

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2022.03.09

多档位扭摆推力测量装置的设计与标定实验

王青青, 贾军伟*, 武宇婧, 李绍飞, 董学江, 郎昊

(北京东方计量测试研究所, 北京 100089)

摘要: 针对卫星用中高功率电推进器产生的推力范围跨度大, 现有的推力测量装置存在测量范围不全、抗干扰能力差导致测不准等问题, 开展了多档位三丝扭摆推力测量装置研究。首先, 建立了推力测量装置物理模型, 研究了推力与偏转位移之间的数学关系, 并实现了多档位三丝扭摆推力测量装置的设计。接着, 采用标准砝码与定制砝码对测量装置进行标定, 并通过标定实验确定各档位下的测量误差。然后, 综合考虑了装置的不确定度影响因素, 设计相关试验开展不确定评估。实验结果表明: 在实验环境不变的情况下, 多档位三丝扭摆推力测量装置设计的小档位推力为 98 mN 的不确定度为 0.030 mN ($k=2$); 中档位推力为 490 mN 的不确定度为 0.068 mN ($k=2$), 大档位推力为 980 mN 的不确定度为 0.092 mN ($k=2$)。多档位扭摆推力测量装置采用换挡位的测量方法实现了 9.8~1029 mN 范围的推力测量, 测量精度高、抗干扰能力强, 解决了宽范围推力测量过程中全量程精度难以保证的问题, 为中高功率电推进器推力测量提供技术支撑。

关键词: 微推力测量; 三丝扭摆; 多档位调节

中图分类号: TB93

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2022)03-0056-08

Design and calibration experiments of multi-range torsional pendulum thrust measuring device

WANG Qingqing, JIA Junwei*, WU Yujing, LI Shaofei, DONG Xuejiang, LANG Hao

(Beijing Oriental Institute of Metrology and Measurement, Beijing 100089, China)

Abstract: Aiming at the problems that the thrust range of medium and high power electric thrusters for satellites is large and the existing thrust measurement devices have incomplete measurement range and poor anti-interference ability, the research of multi-range three-filament torsional pendulum thrust measurement device has been carried out. The physical model of the thrust measurement device was established, the mathematical relationship between the thrust force and the deflection displacement was studied, and the design of the multi-range three-filament torsional pendulum thrust measurement device was realized. The measurement device was calibrated using standard weights and custom weights, and the measurement errors at each range were determined by calibration experiments. The uncertainty assessment of the device was carried out by considering the uncertainty influencing factors comprehensively and designing relevant experiments. The experimental results showed that the uncertainty of the multi-range three-filament torsional pendulum thrust measurement device was 0.030 mN ($k=2$) for a small thrust of 98 mN, 0.068 mN ($k=2$) for a medium thrust of 490 mN, and 0.092 mN ($k=2$) for a large thrust of 980 mN in the same experimental environment. The multi-range torsional pendulum thrust measurement device uses the measurement method of changing gears to achieve thrust measurement in the range of 9.8~1029 mN with high measurement accuracy and strong anti-interference capability, which solves the problem that it is difficult to guarantee the full range accuracy in the process of wide range thrust measurement, and provides technical support for the thrust measurement of medium and high power electric thrusters.

Key words: micro-thrust measurement; three-filament torsional pendulum; multi-range adjustment

收稿日期: 2022-04-21; 修回日期: 2022-06-05

基金项目: 国家“十三五”计量技术基础科研项目(JSJL2016203B017)

引用格式: 王青青, 贾军伟, 武宇婧, 等. 多档位扭摆推力测量装置的设计与标定实验 [J]. 计测技术, 2022, 42 (3): 56-63.

Citation: WANG Q Q, JIA J W, WU Y J, et al. Design and calibration experiments of multi-range torsional pendulum thrust measuring device [J]. Metrology and measurement technology, 2022, 42 (3): 56-63.



0 引言

我国从2020年步入电推进大规模应用时代,在载人航天、通讯星座、深空探测等领域对电推进技术有迫切需求。电推进系统利用特殊的电磁场设计,极大地提高了比冲,节省了大量的推进剂,进而提高卫星有效载荷、降低发射成本^[1-2]。现有的中低功率电推进已不能满足航天器大范围轨道转移与快速机动、载人深空探测及采样返回、近地空间运货等重大空间任务需求^[3],国内外已在开发中高功率的电推进系统。国外由法国的斯奈克玛公司(SNECMA)、以色列埃尔塔集团(Alta)、法国国家科学研究中心(CNRS)等^[4-5]联合研制的PPS-20K电推进器功率可达20 kW,产生的推力可到1000 mN;俄罗斯^[6]研制的SPT-230电推进器工作功率范围为4.5~25 kW,可产生的推力范围为20~1000 mN;意大利^[7]研制的HT-20K电推进器产生的功率范围为10~20 kW,推力范围为0.3~1.1 N。2020年1月,中国上海空间推进研究所^[8-9]研究的首个20 kW大功率霍尔电推进器成功完成点火试验,最大推力可达1.2 N。随后,兰州空间技术物理研究所^[10]研制成功大功率电推进器,可产生N级大推力;其他研究机构也开始进行中高功率电推进系统的研究,目前研制出的中高功率电推进器产生的推力范围在0.2~1.3 N之间。

为适应电推进系统的快速发展,对中高功率电推进器推力的测量也须展开进一步研究。目前国内外现有的推力测量装置能实现小功率推力器产生的小量程推力范围内的高精度测量,能覆盖中高功率电推进器的大量程扭摆式推力测量装置几乎没有。国外美国国家航天局(NASA)的马歇尔太空飞行中心^[11]在2004年研制的悬摆式推力台可实现 $\mu\text{N}\sim\text{N}$ 级的大范围推力测量,但推力台在测试过程中受重力和环境的影响较大,测量精度难以保证;北京航天计量测试技术研究所^[12-13]早在1999年设计的天平式推力测量装置实现了10~1000 mN的宽范围推力测量^[12-13],测量灵敏度高,但调平困难,测量稳定性也较难保证。为此,针对中高功率电推进器产生的推力范围宽这一情况,为解决电推进器推力测量范围不全、抗干扰能力差等问题。本文将提出一种机械结构与光学测量相结合的扭摆式推力测量模式^[14]。

1 多档位三丝扭摆推力测量装置的设计

1.1 三丝扭摆推力测量原理

三丝扭摆推力测量装置^[15]可测量平均推力或稳态推力,主要由扭摆结构、配重、激光器、位移传感器等构成,如图1所示。 θ 为扭摆架受力产生偏转角,称为扭摆偏转角; F_c 为激光位移传感器将偏转角转换为光斑位移; Δ 为光斑位移,mm; F 为电推进器推力,N; h_0 为悬丝长度,mm; l_i 为推力距扭摆中心的力臂,mm; G 为摆盘、推力器和配重总质量,N; R 为悬丝到扭摆中心的距离,mm。在系统参数以及推力已知的情况下, θ 和 F 成线性关系,则若能测得 θ ,即可测得 F 。

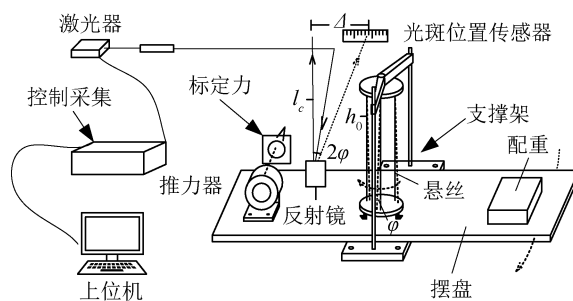


图1 扭摆推力测量装置示意图

Fig.1 Schematic diagram of torsional pendulum thrust measuring device

图2由一字线性激光器、激光反射镜和PSD位移传感器组成的光学测量系统,可以把 θ 转化为光斑位移 Δ ,从而方便测量推力。根据图2可得

$$\Delta = (l_c - l_m \tan \theta) \tan 2\theta \quad (1)$$

式中: l_m , l_c 分别为初始状态时,反射镜中激光光

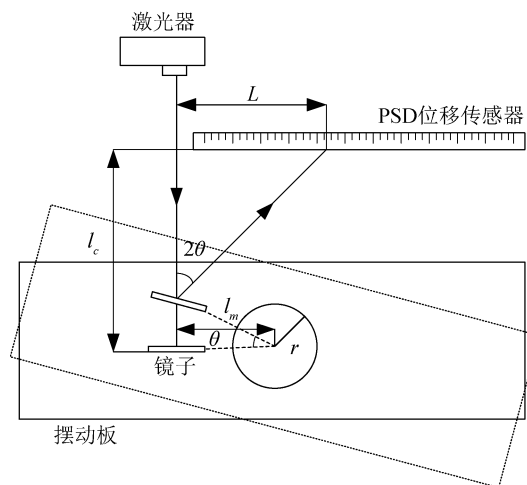


图2 偏转角位移测量模块^[16-17]

Fig.2 Deflection angle displacement measurement module^[16-17]

斑与扭摆架中心距离和 PSD 位移传感器与初始反射镜的垂直距离, mm。

根据扭矩平衡原理可得

$$F \cdot l_l = \frac{GR^2}{h_0} \sin \varphi \quad (2)$$

在微小摆动角条件下^[18], $\theta \leq 6^\circ$ 且 $l_c \gg l_m \tan \theta$, 式(2)可简化为

$$F = \frac{GR^2}{2h_0 l_l l_c} \cdot \Delta \quad (3)$$

当推力测量系统设计确定时, F 与扭摆架平衡位置的光斑位移 Δ 成正比, 通过标定可把推力的测量转化为平衡位置激光光斑位移的测量。光斑位移由光学测量单元采集后传至控制采集单元, 经过反演计算后可得到所测推力器的推力值。

依据测量原理, 现有的三丝扭摆推理测量装置已实现了毫牛级推力测量, 如何实现推力范围 9.8~1029 mN 的推力测量, 多档位设计是装置的重点和创新点。

1.2 多档位推力测量设计要点分析

激光位移传感器所测位移最佳区间为 20~60 mm, 若要保证范围在 9.8~1029 mN 推力的测量精度, 必须分档标定不同推力区间下的函数关系。式(3)表明扭摆台总重 G 、三丝与摆盘交点的外接圆心半径的平方 r^2 和悬丝长度 h_0 均影响推力与位移的函数关系。

若改变扭摆台总重 G , 操作复杂且无法实现上限值测试。扭摆台总重 G 主要由扭摆台自重、推力器自重及配重块三部分组成, 在实验过程中只能通过调节配重大小实现宽范围测量, 实际测试发现推力值越大, 需配重越重。在 550 mN 时, 所需配重左右两边各 40 kg, 由于扭摆台的结构, 此时无法实现合理摆放, 影响测量精度。悬丝长度 h_0 受限于真空罐高度, 且切换困难, 改变 h_0 无法实现全量程测试。

基于简化调节方法、方便操作的原则, 考虑采用改变三丝与摆盘交点的外接圆心半径 r 的方法来实现宽范围、高精度设计, 且 r^2 可以实现小改变大推力测量。如图 3 所示, 通过设计成三个档位来分量程测试推力大小, 同时结合配重调节, 最终达到高精度和高线性度的测量。

1.3 多档位三丝扭摆推力测量装置模型建立

多档位三丝扭摆推力测量装置扭摆架的质量大小决定了系统的灵敏度, 扭摆架的质量越小,

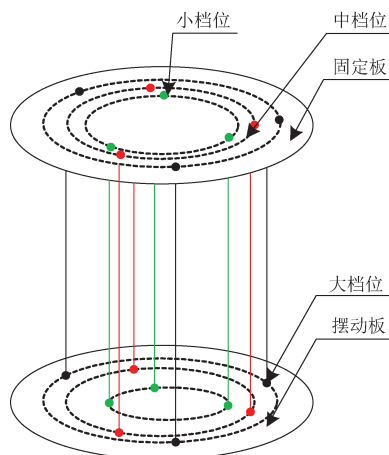


图 3 多档位调节示意图

Fig.3 Diagram of multi-range adjustment

转动惯量越小, 扭摆的灵敏度越高, 测量的精度提高, 测试数据更精确。因此, 机械结构部分在满足系统功能的条件下, 进行了精简设计, 如图 4 所示。设计的测量装置中小档位可用来测量 9.8~98 mN 的推力, 中档位可用来测量 98~490 mN 的推力, 大档位可用来测量 490~1029 mN 的推力。

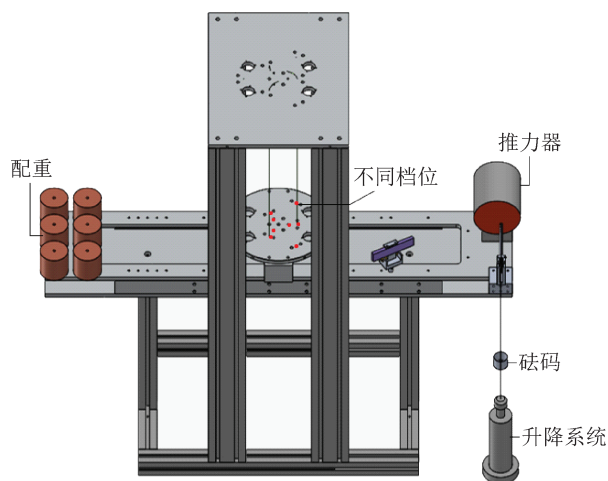


图 4 多档位三丝扭摆推力测量装置实物模型图

Fig.4 Model diagram of multi-range three-filament torsional pendulum thrust measuring device

2 多档位三丝扭摆推力装置的试验验证

2.1 机械结构的建立

通过前文的设计, 进行三丝扭摆推力测量系统的实物搭建, 如图 5 所示, 主要包括摆架结构和砝码校准装置。摆架结构主要由固定架、摆动板和扭丝构成; 砝码校准装置主要由升降电机和弱阻尼滑轮组成。

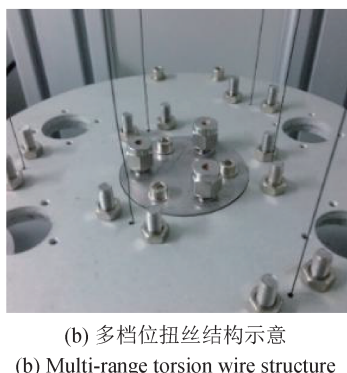
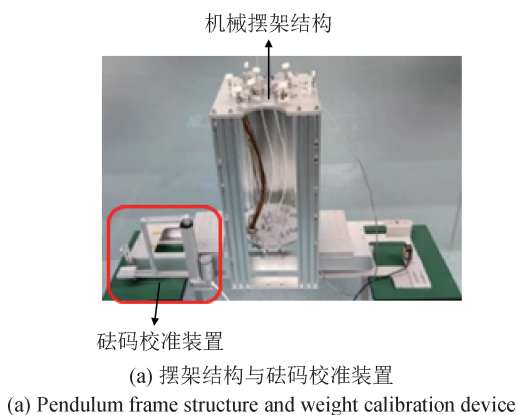


图5 多档位三丝扭摆推力测量装置实物图

Fig.5 Multi-range three-filament torsional pendulum thrust measuring device

2.2 光学测量装置建立

光学测量装置由激光器、反射镜、PSD光斑位移传感器、信号处理系统四部分组成。激光器选用了655 nm可调粗细红光“一”字线激光器，线宽度可调范围大于0.4 mm；PSD光斑位移传感器选用型号为PSD1360-IC的位移传感器，具备高线性度和高分辨力，有效量程为60 mm×1.3 mm；信号处理器选择与PSD配套的PSD-SPB1信号处理器，AD转换器选用4~20 mA转RS485模拟量采集模块AD转换器，整体连接关系如图6所示。

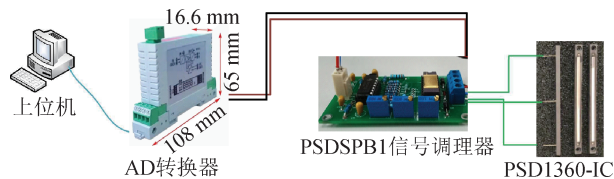


图6 光学测量装置实物连接图

Fig.6 Physical connection diagram of optical measuring device

2.3 标定实验

标定是验证测量装置性能的关键步骤。多档位三丝扭摆推力测量系统测量范围大，适合采用施加砝码的方式进行标定。小档位时，采用1 g

(9.8 mN)，2 g (19.6 mN)，5 g (49 mN)，8 g (78.4 mN)，10 g (98 mN) 的定制砝码进行标定实验；中档位时，采用10 g (98 mN)，20 g (196 mN)，50 g (490 mN) 的标准砝码和15 g (147 mN)，25 g (245 mN)，35 g (343 mN)，45 g (441 mN) 的定制砝码进行标定实验；大档位时，采用50 g (490 mN)，100 g (980 mN) 的标准砝码和62 g (607.6 mN)，75 g (735 mN)，88 g (862.4 mN)，97 g (950.6 mN)，105 g (1029 mN) 的定制砝码进行标定实验。砝码采用升降托盘进行施放力，如图7所示。

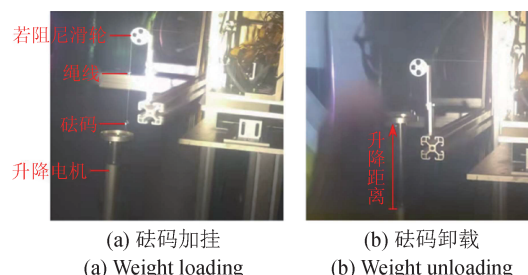


图7 标定实验中砝码的加挂与卸载

Fig.7 Loading and unloading of weights in calibration experiment

标定实验过程中，砝码产生的拉力与摆动板中线的垂直度越好，产生的标定力越准确，实际测试过程中提高安装精度可减小甚至避免误差。在加挂砝码过程中，滑轮产生的摩擦力也会造成标定力的不准确性，因此实验采用弱阻尼滑轮和光滑度较好的丝线加挂砝码，以减小小标定误差。激光光斑位移的高精度测量也是标定实验成功的关键，所选位移传感器经测试标定发现所测位移最佳区间为12~60 mm，因此在标定过程中将偏转位移控制在此区间可确保测试的准确性。

实验环境不变时，多档位三丝扭摆推力测量装置的标定结果如图8所示。

标定实验表明多档位三丝扭摆推力测量装置各档位的线性度较好。

2.4 不确定度分析

2.4.1 不确定度分析模型建立

推力作为被测量，考虑温度、安装误差等影响因素，可得测量推力解析式为

$$\Delta F = m_s g - F_d \quad (4)$$

式中： F_d 为软件上推力显示值，N； m_s 为标准砝码值，g； ΔF 为测量示值误差，N。

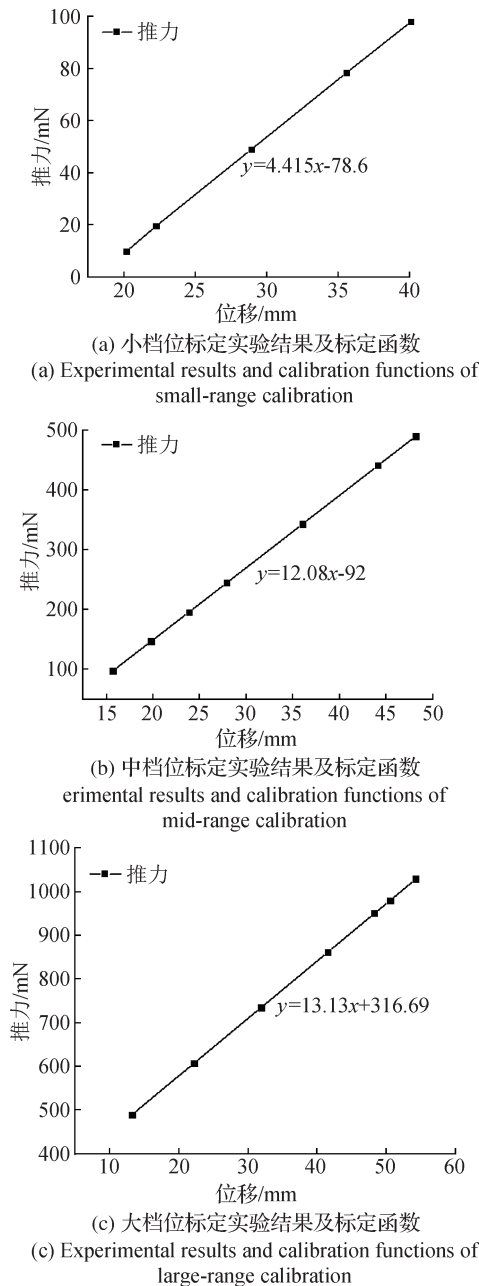


图8 各档位下的标定结果

Fig.8 Calibration results at each range

$$F_d = \frac{F'}{x'} \quad (5)$$

式中： F' 为标定实验中产生的水平标定力，N； x' 为标定实验中标定力对应的标定位移，mm。标定实验中的标定力由砝码借助滑轮转化得到，位移通过高精度位移传感器测得。

2.4.2 不确定度来源分析

三丝扭摆推力测量系统测量不确定度的来源是在测试过程中产生的，因此要分析其来源应从测量步骤方面来考虑。

三丝扭摆推力测量系统的测量不确定度主要有：A类评定的不确定度分量 u_1 ；B类评定的不确定度分量（用作量传的标准砝码引入的不确定度分量 u_2 ，弱阻尼滑轮摩擦力引入的不确定度分量 u_3 ，推力架安装精度误差引入的不确定度分量 u_4 ，温度引入的不确定度分量 u_5 ）。

2.4.3 A类评定的不确定度分量 u_1

三丝扭摆推力测量时，由测量重复性引入的不确定度分量用10, 50, 100 g, E₂等级砝码在重复性条件下对三丝扭摆推力测量系统进行10次连续测量，得到测量结果见表1。

2.4.4 B类评定的不确定度分量

1) 用作量传的标准砝码引入的不确定度分量 u_2

根据三丝扭摆推力测量系统的设计原理可知：测量误差随推力的增大而增大，所以分析三丝扭摆推力测量系统在最大推力值时的不确定度可近似为系统的最大示值误差的总不确定度。选取小档位、中档位和大档位的最大推力值计算各档位的总不确定度。

依据上级检定证书，E₂等级标准砝码10 g的最大允许误差为 $\Delta = 6 \times 10^{-5} g$ ，则标准砝码引入的不确定度为

$$u_{21} = \frac{\Delta \cdot g}{\sqrt{3}} = 0.00034 \text{ mN} \quad (6)$$

E₂等级标准砝码50 g的最大允许误差为 $\Delta = 1 \times 10^{-4} g$ ，则标准砝码引入的不确定度为

$$u_{22} = \frac{\Delta \cdot g}{\sqrt{3}} = 0.00058 \text{ mN} \quad (7)$$

依据上级检定证书，E₂等级标准砝码100 g的最大允许误差为 $\Delta = 1.5 \times 10^{-4} g$ ，则标准砝码引入的不确定度为

$$u_{23} = \frac{\Delta \cdot g}{\sqrt{3}} = 0.00087 \text{ mN} \quad (8)$$

2) 弱阻尼滑轮摩擦力引入的不确定度分量 u_3

图9中，在滑轮左边悬挂已知质量的砝码 m_{e1} ，将其静置在已校准的高精度电子天平上，右边悬挂已知质量的砝码 m_{e2} ， $m_{e1} > m_{e2}$ ，则 $\Delta m = m_{e1} - m_{e2}$ 。

电子天平示数稳定后，有

$$F_f = \Delta mg - m_d g \quad (9)$$

式中： m_d 为天平示值。

如图10所示，实验中选用赛多利斯误差不高

表1 推力测量系统重复性测试结果数据表

Tab.1 Repeatability test results of thrust measurement system

测量次数	测量显示值 F_d /mN		
	10 g 砝码	50 砝码	100 g 砝码
1	98.35	491.96	98.35
2	98.44	491.23	98.44
3	98.38	490.87	98.38
4	98.32	491.50	98.32
5	98.33	490.79	98.33
6	98.39	491.21	98.39
7	98.35	490.86	98.35
8	98.41	491.24	98.41
9	98.31	491.57	98.31
10	98.40	491.18	98.40
平均值(\bar{F}_d)	98.37	491.24	98.37
不确定度值 $u_1(F_d) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (F_{di} - \bar{F}_d)^2}{n(n-1)}}$	$u_1(F_{d1})=0.012$	$u_1(F_{d2})=0.032$	$u_1(F_{d3})=0.045$

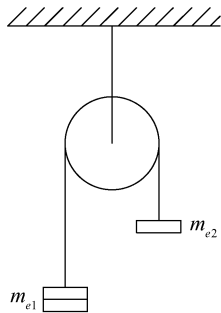


图9 弱阻尼滑轮摩擦力测试示意图

Fig.9 Schematic diagram of friction test of weakly damped pulley



图10 弱阻尼滑轮摩擦力测试实物图

Fig.10 Friction test setup of weakly damped pulley

于0.001 g的高精度天平进行测试。重复10次测试得出摩擦力结果如表2所示。

加挂10 g砝码时滑轮摩擦力引入的不确定度为

表2 摩擦力测试实验数据表

Tab.2 Experimental data of friction test

测量次数	测量值 F_f /mN		
	10 g 砝码	50 g 砝码	100 g 砝码
1	0.15	0.82	1.61
2	0.12	0.84	1.61
3	0.16	0.82	1.64
4	0.13	0.80	1.60
5	0.14	0.81	1.60
6	0.13	0.82	1.61
7	0.16	0.85	1.60
8	0.14	0.82	1.64
9	0.16	0.84	1.62
10	0.16	0.84	1.62
最大值	0.16	0.85	1.64

$$u_{31} = \frac{F_f}{\sqrt{3}} = 0.092 \text{ mN} \quad (10)$$

加挂50 g砝码时滑轮摩擦力引入的不确定度为

$$u_{32} = \frac{F_f}{\sqrt{3}} = 0.49 \text{ mN} \quad (11)$$

加挂100 g砝码时滑轮摩擦力引入的不确定度为

$$u_{33} = \frac{F_f}{\sqrt{3}} = 0.95 \text{ mN} \quad (12)$$

3) 推力架安装精度误差引入的不确定度分量 u_4

推力架的安装精度误差主要取决于扭摆台的水平度, 测量示意图如图 11。通过在扭摆台的四个方位和中心处放置灵敏度为 0.05 mm/m 的水平仪, 确认水平状态。分别改水平仪内气泡位置于前、后、左、右各 1° (两端形成高低差异在 0.5~1 mm) 并重复测试 10 次, 实验表明误差对测量结果的影响可忽略不计, 因此, 本项引入的不确定度分量为 $u_4=0$ 。

4) 由温度引入的不确定度分量 u_5

推力器在真空舱内点火工作时, 随功率的增加, 产生的热量随之增多, 常用的中低功率电推力器产生的温度范围为 20~100 $^\circ\text{C}$ 。在温度偏差为 $\pm 2^\circ\text{C}$ 的温箱里分别加挂 10, 50, 100 g 的砝码,

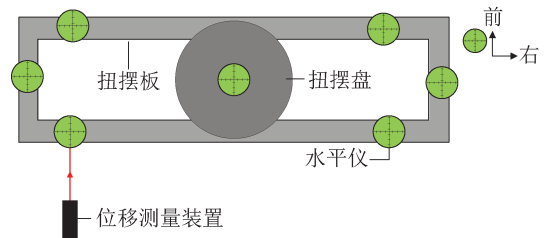


图 11 安装水平度精度测量示意图

Fig.11 Diagram of installation levelness accuracy measurement

改变温度环境, 实验表明温度的改变对测试结果几乎不产生误差, 故有 $u_5=0$ 。

2.4.5 合成不确定度

三丝扭摆推力测量系统推力测量示值结果的各项影响因素互不相关, 因此其合成标准不确定度为

$$u_c(\Delta F) = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + \dots + u_5^2} \quad (13)$$

各点的合成标准不确定度数据见表 3。

表 3 不同测点下的合成不确定度

Tab.3 Combined uncertainty at different measuring points

测点	u_1/mN	u_2/mN	u_3/mN	u_4/mN	u_5/mN	合成标准不确定度 $u_c(\Delta F)/\text{mN}$
10 g(98 mN)	0.012	0.00034	0.092	0	0	0.093
50 g(490 mN)	0.032	0.00058	0.490	0	0	0.490
100 g(980 mN)	0.045	0.00087	0.950	0	0	0.950

2.4.6 扩展不确定度

取 $k=2$, 扩展不确定度 U 按式 (14) 进行计算, 各点测量结果的扩展不确定度见表 4。

$$U(\Delta F) = k \times u_c(\Delta F) \quad (14)$$

表 4 不同测点下的扩展不确定度

Tab.4 Expanded uncertainty at different measuring points

测点	扩展不确定度 $U(\Delta F)/\text{mN}$
10 g(98 mN)	0.19
50 g(490 mN)	0.98
100 g(980 mN)	1.90

3 结论

进行了多档位三丝扭摆推力测量装置的模块化设计, 建立了数理模型, 完成了实物研建。通过砝码校准装置实现对不同档位的标定测试, 确定各档位下的推力测量范围和误差, 实验表明多

档位测量法实现了 9.8~1029 mN 的推力测量。通过研究, 解决了电推进推力测量范围不全、测量精度不高、抗干扰能力差等问题, 为中高功率电推进推力测试提供测试手段, 后续会继续研究在实际应用中面临的超限保护、动力学响应、振动响应等工程应用问题。

参考文献

[1] POLK J E, PANCOTTI A, HAAG T, et al. Recommended practice for thrust measurement in electric propulsion testing [J]. Journal of propulsion and power, 2017, 33(3): 539-555.

[2] 张潞鹏, 杨鑫, 裴磊, 等. 空间电推进的推力测量方法研究现状[J/OL]. 中国空间科学技术, 2022, <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1859.V.20220113.1152.002.html>.

ZHANG L P, YANG X, CHANG L, et al. Current status of research on thrust measurement methods for electric propulsion in space [J/OL]. Space science and technology of China, 2022, <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1859.V.20220113.1152.002.html>. (in Chinese)

- [3] CIARALLI S, COLETTI M, GABRIEL S B. An impulsive thrust balance for applications of micro-pulsed plasma thrusters[J]. Measurement science and technology, 2013, 24(11):5003.
- [4] 黄成, 金炜, 瞿剑苏, 等. 航空发动机室内试车台推力测量及其溯源体系分析[J]. 计测技术, 2020, 40(3): 16-20.
HUANG C, JIN W, QU J S, et al. Measurement of thrust of aero engine's indoor test bench and its traceability system[J]. Metrology and measurement technology, 2020, 40(3):16-20. (in Chinese)
- [5] 吴汉基, 蒋远大, 张志远. 电推进技术的应用与发展趋势[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 385-392.
WU H J, JIANG Y D, ZHANG Z Y. The application and development trend of electric propulsion technology[J]. Propulsion technology, 2003, 24(5): 385-392. (in Chinese)
- [6] VIALIS T, JARRIGE J, AANESLAND A, et al. Direct thrust measurement of an electron cyclotron resonance plasma thruster[J]. Journal of propulsion and power, 2018, 34(5): 1323-1333.
- [7] 王威屹. 毫牛级离子推力器推力测量技术研究[D]. 电子科技大学, 2021.
WANG W Y. Research on the thrust measurement technology of mN class ion thruster[D]. University of Electronic Science and Technology, 2021. (in Chinese)
- [8] 刘岳鹏, 周磊, 马鑫. 基于LabVIEW的mN级微推力测量系统研究[J]. 计算机测量与控制, 2020, 28(5): 61-64, 70.
LIU Y P, ZHOU L, MA X, et al. Research on mN-level micro-thrust measurement system based on LabVIEW[J]. Computer measurement and control, 2020, 28(5): 61-64, 70. (in Chinese)
- [9] 魏海涛, 刘涛, 许思琦. 全机推力试车台推力测量和校准方法[J]. 计测技术, 2019, 39(2): 51-55.
WEI H T, LIU T, XU S Q, et al. Thrust measurement and calibration method of full engine thrust test bench[J]. Metrology and measurement technology, 2019, 39(2): 51-55. (in Chinese)
- [10] 岑继文, 付健, 蒋方明, 等. 扭摆式微推力测量系统的实验研制和性能测试[C]. 第八届中国电推进技术学术研讨会, 2012: 322-328.
CEN J W, FU J, JIANG F M, et al. Experimental development and performance testing of torsional pendulum micro-thrust measurement system[C]. The 8th Chinese Symposium on Electric Propulsion Technology, 2012: 322-328. (in Chinese)
- [11] CIARALLI S, COLETTI M, GABRIEL S B. An impulsive thrust balance for applications of micro-pulsed plasma thrusters[J]. Measurement science and technology, 2013, 24:115003.
- [12] 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.
WANG Y, YOU Z, WANG G Y, et al. A multi-pulse micro-thrust measurement method[J]. Journal of aeronautics, 2009, 30(12): 2257-2262. (in Chinese)
- [13] 李晶. 电火箭微小推力测量技术研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2009.
LI J. Research on electric rocket micro thrust measurement technology [D]. Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [14] 洪延姬, 金星, 叶继飞, 等. 微推力和微冲量测量与误差分析方法[M]. 科学出版社, 2017.
HONG Y J, JIN X, YE J F, et al. Micro-thrust and micro-impulse measurement and error analysis methods [M]. Science Press, 2017. (in Chinese)
- [15] ROBERT H. FRISBEE. Advanced space propulsion for the 21st century[J]. Journal of propulsion and power, 2012.
- [16] TANGH B, ZHANG X A, LIU Y, et al. Experimental study of startup characteristics and performance of low-power arcjet [J]. Journal of propulsion and power, 2012, 27(1): 218-226.
- [17] PROPHY J R. Ion propulsion system design for the comet nucleus sample return Mission [R]. AIAA-2000-3414, 2000.
- [18] 赵宝瑞, 李晶, 蒋金伟. 微小推力自动测量系统研究[J]. 宇航测试术, 2000, 20(4): 31-35.
ZHAO B R, LI J, JIANG J W. Research on automatic measurement system of micro thrust [J]. Astronautical test techniques, 2000, 20(4):31-35. (in Chinese)

(本文编辑:朱俊真)

第一作者:王青青(1995—),女,硕士研究生,主要研究方向为电推进微小推力测量。



通讯作者:贾军伟(1983—),男,研究员,主要研究方向为精密计量测试、电推进综合参数测试校准、等离子体诊断。中国宇航学会电推进委员会委员,国家一级注册计量师。

