

微推力全弹性测量装置*

汤海滨, 刘畅, 向民, 徐衡, 杨勇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 介绍了一种新型微小推力测量装置的工作原理和工作过程, 推力测量范围 0~200 mN, 装置测量精度 $\pm 1\%$ 。针对 N_2 和 N_2O 冷气发动机, 模拟空间工作环境进行了地面试验, 对发动机工作推力、推进剂流量、压强、真空度等参数进行了测量, 给出推力测试结果与理论计算数据的对比。试验证明, 推力测量装置工作稳定、可靠, 可以精确测量出发动机 mN 级微小推力。

关键词: 微推进; 推力测量; 推力; 测量方法

中图分类号: V439.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2007) 06-0703-04

Full elastic microthrust measurement equipment

TANG Haibin LIU Chang XIANG Min XU Heng YANG Yong

(School of Astronautics Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics Beijing 100083 China)

Abstract The operating principle and process of a new type of microthrust measurement stand were presented. The measuring range of the thrust stand is 0~200 mN with $\pm 1\%$ measuring precision. Cold N_2 and N_2O thruster was employed to ground experiment in vacuum to simulate the working environment. The operating parameters which include thrust, mass flow rate of propellant, pressure and vacuity were tested. Test data was also compared with theoretical prediction and results show that the thrust stand is steady and reliable. The thrust stand can measure mN grade thrust accurately.

Key words Micropropulsion; Thrust measurement; Thrust; Measurement method

1 引 言

目前,越来越多的空间任务要求推进系统具有小推力(mN级或更小)和小冲量元(几十 $\mu N \cdot s$ 或更小)的工作特性。对于此类推进系统(主要包括电推进系统和微推进系统)的研究,地面试验中对于微小推力的精确测量显得尤为重要。

根据测量台架的结构不同,常用的微小推力测量方法主要包括目标靶、弹性元件、天平和悬摆四种,根据具体应用,各有其优缺点^[1~6]。Lew is研究中心采用弹性扭摆测量了脉冲等离子体发动机(PPT)的脉冲推力^[2],英国皇家航天器公司采用扭矩管测量了电热推力器的工作推力^[3],这两种方法的基本原理是利用弹性元件,该方法有快速的反应性能,但推力和偏移之间的函数容易受到温度的影响,对系统的热漂移很敏感,从而对测量产生影响。法国 LAAS-

CNES采用悬摆推力架测量了微推力器的推力和冲量^[4],其原理是利用单摆,因此不受温度的影响,但整个系统要求有足够好的刚性。意大利的研究人员采用数字天平测量了微牛级的推力^[5]。这种装置不会受到偏移量和推力之间的非线性关系的影响,但会受到静摩擦力以及电线、推进剂输送管道抵抗力的影响,并且平衡点不稳定,系统反应较慢。在原有微小推力测量试验台架研究的基础上^[7]发展了一套新型全弹性微小推力测量试验台架,推力测量范围为 0~200 mN,测量精度达到 $\pm 1\%$,并成功地在模拟真空中测量了 N_2 和 N_2O 冷气微推进发动机连续工作的微小推力,并给出冷气 N_2 推力测试结果与理论计算数据的对比。

2 实验装置和测量方法

2.1 工作原理

当发动机产生一个推力时,就会给系统一个扭

* 收稿日期: 2006-07-06 修订日期: 2007-03-18

作者简介: 汤海滨 (1970—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。Email: bhhl@buaa.edu.cn

矩,引起弹性元件变形,从而使梁产生一定角度的偏转。因为转动角度很小,可直接通过位移传感器测量出梁端的位移大小来近似代替弧长。假设弹性元件的扭转系数为 K , 梁端距转动轴的距离为 L , 由梁端的位移大小 S 可算出推力大小

$$F = KS/L \tag{1}$$

因为所测量的推力非常小,从而对摩擦等外界因素的消除至关重要。首先是转动装置和固定装置的连接部分。我们采用无摩擦的叉形弹簧片连接两个部分,达到有效消除外界摩擦的目的。

另外,燃料的输送也会对梁的扭转产生影响。由于燃料输送管不可能绝对柔软,从而会对梁的转动产生阻碍,给测量带来误差。为了消除这种因素的干扰,我们采用弹性管来输送燃料,然后通过标定,把由此带来的影响计算到总扭转系数中,进一步提高测量的精度。

对于信号控制和输出,采用开环或闭环两种控制方式,当推力小于 6 mN 时,采用开环方式,由于偏角范围在 0.06° 以内,故将圆周运动近似为平动,采用传感器进行直接测量,从传感器的电压输出得出偏转角度的信息,从而解算出发动机的推力。当推力为 $6 \sim 200\text{ mN}$ 时,由于开环测量偏转角度太大,故采用电磁加力器对力矩进行反馈,使横梁的偏转角度保持为零位,即零位控制。图 1 为闭环测量时的系统流程示意图。

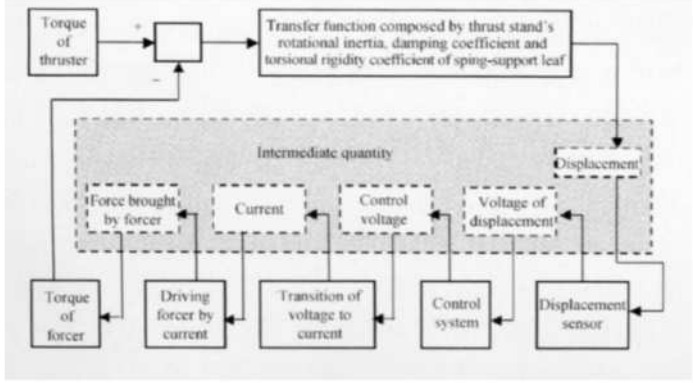


Fig 1 Closed-loop control system

2.2 机械结构

推力测量装置的机械结构由工作梁、主轴、框架、发动机安装架以及推进剂管路组成。图 2 为放置在真空室中的微推力测量装置。

工作梁的作用是支撑发动机、电子设备和测量传感器。工作梁和主轴采用铝合金材料,目的是为了在满足强度要求的前提下尽量减轻重量,工作梁截面为槽形,通过螺栓和主轴连接。工作梁采用槽铝一方面

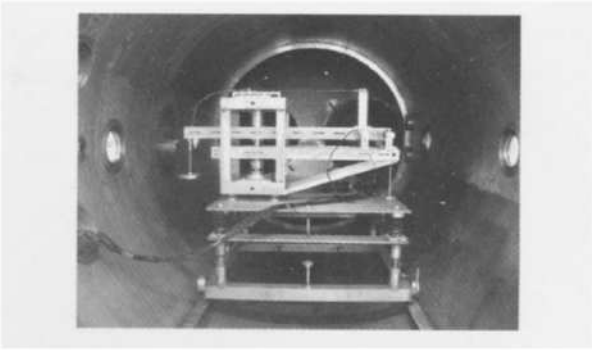


Fig 2 Thrust stand in vacuum tank

是为了减轻重量、增加刚度,另一方面是为了方便其它元件的安装。主轴作为梁旋转的轴,在平衡状态下,应保证梁的重心尽量位于主轴的轴线上。

框架的作用是通过双叉形弹簧片支撑主轴、安装测量设备以及固定推进剂管路。框架同样采用铝合金材料,其上下各有一个双叉形弹簧片。框架的结构应保证足够的刚性和稳定性。框架全部为焊接结构,上下平面为槽铝焊接而成,中间焊接四根角铝作为支撑。

发动机靠铝合金支架安装在工作梁上,发动机产生的推力通过支架传递给工作梁,使其产生偏转。由于主轴没有安装在工作梁的正中间,并且发动机安装在工作梁的一端,因此,为了使整个工作梁的重心位于主轴的轴心上,在工作梁的另一端安装有配重,配重的重量可调。

推进剂的供应采用不锈钢管,其一端连接到发动机上,另一端固定在框架上,并且固定点位于主轴的轴线上,由于不锈钢管长度很长,因此在小转角情况下,可将其视为弹性的,它对测量的影响可以通过标定进行消除。

微小推力测量装置结构设计的一个重要指标就是将梁在载荷情况下的偏斜程度最小化,避免影响推力的测量。

2.3 电路设计和加力标定装置

电信号控制采用比例微分积分 (PID) 控制器,通过调节电阻电容的参数值来得到合适的超调量和响应时间。电路由控制电路、驱动电路及前置电路组成,电路中采用 LF356N 场效应管型运算放大器,电路参数选取见表 1。

Table1 Parameters of control circuit

Parameter	Value
Proportion coefficient	0.5
Differential coefficient	0.7
Integral coefficient	2.5

加力装置和标定装置均采用电磁线圈方式,由永磁铁环和线圈组成。永磁铁环紧固在工作梁侧面,线圈是由在铝质骨架上面缠绕 $\Phi 0.27$ 的漆包铜线制作而成,在绕组外表面涂有绝缘漆,线圈匝数 N 为 800 匝,绕组外径 D 为 25 mm,绕组内径 d 为 16 mm,绕组长度 a 为 18 mm,漆包线直径 d_1 为 0.27 mm,由此可计算出电感 L 为 0.007 9 H。标定器和加力器的尺寸基本一致,标定器直接使用外界恒压电源 ($0 \sim +30$ V),加力器使用驱动电路进行驱动。

2.4 位移传感器

位移传感器采用电容式高精度位移传感器,测量线路采用运算法,同时又采用了驱动电缆技术,使得在位移测量时理论上可以达到输出电压与位移之间具有良好的线性关系。传感器可在真空环境下工作,真空度 < 1 kPa 输出信号为 $0 \sim +5$ V 电压或 $4 \sim 20$ mA 电流,量程为 1 mm,精度为 1 μ m。

2.5 标定方法

采用两种方法对推力进行标定,一种是传统的砝码方法,即在发动机上连接一根细绳,细绳的另一端连接砝码,细绳应处于发动机的轴线上,装置中采用了摩擦极小的滑轮系统,保证了标定的准确性。另一种是电磁力标定方法,即在工作梁上安装一套与加力器相同的电磁线圈和永磁铁环,利用线圈与永磁铁之间的电磁力对推力测量装置进行标定。电磁线圈电流与电磁力之间的关系预先通过高精度的天平测量得到。两种标定方法进行对比,在标定结果一致的情况下,以砝码为最终标定结果。

3 实验结果和讨论

3.1 试验系统

图 3 为实验系统原理图,该实验系统由真空室、压力传感器、压力表、质量流量控制器、气瓶、采集计算机、推力测量装置以及管路和阀门组成。图 4 为实验发动机喷嘴结构图。图 5 是试验时的装置照片。

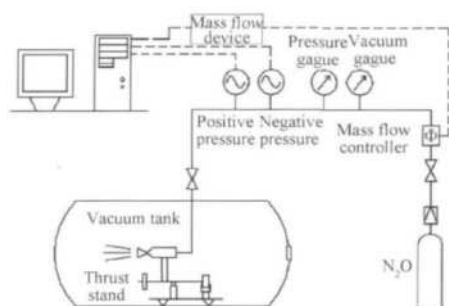


Fig 3 Schematic figure of experimental system

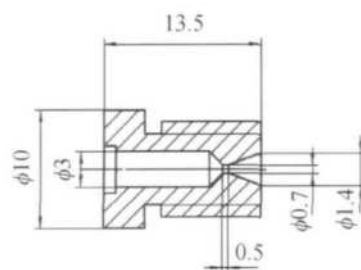


Fig. 4 Structure figure of jet nozzle



Fig. 5 Photo for experimental device

3.2 试验结果和对比分析

分别对 N_2 和 N_2O 进行了模拟真空环境的冷流试验测试,图 6 是 N_2 典型试验曲线,图 7 和图 8 是不同流量 N_2O 典型试验曲线。从测试曲线可以看出,推力测量系统工作稳定、可靠。

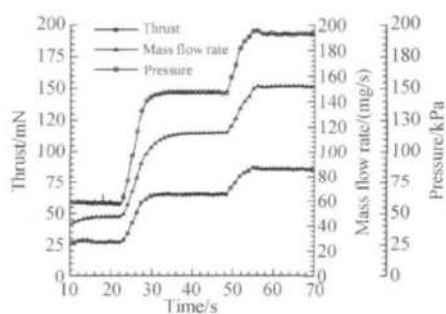


Fig. 6 Testing curve with N_2 as propellant

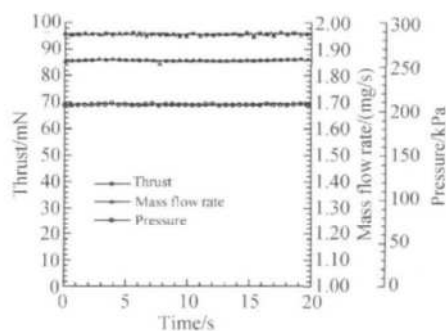


Fig. 7 Testing curve with N_2O as propellant

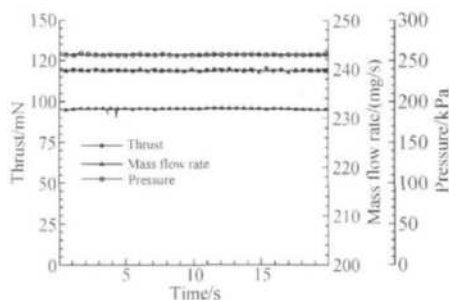


Fig 8 Testing curve with N_2O as propellant

以图 6 的冷 N_2 推力测量结果为例, 对比分析测试结果与理论计算数据。推力按以下公式计算

$$F = m \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (p_e - p_a) A_e \quad (2)$$

实验结果与理论计算结果对比见表 2 可以看出, 理论计算的推力值稍大于实际测试值。主要原因是理论计算为理想状态, 且未考虑发动机喷嘴加工和装配等引起的推力测量损失。

Table 2 Test data and calculation data

Mass flow rate/(mg/s)	48.0	116.0	152.0
Testing thrust/mN	27.0	65.0	85.0
Calculation thrust/mN	30.1	72.7	95.5

3.3 精度分析

装置的测量误差分为推力架本身的误差和标定误差, 下面对其进行精度分析。

为减小标定装置的误差, 应尽量减少滑轮支点处的静摩擦力。设计了如下实验测量该摩擦力, 将两个同等质量的砝码分别挂在滑轮两侧, 此时滑轮静止, 然后在—端增加一个微小的重物, 如果该微小重物不足以克服滑轮支点处的摩擦力, 那么滑轮将保持静止, 不断增加微小重物的质量, 直至滑轮出现转动, 此时该微小重物的重力就是滑轮支点处的最大静摩擦力。微小重物的质量通过精密的分析天平测得。砝码的重量同样选用了 20 g 的砝码。经过测量, 滑轮支点处的最大静摩擦力为 0.6 mN。实际标定过程中, 由于细绳连接发动机的一端是水平的, 因此通过简单的计算可知, 在实际标定过程中滑轮最大静摩擦力为 $0.6 \times \sqrt{2}/2 \approx 0.424$ mN。也就是说在标定过程中由于滑轮摩擦而引起的最大误差为 $\pm(0.424/200) \times 100\% \approx \pm 0.21\%$ 。

推力架最大量程为 200 mN, 砝码重量应该与推力架的最大量程相同, 因此选用了 20 g 的砝码作为

满量程的标准力。对 0 点和 20 g 分别测量了 40 组数据, 测量误差按高斯分布计算, 得到三倍均方根误差为 0.0092, 则推力架总精度为 $\pm 0.92\% \approx \pm 1\%$ 。此精度中包含了推力架本身的误差和标定装置的误差两部分。如果能够设计出摩擦力更小的滑轮系统, 则可进一步减小标定装置的误差, 进而提高推力架的总精度。

4 结 论

研制出新型的全弹性微小推力测量试验台架。采用双叉形弹簧片消除了支撑结构摩擦的影响; 采用不锈钢细管作为推进剂管路, 消除了附件连接对小推力测量的影响; 采用 PID 控制器控制电信号, 通过调节电阻电容的参数值得到合适的超调量和响应时间; 通过永磁铁线圈进行加力及砝码线圈同时标定, 成功地测量了 N_2 和 N_2O 冷气微推进发动机连续工作微小推力, 得到了发动机的工作性能。

进一步的工作将优化电子原器件的选取并调节控制电路的参数, 进行微推进和电推进发动机的脉冲推力和冲量的测量。

参考文献:

- [1] Sasoh A. A high-resolution thrust stand for ground tests of low-thrust space propulsion devices[J]. *Review of Scientific Instruments*, 1993, 64(3).
- [2] Haan T W. PPT thrust stand[R]. *AAAS* 95-2917.
- [3] Barber B C. Thrust measuring system for electrothermal thrusters[J]. *Journal of spacecraft*, 1974, 11(8).
- [4] Oreux S, Rossi C, Esteve D. Thrust stand for ground tests of solid propellant microthrusters[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2002, 73(7).
- [5] Enrico C, Andrea R. Digital control of an interferometric balance for micro-thruster measurement[C]. *Proceedings of the American Control Conference, Denver, Colorado, June 4-6, 2003*.
- [6] 刘向阳, 范宁军, 李科杰. 微型推进器推力测试的现状与发展趋势[J]. *测控技术*, 2004, 23(5).
- [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(2). (TANG Hai-bin, LIU Yu, ZHAO Bao-rui et al. A small thrust measurement system of electric thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2).)

(编辑: 张雅凤)