



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107867414 A

(43)申请公布日 2018.04.03

(21)申请号 201710826967.9

(22)申请日 2017.09.14

(71)申请人 上海宇航系统工程研究所

地址 201109 上海市闵行区元江路3888号

申请人 中国科学院沈阳自动化研究所

(72)发明人 张玉花 徐志刚 胡震宇 郑云青

朱雪龙 王治易 李洪波 俞旦

倪波 刘洲 贺云 刘勇

(74)专利代理机构 上海航天局专利中心 31107

代理人 金家山

(51)Int.Cl.

B64G 7/00(2006.01)

G09B 25/02(2006.01)

G01M 99/00(2011.01)

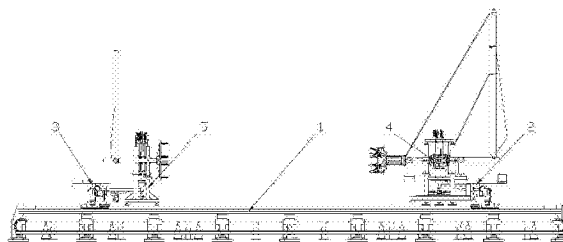
权利要求书3页 说明书10页 附图11页

(54)发明名称

一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置

(57)摘要

本发明提供一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,包括二维平动驱动单元、主动偏航驱动单元、被动偏航驱动单元、主动航天模拟器和被动航天模拟器;主、被动偏航驱动单元分别设置于二维平动驱动单元两端,主动航天模拟器设置于主动偏航驱动单元上,被动航天模拟器设置于被动偏航驱动单元上;主动偏航驱动单元带动主动航天模拟器,模拟对接机构的主动端;被动偏航驱动单元和被动航天模拟器,模拟对接机构的被动端;本发明航天模拟器各自由度之间运动耦合性小,各自由度实现灵敏、可靠,运动范围大,运动轨迹不受限制,采用气浮技术模拟精度高。



1. 一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于,包括二维平动驱动单元(1)、主动偏航驱动单元(2)、被动偏航驱动单元(3)、主动航天模拟器(4)和被动航天模拟器(5);

所述主动偏航驱动单元(2)和被动偏航驱动单元(3)分别设置于所述二维平动驱动单元(1)两端,所述主动航天模拟器(4)设置于所述主动偏航驱动单元(2)上,所述被动航天模拟器(5)设置于所述被动偏航驱动单元(3)上;所述主动偏航驱动单元带动主动航天模拟器,模拟对接机构的主动端;所述被动偏航驱动单元和被动航天模拟器,模拟对接机构的被动端;

所述二维平动驱动单元(1)通过两个方向滑台的运动,实现两平面平动自由度;所述主、被动偏航驱动单元(3)通过内置的偏航驱动装置,驱动机构进行偏航运动,实现偏航转动自由度;所述主、被动航天模拟器(5)通过内置的垂直失重运动单元,模拟航天器在垂直失重下的运动状态,实现垂向失重运动自由度;通过内置的运动物理属性匹配单元,模拟航天器的滚转、俯仰运动,实现滚转、俯仰自由度。

2. 如权利要求1所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述二维平动驱动单元(1)包括花岗岩平台组合体(11)、X向组合梁(12)、X向滑台(13)、Y向组合梁(14)及Y向滑台(15),其中花岗岩平台组合体(11)的两侧分别设有一套X向组合梁(12),两套X向组合梁(12)上横跨有两套Y向组合梁(14),每套Y向组合梁(14)的两端分别通过X向滑台(13)与X向组合梁(12)滑动连接,每套Y向组合梁(14)上均设有一个Y向滑台(15)。

3. 如权利要求2所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述主动偏航驱动单元(2)包括安装架体(21)、偏航驱动装置(22)、复位机构(23)、偏航制动机构(24)及位姿测量机构(25),其中安装架体(21)为一体两臂结构、并与一侧Y向滑台(15)固定连接,所述偏航驱动装置(22)设置于安装架体(21)上、并与复位机构(23)连接,所述安装架体(21)的两臂上分别安装有偏航制动机构(24),所述位姿测量机构(25)安装在安装架体(21)上。

4. 如权利要求3所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述偏航驱动装置(22)包括电机(221)、同步带(222)、带轮(223)、驱动复位连接座(224)、气缸(225)、驱动复位旋转基板(226)、驱动斜块(227)、直线轴承(228)、驱动导向杆(229)、驱动接口(2210)及驱动主轴(2211),其中电机(221)固定安装于安装架体(21)上,所述驱动主轴(2211)的一端转动安装在安装架体(21)上,另一端连接有带轮(223),所述电机(221)通过同步带(222)与带轮(223)连接,所述带轮(223)的侧面与中空结构的驱动复位连接座(224)连接,所述气缸(225)固定安装在驱动复位连接座(224)的中空内部,所述复位连接座(224)的侧面与驱动复位旋转基板(226)连接,所述驱动导向杆(229)通过直线轴承(228)与驱动复位旋转基板(226)滑动连接,所述驱动导向杆(229)的两端分别与气缸(225)和多个驱动斜块(227)连接,所述多个驱动斜块(227)围合成四棱台凹槽,所述驱动接口(2210)与所述主动航天模拟器(4)连接、并与驱动斜块(227)围合成的四棱台凹槽相对应。

5. 如权利要求4所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述复位机构(23)包括复位V块(231)、复位挡板(232)、导轨(233)、滑块(234)、横向气缸(235)、纵向气缸(236)及气缸安装座(237),所述驱动主轴(2211)的四周分别对称设有两个复位V块(231)和两个复位挡板(232),两个复位V块(231)分别与安装在驱动复位旋转基板(226)上

的相对设置的两个横向气缸(235)连接,两个复位挡板(232)分别与安装在驱动复位旋转基板(226)上的相对设置的两个纵向气缸(236)连接,各复位挡板(232)的两端通过滑块(234)分别与安装在驱动复位旋转基板(226)上的两个导轨(233)滑动连接;当需要复位时,通过复位挡板(232)和复位V块(231)的先后动作,推动驱动接口(2210),从而使主动航天模拟器(4)恢复初始位置。

6.如权利要求3所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述偏航制动机构(24)包括可调缓冲器脚座(241)、可调式液压缓冲器(242)、驱动气缸(243)、连杆(244)、传动轴(245)、凸轮(246)、压板(247)、复位弹簧(248)、制动槽(249)、制动摩擦片(2410)、导轨(2411)及滑块(2412),其中制动槽(249)通过滑块(2412)与安装在安装架体(21)上的导轨(2411)滑动连接,所述制动槽(249)两侧分别与一个可调式液压缓冲器(242)连接,各可调式液压缓冲器(242)通过可调缓冲器脚座(241)安装于安装架体(21)上,所述压板(247)的两端与制动槽(249)滑动连接,压板(247)的下方设有复位弹簧(248),所述压板(247)的上方设有与制动槽(249)转动连接的传动轴(245),所述传动轴(245)的一端通过连杆(244)与驱动气缸(243)连接,所述传动轴(245)上设有凸轮(246);所述驱动气缸(243)驱动传动轴(245)转动,所述压板(247)在凸轮(246)的压迫或复位弹簧(248)的作用下向下移动或复位。

7.如权利要求3所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述姿态测量机构(25)采用激光测距传感器组合测量法对主、被动航天模拟器位置姿态测量,各激光测距传感器单独安装在直角安装座上,所述直角安装座安装于安装架体(21)上。

8.如权利要求3所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述主动航天模拟器(4)包括主动航天模拟器偏航架体(41)、主动航天模拟器垂向失重运动单元(42)、主动航天模拟器二维转台单元(43)及主动航天模拟器运动物理属性匹配单元(44),其中主动航天模拟器偏航架体(41)气浮于花岗岩平台组合体(11)上、并在主动运动状态下与主动偏航驱动单元(2)连接,所述主动航天模拟器垂向失重运动单元(42)设置于主动航天模拟器偏航架体(41)上、并与主动航天模拟器偏航架体(41)滑动连接,所述主动航天模拟器二维转台单元(43)安装在主动航天模拟器垂向失重运动单元(42)上,所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元(44)安装在主动航天模拟器二维转台单元(43)上;

所述主动航天模拟器偏航架体(41)包括气足(411)、蜂窝板(412)、驱动接口座(413)、碳纤维底座(414)、激光测距反光板(415)、偏航刹车板(416)、气浮导柱(417)、碳纤维安装架(418)及滑轮驱动组(419),其中蜂窝板(412)的下方连接有气足(411),上方连接有碳纤维底座(414),所述蜂窝板(412)的几何中心连接有驱动接口座(413),所述碳纤维底座(414)上固定有两个相互垂直的激光测距反光板(415),碳纤维底座(414)的两侧对称设有两个偏航刹车板(416),所述碳纤维底座(414)的上方对称布置四根气浮导柱(417),所述四根气浮导柱(417)的上方通过碳纤维安装架(418)安装有两滑轮驱动组(419);

所述主动航天模拟器垂向失重运动单元(42)包括气浮滑块(421)、吊装组件(422)、支架组件(423)、垂向刹车件(424)及俯仰刹车件(425),其中吊装组件422的四角对称连接有四个气浮滑块(421),所述气浮滑块(421)上连接有垂向刹车件(424),所述吊装组件(422)的中心位置连接有支架组件(423),所述支架组件(423)上连接有俯仰刹车件(425);所述吊装组件(422)通过吊带与滑轮驱动组(419)连接,所述气浮滑块(421)与气浮导柱(417)滑动

连接,所述支架组件(423)用于安装主动航天模拟器二维转台单元(43);

所述主动航天模拟器二维转台单元(43)包括俯仰轴(431)和滚转轴(432),其中俯仰轴(431)与支架组件(423)转动连接,所述滚转轴(432)与主动航天模拟器运动物理属性匹配单元(44)相连;

所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元(44)包括滚转连接轴(441)、配重杆(442)、配重盘(443)及对接试验机构(444),其中滚转连接轴(441)与滚转轴(432)固定连接,所述滚转连接轴(441)上连接有配重杆(442),所述配重杆(442)的端部安装有可调质量的配重盘(443),所述滚转连接轴(441)的端部与对接试验机构(444)连接。

9.如权利要求3所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述被动偏航驱动单元(3)包括安装架体(31)、偏航驱动装置(32)、复位机构(33)、制动机构(34)及位姿测量机构(35),其中安装架体(31)与另一侧Y向滑台(15)固定连接,所述制动机构(34)、位姿测量机构(35)、偏航驱动装置(32)及复位机构(33)依次安装在安装架体(31)上。

10.如权利要求3所述的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,其特征在于:所述被动航天模拟器(5)包括被动航天模拟器偏航架体(51)、被动航天模拟器垂向失重运动单元(52)、被动航天模拟器二维转台运动单元(53)及被动航天模拟器运动物理属性匹配单元(54),其中被动航天模拟器偏航架体(51)气浮于花岗岩平台组合体(11)上、并在主运动状态下与被动偏航驱动单元(3)连接,所述被动航天模拟器垂向失重运动单元(52)设置于被动航天模拟器偏航架体(51)上、并与被动航天模拟器偏航架体(51)滑动连接,所述被动航天模拟器二维转台单元(53)安装在被动航天模拟器垂向失重运动单元(52)上,所述被动航天模拟器运动物理属性匹配单元(54)安装在被动航天模拟器二维转台单元(53)上。

一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置

[0001]

技术领域

[0002] 本发明涉及航天地面仿真实验领域,特别涉及一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置。

[0003]

背景技术

[0004] 为了检验探月三期对接与样品转移分系统常温条件下对接性能,需要提供进行地面试验研究和试验验证的设备。该设备需要具有两台分别具有三个平动和三个转动自由度的航天模拟器,同时满足对真实飞行器的运动物理属性模拟。但是目前还没有具有六自由度的高精度航天模拟器,现有的六自由度航天模拟装置常采用液浮法和柔索悬挂法,液浮法只能适合某些特定结构形式的航天模拟器,柔索悬挂法模拟精度不够高。

[0005]

发明内容

[0006] 本发明的目的在于提供一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,以解决现有的六自由度航天模拟器只能适用于某些特定结构的航天器或模拟精度不够的问题。

[0007] 为了解决上述技术问题,本发明的技术方案是:提供一种十二自由度航天模拟器对接性能试验装置,包括二维平动驱动单元1、主动偏航驱动单元2、被动偏航驱动单元3、主动航天模拟器4和被动航天模拟器5;

所述主动偏航驱动单元2和被动偏航驱动单元3分别设置于所述二维平动驱动单元1两端,所述主动航天模拟器4设置于所述主动偏航驱动单元2上,所述被动航天模拟器5设置于所述被动偏航驱动单元3上;所述主动偏航驱动单元带动主动航天模拟器,模拟对接机构的主动端;所述被动偏航驱动单元和被动航天模拟器,模拟对接机构的被动端;

所述二维平动驱动单元1通过两个方向滑台的运动,实现两平面平动自由度;所述主、被动偏航驱动单元3通过内置的偏航驱动装置,驱动机构进行偏航运动,实现偏航转动自由度;所述主、被动航天模拟器5通过内置的垂直失重运动单元,模拟航天器在垂直失重下的运动状态,垂向失重运动自由度;通过内置的运动物理属性匹配单元,模拟航天器的滚转、俯仰运动,实现滚转、俯仰自由度。

[0008] 进一步地,所述二维平动驱动单元1包括花岗岩平台组合体11、X向组合梁12、X向滑台13、Y向组合梁14及Y向滑台15,其中花岗岩平台组合体11的两侧分别设有一套X向组合梁12,两套X向组合梁12上横跨有两套Y向组合梁14,每套Y向组合梁14的两端分别通过X向滑台13与X向组合梁12滑动连接,每套Y向组合梁14上均设有一个Y向滑台15。

[0009] 进一步地,所述主动偏航驱动单元2包括安装架体21、偏航驱动装置22、复位机构23、偏航制动机构24及位姿测量机构25,其中安装架体21为一体两臂结构、并与一侧Y向滑台15固定连接,所述偏航驱动装置22设置于安装架体21上、并与复位机构23连接,所述安装

架体21的两臂上分别安装有偏航制动机构24,所述位姿测量机构25安装在安装架体21上。

[0010] 进一步地,所述偏航驱动装置22包括电机221、同步带222、带轮223、驱动复位连接座224、气缸225、驱动复位旋转基板226、驱动斜块227、直线轴承228、驱动导向杆229、驱动接口2210及驱动主轴2211,其中电机221固定安装于安装架体21上,所述驱动主轴2211的一端转动安装在安装架体21上,另一端连接有带轮223,所述电机221通过同步带222与带轮223连接,所述带轮223的侧面与中空结构的驱动复位连接座224连接,所述气缸225固定安装在驱动复位连接座224的中空内部,所述复位连接座224的侧面与驱动复位旋转基板226连接,所述驱动导向杆229通过直线轴承228与驱动复位旋转基板226滑动连接,所述驱动导向杆229的两端分别与气缸225和多个驱动斜块227连接,所述多个驱动斜块227围合成四棱台凹槽,所述驱动接口2210与所述主动航天模拟器4连接、并与驱动斜块227围合成的四棱台凹槽相对应。

[0011] 进一步地,所述复位机构23包括复位V块231、复位挡板232、导轨233、滑块234、横向气缸235、纵向气缸236及气缸安装座237,所述驱动主轴2211的四周分别对称设有两个复位V块231和两个复位挡板232,两个复位V块231分别与安装在驱动复位旋转基板226上的相对设置的两个横向气缸235连接,两个复位挡板232分别与安装在驱动复位旋转基板226上的相对设置的两个纵向气缸236连接,各复位挡板232的两端通过滑块234分别与安装在驱动复位旋转基板226上的两个导轨233滑动连接;当需要复位时,通过复位挡板232和复位V块231的先后动作,推动驱动接口2210,从而使主动航天模拟器4恢复初始位置。

[0012] 进一步地,所述偏航制动机构24包括可调缓冲器脚座241、可调式液压缓冲器242、驱动气缸243、连杆244、传动轴245、凸轮246、压板247、复位弹簧248、制动槽249、制动摩擦片2410、导轨2411及滑块2412,其中制动槽249通过滑块2412与安装在安装架体21上的导轨2411滑动连接,所述制动槽249两侧分别与一个可调式液压缓冲器242连接,各可调式液压缓冲器242通过可调缓冲器脚座241安装于安装架体21上,所述压板247的两端与制动槽249滑动连接,压板247的下方设有复位弹簧248,所述压板247的上方设有与制动槽249转动连接的传动轴245,所述传动轴245的一端通过连杆244与驱动气缸243连接,所述传动轴245上设有凸轮246;所述驱动气缸243驱动传动轴245转动,所述压板247在凸轮246的压迫或复位弹簧248的作用下向下移动或复位。

[0013] 进一步地,所述位姿测量机构25采用激光测距传感器组合测量法对主、被动航天模拟器位置姿态测量,各激光测距传感器单独安装在直角安装座上,所述直角安装座安装于安装架体21上。

[0014] 进一步地,所述主动航天模拟器4包括主动航天模拟器偏航架体41、主动航天模拟器垂向失重运动单元42、主动航天模拟器二维转台单元43及主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44,其中主动航天模拟器偏航架体41气浮于花岗岩平台组合体11上、并在主动运动状态下与主动偏航驱动单元2连接,所述主动航天模拟器垂向失重运动单元42设置于主动航天模拟器偏航架体41上、并与主动航天模拟器偏航架体41滑动连接,所述主动航天模拟器二维转台单元43安装在主动航天模拟器垂向失重运动单元42上,所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44安装在主动航天模拟器二维转台单元43上;

所述主动航天模拟器偏航架体41包括气足411、蜂窝板412、驱动接口座413、碳纤维底座414、激光测距反光板415、偏航刹车板416、气浮导柱417、碳纤维安装架418及滑轮驱动组

419,其中蜂窝板412的下方连接有气足411,上方连接有碳纤维底座414,所述蜂窝板412的几何中心连接有驱动接口座413,所述碳纤维底座414上固定有两个相互垂直的激光测距反光板415,碳纤维底座414的两侧对称设有两个偏航刹车板416,所述碳纤维底座414的上方对称布置四根气浮导柱417,所述四根气浮导柱417的上方通过碳纤维安装架418安装有两滑轮驱动组419;

所述主动航天模拟器垂向失重运动单元42包括气浮滑块421、吊装组件422、支架组件423、垂向刹车件424及俯仰刹车件425,其中吊装组件422的四角对称连接有四个气浮滑块421,所述气浮滑块421上连接有垂向刹车件424,所述吊装组件422的中心位置连接有支架组件423,所述支架组件423上连接有俯仰刹车件425;所述吊装组件422通过吊带与滑轮驱动组419连接,所述气浮滑块421与气浮导柱417滑动连接,所述支架组件423用于安装主动航天模拟器二维转台单元43;

所述主动航天模拟器二维转台单元43包括俯仰轴431和滚转轴432,其中俯仰轴431与支架组件423转动连接,所述滚转轴432与主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44相连;

所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44包括滚转连接轴441、配重杆442、配重盘443及对接试验机构444,其中滚转连接轴441与滚转轴432固定连接,所述滚转连接轴441上连接有配重杆442,所述配重杆442的端部安装有可调质量的配重盘443,所述滚转连接轴441的端部与对接试验机构444连接。

[0015] 进一步地,所述被动偏航驱动单元3包括安装架体31、偏航驱动装置32、复位机构33、制动机构34及位姿测量机构35,其中安装架体31与另一侧Y向滑台15固定连接,所述制动机构34、位姿测量机构35、偏航驱动装置32及复位机构33依次安装在安装架体31上。

[0016] 进一步地,所述被动航天模拟器5包括被动航天模拟器偏航架体51、被动航天模拟器垂向失重运动单元52、被动航天模拟器二维转台运动单元53及被动航天模拟器运动物理属性匹配单元54,其中被动航天模拟器偏航架体51气浮于花岗岩平台组合体11上、并在主运动状态下与被动偏航驱动单元3连接,所述被动航天模拟器垂向失重运动单元52设置于被动航天模拟器偏航架体51上、并与被动航天模拟器偏航架体51滑动连接,所述被动航天模拟器二维转台单元53安装在被动航天模拟器垂向失重运动单元52上,所述被动航天模拟器运动物理属性匹配单元54安装在被动航天模拟器二维转台单元53上。

[0017] 本发明提供的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置取得的有益效果是:

1). 本发明采用气浮技术实现十二自由度航天模拟器对接试验系统构型设计,航天模拟器构型限制小,灵敏度高,用于地面仿真实验效果更好。

[0018] 2). 本发明采用气浮导柱和气浮轴承装置结合比例配重原理实现垂向失重运动模拟,是区别于气浮五自由度航天模拟器关键所在,运动摩擦基本为零,模拟精度高。

[0019] 3). 本发明采用改进的哑铃式配重构型实现运动物理属性一致性匹配,匹配结果更加精确,单位质量配重块发挥的匹配作用更大,可调性更好。

[0020] 4). 本发明采用激光测距传感器组合测量方式实现航天模拟器位姿测量,是一种无接触测量方式,无干扰力,测量结果更加精确。

[0021] 5). 本发明采用碳纤维制作模拟器的基本架体,质量小,刚度高,承载能力大,能够节约更多的质量用于其它零部件设计制作。

[0022] 6). 本发明气浮平台和横向两自由度导轨安装基座均采用精磨大理石平台,刚度

高,变形小,环境影响小,长时间使用基本无变化,能够实现高精度大范围运动,达到高精度仿真目的。

[0023] 7). 本发明航天模拟器六个自由度之间不存在相互耦合关系,各自由度可单独实现,均可实现主动和自由运动两种状态,操作简单,安装维护方便。

[0024]

附图说明

[0025] 下面结合附图对发明作进一步说明:

- 图1为本发明的整体构型主视图;
- 图2为本发明中二维平动驱动单元俯视图;
- 图3为本发明中主动偏航驱动单元俯视图;
- 图4为本发明中主动偏航驱动装置主视图;
- 图5为本发明中主动偏航复位机构的主视图;
- 图6为本发明中主动偏航复位机构的仰视图;
- 图7为本发明中主动偏航制动机构主视图;
- 图8为本发明中被动偏航驱动单元俯视图;
- 图9为本发明中激光测距传感器组合测量原理图;
- 图10为本发明中主动航天模拟器主视图;
- 图11为本发明中主动航天模拟器偏航架体主视图;
- 图12为主动航天模拟器垂向失重运动架体俯视图;
- 图13为主动航天模拟器二维转台单元俯视图;
- 图14为主动航天模拟器运动物理属性匹配单元主视图;
- 图15为本发明中被动航天模拟器主视图。

[0026] 其中:1为二维平动驱动单元,11为花岗岩平台组合体,12为X向组合梁,13为X向滑台,14为Y向组合梁,15为Y向滑台,2为主动偏航驱动单元,21为安装架体,22为偏航驱动装置,221为电机,222为同步带,223为带轮,224为驱动复位连接座,225为气缸,226为驱动复位旋转基板,227为驱动斜块,228为直线轴承,229为驱动导向杆,2210为驱动接口,2211为驱动主轴组成,23为偏航复位机构,231为复位V块,232为复位挡板,233为导轨,234为滑块,235为横向气缸,236为纵向气缸,237为气缸安装座,24为偏航制动机构,241为可调缓冲器脚座,242为可调式液压缓冲器,243为气缸,244为连杆,245为传动轴,246为凸轮,247为压板,248为复位弹簧,249为制动槽,2410为制动摩擦片,2411为导轨,2412为滑块,25为位姿测量机构,3为被动偏航驱动单元,31为安装架体,32为偏航驱动装置,33为偏航复位机构,34为偏航制动机构,35为位姿测量机构,4为主动航天模拟器,41为主动航天模拟器偏航架体,411为气足,412为蜂窝板,413为驱动接口座,414为碳纤维底座,415为激光测距反光板,416偏航刹车板,417为气浮导柱,418为碳纤维安装架,419为固滑轮驱动组,42为主动航天模拟器垂向失重运动单元,421为气浮滑块,422为吊装组件,423为支架组件,424为垂向刹车件,425为俯仰刹车件,43为主动航天模拟器二维转台运动单元,431为俯仰轴,432为滚转轴,44为主动航天模拟器运动物理属性匹配单元,441为滚转连接轴,442为配重杆,443为配重盘,444为对接试验机构,5为被动航天模拟器,51为被动航天模拟器偏航架体,52为

被动航天模拟器垂向失重运动单元,53为被动航天模拟器二维转台运动单元,54为被动航天模拟器运动物理属性匹配单元。

[0027]

具体实施方式

[0028] 以下结合附图和具体实施例对本发明提出的十二自由度航天模拟器对接性能试验装置作进一步详细说明。根据下面说明和权利要求书,本发明的优点和特征将更清楚。需说明的是,附图均采用非常简化的形式且均使用非精准的比率,仅用以方便、明晰地辅助说明本发明实施例的目的。

[0029] 图1为本发明实施例提供的便携式塞尺自动在线检定装置的结构示意图;图2为本发明实施例提供的便携式塞尺自动在线检定装置中基座的测试结构示意图。参照图1以及图2,提供一种便携式塞尺自动在线检定装置,包括:基座11;夹持工件12,所述夹持工件12紧固在所述基座11上;数显万分表13,所述数显万分表13夹持在所述夹持工件12上,所述数显万分表13的测量头131正对所述夹持工件12的平头测砧面121正中心,所述数显万分表13的测量杆132与平头测砧面121垂直,所述测量杆132上设有一个把133,拨动所述把133可实现所述测量杆132与测砧接触和分离;测量处理模块14,与所述数显万分表13信号连接。

[0030] 如图1所示,本发明包括二维平动驱动单元1、主动偏航驱动单元2、被动偏航驱动单元3、主动航天模拟器4及被动航天模拟器5,其中主动偏航驱动单元2和被动偏航驱动单元3分别设置于二维平动驱动单元1的两端,所述主动航天模拟器4和被动航天模拟器5分别设置于主动偏航驱动单元2和被动偏航驱动单元3上;所述二维平动驱动单元1实现两平面平动自由度,所述主、被动偏航驱动单元2、3通过两平面机械配合连接于二维平动驱动单元实现偏航转动自由度,所述主、被动航天模拟器4、5分别通过竖直过质心的轴连于偏航驱动单元,实现垂向失重运动自由度和滚转、俯仰自由度,各自由度分别具有位置姿态设定(主动)和自由运动两种运动状态。

[0031] 如图2所示,所述二维平动驱动单元1包括花岗岩平台组合体11、X向组合梁12、X向滑台13、Y向组合梁14及Y向滑台15组成,其中花岗岩平台组合体11可由几块花岗岩拼接组成,由均布花岗岩平台支撑支撑,对花岗岩平台进行微调,确保花岗岩平台平面度和水平度要求,实现高水平度气浮平台。两套X向组合梁12分别在花岗岩平台组合体11两侧,并安装导轨、齿条、光栅尺等装置,两套X向滑台13通过齿轮与齿条配合,导轨滑块配合对称安装在两套X向组合梁12上,通过电机、减速器组合带动X向滑台13沿X向组合梁12运动。Y向滑台15通过导轨滑块,丝杠螺母配合安装在Y向组合梁14上,同样通过电机、减速器组合体带动,Y向组合梁14横架于两X向滑台13之上,通过螺栓紧固连接。所述X向组合梁12和Y向组合梁14均由花岗岩作为导轨座,变形小,刚度高,确保长距离运动的高精度、可靠性。每两套装置之间、每套设备内部,均设有安装调整环节以保证高精度配合,实现高精度运动,达到高精度仿真。该部分主要完成位置姿态设定阶段水平平动两自由度的实现和自由运动阶段对主、被动航天模拟器4、5的跟随运动和整体制动。

[0032] 如图3所示,所述主动偏航驱动单元2包括安装架体21、偏航驱动装置22、复位机构23、偏航制动机构24及位姿测量机构25,其中安装架体21通过两平面定位销与螺栓与一侧Y向滑台15接触、并紧固连接。安装架体21为一体两臂结构,两臂分别安装有左右偏航制动机

构24,中间一体安装偏航驱动装置22、复位机构23及位姿测量机构25。所述主动偏航驱动单元2主要完成主动航天模拟器4的偏航驱动、复位、制动及水平位姿测量。

[0033] 如图4所示,所述偏航驱动装置22包括电机221、同步带222、带轮223、驱动复位连接座224、气缸225、驱动复位旋转基板226、驱动斜块227、直线轴承228、驱动导向杆229、驱动接口2210及驱动主轴2211,其中电机221固定安装于安装架体21上,所述驱动主轴2211的一端通过滚动轴承转动安装在安装架体21上,另一端连接有带轮223,所述电机221通过同步带222与带轮223连接。所述带轮223的侧面与中空结构的驱动复位连接座224连接,所述气缸225固定安装在驱动复位连接座224的中空内部,所述复位连接座224的侧面与驱动复位旋转基板226连接。所述直线轴承228安装于驱动复位旋转基板226上,所述驱动导向杆229与直线轴承228滑动连接、并两端分别与气缸225和多个驱动斜块227连接,所述多个驱动斜块227围合成四棱台凹槽,所述驱动接口2210与所述主动航天模拟器4连接、并与驱动斜块227围合成的四棱台凹槽相对应,驱动接口2210的端部为外四棱台结构,方便驱动与快速分离,分离扰动足够小。所述驱动斜块227通过气缸225上下动作实现与驱动接口2210的快速离合。位置姿态设定阶段,通过电机221、同步带222传动,带动带轮223旋转,同时驱动复位连接座224、驱动复位旋转基板226及驱动斜块227转动,通过四棱台凹槽与四棱台配合带动驱动接口2210转动,实现主动航天模拟器4偏航转动。自由运动阶段,通过气缸225快速动作,实现驱动斜块227与驱动接口2210的快速分离,主动航天模拟器4自由运动。偏航驱动装置22快速离合,方便主动航天模拟器4外部供气、供电和内部供气、供电的转换。

[0034] 如图5、图6所示,所述复位机构23包括复位V块231、复位挡板232、导轨233、滑块234、横向气缸235、纵向气缸236及气缸安装座237,所述驱动主轴2211的四周分别对称设有两个复位V块231和两个复位挡板232,两个复位V块231分别与安装在驱动复位旋转基板226上的相对设置的两个横向气缸235连接,两个复位挡板232分别与安装在驱动复位旋转基板226上的相对设置的两个纵向气缸236连接,横向气缸235与纵向气缸236的输出方向垂直。各复位挡板232的两端通过滑块234分别与安装在驱动复位旋转基板226上的两个导轨233滑动连接;当需要复位时,通过复位挡板232和复位V块231的先后动作,推动驱动接口2210,从而使主动航天模拟器4恢复初始位置。

[0035] 如图7所示,所述偏航制动机构24包括可调缓冲器脚座241、可调式液压缓冲器242、驱动气缸243、连杆244、传动轴245、凸轮246、压板247、复位弹簧248、制动槽249、制动摩擦片2410、导轨2411及滑块2412,其中制动槽249通过滑块2412与安装在安装架体21上的导轨2411滑动连接,所述制动槽249两侧分别与一个可调式液压缓冲器242连接,各可调式液压缓冲器242通过可调缓冲器脚座241安装于安装架体21上。所述压板247的两端与制动槽249滑动连接,压板247的下方设有复位弹簧248,所述压板247的上方设有与制动槽249转动连接的传动轴245,所述传动轴245的一端通过连杆244与驱动气缸243连接,所述传动轴245上设有凸轮246;所述驱动气缸243驱动传动轴245转动,所述压板247在凸轮246的压迫或复位弹簧248的作用下向下移动或复位。X向前后以一定预压顶住可调式液压缓冲器242实现X向制动缓冲。当需要制动时,驱动气缸243动作,通过连杆244、传动轴245带动凸轮246转动,凸轮246压迫压板247下移压紧主动航天模拟器4上固定安装的制动臂,实现对主动航天模拟器4的水平三自由度的制动,复位弹簧248起压板247复位和Z向制动缓冲作用。

[0036] 位姿测量机构25用于实现航天模拟器相对于偏航驱动单元2的水平位姿测量,三

个传感器单独安装在直角安装座上,直角安装座直接安装于安装架体21上,便于调整,并且保持传感器之间相对位置关系稳定。通过组合激光测距传感器测出传感器相对航天模拟器上垂直布置反光板的距离,通过计算得出X方向、Y方向相对位移和偏航相对转角,实现高精度,无机械扰动测量。其测量原理,如图10所示: a_1, a_2, b 安装传感器, O_2O_3, O_2O_4 为主动航天模拟器反光板位置,设三个传感器测量值分别为 l_1, l_2, l_3 ,建立坐标系,设 a_1, a_2, b 三点的坐标(根据安装位置可知)分别为 $(x_1, 0), (x_2, 0), (y_1, 0)$;则 u, v, w 三点的坐标分别为 $(x_1, l_1), (x_2, l_2), (y_1, l_3)$ 。根据三点坐标及 $O_2O_3 \perp O_2O_4$ 的关系可求旋转角度及 O_2O_3, O_2O_4 两直线的方程分别为:

解得交点 O_2 的坐标,结合 O_1O_2 线段间的已知距离、直线 O_1O_2 与直线 O_2O_3 间的夹角 α ,可求的模样件质心 O_1 的坐标。

[0037] 如图8所示,所述被动偏航驱动单元3包括安装架体31、偏航驱动装置32、复位机构33、制动机构34及位姿测量机构35,其中安装架体31与另一侧Y向滑台15固定连接,所述制动机构34、位姿测量机构35、偏航驱动装置32及复位机构33依次安装在安装架体31上。被动偏航驱动单元3的功能实现与主动偏航驱动单元2相同,具体结构根据轻载特性做优化设计。

[0038] 如图10所示,所述主动航天模拟器4包括主动航天模拟器偏航架体41、主动航天模拟器垂向失重运动单元42、主动航天模拟器二维转台单元43及主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44,其中主动航天模拟器偏航架体41气浮于花岗岩平台组合体11上、并在主运动状态下与主动偏航驱动单元2连接,所述主动航天模拟器垂向失重运动单元42设置于主动航天模拟器偏航架体41上、并与主动航天模拟器偏航架体41滑动连接,所述主动航天模拟器二维转台单元43安装在主动航天模拟器垂向失重运动单元42上,所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44安装在主动航天模拟器二维转台单元43上。

[0039] 如图11所示,所述主动航天模拟器偏航架体41包括气足411、蜂窝板412、驱动接口座413、碳纤维底座414、激光测距反光板415、偏航刹车板416、气浮导柱417、碳纤维安装架418及滑轮驱动组419,其中气足411绕质心均布于蜂窝板412下方,试验阶段,通过气浮使主动航天模拟器4整体浮于大理石平台上,实现平面三自由度。驱动接口座413固定于蜂窝板412几何中心,与主动偏航驱动接口2210固定连接,位置姿态设定阶段,驱动主动航天模拟器4偏航转动。碳纤维底座414固定于蜂窝板上方,位于气浮导柱417下方,其串联连接作用,同时碳纤维底座414上固定安装两相互垂直激光测距反光板415,用于完成相对主动偏航驱动单元2的位置姿态测量。碳纤维底座414的两侧固定对称安装两偏航刹车板416,用于完成主动航天模拟器4整体制动。碳纤维底座414的上方对称布置四根气浮导柱417,四根气浮导柱417上方通过碳纤维安装架418对称固定安装两滑轮驱动组419。

[0040] 如图12所示,所述主动航天模拟器垂向失重运动单元42包括气浮滑块421、吊装组件422、支架组件423、垂向刹车件424及俯仰刹车件425,其中吊装组件422的四角对称连接有四个气浮滑块421,所述气浮滑块421上连接有垂向刹车件424。所述吊装组件422的中心位置连接有支架组件423,所述支架组件423上连接有俯仰刹车件425;所述吊装组件422通过吊带与滑轮驱动组419连接,带动主动航天模拟器垂向失重运动单元42整体上下移动,所述气浮滑块421与气浮导柱417滑动连接,所述支架组件423用于安装主动航天模拟器二维

转台单元43。所述垂向刹车件424和俯仰刹车件425分别用于实现垂向刹车和俯仰刹车。

[0041] 如图13所示,所述主动航天模拟器二维转台单元43包括俯仰轴431和滚转轴432,所述俯仰轴431通过滚子轴承安装于主动航天模拟器垂向失重运动单元42的支架组件423上,滚转轴432与主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44相连,实现主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44的滚转和俯仰转动。

[0042] 如图14所示,所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44包括滚转连接轴441、配重杆442、配重盘443及对接试验机构444,其中滚转连接轴441与主动航天模拟器二维转台单元43上的滚转轴432固定连接,所述滚转连接轴441上连接有配重杆442,所述配重杆442的端部安装有可调质量的配重盘443,通过改变配重杆442的位置和配重盘443的质量,实现对航天器质量、惯量、质心位置的匹配模拟。对接试验机构444安装于滚转连接轴441的轴端,是航天模拟器各自由度运动的终端。

[0043] 所述主动航天模拟器4在位置姿态设定阶段通过过质心的转轴和主动偏航驱动单元2配合连接,自由运动阶段和其他单元脱离,通过主动航天模拟器偏航架体41上均布的气足411实现气浮,达到完全自由运动。主动航天模拟器垂向失重运动单元42通过同轴不等径滑轮分别带动模样件部分(包括主动航天模拟器二维转台运动单元43和主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44)和配重块实现实时配重平衡,该部分与主动航天模拟器偏航架体41上支架通过气浮轴承和气浮导柱实现无摩擦配合接触,实现高精度运动仿真。主动航天模拟器二维转台运动单元43通过两个电机分别带动俯仰轴431和滚转轴432转动,通过角接触球轴承与主动航天模拟器垂向失重运动单元42实现低摩擦接触。主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44采用改进的哑铃式配重构型,可调的安装结构,可微调的配重块结构,一定的对称布置,实现对真实航天器质量、质心位置、转动惯量等运动物理属性匹配,通过主动航天模拟器二维转台运动单元43伸出的滚转轴432和其他部分连接在一起。该部分主要对真实航天器的运动物理属性模拟,实现主动运动状态下垂向失重运动,滚转、俯仰二维转动运动和自由运动状态下六自由度完全自由的实现。

[0044] 如图15所示,所述被动航天模拟器5包括被动航天模拟器偏航架体51、被动航天模拟器垂向失重运动单元52、被动航天模拟器二维转台运动单元53及被动航天模拟器运动物理属性匹配单元54,其中被动航天模拟器偏航架体51气浮于花岗岩平台组合体11上、并在主运动状态下与被动偏航驱动单元3连接,所述被动航天模拟器垂向失重运动单元52设置于被动航天模拟器偏航架体51上、并与被动航天模拟器偏航架体51滑动连接,所述被动航天模拟器二维转台单元53安装在被动航天模拟器垂向失重运动单元52上,所述被动航天模拟器运动物理属性匹配单元54安装在被动航天模拟器二维转台单元53上。

[0045] 被动航天模拟器5的功能实现与主动航天模拟器4相同,被动航天模拟器5相比主动航天模拟器4质量较轻,摩擦阻力控制要求更加严格。所述被动航天模拟器垂向失重运动单元52采用气浮导柱、气浮滑块、气浮轴承实现垂向失重运动模拟,运动接触摩擦基本为零,能够高精度实现比例配重原理构型设计,实现非全质量下等效动力学特性,垂向失重运动模拟精度高。所述气浮轴承装置,支撑部分,转轴部分和滑轮部分,均采用内部打孔或掏空处理,提高刚度同时减轻质量。

[0046] 所述主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44、被动航天模拟器运动物理属性匹配单元54成一定结构对称设计,确保其质心位置位于转动中心,绕各轴的转动惯量耦合性

小,整体平衡性更加出色。所述主动航天模拟器偏航架体41、主动航天模拟器运动物理属性匹配单元44、被动航天模拟器偏航架体51和被动航天模拟器运动物理属性匹配单元54支撑架体由碳纤维材料制作,碳纤维支架质量轻,刚度高,承载能力大,能满足要求严格的航天模拟器限制要求。

[0047] 本发明的工作原理为:

航天模拟器的运动状态分为主动运动和自由运动两种运动状态,主动运动完成航天模拟器给定位置姿态,运动状态的设定。自由运动完成航天模拟器对接试验性能测试。为了达到航天模拟器高精度地面仿真的实验目的,航天模拟器构型设计上需要能够做到高精度驱动、制动、复位和测量,并且需要做到对真实航天器一系列运动物理属性的匹配模拟。

[0048] 在主动运动状态下二维平动驱动单元1、主动偏航驱动单元2、被动偏航驱动单元3、主动航天模拟器4和被动航天模拟器5上所有电机通电实现运动,在自由运动状态下主、被动偏航驱动单元2、3,主动航天模拟器4和被动航天模拟器5上所有电机断电,二维平动运动单元1电机通电做跟随运动。

[0049] 平面三自由度主动运动状态下:左右电机同步转动,带动两X向滑台沿X向组合梁同速移动,Y向组合梁、Y向滑台及偏航驱动单元也做同样移动。同时,通过电机带动丝杠螺母,Y向滑台可沿Y向组合梁导轨移动,偏航驱动单元同样移动。由此,偏航驱动单元中驱动轴可做任意的X向、Y向组合运动,同时驱动轴可由偏航驱动单元上电机、同步带驱动转动,此时驱动轴和航天模拟器固定配合连接,且垂向通过航天模拟器质心,由此航天模拟器实现水平三自由度主动运动,其制动通过偏航驱动单元制动部分制动实现,通过光栅尺和激光测距传感器组合测量实现精确定位,反馈控制电机动作,实现精确运动。自由运动状态下:偏航驱动轴停止转动,同时驱动轴与航天模拟器配合分离,航天模拟器仅依靠气浮轴承气浮做悬浮状态,根据激光测距传感器测量的相对位置,X向滑台电机与Y向滑台电机做动作实现Y向组合梁、偏航驱动单元做跟随运动,适时进行制动。

[0050] 垂向失重运动自由度需要做到在非全质量下达到全质量等效动力学特性,采用电机同轴带动半径不等的滑轮,大滑轮带动配重块,小滑轮带动模样件,为了保证在受到上下方向垂向力时,绳带不发生松弛状态,需要满足有效运动条件,为达到等效动力学特性,由拉格朗日方程可以推出需要满足的等效动力学条件,为保证配重平衡,需要满足比例配重条件,同时需要满足总质量匹配条件。综上所述,需要满足以下条件:设模样件质量 m_1 ,配重块质量 m_2 ,模样件滑轮半径 r ,配重块滑轮半径 R ,转角 θ 为系统广义坐标,配重块及模样件滑轮半径比, J 为轴、滑轮及电机转动惯量, F 为垂向撞击力,由于气浮底座、架体、气浮导柱等质量无法沿垂向上下运动,设其所占质量为 m' ,剩余运动质量为 m :

$$\begin{cases} M = m_1 + m_2 k^2 + \frac{J}{r^2}, & \text{等效动力学特性方程} \\ M = m_1 + m_2 + m', & \text{总质量方程} \\ \frac{m_2 g R}{J + m_2 R} \geq \frac{F - m_1 g}{m_1 r}, & \text{有效运动方程} \\ m_1 = m_2 k, & \text{比例配重方程} \end{cases}$$

运动物理属性一致性匹配,由于模拟器与真实航天器的运动状态不同,模拟器绕不同轴的转动惯量需要不同部分模拟,由该转动运动下的运动部分模拟。

[0051] 综上所述,所述六自由度航天模拟器通过气浮技术实现平面三自由度,通过气浮装置和比例配重原理实现垂向失重运动自由度,通过二维转台实现其余两个自由度。所述航天模拟器各自由度之间运动耦合性小,各自由度实现灵敏、可靠,运动范围大,运动轨迹不受限制,采用气浮技术(现有技术)模拟精度高。

[0052] 显然,本领域的技术人员可以对本发明进行各种改动和变形而不脱离本发明的精神和范围。这样,倘若本发明的这些修改和变型属于本发明权利要求及其等同技术的范围之内,则本发明也意图包含这些改动和变型在内。

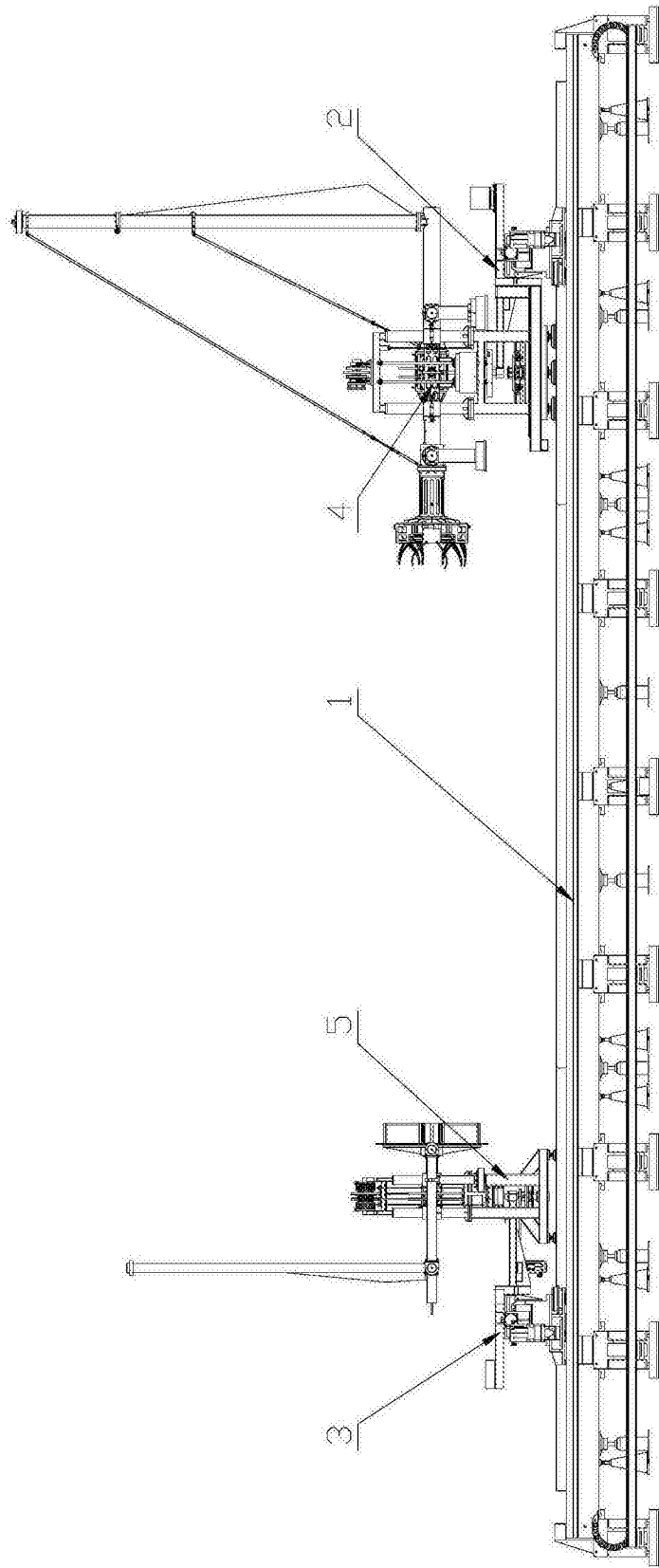


图1

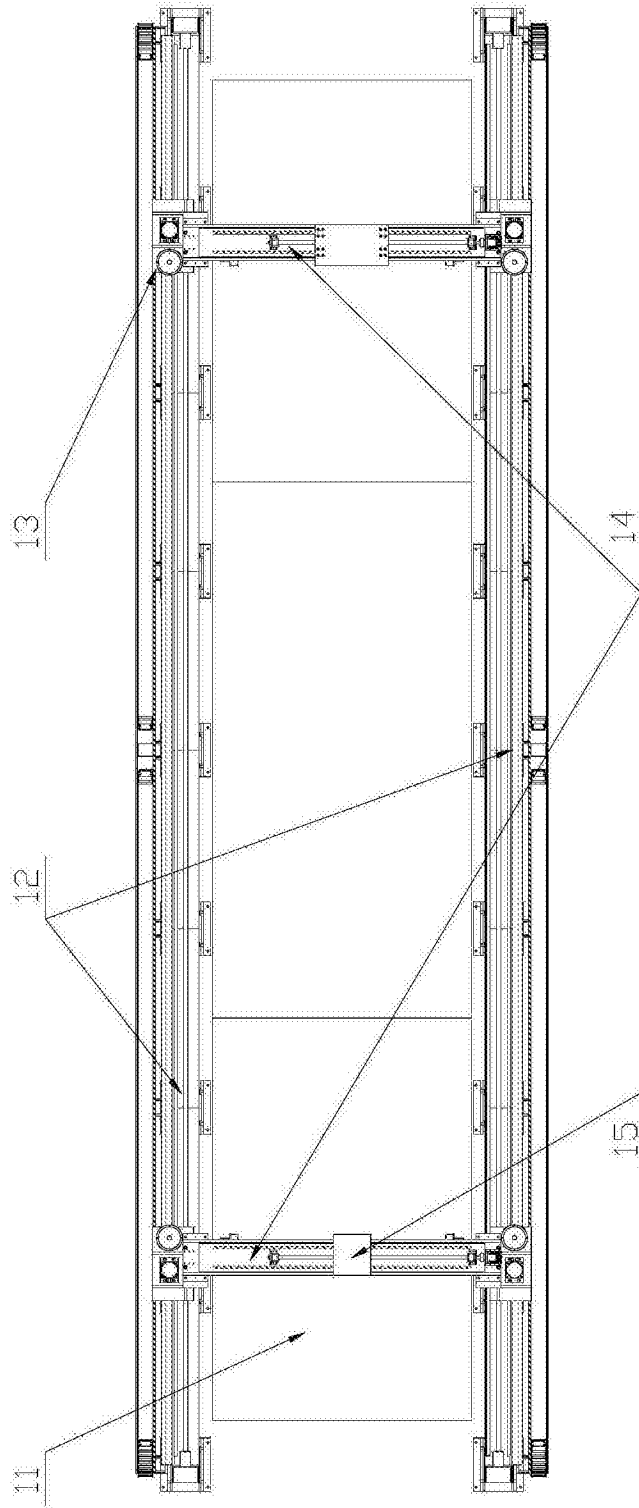


图2

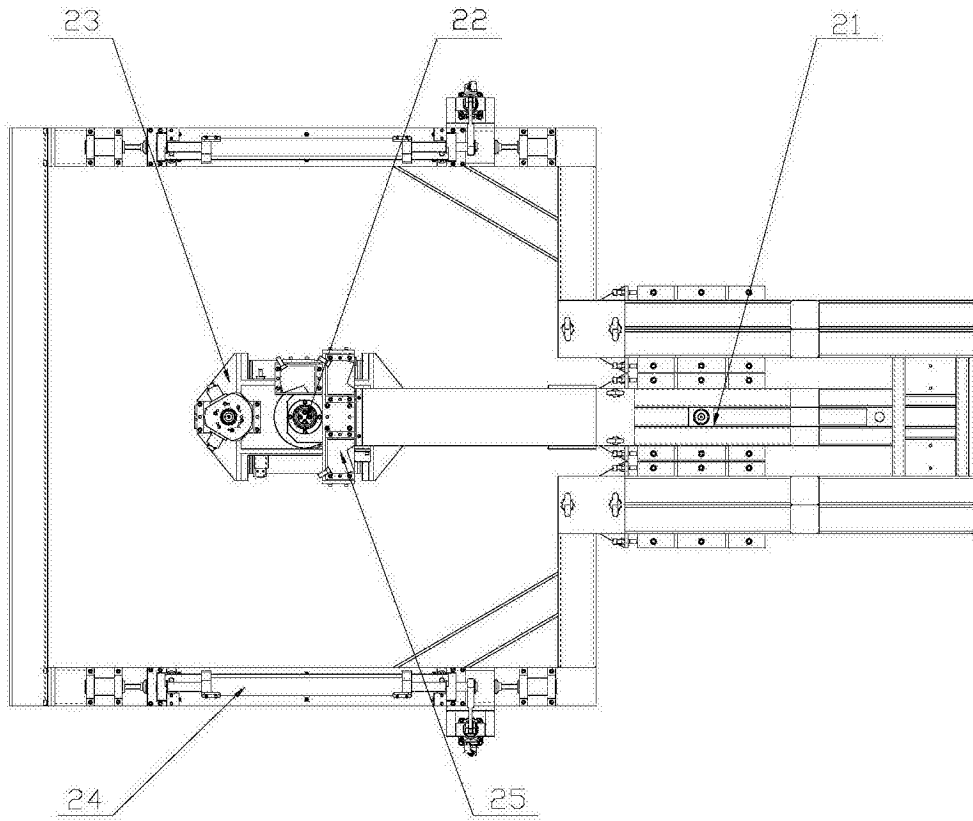


图3

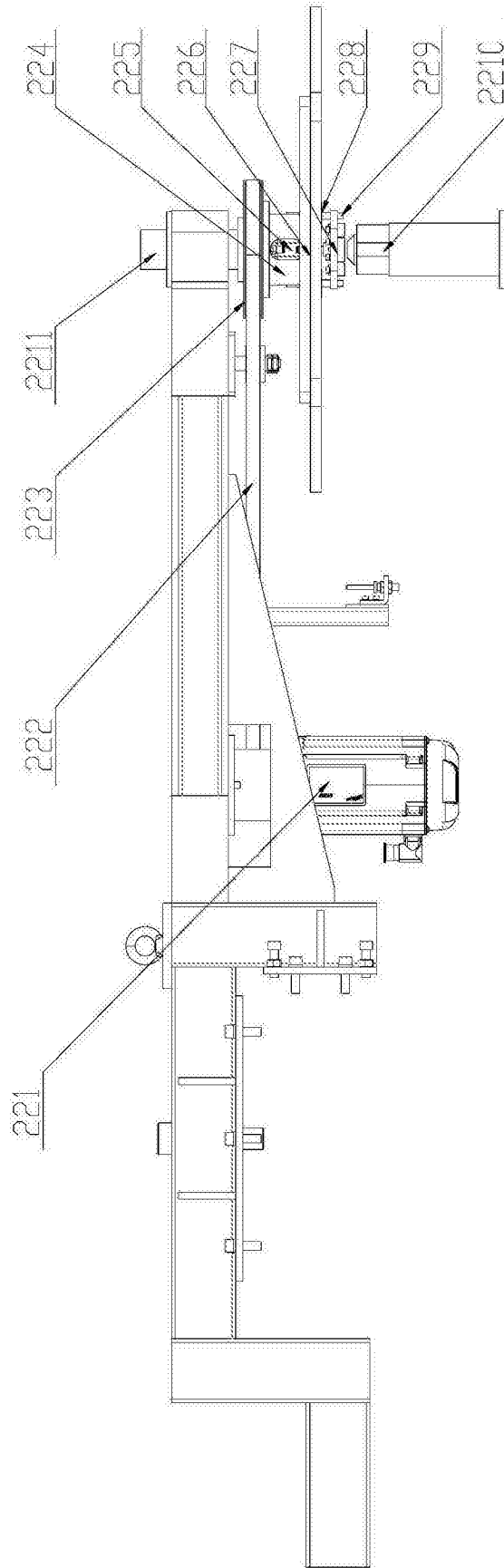


图4

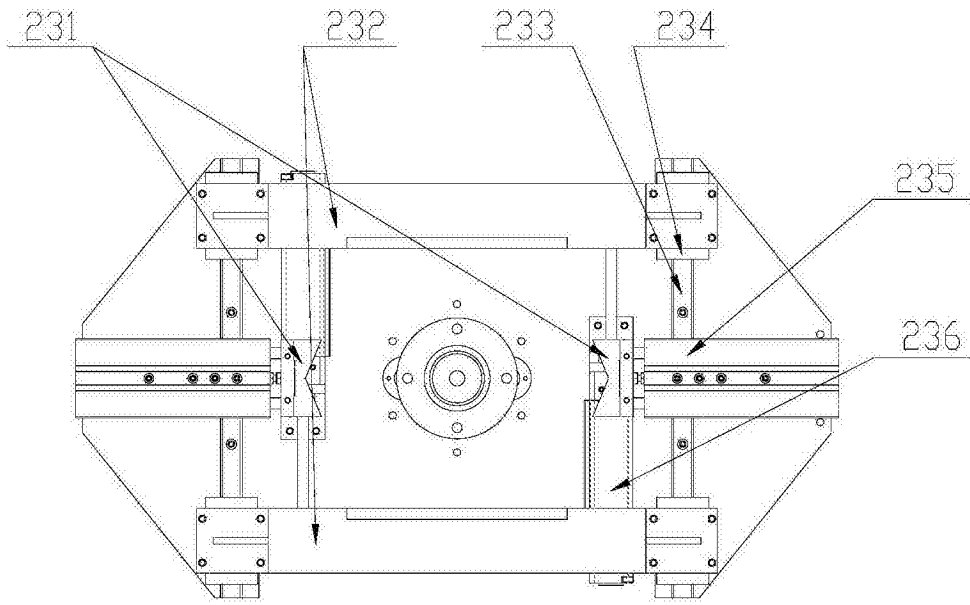


图5

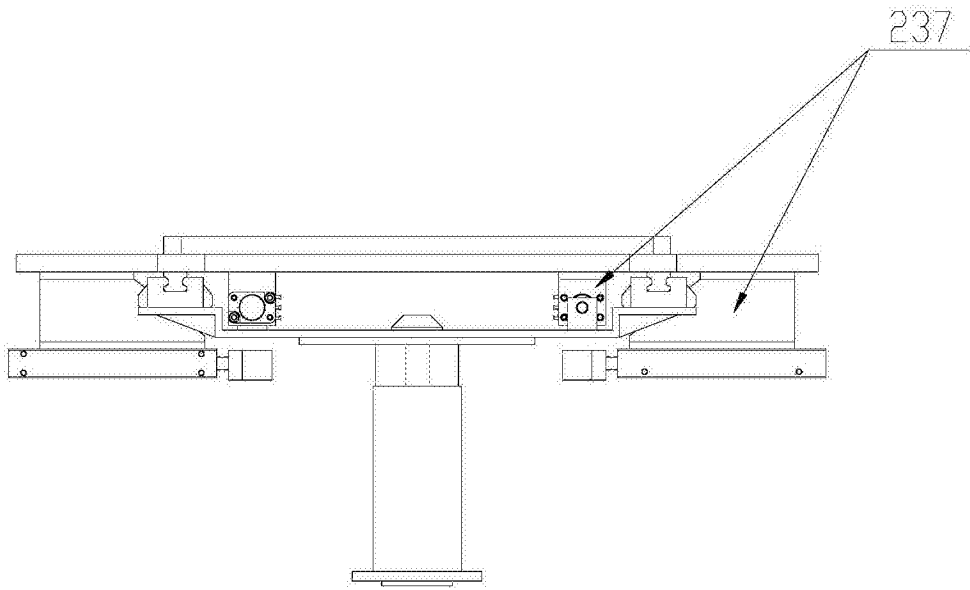


图6

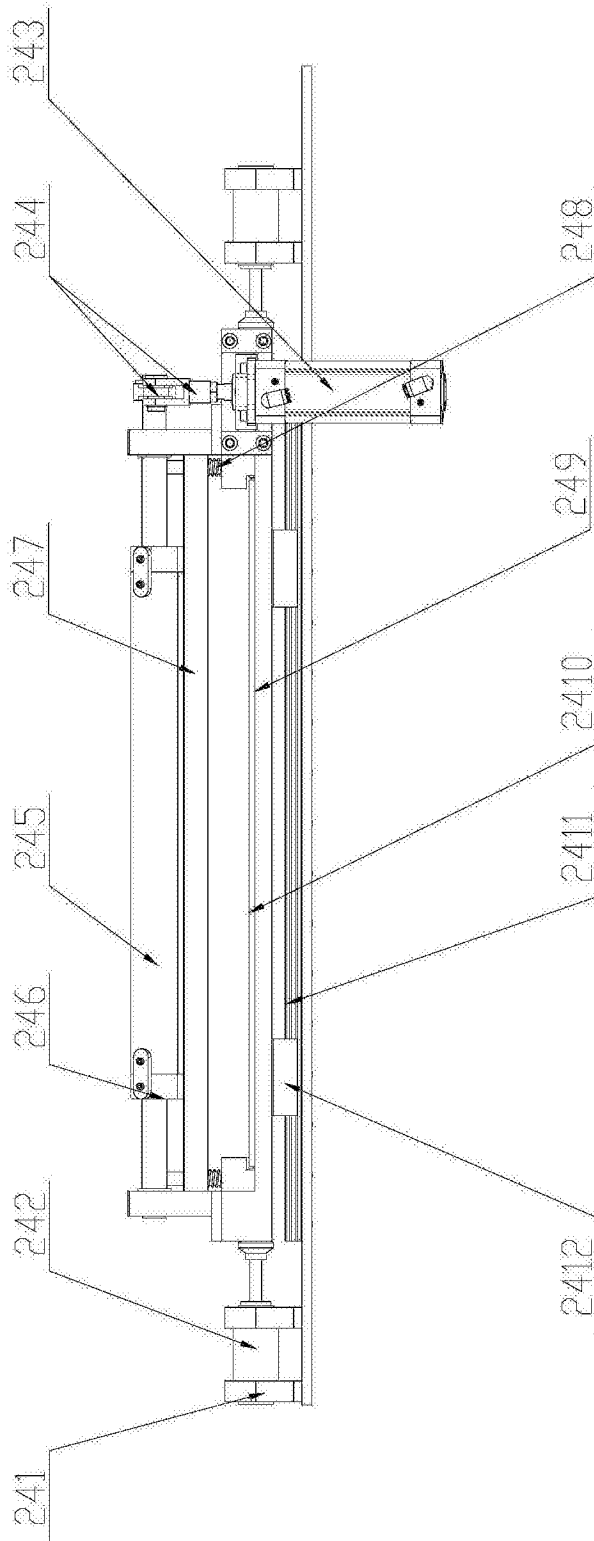


图7

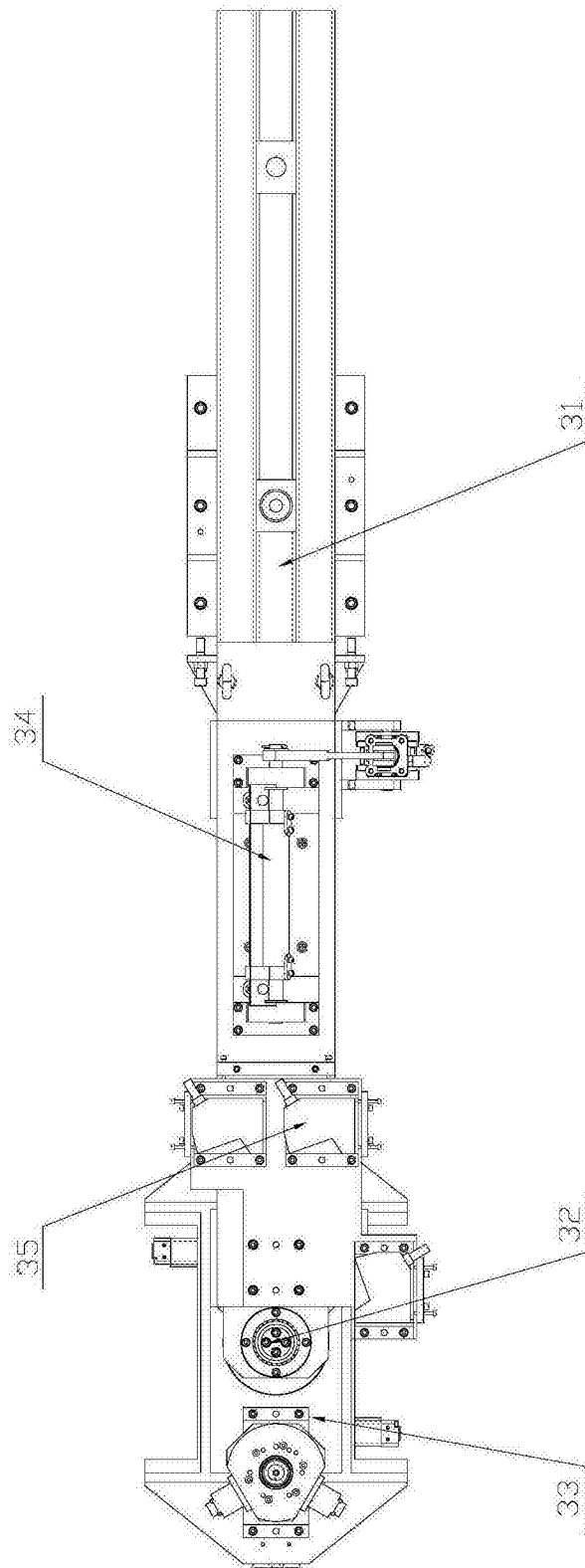


图8

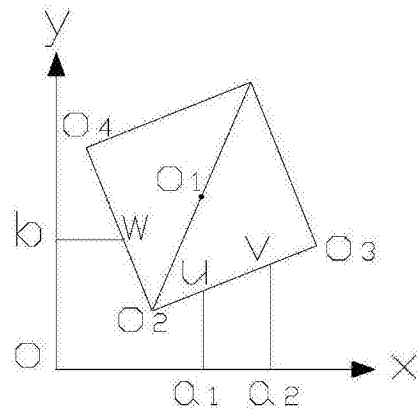


图9

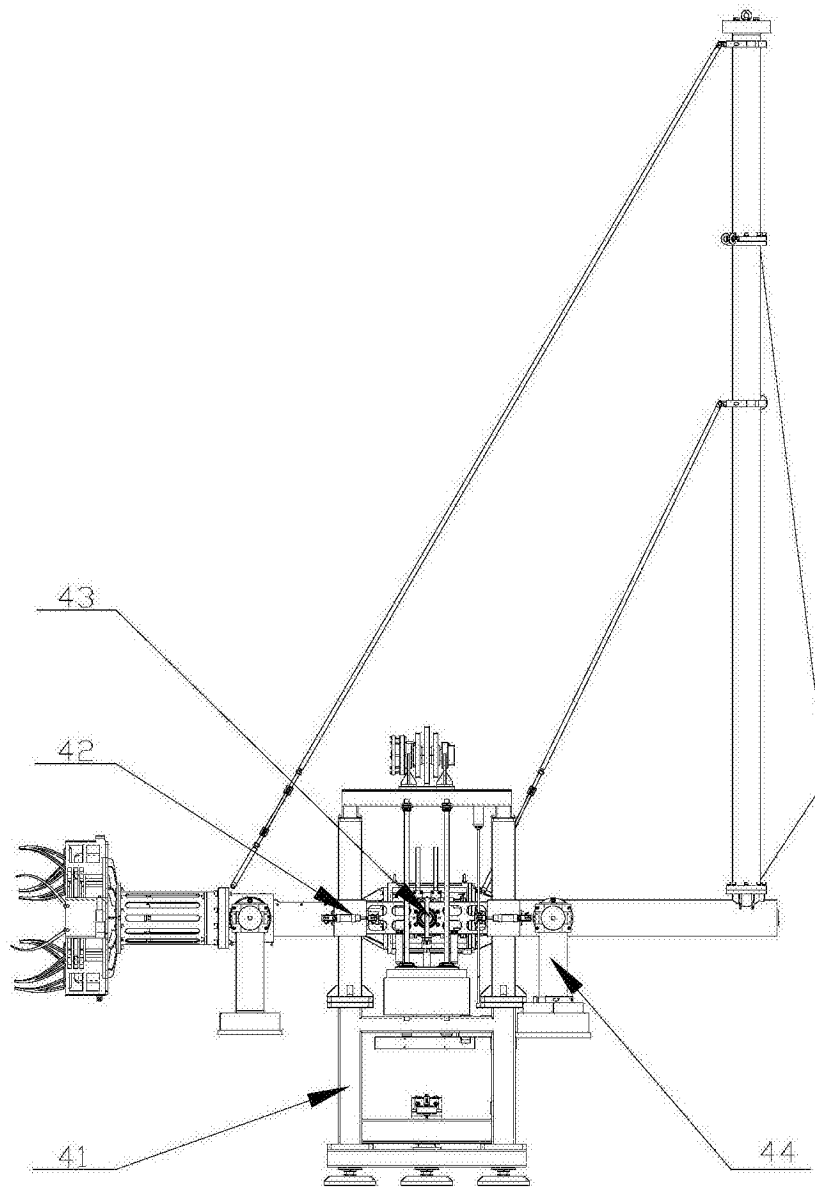


图10

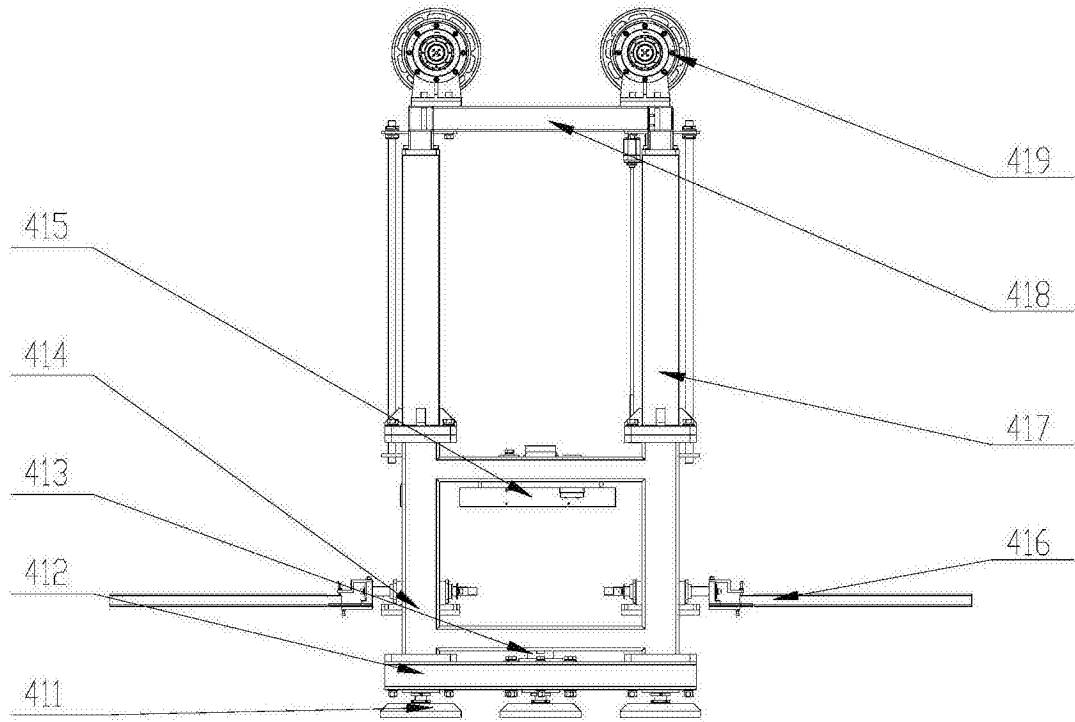


图11

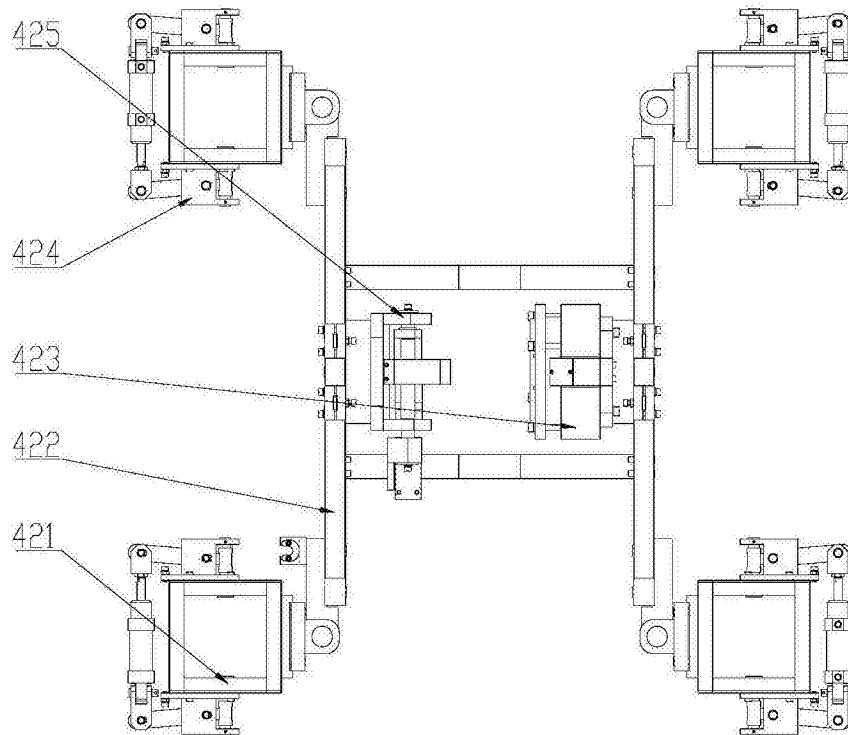


图12

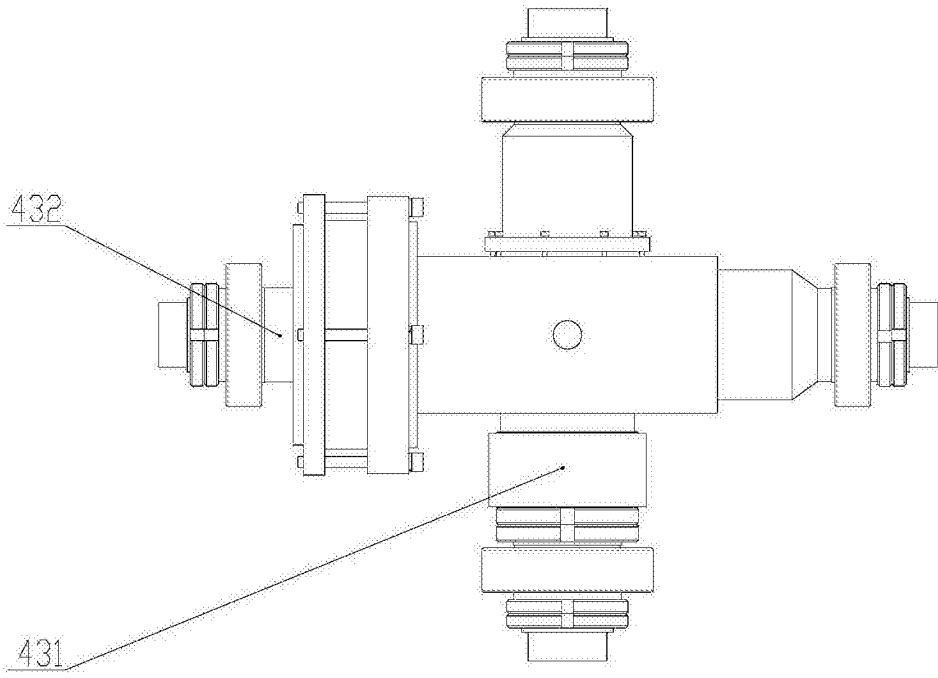


图13

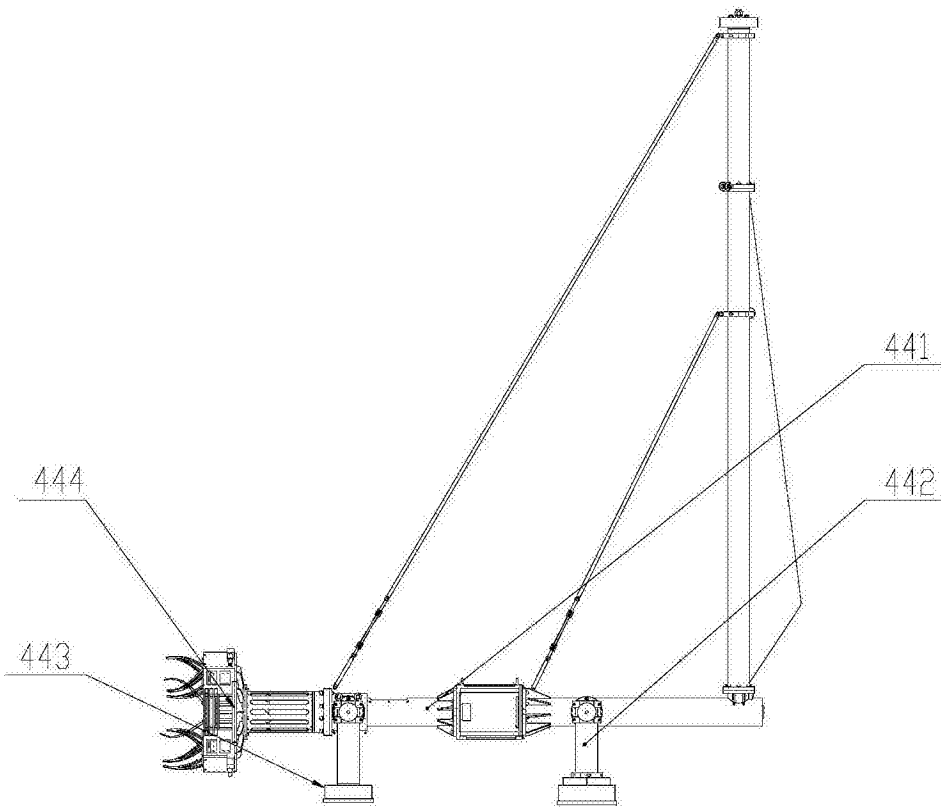


图14

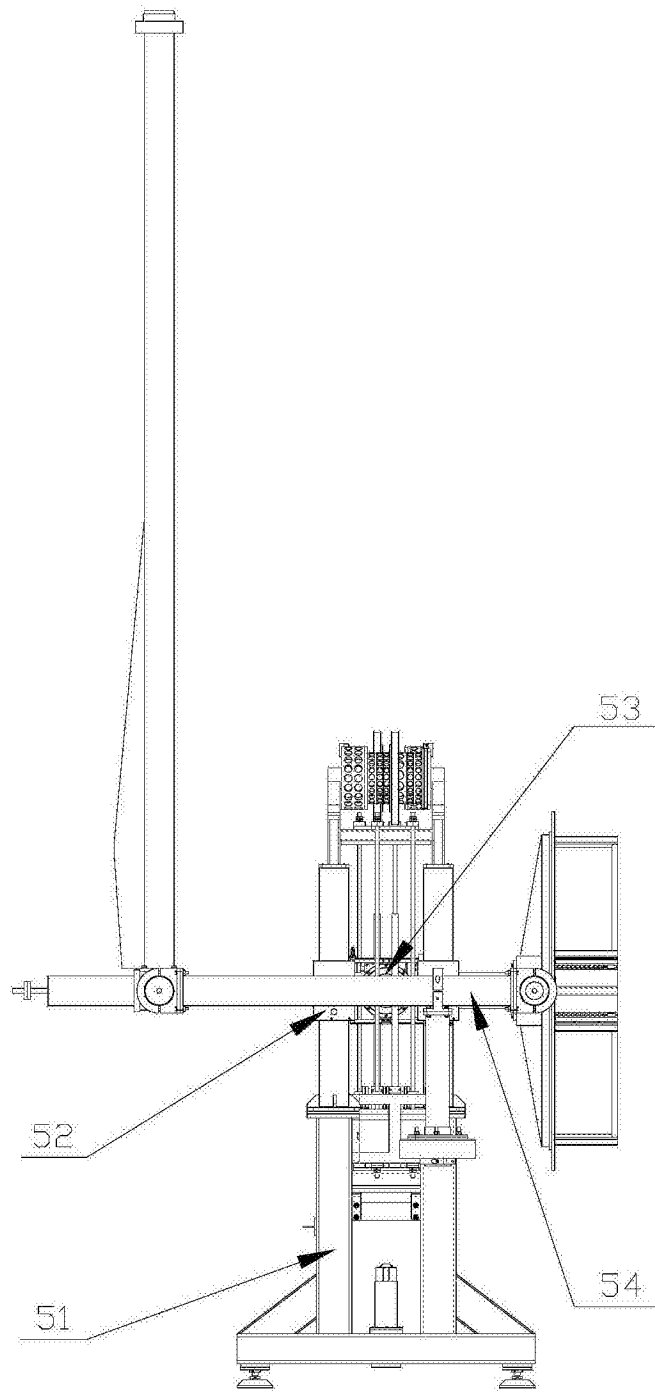


图15