the system, correlative technical parameters of hardware were depicted in details. Measurement accuracy in working channels were analyzed. Typical testing results were also given. A conclusion can be drawn through the analysis that this data acquisition system can measure working parameters of thrusters accurately, especially obtain the micro mass flow rate and small thrust data, so that the ground experimental status is reflected really. This data acquisition system provides a test platform with reliability for further study on low power arcjet thrusters.

Key words: arcjet thrusters; experiment; test; precision analysis

小功率电弧加热发动机具有比冲高、寿命长、可重复启动、控制精度高等优点, 在航天器姿态轨道控制、南北位置保持等任务中具有广阔应用前

景, 它的应用将增加航天器的有效载荷、降低发射成本、提高航天器整体技术水平. 发动机投入工程应用之前, 一般通过地面试验确定发动机各项性

收稿日期: 2008-05-22; 修订日期: 2009-04-12

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(50836007)

作者简介: 张莘艾(1981-), 男, 上海人, 博士生, 研究领域为空间电推进与特种推进. E-mail: zhangxinai@sa.buaa.edu.cn

能,而发动机工作参数的准确测量是对发动机性能做进一步分析的关键前提。

不同于其它常规推进系统地面试验,电推进发动机的地面试验和工作参数测试有其特有的特点。发动机一般要求在模拟空间环境的真空舱内进行高空模拟点火工作,发动机推进剂工质的流量和发动机工作推力量级较低,一般推力范围为 100~ 200 mN,推进剂流量 15~ 40 mg/s(N_2H_4 或 NH_3 作为推进剂)^[1-5],因而流量与推力的测量成为小功率电弧加热发动机地面试验测量中的一个技术难题;并且需要进行电参数测量。根据小功率(1 kW 级)电弧加热发动机(Arcjet)的常规地面性能试验测试实际情况,其测量工作参数应包括发动机推力、推进剂流量、电弧室入口压强、工作电压、工作电流和真空舱真空度等。针对小功率电弧加热发动机地面试验中推进剂流量、推力级别小的特点,需要合理设计工作参数测试的方法。

在已建成的电推进试验系统的基础上^[6],进行了以 Ar 、 N_2 和 NH_3 作为推进剂的小功率 Arcjet 的地面试验,试验中测量了包括发动机推力、推进剂流量、压强、电流和电压等参数。文章叙述了各测量参数的测量原理、系统的软、硬件组成以及相关技术参数。综合考虑在工作参数测量过程中的各个环节影响因素,对计算机测试系统各工作通道的测试精度进行了精度分析,给出典型的试验测试结果。

1 测试系统组成

Arcjet 发动机试验系统主要包括:真空系统、电源处理单元(电源点火系统)、推进剂供给系统、测试系统和其它辅助设备,其中测试系统的功能为测量、采集并处理发动机的各项工作参数,以便对发动机进行进一步的性能分析,图 1 为测试系统原理图。

1.1 电源电压与电流的测量

为了能够准确而迅速地实时检测电源处理单元(PPU)的外特性电参数,系统选用霍尔系列电流、电压传感器作为检测电流与电压的主要电路元件,辅之以供电电路、参数匹配电路、滤波电路等,图 2 为电流、电压测量系统框图。

霍尔系列电流、电压传感器是一种先进的电磁检测模块元件,采用它作为主要检测用元件能隔离主电路与控制电路,适合于任意波形电参数的检测,甚至可检测瞬态峰值。在工作区内精度优

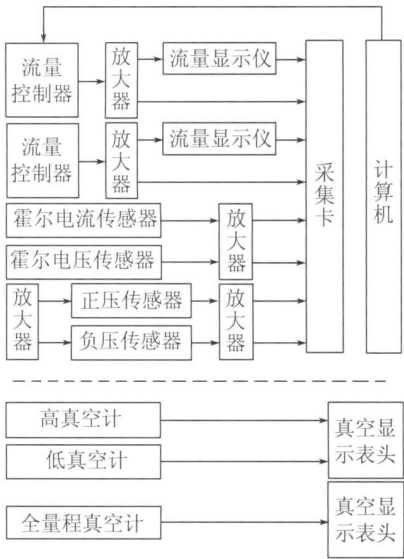


图 1 测试系统原理图

Fig. 1 Measurement system diagram

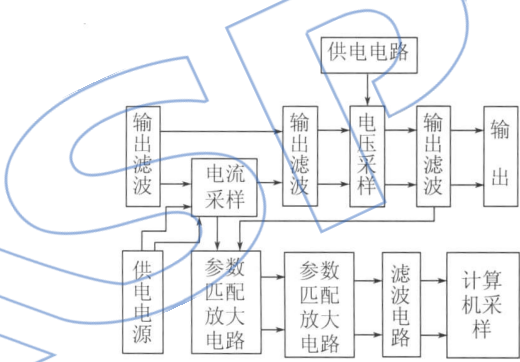


图 2 PPU 测量框图

Fig. 2 PPU measuring diagram

于 1%, 线性度优于 0.1%, 响应时间小于 1 μs , du/dt 高于 50 A/ μs , 工作频带宽 0~ 100 kHz。除此之外,它还具有尺寸小,质量轻,易于安装与调试,可靠性高(平均无故障时间 $> 5 \times 10^4 \text{ h}$),过载能力强,测量范围大等优点,保证在试验过程中准确测量电源电压与电流。

1.2 推进剂流量的测量

采用 D07-7A/ZM 型质量流量控制器与 D08-1A/ZM 型流量显示仪配合使用,对流量进行测量与控制。仪器采用毛细管传热温差热法原理测量气体的质量流量,具有温度压力自动补偿特性。通过调节流量显示仪上的旋钮来调节流量,也可以通过计算机控制流量。流量控制器安装于气瓶与真空表之间的管路上。流量显示仪输出 0~ 5 V 信号供计算机采集,控制器出厂时用氮气进行标定,在实验中使用其它气体时须乘以转换系数,系统中预先将转换结果存于不同推进剂标定文件

中,实验时只需选取相应标定文件即可。

该流量控制器测量范围为 $0 \sim 10 \text{ L/min}$, 准确度为 $\pm 2\% \text{ FS}$, 线性度为 $\pm 0.5\% \sim 2\% \text{ FS}$, 重复精度为 $\pm 0.2\% \text{ FS}$ 。

1.3 微小推力测量方法

推力测量是 Arcjet 试验中必须解决的关键技术,准确测得发动机工作推力是对发动机进行进一步性能分析的前提。Arcjet 产生的推力非常小(小功率 Arcjet 的推力通常在 $10 \sim 200 \text{ mN}$ 之间),并且气路、电路的连接对推力的测量产生很大的影响,发动机工作时会产生高温,而整个发动机必须在真空下才能运行,上述诸多因素给发动机推力的直接测量带来很大困难,国内外不同实验室采用的方法和装置也各异。经过分析比较,最终采用精密电磁动态测力天平装置解决了推力测量的问题^[7]。

装置的基本原理是利用电磁反馈补偿方法使天平工作在随遇平衡状态(或接近于随遇平衡状态),可大大提高普通天平的计量性能,提高天平的精度,从而准确地测量出微小的推力。对于消除气路和电路连接对测量的影响,根据在重力场中重力对物体的作用特性,利用负恢复力矩系数补偿正恢复力矩系数,这样就消除了重力对测量的影响。本文第 3 节对该装置进行了精度分析,结果表明测量误差小于满量程 3% 。

1.4 发动机入口压力与真空度测量

需要测量的压力与真空度包括:发动机入口压力、真空室真空度以及真空系统中的前级真空度。

发动机入口压力的测量采用压力传感器,安装于推进剂入口管路上。考虑到推进剂入口压力可能为正压也可能为负压,因此安装了两个压力传感器,分别测量正压与负压。正压传感器型号为 FDS05 型压力传感器,输出信号为 $4 \sim 20 \text{ mA}$ 的电流信号,测量范围为 $0 \sim 0.6 \text{ MPa}$, 传感器测量精度为 $0.5\% \text{ FS}$; 负压传感器为 MT-8 型真空压力传感器,量程 $0 \sim -100 \text{ kPa}$, 传感器测量精度为 $0.5\% \text{ FS}$ 。

真空室真空度的测量采用 ZDZ-4 型表头式低真空计,真空计被安装在真空舱筒体上,其传感器是特制的对流式皮拉尼规管,观察范围为 $1 \times 10^{-1} \sim 1 \times 10^{-5} \text{ Pa}$, 测量范围为 $1 \times 10^{-1} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ Pa}$, 测量误差不超过 50% 。

1.5 数据采集

1.5.1 数据采集卡

数据采集卡选用 PG-6325A 光电隔离模入接口卡,该采集卡的最高采集速率为 66 kHz , 通道切换时间 $\leq 5 \mu\text{s}$, 系统综合误差: $\leq 0.2\% \text{ FSR}$ 。

1.5.2 数据采集软件

计算机测量采集系统软件是利用 Microsoft Visual C++ 6.0 开发环境开发的 32 位 Windows 程序,具有 Windows 的统一界面,该软件采用了面向对象的编程方法,软件具有良好的操作性与扩展性。

软件分为四个功能模块:标定、数据采集、数据处理以及系统设置。系统设置的功能是设置采集卡的端口地址。通道标定是指通过某种途径建立一个数据表,使该通道的传感器所表示的物理数据与采集卡的二进制数一一对应。本采集软件的通道标定提供两种标定方法,第一种方法是通过采集,即在传感器上加一定负载,在计算机上通过采集得到二进制数据,在传感器的量程内,采集不同的点,便可得到一个数据表。另一种方法是手工输入,即不通过采集而直接手工输入一个数据表。由于采集数据时,往往不是只对一个通道进行采集,为了处理数据的方便,需要把不同的通道的标定数据合成到一个文件中。软件中提供了通道合成功能,即把几个连续的通道标定文件合成到一个文件中。数据处理功能模块主要包括:基本文件操作、删除多余数据、显示测试数据、推力补偿(消除推力天平存在的系统误差)、数据滤波以及提供与其它商用软件的接口等功能。在试验过程中本软件可实时监视发动机的所有工作参数,各路参数曲线同时显示在计算机显示器上,以供试验人员参考。图 3 为数据采集软件的通道标定界面,图中可以看出所标定的通道测量参数情况。

1.5.3 典型测试曲线

图 4 为单个参数典型测试曲线,其中图 4(a)是推力曲线,图 4(b)是流量曲线。通过图 4 可以看出,增加发动机推进剂流量,发动机推力也随之增加,并且测得的推力随流量增加而变化的情况时间上具有良好的同步性,结果表明所采用的测试方案成功解决了小功率电弧加热发动机地面试验过程中微小流量与微小推力的测量问题。

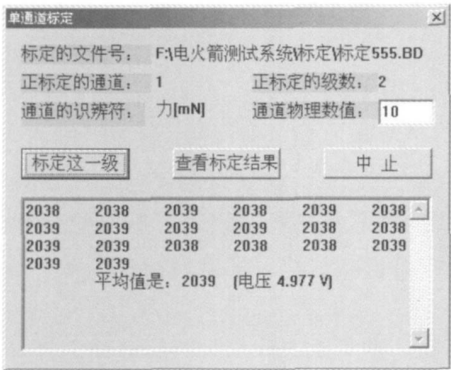
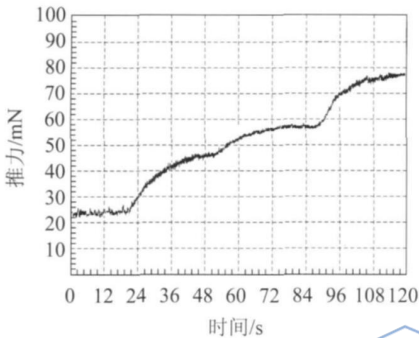
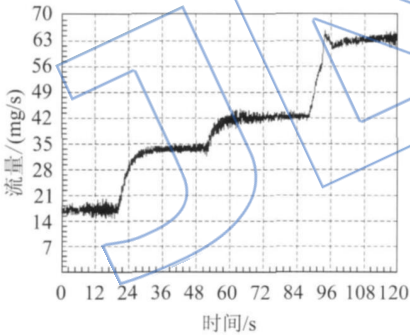


图 3 通道标定界面

Fig. 3 Channel calibration interface



(a) 推力测量曲线(文件: 030604_1.spi 通道号:1)



(b) 流量测量曲线(文件: 030604_1.spi 通道号:2)

图 4 典型测量曲线

Fig. 4 Typical measuring curve

2 测量系统的精度分析

2.1 测力天平精度分析

测力天平的综合误差计算方法为

$$R = \sqrt{R_n^2 + H_r^2 + L_n^2} \tag{1}$$

式中 R_n 为重复性误差; H_r 为迟滞误差; L_n 为非线性误差. R_n, H_r, L_n 的定义分别为

$$R_n = \frac{\Delta R_{\max}}{M_{\max} - M_{\min}} \times 100\% \tag{2}$$

式中 $\Delta R_{\max}$ 为测量装置在测量范围内的最大绝对差值; $M_{\max}, M_{\min}$ 为测量装置测量范围的上限及下限值.

$$H_r = \frac{\Delta H_{\max}}{M_{\max} - M_{\min}} \times 100\% \tag{3}$$

式中 $\Delta H_{\max}$ 为测量装置在测量范围内的最大滞后量.

$$L_n = \frac{\Delta L_{\max}}{M_{\max} - M_{\min}} \times 100\% \tag{4}$$

式中 $\Delta L_{\max}$ 为在测量范围内实际特性曲线与参考直线间的最大偏差, 参考直线由最小二乘法拟合.

为了得到测力天平的重复性误差、迟滞误差和非线性误差, 需对推力天平进行标定. 标定分为静态标定和工作状态模拟标定, 静态标定是指只放砝码, 发动机不通工质, 工作状态模拟标定则是在发动机通工质的同时加砝码, 此时发动机处于冷流工作状态, 管路对测量的影响能够体现出来, 因此更加接近发动机的真实工作状态, 标定结果也更加真实可信. 表 1 为测力天平工作状态模拟标定结果.

表 1 测力天平工作状态模拟标定结果 (单位:mN)

Table 1 Data of simulative working calibration of thrust stand (Unit: mN)

次数		质量/ g							
		0	2	4	6	8	11		
1	上	16 2	35 4	55 3	74 9	94 5	124 1		
	下	16 2	35 6	55 5	75 1	94 7			
2	上	16 2	36 2	55 7	75 3	94 9	124 1		
	下	16 6	36 4	56 2	75 6	94 8			
3	上	16 2	36 0	55 6	75 1	94 6	123 9		
	下	17 9	37 4	57 0	76 5	95 9			

由表 1 中数据计算: 重复性误差 $R_n \approx 1.82\%$, 迟滞误差 $H_r \approx 1.55\%$, 非线性误差 $L_n \approx 0.43\%$, 综合误差 $R \approx 3\%$.

测力天平的静态误差主要来自以下方面: ①设备误差. 它主要包括刀口等活动部件之间的摩擦产生的误差、由于连接管路产生附加力而引起的误差, 以及各种电子元件产生的误差等; ②环境误差. 它包括各种环境因素(温度、湿度、气压、风速、振动、电磁干扰、动加速度等)与要求的标准值不一致时引起的误差, 其中风速与振动对推力天平影响尤为重要, 因此要求测力天平周围空气尽量不要流通, 测力天平要放置于稳固的支座上, 尽量不要振动; ③测量方法误差. 它包括所依据的测

量原理的误差; ④操作误差. 测力天平的动态误差也来自于以上四方面, 但动态误差要大于静态误差, 这是因为发动机处于工作状态时各管路中都通有高压气体(通常为几个大气压), 高压气体会使软管产生变形, 进而产生更大的应力, 这种附加应力会使推力测量产生误差.

2 2 其它通道参数测量精度分析

其它通道的误差主要来自流量计、传感器和采集卡本身的误差, 表 2 为各通道的测量精度计算, 其中发动机入口压力 p_1 为正压传感器测量的发动机入口压力, 发动机入口压力 p_2 为负压传感器工作状态测量的发动机入口压力.

表 2 各通道精度分析表
Table 2 Precisions of all the channels

通道	测量参数	各环节精度/ %	总精度/ %
1	发动机工作推力	推力天平(2.4) + 采集卡(0.2)	3
2	推进剂流量	流量计(2) + 采集卡(0.2)	3
3	工作电流	霍尔传感器(0.5) + 采集卡(0.2)	1
4	工作电压	霍尔传感器(0.5) + 采集卡(0.2)	1
5	发动机入口压力 p_1	正压传感器(0.5) + 采集卡(0.2)	1
6	发动机入口压力 p_2	负压传感器(0.5) + 采集卡(0.2)	1

3 结 论

通过试验测试结果表明, 该测试系统能够满足试验的要求, 各部件均工作正常、稳定、可靠. 经理论分析可以看出, 系统数据采集精度达到要求, 采集结果真实地反映了发动机的工作过程, 为进一步进行试验结果分析提供了可信数据.

试验中也暴露出一些问题, 主要包括: ①由于

采用刀口支撑和软管进气连接, 测力天平零位调节困难, 长时间测量推力精度不能保证; ②电压传感器输出信号震荡较大, 影响了采集的准确性; ③由于电源采用高频点火方式, 因此发动机点火过程中产生的高频干扰偶尔会使计算机出现死机, 影响试验的顺利进行, 虽已加装环形变压器对计算机进行隔离, 但此类现象仍偶有出现.

对于以上问题, 已重新研制了弹性小推力测量架, 将高频点火方式改为高压脉冲点火, 准备进一步的试验测试.

参考文献:

[1] Messerschmid E W, Zube D M, Meinzer K, et al. Arcjet development for amateur radio satellite [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(1): 86-91.

[2] Talley K, Elrod W, Curran F M. Static pressure measurements of the NASA-Lewis 1.2 kW arcjet [R]. AIAA 92-3111.

[3] Terry L H, Francis M C. Low power DC arcjet operation with hydrogen/nitrogen/ammonia mixtures [R]. AIAA 87-1948.

[4] Haag T W, Curran F M. Arcjet starting reliability: a multistart test on hydrogen/nitrogen mixtures [R]. AIAA 87-1061.

[5] Curran F M, Haag T W. Extended life and performance test of a low-power arcjet. [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(4): 444-452.

[6] 汤海滨, 刘宇, 戴梧叶. 小功率电弧等离子体发动机试验及性能研究 [J]. 中国空间科学技术, 2000, 20(6): 57-61.

TANG Haibin, LIU Yu, DAI Wuye. Experiment and performance study on low power arcjet. [J]. Chinese Space Science and Technology, 2000, 20(6): 57-61. (in Chinese)

[7] 汤海滨, 刘宇, 赵宝瑞, 等. 一种电推力器用小推力测量系统 [J]. 推进技术, 2001, 22: 174-176.

TANG Haibin, LIU Yu, ZHAO Baorui, et al. A small thrust measurement system of electric thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22: 174-176 (in Chinese)