

文章编号:1000-8055(2011)10-2358-06

N₂O 单组元微推力器真空试验设计与分析

韩 乐, 李 茂, 方 杰, 孙 威, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 提出了 N₂O 单组元微推力器冲量测量方案. 通过多次试验结果拟合稳态推力与压力之间的关系, 再采用动态压力计算动态推力和冲量. 对催化床尺寸为 $\phi 8\text{ mm} \times 35\text{ mm}$ 和 $\phi 10\text{ mm} \times 25\text{ mm}$ 两个微推力器进行了高空模拟试验研究, 考察了流量对微推力器比冲的影响, 得到了不同流量条件下稳态推力和压力之间的关系. 试验方案与分析结果为微推力器精确冲量控制提供了参考.

关 键 词: N₂O 微推力器; 高空模拟试验; 推力; 比冲; 冲量

中图分类号: V431

文献标志码: A

Vacuum experiment study on a N₂O monopropellant micro-thruster

HAN Yue, LI Mao, FANG Jie, SUN Wei, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Impulse measurement scheme for a nitrous oxide (N₂O) monopropellant micro-thruster was presented. The experiment results were used to fit the relationship between the steady thrust and the pressure. Dynamic pressure was utilized to calculate the thrust and impulse. Two different micro-thrusters with catalytic bed of $\phi 8\text{ mm} \times 35\text{ mm}$ and $\phi 10\text{ mm} \times 25\text{ mm}$ were fabricated and experimented. The influence of the mass flow on the specific impulse performance was studied. The relationship between the steady thrust and the pressure in different mass flow rates was obtained. Experiment strategy and analysis result can provide some reference for accurate control of the micro-thruster impulse.

Key words: nitrogen oxide micro-thruster; simulated altitude test; thrust; specific impulse; impulse

微推进系统主要用于微型航天器的姿态控制、精确定位、位置保持、阻力补偿及轨道机动、卫星星座的编队飞行等, 在航天领域应用十分广泛^[1-5]. N₂O 性质稳定、无毒、饱和蒸汽压高, 可适应冷气、单组元、双组元等多种工作模式, 近年来在航天领域受到了广泛关注. N₂O 受热之后发生热分解反应, 生成 N₂ 和 O₂, 释放热量, 其分解反应可在催化剂作用下加速进行. 当分解释放的热量与向外传递热量的差值达到一定值时, 其分解反应无需外界能量输入即可进行, 称之为分解反

应自维持. 目前, 国内外多家研究机构开展了基于 N₂O 催化分解技术的微推力器研究, 并分别取得了一定的成果^[6-10].

微推力器的冲量测量对于微推进精确冲量控制至关重要, 解决冲量测量的首要问题是获得动态推力, 而动态推力测量则一直是微推进系统难以解决的关键问题. 国内外仅在微推进系统小推力稳态测量方面取得了相应成果, 很多原理简单、测量精度高的推力架^[11-14]都很好地解决了微小推力稳态测量问题.

收稿日期: 2010-11-03; 修订日期: 2010-12-13

作者简介: 韩乐(1985—), 男, 湖北黄冈人, 博士生, 主要从事真空羽流、空间微推进研究.

本文为获得 N_2O 单组元微推力器的动态推力及冲量, 设计了 N_2O 微推力器真空试验方案并采用两种不同催化分解室尺寸的 N_2O 单组元微推力器开展了高空模拟试验, 采用了北京航空航天大学宇航学院一种适用于空间微小推力发动机的推力测量装置^[14]测量稳态推力, 通过分组进行微推力器推力和压力的测量, 获得了微推力器推力与压力的关系以及流量对微推力器比冲的影响, 并通过微推力器实际工作时的压力曲线得到微推力器动态推力和冲量. 真空试验方案及结果分析说明了在 N_2O 单组元微推力器一定参数相同的情况下, 分组测量微推力器推力和压力方案的可行性, 为微推力器精确冲量控制提供了参考.

1 试验装置与方案

1.1 试验装置

试验装置主要包括 N_2O 供给系统、真空设备、推力测量装置^[14]、测量控制系统和 N_2O 单组元微推力器. 其中 N_2O 供给系统主要由 N_2O 气瓶、减压器、质量流量计、声速喷嘴、电磁阀组成, 供应系统原理如图 1 所示; 真空舱为卧式圆柱形不锈钢筒体, 直径为 1800 mm、长度为 3200 mm, 其真空泵机组包括机械泵、罗茨泵和扩散泵, 极限真空度可达 10^{-5} Pa, 在适当流量范围内能够获得 1~50 Pa 的工作真空度; 推力测量装置采用了一种适用于空间微小推力发动机的推力测量装置^[14], 装置原理为弹性元件法加电磁反馈法, 利用位移作为输入, 施加电磁力进行反馈补偿间接测量稳态小推力^[14], 本次真空试验的推力测量范围为 0~1060 mN, 推力测量精度为 0.1 mN; 测量控制系统主要用于测量采集试验参数和控制试验阀门、时序等进行; 微推力器由催化床和微喷管两部分组成, 结构材料为 1Cr18Ni9Ti. 催化剂通过前后孔板固定在催化床内, 在推力器外缠绕加热

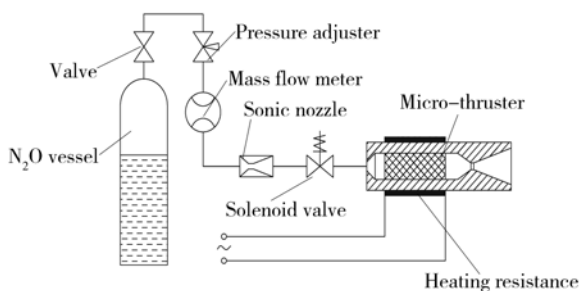


图 1 供应系统原理图

Fig. 1 Sketch of experiment provision system

电阻丝提供催化剂初始能量, 并包覆石棉布和铝箔减少向外热传递.

微推力器工作时先加热催化剂至起动初温, 供应系统向真空舱内的微推力器提供一定流量的 N_2O , 随后 N_2O 进入催化室接触高温催化剂后发生分解反应并放出热量, 分解后的气体(主要包括 O_2 和 N_2)进入推力室后经喷管喷出产生推力. 图 2 为安装在推力架上的微推力器.

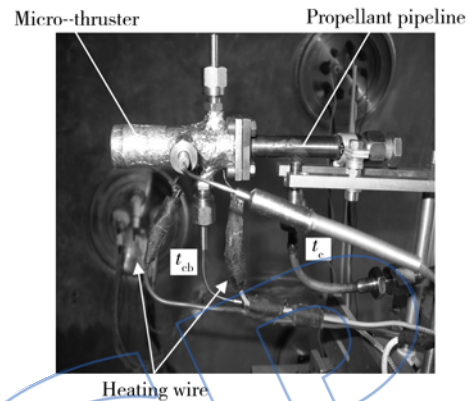


图 2 N_2O 单组元微推力器照片

Fig. 2 Photo of N_2O monopropellant micro-thruster

1.2 试验方案

真空热试包括两种催化床尺寸的微推力器, 编号以及相关设计参数如表 1 所示, 表中 D 为催化床直径, L 为催化床长度, d 为喷管喉径, ϵ 为喷管扩张比, $\dot{m}$ 为质量流量(下文简称流量). 主要测量参数包括微推力器推力 F 、催化床前端温度 t_{cb1} 、催化床中部温度 t_{cb} 、催化床后端温度 t_{cb2} 、推力室分解气体温度 t_c 、推力室压力 p_c . 微推力器的温度和压力测量点设置如图 3 所示.

表 1 微推力器设计参数

Table 1 Design parameters of micro-thrusters

Number	D/mm	L/mm	d/mm	ϵ	$\dot{m}/(\text{g/s})$
MicT01	8	35	0.5	100	0.08~0.13
MicT02	10	25	1.55	100	0.10~0.60

微推力器的冲量一般无法直接测量, 根据微推力器的动态推力, 即 $F-t$ 曲线, 对其积分便能求得一定时间内的冲量. 动态小推力测量的技术难度大、精度低, 目前国内外都没有给出很好的解决方案, 但在稳态小推力测量方面都有相应成果. 本文基于国内一种适用于空间微小推力发动机的推力测量装置^[14]测量稳态推力, 结合试验测量中压

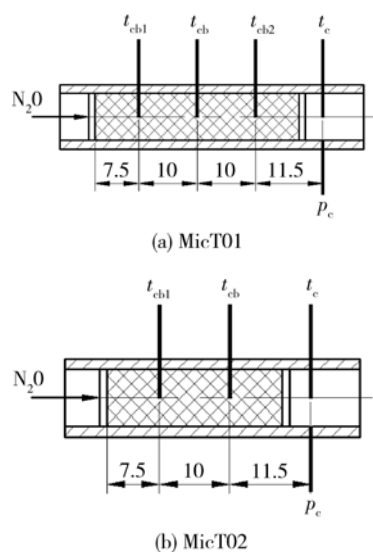


图3 微推力器传感器安装位置(单位:mm)

Fig. 3 Sensors location of micro-thrusters (unit:mm)

力测量精度高、响应迅速等特点,采用了以动态压力计算动态推力的方案.在火箭发动机工作时,流量、压力与推力存在的对应关系如下:

$$\dot{m} = K \frac{p_c}{\sqrt{t_c}} A_t q(\lambda) \quad (1)$$

$$\dot{m} = \frac{F\Gamma}{\varepsilon C_F \sqrt{R t_c}} \quad (2)$$

其中

$$C_F = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right]} \Gamma + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \quad (3)$$

式中 A_t 为喉部面积, A_e 为喷管出口面积, p_e 为喷管出口压力, p_a 为外界环境压力, $q(\lambda) = 1$, K 和 Γ 均为与燃气性质相关的常数.从式(1)和(2)可知,对于本文中的某一微推力器,在其余参数不变的情况下,推力室压力与流量一一对应,呈线性关系;推力室推力与流量一一对应,呈线性关系;并且当推力器流量相同,燃气状态一致的情况下,推力室推力和压力一一对应,也呈线性关系.

据此设计实施方案如下:针对某一微推力器,通过多次试验获得该推力器不同流量下稳态推力和对应的压力值,拟合推力与压力的线性函数关系,从而根据推力器实际工作时的压力曲线 $p-t$ 计算动态推力曲线 $F-t$,获得 $F-t$ 曲线后对其时间积分便得到冲量.

试验中微推力器的稳态推力与压力测量受到了相应试验设备限制:在真空试验中采用的稳态小推力微推力架上有3路控制测量线,分别用于加热催化床、监控催化床温度和测量推力室分解

气体温度.没有选择测量微推力器压力是因为试验中的压力传感器体积远大于微推力器体积,安装在推力架上会对推力测量的精度产生较大影响,而温度传感器体积较小,带来的影响较小,且微推力器的比冲与燃气温度密切相关,温度测量必不可少.另外,增加微推力架上的控制测量线有可能对推力测量产生干扰,影响测量精度.因此,在本试验中,推力和压力不能同时测量,为获得微推力器推力与压力的关系,试验分两组进行,具体实施如下.

第一组:微推力器不安装在推力架上,测量微推力器上除推力 F 外的所有温度和压力参数,简称为压力工况.

第二组:微推力器安装在推力架上试验,测量推力 F 、推力室分解气体温度 t_c 、催化床中部温度 t_{cb} ,微推力器上其余温度和压力不进行测量,简称为推力工况.

保证第一组工况和第二组工况微推力器催化剂用量、加热功率、起动温度、流量范围等状态一致,热试时间均为 100 s.试验完成后,根据压力工况建立压力与流量的关系,再根据推力工况建立推力与流量的关系,然后联立以上关系通过流量换算,拟合得到推力与压力之间的函数关系.得到某一微推力器推力与压力的拟合函数关系后,根据实际工作的压力曲线计算得到动态推力及比冲.由于方案中要求某一微推力器分别工作在两组工况下,那么当流量相同时,两组工况的实际工作状态是否一致是本试验方案是否可行的关键.本文试验结果及分析部分对此进行了说明,通过两组工况的压力、温度等试验数据,说明了满足上述条件的两组工况实际工作状态一致,该试验方案是可行的.图4为本文中微推力器动态推力及比冲测量方案原理图.

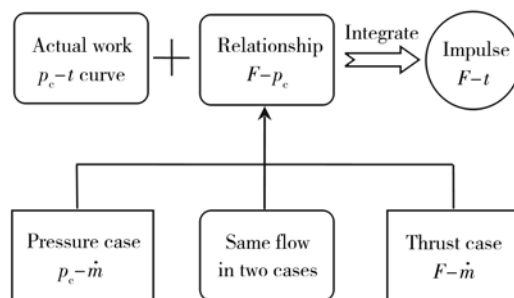


图4 微推力器推力及比冲测量方案

Fig. 4 Measurement strategy of thrust and specific impulse of micro-thrusters

2 试验结果及分析

图 5 和图 6 分别为 MicT01 和 MicT02 的试验结果,其中“-p”为压力工况,“-F”为推力工况, t_{cb1} 为催化床前端温度, t_{cb} 为催化床中部温度, t_{cb2} 为催化床后端温度, t_c 为推力室分解气体温度, p_c 为推力室压力,通过压力工况和推力工况两组试验获得了所有需要的参数.从图 5(a)可以发现,当 Mic01 在流量较小时,催化床最高温度出现在催化床前端,当流量为 0.12 g/s 时最高温度出现在催化床中部,随流量的增加高温区域逐渐后移;分解气体温度和压力随流量为线性变化且呈线性增长趋势.根据床载定义:床载=流量/横截面积,产生上述现象是由于当流量小时微推力器的床载小,单位面积催化剂催化分解的 N_2O 质量少, N_2O 接触到催化剂后很快被催化分解完全,而之后的催化剂不仅没有发挥催化作用,还吸收了部分反应释放热量,造成热量向外传递,所以在微推力器中沿催化床至喷管,温度呈下降趋势;

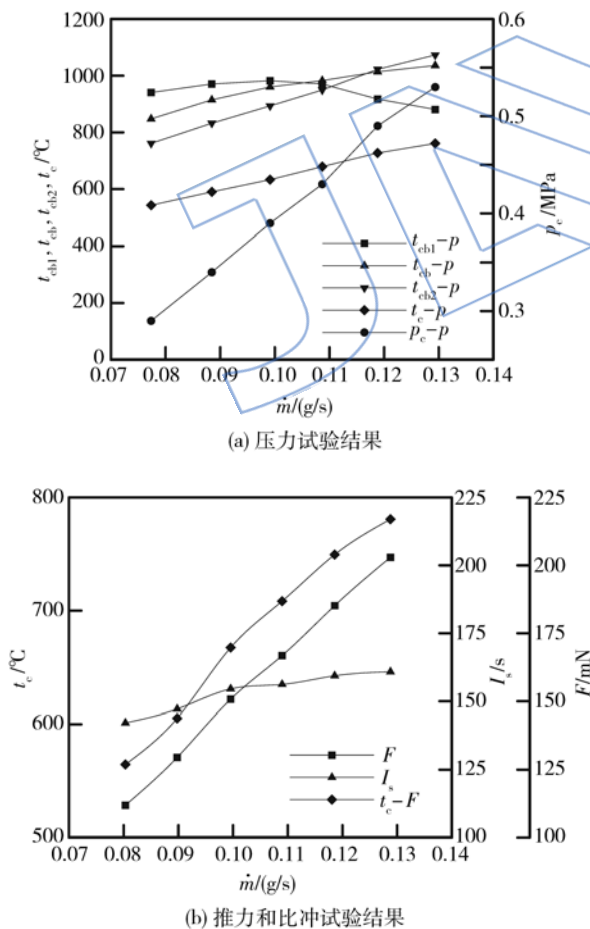


图 5 MicT01 微推力器试验结果

Fig. 5 Experiment results of micro-thruster MicT01

而流量增加后床载增加,催化剂利用率升高,主要催化反应区域后移,整体释放热量较多,被催化剂等吸收的热量与之前一致,故向外热传递损失比例相对减小,推力室分解气体温度上升,从而微推力器比冲提升.如图 5(b)所示的推力和比冲曲线所示,在一定范围内随流量的增加,推力和比冲不断增加.由于微推力器工作时的分解气体排放在真空舱内,会使动态真空度发生变化.在小流量情况下,动态真空度在 1 Pa 左右;在较大流量情况下,动态真空度上升至 50 Pa 左右.动态真空度的变化在可接受范围内,此时近似认为推力仍为真空推力.

在图 6(a)中, Mic02 催化床后端温度始终高于催化床前端温度,说明主要反应位置在催化床后端.随着流量增加,推力室分解气体温度增加,当流量大于 0.5 g/s 时,分解气体温度开始大于催化床温度,说明 N_2O 在催化床内没有分解完全,进入推力室后继续分解.当 N_2O 没有完全分解就喷出喷管时,微推力器比冲将受到影响.从图中两

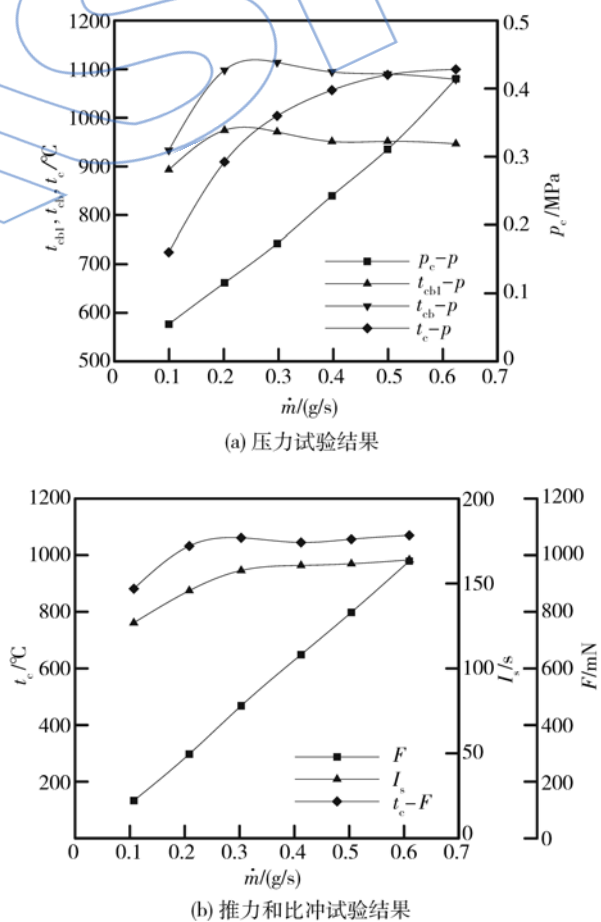


图 6 MicT02 微推力器试验结果

Fig. 6 Experiment results of micro-thruster MicT02

种微推力器的试验结果可以看出,在一定范围内随着流量增加,微推力器比冲还在呈上升趋势,说明增加流量有进一步地提升微推力器比冲的可能.另外从图示的压力与流量、推力与流量的关系可以看到,微推力器的压力与流量、推力与流量分别呈明显的线性关系.

由于动态推力测量方案中微推力器的推力和压力分两组进行测量,所以这两组试验在流量相同的情况下,实际工作状态是否一致说明该测量方案是否可行.图7为压力工况和推力工况试验结果的对比,图7(a)和图7(b)将MicT01和MicT02两组工况的试验数据分别进行叠加,从图示曲线可以看出,在流量相同的情况下,两者的分解气体温度基本重合,上升规律一致.由于在流量相同,结构相同的条件下,微推力器的分解气体温度与分解率相关,分解率较高则温度较高,分解率较低则温度较低,两者温度一致则说明这两种工况的实际工作状态是一致的.压力工况中增加

的测量设备并没有对微推力器的推力、比冲等性能产生影响,故采用将推力和压力分组测量的试验方案是可行的.因此可认为在流量相同情况下,压力工况中测量的压力和推力工况中测量的推力一一对应.采用最小二乘法分别对MicT01和MicT02试验中的压力与流量、推力与流量数据进行拟合,然后换算到推力与压力的关系,结果如下:

MicT01

$$F = 360.451 p_c - 4.719$$

MicT02

$$F = 2359.291 p_c - 31.383$$

其中 p_c 单位为 MPa, F 单位为 mN.

图8是根据MicT02微推力器推力与压力关系,在试验流量为0.4 g/s情况下,利用MicT02微推力器中推力室压力曲线,计算得到MicT02微推力器起动阶段的动态推力和冲量.图中 F 为微推力器推力, p_c 为推力室压力, I_m 为微推力器冲量.由于从控制阀门到真空舱内的微推力器之间有一段约4 m长的管路,所以在流量较小时管路充填时间较长,压力建立速度缓慢.另外由于拟合精度与数据量大小密切相关,可以通过增加合适的试验点,获得更多的试验数据来提高拟合精度,和提高动态推力、冲量等计算结果的准确性.

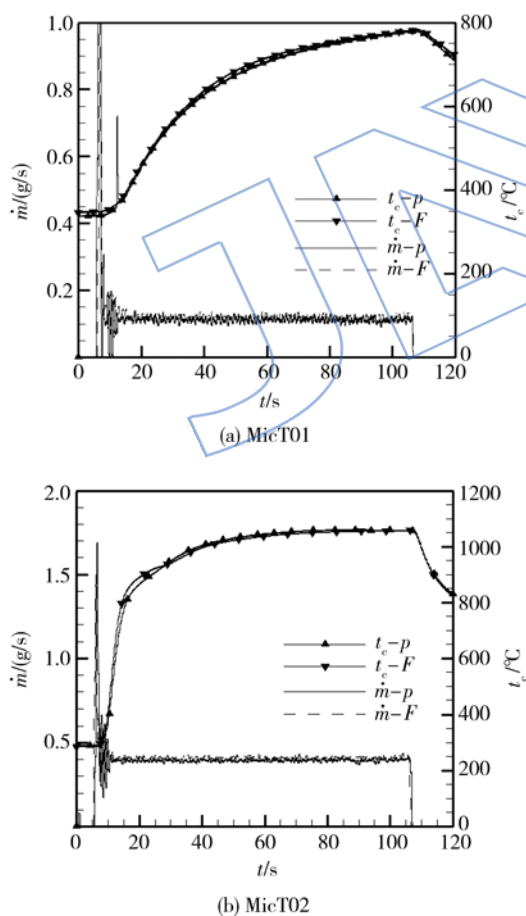


图7 压力与推力工况典型试验结果

Fig. 7 Typical experiment results of pressure and thrust case

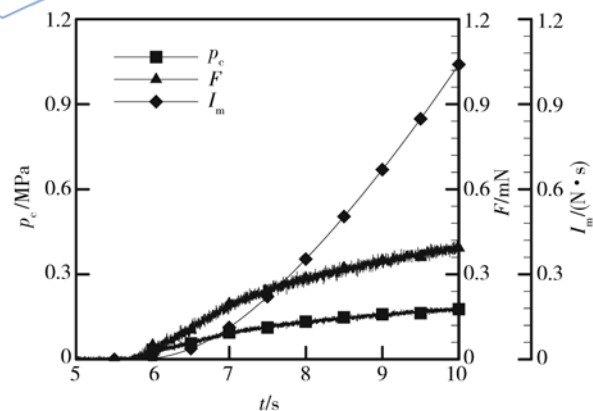


图8 MicT02微推力器推力与冲量曲线

Fig. 8 Thrust and impulse curves of micro-thrusters MicT02

下一步工作将在此基础上优化发动机床载、床长和热防护结构,采用合理的催化分解室和耐高温抗氧化材料,进一步提高微推力器比冲;改进试验方案,增加试验测量点数和试验次数,并实现压力推力同时测量;运用MEMS(micro electro-mechanical system)阀门技术提升响应速度,实现冲量精确控制.

3 结 论

对两种不同催化床结构尺寸的 N_2O 微推力器高空模拟试验研究结果表明:

1) 对于一定结构尺寸的 N_2O 微推力器,在一定 N_2O 流量范围内,微推力器比冲随流量增加而增加;当流量和床载较小时,催化剂利用率低,相对向外传递热量较多,推力器比冲较低;当流量和床载过高时, N_2O 分解不完全,推力器比冲将受影响。

2) 通过对试验结果对比分析,说明冲量测量方案中分组测量压力和推力的可行性,获得了 N_2O 微推力器推力与压力间的关系,得到了 N_2O 微推力器的动态推力及冲量。

致谢

衷心感谢北京航空航天大学宇航学院汤海滨副教授、张莘艾博士、施陈波硕士在真空试验设备、真空试验技术和小推力测量技术方面提供的大量援助和技术支持。

参考文献:

- [1] Norman C, Tevfik G. A review of micro propulsion technology[R]. AIAA 2003-670, 2003.
- [2] Jeffrey G R, Raymond J S, Manuel M S. Micro propulsion system selection for precision formation flying satellites [R]. AIAA 2001-3646, 2001.
- [3] Tiliakos N, Tyll J S, Herdy R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine[R]. AIAA 2001-3258, 2001.
- [4] Gibbon D, Zakirov V, Eioirdi R, et al. Energetic green propulsion for small spacecraft[R]. AIAA 2001-3247, 2001.
- [5] Zakirov V A, LI Luming. Propulsion challenges for small spacecraft 2005 [J]. Tsinghua Science and Technology, 2006, 11(5): 507-514.
- [6] 柴宁, 姜培学, 孙锡九, 等. N_2O 单组元微型推进器内参数敏感性的研究[J]. 热科学与技术, 2004, 3(2): 157-161.
- [7] CHAI Ning, JIANG Peixue, SUN Xijiu, et al. Investigation of parameter sensitivity in micro monopropellant thruster based on N_2O [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2004, 3(2): 157-161. (in Chinese)
- [8] 霍雪亮, 韦迪, 李路明. N_2O 单组元推进器预热过程的建模 [J]. 推进技术, 2005, 26(1): 80-83.
- [9] HUO Xueliang, WEI Di, LI Luming. Modeling of N_2O monopropellant thruster pre-heating [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 81-83. (in Chinese)
- [10] 方杰, 田辉, 蔡国飙. N_2O 单组元微推进系统及其喷管流场的初步研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 495-498.
- [11] FANG Jie, TIAN Hui, CAI Guobiao. Preliminary study on a N_2O micro propulsion system and its nozzle flow field [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 495-498. (in Chinese)
- [12] 孙威, 方杰, 蔡国飙, 等. N_2O 单组元微推力器性能分析及试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(12): 1469-1472.
- [13] SUN Wei, FANG Jie, CAI Guobiao, et al. Performance analysis and experimental research on nitrous oxide monopropellant micro-thruster [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1469-1472. (in Chinese)
- [14] FANG Jie, SUN Wei, LI Mao, et al. An update to nitrous oxide micro-thruster research[R]. AIAA-2009-5203, 2009.
- [15] Kenneth W S, Thomas D, Daniel M, et al. Design and development of a micro pound extended range thrust stand (MERTS) [R]. NASA Technical Note D-7029, 1971.
- [16] James L C, Greg C L, Greg S. Resonant operation of a micro-Newton thrust stand [R]. AIAA-2002-3821, 2002.
- [17] Koizumi H. Development of thrust stand for low impulse measurement from micro thrusters [J]. Review of Scientific Instruments, 2004, 75(10): 3185-3190.
- [18] 汤海滨, 刘畅, 杨勇, 等. 一种适用于空间微小推力发动机的推力测量系统; 中国, 200610089041 [P]. 2007-02-21.
- [19] TANG Haibin, LIU Chang, YANG Yong, et al. A thrust measurement for micro space propulsion thrusters; China, 200610089041 [P]. 2007-02-21. (in Chinese)