

微波推力器独立系统的三丝扭摆推力测量^{*}

杨 涓¹, 刘宪闯¹, 王与权¹, 汤明杰¹, 罗立涛¹, 金逸舟¹, 宁中喜²

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072;

2. 哈尔滨工业大学 等离子体推进技术实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了探究微波推力器的推力性能, 采用三丝扭摆推力测量方法对微波推力器独立系统开展推力测量实验, 同时分析三丝扭摆推力测量装置的数理模型并实验测定其不确定度, 由此判断实验测量结果的可信度。推力测量结果表明, 现有实验条件下三丝扭摆推力测量装置能测出不低于3mN的推力, 其相对不确定度为14%; 在三丝扭摆推力测量装置的推力测量范围内, 没有测出微波推力器独立系统显著的推力, 而是在230W微波功率输出条件下测出推力在 $\pm 0.7\text{mN}$ 范围内波动, 相对不确定度大于80%。

关键词: 微波推力器; 三丝扭摆; 推力测量; 不确定度

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2016) 02-0362-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.02.022

Thrust Measurement of an Independent Microwave Thruster Propulsion Device with Three-Wire Torsion Pendulum Thrust Measurement System

YANG Juan¹, LIU Xian-chuang¹, WANG Yu-quan¹, TANG Ming-jie¹, LUO Li-tao¹, JIN Yi-zhou¹, NING Zhong-xi²

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Plasma Propulsion Laboratory, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to explore the thrust performance of microwave thruster, the thrust produced by microwave thruster system was measured with three-wire torsion pendulum thrust measurement system and the measurement uncertainty was also studied, thereby judging the credibility of the experimental measurements. The results show that three-wire torsion pendulum thrust measurement system can measure thrust not less than 3mN under the existing experimental conditions with the relative uncertainty of 14%. Within the measuring range of three-wire torsion pendulum thrust measurement system, the independent microwave thruster propulsion device did not detect significant thrust. Measurement results fluctuate within $\pm 0.7\text{mN}$ range under the conditions 230W microwave power output, and the relative uncertainty is greater than 80%.

Key words: Microwave thruster; Three-wire torsion pendulum; Thrust measurement; Uncertainty

1 引 言

霍尔和离子推力器是研究和应用最多的电推进装置, 具有比冲高和寿命长等特点, 能满足航天器空间飞行任务要求。但电推进装置需要携带庞大的工

质储箱, 还存在羽流干扰问题。为此无需气体工质的太阳帆^[1]、等离子体帆^[2]以及微波推力器^[3~9]的研究被国内外看好, 其中微波推力器利用一个圆台谐振腔内的电磁辐射压强差产生轴向的静推力, 因而如果能利用科学的推力测量仪器和可靠的实验方法

^{*} 收稿日期: 2014-10-09; 修订日期: 2014-12-11。

作者简介: 杨 涓, 女, 博士, 教授, 研究领域为空间电推进。E-mail: yangjuan@nwpu.edu.cn

测量出该装置有显著的推力,则该装置的未来应用能解决电推进装置中的一些问题。

微波推力器概念是英国导航和通信设备设计专家 Roger Shawyer^[3]于2003年提出的,他称之为电磁驱动器(EMdrive)。2003年 Roger Shawyer 设计并制造了谐振频率2.45GHz、品质因数5900的推力器圆台谐振腔,在850W微波功率条件下,利用天平测得推力16mN,随后采用气浮旋转台也观察到了推力。2014年, NASA 的 David A Brady^[4]等对谐振频率1.933GHz、微波功率17W的圆台谐振腔微波推力装置,利用扭摆法测得91 μ N的平均推力。NASA 严格控制外界干扰(如空气流动),在真空实验舱内进行多次测量,结果较为准确。2008年国内利用经典的电磁学理论对微波推力器机理进行了解释^[5,6],采用随遇平衡推力测量方案^[7,8]测量了微波推力器实验模型的推力。国内虽然采用随遇平衡实验方案实验观察到了微波推力器显著的推力,但是实验所用承力的腔体和微波电源系统分离,它们之间以柔性波导连接,而此连接件在推力器工作过程中所产生的热变形会引起一定的附加力,干扰正常推力的观察与测量。

为此本文力图消除来自于推力器系统和外界电磁的干扰力,采用三丝扭摆推力测量装置^[9]直接测量微波推力器独立系统的静推力,直观给出微波推力器的推力性能。同时还对三丝扭摆推力测量装置及其不确定度进行数理分析,实验确定推力测量结果的可信度。由于微波推力器独立系统的所有零部件和装置都集成在推力测量装置上,因而在推力测量的过程中不会产生来自于推力器系统本身的附加力。另外三丝扭摆推力测量装置为悬挂扭摆结构,推力器推力与系统重力方向垂直,消除了推力器质量对推力的影响。该装置采用扭矩平衡和光杠杆放大原理,将微小推力转化为激光光斑的位移,是纯粹

的机械装置,而且无电磁干扰,是准确的低推力测量装置。因而本文实验最终给出的测量结果可靠。

2 微波推力器系统和三丝扭摆推力测量原理

2.1 微波推力器工作原理

微波推力器系统实际是一套精确的频率跟踪谐振系统,由电源、电源控制器、固态微波源、双螺调配器、矩形微波耦合窗、圆台谐振腔、检波器、水冷却器等组成,固态微波源又由信号源和放大器组成,如图1所示。系统工作时,信号源把电能转换为毫瓦级、频率为2.45GHz的电磁能输入到放大器中,放大器在电能的作用下把毫瓦级能量放大到数百瓦的能量并通过双螺调配器和矩形微波耦合窗传输到圆台谐振腔内。当圆台谐振腔的固有谐振频率和信号源输出的频率相同时,电磁波在圆台谐振腔内谐振,检波器信号处于极大值状态,圆台谐振腔可能产生轴向净电磁力。相反,当圆台谐振腔谐振频率和信号源输出频率不同时,检波器信号处于较低水平,这时采用遥控变频的方法不断改变信号源输出频率,直到和圆台谐振腔谐振频率相吻合,这时检波器信号达到极大值,电磁谐振器系统谐振,圆台谐振腔可能产生净电磁力。文献[10]从理论上论述了圆台谐振腔品质因数和净电磁力成正比,因而谐振腔在其固有谐振频率点上准确谐振并具有高品质因数是产生净电磁力的关键因素。

2.2 三丝扭摆推力测量装置及其数理模型

如图2所示,三丝扭摆推力测量装置主要由固定和可动部分组成。固定部分由支架、固定平台、激光器和标尺等组成;可动部分由三根钨丝、扭转平台、反射镜、微波推力器系统和配重等组成。微波推力器工作时,推力将对扭转平台产生扭转力矩,使其发生偏转。反射镜随平台一同偏转,使激光光斑在标尺上发生移动,且移动距离与推力成正比。根据推

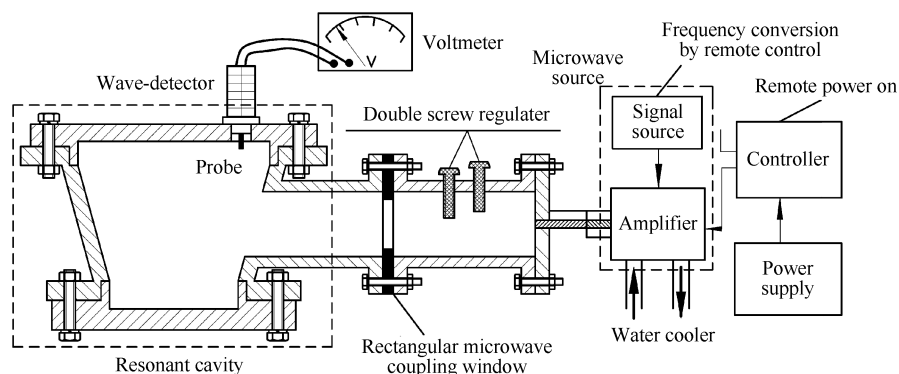


Fig. 1 Schematic diagram of the microwave thruster system

力标定,就可得到推力测量值。

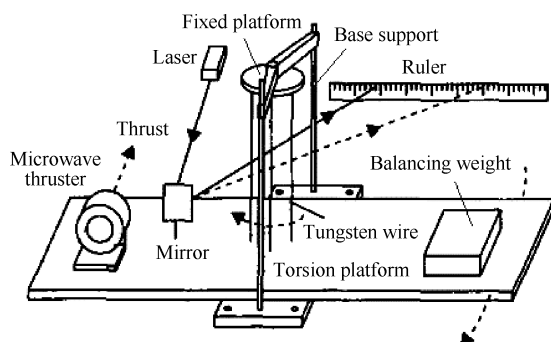


Fig. 2 Schematic diagram of three-wire torsion pendulum thrust measurement system

假设扭转平台及其上的各部件为一刚体,其转动惯量为 J ,建立三丝扭摆推力测量装置的物理模型如图3,该模型仅含固定平台、三根钨丝和扭转平台。由于钨丝拉伸变形对摆角 θ 的影响是高阶小量,在这里忽略材料变形对摆角的影响,仅从拉力与钨丝摆角之间的关系出发,分析三丝扭摆推力测量装置的数理模型。假设三根钨丝均长 H ,则推力力矩 M_1 的作用使扭转平台顺时针产生微小摆动角 θ ,同时三钨丝产生反力矩 M_2 ,扭转平台在 M_1 和 M_2 的共同作用下往返扭转。推力力矩

$$M_1 = Fl \quad (1)$$

式中 F 为微波推力器推力, l 为推力相对于扭转中心的力臂。

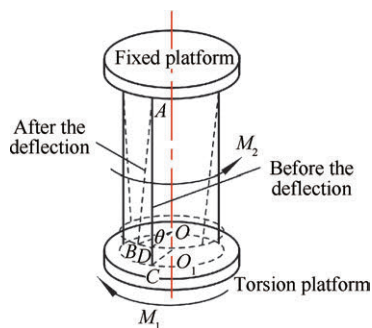


Fig. 3 Schematic diagram of the deflection

如图4所示,对单根钨丝进行受力分析,图中 F_w 为钨丝拉力, F_1 为钨丝拉力水平分量, F_2 为和系统重力平衡的钨丝拉力垂直分量, F_{wt} , F_{wr} 为 F_1 分别沿三钨丝所在圆切向和径向的分量。

在 θ 足够小的情况下,由几何原理分析可得

$$F_{wt} \approx F_1 = \frac{BD}{AD} \cdot F_2 \approx \frac{Gr\theta}{3H} \quad (2)$$

F_{wt} 的方向在三根钨丝悬点所在 O 圆的切线方向上, G 为扭转平台、推力器和配重等扭摆系统总重力,

r 为三根钨丝所在圆半径, H 为钨丝长度, θ 为扭转平台偏转角。

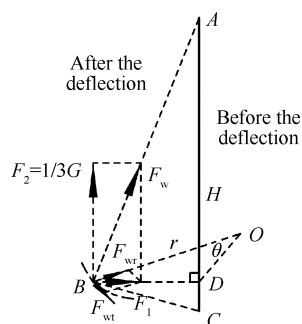


Fig. 4 Force acting on tungsten wire

因而三根钨丝对扭转平台的力矩

$$M_2 = 3 \times F_{wt} \times r = \frac{Gr^2}{H} \theta \quad (3)$$

可以看出,三根钨丝共同承担重力 G 和推力力矩 M_1 ,钨丝数量不影响扭转力矩 M_2 ,亦对偏转角无影响。

假设空气摩擦阻力系数为 n ,由刚体定轴转动微分方程得

$$-J\theta'' = -M_1 + M_2 + n\theta' \quad (4)$$

求解式(4)可得扭转平台的扭转运动方程

$$\theta = \frac{FHL}{Gr^2} \left[1 - e^{-\frac{n}{2J}t} \cos\left(\sqrt{\frac{Gr^2}{HJ} - \frac{n^2}{4J^2}}t\right) \right] \quad (5)$$

扭转平台的加速度方程

$$\theta'' = \frac{Fl}{J} e^{-\frac{n}{2J}t} \cos\left(\sqrt{\frac{Gr^2}{HJ} - \frac{n^2}{4J^2}}t\right) \quad (6)$$

令 $\theta'' = 0$,可得扭转平台平衡位置的摆角为

$$\theta_0 = \frac{FHL}{Gr^2} \quad (7)$$

在系统参数以及推力已知情况下,根据式(5)和式(7)可以得到扭转平台摆角随时间的变化曲线如图5所示。图示说明随着时间的增加,扭转平台将趋于平衡位置,摆角趋于 θ_0 ;在任何时刻,扭转平台平衡位置的摆角都相同。所以,对于固定的三丝扭摆推力测量系统, θ_0 仅和 F 成线性关系,只要能测得 θ_0 就能测得 F 。

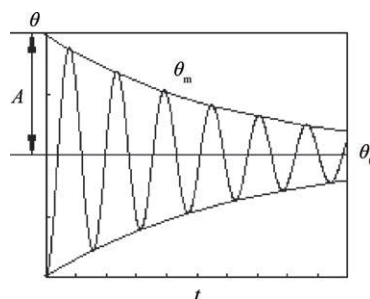


Fig. 5 Twist angle changing with time

如图6所示,由激光器、反射镜和标尺组成的激光反射系统可以把 θ_0 转化为光斑坐标 L ,从而方便测量推力。根据图6可得几何关系

$$L = (l_c - l_m \tan \theta_0) \tan 2\theta_0 \quad (8)$$

式中 l_m , l_c 分别为初始反射镜光斑与扭摆中心轴距和标尺与初始反射镜的垂直距离。

将式(7)代入式(8)得扭摆平台平衡时的光斑坐标

$$L = (l_c - l_m \tan \frac{FHL}{Gr^2}) \tan(2\frac{FHL}{Gr^2}) \quad (9)$$

在微小摆动角条件下, θ_0 很小,且 $l_c \gg l_m \tan \theta_0$,因此式(9)简化为

$$F = \frac{Gr^2}{2Hl_c} L \quad (10)$$

所以推力测量系统固定时, F 与扭转平台平衡位置的光斑坐标 L 成正比,因此通过标定可以把推力的测量转化为平衡位置激光光斑坐标的测量。

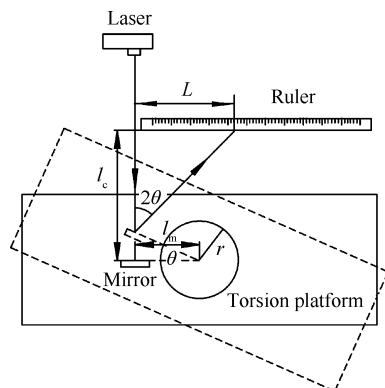


Fig. 6 Laser reflection system

3 三丝扭摆推力测量装置的推力标定方法及其实验标定结果

图7所示的标定系统由砝码、弱阻尼滑轮、扭转平台、激光器、标尺和电机升降托盘组成。在无空气流动和热平衡条件下,砝码重力通过弱阻尼滑轮转化为沿推力器轴线的标定力 F_e (下标 e 表示推力标定状态下各物理量),就能获得对应的扭转平台平衡位置的光斑位移 L_e ,从而得到标定系数 $k_1 = F_e/L_e$,其中 $L_e = x_{e0} - x_e$, x_e 和 x_{e0} 分别为挂砝码和不挂砝码扭转平台平衡位置光斑坐标。根据标定系数可得推力测量值 $F = LF_e/L_e = F_e(x_0 - x)/(x_{e0} - x_e)$,其中 x 和 x_0 分别为推力器工作和不工作时扭转平台平衡位置光斑坐标, L 为推力器工作时扭转平台平衡位置光斑位移。

针对本文采用的微波推力器独立系统和三丝扭摆推力测量装置,按照图7,利用100,140,180,240,300,400,600,800,1000mg的砝码得到相应扭摆平台平衡位置光斑的平均位移分别为1.69,2.53,2.81,

3.72,5.47,7.5,11.06,14.94,18.75mm。最后获得实验标定曲线如图8所示,得到标定曲线的拟合公式为 $F = 0.54L$ 。再根据线性度^[11]计算公式 $\gamma = |\Delta F_{\max}|/F$,式中 $\Delta F_{\max}$ 为最大非线性绝对误差, $F_{\max}$ 为满量程输出,计算出拟合曲线的线性度低于0.039。

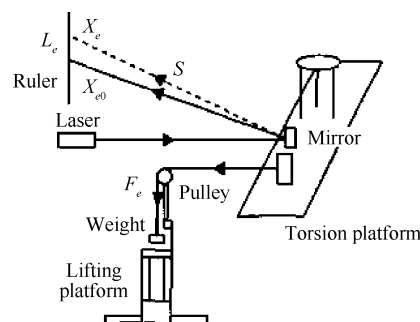


Fig. 7 Schematic diagram of thrust calibration system

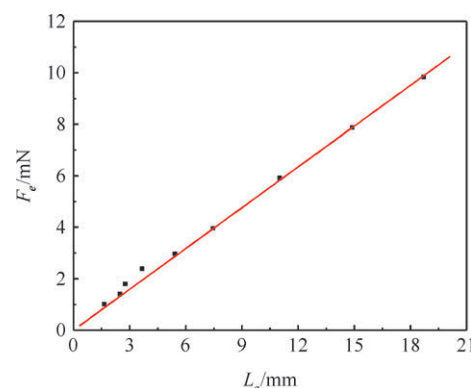


Fig. 8 Experimental calibration curve

4 三丝扭摆推力测量装置的不确定度分析

4.1 不确定度分析原理^[12]

合理表征测量值分散性、与测量结果相联系的参数被称为不确定度。实验测量中一般采用标准不确定度和相对不确定度来评估测量结果的可信度,其中标准不确定度分A、B两类分量。标准不确定度A类分量是由统计方法评定的不确定度,用 $u_A(\bar{x})$ 表示。标准不确定度B类分量是由非统计的方法评定的不确定度,用 $u_B(\bar{x})$ 表示。当待测量 x 是直接测量量时,则合成标准不确定 $u_c(\bar{x}) = \sqrt{u_A^2(\bar{x}) + u_B^2(\bar{x})}$,置信概率 $p=0.95$ 。当待测量 $y=f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 为间接测量量时(其中各 x_i 不相关),则合成标准不确定

$u_c(\bar{y}) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 u_c^2(\bar{x}_i)}$,其中 $u_c(\bar{x}_i)$ 分别为各直接测量量 x_i 的合成标准不确定度。相对不确定度 $E_r(\bar{x}) = u_c(\bar{x})/\bar{x}$,其中 $\bar{x}$ 是待测量的平均测量结果。

4.2 三丝扭摆推力测量装置测量推力的不确定度分析^[12~14]

这里,采用相对不确定度来评估推力测量结果的可信度。对测量推力解析式 $F = \frac{F_e}{L_e} L = f(F_e, L_e, L)$ 进行全微分,得

$$dF = d\left(\frac{F_e}{L_e} L\right) = \frac{L}{L_e} dF_e - \frac{LF_e}{L_e^2} dL_e + \frac{F_e}{L_e} dL \quad (11)$$

推力测量总合成的标准不确定度为

$$u_c(F) = \sqrt{\left(\frac{L}{L_e}\right)^2 u_c^2(F_e) + \left(\frac{LF_e}{L_e^2}\right)^2 u_c^2(L_e) + \left(\frac{F_e}{L_e}\right)^2 u_c^2(L)} \quad (12)$$

式(12)右侧第一项为间接测量量,涉及砝码标定总合成标准不确定度 $u_c(F_e)$,这里定义为推力测量第一合成标准不确定度;第二、三项为直接测量量,分别涉及推力标定和推力测量时激光光斑标尺读数合成标准不确定度 $u_c(L_e)$ 和 $u_c(L)$,分别定义为推力测量第二、三合成标准不确定度。

推力测量结果的相对不确定度为

$$E_r(F) = \sqrt{\left(\frac{L}{L_e}\right)^2 u_c^2(F_e) + \left(\frac{LF_e}{L_e^2}\right)^2 u_c^2(L_e) + \left(\frac{F_e}{L_e}\right)^2 u_c^2(L)} / \bar{F} \quad (13)$$

式中 $\bar{F}$ 是推力的平均测量结果。相对于 $u_c(F)$ 涉及的 $u_c(F_e)$, $u_c(L_e)$ 和 $u_c(L)$, $E_r(F_e)$ 也涉及砝码标定相对不确定度 $E_{r1}(F_e) = u_c(F_e) L / (L_e \bar{F}_e)$ 、推力标定时

对式(15)全微分为

$$dF_e = g \cos\left(\frac{L_e}{2S}\right) dm_e - \frac{\sqrt{2}}{2} g \cos\left(\frac{L_e}{2S}\right) d\Delta m_e - \frac{1}{2S} \left(m_e g - \frac{\sqrt{2}}{2} \Delta m_e g\right) \sin\left(\frac{L_e}{2S}\right) dL_e + \frac{L_e}{2S^2} \left(m_e g - \frac{\sqrt{2}}{2} \Delta m_e g\right) \sin\left(\frac{L_e}{2S}\right) dS \quad (16)$$

由此得到砝码标定总合成标准不确定度

$$u_c(F_e) = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial m_e}\right)^2 u_c^2(m_e) + \left(\frac{\partial f}{\partial \Delta m_e}\right)^2 u_c^2(\Delta m_e) + \left(\frac{\partial f}{\partial L_e}\right)^2 u_c^2(L_e) + \left(\frac{\partial f}{\partial S}\right)^2 u_c^2(S)} \quad (17)$$

所以推力测量第一相对不确定度

$$E_{r1}(F_e) = u_c(F_e) L / (L_e \bar{F}_e) \quad (18)$$

在测量推力前,第一相对不确定度在标定砝码重力作用下确定,所以 $L = L_e$,推力测量第一相对不确定度转化为

$$E_{r1}(F_e) = u_c(F_e) / \bar{F}_e \quad (19)$$

实验中选取一级砝码一级精度,极限误差 0.3mg,置信系数 0.9,得到 $u_B(m_e) = u_B(\Delta m_e) = 0.33$,它不随实验次数的不同而变化。因而用不同质量的砝码标定时上式中,都存在 $u_A(m_e) = u_A(\Delta m_e) = 0$,所以 $u_c(m_e) = u_c(\Delta m_e) = 0.33$ 。实验选取的判读标尺极限误差为 0.5mm 和置信系数为 0.9,得到 $u_B(F_e) = 0.55$,它也不随实验次数的不同而变化。上式中第三项涉及的标尺读数标准误差为

$$u_c(L_e) = \sqrt{u_A^2(\bar{L}_e) + 0.55^2} \quad (20)$$

同样第四项涉及光程标尺读数误差为

$$u_c(S) = \sqrt{u_A^2(\bar{S}_e) + 0.55^2} \quad (21)$$

激光光斑标尺读数合成标准不确定度 $E_{r2}(L_e) = \frac{u_c(L_e) L}{L_e^2}$ 和推力测量时激光光斑标尺读数合成标准不确定度 $E_{r3}(L) = u_c(L) / L_e$ 。把 $E_r(F_e)$, $E_r(L_e)$ 和 $E_{r2}(L)$ 分别定义为推力测量第一、二和三相对不确定度 $E_{r1}(F_e)$, $E_{r2}(L_e)$ 和 $E_{r3}(L)$ 。

4.2.1 推力测量第一相对不确定度 $E_{r1}(F_e)$

如图 9 所示,由于安装误差,砝码产生的拉力 F_e 和推力器轴线之间夹一微小角度 $\theta_e = L_e / (2S)$,其中 S 为激光射程。又由于滑轮存在摩擦力 $F_f = k_d W$,其中 $W = \frac{\sqrt{2}}{2} m_e g$ 是滑轮受到的压力, $k_d = \frac{F_f}{F_e}$ 是滑轮摩擦系数, F_f 是滑轮最大静摩擦力,则砝码力实际转化成沿推力器轴向推力为

$$F_e = \left(m_e g - \frac{\sqrt{2}}{2} k_d m_e g\right) \cos\left(\frac{L_e}{2S}\right) \quad (14)$$

滑轮摩擦系数 k_d 可通过实验确定。如图 10 所示,首先在滑轮两边悬挂同样质量砝码 m_e ,保持平衡状态。然后在一边逐渐增加砝码 Δm_e ,直到滑轮在不平衡重力的作用下开始运动,则滑轮的最大静摩擦力 F_f 近似等于滑轮运动时增加的砝码总重 $\Delta m_e g$,所以 $k_d = \frac{\Delta m_e g}{F_e}$,砝码力转化成的最终拉力为

$$F_e = \left(m_e g - \frac{\sqrt{2}}{2} \Delta m_e g\right) \cos\left(\frac{L_e}{2S}\right) = f(m_e, \Delta m_e, L_e, S) \quad (15)$$

使用 100, 140, 180, 240, 300, 400, 600, 800, 1000mg 标定砝码, 分别反复测量激光光斑位移十次, 可以获得每一标定砝码下的激光光斑位移平均测量值, 根据前述砝码标定总合成标准不确定度和相对不确定度公式就可以计算出推力测量第一相对不确定度 $E_{r1}(F_e)$ 随标定推力的变化如图 11 所示。

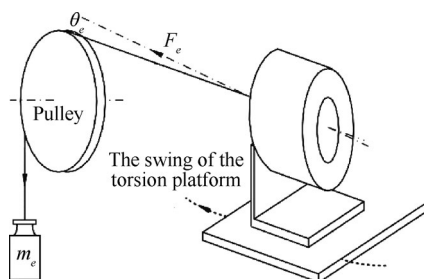


Fig. 9 Schematic diagram of conversion between weight and thrust

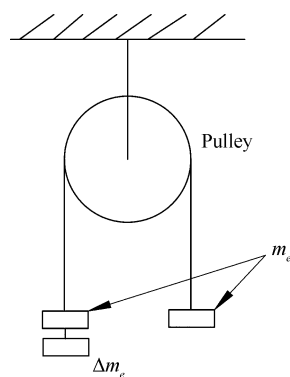


Fig. 10 Schematic diagram of the test to measure pulley friction coefficient

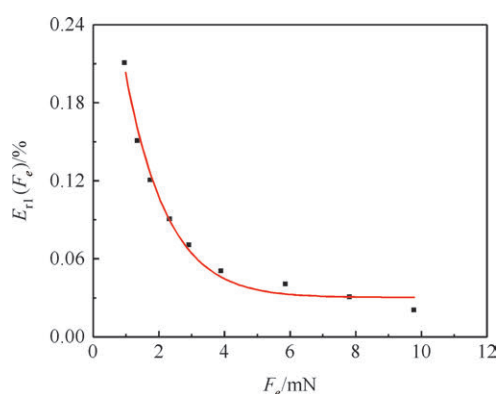


Fig. 11 Variation curve of the first relative uncertainty

4.2.2 推力测量第二相对不确定度 $E_{r2}(L_e)$

标定时激光光斑的标尺读数是一个直接测量量, 其标准合成不确定度与分析推力测量第一相对不确定度时相同, 为

$$u_c(L_e) = \sqrt{u_A^2(\bar{L}_e) + 0.55^2} \quad (22)$$

推力测量第二相对不确定度为

$$E_{r2}(L_e) = \frac{u_c(L_e)L}{L_e^2} \quad (23)$$

在测量推力前, 第二相对不确定度在标定砝码重力作用下确定, 所以 $L=L_e$, 推力测量第二相对不确定度转化为

$$E_{r2}(L_e) = u_c(L_e)/L_e \quad (24)$$

使用 100, 140, 180, 240, 300, 400, 600, 800, 1000mg 标定砝码, 分别反复测量激光光斑位移十次, 可以获得每一标定砝码下的激光光斑位移平均测量值, 根据前述标准不确定度和相对不确定度公式就可以计算出推力测量第二相对不确定度 $E_{r2}(L_e)$ 随标定推力的变化如图 12 所示。

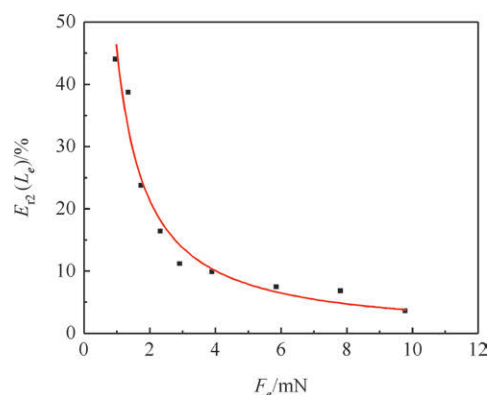


Fig. 12 Variation curve of the second relative uncertainty

4.2.3 推力测量第三相对不确定度 $E_{r3}(L)$

推力测量时激光光斑的标尺读数是一个直接测量量, 其标准合成不确定度与分析推力测量第一相对不确定度时相同, 为

$$u_c(L) = \sqrt{u_A^2(\bar{L}) + 0.55^2} \quad (25)$$

推力测量第三相对不确定度为

$$E_{r3}(L) = \frac{u_c(L)}{L_e} \quad (26)$$

在测量推力前, 第三相对不确定度在标定砝码重力作用下确定, 所以 $L=L_e$, 推力测量第三相对不确定度和第二相对不确定度完全相同为

$$E_{r3}(L) = u_c(L_e)/L_e \quad (27)$$

使用 100, 140, 180, 240, 300, 400, 600, 800, 1000mg 标定砝码, 分别反复测量激光光斑位移十次, 可以获得每一标定砝码下的激光光斑位移平均测量值, 根据前述标准不确定度和相对不确定度公式就可以计算出推力测量第三相对不确定度 $E_{r3}(L)$ 随标定推力的变化如图 13 所示。

4.2.4 推力测量结果的相对不确定度 $E_r(F)$

根据推力测量第一、二和三相对不确定度 E_{r1}

(F_e) , $E_{r2}(L_e)$ 和 $E_{r3}(L)$ 的测量实验结果图 11~13 以及推力测量结果相对不确定度计算公式 $E_r(F) = \sqrt{E_{r1}^2(F_e) + E_{r2}^2(L_e) + E_{r3}^2(L)}$ 可以得出推力测量结果的相对不确定度 $E_r(F)$ 的实验值及其拟合曲线结果如图 14 所示。

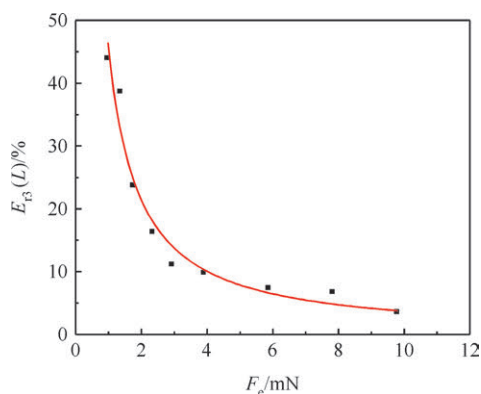


Fig. 13 Variation curve of the third relative uncertainty

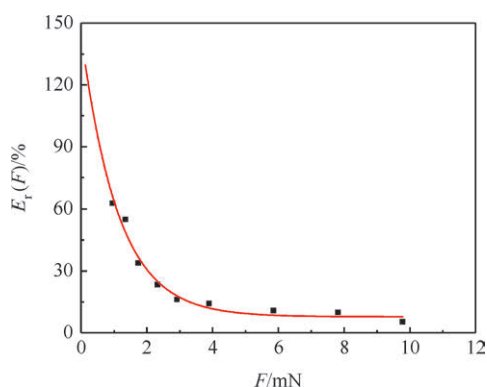


Fig. 14 Variation curve of the relative uncertainty

以上得出的推力测量第一、二和三相对不确定度以及推力测量结果的相对不确定度实验结果图(11)~(14)说明:影响推力测量不确定度的主要因素为激光光斑的判读误差,即推力测量第二和三相对不确定度。推力小于 3mN 时,推力测量的相对不确定度超过 14%,而且随着推力减小,相对不确定度急剧增大;推力大于 3mN 时,推力测量相对不确定度低于 14%,测量结果准确、可信。不确定度的实验测量结果表明本实验采用的三丝扭摆推力测量装置的推力测量范围不应该低于 3mN。

5 推力测量

微波推力器系统在推力测量前首先采用微波网络分析仪调试出谐振状态,再分体或整体地放置于三丝扭摆推力测量台架上,实际测量和外界独立推力器所产生的推力,以及把电源分离在测试台架以外推力器产生的推力。前一实验能够比较完全地消

除推力器系统本身零部件变形产生的额外附加力,通过比较两类实验结果后一实验将明显地给出电源连接导线所带来的附加力误差。

5.1 推力器实验参数

微波推力器系统在推力测量前首先应该采用微波网络分析仪调试出谐振状态,再分体或整体地放置于三丝扭摆推力测量台架上,在真实功率条件下再次进行调试^[15]。如图 15, f 表示输出频率, f_0 表示谐振频率。在真实功率条件下,首先从 2.45GHz 频率处逐渐降低微波源信号源输出频率 f , 使谐振腔检波信号不断提高到 2.0V 以上,这时推力器谐振状态良好,可以开展推力测量实验。在推力测量实验时,推力器系统的谐振状态以及工作参数如表 1 所示。

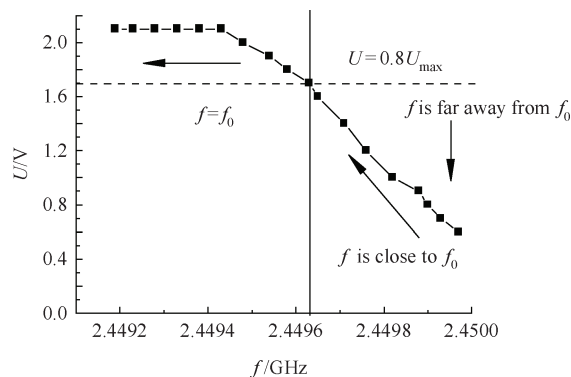


Fig. 15 Relationship between output frequency and the detector signal

Table 1 Parameters used in the experiment

Temperature/°C	20	Input current/A	33.9
Humidity/%	50	Output voltage/V	25
Power/W	220	State	Resonance

5.2 实验装置组装

如图 16 所示,推力测量系统由微波推力器子系统、测力装置和激光系统等组成。系统组装时,微波推力器系统(包括铁锂电池、电源控制盒、固态微波源、双螺调配器、圆台谐振腔和水冷却装置等)放在长方形的扭转平台上。调整推力器系统位置保证推力方向与重力和扭转平台长边方向都垂直,让摆动方向和砝码标定力的方向易于控制。为了消除人工干扰,微波源的功率和频率输出、水冷却系统开关均由遥控器控制。

推力器供电系统采用两个 28V 铁锂电池或外接稳压电源。使用外接稳压电源时,为了减小空气流动对实验的影响,电源要尽量放置在远离金属支架的地方,并使电源的风扇方向背对实验仪器。电源通过金属支架顶端中心位置的孔竖直向下连接到微

波源。

从圆台谐振腔的小端面中心贴上锡纸,引出一根水平棉线,绕在滑轮上,棉线的另一端固定着砝码,砝码由支撑平台支撑住,标定时需要施加力的时候,降下支撑台,砝码通过滑轮将自身的重力施加到圆台谐振腔的小端面中心。

激光器放置在砝码平台旁,激光的方向尽量与砝码和圆台谐振腔小端面中心的连线平行,即让激光束垂直于扭转平台长边,激光器对准反射镜。反射镜是固定在扭转平台上的,反射镜将激光发射到标尺处。

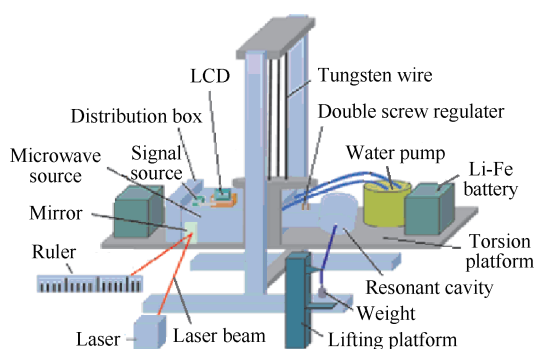


Fig. 16 Independent microwave thruster working on battery

5.3 实验过程

实验过程分系统水平调节、推力预估测量、一次标定、正式推力测量、二次标定。

5.4 和外界独立的微波推力器推力测量结果

采用两个 28V 直流铁锂电池供电,把微波推力器子系统整体放置在推力测量平台上,达到推力测量系统完全和外界无牵连。在推力器工作前后分别进行两次推力标定,标定曲线如图 17 所示。两次标定曲线的拟合直线方程分别为 $F_e = 0.52L_e$ 和 $F_e = 0.54L_e$ 。

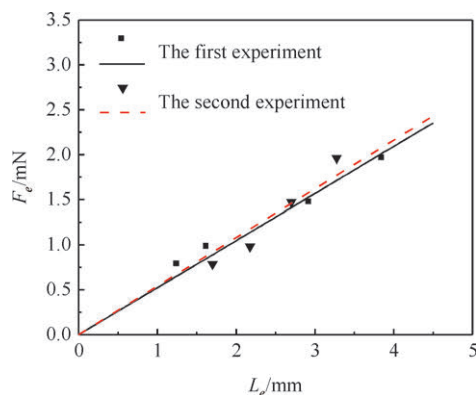
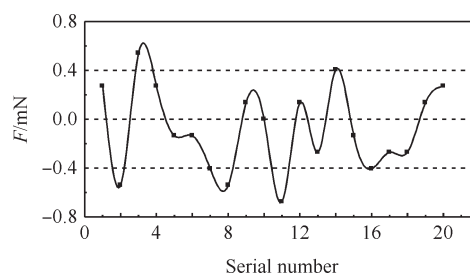


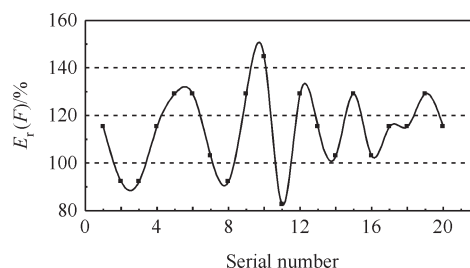
Fig. 17 Experimental calibration curve for independent microwave thruster

微波推力器谐振正常工作后,两次实验测得光斑的平衡位置位移分别为 0.25mm 和 0.825mm,代入标定拟合直线方程计算出两次实验推力测量值分别为 0.13mN 和 0.45mN,根据前述推力测量相对不确定度分析,发现这两次的推力测量实验相对不确定度分别为 129.7% 和 99.6%。

为了获得更多微波推力器的推力测量结果,在相同给定工作参数条件下,对和外界独立的微波推力器进行了 20 次推力重复测量,其结果如图 18(a) 所示。图示表明,独立微波推力器的 20 组推力测量结果均在 $\pm 0.7\text{mN}$ 范围内上下波动,其中负号代表实际推力方向与标定方向相反。根据前述推力测量相对不确定度分析,这 20 次的推力测量实验相对不确定度如图 18(b) 所示。



(a) Thrust measurement results



(b) Relative measuring uncertainty

Fig. 18 Thrust measuring results of independent microwave thruster

5.5 外接电源微波推力器推力测量结果

如图 19 所示,外接稳压电源时必须采用电源线把电源和微波源连接起来,电源线的布置经过精心处理,尽量消除其附加力。推力器工作时,微波源需要 30A 左右的电流输入,因此经过电源线电流也为 30A 左右,如此大电流对电源线加热引起附加力对推力测量的干扰可以清晰地显示出来。

在推力器工作前后分别进行两次推力标定,标定曲线如图 20 所示。两次标定曲线的拟合直线方程分别为 $F_e = 0.39L_e$ 和 $F_e = 0.43L_e$ 。

微波推力器谐振正常工作后,两次实验测得光斑的平衡位置位移分别为 20.425mm 和 24.55mm,代

入标定拟合直线方程计算出两次实验推力测量值分别为8mN和10.69mN。根据前述推力测量相对不确定度分析,发现这两次的推力测量实验相对不确定度分别为9.2%和3.3%,所以两次测量实验结果可信。

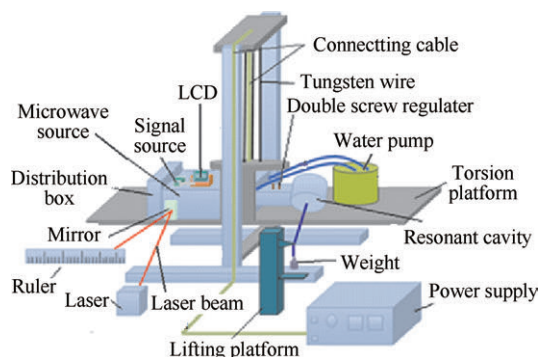


Fig. 19 Dependent microwave thruster working on power source

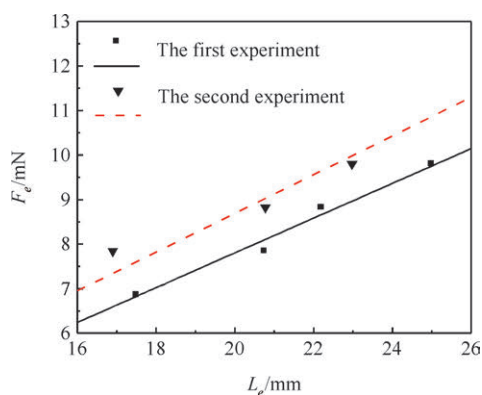


Fig. 20 Experimental calibration curve for dependent microwave thruster

5.6 两次推力测量实验对比分析

外接电源微波推力器实验测量的推力大小为8~10mN,相对不确定度处于3.3%~9.2%。而独立微波推力器的实验测量值均不到0.7mN,相对不确定度超出80%。两次实验的条件差别仅仅是独立微波推力器测量推力时,系统一体,推力测量装置上无任何与外界相互牵涉的零部件和连接线。而外接电源微波推力器测量推力时,三丝扭摆推力测量装置上引入了和外界相互牵连的电源线,而且在推力器工作过程中,电源线承受着30A左右大小的电流加热作用。因而在我们控制好了外界的各个干扰因素(如环境空气流动和温度变化)条件下,一定是电源线加热后的变形导致了这两次实验测量结果有如此大的差别。可以肯定,虽然外用电源推力器测出了

客观的推力,而且相对不确定度低至令人满意的程度,但是受热电源线的变形却引起了非常大的干扰,因而推力测量结果主要是连接电线所产生的干扰力。

和外界独立的推力器推力测量结果的相对不确定度非常高,超出80%,但是该测量系统无任何与外界相互牵连的零部件和导线,即使推力器装置本身的零部件受热发生了变形,但是此变形发生在测量系统内部,不会为推力测量带来干扰。因而在控制好了外界的各个干扰因素(如环境空气流动和温度变化)条件下,附加干扰力完全被消除,推力测量的不确定度主要来自于推力测量装置。

6 结 论

通过本文的研究,得到如下结论:

(1)通过对三丝扭摆推力测量装置及其不确定度进行的理论分析和实验研究,可以发现测量装置的不确定度主要来自于激光光斑的判读误差。推力小于3mN时,推力测量的相对不确定度超过14%,而且随着推力减小,相对不确定度急剧增大;因此,三丝扭摆推力测量装置的推力测量范围不应该低于3mN。提高激光光斑的读数精度,理论上能显著提高三丝扭摆装置测力能力,这是下一步需要开展的工作。

(2)外接电源微波推力器实验测量的推力大小为8~10mN,相对不确定度处于3.3%~9.2%,测量结果受到附加力的很大干扰。独立微波推力器的实验测量值均不到0.7mN,相对不确定度超出80%,该测量结果没有受到外界附加力的干扰,不确定度主要来自于测量装置测量精度。

参考文献:

- [1] Zheng Jinjin, Sheng Zhayu, Zhou Hongjun, et al. Structural Analysis about a New Solar Sail[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2009, 29(2): 249~256.
- [2] Abdallah C T, Chahine E, Geogriev D. Dynamics and Control of Microwave Propelled Sails Using Delayed Measurements[C]. *USA: AIP Conference Proceedings*, 2003, doi: 10. 1063/1. 1582123.
- [3] Roger Shawyer C, Eng MIEE. A Theory of Microwave Propulsion for Spacecraft, Satellite Propulsion Research Ltd[OL]. <http://emdrive.com/theorypaper9-4.pdf>, 2006.
- [4] David A Brady, Harold G White, Paul March. Thrust Production from an RF Test Device Measured on a Low-

- Thrust Torsion[R]. AIAA 2014-4029.
- [5] 朱雨, 杨涓, 马楠. 基于量子理论的无工质微波推进性能计算分析[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1612-1615.
- [6] 杨涓, 杨乐, 朱雨, 等. 无工质微波推进的推力转换机理与性能计算分析[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(6): 807-813.
- [7] 杨涓, 李鹏飞, 杨乐. 不同功率下无工质微波推力器的推力预估[J]. 物理学报, 2011, 60(12): 124101.
- [8] 杨涓, 王与权, 李鹏飞, 等. 无工质微波推力器推力测量实验[J]. 物理学报, 2012, 61(11): 110301.
- [9] 宁中喜, 范金蕤. 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.
- [10] 朱雨. 无工质微波推进理论分析与实验方案设计[D]. 西安:西北工业大学, 2009.
- [11] 杜保强. 实验曲线的线性度研究[J]. 自动化技术与应用, 2004, 23(9): 72.
- [12] 国家质量技术监督局计量司. 测量不确定度评定与表示指南[M]. 北京:中国计量出版社, 2000.
- [13] 万志龙. 三线摆测量刚体转动惯量实验的不确定度分析[J]. 长春师范学院学报, 2010, 29(5).
- [14] 荆凤林, 陶汉铭. 某型固体火箭发动机推力测量不确定度的评定[J]. 推进技术, 1998, 19(2): 100-104. (JING Feng-lin, TAO Han-ming. Estimation of Thrust Measurement Uncertainty for a Solid Rocket Motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(2): 100-104.)
- [15] 石峰, 杨涓, 汤明杰, 等. 微波谐振器系统的调谐实验研究[J]. 物理学报, 2014, 63(15): 154103.

(编辑:史亚红)