

# 几种国外火箭发动机推力矢量测量装置概述

刘万龙,王得志,刘 硕,田国华,朱昊伟  
(北京航天试验技术研究所,北京 100074)

**摘 要:**理想状态下,火箭发动机推力作用线与发动机中心轴线重合,但由于加工精度、高温高压燃气在喷管中的不对称流动以及喷管喉部烧蚀等原因,导致发动机推力实际作用线偏离发动机理论中心轴线,从而产生推力偏心。火箭发动机的推力是一个空间向量,在火箭发动机工作过程中,它的大小、方向和作用点位置都是随时间不断变化的。推力矢量对飞行器的飞行轨迹有重大影响。鉴于火箭发动机推力矢量测量的需要,美国等西方国家对此进行了较多研究,但由于技术保密的原因,介绍其推力矢量测量装置的文献比较少。对收集到的一些国外资料进行整理。介绍了推力矢量的基本概念,对美国、日本、俄罗斯和韩国的火箭发动机推力矢量测量装置进行了概述,可以为国内同行提供参考。

**关键词:**火箭;发动机;推力矢量;测量装置

**中图分类号:**V433 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)04-0006-07

## Several foreign rocket engine thrust vector measuring devices

LIU Wanlong, WANG Dezhi, LIU Shuo, TIAN Guohua, ZHU Haowei  
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In an ideal state, the rocket engine thrust line of action is coincided with the center axis of the engine. But due to the machining accuracy, the asymmetric flow of high-temperature and high-pressure gas in the nozzle, and the ablation of the nozzle throat, the actual engine thrust line is deviated from the theory thrust line. The rocket engine thrust is a space vector. During the operation of the rocket engine, the size, direction and the application point position of the thrust are constantly changing with time. The flight trajectory of the aircraft is significantly affected by the thrust vector. In view of the need of rocket engine thrust vector measurement, more research on rocket engine thrust vector measurement device had been conducted in the United States and other western countries. However, due to the reason of technical secrecy, the literatures of thrust vector measuring device are relatively few. In this paper, some overseas materials of rocket engine thrust vector measurement device were collected. The basic concept of the thrust vector were introduced in this paper. An overview of the thrust vector measuring device of rocket engine in the United States, Japan, Russia and South Korea was given in this paper, which can be provided as reference for domestic counterparts.

**Keywords:** rocket; engine; thrust vector; measuring device

收稿日期:2020-06-12;修回日期:2020-10-13

基金项目:探月工程研制保障条件项目

作者简介:刘万龙(1982—),男,博士,高级工程师,研究领域为火箭发动机试验及测试技术。

## 0 引言

理想状态下,火箭发动机推力作用线与发动机中心轴线重合,但由于加工精度、高温高压燃气在喷管中的不对称流动以及喷管喉部烧蚀等原因,导致发动机推力实际作用线偏离发动机理论中心轴线,从而产生推力偏心。

火箭发动机的推力是一个空间向量,在火箭发动机工作过程中,它的大小、方向和作用点位置都是随时间不断变化的。图 1 是美国白沙试验中心进行 RS18 月面起飞发动机试验时的推力偏心数据图<sup>[1]</sup>,从图中可以看出其推力作用点具有一定的散布性,其最密集位置距离坐标原点约 1 cm。

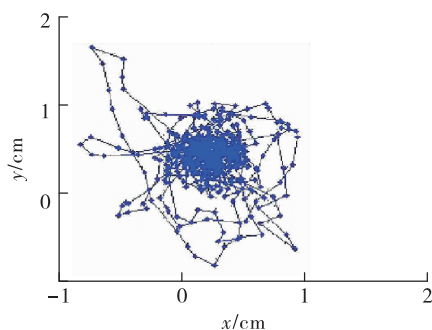


图 1 RS18 发动机试验时的推力偏心数据图  
Fig. 1 Thrust eccentricity data of RS18 engine test

推力偏心显然会影响到飞行器的飞行轨迹,可以在地面试验阶段测量出偏心力的大小、方向以及作用点位置随时间的变化,在火箭总装时,根据这些数据对发动机做出相应的调整。推力矢量也可以用来调整飞行器的飞行姿态。准确地测量火箭发动机推力的大小、方向、作用点位置随时间的变化,获取实际点火方式下火箭发动机推力矢量输出特性,对实现航天器精确的轨道和姿态控制具有重要意义<sup>[2-12]</sup>。

对于矢量力测量,国外先后研制过多种结构的六维力传感器,如积木式结构六维力传感器<sup>[13]</sup>、三垂直筋结构六维力传感器<sup>[14]</sup>、双环形结构六维力传感器<sup>[15]</sup>、筒形六维力传感器<sup>[16]</sup>、四垂直筋结构六维力传感器<sup>[17-18]</sup>、十字结构六维力传感器<sup>[19-22]</sup>、环形结构六维力传感器<sup>[23]</sup>、微型圆柱形六维力传感器<sup>[24]</sup>、双头形六维力传感器<sup>[25]</sup>。这些六维力传感器结构存在的主要问题是:有的结构复杂,有的尺

寸大,有的刚度低,有的灵敏度低,有的精度差,有的难解耦等。由于六维力传感器普遍存在精度及装配的问题,国内外火箭发动机试验中通常采用专门的推力矢量测量装置来测量推力矢量<sup>[26-43]</sup>。

鉴于火箭发动机推力矢量测量的需要,美国等西方国家对此进行了较多研究,但由于技术保密等原因,介绍其推力矢量测量装置的文献比较少。下面对收集到的一些国外推力矢量测量装置的资料进行概述。

## 1 美国

### 1.1 NASA 格伦研究中心

美国 NASA 格伦研究中心研制了一款正交并联法推力矢量测量装置,其轴向力  $F_x$  量程 13.3 kN,横向力  $F_y$  和垂直方向力  $F_z$  量程为 4.45 kN<sup>[44-45]</sup>。

推力矢量测量装置的现场安装照片如图 2 所示。推力测量装置主要由两个部分组成:定架和动架。定架通过螺栓固定在试验舱的平台上,动架通过 8 个工作传感器安装在定架上。入口管路和试验发动机安装在动架上。试验发动机产生的力会引起动架相对于定架的位移,这大概在几千分之一英寸量级(约 0.01 mm 量级),并被 8 个力传感器转换成电压。然后通过数据采集系统将电压转换成力的读数。数据采集系统使用各向力耦合矩阵来修正这些读数,来消除各向力之间的耦合干扰影响。

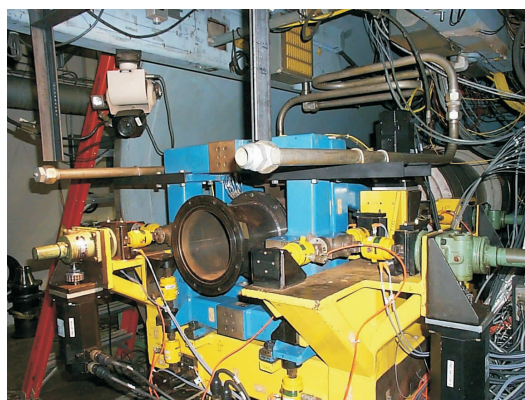
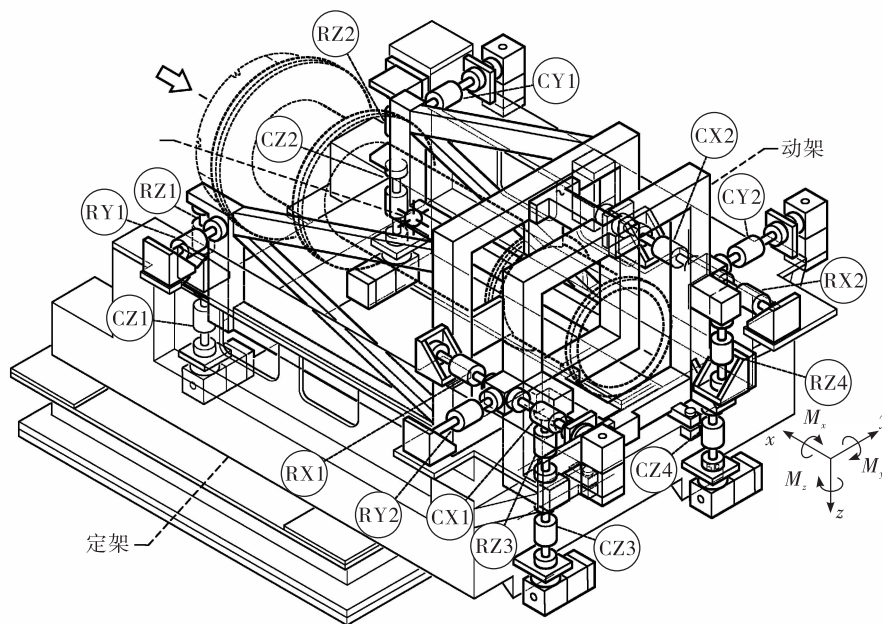


图 2 格伦研究中心推力矢量测量装置  
Fig. 2 Glenn research center thrust vector measuring device

图 3 是该推力矢量测量装置简图,以来流方向为轴向推力  $x$  轴方向,以后视右手方向为  $y$  轴方向,以垂直向下为  $z$  轴方向。图 4 是传感器位置布置简图。



CX1 - 左后侧轴向校验力传感器; CX2 - 右后侧轴向校验力传感器; CY1 - 右前侧横向校验力传感器; CY2 - 右后侧横向校验力传感器; CZ1 - 左前侧垂直校验力传感器; CZ2 - 右前侧垂直校验力传感器; CZ3 - 左后侧垂直校验力传感器; CZ4 - 右后侧垂直校验力传感器; RX1 - 左后侧轴向工作力传感器; RX2 - 右后侧轴向工作力传感器; RY1 - 左前侧横向工作力传感器; RY2 - 左后侧横向工作力传感器; RZ1 - 左前侧垂直工作力传感器; RZ2 - 右前侧垂直工作力传感器; RZ3 - 左后侧垂直工作力传感器; RZ4 - 右后侧垂直工作力传感器。

图 3 推力架结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the thrust frame

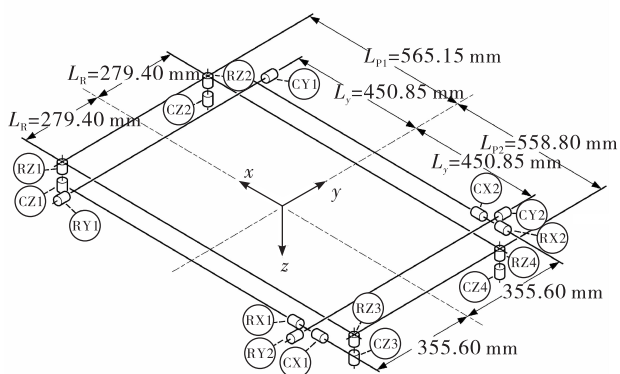


图 4 传感器位置布置简图

Fig. 4 Schematic diagram of sensor position layout

其六分力计算公式为

$$F_x = F_{RX1} + F_{RX2} \quad (1)$$

$$F_y = F_{RY1} + F_{RY2} \quad (2)$$

$$F_z = F_{RZ1} + F_{RZ2} + F_{RZ3} + F_{RZ4} \quad (3)$$

$$M_x = L_R \times (F_{RZ1} + F_{RZ3}) + L_P \times (F_{RZ2} + F_{RZ4}) \quad (4)$$

$$M_y = L_{P1} \times (F_{RZ1} + F_{RZ2}) + L_{P2} \times (F_{RZ3} + F_{RZ4}) \quad (5)$$

$$M_z = L_Y \times F_{RY1} + L_Y \times F_{RY2} \quad (6)$$

式中:  $F_x$ 、 $F_y$ 、 $F_z$  分别为沿  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴的轴向力;  $M_x$ 、 $M_y$ 、 $M_z$  分别为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴力矩;  $F_{RX1}$ 、 $F_{RX2}$ 、 $F_{RY1}$ 、 $F_{RY2}$ 、 $F_{RZ1}$ 、 $F_{RZ2}$ 、 $F_{RZ3}$ 、 $F_{RZ4}$  分别为图 4 中传感器 RX1、RX2、RY1、RY2、RZ1、RZ2、RZ3、RZ4 测得的力值;  $L_R$ 、 $L_{P1}$ 、 $L_{P2}$ 、 $L_Y$  为相应传感器与相关坐标轴的距离。

## 1.2 怀俄明大学

美国怀俄明大学曾经对一种 Stewart 平台结构六分力推力测量装置进行研究,并研制出样机,但没有对其进行精度分析<sup>[46]</sup>。样机结构示意图如图 5 所示。

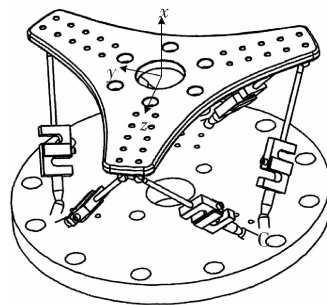


图 5 Stewart 平台结构六分力推力测量装置

Fig. 5 Sixth force thrust measuring device of Stewart platform structure

其测量量程为 0 ~ 100 N。它由分离元件组装而成,其各个支杆通过球面副与上下平台连接,每个支杆理论上只受沿杆件轴线方向的拉力或压力,在每一支杆上安装一维拉压力传感器,理论上可实现六分力测量。

由于采用球面副连接,导致这种力传感器结构复杂<sup>[47]</sup>,这 12 个球面副需要分别调整和预紧;调整的工作量很大,而且预紧力也很难调整一致;另外,球面副的接触面积大,预紧后摩擦力矩较大,容易引起传感器的维间耦合并且很难解耦;最后,由于传统球面副容易产生间隙,使得传感器的受力过零特性比较差,容易产生迟滞现象。据报道,这种推力矢量测量装置精度目前在 1% ~ 2% 之间。该模式用于高精度火箭发动机六分力测量还有待于进一步研究。

## 2 日本

日本航空宇宙技术研究社<sup>[48]</sup>于 20 世纪 70 年代采用奥蒙德公司(ORMOND)生产的多分力试车台(MCT3055-44K)对于二次喷射 JCR 型固体火箭发动机的地面试车进行了包括横推力在内的各个方向推力的静态数据测试。该推力矢量测量装置轴向力  $F_x$  量程 100 kN,横向力  $F_y$  和垂直方向力  $F_z$  量程为 10 kN。

其构造由框架、动架、柔性件、推力仪、火箭发动机安装夹具、连接杆及火箭发动机组成。安装在推力仪前后的柔性件的作用是使推力仪上受到的力只沿其轴向运动。此外,连接杆固定在火箭发动机前后的安装架上,用于弥补实验用火箭发动机的刚性。使用的火箭发动机外形尺寸分别如下:外径 420 mm 和 500 mm;长 2 000 mm 和 4 500 mm。

在冲击响应试验中,使用的是激振锤施加的冲击负荷。由于准确地测量冲击负荷是比较困难的,因此使用加速度传感器测量激振锤产生的振动负荷。铁锤敲击的上升沿最快(约 3 ms),这个冲击可以激发很宽的频率响应范围。经测定其 1 阶固有频率为 18 Hz。

## 3 俄罗斯

俄罗斯仪器仪表设计局曾设计了一款火箭发

动机推力多分力测量装置<sup>[49]</sup>。这是一个垂直式测量装置,用弹性环测量推力的轴向分力,环上带应变式传感器;用扭矩计测切向力。机械部件的所有变形量用应变计测量,校验时需要避免各个分力间的相互作用,但是这使得校验问题非常复杂,而且精度不够。

之后俄罗斯仪器仪表设计局对原有推力矢量测力装置进行了改进。新的火箭发动机推力矢量测量装置结构包括:基座,火箭发动机固定元件和三向力传感器检测系统。基座为圆筒型,内部同轴安装一个凸起的支撑。

制作的三向力传感器,使用单向力传感器测量轴向分力,用薄灵敏膜片测量 2 个相互垂直的平面上的侧向分力。图 6 是新的试验台系统图,图 7 是球型活动接头的放大图。

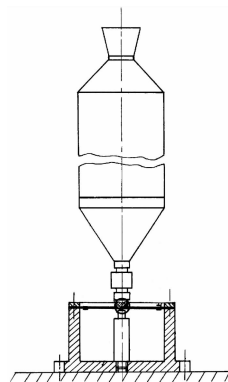


图 6 新试验系统图

Fig. 6 New test system diagram

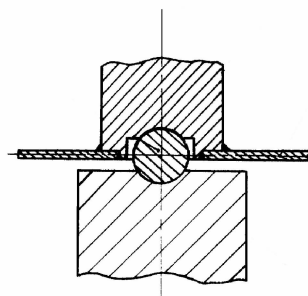


图 7 球型活动接头

Fig. 7 Spherical movable joint

试验台工作情况如下:圆筒与力传感器用螺栓安装在基座上;被试发动机通过传感器固定在试车台上,固定元件是带螺纹接头的圆锥体;通过

单向力传感器和球型活动接头测量支撑上推力的轴向分力。推力的侧向力引起固定在试车台上的发动机向球型活动接头偏转,并引起膜片变形。因为发动机通过球型活动接头,作用在凸起支撑上,保证膜片变形仅仅是侧向分力矢量引起的,即膜片感应到的只是侧向力矢量。应变计测量侧向力矢量引起的膜片变形。新建的试车台增强了侧向传感器的灵敏度,能提高推力侧向分力的精度。

## 4 韩国

韩国航空航天大学设计了一套推力矢量测量装置,用来测量可变二次流推力矢量喷管的推力矢量<sup>[50]</sup>。推力矢量测量装置如图 8 和图 9 所示:由台架、侧板、配重、枢轴、传感器、校验装置、二次流喷管及供应管道等组成。台架采用砝码校准,通过滑轮将砝码重力转换成对工作传感器的拉力。该台架用来测量二次流喷管的主推力和侧向推力,是一种二分力推力矢量测量装置。

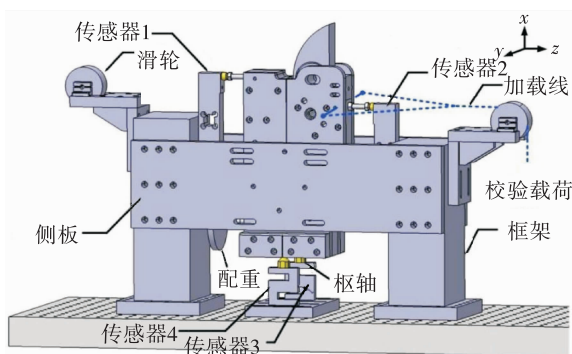


图 8 推力矢量测量装置组成图

Fig. 8 Composition of thrust vector measuring device

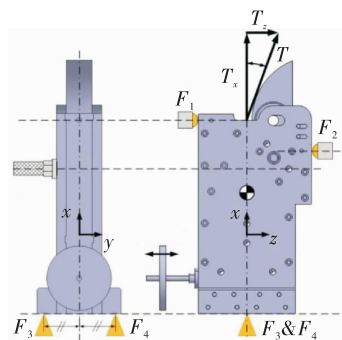


图 9 推力及其分力图

Fig. 9 Thrust and dividing thrust diagram

如图 8 和图 9 所示台架上安装有 4 个工作传感器,分别用  $F_1$ 、 $F_2$ 、 $F_3$ 、 $F_4$  表示,其中  $F_1$ 、 $F_2$  沿  $z$  方向用来测量侧向力, $F_3$ 、 $F_4$  沿  $x$  方向用来测量主推力。其推力矢量测力公式为

$$T_x = F_3 + F_4 \quad (7)$$

$$T_z = F_1 - F_2 \quad (8)$$

$$\delta_p = \arctan(T_z/T_x) \quad (9)$$

主推力  $T_x$  是  $F_3$ 、 $F_4$  所测力的合力,侧向力  $T_z$  是  $F_1$ 、 $F_2$  所测力的合力(由于  $F_1$  与  $F_2$  测得的力方向相反,所以数值上等于两个力值相减)。相应的可以计算得到推力矢量角  $\delta_p$ 。其主推力  $T_x$  测力范围为 0 ~ 300 N,侧向力  $T_z$  测力范围为 0 ~ 100 N。经校验其主推力测量精度为 1%,侧向力测量误差 5%。

## 5 几种推力矢量测量装置对比

将上文所述的几种国外推力矢量测量装置基本情况进行汇总,如表 3 所示。

表 3 几种推力矢量测量装置对比

Tab. 3 Comparison of several thrust vector measuring devices

设计/使用部门	测试原理	发动机布置方式	量程	发动机类型	关键指标
美国 NASA 格伦研究中心	八传感器正交并联布局	水平布置	$F_x$ : 13.3 kN、 $F_y$ : 4.45 kN、 $F_z$ : 4.45 kN	液发	—
美国怀俄明大学	Stewart 平台结构	竖直布置	$F_x$ : 0 ~ 100 N、 $F_y$ : 0 ~ 100 N、 $F_z$ : 0 ~ 100 N	小型液发	—
日本航空宇宙技术研究社	推力仪模式	水平布置	$F_x$ : 100 kN、 $F_y$ : 10 kN、 $F_z$ : 10 kN	固发	1 阶固有频率为 18 Hz
俄罗斯仪器仪表设计局	力传感器测轴向力,特制膜片变形测切向力	竖直布置	—	固发	—
韩国航空航天大学	两向力测量法	竖直布置	$T_x$ : 0 ~ 300 N、 $T_z$ : 0 ~ 100 N	小型液发	$T_x$ 精度 1%, $T_z$ 精度 5%

从表 3 中可以看出美国怀俄明大学和韩国航空航天大学推力矢量测量装置主要用于机理研究用,所针对的推力量级都是在百牛级小型液体火箭发动机。美国 NASA 格伦研究中心及日本航空宇宙技术研究社的推力矢量测量装置适用于中等推力的火箭发动机试验,介绍俄罗斯仪器仪表设计局的推力矢量测量装置的文献只进行了原理分析,没有其性能参数。美国 NASA 格伦研究中心及日本航空宇宙技术研究社的推力矢量测量装置的发动机布置方式为水平布置,其他的 3 种都是竖直布置。

## 6 结语

本文对所收集到的国外火箭发动机推力矢量测量装置进行了概述,在以上介绍的 5 种推力矢量测量装置中,以美国 NASA 格伦研究中心的正交并联法推力矢量测量装置最为实用,其通过 8 个分力的测量来计算得到推力矢量的六分力。另外怀俄明大学研制的 Stewart 平台结构六分力测量装置也值得进行进一步研究来提高其精度,拓展其应用范围。

### 参考文献:

- [1] MELCHER J, ALLRED J. Liquid oxygen /liquid methane test results of the RS-18 lunar ascent engine at simulated altitude conditions at NASA white sands test facility[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 02 August 2009-05 August 2009, Denver, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [2] 王宏亮,晏卓,李志勋,等. 发动机矢量推力测量与校准系统设计研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 75-80.  
WANG H L, YAN Z, LI Z X, et al. Design research on thrust vector measurement and calibration system for rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1): 75-80.
- [3] 任宗金,孙宝元,张军,等. 轨/姿控火箭发动机推力矢量动态测试系统测量原理与动态性能[J]. 航空学报, 2009, 30(11): 2037-2044.
- [4] RUNYAN R, DEKEN L, MILLER J. Structural dynamics of a small rocket thrust stand [C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 06 July 1992-08 July 1992, Nashville, TN. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [5] FIGUEROA C. Dynamic thrust testing for scale model engines with computer data acquisition [C]//38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 10 January 2000-13 January 2000, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [6] 颜雄雄,耿卫国. 小发动机推力矢量的测量[J]. 推进技术, 2000, 21(3): 86-88.
- [7] 王红艳,孙宝元,钱敏,等. 基于有限元分析的推力矢量测试平台研究[J]. 压电与声光, 2006, 28(5): 618-620.
- [8] 孔炜,陈国光,王志军. 应用载荷识别技术的火箭发动机推力偏心试验装置研究[J]. 弹箭与制导学报, 1996, 16(2): 40-45.
- [9] 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): 2339-2346.
- [10] 孙宝元,张贻恭. 压电石英力传感器及动态切削测力仪[M]. 北京: 计量出版社, 1985.
- [11] 周长省,许宝庆,王政时,等. 影响固体火箭发动机推力偏心特性的误差源研究[J]. 南京理工大学学报, 1998, 22(4): 293.
- [12] 韩丽丽,孙宝元,钱敏. 新型压电三向钻削测力仪的设计与实验研究[J]. 压电与声光, 2007, 29(3): 283-285.
- [13] FOLCHIG A, SHELTON G L. Six degree of freedom force transducer for a manipulator system: US3948093 [P]. 1976-04-06.
- [14] WATSON P C, DRAKE S H. Pedestal wrist force sensors for industrial assembly [C]//Proc. of the 5th Int. Symp. Chicago: Industrial Robots, 1975.
- [15] SCHOTT J. Tactile sensor with decentralized signal conditioning [C]//The 9th IMEKO World Congress. Berlin: [s. n.], 1982.
- [16] 赵延治. 大量程柔性铰并联六维力传感器基础理论与系统研制[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2009.
- [17] BRUSSEL H V, BELIEN H, THIELEMANS H. Force sensing for advanced robot control [C]//Proceedings of the 5th International Conference. Amsterdam, Neth: Robot Vision and Sensory Controls, 1985.
- [18] KROLL E. Decoupling load components and improving robot interfacing with an easy-to-use 6-axis wrist force sensor [C]//Theory of Machines and Mechanisms, Proceedings of the 7th World Congress, 1986.
- [19] SHIMANO B, ROTH B. On force sensing information and its use in controlling manipulators [M]//Information-Control Problems in Manufacturing Technology. Amsterdam: Elsevier, 1978: 119-126.

- [20] YOSHIKAWA T, MIYAZAKI T. A six-axis force sensor with three-dimensional cross-shape structure [C]//Proceedings, 1989 International Conference on Robotics and Automation. Scottsdale, AZ: IEEE, 1989.
- [21] BAYO E, STUBBE J R. Six-axis force sensor evaluation and a new type of optimal frame truss design for robotic applications[J]. Journal of Robotic Systems, 1989, 6(2): 191-208.
- [22] UCHIY A M, BAY O E. A systematic design procedure to minimize a performance index for robot force sensors[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 1991, 113(3): 388-394.
- [23] HATAMURA Y. A ring-shape 6-axis force sensor and its application[C]//Proceedings of the International Conference on Advanced Mechatronics. Tokyo: [s. n.], 1989.
- [25] KANEKO M. Twin-head six-axis force sensors[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1996, 12(1): 146-154.
- [26] 高飞. 一种六分力传感器的数值计算与分析[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2006.
- [27] 鞠玉涛, 周长省, 王政时. 火箭发动机六分力试验台系统误差分析研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(4): 63-65.
- [28] 李兆民, 李邦, 周生国, 等. 固体火箭发动机推力偏心试验台的静态检测技术[J]. 测试技术学报, 1994, 8(2): 211-216.
- [29] 郑健, 周长省, 刘锐. 固体火箭发动机六分力试验台应用综述[J]. 江苏航空, 2010, 30(S1): 5-7.
- [30] 来平安, 田维平, 余贞勇, 等. 固体火箭发动机推力线横移和偏斜模拟计算[J]. 固体火箭技术, 1999, 22(1): 35-38.
- [31] 张洪伟. 时间序列分析法在六分力试验台上的应用[J]. 光学精密工程, 1999, 7(5): 56-62.
- [32] 赵立霞. 水下六分力试验台测试系统设计及信号处理[D]. 南京: 南京理工大学, 2001.
- [33] 许辉. 火箭发动机水下六分力试验测试系统软硬件设计[D]. 南京: 南京理工大学, 2002.
- [34] 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.
- [35] 杜长宝, 黄莉. 固体火箭发动机推力偏心分析与试验研究[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(5): 550-553.
- [36] 李兆民, 李邦, 周生国, 等. 固体火箭发动机推力偏心试验台的静态检测技术[J]. 测试技术学报, 1994, 8(2): 211-216.
- [37] 邓海涛, 袁玉华. 固体火箭发动机多分量测力系统研究[C]//全国力学中的电测技术及测控系统学术会议论文集. [S. l.]: 全国力学学会, 1996.
- [38] 胡旭晓, 孙宝元, 钱敏, 等. 发动机推力矢量测试系统的设计[J]. 传感器技术, 2005, 24(11): 59-61.
- [39] 高长银, 孙宝元. 火箭发动机推力矢量测量平台的原理与结构[J]. 压电与声光, 2010, 32(3): 480-482.
- [40] 胡旭晓. 火箭发动机推力矢量测试系统的研制[D]. 大连: 大连理工大学, 2006.
- [41] 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, 2006.
- [42] 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.
- [43] 耿卫国, 朱子环. 轨姿控发动机动态推力与推力矢量测试系统研制[J]. 宇航计测技术, 2015, 35(6): 28-32.
- [44] JOYEL M K, GWYNN A S, KURT H L. Advanced nozzle test facility at NASA Glenn Research Center. Advanced nozzle test facility at NASA Glenn Research Center[R]. AIAA2002-3245.
- [45] WONG K C. Derivation of the data reduction equations for the calibration of the six-component thrust stand in the CE-22 advanced nozzle test facility [R]. NASA/TM - 2003 - 212326.
- [46] AARON A H, JONATHAN W N. A Hexapod-based thrust balance[R]. AIAA2009-795.
- [47] 侯雨雷, 曾达幸, 姚建涛, 等. 超静定并联式六维力传感器动力学[J]. 光学精密工程, 2009, 17(7): 1594-1601.
- [48] 张新. 关于固体火箭多分力试车台的动特性研究(横推力测试系统)[J]. 固体火箭技术, 1978, 1(3): 85-104.
- [49] ZAVALNYUK A G, KOLOTILIN V L. Stand for determining the components of the thrust of a rocket engine: Ru 2135976 C1[P], 1999-08-27.
- [50] LEE Y, SONG M, CHANG H, et al. Application of back-step coandaflap for the supersonic co-flowing fluidic thrust vector control[C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013.