

空间电推进微小推力测量技术^{*}

汤海滨^{1,2,3}, 张仲恺⁴, 张 尊^{2,4}

- (1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 空间环境监测与信息处理工信部重点实验室, 北京 100083;
3. 航天器设计优化与动态模拟技术教育部重点实验室, 北京 100083;
4. 北京航空航天大学 空间与环境学院, 北京 100191)

摘 要: 针对应用于空间电推进领域的微小推力测量技术的研究现状, 回溯了微小推力测量技术的发展历程, 梳理了测量方法的技术路线, 详细介绍了扭摆式、悬摆与倒摆式、天平式和投靶式测量装置以及电磁式微小推力测量装置; 针对测力系统的标定技术进行了综述, 介绍了有力源微小推力标定方法和无力源标定方法; 根据微小推力测量装置自身特性, 介绍了其性能评估方法与环境相互作用的噪声响应情况。最终分析了微小推力测量技术的特点, 给出了对该技术持续研究与开展应用的认识。

关键词: 电推进; 微小推力测量; 微小推力标定; 测力台架; 磁悬浮推力测量; 综述

中图分类号: V416.8 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 06-2301001-19

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2301001

Research Progress of Micro Thrust Measurement Technology for Space Electrical Propulsion

TANG Hai-bin^{1,2,3}, ZHANG Zhong-kai⁴, ZHANG Zun^{2,4}

- (1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Key Laboratory of Space Environment Monitoring and Information Processing,
Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100083, China;
3. Key Laboratory of Spacecraft Design Optimization & Dynamic Simulation Technologies,
Ministry of Education, Beijing 100083, China;
4. School of Space and Environment, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The current researches of micro-thrust measurement technology applied to the space electrical propulsion are reviewed in this paper. The history of the widely used micro-thrust measurement methods are reviewed, and the torsional pendulum, suspending pendulum and inverted pendulum, balance, and indirect measurement devices, and magnetic levitation thrust measurement devices are introduced. The standard force calibration technology is reviewed, and the micro thrust calibration methods with force source and without force source are presented. According to the characteristics of the micro-thrust measurement device itself, the noise response of its performance evaluation method interacting with the environment is introduced. Finally, the characteristics of micro thrust measurement technology are analysed and the understanding of the continuous research and application of this technology is discussed.

* 收稿日期: 2023-01-01; 修订日期: 2023-02-01。

通讯作者: 汤海滨, 博士, 教授, 研究领域为先进空间推进技术、等离子体动力学及等离子体应用。

E-mail: thb@buaa.edu.cn

引用格式: 汤海滨, 张仲恺, 张 尊. 空间电推进微小推力测量技术[J]. 推进技术, 2023, 44(6):2301001. (TANG Hai-bin, ZHANG Zhong-kai, ZHANG Zun. Research Progress of Micro Thrust Measurement Technology for Space Electrical Propulsion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(6):2301001.)

Key words: Electric propulsion; Micro-thrust measurement; Micro-thrust calibration; Thrust pendulum; Magnetic levitation thrust measurement; Review

1 引言

空间电推进的推力测量是一项专门的测试技术,其技术本身是随电推进技术发展和空间应用而发展的。为了准确评估电推进的比冲,必须在地面真空环境下精确测量电推力器的推力。与传统化学推进不同,空间电推进的推力器种类繁多、推力小($\sim\mu\text{N}$)、推力量级跨度大($\mu\text{N}\sim 100\text{N}$)、推力模式变化(稳态、准稳态、瞬态)、具有附加应力(管路、电缆等影响)以及能源工质系统独立(推力地面测量受重力影响大),以上特点就决定了电推进的推力测量不能沿用化学火箭发动机常用的力传感器测量推力的技术方法,但可以借鉴其定架动架设计、原位标定和敏感元件选用等测量思想。

早期的空间电推进技术发展和应用以美国发展电阻/电弧加热推力器、离子推力器^[1-3]和以前苏联发展脉冲等离子体推力器、霍尔推力器为代表^[4-5],目前中低功率的霍尔推力器和离子推力器仍是当前空间任务应用的主流。典型的700W级霍尔推力器SPT-70的推力是40mN^[5],600W级的T5离子推力器的推力是20mN^[6],约2200W的MR-510电弧加热推力器的推力是222mN^[7]。其对推力测量的需求多是mN量级。

近年来,随着大型卫星平台、空间输运快速轨道转移、深空探测、微/小卫星/星座、超静超稳卫星平台和特定任务科学探测卫星等空间任务的提出和实施,其要求电推进提供推力的能力上延至N量级、下延至 μN 量级。例如,德国斯图加特大学用于地月/地火输运的100kW的X3磁等离子体推力器的推力为5.25N^[8];欧洲激光干涉仪空间天线LISA Pathfinder卫星和我国空间引力波探测计划的太极、天琴卫星,要求电推力器作为无拖曳与姿态控制的执行机构,推力范围为0~200 μN ^[9-11]。此外,超静超稳卫星平台对于推力器近乎苛刻的噪声抑制需求也迫使推力测量装置满足更低的本底噪声环境^[12-14],这也是微小推力测量技术额外关注的评价指标。电推进技术的发展对电推进小推力测量技术提出了新的要求。

鉴于电推进装置的自身特点和推力特性,使用力传感器或电子天平等简易方式进行推力测量难度较大,因此电推进微小推力/微冲量测量的普遍技术路线是将难以测量的推力值转化为其他容易测量的

物理量,通过解算测力装置中运动机构的运动方程得到推力大小。典型且有效的方法是将电推力器的小推力转化为位移值,通过位移的测量和在线标定来得到推力大小。在这个过程中,核心是如何选择和设计敏感元件/机构,要求其不仅能准确反映力和位移关系,还要可靠支撑电推进系统自重,消除推进剂管路和电缆连接应力,并满足真空工作环境。

NASA 戈达德空间飞行中心的 Dennis 等^[15]在1970年第8届国际电推进会议上发表的文章,第一次介绍了机械装置的扭摆式电推进推力测量方法,其将电推力器的推力转化为扭摆在水平方向上的角位移,此位移量大小反映了推力器的推力值。装置推力测量范围4.4 $\mu\text{N}\sim 222\text{mN}$,精度5%,可支撑13.6kg的质量,具有在线标定功能。这篇文章是电推进推力测量的经典,该测量方法目前被绝大多数研究机构所采用^[16-19]。类似地,测力装置中与电推力器在水平方向的推力的平衡力也可以是推力器系统支持力的水平分力,如各种倒摆、悬摆式推力测量方法等^[20-27]。此外,通过解算测力装置的运动方程还可以得到脉冲式推力器的元冲量等参数。对于某些难以进行直接推力测量的电推力器,如可变比冲磁等离子体火箭(VASIMR)、磁等离子体动力学推力器(MP-DT)等,通过测量羽流粒子的动量积分也可以间接得到其推力值^[28-30]。

此外,近年来随着磁悬浮技术发展,电推进研究人员设计了电磁式推力测量装置,其是利用磁悬浮轴承构建的微小推力测量机构,使用电磁悬浮轴承替代机械接触式轴承实现推力架动架运动^[31-33]。

电推进微小推力与微冲量测量系统需要预先标定才能对推力器推力进行精确测量,尤其在需要将推力转化为其他物理量的复杂测力系统中,否则将产生测量错误或较大的系统误差。标定,是指测量测力系统对外加标准力的响应关系、以及测量测力系统的自身运动参数的过程,测力系统参数包括恢复力弹性系数、运动机构转动惯量、系统阻尼等^[16]。使用已知大小的标准力对测力装置进行标定称为有力源标定方法,对于牛级、亚牛级电推力器测力系统,一般使用精密砝码提供的重力作为标准标定力,测量出系统对标定力的响应情况;而对于更加微小的mN至 μN 级电推力器测力系统,则需要使用电磁、

静电等方式产生 mN 至 μN 量级的微弱力,从而对系统进行标定^[33-35]。此外,也可以不使用外界标准力源,而是通过测量运动机构的运动方程而获得其参数,如测量扭摆系统的正弦摆动周期、幅度衰减程度等,称为无力源标定方法^[12,36]。

在过去的几十年里,应用于空间电推进的微小推力/冲量测量技术有着充足的进展,测力装置研究相对成熟,已有若干文献对微小推力测量方法和装置进行了很好的总结^[37-41]。在此基础上,本文一方面总结了过去几十年的对空间电推进微小推力测量研究,另一方面介绍了最新的机械式和电磁式测量方法、有力源和无力源标定方法研究成果,对其特点进行了比较和分析,并结合电推进的空间应用提出了高精度、宽量程、低噪声、快响应、大承载的微小推力测量装置需求,归纳了空间电推进微小推力测量技术的发展趋势和方向,给出了面向未来更高要求的空间电推进推力测量的思考。

2 机械式微小推力测量方法

根据敏感元件力学特性,微小推力测量装置可分为机械式和电磁式,其中机械式微小推力测量方法是绝大多数测力装置选用的技术路线。依据测量原理,机械式测力装置还可分为弹性轴/悬丝扭摆、悬摆式、倒摆式、天平式、投靶式等,其典型敏感元件和原理示意图如表 1 所示。在下文中将分别详述国内外机械式测力方法的典型应用。

2.1 国外微小推力测量研究

国外对于微小推力测量方法的研究起步较早,早在 20 世纪 70 年代即使用扭摆式微小推力测量方法对离子推力器进行推力测量^[15],至今已有五十余年的历史。扭摆测力方法是一种经典的测力方法,最早在 18 世纪卡文迪许就使用扭摆结构对引力常

数进行测量^[42]。基于该测量原理发展的扭摆式微小推力测量方法一般使用具有弹性恢复力的轴承,利用弹性结构运动原理,将被测微小推力(矩)转化为扭摆的角位移,从而对微小位移进行测量来反映推力的大小。如表 1 中弹性扭摆原理图所示,根据牛顿第二定律,扭摆动架符合弹簧模型,其运动方程为^[43]

$$J\ddot{\theta} + \lambda\dot{\theta} + k\theta = F_{\text{ex}}r_{\text{ex}} \tag{1}$$

式中 J 是动架的运动惯量, λ 是系统的阻尼因子, k 是系统的弹性系数, F_{ex} 和 r_{ex} 分别是外力和外力的力臂长度。当摆臂进行小角度旋转时,上述参数可视为常量。

对于稳态微小推力测量,摆臂最终达到平衡态、偏转角的速度和加速度趋近于 0,因此被测推力可以表示为

$$F_{\text{ex}} = k\theta/r_{\text{ex}} \tag{2}$$

因此通过系统弹性系数和摆臂偏转角度即可计算电推力器的推力值。特别地,由于摆臂偏转角度较小,偏转角可近似认为是摆臂端点位移量与臂长的比值,从而通过测量摆臂端点水平位移量即可计算出偏转角度大小。一些典型的机械式测量方法研究汇总如表 2 所示。

通过以上方法,根据扭摆的运动方程和固有参数即可以计算出被测微小推力。最早的扭摆式微小推力测量装置是 NASA Goddard Space Flight Center 的微小推力测量架(Micropound Extended Range Thrust Stand, MERTS)^[15],其基本结构如图 1 所示。

MERTS 测力装置的运动机构包含可以转动的扭摆杆,固定的定架部分和用来进行位移测量的线性差动变压传感器(Linear Variable Displacement Transducer, LVDT)。此外,该装置考虑了对离子推力器的

Table 1 Schematic diagram of the principle and typical sensitive elements of the mechanical micro-thrust measurement methods

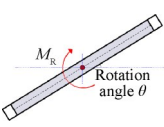
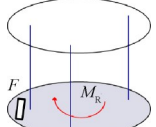
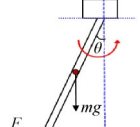
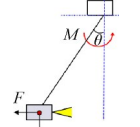
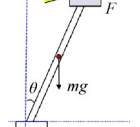
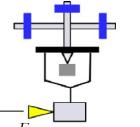
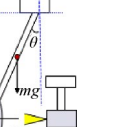
Torsional pendulum		Suspended pendulum		Inverted pendulum	Balance	Indirect measurement
Axis	Wire	Rigid pendulum	Pendulum wire	Rigid pendulum	Knife edge	Target
						
$\mu\text{N}\sim\text{mN}$	mN	$\mu\text{N}\sim\text{N}$	$\mu\text{N}\sim\text{N}$	$\mu\text{N}\sim\text{mN}$	$\mu\text{N}\sim\text{N}$	$\mu\text{N}\sim\text{N}$
High linearity and precision	High precision low cost	Simple structure high load	Simple structure high load	Low cost high sensitivity	High sensitivity	Easy for measurement

Table 2 Summary of mechanical micro-thrust measurement methods studies abroad

Time	Institution	Method	Thruster	Range	Precision/%	Resolution
1970	NASA Goddard Space Flight Center ^[15]	Torsional pendulum	Ion thruster	4.4μN~222mN	5	—
1997	NASA John H. Glenn Research Center ^[16]	Torsional pendulum	PPT	1~260μN	1	—
2001	University of Southern California ^[44]	Torsional pendulum	Free molecule orifice	86.2~712nN	11	—
				712nN~1μN	2	—
2002	NASA Goddard Space Flight Center ^[45]	Torsional pendulum	Colloid thruster	1~100μN	—	0.1μN
2002	Princeton University ^[25]	Inverted pendulum	MPDT	0~300mN	—	—
2005	Photonic Associate Co. USA ^[46]	Torsional pendulum	PPT	0.1~500μN	—	0.025μN
2006	ESA ^[47]	Suspended pendulum	FEFP	10~100μN	—	0.01μN
2007	University of Southern California ^[48]	Balance	PPT	—	—	0.5%
2009	Thales Co, Italy ^[49]	Suspended pendulum	FEFP	0.1~1000μN	—	0.1μN
2011	NASA John H. Glenn Research Center ^[50]	Suspended pendulum	Ion thruster	0~200mN	—	0.1mN
2013	Florida State University ^[36]	Torsional pendulum	Micro actuator	—	—	0.09μN
2015	École Polytechnique Fédérale de Lausanne ^[51]	Indirect measurement	Electrospray	0~100μN	—	10nN
2018	NASA John H. Glenn Research Center ^[26]	Inverted pendulum	Hall thruster	100~600mN	1.1~6.9	—
2021	The Brazilian National Institute for Space Research ^[52]	Torsional pendulum	PPT	0~350μN	—	0.1μN·s

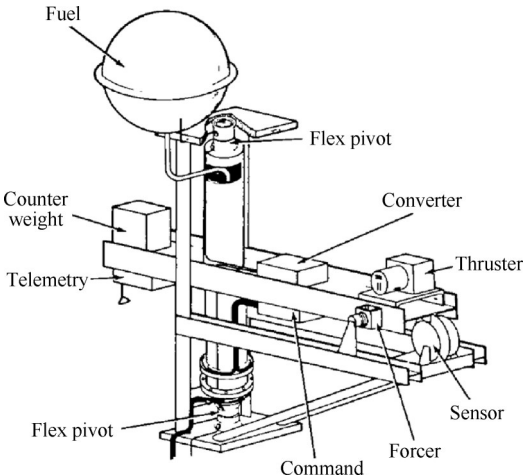


Fig. 1 Torsional thrust stand MERTS for ion thruster^[15]

推进剂供给和电能输入线缆的影响,使用弹性枢轴将扭摆杆与动架连接,因此在小角度范围内扭摆杆的转动角度与推力大小成正比。MERTS装置几乎奠定了扭摆式微小推力测力架的技术路线,包括单自由度的弹性枢轴连接方式、角位移测量转化为摆臂端点的线位移测量、开环位移测量和闭环反馈控制测量技术,以及推力器线缆和推进剂管路动架与定架间的连接等,时至今日大部分的扭摆式微小推力测量装置基本都继承了MERTS推力架的原理与结构。

悬摆式与倒摆式测力装置是一种主要依靠电推力器(或动架)自身重力分量作为回复力、并利用悬摆拉力的水平方向分力和推力平衡的方式实现测量推力的装置。如表1中悬摆原理图所示,摆臂额外受重力作用,在平衡状态下力矩方程满足

$$M_{g1} + M_{g2} + M_E = M_T \tag{3}$$

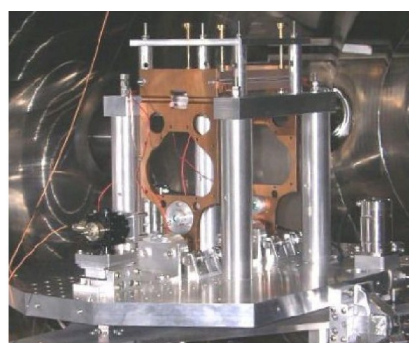
式中 M_{g1} 和 M_{g2} 分别是推力器与摆臂的重力力矩, M_E 是摆臂连接点的弹性回复力矩, M_T 是推力器推力产生的力矩。因此通过解悬摆的力矩方程即可得到电推力器的被测推力值。

悬摆式测力装置的结构原理简单、易于实现、并且承重能力大,推力测量范围也可以根据悬摆的尺寸和刚度、推力器的重量和推力范围选择,可以实现μN~N量级的稳态推力或脉冲冲量测量。如图2所示是意大利Thales公司开发的悬摆式推力测量装置^[47],针对场发射和冷气推力器进行了推力测量。

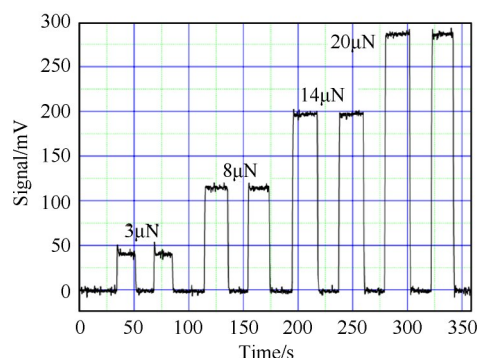
在图2中,该悬摆式测力装置使用刚性摆臂作为主要运动部件,推力器安装在单摆下端的推力器安装面上,在水平推力的作用下,摆臂在铅垂面内做弹性或自由摆动,由重力及单摆悬点处的弹性支点提供回复力矩。如图2(b)所示是电磁力发生器对动架产生推力作用后,测力装置的响应结果。在3~20μN内测力装置对微弱力的响应迅速。

倒摆式推力测量装置与悬摆式测力装置相反,在倒摆式测力装置中电推力器安放在摆臂的上端,整个摆臂的最下端是摆臂的固定支点,利用推力器和摆臂的重力以及支点的弹性力产生抵消推力的回复力。图3是美国NASA Glenn Research Center开发的倒摆测力装置的实物图^[26],该倒摆式测力装置用来测量霍尔推力器的推力参数。

图3中倒摆由弹性铜簧片的结构支撑,当电推力器工作时,倒摆结构围绕弹簧片下部的支撑点在铅垂面上产生位移,通过位移传感器测量倒摆的位移

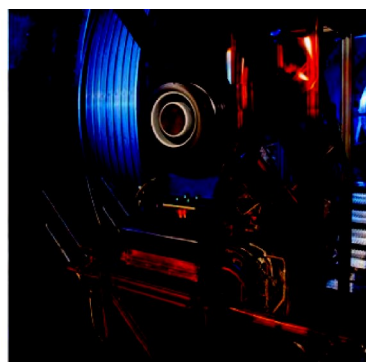


(a) A simple nulled pendulum thrust stand with range of $10\sim 100\mu\text{N}$

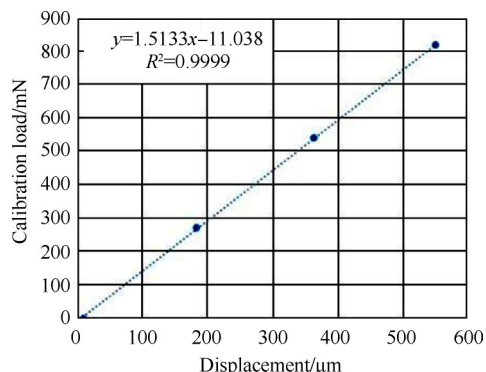


(b) Experimental response of the electromagnetic force generator

Fig. 2 Image and measurement results of Thales inverted pendulum^[47]



(a) Experimental setup diagram of the inverted pendulum with Hall thruster

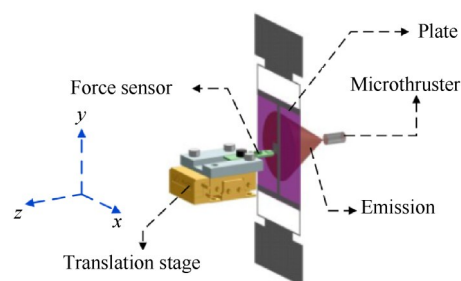


(b) Calibration data of the inverted pendulum

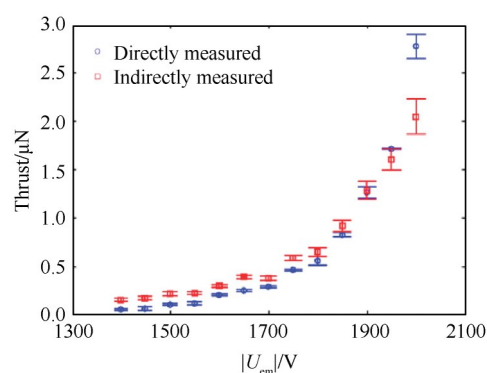
Fig. 3 Image and calibration results of an inverted pendulum in NASA Glenn research center^[26]

变化量,从而计算推力器推力值。实验中使用倒摆法测量的电推力器推力的典型标定数据如图3(b)所示,得到了较为线性的标定曲线,并分析不确定度约为总量程的1%~7%。

区别于以上直接推力测量方法,投靶式测力方法是一种间接式推力测量方法,其测量推力的原理是通过测量推力器喷口下游的羽流粒子的动量流和推力器喷出工质的冲量,而得到推力器的推力^[29],这种方法在电推力器重量体积过大或不适合整体移动时较为适用。投靶法的关键测量难点在于羽流粒子-动量转移模型之间的建立。最早实用投靶式测力传感器进行霍尔推力器推力测量的 Longmier 等^[28]建立了羽流分布-推力模型,之后的许多研究逐渐引入靶面材料反射、真空度的 CEX 效应影响和反弹溅射效应等^[53-56]。Chakraborty 等^[51]开发了一种靶式推力间接测量方法,测力装置结构如和测量结果如图4所示。



(a) Schematic diagram of the indirect thrust measurement device with microthruster



(b) Thrust measurement results of the microthruster

Fig. 4 Schematic diagram and measurement results of a microthruster with thrust target^[51]

投靶式间接测量方法的难点在于建立被测推力与羽流粒子运动之间的关系。推力器羽流收集区域是测力装置响应的直观影响因素,当投靶的接收面积可以包覆绝大部分推力器羽流时,可以认为收集到推力器羽流粒子的动量传递贡献,否则还需要额

外考虑未包覆区域的羽流粒子动量分布,由靶面收集区域内外的粒子束流比例一般可以反映这样的贡献成分^[28]。在投靶法推力测量时,靠近或远离推力器出口也可能导致测量结果的增大或偏小,除羽流收集成分外,还可能是由于真空环境导致的定向快离子由于 CEX 效应转变为方向随机的中性原子,从而在到达收集靶前丧失了本应传递到靶面的动量,这部分损失也可以通过真空度和粒子飞行距离进行修正^[57]。羽流粒子入射到投靶表面时,根据入射原子和靶面物质成分、入射角度、入射能量等,有一系列的实测和分析结果能够反映入射粒子的反射行为,从而获得准确的动量传递比例^[54-55,57-58]。在图 4 中,考虑羽流粒子的反射,真实力近似写为

$$F = \left(1 + \frac{k_p}{k_f}\right) (F_{\text{meas}} - F_{\text{OFF}})$$

(4)

式中 k 为装置的弹性系数, F_{meas} 和 F_{OFF} 分别为由传感器读出的测量力和羽流粒子在靶面反弹作用产生的额外推力。

测量时由于投靶面积可以包裹推力器的羽流,离子液体的羽流也受真空环境和靶面反射的影响较小,也可以进行一定的简化,实验上根据该装置测量到电喷雾推力器的推力值约为 $3\mu\text{N}$ 。

2.2 国内微小推力测量研究

2000 年之前,我国空间任务对电推进的需求牵引不足,国内仅有少数研究电推进的机构,多采用通过推力器的电参数间接计算评估推力。实际上,中

科院空间中心的研究人员早期曾经采用文献[15]中的弹性敏感元件地面实测了 Arcjet 和 PPT 的工作推力,但未公开报道测量技术,也未形成专用的电推进微小推力测量装置。

北京航空航天大学(北航)于 1998 年开始研制用于 Arcjet 电推力器的天平式小推力测量技术^[59],1999 年北航与北京航天计量测试技术研究所联合研制出天平式电推进测力装置^[60-61]。在 2000 年宇航学会液体火箭发动机专委会年会(南京)报告上,北航提出了“我国研制的电推进系统应该实际测量推力器工作推力,以准确评估比冲”的观点,并进一步新研发了弹性元件系列扭摆式微小推力测量装置^[18,34,62]。

后续国内多家科研单位陆续开展了电推进微小推力测量技术研究,代表性的装置如清华大学的推力靶^[63]、哈尔滨工业大学的三丝扭摆^[64]、华中科技大学开发的单丝型扭摆^[12]、航天工程大学的弹性扭摆^[65]、国防科技大学的弹性金属管扭摆^[66]、中国科学院力学所的亚微牛级弹性扭摆^[67]等。

国内对空间电推进微小推力测量方法的研究虽起步较晚,但在技术路线上各种测力方法的研究较为完整,微小推力测量装置的量程、精度等性能参数也达到了较高水平,且当前大部分的测量装置都回归到了弹性扭摆的方案。表 3 总结了国内一些典型的机械式微小推力测量方法研究。

国内微小推力测量方法研究最早始于天平式测力方法对电弧推力器进行推力测量^[59-61]。天平式测

Table 3 Summary of mechanical micro-thrust measurement methods studies on domestic

Time	Institution	Method	Measured object	Range	Precision	Resolution
2000	Beihang University & CAST ^[59-61]	Balance	Arcjet	1~1000mN	±2%	—
2003	Tsinghua University ^[63]	Indirect measurement	Micronozzle	1~10mN	—	—
2007	Beihang University ^[18]	Torsional pendulum	Cold gas & arcjet	1~200mN	≤±1%	—
2009	Space Engineering University ^[68]	Torsional pendulum	Laser thruster	1~500μN	—	—
2010	Space Engineering University ^[69]	Torsional pendulum	Laser thruster	0.2~8μN·s	≤3%	0.02μN·s
2011	Beihang University ^[34]	Torsional pendulum	PPT	10~1000μN·s	10μN·s	—
2012	Harbin Institute of Technology ^[64]	Torsional pendulum	Hall thruster	50~110mN	±1.5%	—
2012	Huazhong University of Science and Technology ^[12]	Suspended pendulum	PPT	1~264μN	—	0.09μN
2013	Beihang University ^[23]	Suspended pendulum	Colloid thruster	1~760μN	10%	—
2013	Space Engineering University ^[65]	Torsional pendulum	PPT	0~609.6μN	—	24.4nN
2014	Tsinghua University ^[24]	Inverted pendulum	—	0~1000mN	±1%	—
2016	National University of Defense Technology ^[70]	Torsional pendulum	PPT	0~600μN	—	—
2018	Institute of Mechanics, CAS ^[71]	Torsional pendulum	FEEP	1~200μN	0.4μN	—
2018	Beihang University ^[29]	Indirect measurement	MPDT	1~250mN	—	—
2019	Institute of Mechanics, CAS ^[67]	Torsional pendulum	Calibration device	0~400μN	—	0.1μN
2021	Beihang University ^[72]	Torsional pendulum	μCAT	0~200μN	—	0.1μN
2022	Huazhong University of Science and Technology ^[73]	Suspended pendulum	Colloid thruster	0~1000μN	—	0.02μN

力方法是使用类似天平的原理实现微小推力测量,其装置的结构包括竖直的梁和水平的横梁,横梁在中心支点的支撑下达到随遇平衡的状态。将电推力器安装在竖梁后,推力器的推力沿水平方向,推力作用对横梁和竖梁产生偏转后由重力提供回复力,再次调节天平系统的质心使天平达到平衡状态,由此进行推力器力矩的测量。典型的天平式测力装置如图5所示^[61]。初始状态时,天平处于随遇平衡状态,当电推力器产生推力后,位移传感器和速度传感器感受到天平的横梁发生倾斜运动,此时信号传递到放大器电路后调整平衡砝码的位置或使用电磁力方式,使天平再次回到平衡状态,记录该过程中对横梁外加力矩的改变量,可以实现电推力器的推力的实时准确测量。

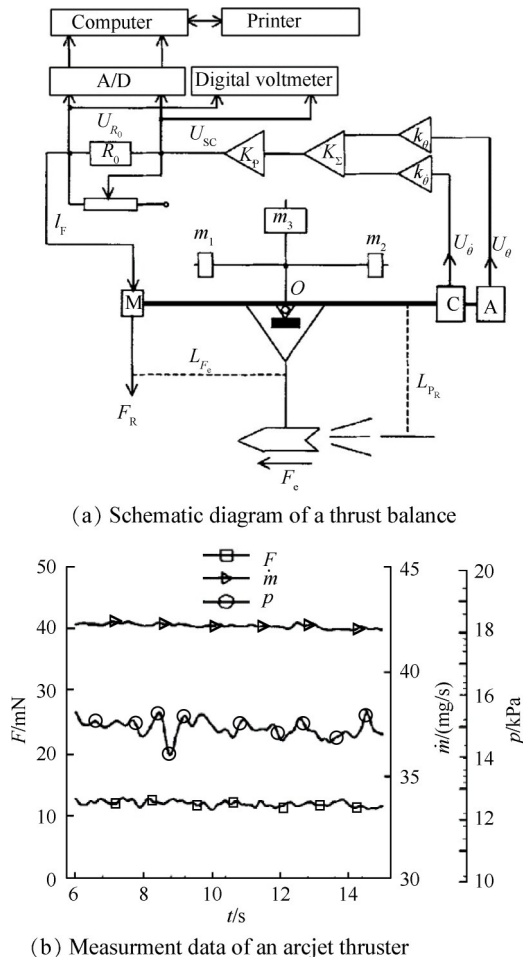


Fig. 5 Schematic diagram and the measurement process with a thrust balance^[61]

使用该天平式测力装置进行 Arcjet 电弧推力器的推力测量结果如图5(b)所示。在电推力器工作的十几秒时间内,天平测力装置测得推力器产生约12mN的推力值。天平式测力方法的优点是天平系

统处于随遇平衡的状态,灵敏度很高。然而实验发现,天平式测力装置刀口支撑的“随遇平衡”和摩擦力与电推力器管路线路之间的连接应力解耦困难,会对推力测量产生较大的误差,所以目前主流的微小推力测量平台鲜有选择天平测力装置的技术路线。

北航于2007年研制出全弹性扭摆技术路线的微小推力测量装置,并对冷气推力器、电弧推力器开展了相关实验研究^[18,73-75]。该装置引入闭环反馈方法实现微小推力的“原位测量”,将待测位移量转化为反馈线圈电流的测量,避免了扭摆杆位置偏转造成的推力器线缆应力干扰,并进一步提高了测量准确性和响应速度。在全弹性扭摆微小推力测量装置的基础上,北航开发了多个毫牛至亚微牛级的微小推力与微冲量测量装置^[33,61-62]并使用自主开发的弹性枢轴。使用闭环反馈装置的亚微牛级微小推力测量装置的基本结构如图6所示^[72],在该测力系统中,使用闭环反馈方法将位移量转换到反馈线圈电流大小上,以此表征推力器的实际推力大小。

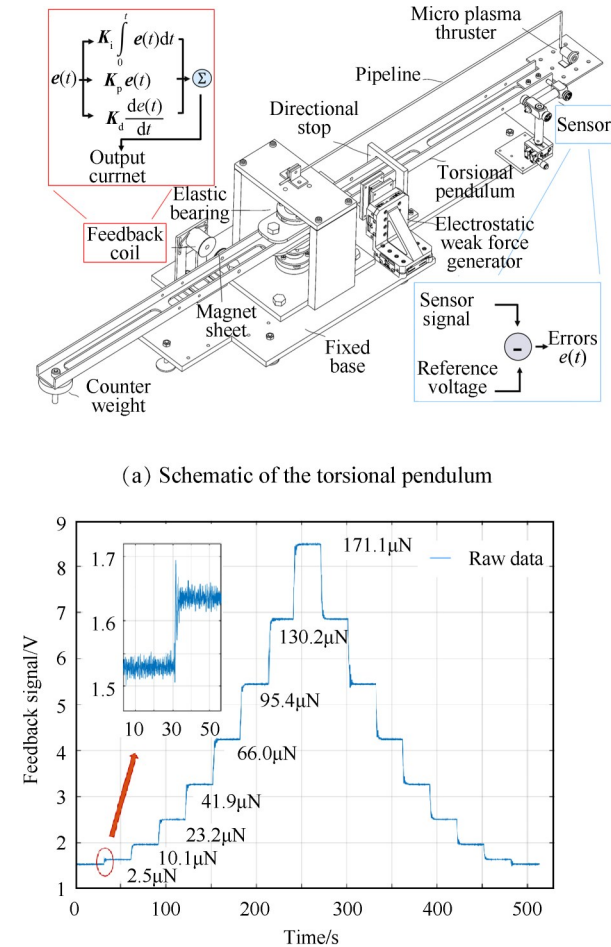


Fig. 6 Schematic diagram and the closed-loop feedback control response of a full elastic torsional pendulum^[72]

图 6(b)是使用闭环反馈方式进行微牛级推力测量的结果。使用微牛级标准力产生装置产生 0~200 μN 的一系列微小推力时,反馈线圈的电流可以快速对微小推力进行响应,反馈信号代表的微小推力分辨能力较高,最小分辨能力约为 0.1 μN 。其他使用悬丝、弹性金属管等转轴类型的扭摆式推力测量装置如华中科技大学 Yang 等^[12]开发的单丝型扭摆,使用弹性系数极小的钨丝作为动架的中心轴,当动架产生扭转时,细丝自身的扭动可以产生比普通轴承小的多的回复力矩,从而实现纳牛量级微小推力的测量。使用多根悬丝组成的提拉式扭摆测力装置利用动架重力的切向分量产生回复力。多悬丝扭摆装置稳定性好、承重能力大、成本低,无需精密敏感弹性元件。然而三丝扭摆装置的运动自由度不唯一,在动架转动的同时也会有水平方向的摆动,由此造成扭摆转动时在其他自由度上的能量耗散,测量电推进微小推力时应当避免这类其他自由度引起的测量误差。

悬摆式微小推力测量方式同样需要使用刀口等元件限制动架运动的自由度,以往该方法主要用于较大质量推力器的推力测量。华中科技大学开发的一种悬摆式微小推力测量装置将其测量不确定度提升至 0.02 μN ^[73],其结构和微弱力响应曲线如图 7 所示。该悬摆微小推力测量装置在实现极小测量不确定度的同时亦可实现 0~1000 μN 的测量量程。特别是该装置使用液体金属作为动架与定架间电缆的连接机,可以进一步减小线缆带来的牵扯力作用,减少因线缆应力产生的测量信号漂移。

除微小推力、微冲量外,基于全弹性扭摆的技术方案还首次在国际上被提出用于测量推力器的角向分力与滚转力矩^[76]。北航利用亚微牛级推力测量装置首次地面测量得到了小功率霍尔效应推力器的角向分力与滚转力矩,如图 8 所示,推力器固定于测力装置的中轴线并随动架转动,当产生角向分力后,仅有该方向自由度的分力能够带动推力架动架旋转,从而产生位移被传感器测量。利用该装置测量到 20mN 推力的氙工质霍尔效应推力器能够产生 18 $\mu\text{N}\cdot\text{m}$ 左右的滚转力矩^[76]。

3 电磁式微小推力测量方法

电磁类推力测量装置是利用磁悬浮轴承构建的微小推力测量机构,此类型推力测量装置不单是使用电磁悬浮轴承简单替代机械接触式轴承,在某些报道的推力测量装置中还使用有别于扭摆方法的测

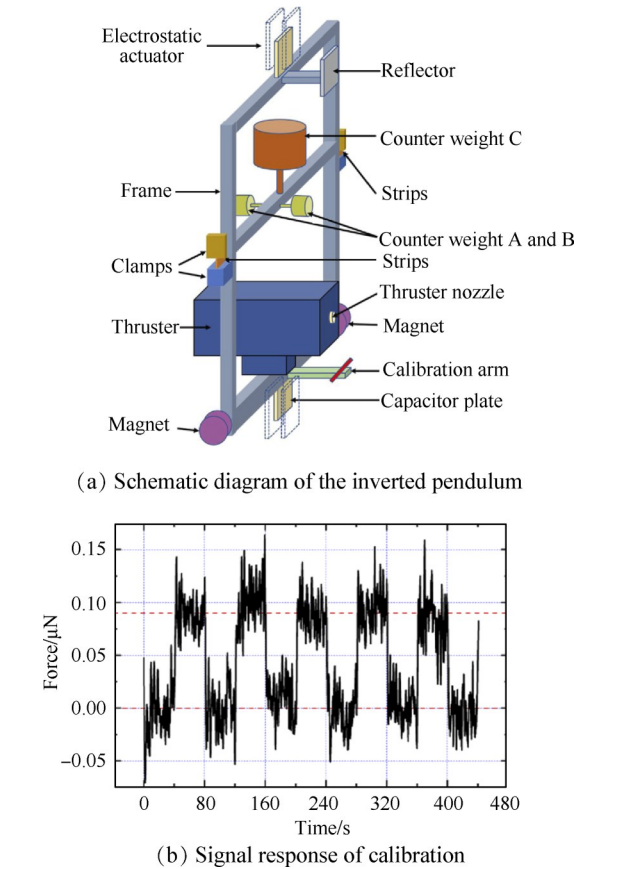


Fig. 7 Schematic diagram and the signal response under a voltage of 0.3V applied by the calibration actuator in an inverted pendulum^[73]

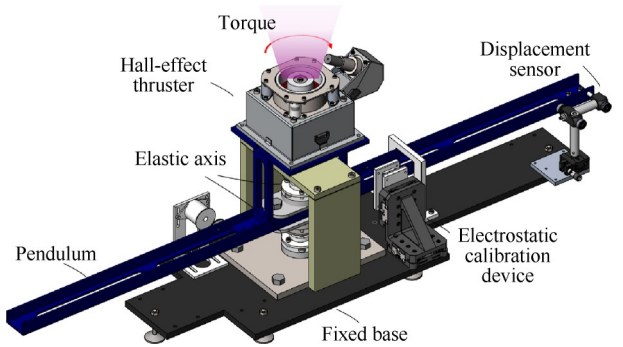


Fig. 8 Schematic diagram of the torsional pendulum roll torque measurement device^[76]

量原理,提出了电磁式测力装置特有的测量方法,不但可以减少动架和定架间的机械接触,还具有无摩擦、低噪声等特点^[30-31]。尽管在微小推力测量领域,电磁式推力测量装置的应用范围远小于机械式测力装置,然而其独特的测量原理能够在一些电推力器测试中发挥特有优势。表 4 总结了国外一些典型的电磁式微小推力测量方法研究。

国外对电磁式微小推力测量方法的研究主要使用电磁吸浮式测力原理,例如美国 BUSEK 公司开发

Table 4 Summary of electromagnetic micro-thrust measurement methods studies abroad

Time	Institution	Method	Thruster	Range	Precision	Resolution
2008	Busek Co. USA ^[31]	Magnetic levitation	Colloid thruster	5~30μN	—	0.1μN
2016	University of Alabama System ^[32]	Magnetic levitation	HIPEP	0.1~2.75mN·s	10%~23%	—
2017	Massachusetts Institute of Technology ^[77]	Magnetic levitation	Electrospray thruster	5~100μN	—	0.36μN
2019	Technische Universität Dresden ^[78]	Magnetic levitation	Propellantless propulsion	2.4~10μN	—	0.1μN

的测力装置如图 9 所示^[31]。该测力装置使用磁悬浮轴承连接动架和定架部分,在动架的两端分别放置推力器和电源控制单元,这样动架和外部环境没有任何管路相连。不同于机械式弹性枢轴,该磁悬浮轴承旋转时自身只受磁阻尼作用,因此在电推力器的持续推力输出时,该测力装置利用推力器的推力和磁悬浮装置产生的磁阻尼控制动架做匀角加速运动,通过测量装置运动的角速度和角加速度,就可以计算电推力器的实际推力。

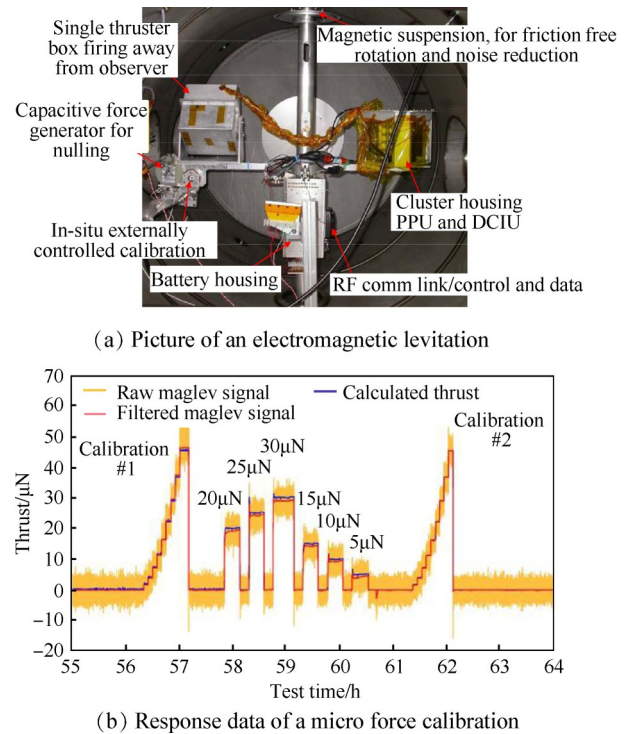


Fig. 9 Composition of an electromagnetic levitating thrust measurement system and the response data to the calibration device^[31]

如图 9 所示是 BUSEK 公司的电磁吸浮式测力装置进行 LISA Pathfinder 电喷雾推力器时得到的标定曲线和测量结果^[31]。由于磁悬浮轴承的非接触性,

外界震动对于测量系统的噪声传递可以被有效抑制,测量结果表明 30μN 以下推力测量装置可以有效分辨推力器的推力数值,同时该装置可以实现微牛以下的分辨率。BUSEK 公司电磁吸浮式测力装置动架上没有线缆与管路和定架相连,而是包括电源和储供的推进系统所有部件均放置在测力台上,显示出电磁测力台架较高的承载能力。

国内对电磁式微小推力测量方法的研究使用电磁吸引或排斥悬浮技术,此外还使用超导材料实现超导态的电磁轴承,相关研究如表 5 所示。

北航研究人员使用超导排斥悬浮技术针对电磁式微小推力测量方法进行了研究,提出了一种 Ever-shed 构型的混合超导轴承,基于该轴承进一步研究了微小推力测量方法^[33],其结构和测力结果如图 10 所示。

图 10 中 PM 为永磁体 (Permanent magnet), HTS 为高温超导材料 (High temperature superconductors)。在该超导磁悬浮装置中,由于磁悬浮轴承的重力分配不能完全在轴线上而存在的引力势垒作用,导致磁悬浮动架在平衡位置做周期性转动,小角度内近似可以认为转动角度与动架回复力成正比,因此该磁悬浮推力测量装置的运动过程也可认为是弹性扭摆。图 10(b)是测量的电喷雾推力器的工作情况,计算得到推力器推力值为 26.6μN。同样该超导磁悬浮推力测量装置具有远超同性能机械类推力测量装置的承载能力。

4 微小推力标定方法

实验中,需要对推力测量装置的自身参数进行确定,如弹性系数、转动惯量、阻尼系数等,才能对测力装置运动机构的运动方程进行解算,同时对测力装置的定期标定还可以避免使用过程中产生的系统

Table 5 Summary of electromagnetic micro-thrust measurement methods studies on domestic

Time	Institution	Method	Thruster	Range	Resolution
2013	Beihang University ^[79]	Magnetic levitation	Cold gas	1~200mN	0.68 %
2019	Institute of Electrical Engineering, CAS ^[80]	Magnetic levitation	Gravity	—	0.01~0.001μGal
2022	Beihang University ^[33]	Magnetic levitation	Colloid thruster	—	1μN

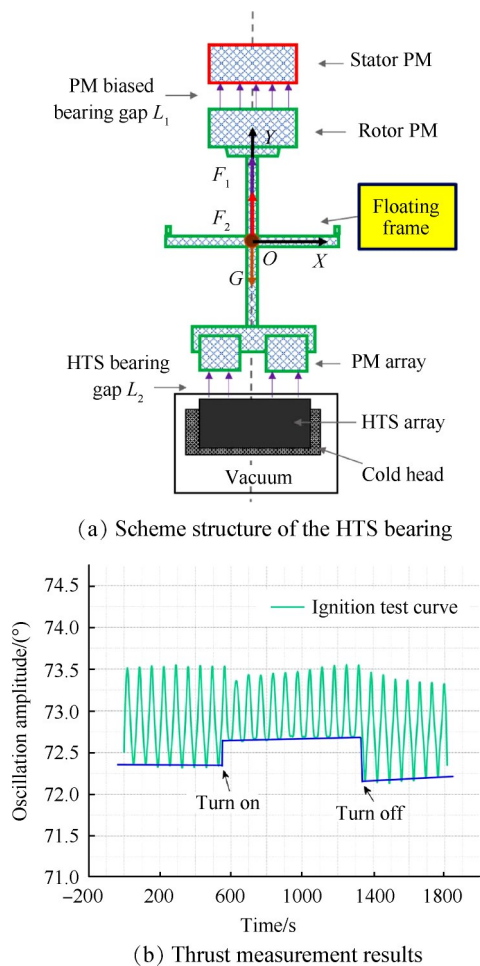


Fig. 10 Scheme structure of a Evershed-type hybrid HTS bearing thrust stand and the response results of a electrospray thruster^[33]

误差。根据力的来源分类,推力测量标定方法可以分为有力源标定法和无力源标定方法,基本原理示意图如表 6 所示。有力源标定方法中一般可分为重力标定方法、电磁力标定方法和静电力标定方法;无力源标定方法中针对推力测量装置的动架,通过动架运动的周期和幅度的测量进行动架转动惯量与弹性系数等参数的标定。一般来说,微小推力测量装置都

需要标定装置进行标定,国内外针对标定方法的研究旗鼓相当,典型的标定方法汇总见表 7 和表 8。

4.1 有力源标定方法

重力标定方法是最常见和简单的有力源标定方法,最早的微小推力测量装置即使用砝码进行重力标定^[15]。该方法是利用一系列已知重量的物块(如标准砝码)产生的重力模拟对测力装置产生推力,从而进行对装置受力情况与输出信号关系的标定的方法。如图 11 所示,重力标定装置使用轻质无弹性细线作为砝码的挂线,一端连接于推力器中心,经过一个摩擦很小的滑轮后另一端悬挂标定所用的砝码,通过不同质量砝码施加一系列的标定力。

砝码标定简单方便,但砝码挂线重力、标定滑轮与砝码挂线之间不可避免的摩擦力,都会给标定结果带来一定的误差。当标定力较小的情况下(如 mN 量级),标定滑轮与连线的摩擦力不可忽视,需要额外考虑因机械摩擦带来的误差项。

对于测量范围更小(μN 级至 mN 级)的推力测量系统,使用砝码标定已经不再合适,需要能够提供更微小弱力的装置产生标准力。电磁力标定方法是根据安培定律、由磁场对电流产生电磁力的方法而进行标定的,原则上任意垂直于磁场的通电导体都可用来作为电磁标定装置。例如国防科技大学的研究组使用单根导线在垂直磁场中的脉冲力运动对推力测量装置进行标定^[70],如图 12 所示。所需标定力进一步增大时,可使用多匝通电线圈在磁场中的受力进行电磁力标定,由于电磁力与磁铁磁场强度和线圈匝数、直径以及通过的电流间存在比例关系,当外界参数固定时,只要线圈所处位置磁场强度 B 不发生改变,电磁力标定装置产生的电磁力就与线圈中通过的电流成正比关系。图 12 所示是一种电磁标定装置,该装置使用复杂的磁铁排布位型在局部区域内产生一种特殊排布的磁场构型,该构型下线圈位置

Table 6 Schematic diagram of the principle of the micro-thrust calibration method

External forces methods			Non-external forces methods	
Gravitational weights	Electromagnetic coils & magnets	Electrostatic electrodes	Amplitude pendulum	Period pendulum
mN~N	$\mu\text{N}\sim\text{mN}$	$\mu\text{N}\sim\text{mN}$	$\mu\text{N}\sim\text{mN}$	$\mu\text{N}\sim\text{mN}$
Easy to use and precise	Continuous for weak force, no friction	Generate weak force	No external force	No external force

Table 7 Summary of micro-thrust calibration methods studies abroad

Time	Institution	Method	Range	Precision/%
2002	University of Southern California ^[44]	Cold gas	86.2nN~80μN	2~11
2006	George C. Marshall Space Flight Center ^[81]	Weights	100μN~1N	1
2009	Purdue University ^[82]	Electrostatic	10μN~1mN	7.94
2013	University of Florida ^[36]	Amplitude	<1.3μN	10
2015	Microsystems for Space Technologies Laboratory, Switzerland ^[51]	Cold gas	10nN~100μN	—
2015	Hathaway Consulting Services, Canada ^[83]	Electromagnetic	10nN	11
2019	National Institute for Space Research, Brazil ^[84]	Electrostatic	14~79μN·s	10

Table 8 Summary of micro-thrust calibration methods studies on domestic

Time	Institution	Method	Range	Precision
2011	Beihang University ^[34]	Electrostatic	10~1000μN	<5%
2012	Huazhong University of Science and Technology ^[12]	Oscillation period	0.47~1350μN·s 0.09~264μN	<0.16%
2013	Beihang University ^[23]	Elastic devices	1~760μN	10%
2013	Space Engineering University ^[65]	Electromagnetic	24.4~609.6μN	0.88%
2016	National University of Defense Technology ^[70]	Electromagnetic	0~600μN·s	2%
2019	Institute of Mechanics, CAS ^[67]	Electrostatic	0.1~200μN	0.1μN
2021	Beihang University ^[72]	Electrostatic	0.1~200μN	0.1μN

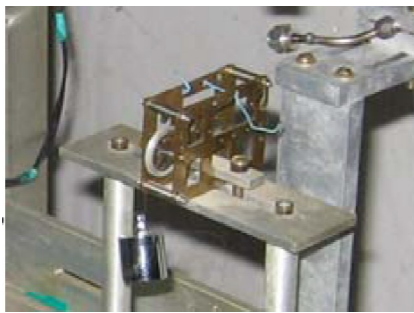


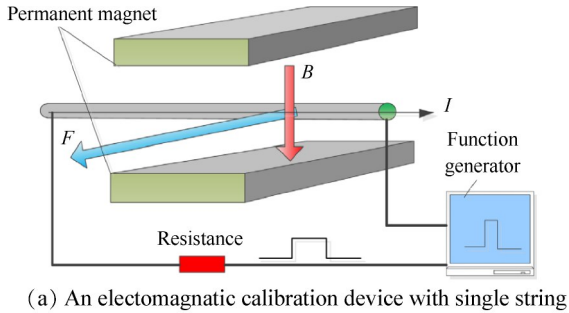
Fig. 11 Gravity calibration device with standard weights

小范围运动时的磁场变化不敏感,可以进一步减少由于磁场不均匀产生的误差^[34]。

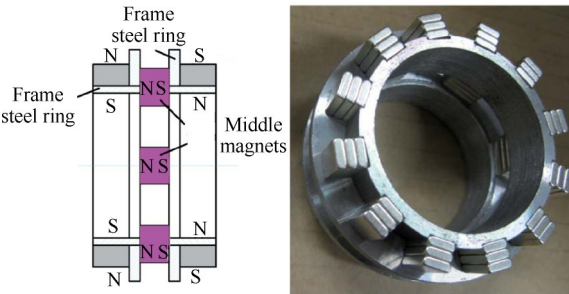
实验中,精确控制通电导线的电流值即可获得精度极高的标定力,尤其是在单根导线电磁标定装置中可以提供微牛量级的标定力。此外,由于电磁式标定方法的电流方向可调,因此标定力的产生方向是双方向的,这也是其他标定方式不具备的优点。

静电力标定方法是使用电极之间的库仑力作用产生已知大小的微弱力,由于库仑力一般较小,因此与电磁力标定方法类似,静电标定方法也适合于亚微牛量级的推力测量装置的标定^[35]。如图 13 所示的是一种使用文献[35]中提出的电梳型静电标定装置的实物图,特殊的梳状结构使得静电力的大小与两片电极位置相关性降低,增加了实验时电极配对操作的可行性^[72],其静电力与电压平方之间的关系为

$$F \approx 2N\varepsilon_0 U^2 \left[2.2464 - \frac{c+g}{\pi x_0} \right] \quad (5)$$



(a) An electromagnetic calibration device with single string



(b) Electromagnetic calibration device with complex magnetic field

Fig. 12 Schematic diagram of two electromagnetic calibration devices with single string^[70] and complex magnetic field^[34]

式中 F 为静电力, N 为静电梳的齿数, U 为静电电压, ε_0 为静电常数, c, g 和 x_0 分别为静电梳的齿间距、齿片厚度和梳齿插入深度, 均可认为是为常数。

由于静电标定方式可以产生低至亚微牛量级的静电吸引力, 适用于微牛量级推力测量装置的参数

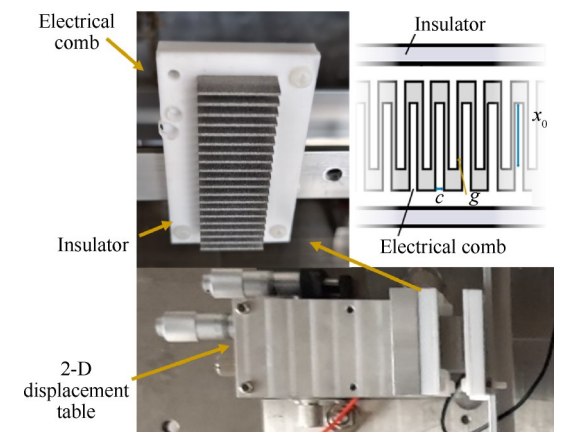


Fig. 13 Image and schematic of an electrostatic comb calibration device^[72]

标定。静电标定装置通常需要使用高压电源(几百伏)产生足够的库仑力,因此静电标定方式应做好足够的静电绝缘。类似的还有使用两片圆形电极而产生静电力的简单型静电力标定装置等,Anselmo 等^[52,84]使用该静电发生装置标定脉冲冲量。

4.2 无力源标定方法

无力源标定方法是指不利用外界标准力源的标定方式,而是使用推力测量系统自身的特征运动、通过求解运动方程得到推力测量系统的关键响应关系,例如记录扭摆推力系统在自由摆动模式与被动式涡流阻尼器下的摆动模式,使推力架的摆动幅度进行衰减,基于阻尼振荡的连续峰值,结合观测到的阻尼频率,通过对数衰减方式分析系统的阻尼比,此外还可以根据动架在脉冲冲量作用下正弦衰减运动的摆动周期,来精确测量动架的转动惯量等参数^[12,35]。无力源标定方法主要根据动架的摆幅衰减和摆动时间对推力架进行标定,文献[12]中的悬丝扭摆使用摆动时间法对测力装置进行无力源标定,被测动架的结构如图 14 所示。

如图 14 所示,在动架处于不同转动惯量的情况下,扭摆动架的转动周期不同,由于动架上安装的标准球体很精密,因此由于球体导致的转动惯量增加可精确计算,从而可以联立方程组解出弹性系数、转动惯量等参数。在图 14 中该动架的 O 点为安装弹性悬丝的中心点,动架绕该点转动。 M 为已知质量的标准球体,改变 M 的位置(如安装在 A' 点或 B' 点及其对称点),测量扭摆的摆动周期,即可获得扭摆的转动惯量为

$$J = \frac{T_0^2}{T_2^2 - T_1^2} \cdot (m_1 d_{B'O}^2 + m_2 d_{B'O}^2 - m_1 d_{A'O}^2 - m_2 d_{A'O}^2)$$

(6)

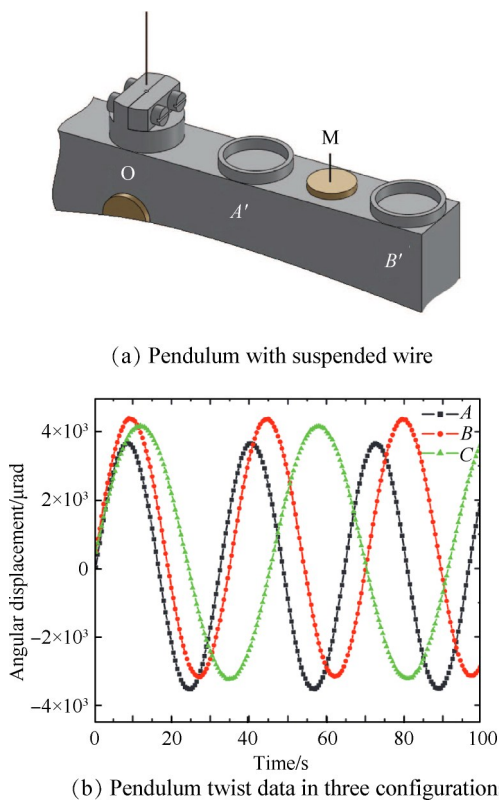


Fig. 14 Pendulum in calibration without external calibration force and the swing period in different cases^[12]

式中 T , m 和 d 分别是测量的扭摆转动周期,球体质量和球体摆臂长度。由转动惯量可以得到扭摆弹性系数为

$$K = \frac{4\pi^2 J}{T_0^2}$$

(7)

使用摆幅衰减标定和摆动时间标定的无力源方法的优势是不引入外界的标定力产生装置,这样就减少了标定力装置自身传递的误差,同时避免了安装标定力装置的复杂工装件和位置精密微调装置。

5 微小推力测量装置评价方法

微小推力测量装置作为电推力器的性能测试平台,其本身应当具有一定的可信度和可靠性,才能满足电推力器推力测试的需求。因此微小推力测量装置的自身性能,如分辨率、精度、响应速度等要求需要满足被测电推力器的推力范围,同时测力装置具备的抵抗外界干扰的能力保证推力测量的稳定性和可靠性。对于微小推力测量装置的评价方法,国内航天工程大学的研究人员做了大量细致的工作^[85-86]。

5.1 测力装置的性能参数

在微小推力测量过程中,对测力装置的标定过程在前,对推力测量的过程在后,导致最终传递和合

成的结果比较复杂。表征微小推力测量装置性能的特征有分辨率、量程、灵敏度、线性度、精度等参数,这些参数应当在对测力装置的标定过程中计算得到,从而保证后续对推力测量结果的准确性。

分辨率:推力测量装置的分辨率代表其对最小推力的分辨能力,也可以理解为测量元件对输入信号的分辨能力。一方面,装置对输入推力信号的辨读受传感器分辨率影响,即位移传感器是限制测力装置分辨能力的主要因素;另一方面,测力装置的敏感元件对受力的运动响应有强有弱,产生的运动幅度有大有小,最终被传感器分辨的信号值也决定了测力装置对标定力的最小分辨能力。实际使用中,测量环境不可避免的具有机械振动噪声、电磁噪声、温度变化等因素,综合以上因素才能得到真实测量时的测力装置分辨率。测量实践中可以通过对测力装置施加一定大小的标定力,检验测力装置对响应结果的分辨能力而判读是否达到这样的分辨率需求。图15是亚微牛级推力测量系统针对标准力发生器进行 $0.1\mu\text{N}$ 的分辨率测试^[67],结果表明测力装置信号响应有足够的分辨能力。

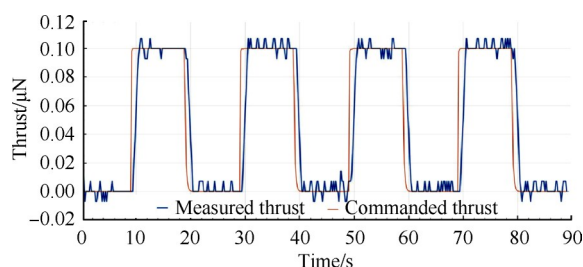


Fig. 15 Resolution testing of the thrust measurement device^[67]

量程:量程反映推力测量装置能够满足的电推力器的最大推力范围,一般代表测力装置输出信号满足线性时的最大推力区间。以枢轴扭摆式推力测量装置为例,扭摆动架在小角度转动时,动架边缘放置的位移传感器测量结果满足式(2)的线性近似条件,而当扭摆动架的旋转角度进一步增加时,由于枢轴自身特性影响、传感器的小角度近似影响,测量结果会出现明显的非线性趋势,这样不但导致测量结果不准确,还可能诱发敏感元件的损坏。

线性度:线性度反映推力测量装置输出信号与所施加标定力之间的线性程度,代表推力测量结果在此区间内是否和标定力的标定结果具有良好的比例关系。如图16所示的是北航微牛级弹性扭摆使用闭环控制方式时对静电标定装置产生的 $1\sim 200\mu\text{N}$ 力

的响应情况^[72]。根据电压平方-测力装置信号输出之间进行线性方程拟合后,得到线性拟合优度大于0.99999,表明在该标定力区间,测力装置的输出结果具有很高的线性度。

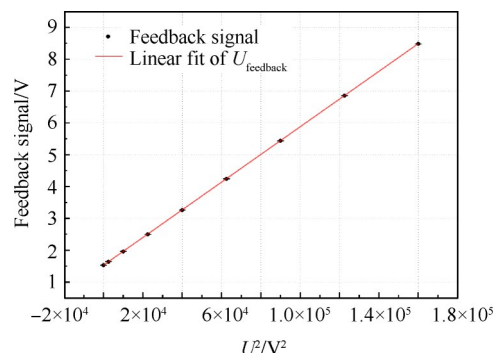


Fig. 16 Linearity of the torsional pendulum in a calibration process^[72]

灵敏度:灵敏度指测力装置输出信号与标定力之间的变化关系的倾斜率,反映了装置输出信号随推力变化的剧烈程度,例如,使用位移传感器测量枢轴扭摆动架端部位移量时,对于稳态量,灵敏度可以表达为传感器输出信号与施加标定作用力的比值(单位 V/N),或其他类似的表述方式(如闭环反馈控制电流与标定力的比值)。推力测量装置的灵敏度不但取决于敏感元件的参数(如枢轴扭摆中轴承的弹性系数、悬摆中摆臂的重力等),还受到电推力器推进剂管路、线缆连接的影响,复杂而僵硬的管路线路连接相当于减少了敏感元件的弹性,从而降低了测力装置的灵敏度,进一步影响测力装置的分辨率和精确度。

精度:精度是衡量测量值与真实值之间误差的量,在实际推力测量过程中,一般通过重复的标定过程得到推力测量装置对一系列的标定力的信号输出,分析这些重复标定力之间的数据误差即可得到测力装置自身的测量精度,之后在实际推力测量过程中尽量保证过程一致、条件相同。

5.2 测力装置的稳定性与噪声特性

微小推力测量装置容易受外界环境因素干扰,如不可避免的环境震动干扰、环境温度变化等,这对微牛级及以下的电推力器的推力测量尤为明显,环境因素的影响也决定了测力装置的分辨率等参数。在对重力卫星需求的高稳定低噪声推力器的性能测试时,要求推力测量装置自身的噪声水平在 $0.1\text{mHz}\sim 1\text{Hz}$ 内低于 $0.1\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$,在这样的宽频域范围内实现低噪声仍是不小的挑战。如图17所示是华中科技大学

学悬丝扭摆在不同频率下的推力噪声功率谱曲线,该测力装置在 0.1Hz 以下的频率范围内具有低于 $0.1\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的噪声水平,表明其具有较好的低频稳定性^[12]。

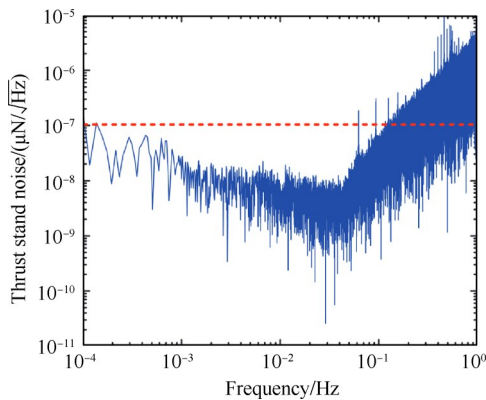
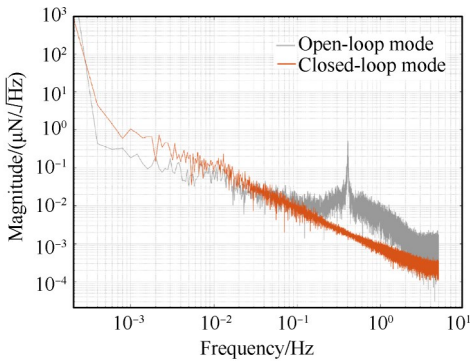


Fig. 17 Noise power spectral density in the suspending wire torsional pendulum^[12]

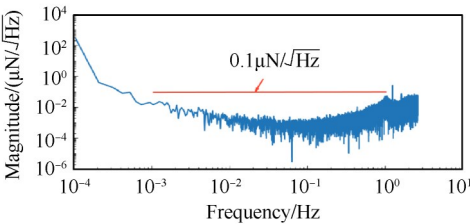
图 18 是北航使用开环和闭环分别进行弹性扭摆测力装置的推力测量噪声的比较。由于闭环反馈控制回路可以有效地抑制测力装置的固有震动噪声,因此在高于 0.1Hz 的情况下闭环控制测力方式的功率谱密度小于开环控制下的功率谱密度,表明使用闭环控制方式对电推力器测量时测力装置有更稳定的本底噪声,有利于提高推力器推力噪声测量的信噪比^[72]。在一个类似的弹性扭摆中使用磁阻尼方式实现更宽范围的低噪声水平,在 1mHz~1Hz 间均可小于 $0.1\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$ ^[14]。使用悬摆式测力方法时也可以达到类似的噪声水平,例如华中科技大学使用铍铜条作为敏感元件开发的悬摆式测力装置^[73]。

图 19 中是使用 BUSEK 公司电磁型微小推力测量装置的噪声频谱分布,其中多种颜色的曲线分别表示测力装置固有噪声、推力器开机后叠加的噪声功率谱和由此得到的推力器噪声功率谱^[31]。由于电磁型测力装置自身具有非物理接触的特点,因此由外界震动传递到测力装置的噪声影响极低。在该电磁型测力装置中小于 0.1Hz 的推力噪声低于 $1\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$ 。此外,使用超导线圈的低温电磁型测力装置引入了液氮冷却的超低温环境,在抑制环境温度对测力装置造成的噪声影响上具有更明显的优势。

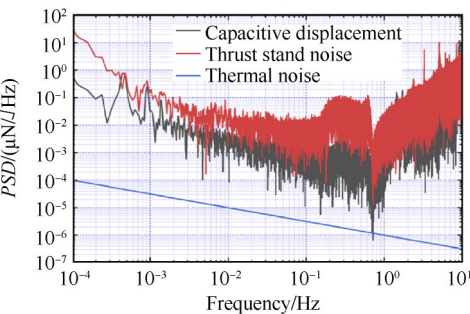
外界环境温度也是影响测力装置稳定性和低频噪声响应的重要因素之一。外界环境温度变化时,一般认为测力装置的机械结构热膨胀不均匀导致微小的形变,从而造成位移传感器距离测量的变动,由



(a) Noise in closed-loop feedback control



(b) Noise with an electromagnetic damper of a torsional pendulum



(c) Thrust noise in a compound suspended thrust stand

Fig. 18 Background and thrust noise in closed-loop feedback control in a torsional pendulum^[72], and the noise with an electromagnetic damper in a torsional pendulum^[14] and in a compound suspended thrust stand^[73]

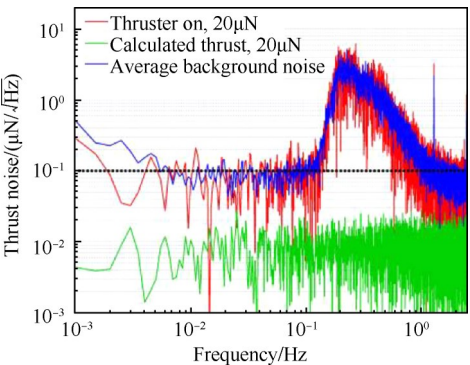


Fig. 19 Thrust noise in the electromagnetic thrust stand^[31]

此产生推力测量的热漂移。如图 20 是对微小推力测量装置进行长时间监测时输出信号与环境温度的变化关系^[67],进行长时间监测时,测力装置输出信号与外界温度变化的趋势有明显的相似关系,因此控制

外界温度变化也是提高测力装置稳定性与低噪声水平的有效方式之一。

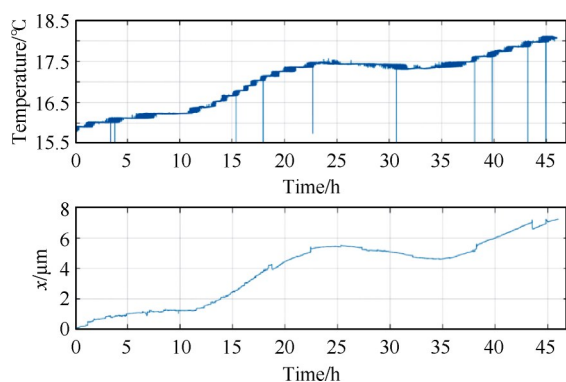


Fig. 20 Measurement of thrust signal interference by temperature over a long time period^[67]

在实际测量中,电推力器工作时自身和线缆产热会导致线缆受到牵扯应力,在动架和定架的连接处产生不可忽视的作用,导致在对推力测量过程中的温度漂移。事实上推力器自身的产热是比由于外界温度环境因素变化更大的热漂移来源。针对这一问题,开发了液态金属(镓锡合金)的线缆连接装置^[73](图21),使动架和定架间的电路线缆通过液态金属相连通,减少在动架和定架连接处由于推力器和线缆传热产生的应力影响。

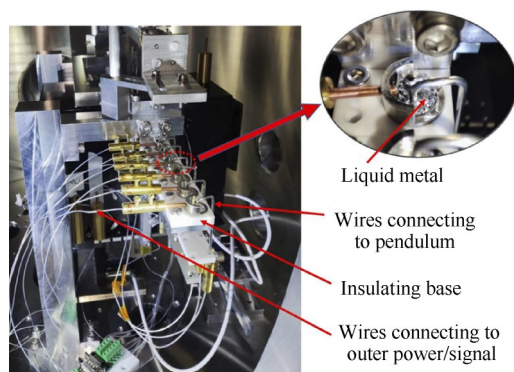


Fig. 21 Picture of the liquid metal conductive unit of the pendulum^[73]

更有效的主动式恒温装置也被用来解决环境温度 and 推力器工作时产热对推力测量装置信号漂移的影响。例如针对悬丝扭摆推力测量装置,在实际使用中采用水冷冷屏结构主动控制核心区域的温度,使之维持在恒定值,从而保持推力测量信号在长时间范围内维持相对稳定。此外,还可以从测力装置结构角度改善外界环境对推力测量的干扰的因素,如使用双摆结构抵消环境热因素噪声的运动部件的

形变,以及使用气浮台或电磁悬浮台等隔绝环境震动噪声等,进一步降低测力装置的漂移和低频噪声等不利影响。

6 结 论

本文对空间电推进的微小推力测力研究进行了讨论,主要结论如下:

(1)电推力器微小推力的测量可以借鉴化学火箭发动机推力测量装置的定架动架设计、原位标定和敏感元件选用等测量技术的思想;但电推力器种类繁多、工作机制多样,推力范围相差数个量级,只研制一套小推力测量装置,不可能包打天下,而要根据推力器类型、推力量程、推力特征和测量精度的不同,尽量针对每次测试专门优化而形成专用的测试装置,或至少对推力范围相近、尺寸重量相当电推力器使用稍加改装后的同一类型的测力方案。此外,基于使用便捷、测量准确性和可靠性及成本的考虑,可以将推力测量装置的技术成果继承到原理类似、核心参数不同的同类型测力装置上,最终形成系列化和规格化的微推力测量装置产品类群。

(2)机械式微小推力测量方法是空间电推进微小推力测量的主要方法,其中扭摆式测力方法利用力和动架水平位移的转化关系将微小位移放大从而对微小推力进行精密测量,是纳牛至毫牛量级的微小推力测量的经典测量方法。悬摆式和倒摆式测力方法利用重力在推力方向的分量作为回复力,增大了测力装置的承载能力并响应地减少体积。天平式测力方法工作在随遇稳定状态,具有测量灵敏度高、处于随遇平衡的特点,而投靶式测量方法可以针对体积或重量过大的推力器的推力进行测量。

(3)电磁式微小推力测量方法不使用机械式的连接机构,而通过电磁悬浮结构连接动架与定架,从而有效降低外界震动环境对推力测量的干扰,测力原理除类似于扭摆测量方法的平衡位置微振动形式外,还可利用电磁摆臂持续角加速运动的形式测量推力。电磁式微小推力测量承载能力一般较高、隔绝震动效果明显强于机械式微小推力测量装置。

(4)有力源和无力源标定方法被广泛应用于微小推力测量装置中。在有力源标定方法中,使用重力式、电磁式和机械式标定方法可以兼顾牛级至微牛级的标定力范围;使用无力源标定方法时使用已知转动惯量大小的辅助元件、通过测量运动摆臂的周期运动规律而可以获得测力装置的弹性系数等参数,无力源标定方法减少了电磁、静电标准力装置标

定的力的传递误差。

(5)针对应用于电推力器的微小推力测量装置,其自身的分辨率、量程、线性度和误差范围是考量测力装置性能优劣的重要指标,这在测力装置的标定过程中可轻易获得。而针对微推进领域中引起重视的噪声水平测量,目前的微小推力测量装置可以最高在1mHz~1Hz区间内小于 $0.1\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的量级,此外闭环控制与阻尼稳定装置、物理隔绝平台、环境温度控制和双摆结构抑制等措施也可以一定程度降低测力装置的本底噪声水平,使微小推力测量装置兼顾高精度、快响应、大承载和低噪声等精密测量的更高要求。

综上所述,在推力器微小推力测量方法与系统的选择上,首先应从理论估计等方面大致了解推力器的推力范围,同时根据推力器的自身的重量与结构、工作方式等特征,及需要被测的推力分辨能力、推力噪声和响应时间等需求,结合真空舱尺寸等试验环境、技术难度、成本等因素,选择适合的推力测量方法与标定方法交叉印证。针对推力测量装置设计中所需的自身运动参数,可以结合预先理论估算和仿真选择合适的敏感元件与传感器;针对推力测量装置的性能参数,需要结合实际使用环境和推力器真实工作的影响。

参考文献

- [1] Greco R, Bliss J, Murch C, et al. Resistojet and Plasma Propulsion System Technology [C]. *New Orleans: 8th Joint Propulsion Specialist Conference*, 1972.
- [2] Schreib R. Utility of Xenon Ion Stationkeeping [C]. *Huntsville: 22nd Joint Propulsion Conference*, 1986.
- [3] Beattie J R, Matossian J N, Robson R. Status of Xenon Ion Propulsion Technology[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1990, 6(2): 145-150.
- [4] Burton R L, Turchi P J. Pulsed Plasma Thruster [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 716-735.
- [5] Morozov A I. The Conceptual Development of Stationary Plasma Thrusters[J]. *Plasma Physics Reports*, 2003, 29(3): 235-250.
- [6] Edwards C H, Wallace N C, Tato C, et al. The T5 Ion Propulsion Assembly for Drag Compensation on GOCE [J]. *The Geoid and Oceanography*, 2004, 569: 217-223.
- [7] Zube D, Lichon P, Cohen D, et al. Initial On-Orbit Performance of Hydrazine Arcjets on A2100 Satellites [C]. *Los Angeles: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999.
- [8] Georg H, Tanchon J, Lacapere J, et al. System Architecture and Business Opportunities for Applied-Field Magnetoplasma-dynamic Thrusters [C]. *Vienna: Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference*, 2019.
- [9] Antonucci F, Armano M, Audley H, et al. LISA Pathfinder: Mission and Status [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2011, 28(9): 094001.
- [10] Luo J, Chen L S, Duan H Z, et al. TianQin: A Space-borne Gravitational Wave Detector [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2016, 33(3): 035010.
- [11] Luo Z, Wang Y, Wu Y, et al. The Taiji Program: A Concise Overview [J]. *Progress of Theoretical and Experimental Physics*, 2021, 2021(5).
- [12] Yang Y X, Tu L C, Yang S Q, et al. A Torsion Balance for Impulse and Thrust Measurements of Micro-Newton Thrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2012, 83(1): 015105.
- [13] Xu S, Zhang Z, Zhang Z, et al. Time-Frequency-Domain Method for Thrust Noise Characteristics of Electric Thrusters [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 188: 308-325.
- [14] 杨超, 贺建武, 章楚, 等. 基于扭摆的微冲量测量方法及实验研究 [J]. *力学学报*, 2022, 54(3): 669-677.
- [15] Dennis T, Mchugh D, Stark K, et al. Design and Development of a Micropound Extended Range Thrust Stand / MERTS [C]. *Stanford: 8th Electric Propulsion Conference*, 1970.
- [16] Haag T W. Thrust Stand for Pulsed Plasma Thrusters [J]. *Review of Scientific Instruments*, 1997, 68(5): 2060-2067.
- [17] Tew J, Van Den Driessche J, Lutfy F, et al. A Thrust Stand Designed for Performance Measurements of the Free Molecule Micro-Resistojet [C]. *Las Vegas: 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2000.
- [18] 汤海滨, 刘畅, 向民, 等. 微推力全弹性测量装置 [J]. *推进技术*, 2007, 28(6): 703-706. (TANG Hai-bin, LIU Chang, XIANG Min, et al. Full Elastic Micro Thrust Measurement Equipment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(6): 703-706.)
- [19] Zhang D, Wu J, Zhang R, et al. High Precision Micro-Impulse Measurements for Micro-Thrusters Based on Torsional Pendulum and Sympathetic Resonance Techniques [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2013, 84(12): 125113.
- [20] Nicolini D, Chesta E, Gonzalez Del Amo J, et al. FEPP-5 Thrust Validation in the 10~100 μN Range with a Simple Nulled-Pendulum Thrust Stand: Integration Procedures [C]. *Pasadena: 27th International Electric*

- Propulsion Conference*, 2001.
- [21] Pancotti A, Lilly T, Ketsdever A, et al. Development of a Thrust Stand Micro-Balance to Assess Micropropulsion Performance [C]. *Tucson: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2005.
- [22] Xu K G, Walker M L R. High-Power, Null-Type, Inverted Pendulum Thrust Stand[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2009, 80(5): 055103.
- [23] Wang A, Wu H, Tang H, et al. Development and Testing of a New Thrust Stand for Micro-Thrust Measurement in Vacuum Conditions[J]. *Vacuum*, 2013, 91: 35-40.
- [24] Gong J, Hou L, Zhao W. Experimental Study of a Low-Thrust Measurement System for Thruster Ground Tests [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2014, 85(3): 035102.
- [25] Cassidy L, Kodys A, Choueiri E. A Thrust Stand for High-Power Steady-State Plasma Thrusters [C]. *Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit*, 2002.
- [26] Mackey J, Hall S J, Haag T, et al. Uncertainty in Inverted Pendulum Thrust Measurements [C]. *Cincinnati: 2018 Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [27] Zhang Y, Guo D, Yang Y. Design and Experimental Validation of a Micro-Newton Torsional Thrust Balance for Ionic Liquid Electrospray Thruster[J]. *Aerospace*, 2022, 9(10): 545.
- [28] Longmier B W, Reid B M, Gallimore A D, et al. Validating a Plasma Momentum Flux Sensor to an Inverted Pendulum Thrust Stand [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(3): 746-752.
- [29] Wang B, Yang W, Tang H, et al. Target Thrust Measurement for Applied-Field Magnetoplasma-dynamic Thruster [J]. *Measurement Science and Technology*, 2018, 29(7): 075302.
- [30] Takahashi K, Komuro A, Ando A. Measurement of Plasma Momentum Exerted on Target by a Small Helicon Plasma Thruster and Comparison with Direct Thrust Measurement[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2015, 86(2): 023505.
- [31] Hruby V, Spence D, Demmons N, et al. ST7-DRS Colloid Thruster System Development and Performance Summary [C]. *Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2008.
- [32] Patel A. Magnetically Levitating Low-Friction Test Stand for the Measurement of Micro-Thruster Performance Characteristics [C]. *Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [33] Liu Z, Yang W, Zhao P, et al. Loading Capacity, Rotation Loss and Torsional Oscillation Research on an Ever-shed-Type Hybrid Superconducting Bearing Used to Micro-Thrust Measurements [J]. *Superconductor Science and Technology*, 2022, 35(12): 124003.
- [34] Haibin T, Chenbo S, Xin' Ai Z, et al. Pulsed Thrust Measurements Using Electromagnetic Calibration Techniques [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2011, 82(3): 035118.
- [35] Cheah K H, Low K S, Tran Q V, et al. Development of an Electrostatic Calibration System for a Torsional Micro-Newton Thrust Stand[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2015, 64(12): 3467-3475.
- [36] Soni J, Roy S. Design and Characterization of a Nano-Newton Resolution Thrust Stand[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2013, 84(9): 095103.
- [37] 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(5): 18-20.
- [38] 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.
- [39] 都柄晓, 赵勇, 姚雯, 等. Review of Thrust Measurement Techniques for Micro-Thrusters[J]. *Journal of Measurement Science and Instrumentation*, 2013, 4(2): 103-110.
- [40] 刘万龙, 朱昊伟, 孙树江, 等. 国内微推力测试技术发展现状[J]. *火箭推进*, 2015, 41(5): 7-11.
- [41] 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]. *中国空间科学技术*, 2022, 42(3): 25-38.
- [42] Falconer I. Henry Cavendish: The Man and the Measurement [J]. *Measurement Science and Technology*, 1999, 10(6): 470-477.
- [43] Hartog J P D. Mechanical Vibrations [M]. *Massachusetts: Courier Corporation*, 1985.
- [44] 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.
- [45] Merkowitz S M, Maghami P G, Sharma A, et al. A μ Newton Thrust-Stand for LISA[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2002, 19(7): 1745-1750.
- [46] Phipps C R. A Low-Noise Thrust Stand for Microthrusters with 25nN Resolution [C]. *Nara: AIP Conference Proceedings*, 2006.
- [47] Rocca S, Menon C, Nicolini D. FEED Micro-Thrust Balance Characterization and Testing [J]. *Measurement Science and Technology*, 2006, 17(4): 711-718.
- [48] Lee R, D'souza B, Lilly T, et al. Thrust Stand Micro-Mass Balance Diagnostic Techniques for the Direct Measurement of Specific Impulse [C]. *Cincinnati: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2007.

- [49] Stefano C, Musso F, D'angelo F, et al. Nanobalance: the European Balance for Micro-Propulsion[C]. *Ann Arbor: 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009.
- [50] Diamant K D, Pollard J E, Crofton M W, et al. Thrust Stand Characterization of the NASA Evolutionary Xenon Thruster[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(4): 777-785.
- [51] Chakraborty S, Courtney D G, Shea H. A 10nN Resolution Thrust-Stand for Micro-Propulsion Devices[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2015, 86(11): 115109.
- [52] Oliveira Soares D L, Intini Marques R. In Vacuum Dynamic and Static Tests of a Thrust Balance for Electric Propulsion with Hysteresis Analysis and Behaviour Prediction with Transfer Function[J]. *Measurement Science and Technology*, 2021, 32(12): 125903.
- [53] Liu L, Cai G, Zheng H, et al. Measurement of the Momentum Accommodation Coefficient for the Interactions Between Electric Thruster Plume and a Solid Surface[J]. *Physics of Plasmas*, 2020, 27(5): 053511.
- [54] Daun K J, Smallwood G J, Liu F. Molecular Dynamics Simulations of Translational Thermal Accommodation Coefficients for Time-Resolved LII[C]. *Jacksonville: Heat Transfer Summer Conference*, 2008.
- [55] Någård M B, Andersson P U, Marković N, et al. Scattering and Trapping Dynamics of Gas-Surface Interactions: Theory and Experiments for the Xe-Graphite System[J]. *The Journal of Chemical Physics*, 1998, 109(23): 10339-10349.
- [56] Kim V, Semenov A, Shkorban I. Investigation of the Accelerated Ion Energy Accommodation under Their Impingement with Solid Surfaces[C]. *Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2002.
- [57] Shastry R, Hofer R R, Reid B M, et al. Method for Analyzing $E \times B$ Probe Spectra from Hall Thruster Plumes[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2009, 80(6): 063502.
- [58] Zhang Z, Zhang Z, Wang Y, et al. Simultaneous Experimental Verification of Indirect Thrust Measurement Method Based on Hall-Effect Thruster and Plasma Plume[J]. *Vacuum*, 2022, 204: 111384.
- [59] 汤海滨. 电弧喷射推力器数值模拟与实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001.
- [60] 赵宝瑞, 李 晶, 蒋金伟. 微小推力自动测量系统研究[J]. 宇航计测技术, 2000(4): 31-35.
- [61] 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): 174-176. (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): 174-176.)
- [62] Zhang Z, Ren J, Tang H, et al. An Ablative Pulsed Plasma Thruster with a Segmented Anode[J]. *Plasma Sources Science and Technology*, 2017, 27(1): 015004.
- [63] 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(Z1): 438-440.
- [64] 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, 2012, 31(5): 45-48.
- [65] Zhou W J, Hong Y J, Chang H. A Micronewton Thrust Stand for Average Thrust Measurement of Pulsed Micro-thruster[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2013, 84(12): 125115.
- [66] Du X, Wu J, Tan S, et al. Experimental Study on the Performance of One Micro Pulsed Plasma Thruster [J]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, 751(1): 012008.
- [67] 杨 超, 贺建武, 康 琦, 等. 亚微牛级推力测量系统设计及实验研究[J]. 中国光学, 2019, 12(3): 526-534.
- [68] 洪延姬, 王广宇, 窦志国. 激光烧蚀微推力器研究进展[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1555-1565.
- [69] 方 娟, 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.)
- [70] Zhang Y, Zhang D, Wu J, et al. A Novel Laser Ablation Plasma Thruster with Electromagnetic Acceleration [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 438-447.
- [71] 马隆飞, 贺建武, 薛森文, 等. 双丝扭秤微推力测量系统[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 948-954. (MA Long-fei, HE Jian-wu, XUE Sen-wen, et al. A Micro-thrust Measurement System with Two-Wire Torsion Balance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 948-954.)
- [72] Zhang Z, Hang G, Qi J, et al. Design and Fabrication of a Full Elastic Sub-Micron-Newton Scale Thrust Measurement System for Plasma Micro Thrusters[J]. *Plasma Science and Technology*, 2021, 23(10): 104004.
- [73] Xu H, Gao Y, Mao Q B, et al. A Compound Pendulum for Thrust Measurement of Micro-Newton Thruster [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2022, 93(6): 064501.
- [74] 施陈波, 汤海滨, 张莘艾, 等. mN级推力架静态特性及推力测量不确定度分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(3): 398-402.
- [75] 李明新, 汤海滨, 张 尊. 微小推力冷气发动机静态性能实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 728-

733. (LI Ming-xin, TANG Hai-bin, ZHANG Zun. Experimental Investigation on Dynamic and Steady Performance of Cold Gas Micro-Propulsion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 728-733.)
- [76] Zhang Z, Zhang G, Qi J, et al. Roll Torque Measurement and Interpretation of Low Power Hall-Effect Thrusters[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 203: 16-25.
- [77] Mier Hicks F. Spacecraft Charging and Attitude Control Characterization of Electrospray Thrusters on a Magnetically Levitated Testbed [D]. *Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology*, 2017.
- [78] Neunzig O, Kössling M, Weikert M, et al. Characterization of a Rotational Thrust Balance for Propellantless Propulsion Concepts Utilizing Magnetic Levitation with Superconductors [C]. *Vienna: 36th International Electric Propulsion Conference*, 2019.
- [79] Ye M, Yang W, Yu L, et al. A Novel Micro-Thrust Measuring Method Based on Magnetic Levitation Using High Temperature Superconductors [C]. *Harbin: Proceedings of 2013 2nd International Conference on Measurement, Information and Control*, 2013.
- [80] Hu X, Wang Q, Cui C, et al. Study on Superconducting Levitation System for Gravity Measurement [J]. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 2019, 29(5): 1-5.
- [81] Polzin K A, Markusic T E, Stanojev B J, et al. Thrust Stand for Electric Propulsion Performance Evaluation[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2006, 77(10): 105108.
- [82] Yan A, Appel B, Gedrimas J. MilliNewton Thrust Stand Calibration Using Electrostatic Fins [C]. *Orlando: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009.
- [83] Hathaway G. Sub-micro-Newton Resolution Thrust Balance [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2015, 86(10): 105116.
- [84] Anselmo M R, Marques R I. Torsional Thrust Balance for Electric Propulsion Application with Electrostatic Calibration Device [J]. *Measurement Science and Technology*, 2019, 30(5): 055903.
- [85] 洪延姬, 金星. 微推力和微冲量测量方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [86] 康小录, 刘佳, 乔彩霞, 等. 空间电推进试验测量技术[M]. 北京: 科学出版社, 2020.

(编辑:白 鹭)