

基于扭摆台架的动态推力测试方法研究*

刘旭辉¹, 杨飞虎², 魏延明¹, 陈君¹, 汪旭东¹, 毛威¹, 李飞³, 余西龙³

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100094; 2. 北京强度环境研究所, 北京 100076;
3. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要: 微纳卫星微推力器的性能测试, 要求在诊断稳态推力和冲量的同时测量动态推力, 为此开展动态推力测试方法研究。根据扭摆式台架的二阶质量-弹簧-阻尼系统模型及特点, 提出通过静、动态砝码标定, 进行扭摆台架的转动惯量、阻尼常数和弹簧系数等参数辨识。利用干涉式激光位移计实现对微小位移的高精度和高频响测量, 系统的测量精度约为10nm, 测试带宽500kHz。建立了探测器的记录光强与微位移间的数学模型, 获取台架微位移, 通过对微位移进行一次、二次求导获得台架的速度和加速度信息, 根据台架运动方程, 实现动态推力测量。误差分析表明, 稳态推力测试的最大绝对误差小于0.5mN, 动态推力测试的最大误差约为0.58mN。利用落压式工作的微型冷气推力器开展验证试验, 结果表明该测试方法能够实现动态推力测量要求, 响应频率为50Hz。

关键词: 微推力器; 动态推力; 扭摆台架; 干涉式激光位移计

中图分类号: V433.9; O311.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2017) 04-0925-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.04.025

Study of Dynamic Thrust Measurement Using Torsional Pendulum

LIU Xu-hui¹, YANG Fei-hu², WEI Yan-ming¹, CHEN Jun¹, WANG Xu-dong¹, MAO Wei¹, LI Fei³, YU Xi-long³

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;
2. Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China;
3. Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Performance emulation of microthrusters used in micro-nano satellite requires diagnostics of steady thrust, impulse and dynamic-thrust. Measurement technology study was conducted to satisfy this requirement. Based on the torsional pendulum's property as a mass-spring-damping system, a method was proposed to estimate parameters of the pendulum's moment of inertia, damping constant and effective spring coefficient by performing static and dynamic calibrations with weight. An interferometer was applied to measure the small displacement with high precision and high frequency, of which the precision was about 10nm and the bandwidth was 500 kHz. The relation between light intensity recorded by detectors and small displacement was modeled to acquire the displacement of the pendulum. Hence, first-order and second-order derivatives of small displacement could be made to obtain velocity and acceleration, which realized measurement of the time-resolved force acting on the pendulum using motion equation of torsional stand. Error analysis shows that maximum uncertainty is 0.5mN for steady thrust measurement and 0.58mN for dynamic-thrust. Verification experiment was made using an ultra-high pressure cold gas thruster which show this method can be used to measure dynamic thrust at a re-

* 收稿日期: 2015-12-08; 修订日期: 2016-02-25。

基金项目: 国家重点基础研究发展计划项目; “十一五”民用航天项目。

作者简介: 刘旭辉, 男, 博士, 研究领域为微纳卫星姿轨控推进技术。E-mail: xhliu99@163.com

通讯作者: 李飞, 男, 博士, 研究领域为流动/燃烧诊断技术, 超声速燃烧。E-mail: lifei@imech.ac.cn

sponse frequency of 50Hz.

Key words: Microthruster; Dynamic thrust; Torsional pendulum; Laser interferometry

1 引言

随着微纳卫星技术快速发展,基于多颗微纳卫星的集群、编队、星座,能够承担更为复杂的空间任务,而微纳卫星微推进能力对于实现这些任务具有重要支撑作用。微推力器作为关键部件,在研制设计过程中,为了对其性能进行评定,除了进行传统的稳态推力、脉冲冲量的测试外,还需测量推力器在长时间工作过程中的动态推力特性,这对于微推力测试技术提出新的要求。同时测量推力器的稳态推力、脉冲冲量和动态推力不仅可以掌握推力器详细参数,也可为推力器设计优化及数值仿真提供参考。微纳卫星微推力器额定推力多在10mN量级,需要针对推力器特征,研制能够同时测量微推力/冲量以及动态推力的测试系统。

对于微冲量测试,通常采用单摆^[1-5]和扭摆^[6-11]结构。两者都是通过已知脉冲冲量与台架位移的关系,实现单脉冲冲量测量。对于单摆结构一般进行 $10^{-5} \sim 10^{-3} \text{N} \cdot \text{s}$ 量级的冲量测量,扭摆多用于 $10^{-8} \sim 10^{-4} \text{N} \cdot \text{s}$ 量级的冲量测量。对于mN量级的微推力测试,直接法适用于进行百mN量级以上的微推力动态测试^[12,13];间接法将推力测量转化为台架位移或加速度测量,可以实现更小微推力测量。常用的台架结构类型包括单摆^[1,2,5,14,15]、双摆^[16-18]或扭摆^[19-21]等,它可以通过标定静态推力与台架位移/加速度之间的关系,现阶段多用于实现平均推力测量。单摆和双摆结构一般进行mN量级的推力测量,扭摆多用于亚mN, μN 甚至nN量级的推力测量。

总的来讲,冲量和10mN量级的稳态推力测试方法已被广泛研究,技术较成熟,难点主要集中于动态测试方面。直接测力方法虽然可进行动态推力测试,但其仅适合于百mN以上推力测量。间接测量方法,多适用于稳态微小推力测试。为提高其动态测力能力,法国国家科学研究中心系统分析与架构实验室(LAAS-CNRS),发展了一种基于电磁回复力、闭环控制的微推力测量单摆台架,推力测量带宽大幅提升(大于40Hz),可用于数百ms推力作用周期内的动态推力测量,测力范围 $0 \sim 19 \text{mN}$,灵敏度约 $0.2 \text{mN}^{[22]}$ 。其缺点是结构复杂,且测力范围不易调节。意大利Canuto等^[17]开发一种平衡式双摆结构推力台架。该台架有两大特点:(1)双摆摆臂间制造法布里珀罗

(FP)干涉腔体,利用多光束干涉原理实现可变腔长的干涉仪,其位移测量精度极高($<1 \text{nm}$),在 $0 \sim 1 \text{mN}$ 范围内可实现 μN 以下的稳态推力测力精度;(2)与法国LAAS-CNRS台架的思路相近,设置反馈系统控制摆角,提高了测量带宽(10Hz),使其具有动态推力测试能力。与此台架类似的还有意大利Rocca等的平衡-反馈控制测力台架^[18],相同的是两个台架都是双摆结构且测力精度达 μN 量级,不同的是后者使用电容位移传感器进行摆位置测量。

上述几种动态推力测试台架,均采用闭环控制提高测力带宽,但其结构十分复杂、对控制精度要求极高,且难以同时测量冲量。为满足新型微推力器的冲量、稳态推力和动态推力测试要求,本文以扭摆测力台架为基础,分析台架的运动方程,建立微推力动态测试的数学模型。提出利用高频、高精度干涉位移计实现对位移、速度和加速度同时测量的方法,并通过静、动态标定试验获得台架的转动惯量、阻尼常数和弹簧系数等参数,进而实现对推力器的动态推力测试。

2 扭摆测力测试系统组成及动态推力数学模型建立

2.1 测试系统组成

本文设计的微推力测试设备的硬件部分主要包括扭摆台架和微小位移测量系统两部分。台架系统如图1所示,主要包括9个部分,其中固定支架(2)固定于底座(7)上,和摆臂支架(4)间用上下两个挠性轴(3)相连,摆臂(1)固定于摆臂支架上,配重(9)和推力器(6)分别安装于摆臂的左右两端,部件(8)为限位装置,(5)为光学反射镜,是激光位移计的一部分。图中摆臂右端推力器固定位置,有悬挂标定砝码的装置,用于静态、动态标定试验。

台架安装于气浮光学平台上,排除外界振动干扰,底座、摆臂均在试验前调平。在每次试验前,利用外置阻尼器摆臂停滞于平衡位置,并根据预估的最大摆角(一般不超过 3°)调节限位装置。砝码标定试验或推力器工作时,摆臂绕轴心旋转,利用干涉激光位移计测量角锥反射镜的位移量即可获得动态摆角信息。

2.2 台架运动数学模型

扭摆台架是一种二阶阻尼系统,其运动方程可

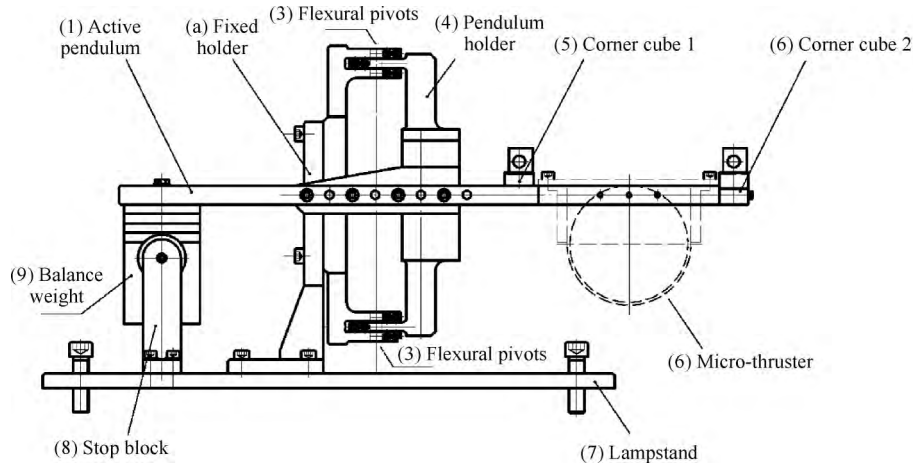


Fig. 1 Schematic of the structure of the torsional pendulum

根据扭矩写为如下形式

$$I\ddot{\theta} + c\dot{\theta} + k\theta = F(t)L_r \quad (1)$$

其中 θ 为相对于初始参考位置的摆动角度, 弧度单位 rad, I 为摆臂的转动惯量 ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$), c 为阻尼常数 ($\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}$), k 是回复力对应的等效弹簧系数 ($\text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}$), $F(t)$ 为作用于台架的外力(即推力器推力, N), L_r 为外力的力臂, 即力的作用位置距离转轴中心的距离 (m), t 为时间 (s)。

在小角度摆动中, 可认为 I, c, k 为常数。在实际应用中摆角较难测量, 常用位移传感器测量摆端位移再换算摆动角度, 在小角度下 $\theta \approx \text{tg}\theta = x/L_p$, 其中 L_p 为位移测量点距离摆轴的距离 (m)。于是式 (1) 可改写为

$$I\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F(t)\cdot L_r\cdot L_p \quad (2)$$

为方便二阶方程的求解, 一般将其转换为如下形式^[23]

$$\ddot{x} + 2\zeta\omega_n\dot{x} + \omega_n^2x = F(t)\cdot L_r\cdot L_p/I \quad (3)$$

式中 ζ 定义为阻尼系数

$$\zeta = \frac{c}{2}\sqrt{\frac{1}{Ik}} \quad (4)$$

ω_n 为无阻系统的自振频率

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{I}} \quad (5)$$

与此对应将 ω_d 定义为阻尼系统的振动频率

$$\omega_d = \omega_n\sqrt{1-\zeta^2} \quad (6)$$

由式(2)可知, 若能准确标定 I, c, k 等参数, 并且在试验中实时测量加速度 (\ddot{x})、速度 (\dot{x}) 和位移 (x), 就能够根据式(2)实时测量推力器的实时推力 $F(t)$ 。因此, 动态推力测试实现的基础包括两部分内容: 其一, 位移、速度和加速度的同时精确测量; 其二, 测量台架参数测量。

3 干涉式激光位移测试系统

3.1 微位移测试原理

对扭摆位移(旋转角度的测量)的精确测量是小推力能否准确测量的关键。在早期, 冲量和瞬时推力的测量多使用诱导高度计、显形电压差分转换计、差分平板电容系统和光学角度阅读装置等^[20]。这些测量技术的精度和频响, 不满足推力/冲量同时测量和动态推力测试能力要求。基于激光干涉仪 (IPS, Interferometric Proximeter System) 的位移测量技术, 能够实现高精度和高带宽, 其最佳位移精度可达 10nm, 最高带宽可达 MHz 以上^[1,10]。这种位移计的基本结构为迈克尔逊干涉仪, 示意图如图 2 所示。使用波长为 632.8nm 的氦氖激光器, 角锥棱镜 1 安装于扭摆台架的摆臂上(图 1 中的部件 5), 随摆臂运动, 称为动角锥。角锥 2 安装于台架底座上, 静止不动称为静角锥。两个光电探测器为高频响 Si 探测器, 其感光面的直径为 0.1mm。两探测器记录的干涉条纹相位

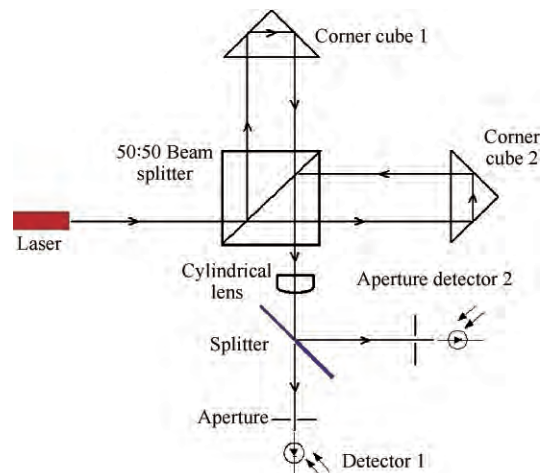


Fig. 2 Schematic of the displacement measurement system based on laser interferometry

相差 90° , 用于运动方向判断^[1], 探测器的输出电信号由记忆示波器记录, 本设计的采集频率为 500kHz。

3.2 位移、速度和加速度测量原理

探测器采集到的是干涉条纹的光强对应的电压信号, 需要建立光强与位移、速度等参数的数学模型。在探测器平面上, 由物光(动角锥光路)的复数波前和参考光(静角锥光路)波前, 可分别用数学式表示为

$$U_o(r) = A_o(r) \exp[i\phi_o(r) + \omega t] \quad (7)$$

$$U_r(r) = A_r(r) \exp[i\phi_r(r) + \omega t] \quad (8)$$

式中 r 为空间的位置矢量, $A_o(r)$, $\phi_o(r)$ 表示与空间位置 r 相关的物光振幅和相位, $A_r(r)$, $\phi_r(r)$ 表示参考光振幅和相位, ω 为角频率, t 表示时间, ωt 代表正在传播的波前瞬时相位。

当上述两个波前在探测面上叠加时, 产生的合振动为

$$U(r) = U_o(r) + U_r(r) = A_o(r) \exp[i\phi_o(r) + \omega t] + A_r(r) \exp[i\phi_r(r) + \omega t] \quad (9)$$

由于探测器仅记录平均能量, 即为

$$I = U(r)U^*(r) = A_o^2 + A_r^2 + 2A_oA_r \cos[\phi_o(r) - \phi_r(r)] \quad (10)$$

式中 U^* 表示 U 的复共轭。

在激光位移计设计中, 探测器、狭缝位于光束中心位置, 即 $r = r_0$, 于是探测器记录的光强信号为

$$I(r_0) = A_o^2 + A_r^2 + 2A_oA_r \cos[\phi_o(r_0) - \phi_r(r_0)] \quad (11)$$

扭摆处于平衡位置时, 可微调参考角锥使得动、静角锥距离分光棱镜的相位差为 π , 即 $\phi_o = \phi_r + \pi$, 此时的探测器光强为最小, 易于调节。当扭摆受力偏离平衡位置时, 偏移位移 x 引起的两光束相位差为

$$\phi_o(r_0) - \phi_r(r_0) = \frac{2\pi}{\lambda} \cdot 2x + \pi \quad (12)$$

于是, 探测器记录到的随时间变化的光强为

$$I(t) = A_o^2 + A_r^2 + 2A_oA_r \cos[\frac{2\pi}{\lambda} \cdot 2x(t) + \pi] \quad (13)$$

探测器输出的信号为电信号, 可表述为

$$S(t) = G * I(t) + S_{\text{offset}} \quad (14)$$

式中 G 为光电系数, 在光电探测器的线性区其为常数, S_{offset} 为探测器输出偏置, 通常很小, 可忽略。因此, 采集到的电信号为有偏置的余弦形式, S 随 x 的增加而周期性变化, 这就是探测器记录到的干涉条纹, 如图 3 所示。

于是, 可根据探测器记录的干涉光强计算得到动态位移信息

$$S(t) = G[A_o^2 + A_r^2 + 2A_oA_r \cos(\frac{2\pi}{\lambda} \cdot 2x(t) + \pi)] \quad (15)$$

$$x(t) = \frac{\lambda}{4\pi} [\pi + k \cdot \arccos(\frac{S(t) - G(A_o^2 + A_r^2)}{2GA_oA_r}) + N \cdot 2\pi] \quad (16)$$

$k = -1, 1; N = 0, 1, 2, 3 \dots$

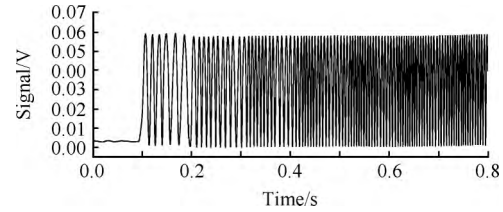


Fig. 3 Schematic of recorded interference fringes

根据式(16)可获取实时位移信息: $S(t)$ 为每一时刻的探测器输出电信号, $G(A_o^2 + A_r^2)$ 等于每周期内的最大值最小值的平均值, $2GA_oA_r$ 为振幅, N 为干涉周期数, 对应于初始时刻到计算时刻间的周期数, 可利用过零点数获得, k 为计算时刻对应干涉周期内半周期系数, 前半周期 $k = -1$, 后半周期 $k = 1$ 。

位移测量频率等于记录探测器信号的采样频率, 极高的采样频率保证了位移的测量精度, 以采样率 500kHz 为例, 最大摆速一般在数 mm/s, 即每个干涉周期内有上百个采样点, 每个干涉周期对应的位移为半波长, 即 316.4nm, 因此位移测量精度在 10nm 量级。

在高位移精度和高采集频率的情况下, 可对位移数据进行一次、二次求导获得实时速度、加速度信息。然而, 逐点微分求速度会带来很大的误差, 于是在速度、加速度计算中对位移结果进行了 100 点平滑, 加速度运算亦是如此。如此, 速度和加速度误差约为 0.05mm/s 和 0.025mm/s², 对应的速度和加速度测量带宽分别为 5kHz 和 50Hz。若继续提高采样频率, 可以进一步提高位移、速度和加速度的测量带宽和精度。

4 测试台架参数辨识

4.1 参数辨识方法

直接测量式(2)中的参数 I , c , k 十分困难, 而如果利用该运动方程的精确解公式, 利用实测数据进行多参数拟合, 可获得 I , c , k 值。式(2)为二阶微分方程, 且 x 是时间 t 的函数, 若外力 F 随 t 任意变化, 则式(2)无法直接求解, 对于两种特殊的受力情况, 式(2), (3)可求解, 这两种受力分别为脉冲冲量 $F(t) = I_{\text{hit}} \delta(t)$ 和阶跃推力^[24]。由于脉冲冲量在实际测量中难以准确标定, 于是选用阶跃推力的精确解和标定数据, 求解 I , c , k 参数。

针对式(3)代表的扭摆运动, 若作用阶跃推力

$$F(t) = \begin{cases} 0 & (t < 0) \\ F_1 & (t \geq 0) \end{cases} \quad (17)$$

式中 F_1 为稳定的推力。

则摆端的最终位移(停摆后)为

$$x_{ss} = F_1 \cdot L_f \cdot L_p / k \quad (18)$$

在较小摆动角度下(一般小于 3°),力作用后($t > 0$)的摆运动过程可用运动方程(式(3))的精确解来描述,对于欠阻尼摆($\varsigma < 1$),式(3)的解可描述为如下形式^[24]

$$x(t) = x_{ss} \left(1 - e^{-\varsigma \omega_n t} \left[\cos(\omega_d t) + \frac{\varsigma}{\sqrt{1-\varsigma^2}} \sin(\omega_d t) \right] \right) \quad (19)$$

阶跃推力作用下的欠阻尼摆的运动轨迹可用 ς , ω_n 描述,即可用 I, c, k 描述。

在试验中,利用砝码标定试验实现阶跃力,称为动态标定。 $t < 0$ 时,扭摆摆臂悬挂砝码,使得摆臂振荡运动,直至停止下来。这时的摆位定义为初始位置, $t = 0$ 时刻,利用高速位移机构快速托起砝码,使得悬丝不受力,实时测量 $t \geq 0$ 的摆位运动过程(摆端实时位置),获得阶跃力作用下的实际运动轨迹,该阶跃力大小等于砝码重力。在具体实现中,砝码的悬丝使用光纤内芯(直径约 $10\mu\text{m}$),位移机构的移动速度大于 500mm/s 。于是砝码抬起时间在 ms 量级,远远小于台架的自振周期(数秒),因此可认为 $t = 0$ 时刻的力上升沿为阶跃上升。

4.2 等效弹簧系数 k 辨识

等效弹簧系数 k 可根据砝码作用下的摆端稳态位移即式(18)来计算。对 $0 \sim 50\text{mN}$ 推力范围内进行系统标定,使用 $200\text{mg}, 500\text{mg}, 700\text{mg}, 1\text{g}, 1.5\text{g}, 2.0\text{g}, 2.5\text{g}, 5\text{g}$ 共计 8 个砝码,标定结果见图 4 所示,稳态位移与砝码重量的拟合曲线为 $x_{ss} = 0.05211F_1$ 。根据式(18)和两个力臂常数 $L_f = 238.5\text{mm}$, $L_p = 375\text{mm}$,可得等效弹簧系数: $k = 1.7155 (\text{N}\cdot\text{m})/\text{rad}$ 。

4.3 转动惯量和阻尼常数

在弹簧系数 k 已知的情况下,利用转动惯量 I 和

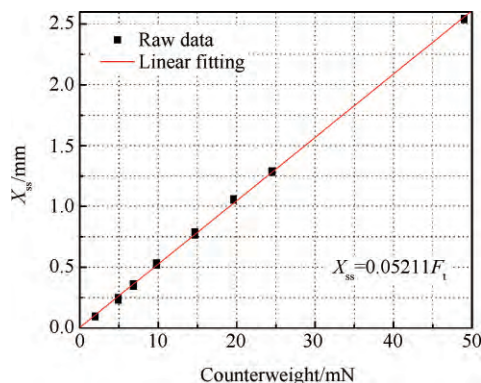


Fig. 4 Results of static calibration

阻尼常数 c 可计算得到阻尼系数 ς 和自振频率 ω_n , 进而由式(19)获得理论情况下的摆动运动轨迹($x(t)$)。理论运动轨迹与试验实测的摆端运动轨迹相拟合,即可获得最佳拟合常数: I 和 c 。以 2.0g 砝码的动态标定试验为例:计算与实验的运动轨迹如图 5 所示。拟合获得的最佳拟合效果下, $I = 0.565 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $c = 0.003 \text{ N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}$, $0.2 \sim 5\text{g}$ 的多个砝码的标定、拟合结果表明, I 和 c 的最大偏差小于 3%。因此可认为图 5 的拟合结果即为台架的参数,换算得到的阻尼系数 $\varsigma = 0.0015$, $\omega_n = 1.7425\text{Hz}$, 即自振周期约 $\tau = 2\pi/\omega_n = 3.606\text{s}$ 。根据以上台架参数,以及通过获取加速度(\ddot{x})、速度(\dot{x})和位移(x)的信息,可进行推力器的动态推力测试。

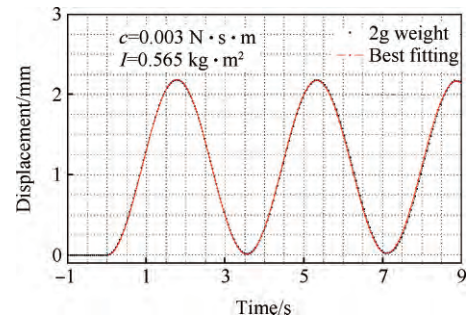


Fig. 5 Best fitting of track of the pendulum and the motion equation after unloading the counterweight of 2g

5 动态推力测量验证试验

试验测量了采用微型阀门与喷管一体化设计的微型冷气推力器,气瓶直接与推力器组件连接,为了验证测试系统的推力动态测试性能,冷气系统中不采用减压器,推力器采用落压式工作,推力器连续工作 25s 。气瓶内的初始压力为 0.22MPa ,最终气压为 0.17MPa ,测得的位移、速度等数据绘制于图 6 中。控制推力器阀门,推力器于 0s 开始工作,至 25s 停止工作。图中由下至上,分别为摆位置、摆速、加速度和推力器推力的时间历程。其中摆位置是经过激光干涉位移计的输出电信号利用式(16)计算获得;摆速为位移的一阶导数;加速度为位移的二阶导数;推力器推力由式(2)计算得到。由图 6 可见,推力器初始推力为 7.97mN ,随着气瓶内压力下降,推力器的推力随时间逐渐下降。

由于存在过滤网和阀门压降,无法获知推力器喷管上游的准确压力,因此难以用理论计算获得推力数据。若以气瓶压力代替喷管入口压力,结合喷管参数(喉道直径 0.28mm ,面积比 36),按照推力系数公式^[25],可粗略估计出 0.22MPa 压力对应的推力约

为11mN,0.17MPa时约为7.1mN,推力随压力衰减近似线性变化。实际推力器的推力应小于上述数值,这与图6中实测值的量级和趋势相符。

6 误差分析

测力台架的误差源较多,一般包括外界震动干扰、台架参数标定误差、位移/速度/加速度测量误差等。对于稳态推力测试,可用砝码静态加载的标定试验评估。将图4中的数据乘以标定后的等效弹簧系数,可获得测力系统的实测砝码重力。将该数值与实际砝码重力对比,即可获得测力系统的绝对误差。如图7所示,静态推力测试中的最大绝对误差为0.5mN(1% F.S.),所有数据点的平均相对误差约为1.9%,其最大的误差源是悬挂砝码的轴承阻力。

动态推力测试时,误差难以直接标定,需通过误差传递公式予以估算。根据式(2)可知, $F(t)$ 的误差源自台架参数(I, c, k, L_f, L_p)的标定、测量误差,以及参数(\ddot{x}, \dot{x}, x)的测量误差。在台架结构设计和安装过程中,位移传感器和推力器的安装均有定位装置, L_f, L_p 的误差约0.1mm量级(千分之一),且其误差影响已计入 I, c, k 的计算中,不再考虑其影响。因此,由式(2)可推导误差的传递公式为

$$\Delta F \approx \frac{|\ddot{x}| \cdot \Delta I + |\dot{x}| \cdot \Delta c + |x| \cdot \Delta k + |k| \cdot \Delta x}{L_f \cdot L_p} \quad (20)$$

式中 Δ 代表绝对误差。

利用3.2节的位移、速度和加速度测量误差(10nm, 0.05mm/s, 0.025mm/s²),第4.3节常数标定中的 I, c 最大偏差(3%)和等效弹簧系数的偏差(1%),以及各参数的标定/实测值,可根据式(20)计

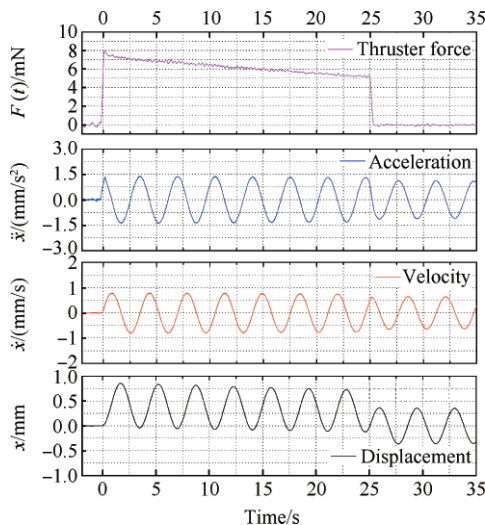


Fig. 6 Measured results using a long-time working cold gas thruster

算得到动态测力的误差值。以图6为例,三个典型时刻1.7/2.55/3.4s对应的 x, \dot{x}, \ddot{x} 测量值分别为0.86/0.42/-0.04mm, 0/-0.79/0mm/s, -1.39/0/1.39mm/s²。带入式(20)可得力误差约为0.58/0.24/0.43mN,即动态推力测试时的最大误差约为0.58mN。

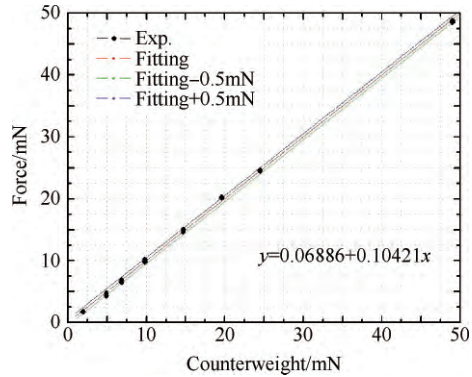


Fig. 7 Error analysis of static calibration

7 结论

提出利用扭摆台架和迈克尔逊式激光干涉位移计实现对微推力器的推力、冲量和动态推力测量。将动态推力测试转换为(1)位移、速度和加速度的同时精确测量;(2)测量台架参数测量。激光干涉位移计的位移测量精度10nm,带宽500kHz;对其一次、二次求导测量速度和加速度:速度精度0.05mm/s,带宽5kHz;加速度精度0.025mm/s²,带宽50Hz。0.2~5g的8种砝码的静态加载标定,可得等效弹簧系数: $k=1.7155$ (N·m)/rad;动态标定可获得转动惯量和阻尼系数: $I=0.565$ kg·m², $c=0.003$ N·s·m,最大偏差小于3%。

测量系统实测了落压式微型冷气推力器的推力动态变化,25s内推力从7.5mN近似线性减小到5mN。误差分析表明,稳态推力测试的最大绝对误差小于0.5mN,动态推力测试中,最大误差约为0.58mN。研究表明,高频、高精度激光位移计与扭摆台架的结合,既能进行稳态推力和脉冲冲量测量外,也可动态测量微推力器的推力变化。

参考文献:

[1] Cubbin E A, Ziemer J K, Choueiri E Y, et al. Pulsed Thrust Measurements Using Laser Interferometry [J]. *Review of Scientific Instruments*, 1997, 68 (6): 2338-2345.
 [2] Youngner D W, Lu S T, Choueiri E, et al. MEMS Mega-Pixel Micro-Thruster Arrays for Small Satellite Stationkeeping [C]. *USA: 14th Annual/USU Conference*

- on *Small Satellites*, 2001.
- [3] Tanaka B S, Hosokawa R, Tokudome S, et al. MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical Feedthroughs [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2003, 46(151): 47-51.
- [4] Chang Y K, Kang S J, Cho H R. Development of a Micro-Thruster Impulse Measurement System Using Optical Sensors [C]. *USA: 22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC08-VII-5*, 2008.
- [5] 陈 默. 基于 MEMS 的 4×4 微推进阵列制备及性能研究 [D]. 南京:南京理工大学, 2010.
- [6] Haag T W. Thrust Stand for Pulsed Plasma Thrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 1997, 68(5): 2060-2068.
- [7] Koizumi H, Komurasaki K, Arakawa Y, et al. Development of Thrust Stand for Low Impulse Measurement from Microthrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2004, 75(10): 3185-3190.
- [8] Li J, Tang Z. Laser Micro-Impulse Torsion Pendulum [J]. *Chinese Optics Letters*, 2005, 3(2): 76-69.
- [9] Yang Y X, Tu L C, Yang S, et al. A Torsion Balance for Impulse and Thrust Measurements of Micro-Newton Thrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2012, 83(1): 015105-015105.
- [10] 方 鹊, 洪延姬, 叶继飞, 等. 激光干涉法在扭摆法测量微冲量中的应用 [J]. *推进技术*, 2010, 31(1): 119-122. (FANG Juan, HONG Yan-ji, YE Ji-fei, et al. Application of Laser Interference in Micro-Impulse Measurement with Torsion Pendulum [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 119-122.)
- [11] Koizumi H, Komurasaki K, Arakawa Y. Development of Thrust Stand for Low Impulse Measurement from Microthrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2004, 75(10): 3185-3190.
- [12] 王玉林. 固体微型推力器阵列的推力测试 [D]. 北京:北京理工大学, 2011.
- [13] 岑继文, 徐进良. 微推力与冲击力关系的实验研究 [J]. *推进技术*, 2009, 30(1): 114-119. (CEN Ji-wen, XU Jin-liang. Experimental Investigation on the Relation Between Micro-Thrust and Impinging Force [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(1): 114-119.)
- [14] Chaalane A, Rossi C, Esteve D. The Formulation and Testing of New Solid Propellant Mixture (DB + x%BP) for a New MEMS-Based Microthruster [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2007, 138(1): 161-166.
- [15] Xiong J, Zhou Z, Sun D, et al. Development of a MEMS Based Colloid Thruster with Sandwich Structure [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2005, 117(1): 168-172.
- [16] Takahashi K, Lafleur T, Charles C, et al. Direct Thrust Measurement of a Permanent Magnet Helicon Double Layer Thruster [J]. *Applied Physics Letters*, 2001, 98(14).
- [17] Canuto E, Rolino A. Nanobalance: An Automated Interferometric Balance for Micro-Thrust Measurement [J]. *ISA Transactions*, 2004, 43(2): 169-187.
- [18] Rocca S, Menon C, Nicolini D. FEED Micro-Thrust Balance Characterization and Testing [J]. *Measurement Science & Technology*, 2006, 17(4): 711-718.
- [19] Gamero-Castaño M, Hruby V. A Torsional Balance That Resolves Sub-Micro-Newton Forces [R]. *IEPC-01-235*, 2001.
- [20] Ziemer J K. Performance Measurements Using a Sub-Micronewton Resolution Thrust Stand [R]. *IEPC-01-238*, 2001.
- [21] Jamison A J, Ketsdever A D, Muntz E P. Gas Dynamic Calibration of a Nano-Newton Thrust Stand [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2002, 73(10): 3629-3637.
- [22] Orioux S, Rossi C, Rossi C, Esteve D. Thrust Stand for Ground Tests of Solid Propellant Microthrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2002, 73(7): 2694-2698.
- [23] Polk J E, Pancottiy A, Haag T, et al. Recommended Practices in Thrust Measurements [R]. *IEPC-2013-440*, 2013.
- [24] Angeles J. Dynamic Response of Linear Mechanical Systems: Modeling, Analysis and Simulation [M]. *Berlin: Springer*, 2012.
- [25] 陈新华, 田希晖, 苏凌宇, 等. 航天器推进理论 [M]. 北京:国防工业出版社, 2014.

(编辑:张荣莉)