



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103090729 B

(45) 授权公告日 2016. 01. 13

(21) 申请号 201110340599. X

宋立维等. 惯导棱镜组合安装误差检测装置. 《仪器仪表学报》. 2009, 第 30 卷 (第 6 期),

(22) 申请日 2011. 11. 01

审查员 李芳

(73) 专利权人 北京航天发射技术研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路 1 号  
9200 信箱 71 分箱

专利权人 中国运载火箭技术研究院

(72) 发明人 任建国 王超

(74) 专利代理机构 北京律诚同业知识产权代理有限公司 11006

代理人 梁挥 尚群

(51) Int. Cl.

F41G 9/00(2006. 01)

(56) 对比文件

US 3617016 A, 1971. 11. 02,

EP 0009899 A1, 1980. 04. 16,

DE 3941389 C2, 1991. 09. 19,

CN 201659352 U, 2010. 12. 01,

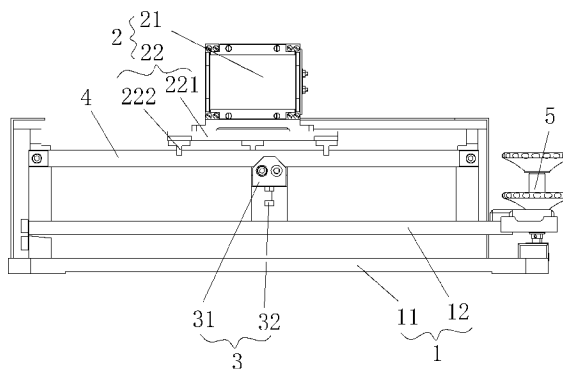
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置

(57) 摘要

一种模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置, 包括基座、惯组棱镜、调整机构和至少一导轨, 所述导轨的两端分别固定在所述基座上, 所述调整机构用于调整所述导轨在垂直平面内形成预设的圆弧弧度, 所述调整机构安装在所述基座上, 所述惯组棱镜用于模拟风摆试验, 所述惯组棱镜安装在所述导轨上且能沿所述导轨移动和摆动。本发明可提前校验火箭瞄准系统的功能和特性, 为瞄准系统试验提供有效保障, 有效降低了火箭瞄准系统的复杂度, 提高了其工作过程的可靠度。



1. 一种模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,包括基座、惯组棱镜、调整机构和至少一导轨,所述导轨的两端分别固定在所述基座上,所述调整机构用于调整所述导轨在垂直平面内形成预设的圆弧弧度,所述调整机构安装在所述基座上,所述惯组棱镜用于模拟风摆试验,所述惯组棱镜置于所述导轨上且能沿所述导轨移动和摆动。

2. 如权利要求 1 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述调整机构包括支架和高度调整部件,所述支架设置在所述导轨的中部正下方位置,所述高度调整部件安装在所述支架上并对应于所述导轨设置,所述高度调整部件用于控制所述导轨沿高度方向的位移以调整所述导轨在垂直平面内形成预设的圆弧弧度。

3. 如权利要求 2 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述高度调整部件为一调整螺钉,通过调整所述调整螺钉的伸出长度以控制所述导轨沿高度方向的位移。

4. 如权利要求 2 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述高度调整部件为一组调整垫片,通过调整所述调整垫片的厚度以控制所述导轨沿高度方向的位移。

5. 如权利要求 2 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述高度调整部件为一滚珠调整部件,所述支架中设置有用于所述滚珠移动的弧形滚道,所述弧形滚道的弧度与所述导轨在垂直平面内预设的圆弧弧度相同,通过调整所述滚珠在所述弧形滚道内的位置以控制所述导轨沿高度方向的位移。

6. 如权利要求 1、2、3、4 或 5 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,还包括调平机构,所述调平机构用于检测和调整所述基座的水平度,所述调平机构安装在所述基座上。

7. 如权利要求 6 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述调平机构包括水准器和水平调节部件,所述基座包括基座底板和基座架体,所述水准器和所述水平调节部件分别安装在所述基座底板上,所述基座架体一端固定在所述基座底板上,所述基座架体的另一端与所述水平调节部件连接。

8. 如权利要求 1、2、3、4、5 或 7 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述惯组棱镜包括棱镜和安装座,所述安装座包括安装板和多个安装块,所述棱镜固定在所述安装板上方,所述安装块固定在所述安装板下方,所述安装块置于所述导轨上且能沿所述导轨移动和转动。

9. 如权利要求 8 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述导轨为圆柱形钢轨,所述安装块为 V 型块。

10. 如权利要求 9 所述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其特征在于,所述圆柱形钢轨为平行设置的两个,所述 V 型块对应两个所述圆柱形钢轨共设置为三个。

## 一种模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种瞄准系统试验装置,特别是一种模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置。

### 背景技术

[0002] 火箭(例如 CZ-5)的地面瞄准系统采取水平瞄准的方案,为了提前校验瞄准系统的功能和性能,需模拟实际工作时火箭惯组棱镜随风摆动的状态,以提供可靠的技术参照满足火箭惯组棱镜风摆中平移、扭转的要求。现有技术中尚没有能相应要求的检测装置。

### 发明内容

[0003] 本发明所要解决的技术问题是提供一种可满足模拟火箭惯组棱镜风摆中平移、扭转要求的模拟火箭惯组棱镜随风摆动的试验装置。

[0004] 为了实现上述目的,本发明提供了一种模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,包括基座、惯组棱镜、调整机构和至少一导轨,所述导轨的两端分别固定在所述基座上,所述调整机构用于调整所述导轨在垂直平面内形成预设的圆弧弧度,所述调整机构安装在所述基座上,所述惯组棱镜用于模拟风摆试验,所述惯组棱镜安装在所述导轨上且能沿所述导轨移动和摆动。

[0005] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述调整机构包括支架和高度调整部件,所述支架设置在所述导轨的中部正下方位置,所述高度调整部件安装在所述支架上并对应于所述导轨设置,所述高度调整部件用于控制所述导轨沿高度方向的位移以调整所述导轨在垂直平面内形成预设的圆弧弧度。

[0006] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述高度调整部件为一调整螺钉,通过调整所述调整螺钉的伸出长度以控制所述导轨沿高度方向的位移。

[0007] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述高度调整部件为一组调整垫片,通过调整所述调整垫片的厚度以控制所述导轨沿高度方向的位移。

[0008] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述高度调整部件为一滚珠调整部件,所述支架中设置有用所述滚珠移动的弧形滚道,所述弧形滚道的弧度与所述导轨在垂直平面内预设的圆弧弧度相同,通过调整所述滚珠在所述弧形滚道内的位置以控制所述导轨沿高度方向的位移。

[0009] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,还包括调平机构,所述调平机构用于检测和调整所述基座的水平度,所述调平机构安装在所述基座上。

[0010] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述调平机构包括水准器和水平调节部件,所述基座包括基座底板和基座架体,所述水准器与所述水平调节部件连接,所述水平调节部件安装在所述基座底板上,所述基座架体一端固定在所述基座底板上,所述基座架体的另一端与所述水平调节部件连接。

[0011] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述惯组棱镜包括棱镜和安装

座,所述安装座包括安装板和多个安装块,所述棱镜固定在所述安装板上方,所述安装块固定在所述安装板下方,所述安装块置于所述导轨上且能沿所述导轨移动和转动。

[0012] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述导轨为圆柱形钢轨,所述安装块为V型块。

[0013] 上述的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,其中,所述圆柱形钢轨为平行设置的两个,所述V型块对应两个所述圆柱形钢轨设置为三个。

[0014] 本发明的技术效果在于:本发明可提前校验火箭瞄准系统的功能和特性,为瞄准系统试验提供有效保障,有效降低了火箭瞄准系统的复杂度,提高了其工作过程的可靠度。本发明具有成本低、可靠性高、结构简单、控制简单等特点,能广泛应用于各种型号惯组棱镜系统风摆试验中。

[0015] 以下结合附图和具体实施例对本发明进行详细描述,但不作为对本发明的限定。

### 附图说明

[0016] 图1为本发明的工作原理图;

[0017] 图2为本发明一实施例的结构示意图;

[0018] 图3为图2的俯视图。

[0019] 其中,附图标记

[0020] 1 基座

[0021] 11 基座底板

[0022] 12 基座架体

[0023] 2 惯组棱镜

[0024] 21 棱镜

[0025] 22 安装座

[0026] 221 安装板

[0027] 222 安装块

[0028] 3 调整机构

[0029] 31 支架

[0030] 32 高度调整部件

[0031] 4 导轨

[0032] 5 调平机构

[0033] 51 水准器

[0034] 52 水平调节部件

### 具体实施方式

[0035] 下面结合附图对本发明的结构原理和工作原理作具体的描述:

[0036] 参见图1~图3,图1为本发明的工作原理图,图2为本发明一实施例的结构示意图,图3为图2的俯视图。本发明的模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置,包括基座1、惯组棱镜2、调整机构3和至少一导轨4,所述导轨4的两端分别固定在所述基座1上,所述调整机构3用于调整所述导轨4在垂直平面内形成预设的圆弧弧度,所述调整机构3安装在所述

基座 1 上,所述惯组棱镜 2 用于模拟风摆试验,所述惯组棱镜 2 置于所述导轨 4 上且能沿所述导轨 4 移动和摆动。

[0037] 所述调整机构 3 包括支架 31 和高度调整部件 32,所述支架 31 设置在所述导轨 4 的中部正下方位置,所述高度调整部件 32 安装在所述支架 31 上并对应于所述导轨 4 设置,所述高度调整部件 32 用于控制所述导轨 4 沿高度方向的位移以调整所述导轨 4 在垂直平面内形成预设的圆弧弧度。本实施例中,所述高度调整部件 32 优选为一调整螺钉(图未示),通过调整所述调整螺钉的伸出长度以控制所述导轨 4 沿高度方向的位移。例如,调整螺钉向上将导轨 4 向上顶起约 0.23mm,导轨 4 上端母线即可自然形成 R50 米的圆弧导轨。或者,所述高度调整部件 32 可为一组调整垫片,通过调整所述调整垫片的厚度以控制所述导轨 4 沿高度方向的位移。或者,所述高度调整部件 32 可为一滚珠调整部件(图未示),所述支架 31 中设置有用所述滚珠移动的弧形滚道,所述弧形滚道的弧度与所述导轨 4 在垂直平面内预设的圆弧弧度相同,通过调整所述滚珠在所述弧形滚道内的位置以控制所述导轨 4 沿高度方向的位移。

[0038] 本实施例中,该模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置还包括调平机构 5,所述调平机构 5 用于检测和调整所述基座 1 的水平度,所述调平机构 5 安装在所述基座 1 上。所述调平机构 5 包括水准器 51 和水平调节部件 52,所述基座 1 包括基座底板 11 和基座架体 12,所述水准器 51 与所述水平调节部件 52 分别安装在所述基座底板 11 上,所述基座架体 12 一端固定在所述基座底板 11 上,所述基座架体 12 的另一端与所述水平调节部件 52 连接,通过水平调节部件 52 调整基座架体 12 的该端可调整模拟火箭惯组棱镜风摆的试验装置的水平度。

[0039] 本实施例中,所述惯组棱镜 2 包括棱镜 21 和安装座 22,所述安装座 22 包括安装板 221 和多个安装块 222,所述棱镜 21 固定在所述安装板 221 上方,所述安装块 222 固定在所述安装板 221 下方,所述安装块 222 置于所述导轨 4 上且能沿所述导轨 4 移动和转动。优选所述导轨 4 为圆柱形钢轨,所述安装块 222 为 V 型块。本实施例中,所述圆柱形钢轨优选为平行设置的两个导轨,所述 V 型块对应两个所述圆柱形钢轨设置为三个。

[0040] 实际工作过程中,火箭的惯组棱镜随风摆动,例如,火箭的惯组棱镜摆动半径为 R50 米,摆动距离为 100mm,则相应转动  $\pm 7'$ 。需要提供相应的惯组棱镜风摆模拟装置,以更好地检测火箭的惯组棱镜的各项性能。本实施例中,例如,惯组棱镜 2 摆动半径为 R50m,摆动距离为 120mm,轻轻推动惯组棱镜 2 在导轨 4 上面滑动,即可完成摆动过程中  $\pm 100$ mm,相应棱镜 21 法线转动  $\pm 7'$  的风摆试验装置。本发明可用来模拟火箭的惯组棱镜风摆运动中的平移和棱线转角。

[0041] 本发明中,摆动角度、摆动距离、摆动半径关系式为:

$$[0042] \quad \alpha = \frac{L}{R} \rho \quad (1)$$

[0043] 式中:  $\alpha$  ——惯组棱镜的摆动角度

[0044] R ——惯组棱镜的摆动半径

[0045] L ——惯组棱镜的摆动距离

[0046]  $\rho = 206265$  ——弧度角秒换算常数

[0047] 式(1)可以用于不同高度的惯组棱镜换算摆动距离与摆动角度关系。

[0048] 本发明可提前校验火箭瞄准系统的功能和特性,为瞄准系统试验提供有效保障,有效降低了火箭瞄准系统的复杂度,提高了其工作过程的可靠度。同时,具有成本低、可靠性高、结构简单、控制简单等特点,能广泛应用于各种型号的惯组棱镜系统风摆试验中。

[0049] 当然,本发明还可有其它多种实施例,在不背离本发明精神及其实质的情况下,熟悉本领域的技术人员当可根据本发明作出各种相应的改变和变形,但这些相应的改变和变形都应属于本发明所附的权利要求的保护范围。

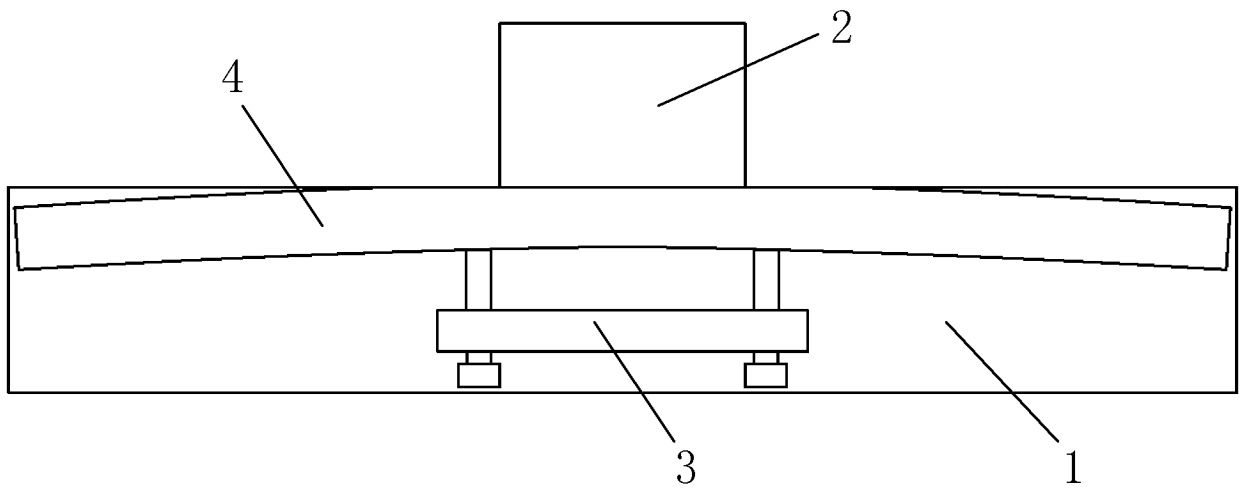


图 1

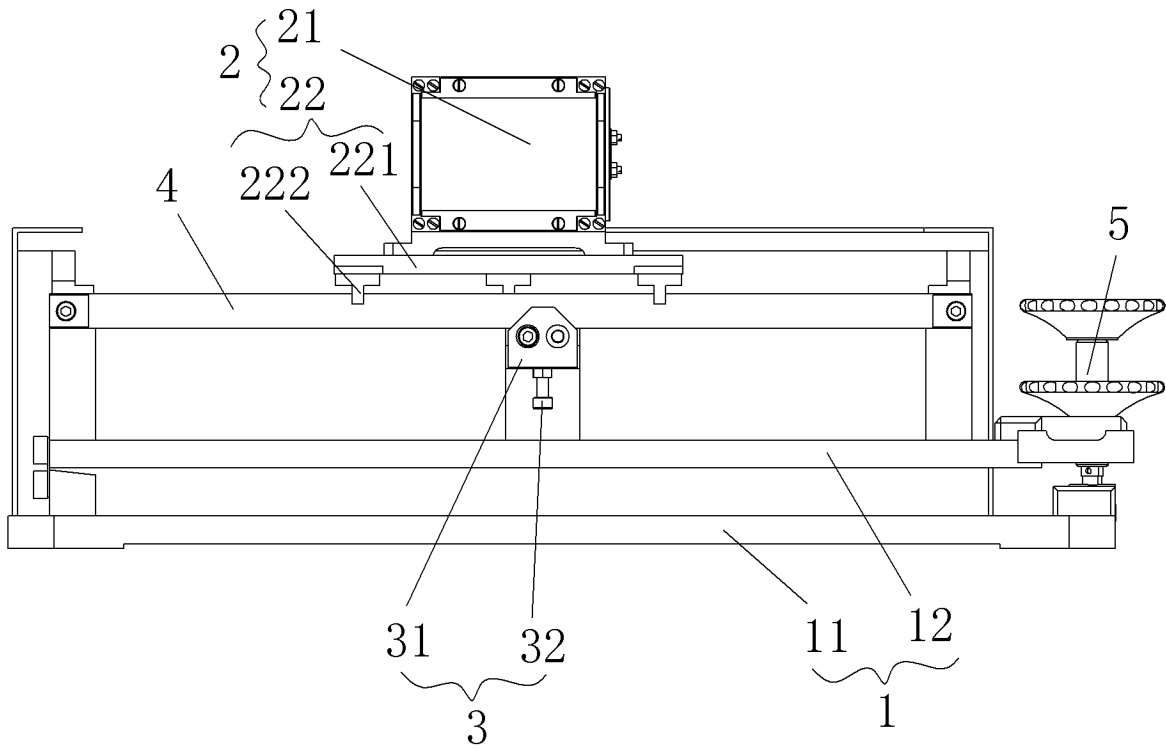


图 2

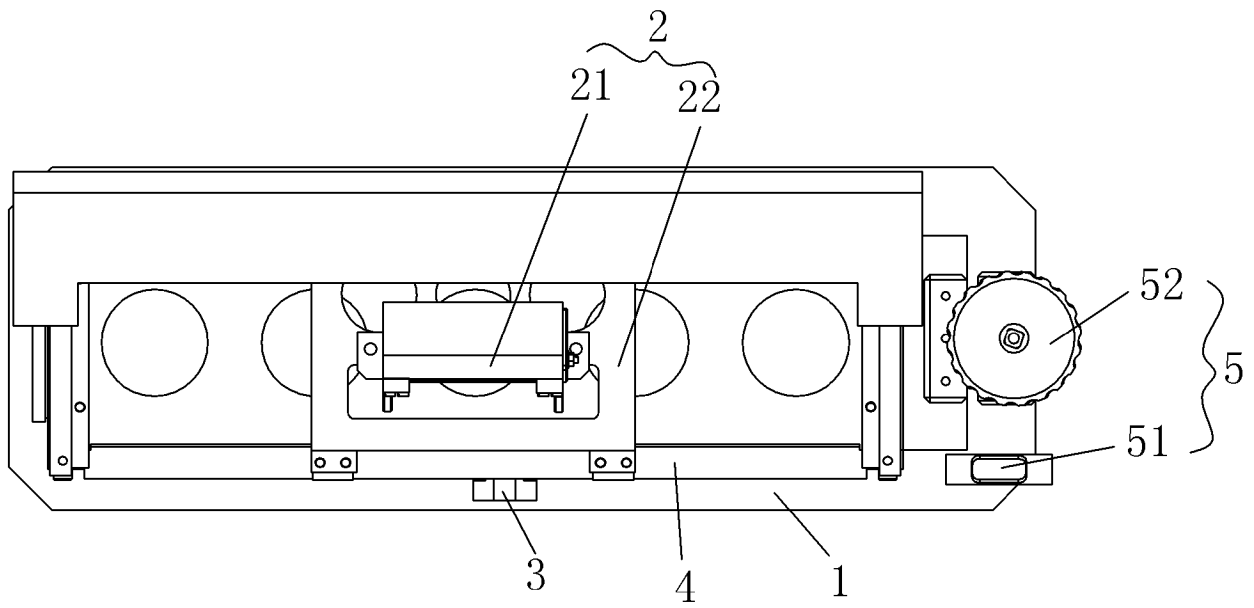


图 3