

文章编号: 100028055(2010)062141205

微型推力器阵列测试台研究

刘书杰, 方蜀州

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为了满足微型推力器阵列测试的需求, 以 4 个高精度压电石英传感器为核心, 设计了可以测试一个或者两个点火推力器的主推力并能计算出其位置坐标的测试台, 并对测试系统进行了静态标定方法和动态谐响应分析研究, 对台架 X 形板进行了去除材料 85% 以上的拓扑优化, 最终使得本系统从理论上满足测试要求。

关 键 词: 微型推力器阵列; 压电传感器; 拓扑优化; 谐响应分析

中图分类号: V435+ .6

文献标识码: A

Study of thrust stand for solid propellant microthruster array

LIU Shu2jie, FANG Shu2zhou

(School of Aerospace, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to test the solid propellant microthruster-array, a testing stand with four high2precision piezoelectric quartz sensors was designed to measure the main thrust and the coordinates of working thrusters in the array. The static calibration method was discussed, and harmonic analysis was also performed. The X2shaped plate was shrunk by more than 85% in material weight by the means of topology optimization. At last the thrust stand can meet the test requirements in theory.

Key words: microthruster array; piezoelectric quartz sensors; topology optimization; harmonic analysis

随着航空航天事业的蓬勃发展, 卫星的微小化已经成为了趋势。要对微型卫星实现精确的调姿和变轨控制, 就要求姿态轨道控制动力系统体积小、质量轻, 并能提供更精确的推力和力矩。由于固体推进剂微型推力器阵列具有结构简单、没有移动部件等优点, 可以作为微型卫星的控制执行装置。

目前在微型推力器阵列的测试方面的研究几乎是空白^[24]。法国的 Orioux S 发明了一种倒摆式的测试台^[26], 通过快速调节线圈中的电流大小使线圈产生的洛伦兹力与发动机产生的推力相互平衡, 达到动态测试推力的目的。该测试装置能够测试出单排微推力器组的推力, 可以达到 mN 级的分辨率, 但是仅能测量单个推力器的推力曲线,

不能区分多个推力器同时点火的复杂情况, 也不能测量点火工作的推力器的位置坐标。中国科学技术大学刘明侯在微推力测试概述^[7]中给出的测试台包括倒钟摆、双钟摆和 Levis 实验室的测试台, 这些测试台都是用来测试单个微型固体火箭发动机的推力, 不适用于分布于平面的推力器阵列的测试。

1 微型推力器阵列测试任务和推力特点

测试对象为边长为 100 mm @100 mm 的 10 @10 微型推力器阵列, 测试任务包括测试微型推力器阵列中任意一个或者两个点火推力器的推力曲线和位置坐标。

收稿日期: 20090512; 修订日期: 20090825

作者简介: 刘书杰(1984-), 男, 陕西渭南大荔人, 硕士生, 研究方向: 航空宇航推进理论与工程。E2mail: liusj@bit.edu.cn

计算出点火工作推力器位置坐标的目的是:
° 验证点火电路的正确性; ° 检验是否由于热传导引起了推力器误点火; » 验证推力器阵列工作的整体性能.

由于单个微推力器的最大推力仅 100mN, 推力时间为 10ms, 要求测试系统具有强抗干扰能力和 mN 级的分辨率以及良好的动态响应能力.

2 测试方法原理

测试台的基本结构为压电力传感器支撑的平台, 平台上放置微型推力器阵列, 目前台架只测试垂直于阵列平面的推力. 在主推力较小的情况下, 传感器越少, 每个传感器感受到的力越大, 测试的信号才能比较强. 要求测试点火推力器的位置坐标, 所以测试系统至少需要 3 个传感器, 但是只有 3 个传感器的测试台无法施加预紧力^[8].

本文设计的测试台采用了 4 个传感器, 在被测试微型推力器阵列所在的正方形平板的一个对角线上, 2 个传感器向下压, 另外一个对角线的两个传感器向上顶. 传感器轴向位置可以用螺栓调节, 并施加预紧力.

2.1 单个推力器点火时的测试原理

如图 1 所示, XOY 平面为微型推力器阵列所在的平面, 规定垂直纸面向外为 Z 轴正方向, 力为正值, F_1 和 F_4 为一个对角线上传感器所受的力, 指向 Z 轴正方向, F_2 和 F_3 为其另一个对角线上的力, 指向 Z 轴负方向. 以微型推力器阵列为

对 X 轴取矩则有

$$M_x = -Fa = (F_2 + F_4 - F_1 - F_3)L/2 \quad (2)$$

对 Y 轴取矩则有

$$M_y = Fb = (F_3 + F_4 - F_1 - F_2)L/2 \quad (3)$$

由式(2)和式(3)可得

$$a = (F_1 + F_3 - F_2 - F_4)L/(2F)$$

$$b = (F_3 + F_4 - F_1 - F_2)L/(2F)$$

2.2 多个推力器同时点火时的测试原理

同时点火的多个推力器推力的合力即为总推力, 每个推力器的推力近似相等, 由总推力的大小可以得出同时点火的推力器的个数 n. 如图 2 所示, 网格的交点为单个推力器的位置, 用 a~j 表示行, 1~10 表示列, a_1 则表示 a 行第 1 列的推力器, 外围点划线的交点为传感器的安装位置. 当 $n=2$ 时, 先求出总推力的作用点, 原理和单个推力器坐标位置确定方法一样. 总推力的位置坐标必在某相邻 4 个推力器所围成正方形网格的 9 个特征点上(顶点、边线中点和中心点), 如图所示的 $p_1 \sim p_9$ 上. 假设总推力在第二象限, 总推力的坐标计算为 p_4 点, 则以 p_4 为中心点, a_1 为一个顶点, 可得如图中的 $a_1a_3f_3f_1$ 长方形, 则两个点火的推力器必在此长方形所围成的区域范围内, 并且关于 p_4 点对称. 依次假设 a_1 和 f_3 , a_2 和 f_2 , a_3 和 f_1 , b_1 和 e_3 , b_2 和 e_2 , ..., 同时点火, 用 An2 sys 仿真或者力矩平衡计算可以分别获得 4 个传感器的理论输出值.

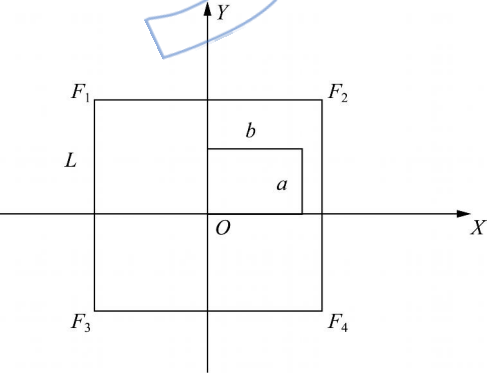


图 1 测试台原理图
Fig. 1 Draft of test stand

研究对象, 假设点火推力器的位置坐标为(a, b), L 为相邻两个传感器之间的距离, 则有
单个推力器的主推力 F 为

$$F = F_1 + F_4 - F_2 - F_3 \quad (1)$$

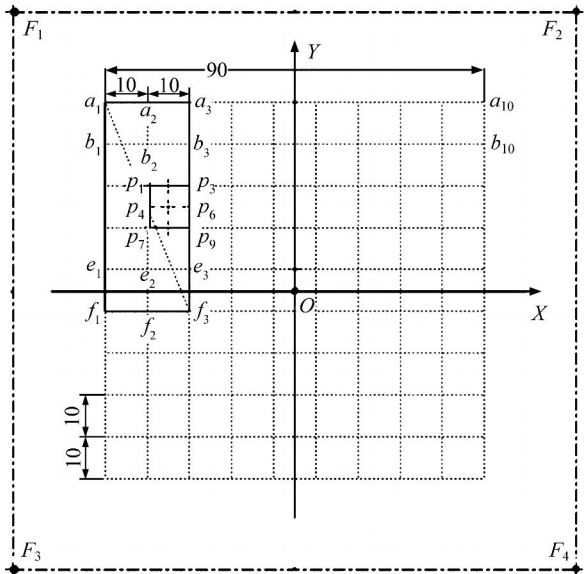


图 2 点火推力器位置图
Fig. 2 Coordinates of working thrusters

假设为 b_1 和 e_3 同时点火, 主推力为 0.1 N , F_1, F_2, F_3 和 F_4 方向为 Z 轴正方向, L 长度为 243 mm 由力矩平衡可以列出方程组如下:

$$0.1(L/2 - 90/2) + 0.1(L/2 - 201.5) = (F_2 + F_4)L \tag{4}$$

$$0.1(L/2 + 301.5) + 0.1(L/2 + 01.5) = (F_2 + F_1)L \tag{5}$$

$$0.1(L/2 + 90/2) + 0.1(L/2 + 201.5) = (F_1 + F_3)L \tag{6}$$

$$0.1(L/2 - 301.5) + 0.1(L/2 - 01.5) = (F_3 + F_4)L \tag{7}$$

解此方程组, 即可以获得传感器的理论输出值. 分别与实际测试得到的值进行比较, 误差最小者为两点火推力器的实际位置坐标. 取极限情况, 假设总推力作用点过原点, 则获得的点火推力器的范围为整个推力器阵列, 最多需要运算高达 50 次. 另一方法: 台架标定之后先用 10 g 砝码在推力器阵列的喷管处依次施加标准力, 建立每个喷管推力与 4 个传感器输出的数据对应表, 按照方法一先缩小范围, 然后进行组合, 测试值与组合理论输出值的偏差最小的一组即为实际位置.

当 $n=3$ 时, 算法同理, 但是计算量更大, 由于零件的加工误差和传感器自身精度的影响, 由计算获得的位置坐标可信度较低, 多个推力器同时点火, 其位置可以用高速摄影机试验后慢放回放方法确定.

2.1.3 力敏原件的选择

测试系统要求能够测量高频微小力信号, 压电石英晶体具有高稳定性、高刚度、高灵敏度和高固有频率(通常在几十 kHz 以上)等优点, 另外在测量前可以先放电除去结构重力带来的影响, 本文设计的测试台在综合考虑了价钱、量程和精度等因素后, 最终采用美国压电有限(PCB)公司生产的 $208\text{C}01$ 压电石英传感器和与之匹配的电荷放大器进行推力的测量. 传感器的关键性能参数如下:

量程	441 48 N(受拉或受压)
频率响应范围	01 01 Hz~ 36 kHz
灵敏度	1121 41 mV/ kN
带宽分辨(均方根)	01 000 45 N
非线性度	< 1% FS
温度范围	- 54~ + 121 $^{\circ}\text{C}$
输出偏置电压	8~ 12 V

3 测试系统的机械结构

测试台三维原理图如图 3 所示.

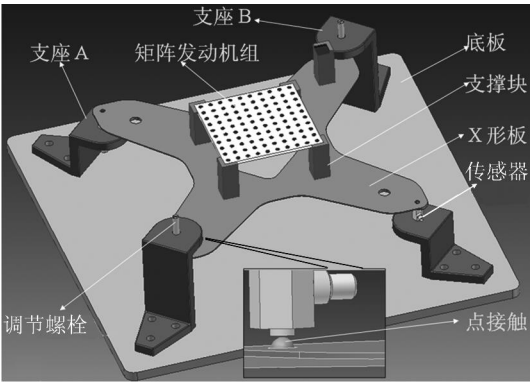


图 3 测试台三维图

Fig. 3 Thre2dimensional structure

测试台上的对角线位置两支座 A 上的调节螺栓连接的压电传感器向上顶, 两支座 B 上的传感器向下压. 调节螺栓旋转可以实现预紧力加载; X 形板上的 4 个支撑块可以沿微型推力器阵列的对角线方向微小的移动, 一方面实现被测微型推力器阵列的定位和固定, 另一方面为其下方的点火电路模块提供空间; 如图 3 的局部放大图所示, 传感器与被测对象之间为点接触(球面与平面), 可以减少水平方向分力以及加工安装误差的影响.

把 X 形板、 4 个支撑块和被测试的微型推力器阵列作为一整体, 其 Z 轴方向受到包括 4 个传感器施加的力、重力、点火推力器阵列垂直于阵列平面的推力, 水平方向力在准确加工和调试情况下, 可不影响测试结果.

由于动态测试, 测试系统应具有结构简单、质量轻、固有频率高的特点, 整体结构要硬且轻. X 形板和支撑块都选择硬铝材料. X 形板的优化分析, 系统所测量的力仅为 0.1 N , 则结构的变形和应力都不会很大. 用有限元数值仿真方法对方板进行了去除材料的拓扑优化: 在方板的 4 个顶点连接传感器部分添加固定约束, 在中间推力器阵列右上角极限点上添加 0.1 N 的力, 设置优化条件为强制去除材料 85% , 其优化云图如图 4 所示.

图 4 为推力器阵列极右上角限点受到 0.1 N 的力去除材料为 85% 的云图, 推力器阵列 X 形中间空白部分为保留材料部分, 其余为可去材料部分, 厚度为 3 mm 的正方形板的中心部分也可以去除. 另外铣去厚度为 2 mm 板下面的材料, 使之

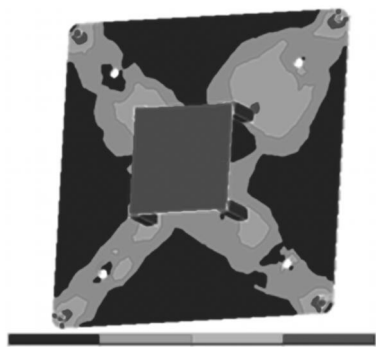


图 4 拓扑优化
Fig. 4 Topology optimization

形成 2 mm 厚的加强筋,如图 5 所示(背面),如此,方板将去掉自重的 85% 以上,形成 X 形板,同理将支撑块加工成空心形状,减少质量。



图 5 方板优化后结果
Fig. 5 Optimized result

4 静态标定和谐振分析^[9]

系统预紧之后可以在微型推力器阵列单个推力器的喷管中心位置依次放置 5, 10, 20, 50 g 和 100 g 的砝码,测量 4 个传感器的受力情况对系统进行静态标定。图 6 为系统的静态标定曲线。

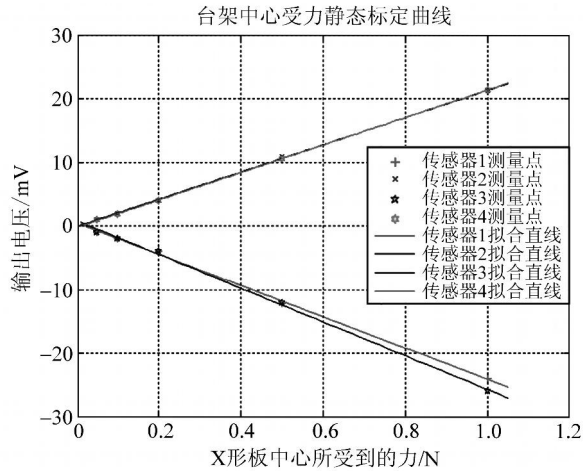


图 6 系统静态标定
Fig. 6 Static calibration

为确定测试系统关键部分- X 形板和支撑块以及推力器阵列连接之后的共振频率,用 Ansys 对模型进行了动态谐振分析,图 7 为在优化后的 X 形板的传感器连接位置施加固定载荷,推力器阵列所在平板的中心位置添加幅值为 0.1 N 正弦谐振力时,进行 500~ 1500 Hz 频率范围内谐响应分析可以获得台架上任意选取的五个点的振幅和谐振频率关系图。如图 7 可所示,测试台架的共振频率在 1200 Hz 左右,而点火频率远远低于 1000 Hz,动态响应满足要求。

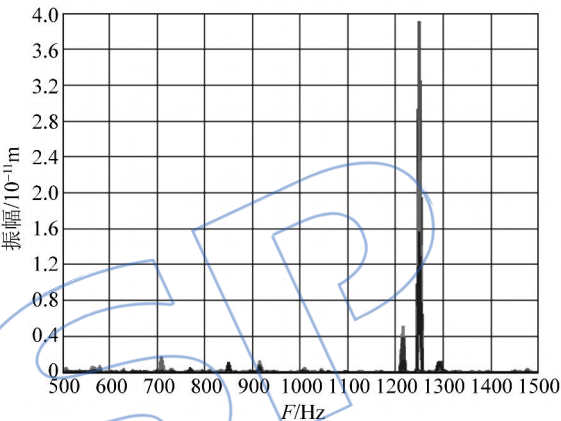


图 7 系统谐振图
Fig. 7 Harmonic analysis

5 传感器动态特性改善与抗干扰

在传感器的输出信号之后连接动态补偿器,向本系统添加已知负阶跃信号,由输出响应可以拟合出系统的传递函数^[11],由此设计动态补偿器,首先令动态补偿器的零点和传递函数的极点相同,相互抵消,然后令动态补偿器的极点为要求值。为了消除高频干扰,在动态补偿器之后添加一级低通滤波,滤波器之后连接信号放大器和信号采集卡,由此改善传感器的动态性能。

6 结 论

本文设计的微型推力器阵列测试台具有以下特点:

- 1) 以 4 个压电石英晶体传感器实现对微型推力器阵列中任意点推力器的主推力和点火位置坐标的测量;
- 2) 测试台中的 X 形板进行了拓扑优化,满足动态响应要求。

本文设计的测试系统稍加修改就可以实现对

微型推力器阵列中的任意推力器的主推力和推力偏心参数的测试^[12], 按照文献[13]的算法, 将结构中的传感器换成三向压电传感器即可。

参考文献:

- [1] 颜雄雄, 耿卫国. 小发动机推力矢量的测量[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 8688.
- YAN Xiongxiang, GENG Weiguo. Thrust vector measurement for small engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 8688. (in Chinese)
- [2] 杨宏亮, 鲍剑斌, 王志勇, 等. 一种用于 MEMS 样品测试的六轴微力传感器[J]. 现代机械, 2004(1): 15216.
- YANG Hongliang, BAO Jianbin, WANG Zhiyong, et al. A six DOF force/torque sensor used in MEMS sample testing[J]. Modern Engine, 2004(1): 15216. (in Chinese)
- [3] 叶迎华, 沈瑞琪, 肖贵林, 等. 微化学推力器推力测试技术研究[J]. 火工品, 2006(1): 25228.
- YE Yinghua, SHEN Ruiqi, XIAO Guilin, et al. Study on the thrust test of microchemical thruster[J]. Initiators and Pyrotechnics, 2006(1): 25228. (in Chinese)
- [4] 李海涛. 火箭发动机推力矢量测量理论、方法与自动测试技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
- LI Haitao. Research on the theory and method of thrust vector measurement and the automatic test technology in rocket engine ground test[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [5] Orioux S, Rossi C, Esteve D. Thrust stand for ground of solid propellant microthrusters[J]. Review of Scientific Instruments, 2002, 73(7): 26922697.
- [6] Chaalane A, Rossi C, Esteve D. The formulation and testing of new solid propellant mixture (DB+ x%BP) for a new MEMS-based microthruster[J]. Sensors and Actuators, 2007, A(138): 162166.
- [7] 刘明侯, 孙建威, 陈义良, 等. 微推进器推力测试技术[J]. 力学与实验, 2003, 25(3): 12213.
- LIU Minghou, SUN Jianwei, CHEN Yiliang, et al. The thrust measurement for micro thrusters[J]. Mechanics and Experimental, 2003, 25(3): 12213. (in Chinese)
- [8] 范存杰, 牛嵩高. 微型固体火箭发动机推力测量[J]. 固体火箭技术, 1995, 18(3): 3237.
- FAN Cunjie, NIU Haogao. Thrust measurement of microsolid rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1995, 18(3): 3237. (in Chinese)
- [9] 王志勇, 孙宝元, 张军, 等. 对火箭发动机推力矢量测试系统的标定[J]. 传感器与微系统, 2007, 26(1): 6266.
- WANG Zhiyong, SUN Baoyuan, ZHANG Jun, et al. Calibration on rocket thrust vector measuring system[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2007, 26(1): 64266. (in Chinese)
- [10] 王霞, 季宗德. 火箭推力偏心试验数据处理[J]. 弹箭技术, 1997(3): 1221.
- WANG Xia, JI Zongde. Data treatment for rocket thrust misalignment test[J]. Rocket Technology, 1997(3): 1221. (in Chinese)
- [11] 王建平, 李晓辉. 力传感器动态特性测试与性能改进[J]. 山西机械, 2002(1): 4246.
- WANG Jianping, LI Xiaohui. Access system based on the Web server database[J]. Shanxi Machinery, 2002(1): 4246. (in Chinese)
- [12] 王颐, 孙亚雷. 固体火箭发动机多分力测量方法简介[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(3): 70273.
- WANG Yi, SUN Yalei. The multicomponent measurement for solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(3): 70273. (in Chinese)
- [13] 王红艳. 火箭发动机推力矢量测试系统测力平台的研制[D]. 大连: 大连理工大学, 2005.
- WANG Hongyan. Development on thrust vector measuring platform for rocket motor thrust vector measuring system[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2005. (in Chinese)