

文章编号: 1000-6893(2006)01-0001-04

# 磁悬浮火箭发动机推力测试台

白如冰, 孙岩桦, 王世琥, 虞 烈

(西安交通大学 机械电子及信息系统研究所, 陕西 西安 710049)

## Magnetically Suspended Rocket Motor Thrust Test Stand

BAI Rurbing, SUN Yanhua, WANG Shihu, YU Lie

(Mechatronics and Information System Institute, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

**摘 要:** 将电磁悬浮技术用于火箭发动机推力测试试验台是一次新的尝试。本文给出了应用电磁悬浮技术的发动机推力测试试验台的结构, 推导了系统的运动方程, 并对试验台进行了系统仿真。最后对整个试验台成功进行了多发现场试验, 仿真结果和试验结果都表明电磁悬浮技术用于火箭发动机推力测试是成功的, 提高了测试系统的性能和推力测试精度。

**关键词:** 火箭发动机; 电磁悬浮; 仿真

中图分类号: V433.9 文献标识码: A

**Abstract:** It is a new experience to apply magnetic levitation technique to thrust measurement for rocket engine. A brief introduction of the test bed structure is given first, and the mathematic model of the whole system is developed then. Finally, some simulations based on the model developed are also taken to verify the performances of the whole system. Several in situ experiments have been done successfully. Both the simulation and the experiments results show that the magnetic levitation technique can improve the performances of the test system for rocket engine greatly.

**Key words:** rocket engine; magnetic levitation; simulation

火箭发动机推力测试是火箭精确运行的需要, 为准确测量火箭发动机的推力, 必须有一个满足测试要求的试验台。在发动机的地面静止试验中, 常采用试验架的结构, 试验架是发动机的载体, 试验架的精度直接影响着发动机推力测量精度及控制系统的工作质量。目前, 常用的试验架分为柔性试验架和非柔性试验架两种。柔性试验架的轴向静态精度通常高于 0.2%, 而非柔性试验架的轴向静态精度通常在 2.0% 左右<sup>[1,2]</sup>。柔性架的动、定架之间多用板簧连接, 它使柔性试验架的精度提高了很多, 但仍然存在一些问题。由于板簧结构试验架轴向上有弹性阻力, 因而不能准确测出发动机的推力<sup>[3]</sup>; 另一方面, 需要更复杂的试验架结构和多组测力组件才能测出火箭发动机的侧向力, 系统结构复杂、调试困难, 侧向力测试精度也不太高<sup>[4]</sup>。

电磁悬浮技术是一种先进的无接触支撑技术, 其应用领域日益广泛, 如磁轴承、磁悬浮列车、磁悬浮加工平台<sup>[5]</sup>等。将电磁悬浮技术用于火箭发动机推力测试试验台是一次新的尝试, 尚未见

相关的文献发表。本文给出了将磁悬浮技术应用到火箭发动机推力测试的一种可行方案, 测试时火箭发动机在磁力的作用下稳定地悬浮, 轴向不受任何约束, 因而消除了板簧试验架给推力测试带来的误差。应用磁悬浮的试验台在轴向和径向上结构是对称的, 而且径向上的刚度可调, 从而使试验台在横向上可以有很高的固有频率。另一方面, 应用磁悬浮的试验台可以通过测量电磁悬浮力从而测出火箭发动机的侧向力。静态和发动机点火试验均表明该方案切实可行, 大大提高了推力测试精度。

## 1 试验台结构

火箭发动机推力测试试验台见图 1, 利用成熟的磁轴承技术将发动机无接触的悬浮起来。该试验台由底座、承力墩、推力传感器、过渡架、电磁轴承、火箭发动机、电涡流传感器、电磁轴承控制器和功率放大器这几部分组成。火箭发动机采用两端支承的方式, 支承系统采用典型的磁轴承结构, 每个磁轴承均由多极电磁铁组成。两个磁轴承通过轴承座固定在试验台底座上。试验前, 将发动机装入磁轴承固定好, 悬浮起来后发动机只能在磁轴

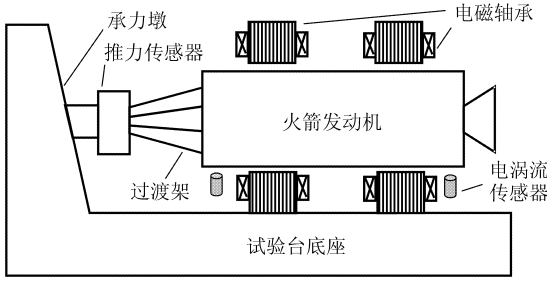


图1 试验台简图

Fig 1 Sketch of test bed

承气隙限定的空间内运动,其姿态最终由控制器的设定值确定。系统工作时,传感器检测出发动机偏离设定值的位移,将检测信号送给电磁轴承控制器,控制器将检测的位移转换成控制信号,然后由功率放大器将这一控制信号放大并转换成控制电流在电磁轴承中产生磁力使发动机回到设定位置,从而使火箭发动机维持其悬浮位置不变。火箭发动机在电磁轴承的作用下稳定地悬浮,轴向不受任何约束,克服了原柔性试验架弹簧带来的弹阻力,从而可以准确测量出发动机的推力。

## 2 系统运动方程

火箭发动机在空间共有6个自由度。本试验台径向4个自由度由电磁轴承控制,另外1个轴向运动和绕自身轴线旋转的自由度由于测试的关系不作控制。在4自由度磁轴承-火箭发动机系统的数学模型中,本文考虑了由于传感器与径向轴承非共点安装引起的径向轴承耦合效应。

火箭发动机4自由度模型如图2所示,其中 $a, b$ 为左右径向轴承距火箭发动机质心的位移, $c, d$ 为左右传感器距火箭发动机质心的位移(其中 $a, c$ 为负值)。

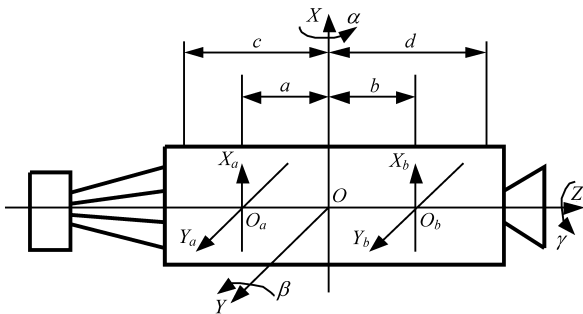


图2 火箭发动机4自由度模型

Fig 2 Four dimensional model of rocket engine

在质心坐标系中,取广义坐标为 $Z = [x \ \beta \ y \ -\alpha]^T$ , $x, y$ 是发动机质心在径向的位移; $\alpha, \beta$ 是发动机绕 $x, y$ 轴旋转的角度。广义力为 $F = [f_x \ p_y \ f_y \ -p_x]^T$ , $f_x, f_y$ 是 $x, y$ 方向上作

用在发动机质心处的合力; $p_x, p_y$ 是绕 $x, y$ 轴的合力矩。质量阵为 $M = \text{diag}[m, I_y, m, I_x]$ , $m$ 是发动机质量; $I_x, I_y$ 是绕 $x, y$ 轴的转动惯量。则系统的运动方程为<sup>[5]</sup>

$$M\ddot{Z} + GZ = F \quad (1)$$

$G$ 为陀螺矩阵,表征陀螺效应。

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} I_z \Omega \quad (2)$$

在本系统中火箭发动机是静止的,所以不考虑陀螺效应,系统的运动方程简化为

$$M\ddot{Z} = F \quad (3)$$

为了系统分析的方便,一般采用发动机轴颈中心在支承轴承处离开平衡位置的位置 $x_a, y_a, x_b, y_b$ ,即 $Z_1 = [x_a \ x_b \ y_a \ y_b]^T$ 为坐标变量。可得到系统在轴承坐标系中的运动方程为

$$M_1\ddot{Z}_1 = F_1 \quad (4)$$

其中:

$$Z = T_1 Z_1 \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} M_1 &= T_1^T M_1 T_1 \\ F_1 &= T_1^T F \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中: $T_1$ 是质心坐标到轴承坐标的变换矩阵,

$$T_1 = \frac{1}{b-a} \begin{bmatrix} b & -a & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & b & -a \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$F_1 = [f_{ax} \ f_{bx} \ f_{ay} \ f_{by}]^T$ 是轴承力, $f_{ax}, f_{bx}, f_{ay}, f_{by}$ 是 $a, b$ 处的轴承作用在发动机 $x, y$ 方向的电磁力。由于2个轴承采用同样的结构和参数,因此4个方向的电磁力相等,其线性化后的形式为

$$f_{ax} = f_{bx} = f_{ay} = f_{by} = K_{ii}I + K_{ss}s \quad (8)$$

$I$ 分别为 $i_{xa}, i_{ya}, i_{xb}, i_{yb}$ ,是轴承径向4个自由度的控制电流, $s$ 分别为 $x_a, x_b, y_a, y_b$ ,是4个自由度的位移,其中

$$\left. \begin{aligned} K_{ii} &= 4\mu_0 N^2 A_1 \frac{1}{K^2} \frac{I_0^2}{s_0^2} \sum_{k=1}^M \cos^2 \theta_k \\ K_{ss} &= 4\mu_0 N^2 A_1 \frac{1}{K^2} \frac{I_0^2}{s_0^3} \sum_{k=1}^M \cos^2 \theta_k \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

分别是电流刚度和位移刚度; $M$ 是1/8象限内磁极个数; $N$ 是每个磁极的线圈匝数; $\theta_k$ 是1/8象限内每个磁极和坐标轴的夹角; $A_1$ 是每个磁极的面积; $I_0$ 是每个自由度控制电流的线圈偏磁电流; $K$ 是每个自由度并联励磁的磁极个数; $s_0$ 是气隙大小。

用磁轴承气隙  $s_0$  和轴承偏置电流  $I_0$  对系统运动方程进行如下的无量纲化

$$\begin{aligned} \bar{x}_a &= \frac{x_a}{s_0}, \bar{y}_a = \frac{y_a}{s_0}, \bar{x}_b = \frac{x_b}{s_0}, \bar{y}_b = \frac{y_b}{s_0} \\ \bar{i}_{xa} &= \frac{i_{xa}}{I_0}, \bar{i}_{ya} = \frac{i_{ya}}{I_0}, \bar{i}_{xb} = \frac{i_{xb}}{I_0}, \bar{i}_{yb} = \frac{i_{yb}}{I_0} \quad (10) \\ \bar{t} &= \omega_0 t \end{aligned}$$

其中:  $\omega_0$  为闭环简化二阶系统的固有频率。但为了分析方便,一般选择其为磁轴承位移刚度系数对应的二阶支承系统的固有频率。因此可得无量纲的系统运动方程

$$\ddot{\bar{Z}}_i = \bar{M}_i^{-1} \bar{F}_i \quad (11)$$

$$\bar{M}_i^{-1} =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{ma^2 + I_y}{I_y} & \frac{mab + I_y}{I_y} & 0 & 0 \\ \frac{mab + I_y}{I_y} & \frac{mb^2 + I_y}{I_y} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{ma^2 + I_x}{I_x} & \frac{mab + I_x}{I_x} \\ 0 & 0 & \frac{mab + I_x}{I_x} & \frac{mb^2 + I_x}{I_x} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\bar{F}_i = \frac{1}{ms_0 \omega_0^2} F_i$$

### 3 试验台系统仿真

试验台仿真系统是在 MATLAB 下的 SIMULINK 工具箱中进行开发的。图 3 是系统仿真的结构框图。由式(11)和(12)建立火箭发动机仿真模块,由式(8)建立径向轴承仿真模块。控制器采用 PID 算法,传递函数为

$$K(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + \frac{k_d s}{t_d s + 1} \quad (13)$$

式中:  $k_p$  是比例放大系数;  $k_i$  是积分系数;  $k_d$  是微分系数;  $t_d$  是微分环节的时间常数。一般传感器

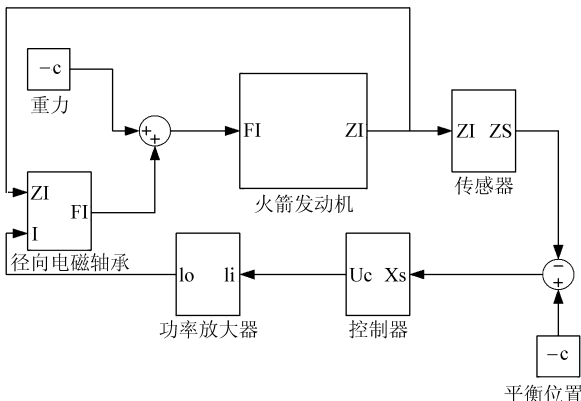


图 3 仿真结构图

Fig 3 Sketch of simulation

和功率放大器带宽较宽,远大于闭环系统的固有频率,因此不考虑其动态特性,简化为一个直流增益系数。给定系统的初始状态(包括机械参数和电气参数)后,可进行系统瞬态特性仿真。按照试验发动机实际参数对系统进行了仿真。在  $x_a$  方向分别加入冲击和阶跃干扰后仿真了系统的脉冲和阶跃响应特性。图 4 给出了脉冲响应曲线,3 条曲线分别为冲击力激励信号,位移响应和电流响应曲线。从图中看出,系统对冲击干扰具有良好的阻尼特性,在 1300 N 持续时间 6 ms 的冲击力作用下,发动机在轴承处径向只产生 0.2 mm 的位移并很快回到平衡位置。

图 5 为  $x_a$  方向的阶跃响应曲线,加入的干扰力为 1300 N。从图中可以看出,当在发动机侧向持续作用一个侧向力时,发动机会出现一个

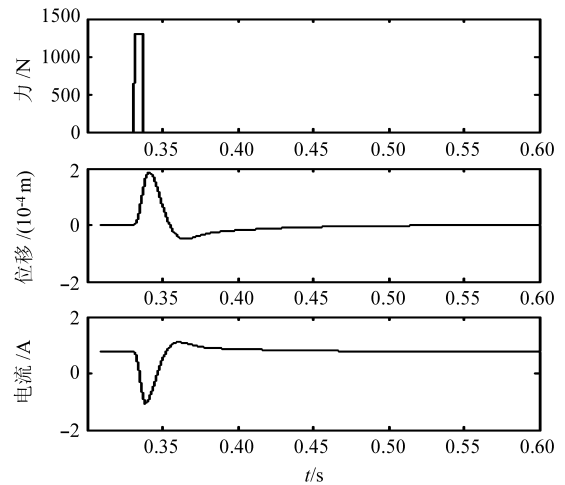


图 4 脉冲响应曲线

Fig 4 Waveform graph of response of pulse obtained from simulation

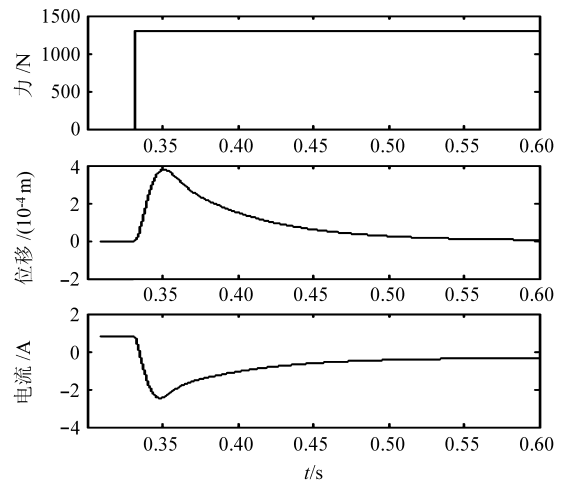


图 5 阶跃响应曲线

Fig 5 Waveform graph of response of step obtained from simulation

瞬时的位置偏移,然后控制器会输出1个控制电流使磁轴承迅速产生1个电磁力和该力平衡,并使发动机回到原来的平衡位置。上面的仿真结果表明系统具有很好的抗干扰能力和侧向承载能力,以及较短的响应时间,完全可以满足测试系统的要求。

#### 4 试验结果

该试验台经过了发动机多发试验验证,发动机主推力的测试精度大大提高,传感器的静态原位标定精度可以达到和标准传感器同样的精度。

在某次推力测试试验中,在发动机静态悬浮的状态下,对试验台进行了敲击试验。图6为敲击时径向其中一个位移信号的响应曲线,图7为响应的电流信号的响应曲线。和仿真结果相比,实际系统的阻尼特性比较弱,这是由于建立系统仿真模型时忽略了发动机和辅助装配系统的结构动态特性,将其简化为一个刚体,而在实际系统中,这部分忽略的动态特性会对支承系统的响应产生一定的影响。

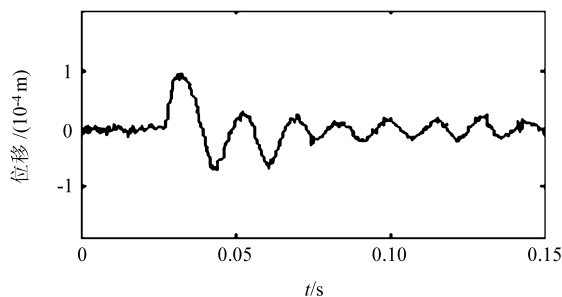


图6 位移脉冲响应曲线

Fig. 6 Waveform graph of response of pulse of displacement

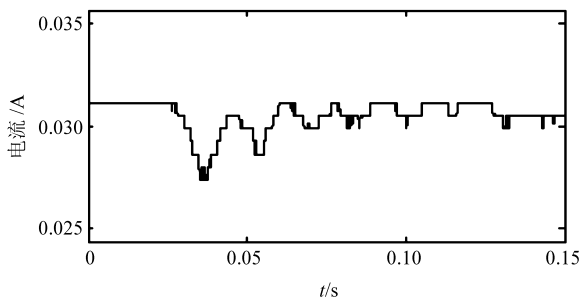


图7 电流脉冲响应曲线

Fig. 7 Waveform graph of response of step of current

#### 5 结论

给出了一种将磁悬浮技术应用到火箭发动机推力测试的新方法。静态和发动机点火试验均表明该方案切实可行,大大提高了推力测试精度,传

感器的静态原位标定精度可以达到和标准传感器同样的精度。

应用磁悬浮技术的试验台还有很多优点:

(1) 测试时火箭发动机在磁力的作用下稳定的悬浮,轴向不受任何约束,因而完全消除了支承系统给主推力测试带来的误差。

(2) 在轴向和径向上结构是对称的,而且径向上的刚度可调,从而使试验台在横向上可以有较高的固有频率。

(3) 应用磁悬浮的试验台可以通过磁轴承的电流测量电磁悬浮力从而测出火箭发动机的侧向力。

#### 参 考 文 献

- [1] 张方余. 长工作时间固体火箭发动机高精度性能试验架研制[J]. 推进技术, 1997, 18(4): 95- 98.  
Zhang F Y. Development of a high accuracy test bench for long-term solid rocket engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(4): 95- 98. (in Chinese)
- [2] 侯向荣. 固体火箭发动机试验架性能试验方法[J]. 推进技术, 1994, 15(2): 72- 77.  
Hou X R. Testing methods for properties of test rig used for solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(2): 72- 77. (in Chinese)
- [3] C. II. 波诺马廖夫, JI. E. 安德烈耶娃著. 王鸿翔译. 机器及仪表弹性元件的计算[M]. 北京: 化学工业出版社, 1987, 18- 24.  
Wang H X, translated. Calculations of elastic elements for machineries and instruments[M]. Beijing: Chemistry Industry Press, 1987. 18- 24. (in Chinese)
- [4] 王颐, 雷亚琴. 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): 70- 74.  
Wang Y, Lei Y Q. The multi component measurement for solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(3): 70- 74. (in Chinese)
- [5] G. 施韦策 H. 布鲁勒 A. 特拉克斯勒著. 虞烈, 袁崇军译. 主动磁轴承基础、性能及应用[M]. 北京: 新时代出版社, 1997. 1- 104.  
Schweitzer G, Bleuler H, Traxler A. Active magnetic bearings[M]. Beijing: New Time Press, 1997. 1- 104. (in Chinese)

作者简介:

白如冰(1979-) 男, 陕西洛川人, 西安交通大学机械工程学院硕士, 研究生期间从事电磁轴承相关课题的研究工作。Email: wrcebb@163.com

孙岩桦 男, 工学博士, 1994年毕业于南京航空航天大学电子工程专业, 获学士学位。1997年获西安交通大学机械工程学科硕士学位, 并于2001年获该专业博士学位, 后留校在机械工程学院机械电子及信息系统研究所从事科研和教学工作。主要从事磁轴承相关技术的研究, 包括机电控制、电磁场分析、涡流损耗计算和振动控制等。

(责任编辑: 刘振国)