



装备学院·学术专著

微推力和微冲量 测量方法

洪延姬 金星 等编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

本书得到总装备部“1153”人才工程资助

微推力和微冲量 测量方法

洪延姬 金星 周伟静 叶继飞 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

针对工程中了解和掌握微推力和微冲量的测量技术和方法的迫切需求,本书跟踪、消化、吸收和总结国内外相关研究成果,结合多年的科研和教学实践经验,重点讨论和研究了微推力和微冲量的测量和评价的基本概念、关键技术和典型测量系统。

本书通过微推力和微冲量的典型测量系统介绍,讨论了微推力和微冲量测量的基本原理和方法以及关键技术和问题,重点研究和讨论了微推力和微冲量的误差分析和数据处理方法,载荷作用下系统响应的运动规律分析方法,微推力和微冲量的积分方程计算方法,测量系统的标定方法和标定力产生方法,尤其是结合多年的科研和教学实践活动,对微推力和微冲量的测量方法和测量系统,进行了详细分析和讨论。

本书内容安排合理、理论和试验紧密结合、实用性强。可供从事微推力器研发和微推力测量和评价的科研和教学工作者参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

微推力和微冲量测量方法/洪延姬等编著. —北京:

国防工业出版社, 2014. 11

ISBN 978 - 7 - 118 - 09844 - 0

I. ①微… II. ①洪… III. ①推力测量 IV. ①V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 287121 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 12 $\frac{3}{4}$ 字数 228 千字

2014 年 11 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 59.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行传真:(010)88540755

发行邮购:(010)88540776

发行业务:(010)88540717

前 言

星载微推力器主要应用于天文和地理测量等单个卫星及分布式小卫星的轨道保持和姿态控制,为了评价微推力器的推力性能,需要微推力和微冲量的测量和评价的技术和方法。

由于微推力器所产生的推力和冲量都较小,相对传统的大推力和大冲量测量有诸多不同特点,例如,被测推力和冲量很小,达到毫牛(或毫牛·秒)甚至微牛(或微牛·秒)量级,推重比很小,造成系统响应的幅度很小,并且在真空环境中,承受高温和低温热冲击以及振动干扰条件下,通过非接触操控测量方式完成推力和冲量的测量,对测量方法和测量系统提出了很高的要求。

随着国内航天推进技术迅速发展,微推力器研究和开发急需与之相适应的测量和评价手段,即微推力和微冲量的测量技术和方法。本书根据作者及其研究团队多年的教学和科研实践经验,紧密围绕微推力和微冲量的测量发展现状、典型测量系统、测量原理和方法、关键技术和系统的设计与应用等问题,详细分析和研究了微推力和微冲量的测量技术和方法,安排了5章内容,包括微推力和微冲量的测量概述;测量误差分析和数据处理;扭摆系统测量微推力和微冲量;扭摆系统参数的标定方法;典型扭摆系统的设计与应用。

本书编著过程中得到了中国人民解放军装备学院各级领导的大力支持,在此表示衷心的感谢。激光推进及其应用国家重点实验室的文明、王广宇、李倩、王宇、吴洁、李南雷、李兰、常浩、沈双晏、王大鹏等同志也付出了大量劳动,在此表示感谢。

由于时间仓促、水平有限,书中难免存在缺点和不足,希望读者批评指正。

编著者

2014年8月

目 录

第 1 章 微推力和微冲量的测量概述	1
1.1 引言	1
1.2 典型的测量系统	3
1.2.1 扭摆型测量系统	3
1.2.2 天平型测量系统	16
1.2.3 单摆型测量系统	19
1.2.4 形变型测量系统	24
1.3 微推力和微冲量的测量原理	27
1.3.1 外力作用下系统响应	27
1.3.2 典型测量系统的响应	28
1.4 微推力和微冲量的测量方法	31
1.4.1 基本测量方法	32
1.4.2 关键问题	33
第 2 章 测量误差分析和数据处理	37
2.1 测量误差的基本概念	37
2.1.1 测量误差	37
2.1.2 测量误差的来源	39
2.1.3 测量误差的分类	39
2.1.4 测量精度	40
2.2 正态分布及特点	41
2.2.1 基本概念	41

2.2.2	参数估计	42
2.2.3	区间估计	44
2.2.4	异常值剔除	45
2.2.5	拟合优度检验	46
2.3	误差的估计	49
2.3.1	基本概念	50
2.3.2	随机误差的估计	51
2.3.3	系统误差的估计	53
2.3.4	系统误差的发现	54
2.4	误差的合成	55
2.4.1	误差传递	55
2.4.2	随机误差合成	56
2.4.3	系统误差合成	57
2.5	最小二乘法	60
2.5.1	基本原理	60
2.5.2	简单应用	61
2.6	线性回归	66
2.6.1	一元线性回归	66
2.6.2	二元线性回归	68
2.6.3	多元线性回归	70
2.7	测量系统的基本特性	73
2.7.1	静态特性	73
2.7.2	动态特性	75
第3章	扭摆系统测量微推力和微冲量	80
3.1	扭摆系统的作用力和位移	80
3.1.1	扭摆系统的作用力	80
3.1.2	扭摆系统的位移	83
3.1.3	脉冲力和持续力	84

3.2	扭摆系统的扭转角测量	85
3.2.1	激光干涉方法	85
3.2.2	扭转角的测量	86
3.3	扭摆系统的扭转振动方程	89
3.3.1	扭转振动方程	89
3.3.2	初始条件的影响	91
3.3.3	作用力的影响	91
3.4	扭摆系统的弯曲振动方程	93
3.4.1	弯曲振动方程	93
3.4.2	脉冲力作用下的方程解	95
3.4.3	持续力作用下的方程解	97
3.5	扭摆系统的运动分析	99
3.5.1	扭转振动的运动分析	99
3.5.2	弯曲振动的运动分析	101
3.6	微推力和微冲量的测量	103
3.6.1	初始误差角的影响	103
3.6.2	脉冲力的冲量测量	104
3.6.3	持续力的作用力测量	108
3.6.4	持续力的冲量测量	110
3.6.5	一般作用力的冲量和推力测量	114
第4章	扭摆系统参数的标定方法	122
4.1	系统参数的标定原理	122
4.1.1	基本原理	122
4.1.2	扭转刚度系数的标定原理	125
4.1.3	转动惯量的标定原理	127
4.2	系统参数测量试验中标定力	129
4.2.1	产生标定力的试验方法	130
4.2.2	电磁力法的标定力	130

4.2.3	电磁力法中标定力与电流关系	131
4.2.4	结论	138
4.3	系统参数标定的一般方法	139
4.3.1	试验方法	139
4.3.2	数据处理的基本方法	140
4.3.3	标定试验和数据处理	141
4.4	系统响应与系统参数的关系	143
4.4.1	系统响应与系统参数	144
4.4.2	系统参数的相关信息	147
4.4.3	试验数据的功率谱分析	150
4.5	阻尼比和振动频率的标定	152
4.5.1	阻尼比的标定	152
4.5.2	振动频率和周期的标定	154
4.5.3	线性回归方法	155
4.6	扭转刚度系数的标定	158
4.6.1	扭转刚度系数的概念	158
4.6.2	扭转刚度系数的标定	159
第5章	典型扭摆系统的设计与应用	161
5.1	悬丝结构光指针微冲量测量的扭摆系统	161
5.1.1	系统概况	161
5.1.2	结构设计	163
5.1.3	标定与校核	167
5.1.4	典型试验结果	168
5.2	悬丝结构激光干涉微冲量测量的扭摆系统	170
5.2.1	系统概况	170
5.2.2	激光干涉方法	173
5.2.3	结构设计	174
5.2.4	标定与校核	175

5.2.5	典型试验结果	176
5.3	枢轴结构激光干涉微冲量测量的扭摆系统	177
5.3.1	系统概况	177
5.3.2	结构设计	180
5.3.3	标定与校核	181
5.3.4	典型试验结果	182
5.4	枢轴结构电容测距微推力测量的扭摆系统	184
5.4.1	系统概况	184
5.4.2	结构设计	186
5.4.3	标定与校核	189
5.4.4	典型试验结果	191
参考文献		193



第1章

微推力和微冲量的测量概述

随着微小卫星技术的发展以及单个卫星的姿态和轨道控制精度要求的提高,对星载推力器提出了微小推力和微小冲量的控制要求,能够产生微小推力和微小冲量的推力器称为微推力器,而微推力器的推力性能评价,需要微推力和微冲量的测量技术和方法。

微推力和微冲量的测量技术和方法,不同于传统较大推力和冲量的测量技术和方法,存在诸多技术和方法上亟待解决的问题。

下面简要介绍和讨论典型的微推力和微冲量测量系统、测量原理和关键问题。

1.1 引言

随着星载微推力器应用的增加,对微推力器的推力性能评价技术和方法,即微推力和微冲量的测量技术和方法,提出了更高要求。

空间卫星技术在国民经济和国防领域发挥着重要作用。近年来,随着新材料、新工艺、计算机、通信等卫星基础技术取得突飞猛进的发展,卫星结构,包括姿态敏感器、多元遥感器件、电池、星上计算机等功能器件都朝着小型化不断迈进。现代卫星技术在高性能、大体积、全功能的发展方向之外,出现了一个新的方向——微小卫星。同传统大卫星相比,微小卫星具有研制周期短、质量小和快速发射、低成本等突出特点。随着航天任务的不断拓展,微小卫星的发展备受关注。

微小卫星有较高的实用价值,其重要的应用方向是以卫星星座和卫星编队飞行行为代表的分布式卫星系统。分布式卫星系统由两颗或两颗以上的卫星按一定要求分布在一个或多个轨道上,共同协调合作完成某些空间飞行任务。分布式卫星系统可以实现普通单颗大卫星的功能,且性能更高;也可完成单颗大卫星很难完成的任务,如分布式地基雷达、合成孔径望远镜、卫星立体成像等。

但是分布式卫星系统受很多摄动因素影响,使得轨道编队构形不稳,对卫星间相对轨道位置的保持、高精度的姿态控制提出较高的要求:满足指向和定位精

度的推力一般在 $100\ \mu\text{N}$ 量级,有的甚至达到几 μN 水平;最小冲量比特一般在 $10^{-4} \sim 10^{-6}\ \text{N} \cdot \text{s}$ 量级,有的甚至达到 $10^{-9}\ \text{N} \cdot \text{s}$ 。

例如,多个微小卫星之间相对位置的保持,需克服星群中受气动力矩最强和最弱的卫星间的气动阻力差,在每个卫星执行任务期间,估计每隔 $10 \sim 100\text{s}$ 需要提供 $1\ \mu\text{N} \cdot \text{s} \sim 1\text{mN} \cdot \text{s}$ 的冲量来克服上述气动阻力差^[1]。NASA 和 ESA 合作的 Laser Interferometer Space Antenna (LISA) 任务用于探测低频引力波的空间实验计划,微小卫星星间相对位置及姿态控制所需的微推力器提供的推力范围为 $0 \sim 100\ \mu\text{N}$,分辨率为 $0.3\ \mu\text{N}$ ^[2-4]。由此可见,微小卫星功能的实现,需要发展体积小、质量轻、功耗小、能够提供微小推力和微小冲量的微推力器。

为满足微小卫星不同任务的推进需求,国际上发展了许多新概念微推力器。几种发展较为成熟的微推力器的性能如表 1-1 所列^[5-11],这些微推力器的基本特点是比冲较高,但是推力和冲量都很小。例如,微推力器产生的推力在 1N 以下,甚至推力小到 μN 量级、冲量比特小到 $\mu\text{N} \cdot \text{s}$ 量级。

表 1-1 新概念典型微推力器的性能

微推力器	推力/mN	冲量比特/ $\mu\text{N} \cdot \text{s}$	比冲/s	典型质量/kg
冷气	0.005 ~ 10	—	100	0.5
离子	0.05 ~ 600	—	2000 ~ 3500	8
霍尔	80 ~ 200	—	1500 ~ 2500	1.1
场发射电推进	0.001 ~ 1	—	4000 ~ 12000	6
胶体	0.005 ~ 25	—	500 ~ 1500	0.5
脉冲等离子体	0.005 ~ 20	2 ~ 5000	500 ~ 1500	5
激光烧蚀	0.1 ~ 10	1 ~ 100	200 ~ 500	1

如何测量这样微小推力和微小冲量,为微推力器的推力性能评价提供衡量尺度和依据,为微推力器的研究和应用提供测量技术和方法,就是微推力和微冲量的测量技术和方法需要解决的问题。

微推力和微冲量测量,主要面临的挑战是:

(1) 推重比非常小。相对于微推力器的重量,其产生的推力非常小。如场发射电推进器推重比达到 10^{-7} ,激光烧蚀微推力器推重比也达到 10^{-5} ,这对测量系统的设计提出了很高的要求,对位移(线位移和角位移)的测量精度提出了很高的要求。

(2) 影响因素众多。当推力降到 mN 甚至 μN 以下水平时,其造成的振动幅度接近诸如建筑振动、高速公路、人员的脚步等且通常都被忽略的因素所产生的振动幅度。在一些情况下,这些效应甚至大于推力器的输出^[12],对测量环境和方法提出了很高的要求。

(3) 真空环境下测量。为了模拟真实的微推力器工作环境,在真空舱中,完成各种操作和测量,并且承受高温和低温的冲击,对数据传输和测量方法以及测量系统的结构,都提出了很高的要求。

目前,国际上许多先进国家的微推力器,以及微推力和微冲量测量技术已经趋于成熟。我国的微推力器还处在发展阶段,为了提高微小卫星技术领域的竞争力,必须发展与微推力器相匹配的微推力和微冲量测量技术和方法,为微推力器的研究和应用提供测量技术和方法。

1.2 典型的测量系统

不同类型微推力器的工作原理不同,其质量、体积、能量供应机构、推力范围也有比较大的差异。为适应不同的推力测量需求,国内外学者开发了许多不同结构的推力测量系统,所采用的动力学构型可以分为4类:①扭摆结构;②天平结构;③单摆结构;④形变结构。

1.2.1 扭摆型测量系统

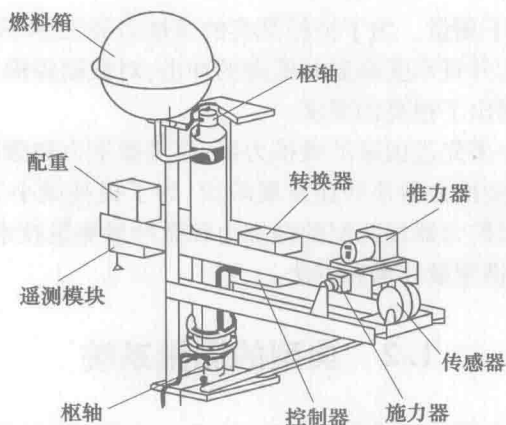
扭摆型结构是国内外学者普遍采用的推力测量结构。扭摆型测量系统主要由挠性枢轴支撑或扭丝悬提的水平横梁、配重、位移或角度传感器、阻尼器等构成,通常用来测量平均推力或稳态推力和脉冲冲量。

平均推力或稳态推力的基本测量过程是:微推力器推力作用在水平横梁上,水平横梁在水平面内发生偏转,但在挠性枢轴或扭丝的回弹力作用下,水平横梁最终趋于新的平衡位置,通过平衡位置的改变量即可获取推力性能。对于连续推力脉冲来说,一般要求推力脉冲频率要在测量系统固有频率的10倍以上。

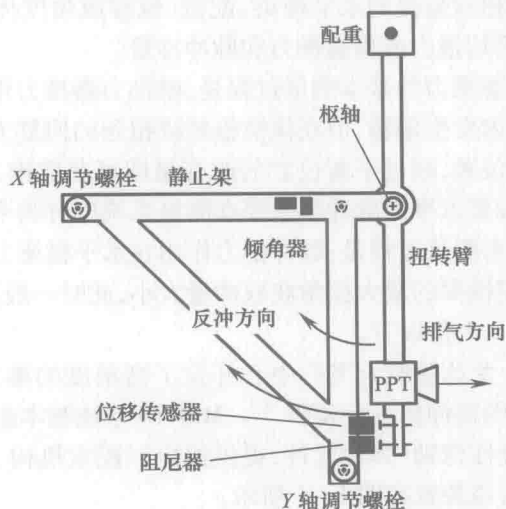
脉冲冲量的基本测量过程是:脉冲推力作用在水平横梁上,水平横梁在水平面内发生摆动,根据横梁的最大摆角获取冲量大小,此时一般要求脉冲脉宽在测量系统固有周期的0.1倍以下。

1971年,NASA戈达德航天飞行中心开发了高精度的推力台MERTS,第一次将推力的测量范围延伸到 μN 水平^[13]。MERTS系统基本组成包括扭臂、微分位移电容传感器、挠性枢轴(弹性元件,提供扭矩)、配重机构、标定装置、控制系统以及供电系统等,该装置如图1-1所示。

推力器和配重置于扭臂两端,当推力器工作时,扭臂绕枢轴转动,通过传感器测量扭臂的转动来计算推力。设计的微分电容位移传感器的分辨率达到25nm,用电磁力进行标定和提供阻尼。由于采用了航天器上的电气(供电、指令、遥测)和机械接口,设计相当复杂,成本昂贵。

图 1-1 NASA 戈达德航天飞行中心的 MERTS 推力台^[13]

1997 年, NASA 刘易斯研究中心开发了一种推力台, 用于脉冲等离子体推力器(PPT) LES-8/9 的性能测试^[14], 如图 1-2 所示(俯视图)。推力台包含了 MERTS 的一些机械特征, 但应用了更为现代的电子器件, 结构更为简单。用线性可变差动变压器(LVDT)测量位移, 阻尼为微分反馈电磁力主动阻尼方式。可进行单脉冲冲量和平均推力测量, 稳态力采用砝码标定, 脉冲冲量采用冲量摆标定。

图 1-2 NASA 刘易斯研究中心的推力测量装置^[14]

LES-8/9 系统重量接近 7.5 kg, 名义推重比为 8.0×10^{-6} 。共进行了 34 次单脉冲测试, 平均冲量 $266 \mu\text{N} \cdot \text{s}$, 比报道的结果 $300 \mu\text{N} \cdot \text{s}$ 略小。重复脉冲测

试方式与通常的稳态推力测试类似,推力器工作 30min(重复频率每分钟 132 个脉冲),平均推力 $573 \mu\text{N}$ 。用平均推力计算的平均冲量为 $260 \mu\text{N} \cdot \text{s}$,与单脉冲测试结果相一致。在 30min 测试过程中,零漂不超过 1%。

1999 年—2000 年,美国 Phipps 实验室提出了用扭摆系统测量激光微推力器产生的脉冲冲量^[15,16],如图 1-3 所示。该测试装置主要包括悬丝、与悬丝垂直的扭转振子(横梁)、工质靶、配重、反射镜、探测光束发生器和标尺(图中未画出)。工质靶安装在横梁的一侧,另一侧用配重使横梁保持平衡,通过光指针法测量扭摆转动的角度,可以计算出单脉冲激光所产生的冲量。

2000 年,NASA 戈达德航天飞行中心为适应 LISA 任务中的两类推力器,即场发射电推力器(FEEP)和胶体推力器,专门开发了一种扭秤类微牛推力台^[17],如图 1-4 所示。

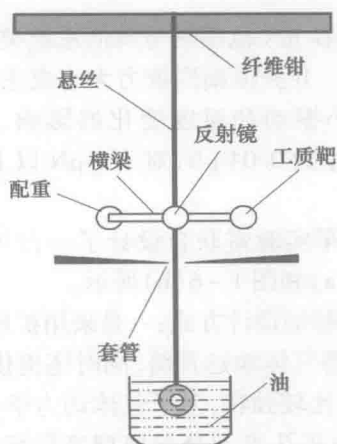


图 1-3 美国 Phipps 实验室的扭摆微冲量测试装置^[15]

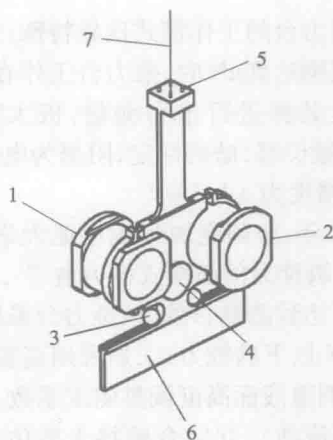
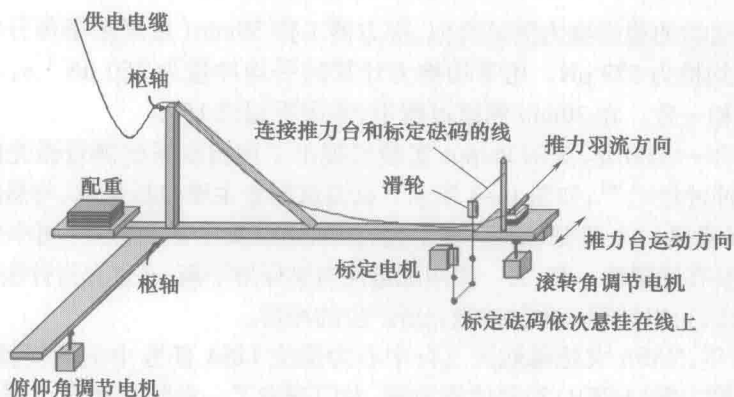


图 1-4 NASA 戈达德航天飞行中心的推力台^[17]
1—推力器;2—配重块;3—已知质量块;
4—镜子;5—接线柱;6—摆的主体;7—钨丝。

推力器 1 放在扭摆钨丝 7 的一侧,另外一侧用 2 来配重。扭摆的转动角度通过镜子 4 反光来测量,用已知质量 3 来调节扭摆的转动惯量,起调节扭摆周期作用。该设备优点是可以测量很小推力,一般小于 $100 \mu\text{N}$,而且分辨率很高,达到 $0.1 \mu\text{N}$ 。

系统有两种操作模式:一种是动态模式,允许扭秤对推力输入自由响应,用光杠杆和准直仪测量转角;另一种是零位平衡模式(即用反馈力对推力进行补偿)。通过测量自然频率和转动惯量对扭秤进行标定。由于受到扭转光纤拉伸强度性能限制,该系统不适合质量较大的推力器推力测试。

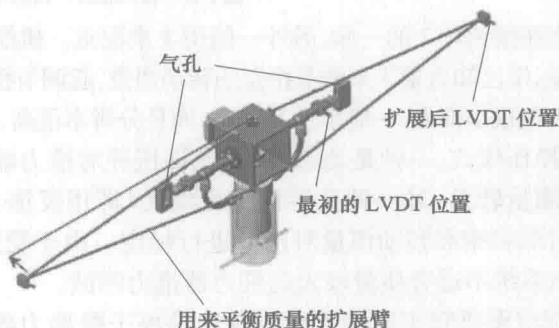
2002 年,美国空军研究实验室为研究脉冲等离子微推力器(μPPT)的性能而开发了一种独特的推力台^[18],如图 1-5 所示。

图 1-5 美国空军研究实验室的推力台^[18]

此推力台的工作模式比较特殊:当测量范围在 mN 范围时与其他系统类似;当测量范围达到 μN 时,推力台工作在共振状态。共振振幅同推力大小成正比,这样通过共振进行推力测量,极大程度上减小振动和温度变化的影响。用 LVDT 测量位移,砝码标定,阻尼为电磁力,分辨率为 $0.04 \mu\text{N}$,对于 $5 \mu\text{N}$ 以上的力,测量精度为 $\pm 1.3\%$ 。

2002 年,美国南加利福尼亚大学和美国空军实验室联合设计了一台可测 nN 和 μN 级推力的扭摆式推力台^[19],如图 1-6(a)和图 1-6(b)所示。

为了达到测量目的,该推力台采用了两种独特的设计方式:一是采用扩展臂响应 $1 \mu\text{N}$ 以下的推力;二是采用高黏度油箱代替气体输送管路,同时还提供阻尼,通过调整液面高度调整阻尼系数。标定方式比较独特,基于气体动力学(自由分子孔流动),并结合蒙特卡罗仿真和自由分子孔流动分析模型进行标定。这种方法对 $80\text{nN} \sim 1 \mu\text{N}$ 的推力能够有效标定。该推力台可测得的最小推力 86.2nN ,误差 $\pm 11\%$,典型测量范围 $712\text{nN} \sim 1 \mu\text{N}$,误差 $\pm 2\%$ 。



(a) 带有扩展臂的推力台示意图

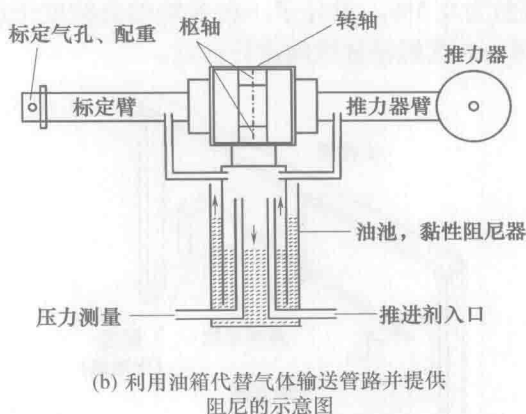


图 1-6 美国南加利福尼亚大学和美国空军实验室联合研制的推力台^[19]

2003 年, Busek 公司研制的扭转式推力台^[20], 如图 1-7 所示。利用静电极板进行稳态推力标定和脉冲冲量标定, 并采用另一组静电极板进行主动阻尼, 利用光纤线性位移传感器测量位移, 最大可承载 44kg 推力器, 分辨率为 $0.03 \mu\text{N}$ 。利用该推力台测得胶体推力器推力为 $2 \sim 13 \mu\text{N}$, 测得脉冲等离子体推力器冲量为 $19 \mu\text{N} \cdot \text{s}$ 。

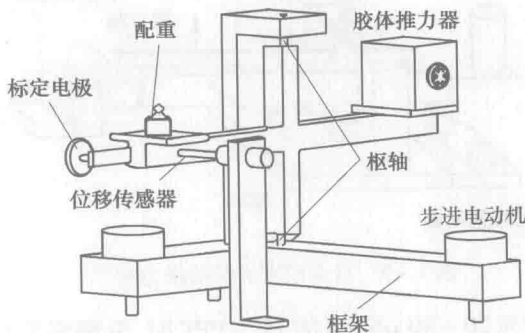


图 1-7 Busek 公司研制的推力台^[20]

2004 年, 美国 Photonic Associates (PA) 开发出精度更高的推力台用于测试激光烧蚀微推力器 (μLAT) 的性能^[21,22], 如图 1-8 所示。

采用单端固定方式, 使用红外传输控制指令, 电池作为平衡模块来供电, 这样就避免了控制信号和供能系统与扭摆的电线连接, 最大可承重 15kg。推力响应为 1.25mN/rad , 分辨率达到 25nN , 量程 $100\text{nN} \sim 500 \mu\text{N}$ 。100nN 时, 误差为

20% ;500 μN 时,误差为 0.5%。设计了一种独特的高精度干涉仪测量转角,用阻尼油进行衰减,用一对亥姆霍兹线圈进行标定。

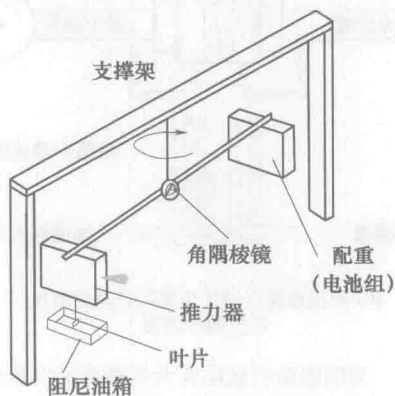


图 1-8 美国 Photonic Associates 的推力台^[21,22]

2004 年,日本东京大学开发了一种扭秤推力台^[23],用于测量液体推进剂脉冲等离子体推力器(LP-PPT)和激光烧蚀微推力器(μLAT)的脉冲冲量,如图 1-9 所示。

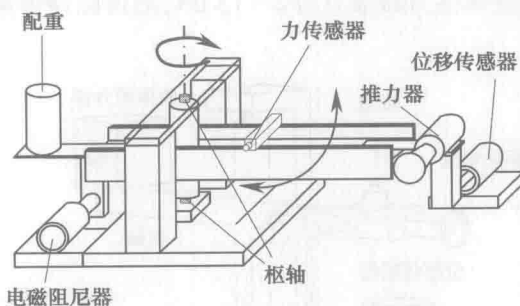


图 1-9 日本东京大学的推力台^[23]

测量冲量范围为 20 ~ 80 $\mu\text{N} \cdot \text{s}$ 的 LP-PPT 时,分辨率 2.1 $\mu\text{N} \cdot \text{s}$;测量冲量范围为 1 ~ 10 $\mu\text{N} \cdot \text{s}$ 的 μLAT 时,分辨率 0.7 $\mu\text{N} \cdot \text{s}$ 。用 LVDT 测量位移,用冲击摆冲击力传感器进行标定,阻尼为电磁力。

2005 年,美国南加利福尼亚大学和美国空军实验室联合设计了一种扭摆式推力台^[24],如图 1-10 所示。

采用 Savitzky-Golay 算法对测得的位移数据进行一次微分和二次微分,获取实时推力,再积分获取冲量。采用黏性阻尼形式。系统的转动惯量利用试验和 CAD 软件共同确定,固有周期和阻尼比通过试验测量,扭转刚度系数间接计