

# 发动机矢量推力测量与校准系统设计研究

王宏亮, 晏卓, 李志勋, 刘丽宁, 王朋军  
(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 矢量推力作为火箭发动机关键性能参数, 对飞行器的飞行轨道精度控制具有重要意义。对火箭发动机工作产生的矢量推力进行准确测量成为目前发动机试验推力测量中亟待解决的问题。介绍了国内外目前矢量推力测量技术的进展和矢量推力测量与校准系统原理组成, 分析了系统设计的关键技术, 建立了发动机矢量推力测量与原位校准系统。基于矢量推力的解耦算法, 开发了矢量推力测量与校准软件。针对某型号姿控发动机进行矢量推力试验测量, 成功获得了发动机的矢量推力数据。测得的发动机的矢量力数据中主推力的测量不确定度低于1%, 侧向力的不确定度低于5%。

**关键词:** 火箭发动机; 矢量推力; 测量校准系统; 设计研究

**中图分类号:** V433.9-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374(2018)01-0075-06

## Design research on thrust vector measurement and calibration system for rocket engine

WANG Hongliang, YAN Zhuo, LI Zhixun, LIU Lining, WANG Pengjun  
(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** As the key performance parameter of rocket engine, vector thrust is very important for orbit precision control of the spacecraft. How to accurately measure the vector thrust produced by rocket engine has become an important problem of thrust measurement in engine test at present. The progress of vector thrust testing technology in China and foreign countries, as well as working principle and composition of the vector thrust measurement and calibration system are introduced. The key technologies of system development are analyzed. The vector thrust measurement and in-situ calibration system was established. The vector thrust measurement and calibration software was developed. The vector thrust test data were successfully achieved by the vector thrust measurement and calibration system in the process of an altitude control engine test. The measured data showed that the testing uncertainty of the main thrust is less than 1% and the testing uncertainty of the lateral thrust is less than 5%.

**Keywords:** rocket engine; vector thrust; measurement and calibration system; design research

收稿日期: 2017-10-06; 修回日期: 2017-12-20

基金项目: 国防科工局技术基础科研项目(JSJL2015203B029)

作者简介: 王宏亮(1979—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

## 0 引言

矢量推力作为火箭发动机关键性能参数,对控制飞行器运行姿态、提高控制精度等具有重要意义。在火箭发动机比冲计算时,高空模拟试验所测得的真空推力值是其重要计算参数。火箭发动机矢量推力测试系统的测量结果为评价发动机的性能指标提供重要依据。另外,试验是评价发动机可靠性和寿命的唯一方法,是检验发动机能否定型及验收的唯一手段<sup>[1]</sup>。因此火箭发动机矢量推力测试技术一直以来是发动机测试领域所关注的重点<sup>[2]</sup>。

随着各种测试技术的发展,不同的测试手段也始应用于火箭发动机推力的测量,例如压电传感器技术<sup>[3,4]</sup>、激光位移传感器技术、激光干涉测量法<sup>[5]</sup>、Space-MEMS 技术、脉冲测量技术<sup>[6]</sup>及磁悬浮技术等<sup>[7]</sup>。国外对火箭发动机矢量推力测试技术基本处于保密状态,先进的火箭发动机推力测量技术能查到的相对较少。

国内大连理工大学与航天 502 所合作研制了一台小推力姿控火箭发动机测试系统<sup>[8]</sup>。该推力测量系统主要由定架、动架、上下两个传感器和标定装置等主要部分构成。发动机连同电磁阀用螺栓固定于动架的端面,能够对 0.5 N 级姿控火箭发动机进行推力测量,是我国首次成功对 1 N 以下的发动机推力进行测量。在工程应用方面,北京航天试验技术研究所的矢量推力测试转台<sup>[9]</sup>,该测试系统已经成功应用于 490 N 火箭发动机推力偏心测量试验。

矢量推力测量装置在发动机点火过程中进行矢量推力测量时,受安装状态、供应管路、测量线缆等影响,矢量力传感器在实验室校准试验现场使用的方法已经不适用于液体火箭发动机推力测量领域。因此,为提高矢量推力测量精度,针对发动机矢量推力测量装置,需要开展试验现场原位校准技术研究,建立矢量推力原位校准装置,从而降低试验现场各个环节对矢量推力测量造成的影响。

## 1 矢量推力测量与校准系统设计

### 1.1 推力偏心定义与几何描述

矢量推力测量设备能够精确测量火箭发动机

单机热试车过程中产生的矢量推力,包括精确测量发动机高空模拟热试车及地面热试车过程中产生的微小侧向推力,发动机推力偏心定义如图 1 所示。

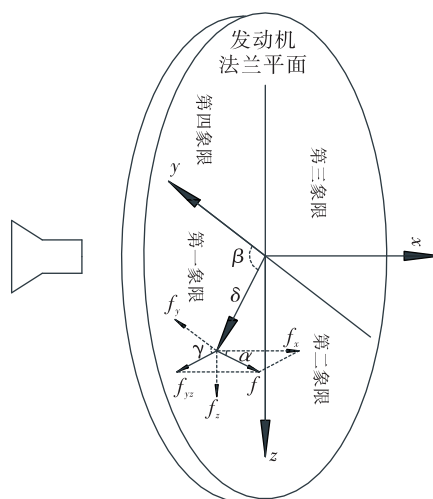


图1 推力偏心示意

Fig. 1 Schematic diagram of thrust eccentricity definition

在  $x$ - $yo$ z 空间右手直角坐标系内:假定  $yo$ z 平面为发动机的对接安装定位法兰平面, $x$  轴为发动机喷管几何理论轴线; $o$  为发动机喷管几何理论中心( $yo$ z 平面坐标原点); $a$  为发动机矢量推力与  $yo$ z 平面的交点,即发动机兰平面内推力实际作用点。发动机推力偏心描述有关参数约定如下:推力偏斜角  $\alpha$  为空间推力  $f$  与推力理论轴线  $x$  轴的夹角;推力偏移方位角  $\beta$  为  $oa$  与  $y$  轴之间夹角;侧向力方位角  $\gamma$  为侧向推力  $f_y$  与  $y$  轴之间的夹角;推力偏移  $\delta$  为空间推力  $f$  与发动机安装定位法兰面  $yo$ z 的交点  $a$  到发动机喷管几何理论中心线与  $yo$ z 平面交点  $o$  的距离;主推力  $f_x$  为空间推力  $f$  在  $x$  轴上的投影;侧向力  $f_y, f_z$  为分别在  $y$  轴与  $z$  轴上的投影。主推扭矩  $m_x$  为空间推力  $f$  在  $x$  轴上的力矩;侧向力矩  $m_y, m_z$  为空间推力  $f$  分别在  $y$  轴与  $z$  轴上的力矩。

### 1.2 矢量推力测量与校准系统原理与组成

发动机点火试验是在高空模拟试验舱内进行,而真空舱为卧式结构(如图 2 所示),在进行矢量推力测量时,发动机安装状态为水平安装,矢量推力测量校准一体化装置需要按照水平式结构设计。

发动机矢量推力测量与校准一体化装置主要由推力测量系统、推力原位校准系统、数据采集及显示系统组成,系统原理如图3所示,矢量力传感器为被校准对象,标准力传感器用于溯源。

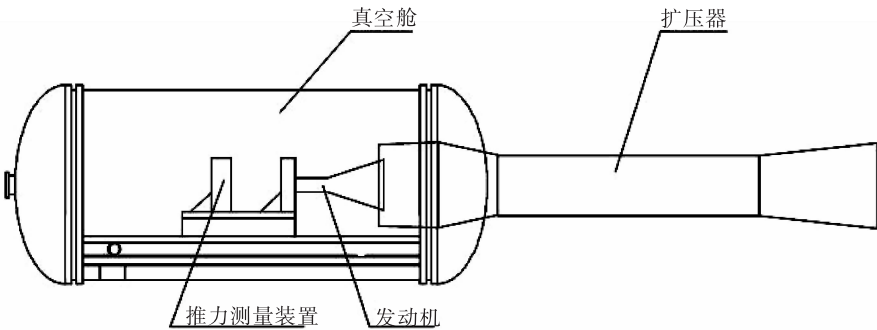


图2 真空舱试验系统

Fig.2 Testing system for vacuum chamber

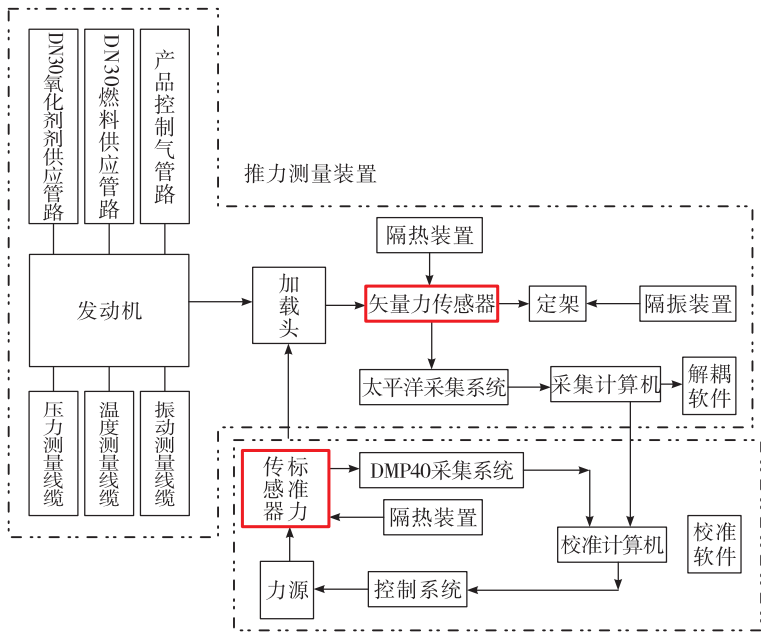


图3 矢量推力测量与校准系统原理

Fig.3 Schematic diagram of vector thrust measurement and calibration system

矢量推力测量系统由定架、推进剂供应管路、控制气管路、测量线缆、加载头、矢量力传感器、太平洋采集系统、采集计算机及解耦软件构成。矢量推力原位校准装置用于实现发动机点火前推进剂供应管路、控制气管路、测量线缆约束下的测量系统的校准,实现 $x$ 向、 $y$ 向、 $z$ 向、 $x$ 轴扭矩、 $y$ 轴扭矩、 $z$ 轴扭矩标定,校准软件用于实现校准过程的自动化控制以及校准后的数据处理,测量与校准系统如图4所示。



图4 矢量推力测量与校准系统

Fig.4 Vector thrust measurement and calibration system

### 1.3 矢量推力测量解耦算法与处理软件

矢量力解耦计算通常有两种办法:一是利用硬件的办法,即通过模拟运算器进行解耦运算;二是利用软件的方法,将采集系统获得的数据信号,输入计算机进行解耦计算,最后由计算机终端输出。六维力传感器数学模型得出解耦算法以主推方向 $f_x$ 为例:

对于线性六维力传感器,输出电压和力值应该存在如下关系:

$$\begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \\ V_5 \\ V_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ m_x \\ m_y \\ m_z \end{pmatrix} \quad (1)$$

其中 $C_{(i,j)}$ ,  $i, j = (1, 2, 3, 4, 5, 6)$  为常数。将标定方程(1)式归一化则有:

$$\begin{pmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} & d_{15} & d_{16} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} & d_{25} & d_{26} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} & d_{35} & d_{36} \\ d_{41} & d_{42} & d_{43} & d_{44} & d_{45} & d_{46} \\ d_{51} & d_{52} & d_{53} & d_{54} & d_{55} & d_{56} \\ d_{61} & d_{62} & d_{63} & d_{64} & d_{65} & d_{66} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} V_{11}/f_x \\ V_{21}/f_x \\ V_{31}/f_x \\ V_{41}/f_x \\ V_{51}/f_x \\ V_{61}/f_x \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

再将(2)式写成矩阵形式,则有:

$$\begin{pmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} & d_{15} & d_{16} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} & d_{25} & d_{26} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} & d_{35} & d_{36} \\ d_{41} & d_{42} & d_{43} & d_{44} & d_{45} & d_{46} \\ d_{51} & d_{52} & d_{53} & d_{54} & d_{55} & d_{56} \\ d_{61} & d_{62} & d_{63} & d_{64} & d_{65} & d_{66} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} w_{11} & w_{12} & w_{13} & w_{14} & w_{15} & w_{16} \\ w_{21} & w_{22} & w_{23} & w_{24} & w_{25} & w_{26} \\ w_{31} & w_{32} & w_{33} & w_{34} & w_{35} & w_{36} \\ w_{41} & w_{42} & w_{43} & w_{44} & w_{45} & w_{46} \\ w_{51} & w_{52} & w_{53} & w_{54} & w_{55} & w_{56} \\ w_{61} & w_{62} & w_{63} & w_{64} & w_{65} & w_{66} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

简记为:

$$\mathbf{D}_{6 \times 6} \times \mathbf{W}_{6 \times 6} = \mathbf{E}_{6 \times 6} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{E}_{6 \times 6}$  为单位矩阵; $\mathbf{D}_{6 \times 6}$  为解耦矩阵; $\mathbf{W}_{6 \times 6}$  为耦合(标定)矩阵。则有:

$$\mathbf{D}_{6 \times 6} = \mathbf{W}_{6 \times 6}^{-1} \quad (4)$$

由(4)可知:解耦计算也就是求解标定矩阵 $\mathbf{W}_{6 \times 6}$ 的逆矩阵(即 $\mathbf{D}_{6 \times 6}$ 矩阵),经过解耦后的力值计算公式为:

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ m_x \\ m_y \\ m_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} & d_{15} & d_{16} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} & d_{25} & d_{26} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} & d_{35} & d_{36} \\ d_{41} & d_{42} & d_{43} & d_{44} & d_{45} & d_{46} \\ d_{51} & d_{52} & d_{53} & d_{54} & d_{55} & d_{56} \\ d_{61} & d_{62} & d_{63} & d_{64} & d_{65} & d_{66} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \\ V_5 \\ V_6 \end{pmatrix} \quad (5)$$

将传感器输出的测量电压值代入上述计算公

式就得到经过解耦后的力值。

在发动机试验过程中,当空间力通过连接法兰平面,作用到矢量力传感器上时,传感器分别输出六个分量所对应的电压信号,数据采集系统实时记录数据,通过相应软件处理得出矢量力等参数。针对矢量力传感器模型进行软件开发,该软件由标定结果输入模块、解耦运算模块、解耦后的推力计算公式输出模块及矢量力传感器实时数据处理模块等组成。解耦计算的数据处理软件,程序界面如图5所示。

## 2 发动机试验矢量推力测量

采用矢量推力测量装置针对某型发动机进行高空模拟试验的发动机矢量推力测量,进行了试前装置的校准与试验测量验证,参数的误差估计采用基于误差传播规律的传递法<sup>[10]</sup>,发动机矢量推力校准与测量试验状态如图6所示。

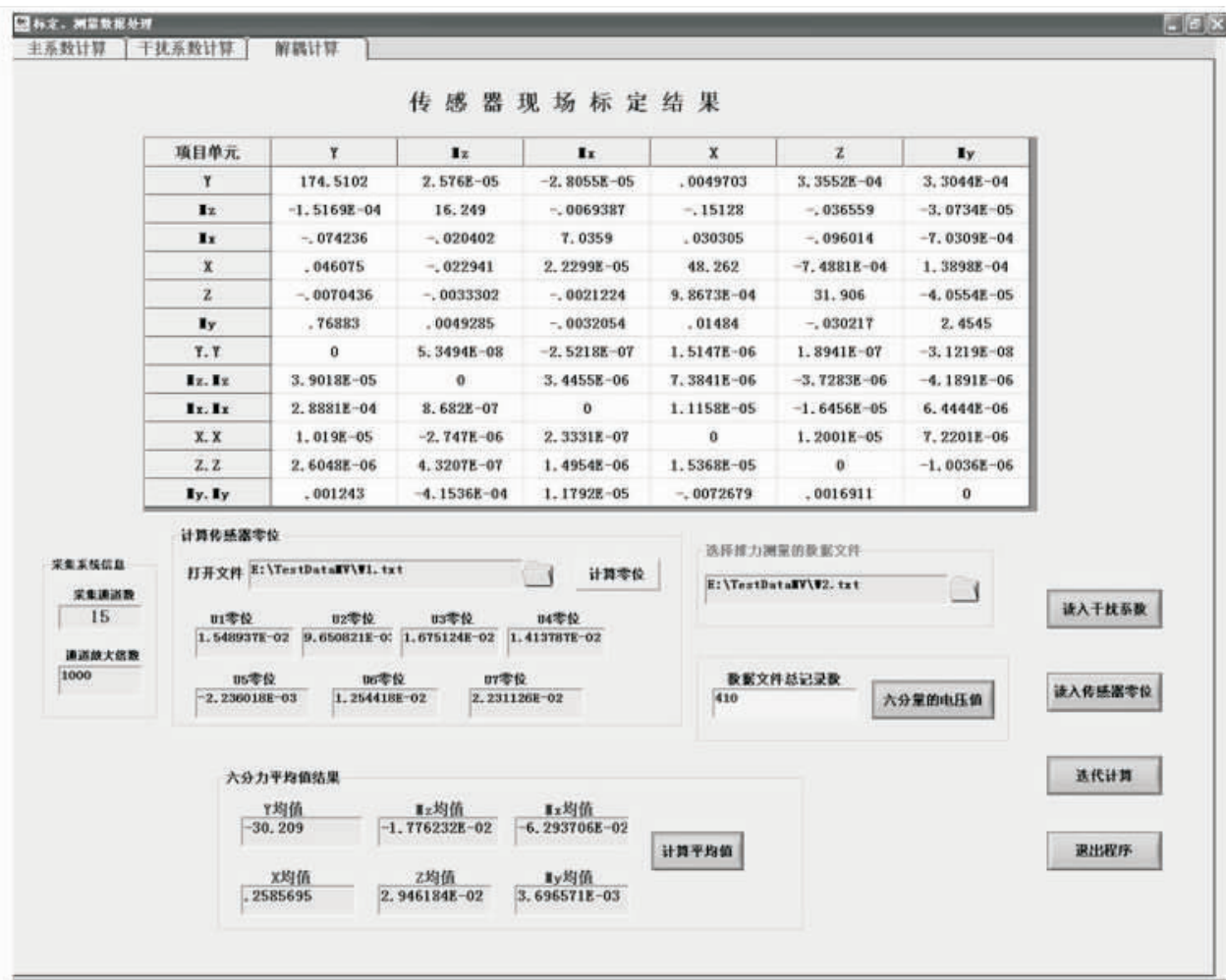


图 5 矢量推力测量解耦软件

Fig. 5 Decoupling software for vector thrust measurement and calibration

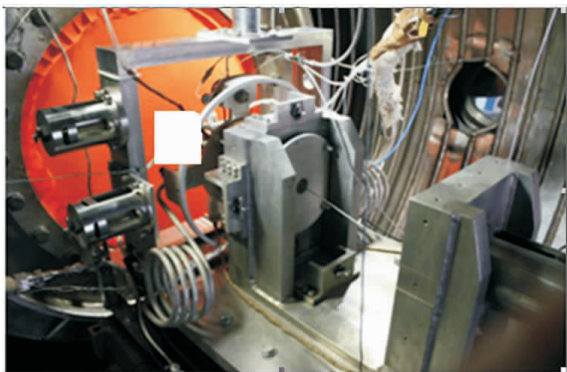


图 6 发动机高模试车

Fig. 6 High altitude simulation test of rocket engine

为了验证矢量力传感器在实验室校准系数的可信度,同时用矢量力传感器系数考核校准系统的

准确性,需要进行矢量力测量装置现场校准。矢量力测量系统的校准为推进剂管路带压状态下的校准。由于传感器自身干扰系数小,主系数对测量的影响起决定性作用,故系数标定时,主要考虑主系数,各项主系数的对比如表 1 所示。

从系数对比可以看出,采用螺旋管路可以有效降低管路对测量精度的影响,但仍然无法彻底消除管路约束力;管路增压后对 $f_y$ 、 $f_x$ 及 $f_z$ 的系数相对影响较小,对力矩的系数影响相对较大,可以看出,为了提高测量精度,现场标定十分必要。经过高空模拟试车考验,获得了发动机的矢量推力参数及其误差(如表 2 所示),测得的矢量推力参数的不确定度远小于 5%,证明此测量方法和计算方法是可行的。

表 1 管路带压主系数对比

Tab. 1 Caparison of main coefficients in pressure state of pipe

	$y$ 向	$m_z$ 向	$m_x$ 向	$x$ 向	$z$ 向	$m_y$ 向
现场无管路系数	175. 12	16. 323	6. 963 5	48. 618	32. 029	2. 4211
现场管路增压系数	175. 72	16. 08	7. 280 8	49. 451	32. 605	2. 723 8
安装管路前后对比(%)	0. 35	- 1. 47	4. 56	1. 71	1. 8	12. 5

表 2 试验测量发动机矢量推力数据

Tab. 2 Vector thrust data measured in test of rocket engine

推力测量数据								
项 目	平均区间/s	$f_x/\text{N}$	$f_y/\text{N}$	$f_z/\text{N}$	$m_z/(\text{N} \cdot \text{m})$	$m_y/(\text{N} \cdot \text{m})$	$m_x/(\text{N} \cdot \text{m})$	$f/\text{N}$
1	5 ~ 18	1 016. 916	- 4. 121	- 4. 703	- 1. 787	- 3. 224	- 0. 012	1 016. 922
2	10 ~ 78	1 017. 465	- 4. 197	- 4. 715	- 1. 363	- 3. 428	0. 002	1 017. 472

3 结论

该矢量力测量与校准试验台的研制成功为以后该种多分力测量与校准系统的研制提供重要的经验,从研制过程可以得出以下结论:

- 1)采用盒式矢量力传感器结合现场自动校准的一体化装置方案设计,圆满实现了发动机高空模拟条件下的矢量推力现场校准与测量;
- 2)测得的发动机的矢量力中主推力参数的不确定度低于1%,侧向力的不确定度低于5%,满足试验测量的要求;
- 3)现场校准方法降低了由于测量线缆与工艺管路约束带来的测量干扰量,有效减小了发动机矢量推力测量不确定度。

参考文献:

[1] 郭霄峰,李耀华. 液体火箭发动机试验[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.

[2] 庄杰,李建勋. 490N 喷管发动机轴向推力测试系统精度分析[J]. 微型电脑应用,2010, 1 (26) :51-54.

[3] ZHANG Jun, SUN Baoyuan, REN Zongjin, et al. Research on the measurement of thrust vector for a liquid-propellant rocket motor based on piezoelectric quartz [C]// Proceedings of 2009 International Conference on Measuring

Technology and Techtronic's Automation. [S. l. ]: [s. n. ], 2009.

[4] 刘伟亮,吴建军. 机电一体化推力测量系统的研制及应用. 火箭推进[J],2004,30(6) :50-54.

LIU Weiliang, WU Jianjun. An electromechanical integrative system for thrust measurement [J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(6) : 50-54.

[5] TAKAHASHI K, LAFLEUR T, CHARLES C, et al. Direct thrust measurement of a permanent magnet helicon double layer thruster [J]. Applied physics letters, 2011, 98(14) :141503 -1 ~ 141503 -3.

[6] CUBBIN E A, ZIEMER J K, CHOUEIRI E Y, et al. Pulsed thrust measurements using laser interferometry [J]. Review of Scientific Instruments, 1997, 68 ( 6 ) , 2339-2345.

[7] ERIKSSON A B, LINDEGREN Robert, KOHLER Johan. A dynamic millinewton thrust vector measurement system in silicon [C]// Proceedings of The 13th International Conference on Solid-state Sensors, Actuators and Microsystems. Seoul, Korea: [s. n. ], 2007.

[8] 岑乐观,毕毓秀,罗胜初,张贻恭. 小推力姿控发动机的推力测量[J]. 光学机械,1982(6) :55-62

[9] 颜雄雄,耿卫国. 小发动机推力矢量的测量. 推进技术[J],2000,21(3) :86-88.

[10] 费业泰. 误差理论与数据处理[M]. 北京:机械工业出版社, 1995.

(编辑:马 杰)