

基于双光束干涉原理的微小推力 测量系统实验研究

黄子惟, 田松岩, 商圣飞

(北京航空航天大学, 北京 100191)

摘 要: 微小推力测量技术是微推进器研制的关键技术之一, 是微小卫星技术发展的重要支撑。为了发展更高精度的测量系统, 基于双光束干涉原理, 提出了一种新的高精度光学微小推力测量方法, 设计并搭建了一套测量微小推力的实验装置。进行了三次标定和测量实验, 探索和总结出微推力测量的经验和方法, 并对测量系统进行改进。实验结果表明, 该测量系统使用方便, 能获取实时推力曲线, 最大测量误差 1.86%, 测量精度已达到现有推力架的测量精度, 但没有达到双光束干涉原理的理论精度要求, 在未来有较大的提升空间。

关键词: 微推进器; 微小卫星; 双光束干涉; 推力测量

中图分类号: V433.9-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0080-06

Experimental investigation on micro-thrust measurement system based on double-beam interference principle

HUANG Zi-wei, TIAN Song-yan, SHANG Sheng-fei

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

Abstract: The micro-thrust measurement technology plays a key role in micro-thruster development, which is the essential technology of micro-satellite. To develop high-precision measurement system, a new high-precision optical micro-thrust measuring method based on the principle of double-beam interference was proposed, and a micro-thrust experimental device was founded as well. Through three different calibration and measurement tests, some experiences and methods of micro-thrust measurement were obtained and some measuring facilities were improved. The experimental result shows that the measurement system can acquire the real-time thrust curve and is convenient for operation. Its maximum measurement error is 1.86%. The measuring accuracy is up to the precision of existing thrust-frame measuring equipment. However, the measuring precision is still below the theoretic precision of principle of double-beam interference.

Keywords: micro-thruster; micro-satellite; double-beam interference; thrust measurement

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-08-29

作者简介: 黄子惟 (1992—), 男, 学士, 研究领域为飞行器设计

0 引言

近年来, 微小卫星以其体积小、质量轻、成本低以及研制周期短等优点, 广泛应用于通信、遥感以及军事侦察等领域, 成为卫星工程发展的重要趋势之一^[1-2]。适用于微小卫星的微推进器技术也迅速发展, 先后出现了推力为几微牛至几牛之间的脉冲等离子体推进器、微波等离子体推进器以及霍尔微推进器等^[3-5]。在微推进器的研制和性能改进过程中, 精确测量微推力是十分关键并富有挑战性的经典难题^[6]。

测量小至毫牛甚至微牛量级的推力, 易受各种因素的干扰, 测量难度要比常规推力大得多。目前的微推力测量方法有通过力传感器的直接测量^[7-10]和通过羽流动量通量测量^[11-14]几种方法。现在测量微推力的方式主要是通过推力台架, 将施加于推力台架的微推力放大、转化, 以实现测量。通过羽流测量的方法并不直接测量推力而是测量气动力, 但是由于靶面结构影响流场, 对测量结果的影响较大。尽管推力测量技术已经发展多年, 但是目前的推力测量方法仍然难以满足微小量级的推力测量要求, 测量结果容易受到震动、零漂、温漂等环境因素的干扰。

本研究利用双光束干涉原理, 参考迈克尔逊干涉仪结构提出了一种新的光学测力方法, 设计并制作一套测量微小推力实验系统, 通过测试实验证实了测量方法可行, 测量精度达到了现有推力测力架精度要求, 并有较大的精度提升空间。

1 测量系统方案

测量系统如图 1 所示, 主要由标定系统、光学系统、数据接收与处理系统以及显示器组成。在推力测量时, 微推进器装载在标定系统中, 光学系统将推力引起的位移响应转变为光信号, 通过数据接收与处理系统获取响应的电信号, 经过计算处理获取实时的推力曲线。该系统所用激光器 532 nm 以及硅胶膜变形结构, 运用双光束干涉原理能分辨出的最小推力非常小, 并且通过更换变形膜可以实现不同精度、量程的推力测量,

理论精度非常高。

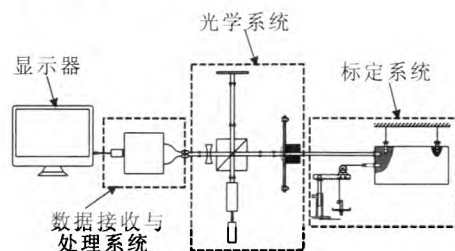


图 1 测量系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of measurement system

2 测量系统组成及工作原理

2.1 标定系统

标定系统如图 2 所示, 包括喷管柱体、标定中心杆、推杆、滑轮平台、升降底座与变形膜等, 其主要功能是装载微推进器和进行推力标定。砝码盘用于放置砝码, 将标定所用的重力传递给标定鱼线; 标定鱼线的固定端固定连接有标定中心杆, 标定中心杆为杆状结构, 一端有弧形孔, 标定线与标定中心杆轴线重合; 推杆固定端通过螺纹与喷管柱体连接, 推杆顶端与变形膜中心垂直接触。由于所测推力极其微小, 采用了针式接触低摩擦滑轮以减小摩擦力的干扰。

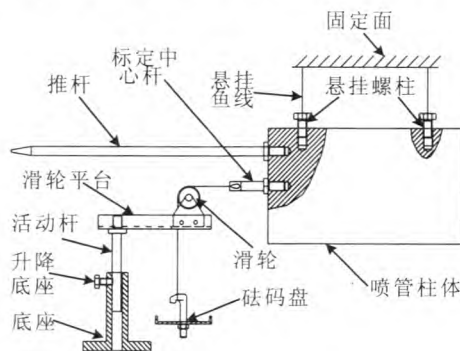


图 2 标定系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of calibration system

在地球的重力场中, 微推进系统的自重远远大于其推力, 因此, 在重力场中进行微小推力测量必须消除推力器自重对推力测量的影响。标定系统通过悬挂鱼线与悬挂螺柱的组合调节喷管柱体的安装位置, 消除重力的影响, 保证推杆仅产

生水平方向的位移。在推力标定时,通过调节升降底座和活动杆,使得标定中心杆与滑轮之间连接线保持水平;通过施加一系列砝码模拟水平推力作用,使得推杆挤压变形膜中心产生光学信号,由此获得载荷与响应的关系式,并以此为基础进行测力实验。使用本系统能精确模拟推力作用,使用砝码标定可以准确施加标准力。

2.2 光学系统

如图 3 所示,光学系统包括激光器、扩束镜、计数装置与变形膜支架等。变形膜支架为圆柱阶梯孔结构,其端面内安装有变形膜,活动高反镜安装在变形膜内侧,整个推力测量光学系统安装于光学面包板上。

激光光源采用功率为 130 mW,产生波长为 532 nm 绿色激光发生器,由于激光的高单色性保证了其产生的干涉条纹的检测效果。光路应用迈克尔逊干涉仪结构,利用双光束干涉原理组成了光路系统,通过接收平面检测干涉条纹的变化并向数据接收处理系统输出电信号从而实现推力的检测。

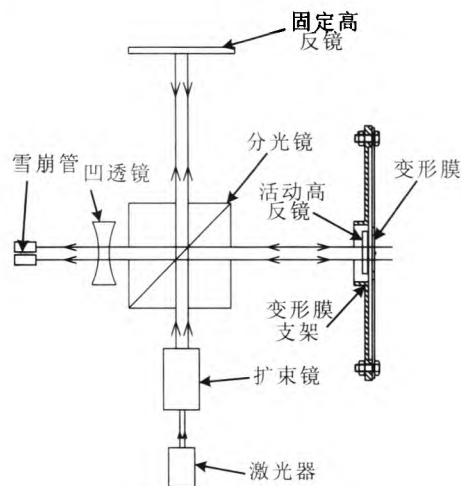


图 3 光学系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of optical system

光学系统利用激光的高单色性将一束激光用扩束镜和分光镜分为两束,分别垂直入射活动高反镜及固定高反镜,光束分别在活动高反镜与固定高反镜的表面反射后在分光镜处汇合,由于这两束光为激光器发出的同一束激光分光而来,故

而可以产生干涉效应。在测试平面处形成干涉条纹。测试平面有两只雪崩式光电二极管,测试上述干涉条纹。其在干涉条纹暗纹照射时产生较小电流;而在干涉条纹亮纹照射时产生较大电流,从而将位移信号转换为电信号。

2.3 数据接收与处理系统

如图 4 和图 5 所示,数据接收与处理系统由双光电二极管、放大整形电路、计数测量系统、计算机及数据处理软件等组成,其主要功能是将光学信号转换为电信号,通过放大整流处理将模拟信号转换为数字信号,并经过计数处理得到实时推力曲线。

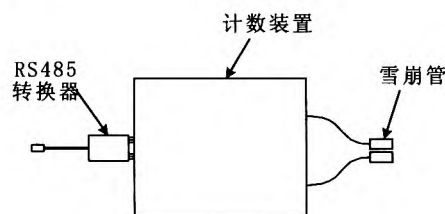


图 4 光信号接收及传输系统

Fig. 4 Optical signal reception and transmission system

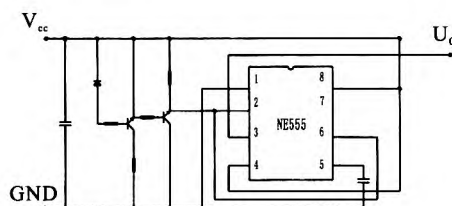


图 5 放大整流电路图

Fig. 5 Circuit diagram of amplifying and reshaping

该系统综合模拟与数字电路,其中雪崩光电二极管用于采集干涉条纹变化的光信号,在明暗条件下产生不同的电流信号;放大整流电路通过三极管二级放大电路将两个光电二极管产生的电流信号放大,转换为易于识别与处理模拟电压信号,随后通过 555 时基电路滞回将变化的两路模拟电压信号转变为两路数字电压信号后输出。两路数字电压信号输入计数测量系统后,计数系统可通过识别高低电平的时间差自动计数并显示、输出当前计数值,通过数据采集系统,计算机可获得计数器输出的计数值,通过数据处理软

件可以在电脑终端将计数值实时显示, 并绘出实时数据曲线。

2.4 推进系统

为了模拟推进器的工作状态, 设计了一套不需要连接管路的模拟推力测量系统, 该系统由高压气源、减压阀、音速喷嘴、模拟发动机以及安装架组成。碳纤维制成的高压气瓶作为气源供气, 模拟真实发动机喷出的高速气流, 并设置减压阀控制输出气体的压强和流速; 采用电磁阀控制气流的输出与否, 模拟推进器的启动和关机动作; 音速喷嘴用于加速气流, 模拟发动机喷管的工作; 模拟发动机将上述部件包含在内, 形成一个整体, 以达到模拟真实发动机的目的; 安装架用于将模拟发动机水平悬空吊起, 以减小运动中的阻力, 使模拟发动机在真空条件下产生极小的推力也有明显的运动产生。

3 微推力测试实验

搭建好测试实验系统后, 使用模拟发动机进行了多次测试实验, 以检验测试流程和测量系统精度, 获取测量经验, 测得实验数据, 对实验数据进行了分析; 数次改进了系统, 提出了今后系统的改进方法和方向。

3.1 测量环境

由于测试系统采用的弹性结构和条纹计数方法对环境振动非常敏感, 因此对系统隔振和测量实验环境要求较高。为了减小外界对系统的干扰, 测试系统安装于 300×600 光学面包板上, 面包板则固定于气浮隔振光学平台 (图 6), 该光学平台能够固定各种光学元件, 能消除平台上任意部件之间的相对位移。



图 6 气浮光学平台

Fig. 6 Floating optical platform

3.2 测量标定

测试系统采用砝码法标定, 通过设计的滑轮组件与传力杆结构, 将砝码的重力作用于变形结构上, 加载不同质量的砝码, 变形组件会有不同的响应, 干涉条纹会出现不同个数的移动, 以此来获得标定力与条纹个数变化的关系。

砝码质量与模拟推力 F 的关系为: $F=x \cdot g$ (g 为当地重力加速度, 标定实验在北京航空航天大学羽流实验室进行, 当地重力加速度为 9.8015), 由此可得推力计算公式为:

$$F=x \cdot 8015$$

通过标定实验获得的测量值, 拟合得到推力大小 (y) 与计数个数 (x) 的关系式:

$$y=0.2028x-1.228$$

图 7 中拟合曲线的线性相关系数为 0.999 9。经计算, 置信概率为 99.7% 的误差范围为 7.83 mN, 误差 1.86%。

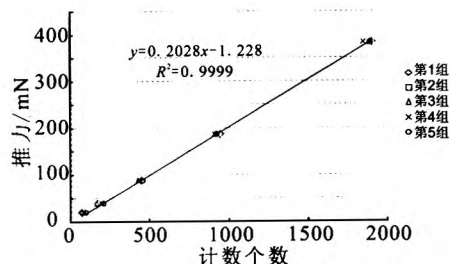


图 7 标定实验曲线

Fig. 7 Curve of calibrating test

3.3 系统改进

首次标定过程中发现传力杆施加推力时, 推杆在膜上的作用点难以保证镜片的位移沿着光轴方向, 导致干涉条纹除了平移运动外, 条纹的形状也发生变化。此外当推力加大时, 干涉条纹容易模糊, 光电管感应困难、系统难以计数, 大大降低了测试精度。为此, 在膜转接架上加装了限位滑块, 并将滑块、镜片与膜结构的中心连接在一起, 使镜片的位移限制在转接架上的孔位轴径方向上 (图 8)。

此外, 首次标定中使用的位移台因为弹簧弹力和摩擦力对实验的影响在仪器改进中更换为了硅胶变形膜结构。

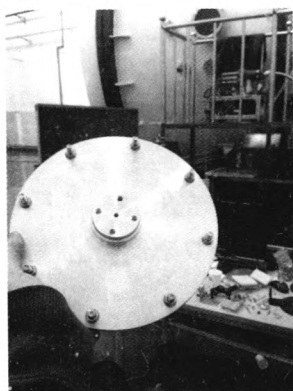


图 8 限位滑块安装图

Fig. 8 Installation figure of bound-slide block

3.4 推力测量

通过计算,我们选择了一个当减压阀输出压力为 3 MPa 时产生 37 mN 推力的音速喷嘴,以提供达到希望测量范围的力,并通过比较分析实际测量推力结果与计算值评估测试系统的性能。

完成标定后对使用本光学测量系统进行了模拟推力测量。

使用测量系统内的模拟推进器,当高压气瓶初始工作压力为 4 MPa 时,测量系统采集到的实时推力曲线如图 9 所示。可知,当电磁阀开启时,推力曲线陡然升高,随后气压逐渐降低,推力也随之减小,关闭电磁阀后,推力也迅速降低。测得的推力曲线的最大计数个数为 522,因此模拟推进器的测量推力为 104.633 6 mN。

影响测量精度的因素主要有:摩擦阻力、标定误差及光学测量系统误差。摩擦阻力可以通过标定的方式消除掉;光学系统的振动误差在实验操作中,控制在一个明暗条纹之内,折合膜片的弹性位移为半个波长,由于一个波长内的测量无法分辨,可能引入误差;标定误差主要有标定砝码误差和标定曲线的误差,标定砝码采用 M1 级砝码,其误差可以忽略。

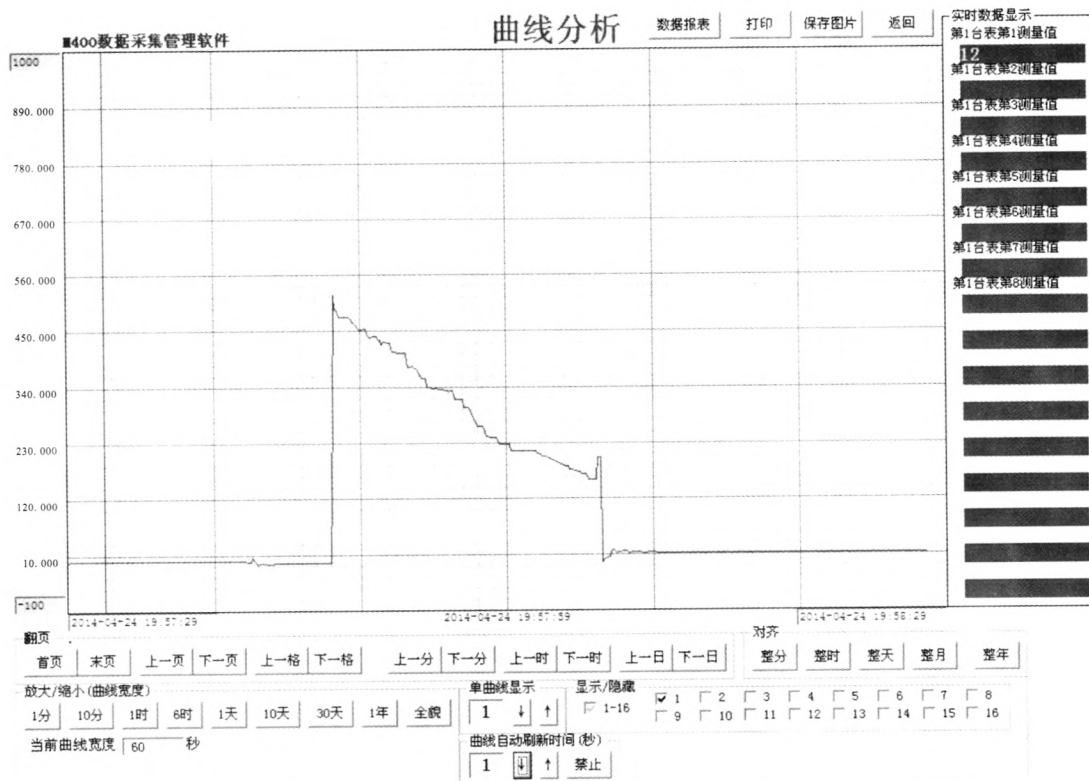


图 9 实时推力曲线

Fig. 9 Real-time thrust curve

4 结论

利用双光束干涉原理,借鉴迈克尔逊干涉仪的结构,设计并搭建了一套测量微小推力的实验装置,探索和总结出微推力测量的一些经验和方法,并对测量系统进行了改进。实验结果表明,该测量系统使用方便,测量精度好,并能获取实时推力曲线。

本仪器最大测量误差为1.86%,测量精度已达到现有推力架的测量精度,并有较大改进空间。本仪器理论测量精度最小值为微小推力使变形膜结构中心变形1/2个激光波长即266 nm时的推力值。因此变形膜的变能力越强,仪器测量精度越高。同时,不同变形能力的膜片可以提供不同大小的推力量程,更换膜片后需要重新标定。因此,为达到更高测量精度,拓宽微小力的测量范围,在以后的改进中可以开展以下工作:

1) 改进变形结构的力作用方式,或者更换更薄的变形薄膜和更好的光轴和直线轴承减小摩擦力;

2) 更换波长更短的激光光源;

3) 改善标定方法,使用电磁线圈提供电磁力施加标准力,能更加精确地提供小推力;

4) 采用不同变形性质的膜片,以实现同一测量仪器的不同量程测量;

5) 测量装置完善后,进舱实验,获得真实的推力器推力测量数据。

参考文献:

[1] 洪延姬,周伟静,王广宇.微推力测量方法及其关键问

题分析[J].航空学报,2013,34(10):2287-2299.

[2] 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):18-20.

[3] 杨乐,李殿东.脉冲等离子体推力器实验系统[J].真空,2008,45(4):41-44.

[4] 那旭东,陈显河,党进锋,等.微波等离子推进器的调试与地面实验[J].应用科技,2011,38(7):49-51.

[5] 宁中喜,范金葵.三丝扭摆微推力在线测量方法及不确定度分析[J].测控技术,2011,31(5):45-48.

[6] EMHOFF J W, SIMON D H, LAND H B. Progress in thrust measurements from micro pulsed plasma discharges, AIAA2007-5299[R]. USA: AIAA, 2007.

[7] 岑继文,徐进良.真空环境下微推力测量的研究[J].宇航学报,2008(2):621-625.

[8] 岑继文,徐进良.一种微推力测量的简化处理方法[J].航空学报,2008,29(2):297-303.

[9] 栾希亭,张晰哲,韩先伟,等.FMMR微推进系统推力测量装置研究[J].固体火箭技术,2011,34(4):525-528.

[10] 贺建武,邵明学, Ho J P,等.基于超导差分加速度测量原理的微推力测量方案[J].真空与低温,2012,19(4):208-213.

[11] YAN A H, APPEL B C, GEDRIMAS B. Millinewton thrust stand calibration using electrostatic fins, AIAA2009-212[R]. USA: AIAA, 2009.

[12] 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(2):114-118.

[13] 王宇,尤政,王广宇,等.一种多脉冲微推力的测量方法[J].航空学报,2009,30(12):2257-2262.

[14] 唐飞,叶雄英,周兆英.一种基于间接标靶法的微小推力测量技术[J].微纳电子技术,2003(7):438-440.

[15] 叶继飞,王广宇,洪延姬等.激光微推力测试平台自动聚焦处理方法[J].装备指挥技术学院学报,2008,19(4):99-102.

(编辑:陈红霞)