

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2022.02.06

扭摆推力架传感单元理论设计及仿真分析

王青青¹, 贾军伟^{1*}, 武宇婧¹, 胡凤岩², 董学江¹, 郎昊¹

(1.北京东方计量测试研究所,北京 100089; 2.北京卫星制造厂有限公司,北京 100086)

摘要: 针对微纳卫星上电推进器产生的推力小量值、测试难,测不准问题,开展小推力测量研究。采用杠杆原理和扭矩平衡原理,建立了5~100 mN扭摆型推力架传感单元机理模型,研究了不同推力作用下的偏转性能,得出了偏转位移与推力的线性关系。采用ANSYS仿真软件对传感单元进行仿真分析,得到不同参数条件下的位移云图,将理论数据与仿真结果进行比较分析,最终表明传感单元结构设计合理。

关键词: 电推进; 扭摆测量; 稳态推力; ANSYS静力学仿真

中图分类号: TB9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5795(2022)02-0050-07

Theoretical design and simulation analysis of sensing unit for torsional pendulum thrust frame

WANG Qingqing¹, JIA Junwei^{1*}, WU Yujing¹, HU Fengyan², DONG Xuejiang¹, LANG Hao¹

(1.Beijing Oriental Institute of Metrology and Measurement, Beijing 100089, China;

2.Beijing Satellite Manufacturing Factory Co., Ltd, Beijing 100086, China)

Abstract: The small thrust measurement research is performed to address the problem of small thrust values, difficult testing and inaccuracy of measurement generated by electric thrusters on micro-nano-satellites. The mechanism model of 5~100 mN torsional pendulum thrust frame sensing unit is established by using the principle of leverage and torque balance. The deflection performance under different thrusts is studied, and the linear relationship between deflection displacement and thrust is derived. The ANSYS simulation software is used to simulate the sensing unit and obtain the displacement clouds under different parameter conditions. The theoretical data and the simulation results are compared and analyzed, and the result shows that the structural design of the sensing unit is reasonable.

Key words: electric propulsion; torsional pendulum measurement; steady-state thrust; ANSYS static simulation

0 引言

随着航天器微型化的不断发展,航天器总体单位对推进分系统的需求更加多样化,推动了电推进系统蓬勃发展。电推进系统具有比冲高、推力小、寿命长等优点,可有效提高卫星的有效载荷、显著降低卫星发射成本,延长卫星的寿命。

电推进系统无拖曳控制精度高,在深空探测任务和空间大科学等领域具有显著的优势。推力是电推进系统的关键性能指标,因此,准确、可靠地测量推力是电推进性能测试和试验优化的基础。

电推进推力测量与传统推力测量相比,测量环境复杂,测量对象特殊,需要设计专用的推力测量装置,具有很大的难度^[1],国内外研究机构

收稿日期: 2022-01-06; 修回日期: 2022-02-12

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. 扭摆推力架传感单元理论设计及仿真分析 [J]. 计测技术, 2022, 42 (2): 50-56.

Citation: WANG Q Q, JIA J W, WU Y J, et al. Theoretical design and simulation analysis of sensing unit for torsional pendulum thrust frame [J]. Metrology and measurement technology, 2022, 42 (2): 50-56.



根据不同的实验原理研制出不同形式的装置。美国Busek公司研制的扭转式推力测量装置^[2],采用静电极板的设计结构实现扭转,并采用光纤线性位移传感器测量位移,实现了稳态推力和脉冲冲量的标定,最大可承载44 kg推力器。北京航天计量测试技术研究所研制的推力测量装置^[3],采用了天平结构,通过电磁力补偿方式实现闭环控制,当测量装置受力发生倾斜时,通过位移传感器的信号反馈到电磁力传感器,实现闭环控制。北京航空航天大学设计的微推力全弹性测量装置^[4],转动装置和固定装置之间通过叉型弹簧片进行连接,并利用柔性管道输送燃料,采用砝码和电磁力两种标定方法,在标定结果一致的情况下,以砝码为最终标定结果。这些装置都使用了电磁部件,在对电推力器进行推力测量时,电推力器产生的电磁环境会对测量装置中的电磁部件产生干扰,造成测不准的问题。

针对以上存在的问题,本文研制的扭摆推力测量装置的传感单元采用纯机械结构,测量过程中避免对推力器产生电磁等干扰,优势更明显。传感单元设计是否合理,直接影响扭摆推力测量装置的测量准确度,本文针对5~100 mN微小推力器进行了扭摆推力测量装置传感单元的设计,并通过仿真分析验证设计的合理性。

1 理论计算

扭摆推力测量装置^[5]主要由传感单元、传感器等构成,用来测量平均推力或稳态推力,传感单元作为扭摆推力测量装置的关键部件,由三根扭丝悬提的扭摆平台、推力器、配重组成^[6-7],其中扭转平台中的扭转圆盘与摆板共面,整体示意图如图1所示。

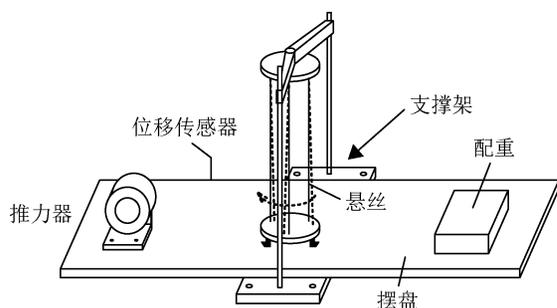


图1 扭摆推力测量装置示意图
Fig.1 Schematic diagram of torsional pendulum thrust measurement device

将传感单元中扭转平台、扭丝及固定支架整体视为一刚体^[8],其转动惯量为 J ,建立传感单元的物理模型如图2所示。

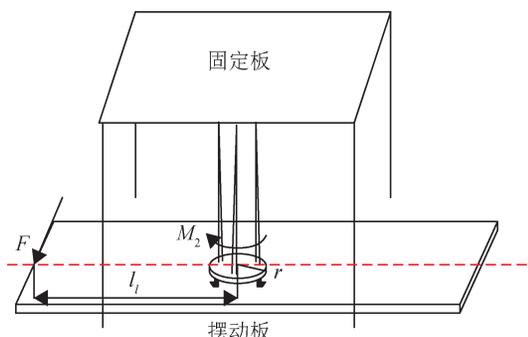


图2 偏转角示意图
Fig.2 Schematic diagram of deflection angle

传感单元的物理模型包括固定支架、三根扭丝和扭转平台,其中,三根扭丝长度为 h_0 。当在扭转平台的一端施加水平推力 F 时,产生力矩 M_1 ,力矩的作用下扭转平台偏转 θ ,同时三根扭丝共同产生力矩 M_2 ,扭转平台在 M_1, M_2 力矩作用下达到平衡状态。其中推力的力矩 M_1 为

$$M_1 = Fl_1 \tag{1}$$

式中: F 为推力器推力, N; l_1 为推力距离扭摆中心的摆臂长, m。

一根扭丝的受力情况^[9]如图3所示,其中, F_w 为扭丝拉力, F_1 为扭丝拉力的水平分量, F_2 为和扭转平台总重力平衡的扭丝拉力的垂直分量, F_{wr}, F_{wr} 为 F_1 分别沿三扭丝所在水平圆面切向和径向的分量。

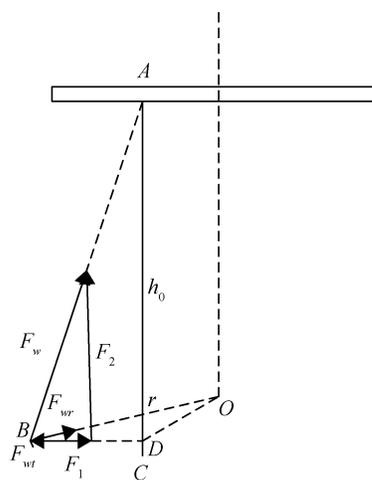


图3 作用于扭丝的力
Fig.3 Force acting on twisted wire

F_{wt} 的方向在三根扭丝悬点所在平面圆的切线方向上, G 为扭转平台、推力和配重等所受的总重力, r 为三根钨丝所在圆半径, 为 h_0 扭丝长度, θ 为扭转平台偏转角。

$$F_w = \sqrt{F_1^2 + F_2^2} \quad (2)$$

$$F_2 = \frac{1}{3}G \quad (3)$$

$$AB = AC = h_0 \quad (4)$$

$$AD = \sqrt{h_0^2 - r^2 \sin^2 \theta} \quad (5)$$

$$BD = r \sin \theta \quad (6)$$

当 $\theta \leq \frac{\pi}{30}$ 时,

$$\theta \approx \sin \theta \quad (7)$$

由几何原理分析可得

$$F_{wt} = F_1 \cos \theta = \frac{BD}{AD} \cdot F_2 \cdot \cos \theta = \frac{Gr \sin \theta}{3h_0} \quad (8)$$

因而三根扭丝对扭转平台的力矩为

$$M_2 = 3 \cdot F_{wt} \cdot r = \frac{Gr^2}{h_0} \sin \theta \quad (9)$$

通过以上分析可以得出, 三根扭丝共同承担了总重力 G 和推力的力矩 M_1 。

假设环境带来的阻力因数为 n , 由刚体定轴转动微分方程^[10-11]得

$$J \ddot{\theta} + n \dot{\theta} + M_2 = M_1 \quad (10)$$

静态测量情况下, $\ddot{\theta} = 0, \dot{\theta} = 0$, 由此可求得

$$\sin \theta = \frac{Fh_0 l_1}{Gr^2} \quad (11)$$

由式(11)可知, 通过设计确定各参数后, 推力与偏转角的线性关系确定, 通过测量偏转量, 即可得到推力大小。

2 传感单元设计分析

由前文可知力与偏转角的关系可确定为

$$F = \frac{Gr^2}{HL} \sin \theta \quad (12)$$

式中: G 为扭摆平台总重, N; r 为扭摆盘半径, m; H 为扭丝高度, m; L 为摆板半长, m。

本文针对5~100 mN的推力进行传感单元的设计计算, 设计偏转角 θ 偏转不大于 $\frac{\pi}{30}$, 即

$$F = \frac{Gr^2}{HL} \theta \quad (13)$$

取设计尺寸系数 k 为

$$k = \frac{HL}{r^2} \quad (14)$$

化简得

$$F = \frac{G\theta}{k} \quad (15)$$

式中: k 为设计尺寸系数。

由式(15)可知: 测得的推力大小受扭摆平台总重、设计尺寸系数及偏转角度影响。本文针对5~100 mN的推力进行传感单元的设计计算, 其中 $\theta \leq \frac{\pi}{30}$ 。

经设计, 传感单元扭摆盘半径 r , 扭丝高度 H , 摆板半长 L 确定, 设计尺寸系数计算得: $k = 120, G \geq 120$ N。故当传感单元的扭摆盘半径 r , 扭丝高度 H , 摆板半长 L 确定不变时

$$F = \frac{G}{120} \theta \quad \left(\theta \leq \frac{\pi}{30}, G \geq 120 \text{ N} \right) \quad (16)$$

3 静力学仿真分析

通过应用ANSYS静力学仿真功能对传感单元的设计进行验证^[12-13]。仿真时, 推力与偏转角的关系可以转化为推力与偏转位移之间的关系, 偏转角与偏转位移之间的关系为

$$\Delta = L \cdot \theta \quad (17)$$

式中: Δ 为偏转位移, m。

因此可得

$$F = \frac{G\Delta}{120L} \quad (18)$$

取推力的值分别为10, 20, 50, 100 mN, 可得理论计算值见表1。

表1 力与位移的理论计算结果

Table 1 Theoretical calculation results of force and displacement

推力 F /mN	扭摆平台总重 G /N	偏转位移 Δ /mm
10	120	4.5
20	120	9.0
50	120	22.5
100	120	45.0

仿真总体分析流程如图4所示。

3.1 有限元模型建立

基于理论分析确定传感单元的设计参数, 并建立有限元模型如图5所示。

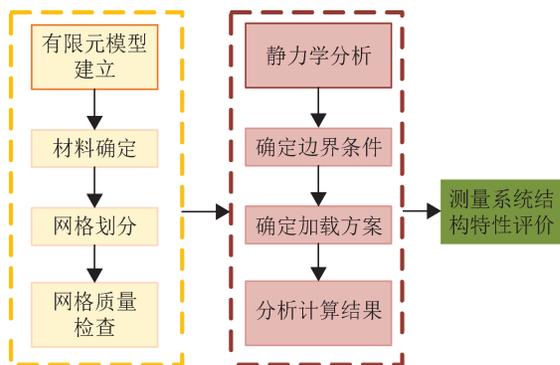


图4 静力仿真流程
Fig.4 Static simulation flow

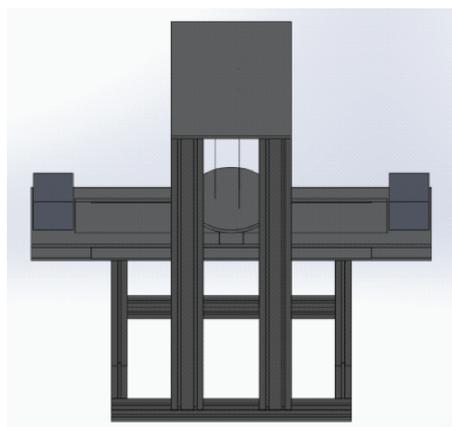


图5 简化三维模型图
Fig.5 Simplified 3D model

3.2 材料确定

扭摆推力测量装置传感单元中的配重块、摆盘、摆板、支撑架等均选用铝合金，扭丝选用高

纯度钨金属^[14]，仿真所涉及的材料属性如表2所示，数据均来源于ANSYS软件。

表2 金属钨、铝合金材料属性

Table.2 Material properties of tungsten and aluminum alloy

材料	密度/(kg·mm ⁻³)	杨氏模量/MPa	泊松比	体积模量/MPa	剪切模量/MPa	各向同性的热膨胀系数/°C ⁻¹
铝合金	2.5×10 ⁻⁶	7100	0.33	69608	26692	2.3×10 ⁻⁵
金属钨	1.935×10 ⁻⁵	200000	0.3	166670	76923	1.2×10 ⁻⁵

3.3 网格划分

网格划分是静力仿真分析的重要步骤，划分的网格质量关系着仿真分析结果的准确性和可靠性^[15]。本文的传感单元采用自动划分和手动设置划分两种形式^[15-16]，同时兼顾计算效率和准确性，最终得到适合本模型的网格。

扭丝是系统的关键部件之一，对扭丝的有限元分析要尽量精准，故网格划分较细，网格总数为6790个，如图6所示。



图6 扭丝网格图
Fig.6 Mesh diagram of twisted wire

扭摆平台作为传感单元的关键部件之一，决定着整个系统的测量精度，网格采用的尺寸尽可能地小，兼顾计算效率，最终划分效果如图7所示，网格总数为87899个。

支撑框架作为固定部件，对系统的性能影响

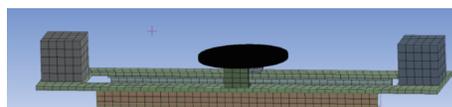


图7 扭摆平台网格图
Fig.7 Mesh diagram of torsional pendulum platform

非常小，在网格划分时，只要保证划分正确即可，划分结果如图8所示，网格总数为10026个。

网格划分整体结构如图9所示，重要部件采用加密网格的型式，对结果影响较小的部件采用粗网格型式，既保证计算精度，也兼顾了计算效率。

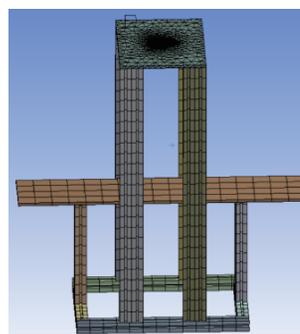


图8 支撑框架网格图
Fig.8 Mesh diagram of support frame

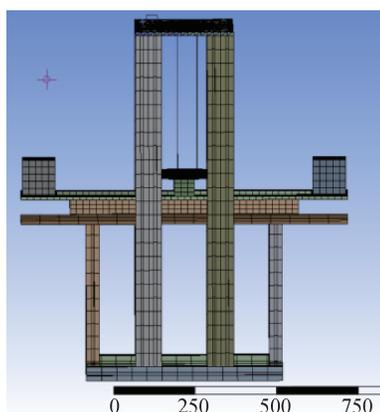


图9 整体结构网格划分

Fig.9 Mesh division of overall structure

3.4 确定边界条件

1) 将整体系统结构模型定架支撑柱下边的四个底面加上固定约束, 限制其 x , y , z 三个方向的自由度。

2) 在扭摆平台的两端施加配重, 调平后保持扭摆平台总重为 120 N。

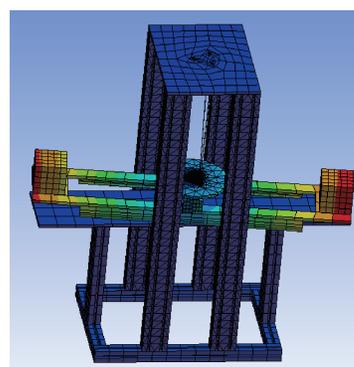
3) 在扭摆平台的一端施加不同大小的推力载荷。

3.5 计算结果

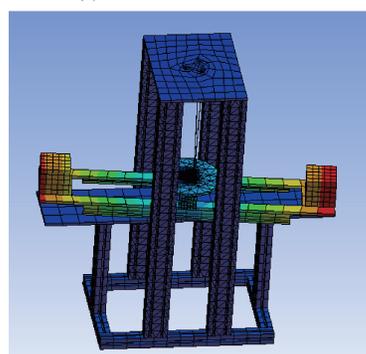
120 N 总重固定不变时, 不同推力下的仿真结果如图 10 所示。由图 10 可知, 施加不同大小的推力时, 扭摆板两端偏转位移不相等, 且施力一端的偏转位移均大于未施力一端。施加 10 mN 的推力时, 施力一端产生的偏转位移为 5.2 mm, 未施力一端产生的偏转位移为 1.2 mm; 施加 20 mN 的推力时, 施力一端的位移为 9.8 mm, 未施力一端产生的偏转位移为 5.8 mm; 施加 50 mN 的推力时, 施力一端产生的偏转位移为 25.2 mm, 未施力一端产生的偏转位移为 17.4 mm; 施加 100 mN 的推力时, 施力一端产生的最大偏转位移为 47.2 mm, 未施力一端产生的偏转位移为 32.2 mm。

将不同推力作用下的仿真结果与理论计算值进行比较, 结果见表 3。

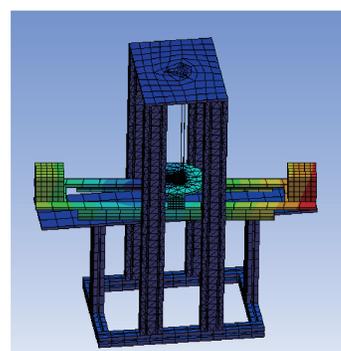
仿真得出的偏转位移为扭摆平台的空间位移, 理论计算位移为扭摆平台的水平位移, 通过施加不同大小的推力, 表明传感单元的偏转位移与理论值较为吻合。



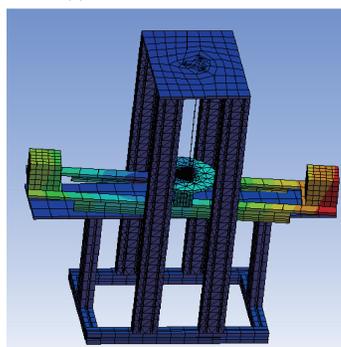
(a) 推力为10 mN时
(a) When the thrust is 10 mN



(b) 推力为20 mN时
(b) When the thrust is 20 mN



(c) 推力为50 mN时
(c) When the thrust is 50 mN



(d) 推力为100 mN时
(d) When the thrust is 100 mN

图 10 不同推力下仿真结果位移云图

Fig.10 Displacement nephogram of simulation results under different thrust

表3 理论值与仿真结果对比

Table.3 Comparison between theoretical values and simulation results

推力 F/mN	偏转位移 理论值 Δ/mm	仿真结果			
		最大值/ mm	最大值 产生的 误差/%	最小值/ mm	最小值 产生的 误差/%
10	4.5	5.2	15	1.2	73.3
20	9	9.8	8.8	5.8	35.5
50	22.5	25.2	12	17.4	22.6
100	45	47.2	4.8	32.2	28.4

4 结论

对扭摆推力测量装置传感单元进行了设计并确定各设计参数,通过仿真验证传感单元设计的合理性。首先对传感单元的关键参数进行设计计算,确定各尺寸,之后根据推力测量范围对各影响参数进行了分析确认,明确各设计参数后进行仿真验证,通过仿真结果确定了传感单元设计的合理性。在仿真过程中发现,实际的偏转并不理想,后续需在实验过程中进行进一步的标定和修正。

参考文献

- [1] 刘向阳,范宁军,李科杰. 微型推进器推力测试的现状和发展趋势[J]. 测控技术,2004,(5):18-20.
LIU X Y, FAN N J, LI K J, et al. Current status and development trend of micro-propulsion thrust testing [J]. Measurement and control technology, 2004, (5): 18-20. (in Chinese)
- [2] 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. Analysis of thrust measurement on aero-engine indoor test bench and its traceability system[J]. Metrology and measurement technology, 2020,40(3):16-20. (in Chinese)
- [3] 杨涓,刘宪闯,王与权,等. 微波推力器独立系统的三丝扭摆推力测量[J]. 推进技术,2016,37(2):10.
YANG J, LIU X C, WANG Y Q, et al. Three-filament torsional pendulum thrust measurement of microwave thruster independent system[J]. Propulsion technology, 2016,37(2):10. (in Chinese)
- [4] 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.
NING Z X, FAN J R. Online measurement method and uncertainty ANALYSIS of three-filament torsional pendulum micro-thrust[J]. Measurement and control technology, 2012, 31(5): 45-48. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] 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):6.
WANG Y, YOU Z, WANG G Y, et al. A multi-pulse micro-thrust measurement method [J]. Journal of aeronautics, 2009, 30(12):6. (in Chinese)
- [7] CIARALLI S, COLETTI M, GABRIEL S B. An impulsive thrust balance for applications of micropulsed plasma thrusters[J]. Measurement science and technology, 2013.
- [8] 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.
HONG Y J, ZHOU W J, WANG G Y. Analysis of micro-thrust measurement method and its key issues [J]. Journal of aeronautics, 2013, 34(10): 2287-2299. (in Chinese)
- [9] FOGEL J, KELLY T, CHARNIGO R, et al. Predictors of the response to oral @D9-THC in regular cannabis users: Focus on sex differences[J]. Drug and alcohol dependence, 2015.
- [10] 赵宝瑞,李晶,蒋金伟. 微小推力自动测量系统研究[J]. 宇航测试技术,2000,20(4):31-35.
ZHAO B R, LI J, JIANG J W. Research on automatic measurement system of micro thrust [J]. Aerospace test technology, 2000, 20(4): 31-35. (in Chinese)
- [11] 栾希亭,张晰哲,韩先伟,等. FMMR微推进系统推力

测量装置研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 525-528.

LUAN X T, ZHANG L Z, HAN X W, et al. Research on thrust measurement device of FMMR micropropulsion system[J]. Solid rocket technology, 2011, 34(4): 525-528. (in Chinese)

[12] LEE R H, D'SOUZA B C, LILLY T C, et al. Thrust stand micro-mass balance diagnostic techniques for the direct measurement of specific impulse [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2007.

[13] 李晶. 电火箭微小推力测量技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.

LI J. Research on micro-thrust measurement technology of electric rockets[D]. Harbin: 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]. 北京: 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]. Beijing: Science Press, 2017. (in Chinese)

[15] 王威屹. 毫牛级离子推力器推力测量技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.

WANG W Y. Research on the thrust measurement tech-

nology of milli-Nu-class ion thrusters [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2021. (in Chinese)

[16] HU D, LOU J, CHEN T, et al. Micro thrust measurement experiment and pressure field evolution of bionic robotic fish with harmonic actuation of macro fiber composites [J]. Mechanical systems and signal processing, 2021.

(本文编辑:朱俊真)

第一作者:王青青(1995—),女,汉族,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,汉族,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。

