

无工质微波推力器推力测量实验*

杨涓[†] 王与权 李鹏飞 王阳 王云民 马艳杰

(西北工业大学航天学院, 西安 710072)

(2011年6月9日收到; 2011年10月25日收到修改稿)

基于经典的电磁学理论, 本文建立了一套新概念空间推进装置——无工质微波推力器系统, 这套装置可以直接把微波辐射能转换为推力而不需要任何推进介质. 与传统的空间推进装置不同, 该系统可以避免携带庞大的推进剂储箱并消除羽流对航天飞行器的污染. 该系统由集成在一起的圆台微波谐振腔、微波源和负载组成, 其中微波源产生的微波辐射能被输入到圆台微波谐振腔内并形成纯驻波与电磁压强梯度, 从而沿圆台微波谐振腔轴线方向形成净推力. 本文根据随遇平衡原理, 通过克服推力器本身的自重和刚性阻力, 成功地测量出无工质微波推力器产生的净推力. 结果表明: 基于经典电磁学理论建立的无工质微波推进系统可以产生净推力; 当微波源输出 2.45 GHz, 80—2500 W 的微波功率时, 推力器产生的推力分布在 70—720 mN 范围内, 测量总误差小于 12%.

关键词: 电磁波理论, 麦克斯韦张量, 电磁过程与特征

PACS: 03.50.De, 41.20.Jb, 13.40.-f

1 引言

霍尔推力器、离子推力器和电弧推力器等传统的等离子体推进装置是目前国内外研究与应用最多的空间推进装置. 与空间化学推进装置相比, 它们具有比冲高和寿命长的特点. 这些推进装置可用在卫星的姿态控制和位置保持的动力系统、深空探测器的主推进系统中^[1-10]. 在空间飞行任务中, 传统的等离子体推进装置必须把大量的工作介质电离成等离子体, 再采用某种加速机理把其中的离子高速引出产生推力. 这种工作机理决定了等离子体推进装置和空间飞行器之间存在羽流干扰问题. 太阳帆推进是一种无工质推进装置, 只要太阳帆能够收集到足够的太阳辐射能, 它就能够推动空间飞行器不断地向前飞行^[11]. 太阳帆推进的概念提出于 100 年前, 但是随着微电子和薄膜材料技术的出现, 直到现代人们才开始热衷于开展太阳帆的理论和实验研究. 2010 年日本发射了一个被称

为 IKAROS 的空间飞船, 历史上首次在空间证实了太阳帆推进的可行性^[12]. 微波帆类似于太阳帆, 是另外一种无工质推进装置. 该装置以一个巨大的凹面金属薄膜为微波帆, 在空间飞行时受地面微波源的辐射能流作用而不断向前行驶^[13]. 与传统的等离子体推进装置相比, 太阳帆和微波帆不需要工质就能正常工作, 因此能够为空间飞行器提供更好的机动性能, 同时可以避免携带庞大的工质储箱并消除羽流和飞行器表面相互干扰的问题.

如图 1 所示, 我们设计研制了另外一种无工质推进装置——无工质微波推力器系统. 该系统由集成在一起的微波源、环形器、波导、圆台微波谐振腔和负载组成. 其中圆台微波谐振腔也是推力器腔体, 是产生推力的关键部件. 与太阳帆和微波帆不同, 该系统不是利用开放空间内的辐射能产生推力, 而是利用作用在圆台微波谐振腔内的电磁压强梯度形成净推力. 这种工作模式可以使系统具有结构紧凑、效率高且推力水平容易控制的特征.

英国卫星推进研究有限公司 (SPR Ltd)

* 国家自然科学基金 (批准号: 90716019) 资助的课题.

[†] E-mail: yangjuan@nwpu.edu.cn

的 Roger Shawyer 在无工质微波推进研究方面开展了重要的探索. Roger Shawyer 把无工质微波推进装置称为电磁驱动器 (emdrive), 2003 年他研制了第一台 emdrive, 其直径为 160 mm, 消耗微波功率为 850 W, 采用天平梁称重的方法获得推力实际值为 16 mN. 2006 年 Roger Shawyer 研制了第二台 emdrive, 其直径为 280 mm, 消耗功率为 1200 W, 采用水平和悬挂式推力测量方案获得推力实际值为 250 mN. 2007 年 Roger Shawyer 在一个低阻力气悬浮转动平台上开展了动力实验, 实验结果是第二台 emdrive 消耗微波功率 1000 W 时, 推力达 287 mN, 100 kg 重的气悬浮平台被加速到 2 cm/s.

2008 年西北工业大学开始研究无工质微波推进装置, 利用经典的电磁学理论对无工质微波推进装置的推力来源进行了解释^[14,15], 从理论上论述了装置的可行性. 西北工业大学还提出一套基于电磁数值模拟分析和实验调谐的无工质微波推进圆台微波谐振腔的设计方法, 同时设计研制出国内第一套无工质微波推进装置.

英国人虽然对 emdrive 进行了开拓性研究工作, 但是他的推力测量方案缺乏科学描述, 而且至今未在正式的学术期刊上发表相关的研究论文. 国内从理论和实验上对无工质微波推进装置进行了科学研究, 但是还没有从实验上科学地给出无工质微波推进装置的推力测量结果. 为此本文采用国内的专利设备——电火箭的随遇平衡推力测量装置对国内设计研制出的无工质微波推力器的净推力进行测量, 从而在实验上进一步验证无工质微波推进装置的可行性.

2 无工质微波推力器的原理和推力测量系统

2.1 无工质微波推力器的原理

在图 1 所示的系统中, 微波源把电能转换为微波能并沿波导和环形器传输到圆台微波谐振腔内, 当圆台微波谐振腔的固有谐振频率和微波源输出电磁波的频率相同时, 电磁波在圆台微波谐振腔内谐振并沿腔体轴线形成电磁压强梯度, 从而产生可观的净推力. 圆台微波谐振腔是由金属材料所封闭的腔体, 腔体内电磁波发生谐振时, 出现如下重要

的特征: 不考虑其他能量损耗时, 圆台微波谐振腔对微波能量的惟一损耗仅发生在腔体壁面集肤深度内; 圆台微波谐振腔对电场和磁场功率分别有放大作用, 但不违反能量守恒关系; 根据麦克斯韦方程和电磁波能流密度矢量, 电磁总场在腔体内会形成电磁压强; 如果选取合适的电磁场分布规律, 沿圆台微波谐振腔轴向会形成电磁压强梯度, 沿腔体表面对电磁压强进行面积分, 就可以获得圆台微波谐振腔沿轴向产生的净推力.

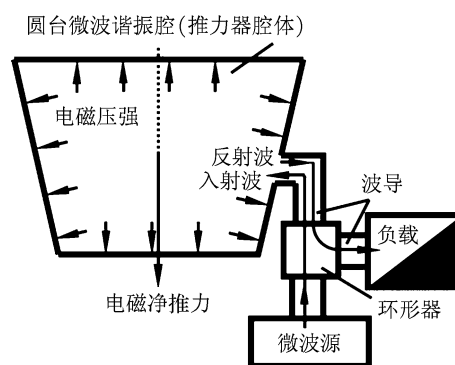


图 1 无工质微波推进装置结构示意图

2.2 推力测量系统

如图 2 所示, 无工质微波推力器的随遇平衡推力测量装置由电路系统和推力测量架组成, 推力测量架又由可动和固定部件组成. 可动部件包含圆台微波谐振腔 1、水平梁 2、左右电磁线圈 3 和 4 的可动部件、固定在偏摆板 5 上的角位移和加速度传感器可动部分 6、支撑梁 7、配重 8、柔性波导 9 和标准砝码 10. 通过刀尖结构的支点 O_1 和 O_2 , 可动部件被支撑在底座上. 固定部件牢固地连接在底座上, 它包含左右电磁线圈 3 和 4 的不可动部件、角位移和加速度位移传感器的不可动部分 11、固定部件支架 12. 电路系统包含角位移信号放大器 K_θ 、角加速度信号放大器 $K_{\dot{\theta}}$ 、组合放大器 K_{Σ} 、取样电阻 R 和电压显示仪表 V . 其中可动部件的重力方向沿直线 L_1 , 底座上支点 O_1 和 O_2 形成的直线 L_2 为转轴, 整个可动部件可以在微小角度范围内绕 L_2 旋转. 根据图 2 的安装方位, 推力器正常工作时, 如果电磁线圈 3 工作, 表明净推力由圆台微波谐振腔的大端面指向小端面; 如果电磁线圈 4 工作, 表明净推力由圆台微波谐振腔的小端面指向大端面.

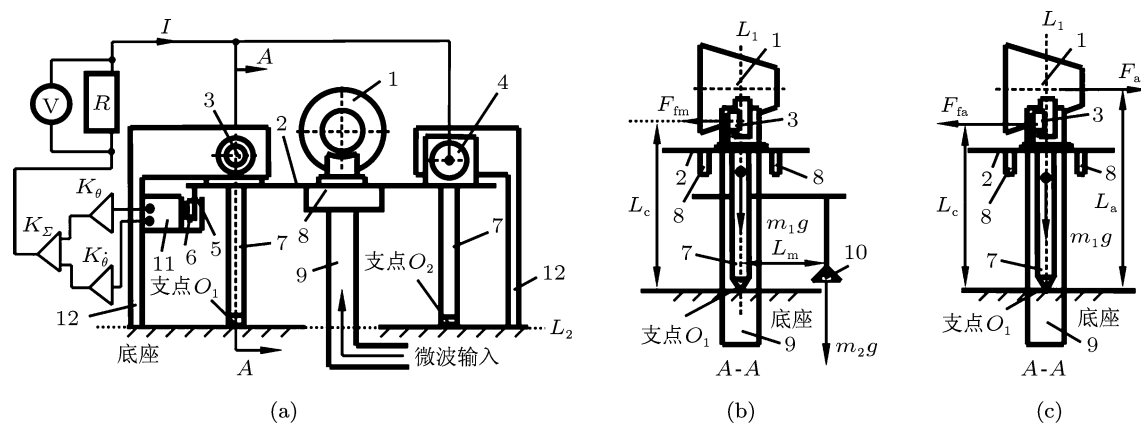


图2 无工质微波推力器推力测量装置结构示意图 (a) 主视图; (b) 标准砝码作用下 A-A 截面的侧视图; (c) 推力器净推力作用下 A-A 截面的侧视图

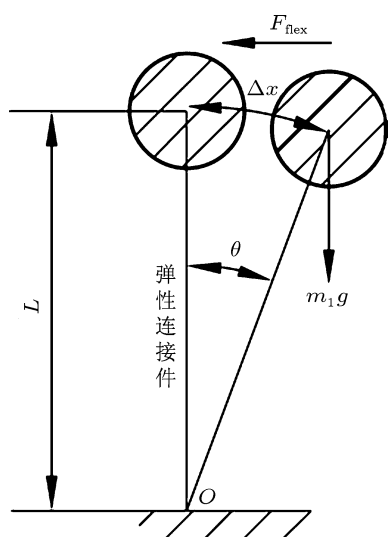


图3 弹力和重力平衡原理图

图2给出的推力测量装置通过以下几个过程准确测量推力. 1) 装置内部的平衡调节, 从而消除系统内部的刚性及自重对推力测量的影响. 在可动部件自重的作用下, 柔性波导9将产生一个弹性力 F_{flex} . 如果把系统质量集中于一个小球模型, 柔性波导等效为常规的弹性连接件, 则弹性力和自重的平衡示意图如图3所示. 在无工质微波推力器工作前, 必须调整柔性波导9的刚性、配重8的质量和位置, 使柔性波导弹性力力矩 $F_{flex}L$ 和可动部件重力力矩 $m_1g\Delta x$ 相平衡, 同时使可动部件重力所在的直线 L_1 和转轴 L_2 相交, 此时可完全消除系统部件内部刚性以及自重对推力测量的影响. 2) 推力测量装置受外力作用时的平衡调节, 从而使待测力矩和电磁线圈力矩相平衡. 可动部件受外力作用时将绕转轴 L_2 进行微角度旋转, 这时角位

移和加速度传感器可动部分6将触发电路形成反馈电流 I , 反馈电流进入电磁线圈3或4后再产生一个反馈电磁力矩 $F_{fa}L_c$ 与可动部件上的外力力矩相平衡, F_{fa} 为反馈电磁力, L_c 为反馈电磁力力臂. 这时可动部件的旋转得到抑制, 推力测量装置再次达到平衡状态. 3) 推力测量装置的标定. 可动部件只受标准砝码10的重力 m_2g 作用时, 角位移和加速度传感器可动部分6又触发电路形成反馈电流, 并使电磁线圈产生电磁力 F_{fm} . 设置推力器净推力的力臂 L_a 是标准砝码重力力臂 L_m 的两倍, 即 $L_a = 2L_m$, 同时严格按照线性关系设计电路系统, 并恰当地选择取样电阻和电压显示仪量程, 可以使电压显示仪示数恰好是标准砝码重力的一半并和推力器净推力 F_a 大小相同. 因此, 在不同质量标准砝码的作用下, 读出电压显示值就可以对推力测量装置进行准确标定. 4) 推力测量装置的零点处理. 完成系统内部平衡调节后, 理想情况下, 测量装置的推力指示值应该为零. 当外力作用在测量装置上时, 可动部件绕转轴产生微角度的旋转, 随后又被电磁线圈产生的电磁力所平衡, 因此可动部件很快恢复到未旋转的状态, 这时显示仪给出推力测量值. 但是, 当外力消失后, 柔性波导会产生一个附加的微小弹性力, 从而引起电压显示仪的读数并不为零, 该读数被称为零点, 需要从实际推力测量值中减去.

3 推力测量实验和结果分析

3.1 实验条件

实验采用磁控管微波源, 输出功率在 80—

2500 W 范围内连续可调, 输出频率为 2.45 GHz, 负载可消耗 2500 W 的热能.

3.2 测量误差的定义

为了评估实验精度, 定义四个测量误差为:

校准误差

$$\eta_c = |m_2g/2 - (F_{cal} - \varepsilon_0)| / (m_2g/2) \times 100\%;$$

推力测量系统误差

$$\eta_s = \frac{\sum_{i=1}^{n_1} |\varepsilon_i|}{\sum_{i=1}^{n_1} \frac{1}{n_1} |F_{i,cal} - \varepsilon_i|};$$

重复性误差

$$\eta_r = \max \left(F_1 - \sum_{i=1}^{n_2} F_i/n_2, F_2 - \sum_{i=1}^{n_2} F_i/n_2, \dots, F_{n_2} - \sum_{i=1}^{n_2} F_i/n_2 \right) / \sum_{i=1}^{n_2} F_i/n_2;$$

总误差

$$\eta_t = \eta_c \max + \eta_s + \eta_r,$$

其中 F_{cal} 为标准砝码作用下推力显示值, ε_0 为标准砝码作用下的零点, n_1 为校准次数, ε_i 为第 i 次校准的零点, $F_{i,cal}$ 为第 i 次校准时的推力显示值, n_2 为无工质微波推力器正常工作时推力测量的实验次数, F_i 为 i 次推力测量实验时的推力显示值, n 为实验总次数.

3.3 测量结果与分析

实验首先在 300—2500 W 微波输出功率条件下进行, 推力测量结果显示推力方向从圆台微波谐振腔的大端面指向小端面, 图 4(a) 为实验测量值. 测量结果显示微波输出功率 $P = 300$ W 时, 推力达到第一个最大值, 约为 310 mN, 随后随着输出功率的增加, 推力下降. 在输出功率为 800 W 时, 推力降到最低, 为 160 mN. 以后输出功率增加, 推力增加, 在最大输出功率 2500 W 时, 推力达到最大为 750 mN 左右. 实验在 80—1200 W 微波输出功率条件下进行时, 测量出的推力方向依然是从圆台微波谐振腔的大端面指向小端面, 图 4(b) 给出了实验测量值. 测量结果显示, 在 300 W 微波输出功率条件下, 推力达到第一个最大值, 约为 270 mN, 随后随着输

出功率的增加, 推力下降. 在输出功率为 600 W 时, 推力降到最低, 为 180 mN 左右. 以后输出功率增加, 推力增加, 在输出功率为 1200 W 时, 推力达到最大, 为 250 mN 左右.

微波输出功率范围分别为 300—2500 W 和 80—1200 W 时, 推力测量方向和推力大小变化规律基本一致, 证明实验具有很好的重复性. 惟一不足的是, 推力达到最低值时, 微波输出功率不同, 这可能是由于微波源输出功率的不稳定性造成的. 文献 [16] 曾经采用经典的电磁学理论计算了无工质微波推力器理论推力的大小和方向, 其结果为: 推力方向从大端面指向小端面, 其他条件一定时, 推力大小和微波输出功率成正比. 推力方向的理论计算结果和实验结果完全一致, 但是推力随微波功率变化规律的理论计算结果与实验结果却有很大差异, 以下从圆台微波谐振腔的实际谐振性能和微波源输出功率的频谱特性来分析这一差异.

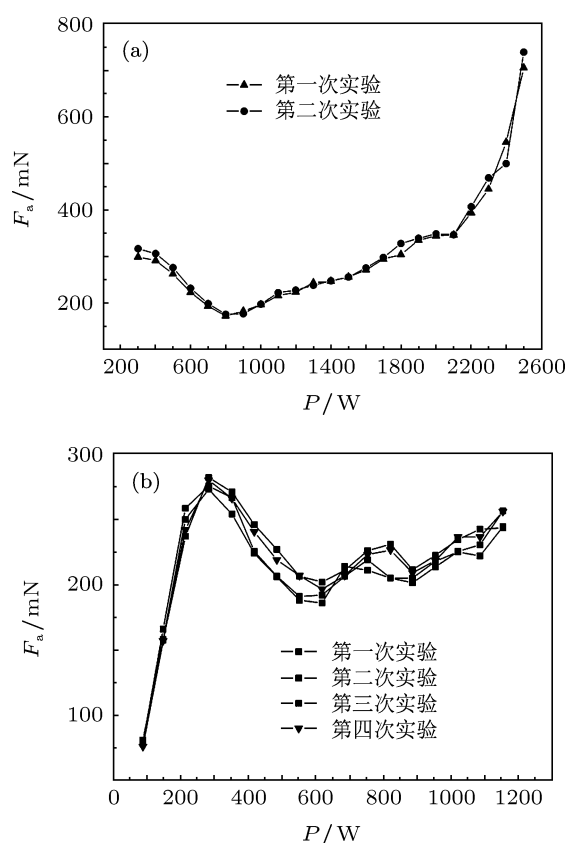


图 4 不同微波输出功率范围内推力测量结果 (a) 输出功率范围为 300—2500 W; (b) 输出功率范围为 80—1200 W

采用微波网络分析仪测量出本次实验用圆台微波谐振腔的谐振特性曲线, 如图 5 所示.

图 5 的纵坐标表示圆台微波谐振腔的回波损耗 $L_r = 10\lg(P_r/P_i)$, 其中 P_r 为从谐振腔反射出的功率, P_i 为输入到谐振腔的功率, 横坐标 f 为输出频率. 回波损耗越小, 表明腔体对微波的反射能量越少, 吸收能量越多. 当 $L_r = 0$ 时, 微波功率从谐振腔中全部反射出来; 当 $L_r = L_{r\min}$ 时, 谐振腔达到谐振状态, 微波从谐振腔反射出来的功率最小, 此时对应的频率 f_0 为谐振频率. 定义 $L_r = 0.707L_{r\min}$ 时的频率宽度 $\Delta f = f_2 - f_1$ 为谐振频率带宽. 图 5 给出的实际测试曲线表明实验用的圆台微波谐振腔谐振频率 $f_0 = 2.450$ GHz, 谐振频率带宽 $\Delta f = 0.0016$ GHz, 它表明当微波辐射能的频率分布在 2.4492—2.4508 GHz 范围内时,

90%以上的微波能量可以被谐振腔吸收从而产生净推力.

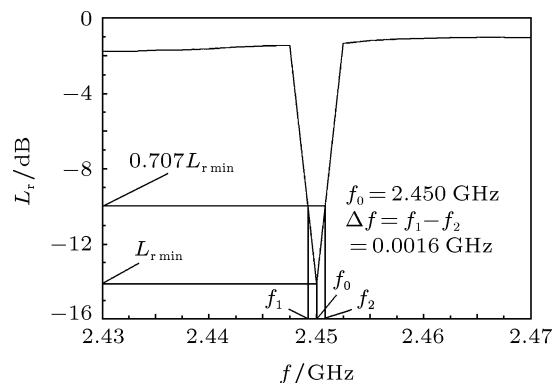


图 5 圆台微波谐振腔实际谐振曲线

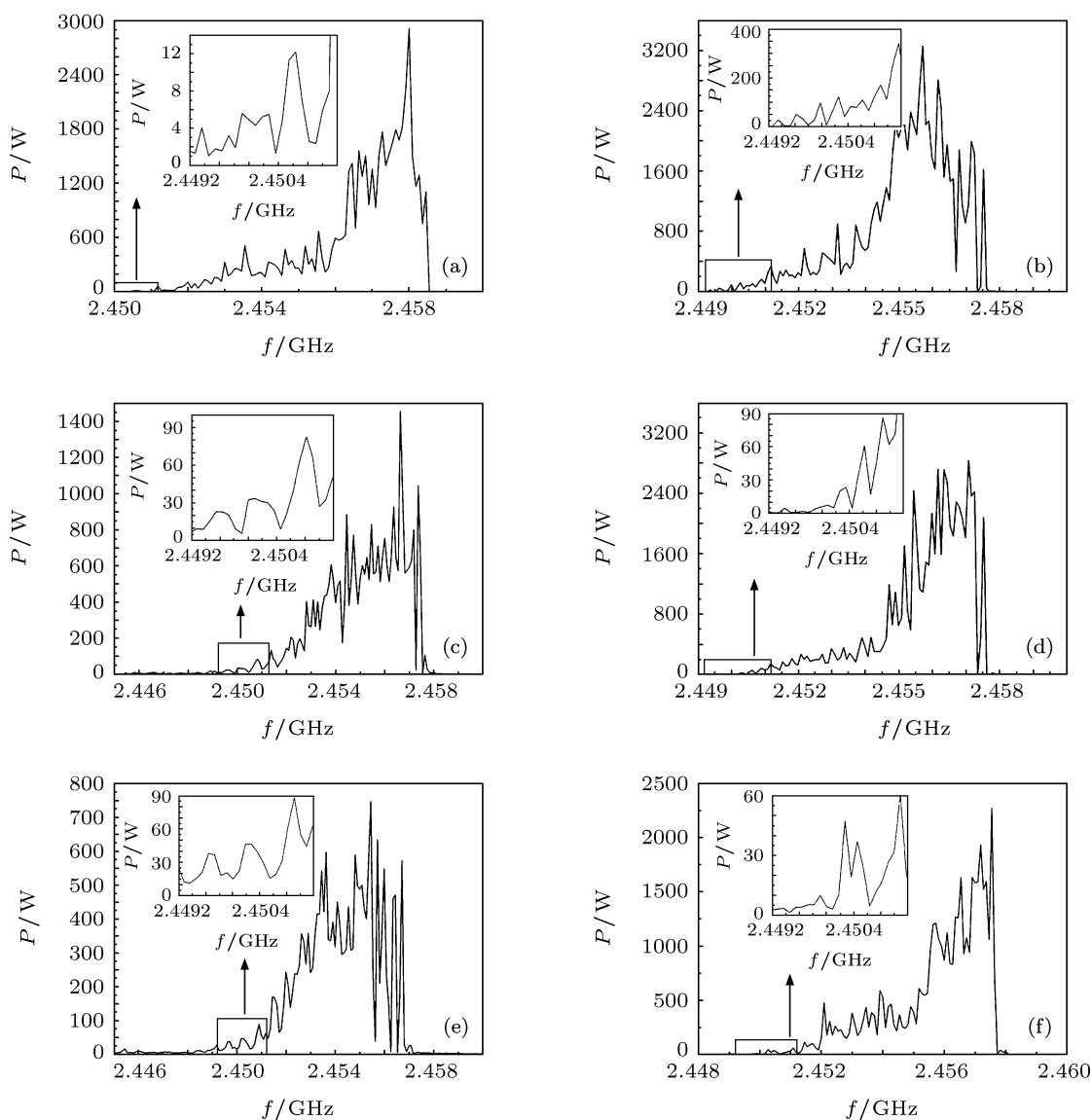


图 6 磁控管微波源不同输出功率的频谱特征, 内插图为所选频率范围内的局部放大图 (a) $P = 200$ W; (b) $P = 300$ W; (c) $P = 400$ W; (d) $P = 500$ W; (e) $P = 600$ W; (f) $P = 700$ W

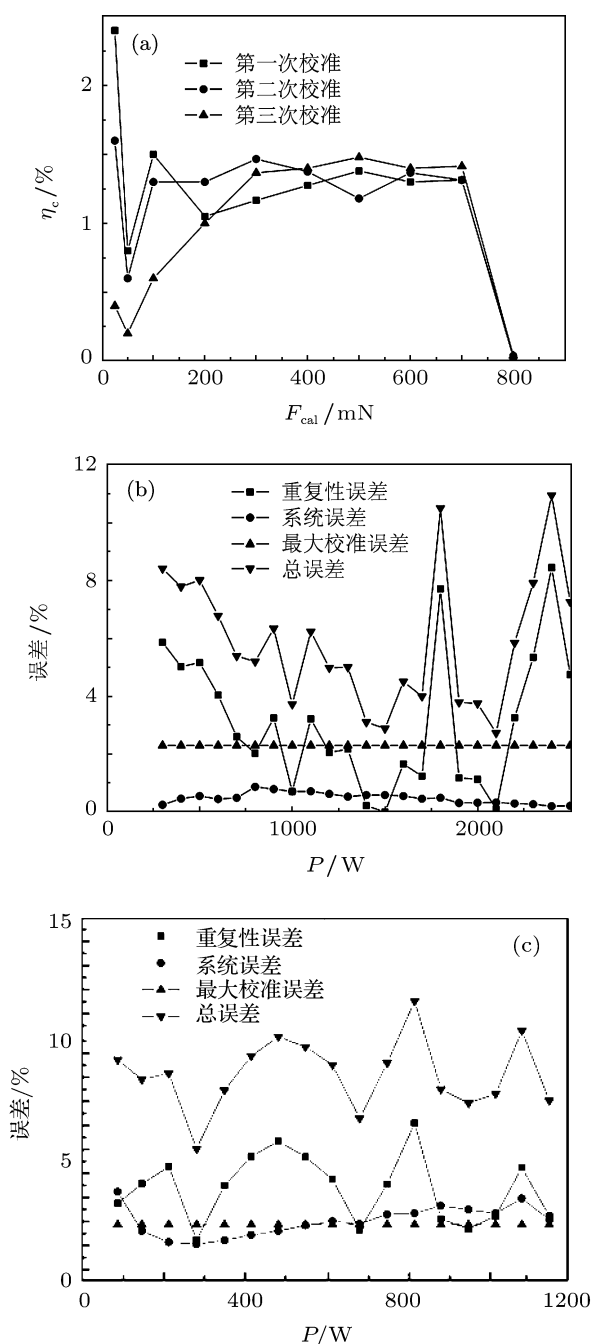


图7 推力测量实验误差 (a) 校准误差; (b) 300—2500 W 功率范围的测量误差; (c) 80—1200 W 功率范围的测量误差

采用频谱分析仪测量出实验用磁控管微波源在不同输出功率 P 和输出频率 f 的频谱特征, 如图6所示. 图6表明微波源名义输出功率分别为 200, 300, 400, 500, 600 和 700 W 时, 在圆台微波谐振腔谐振带宽范围 2.4492—2.4508 GHz 内, 微波源的实际最大输出功率分别为 13, 120, 85, 65, 45 和 48 W. 微波源的实际输出功率随输出功率的变化

规律和推力测量值的变化规律相类似, 即 300 W 输出功率的实际输出功率最大, 因此产生的推力也最大; 600 W 输出功率的实际输出功率最小, 因此产生的推力也最小; 而其他输出功率下的实际输出功率随功率的变化规律和推力测量值的变化规律一致. 此实验说明无工质微波推力器的净推力随微波实际功率的增加而增加, 与文献 [16] 给出的理论计算结果相一致.

根据前述的误差定义及实验数据, 给出各项测量误差, 如图7所示. 图7(a)所示的校准误差曲线表明, 最大的误差存在于最小的校准推力值处, 为 2.4%; 最小的误差存在于最大的校准推力值处, 为 0.05%. 图7(b)和(c)所示的误差曲线表明在 300—2500 W 和 80—1200 W 输出的微波功率条件下, 推力最大测量值为 750 mN 时, 最大的测量总误差低于 12%; 而且在最大总误差中, 校准误差为 2.4%, 测量系统误差为 3.5%, 重复性误差为 6.1%, 这说明推力测量误差主要来源于重复性误差, 这与无工质微波推力器微波源输出功率的稳定性有关.

4 结论

随遇平衡推力测量装置证明了基于经典的电磁学理论建立的无工质微波推进系统可以产生净推力. 无工质微波推力器的推力测量实验表明, 无工质微波推力器产生的净推力方向为从圆台微波谐振腔的大端面指向小端面, 这与理论计算结果一致. 当磁控管微波源输出 2.45 GHz, 300—2500 W 的微波功率时, 推力器产生的推力分布在 160—750 mN, 测量总误差小于 12%. 当微波源输出 2.45 GHz, 80—1200 W 的微波功率时, 推力器产生的推力分布在 180—270 mN, 测量总误差小于 12%. 采用微波网络分析仪和频谱分析仪进行测试, 发现本实验用圆台型微波谐振具有非常窄的频率谐振宽度, 仅为 0.0016 GHz; 而本实验用的磁控管微波源实际输出功率在如此窄的频率范围内随微波输出功率进行非线性变化, 因此导致净推力也随名义微波输出功率进行非线性变化. 但是频谱数据分析表明, 无工质微波推力器产生的净推力随微波源实际输出功率的增加而增加, 这与理论计算结果一致.

- [1] Normile D 2010 *Science* **328** 565
- [2] Kuninaka H, Nishiyama K, Funaki I, Yamada T, Shimizu Y, Kawaguchi J 2007 *Propuls. Power* **23** 544
- [3] Kuninaka H, Nishiyama K, Funaki I, Shimizu Y, Yamada T, Kawaguchi J 2006 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **34** 2125
- [4] Funaki I, Kuninaka H, Toki K 2004 *J. Propuls. Power* **20** 718
- [5] Kerr R A 1999 *Science* **285** 993
- [6] Anita S 2009 *J. Appl. Phys.* **105** 093303
- [7] Smirnov A, Raitsev Y, Fisch N J 2007 *Phys. Plasma* **14** 057106
- [8] Yang J, Han X W, He H Q, Mao G W 2004 *J. Spacecraft Rockets* **41** 126
- [9] Yang J, Xu Y Q, Meng Z Q, Yang T L 2008 *Rev. Sci. Instrum.* **79** 083503
- [10] Yang J, Xu Y Q, Tang J L, Mao G W, Yang T L, Tan X Q 2008 *Phys. Plasma* **15** 023503
- [11] Johnson L, Young R M, Montgomery E E IV 2007 *AIP Conf. Proc.* **886** 207
- [12] Normile D 2010 *Science* **328** 677
- [13] Abdallah C T, Chahine E, Geogriev D, Schamiloglu E 2003 *AIP Conf. Proc.* **664** 348
- [14] Wang Y P 2007 *Engineering Electrodynamics* (Xi'an: Xidian University Press) p32 (in Chinese) [王一平 2007 工程电动力学 (西安: 西电出版社) 第 32 页]
- [15] Yang J, Yang L, Li P F 2011 *Acta Phys. Sin.* **60** 124101 (in Chinese) [杨涓, 杨乐, 李鹏飞 2011 物理学报 **60** 124101]

Net thrust measurement of propellantless microwave thruster*

Yang Juan[†] Wang Yu-Quan Li Peng-Fei Wang Yang Wang Yun-Min Ma Yan-Jie

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(Received 9 June 2011; revised manuscript received 25 October 2011)

Abstract

According to the classic theory of electromagnetic (EM) fields, we develop a propellantless microwave thruster system that can convert microwave power directly into thrust without the need of propellant. It is expected to be useful for spacecraft. Different from conventional space plasma propulsion, the system can obviate a large propellant storage tank and the issues related to plasma plume interference with the spacecraft surface. Different from huge solar sails and microwave-propelled sails, the system uses a cylindrical tapered resonance cavity as a thruster and uses an integrated microwave source to generate continuous EM wave so that the EM wave is radiated into and then reflected from the thruster to form a pure standing wave with amplified wave amplitude. The pure standing wave produces a non-uniform EM pressure distribution on the inner surface of the thruster. Consequently, a non-zero net EM thrust exerting on the symmetric axis and directing to the minor end plate of the thruster appears. In experiments a magnetron is used as a microwave source with an output microwave power of 2.45 GHz frequency. The generated net EM thrust is measured using a force-feedback test stand. The developed thruster system is experimentally demonstrated to produce thrust from 70 to 720 mN when the microwave output power is from 80 to 2500 W.

Keywords: electromagnetic waves, Maxwell stress tensor, electromagnetic processes and properties

PACS: 03.50.De, 41.20.Jb, 13.40.-f

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 90716019).

[†] E-mail: yangjuan@nwpu.edu.cn