



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112320681 A

(43) 申请公布日 2021.02.05

(21) 申请号 202011295122.X

(22) 申请日 2020.11.18

(71) 申请人 中国人民解放军32181部队
地址 050003 河北省石家庄市新华区北新街169号

(72) 发明人 宋祥君 郭晓冉 耿斌 马飒飒
方乐 刘海涛 韩宁 康科 孙晶
高润冬

(74) 专利代理机构 石家庄国为知识产权事务所
13120
代理人 柳萌

(51) Int. Cl.
B66F 7/16 (2006.01)
B66F 7/22 (2006.01)
B66F 7/28 (2006.01)

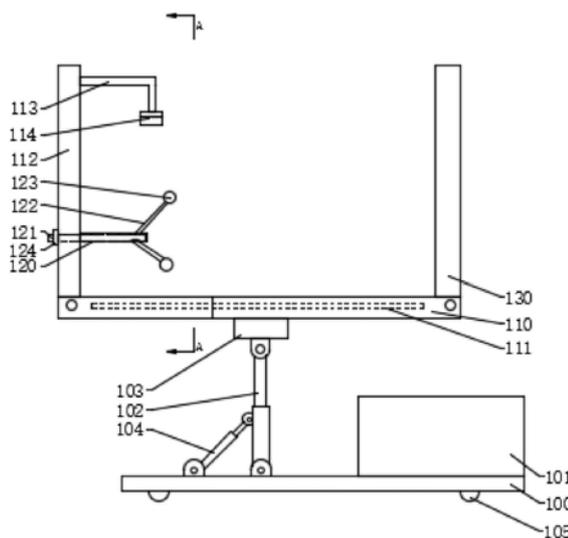
权利要求书1页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

导弹空壳运输架

(57) 摘要

本发明提供了一种导弹空壳运输架,属于运输技术领域,包括移动底座、承接架、外压组件和内撑组件。本发明提供的导弹空壳运输架,采用外压组件和内撑组件将导弹空壳固定在承接架上,固定效果更为稳定。连接在移动底座上的顶升机构控制承接架的高度,将导弹空壳由地面升高至导弹运输车上,移动底座便于导弹空壳运输架空车或载重情况下的移动,为导弹空壳的运输提供方便。本发明提供的导弹空壳运输架固定效果稳定,且不需人工对准导弹和运输车上的承接架即可完成导弹放置,很大程度上减小了工作人员的劳动强度,且本发明提供的导弹空壳运输架体积较小,装配简单,方便取用和放置。



1. 导弹空壳运输架,其特征在于,包括:
移动底座;
承接架,通过顶升机构设于所述移动底座的上方;
外压组件,所述外压组件通过连接件设置在所述承接架上;以及
内撑组件,所述内撑组件包括设置在所述连接件上的驱动机构和与所述驱动机构连接的顶紧件,所述驱动机构位于所述外压组件的下方,所述顶紧件抵靠在所述导弹空壳的内壁上,用于支撑所述导弹空壳;
所述外压组件向下压紧在由所述顶紧件撑起的所述导弹空壳的外壁上,以使所述导弹空壳稳定的置于所述承接架上。
2. 如权利要求1所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述驱动机构包括:
支撑管,水平安装在所述连接件上;
牵引杆,穿设于所述支撑管内,用于连接所述顶紧件;
定位件,设于所述牵引杆上,用于限位所述牵引杆相对于所述支撑管轴向的自由度;
所述牵引杆沿所述支撑管的轴向移动,并借助所述定位件限位,用于驱动所述顶紧件抵靠在所述导弹空壳的内壁上。
3. 如权利要求2所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述顶紧件包括:
多个顶紧杆,分别铰接于所述牵引杆穿入所述支撑管的一端,所述顶紧杆分别对应贯穿开设在所述支撑管周向的多个通孔,且所述顶紧杆与所述通孔间隙配合;
所述牵引杆沿所述支撑管轴向滑动,以使多个所述顶紧杆在对应的所述通孔的限位下,抵靠在所述导弹空壳的内壁上。
4. 如权利要求3所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述通孔的侧向具备两个倾斜设置的导滑面,两个所述导滑面沿所述支撑管的轴向依次设置。
5. 如权利要求3所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述顶紧杆的自由端设有橡胶球,所述顶紧杆借助所述橡胶球顶紧所述导弹空壳的内壁。
6. 如权利要求2所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述连接件为铰接设置在所述承接架上的翻转板,所述外压组件和所述支撑管自上而下连接在所述翻转板上。
7. 如权利要求1所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述承接架包括两个横向设置,且相互平行的承重杆。
8. 如权利要求7所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述承重杆内部设有用于调节自身长度的伸缩机构。
9. 如权利要求1所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述承接架远离所述连接件的一端设有挡板,所述挡板配合所述连接件用于横向压紧所述导弹空壳。
10. 如权利要求9所述的导弹空壳运输架,其特征在于,所述挡板铰接在所述承接架上。

导弹空壳运输架

技术领域

[0001] 本发明属于运输技术领域,更具体地说,是涉及一种导弹空壳运输架。

背景技术

[0002] 目前,导弹陆运多采用将导弹分解后分类装载在导弹公路运输车上进行运输。由于导弹空壳体积较大,重量较大,目前多为吊车和人工合作将导弹空壳装到导弹公路运输车上,但吊车车身大,起重臂不能自由伸缩,局限性太强,吊动过程中需要人手动放置导弹空壳,人员劳动强度大。

发明内容

[0003] 本发明的目的在于提供一种导弹空壳运输架,旨在解决导弹空壳装车过程困难以及人员手动放置导弹空壳,劳动强度大的问题。

[0004] 为实现上述目的,本发明采用的技术方案是:提供一种导弹空壳运输架,包括:

[0005] 移动底座;

[0006] 承接架,通过顶升机构设于所述移动底座的上方;

[0007] 外压组件,所述外压组件通过连接件设置在所述承接架上;以及

[0008] 内撑组件,所述内撑组件包括设置在所述连接件上的驱动机构和与所述驱动机构连接的顶紧件,所述驱动机构位于所述外压组件的下方,所述顶紧件抵靠在所述导弹空壳的内壁上,用于支撑所述导弹空壳;

[0009] 所述外压组件向下压紧在由所述顶紧件撑起的所述导弹空壳的外壁上,以使所述导弹空壳稳定的置于所述承接架上。

[0010] 作为本申请另一实施例,所述驱动机构包括:

[0011] 支撑管,水平安装在所述连接件上;

[0012] 牵引杆,穿设于所述支撑管内,用于连接所述顶紧件;

[0013] 定位件,设于所述牵引杆上,用于限位所述牵引杆相对于所述支撑管轴向的自由度;

[0014] 所述牵引杆沿所述支撑管的轴向移动,并借助所述定位件限位,用于驱动所述顶紧件抵靠在所述导弹空壳的内壁上。

[0015] 作为本申请另一实施例,所述顶紧件包括:

[0016] 多个顶紧杆,分别铰接于所述牵引杆穿入所述支撑管的一端,多个顶紧杆分别对应贯穿开设在所述支撑管周向的多个通孔,且所述顶紧杆与所述通孔间隙配合;

[0017] 所述牵引杆沿所述支撑管轴向滑动,以使多个所述顶紧杆在对应的所述通孔的限位下,抵靠在所述导弹空壳的内壁上。

[0018] 作为本申请另一实施例,所述通孔的侧向具备两个倾斜设置的导滑面,两个所述导滑面沿所述支撑管的轴向依次设置。

[0019] 作为本申请另一实施例,所述顶紧杆的自由端设有橡胶球,所述顶紧杆借助所述

橡胶球顶紧所述导弹空壳的内壁。

[0020] 作为本申请另一实施例,所述连接件为铰接设置在所述承接架上的翻转板,所述外压组件和所述支撑管自上而下连接在所述翻转板上。

[0021] 作为本申请另一实施例,所述承接架包括两个横向设置,且相互平行的承重杆。

[0022] 作为本申请另一实施例,所述承重杆内部设有用于调节自身长度的伸缩机构。

[0023] 作为本申请另一实施例,所述承接架远离所述连接件的一端设有挡板,所述挡板配合所述连接件用于横向压紧所述导弹空壳。

[0024] 作为本申请另一实施例,所述挡板铰接在所述承接架上。

[0025] 本发明提供的导弹空壳运输架的有益效果在于:与现有技术相比,本发明导弹空壳运输架采用外压组件和内撑组件将导弹空壳固定在承接架上,固定效果更为稳定。连接在移动底座上的顶升机构控制承接架的高度,将导弹空壳由地面升高至导弹运输车上,移动底座便于导弹空壳运输架空车或载重情况下的移动,为导弹空壳的运输提供方便。本发明提供的导弹空壳运输架固定效果稳定,且不需人工对准导弹和运输车上的承接架即可完成导弹放置,很大程度上减小了工作人员的劳动强度,且本发明提供的导弹空壳运输架体积较小,装配简单,方便取用和放置。

附图说明

[0026] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0027] 图1为本发明实施例提供的导弹空壳运输架的结构示意图;

[0028] 图2为本发明实施例提供的导弹空壳运输架的俯视图;

[0029] 图3为本发明实施例提供的导弹空壳运输架的左视图;

[0030] 图4为本发明实施例提供的导弹空壳运输架的右视图;

[0031] 图5为沿图1中A-A线的剖视结构图;

[0032] 图6为内撑组件剖面结构示意图;

[0033] 图7为联动机构的结构示意图。

[0034] 图中:100、移动底座;101、电机;102、第一气缸;103、受力板;104、第二气缸;110、承接架;111、伸缩杆;112、连接件;113、压杆;114、弧形压板;115、第一横板;116、第二横板;120、支撑管;121、牵引杆;122、顶紧杆;123、橡胶球;124、紧固螺母;130、挡板;140、第一齿轮组;141、第二齿轮组;142、齿条;143、联动杆。

具体实施方式

[0035] 为了使本发明所要解决的技术问题、技术方案及有益效果更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本发明进行进一步详细说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅仅用以解释本发明,并不用于限定本发明。

[0036] 请参阅图1至图7,现对本发明提供的导弹空壳运输架进行说明。所述导弹空壳运输架,包括移动底座100、承接架110、外压组件和内撑组件。承接架110通过顶升机构设于移

动底座100的上方;外压组件通过连接件112设置在承接架110上;内撑组件包括设置在连接件112上的驱动机构和与驱动机构连接的顶紧件,驱动机构位于外压组件的下方,顶紧件抵靠在导弹空壳的内壁上,用于支撑导弹空壳;外压组件向下压紧在由顶紧件撑起的导弹空壳的外壁上,以使导弹空壳稳定的置于承接架110上。

[0037] 本发明提供的导弹空壳运输架,与现有技术相比,由于导弹空壳圆筒状结构,因此采用外压组件和内撑组件将导弹空壳固定在承接架110上,固定效果更为稳定。导弹空壳由外压组件和内撑组件共同夹持,稳定在承接架110上,由连接在移动底座100上的顶升机构控制承接架110的高度,将导弹空壳由地面升高至导弹运输车上,承接架110可伸入导弹运输车上将导弹空壳定位在导弹运输车的导弹空壳支架上,然后承接架110自导弹空壳支架的下方移出。移动底座100便于导弹空壳运输架空车或载重情况下的移动,为导弹空壳的运输提供方便。且不需人工对准导弹和运输车上的承接架110即可完成导弹放置,很大程度上减小了工作人员的劳动强度,且本发明提供的导弹空壳运输架体积较小,装配简单,方便取用和放置。

[0038] 可选的,移动底座100的下部装设有万向轮,方便导弹空壳运输架移动。顶升机构为铰接在移动底座100上的第一气缸102和第二气缸104,第一气缸102连接承接架110和移动底座100,用于顶起承接架110;第二气缸104铰接在第一气缸102的侧壁上,用于支撑第一气缸102并改变第一气缸102与移动底座100的夹角,从而实现承接架110在X方向上的水平移动。连接第一气缸102和第二气缸104的电机101位于移动底座100的上方。承接架110为由一个沿Y方向设置的受力板103垂直连接的两个沿X方向的平行的杆状结构,第一气缸102通过连接在受力板103上用于支撑承接架110,导弹空壳为圆筒状,将导弹空壳沿X方向纵向放置在承接架110两杆之间,两个杆对导弹空壳有限位的作用,防止导弹空壳沿Y方向发生滚动。外压组件为弧形的压板,压板位于导弹空壳的上方,压在导弹空壳的外壁上,内撑组件通过驱动机构带动顶紧件伸入到导弹空壳内部的从内向外撑起导弹空壳,导弹空壳的内外同时受力,达到稳定夹持的效果。内撑组件和外压组件通过联动机构连接,当内撑组件通过驱动机构驱动顶紧件抵靠在导弹空壳的内壁时,外压组件自导弹空壳的上方压紧导弹空壳的外壁,内部和外部同时固定,夹持更为稳固,且操作方便,仅手动操作一次即可完成内顶和外压两项动作。

[0039] 可选的,承接架110的一端设有第一横板115,第一横板115连接两个杆状结构。连接件112固定在第一横板115上。

[0040] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图6,驱动机构包括水平安装在连接件112上的支撑管120、穿设在支撑管120内部的用于连接顶紧件的牵引杆121以及设在牵引杆121上的定位件,定位件用于限位牵引杆121相对于支撑管120轴向的自由度;牵引杆121沿支撑管120的轴向移动,并借助定位件限位,用于驱动顶紧件抵靠在导弹空壳的内壁上。本实施例中,驱动机构可实现张紧和收回的状态,驱动机构在需要固定导弹空壳时为张紧状态,驱动机构中的牵引杆121带动顶紧件顶住导弹空壳的内壁;当导弹空壳需要取下时,首先要使驱动机构改为收回状态,此时驱动机构中的牵引杆121带动顶紧件缩回,顶紧件不再与导弹空壳接触。牵引杆121位于支撑管120的内部,牵引杆121通过推拉控制顶紧件与导弹空壳的位置。支撑管120连接在连接件112上,定位件限制牵引杆121的在X方向的自由度,保证牵引杆121的稳定性。

[0041] 可选的,由于不同的导弹空壳的直径不同,支撑管120可沿连接件112上下移动。连接件112上设有纵向的连接槽,连接槽内纵向排列多个连接孔,支撑管120与连接件112连接端设有外螺纹,连接孔内设内螺纹,支撑管120通过螺纹连接在连接孔内。

[0042] 可选的,牵引杆121贯穿在支撑管120的内部,牵引杆的一端连接顶紧件,牵引杆121上设有螺纹,支撑管120的内侧设有螺纹,牵引杆121通过转动达到沿轴线方向移动的效果。

[0043] 可选的,支撑管120为内壁光滑的管,支撑管120通过螺纹固定在连接件112上;牵引杆121的外壁上设有螺纹,牵引杆121贯穿支撑管120伸出连接件112,在连接件112的外侧采用紧固螺母124对牵引杆121进行定位,防止牵引杆121脱出以及控制牵引杆121伸出长度从而控制顶紧件与导弹空壳的内壁的位置关系。

[0044] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图6,顶紧件包括多个顶紧杆122,顶紧杆122分别铰接于牵引杆121穿入支撑管120的一端,顶紧杆122分别对应贯穿开设在支撑管120周向的多个通孔,且顶紧杆122与通孔间隙配合;牵引杆121沿支撑管120轴向滑动,以使多个顶紧杆122在对应的通孔的限位下,抵靠在导弹空壳的内壁上。本实施例中,顶紧件包括至少三个用于连接牵引杆121的顶紧杆122,牵引杆121的一端伸出支撑管120,另一端位于支撑管120的内部,支撑管120远离连接件112的一端的侧面周向开设有与顶紧杆122对应的通孔,顶紧杆122通过对应的通孔连接在牵引杆121上,顶紧杆122铰接在牵引杆121上,顶紧杆122可绕铰接轴转动。

[0045] 可选的,牵引杆121穿入支撑管120一端的端部连接有一个滑块,顶紧杆122铰接在滑块上,滑块带动顶紧杆122随牵引杆121沿支撑管120的轴向移动。

[0046] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图6,通孔的侧向具备两个倾斜设置的导滑面,两个导滑面沿支撑管120的轴向依次设置。本实施例中,顶紧杆122通过对应的通孔铰接在牵引杆121上,顶紧杆122绕铰接轴可转动的弧度受对应的通孔限制,在通孔的侧面设有两个倾斜的导滑面,导滑面与顶紧杆122的侧壁接触,在牵引杆121牵引顶紧杆122收回时,顶紧杆122沿导滑面移至支撑管120内。

[0047] 可选的,支撑管120上的通孔为圆形通孔,顶紧杆122为圆柱形杆件。

[0048] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图6,顶紧杆122的自由端设有橡胶球123,顶紧杆122借助橡胶球123顶紧导弹空壳的内壁。本实施例中,顶紧件包括顶紧杆122和连接在顶紧杆122上的橡胶球123,橡胶球123与导弹空壳的内壁接触,用于顶紧导弹空壳。橡胶球123受顶紧杆122的作用压紧在导弹空壳上,橡胶球123受力变形,增加了与导弹空壳的接触面积,增大了摩擦力。

[0049] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图7,连接件112为铰接设置在承接架110上的翻转板,外压组件和支撑管120自上而下连接在翻转板上。本实施例中,连接件112与承接架110铰接连接,连接件112可绕铰接轴旋转,在导弹空壳放置好后,伸入导弹空壳内部的内撑组件和压在导弹空壳外壁上的外压组件通过联动机构同时脱开,后将连接件112绕铰接轴转动放下。

[0050] 可选的,承接架110的两端均通过铰接轴连接有连接件112,导弹空壳的两端均通过外压组件和内撑组件完成固定。在导弹空壳装上导弹运输架的时候通过两端的弧形压板114、顶紧件和承接架110实现对导弹空壳进行固定,导弹运输架将导弹运输到运输车上,当

导弹空壳放置在导弹运输车上的承接架110上时,脱开两端的弧形压板114和顶紧件,并将两端的连接件112转动放下,压低承接架110的高度,将承接架110自导弹空壳的下方移出,完成导弹空壳的转移。

[0051] 可选的,联动机构位于连接件112的内部。为降低联动机构受环境影响,将连接件112设置中空的结构,连接外压组件和内撑组件的联动机构装设于连接件112的内部。联动机构的两端分别连接牵引杆121和外压组件,牵引杆121贯穿连接件112,联动机构连接牵引杆121,将联动机构置于连接件112的内部不仅可以保证联动机构的安全运行,还能够节省外部空间。

[0052] 可选的,外压组件包括压杆113和弧形压板114,压杆113的一端连接联动机构,另一端连接弧形压板114。连接件112上设有连接孔,牵引杆121位于连接孔内,当导弹空壳不需进行内部顶紧时,可将内撑组件卸下,只保留外压组件,此时联动机构可控制外压组件上的压杆113进行高度调节。

[0053] 可选的,联动机构通过齿轮组件和齿条142以及联动杆143连接牵引杆121和外压组件。本实施例中,联动机构包括第一齿轮组140、第二齿轮组141、齿条142和联动杆143,第一齿轮组140包括与牵引杆121上的齿啮合的第一齿轮和与第一齿轮同步转动的第一伞齿轮,第一齿轮与第一伞齿轮通过第一固定轴连接在连接件112的内壁上;第二齿轮组141包括与第一伞齿轮啮合的第二伞齿轮以及与第二伞齿轮同步转动的第二齿轮,第二伞齿轮与第二齿轮通过第二固定轴连接在连接件112的内壁上;齿条142固定在连接件112内部所设的纵向滑道内,且与第二齿轮啮合,齿条142随第二齿轮的转动沿滑道纵向滑动;联动杆143固定在齿条142上,连接齿条142和外压组件;联动机构工作状态时,牵引杆121带动第一齿轮组140转动,进而带动第二齿轮组141转动,进而带动齿条142上下滑动,进而通过齿条142上固定的联动杆143带动外压组件上下滑动。

[0054] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1,承接架110包括两个横向设置,且相互平行的承重杆。本实施例中,承接架110为两个相互平行的承重杆,承重杆用于初步固定导弹空壳,防止导弹空壳沿Y轴方向转动,以达到辅助外压组件和内撑组件对导弹空壳进行固定的效果。两个承重杆通过受力板103和第一气缸102连接。

[0055] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图5,承重杆内部设有用于调节自身长度的伸缩机构。本实施例中,承重杆为通过伸缩杆111连接在一起的两个中空杆,中空杆的内腔中设有滑槽,伸缩杆111位于中空杆的内腔,中空杆可沿滑槽方向移动,以实现承重杆长度的变化。中空杆和伸缩杆111均为刚性材料。承重杆根据导弹空壳长度不同可进行长度调节。

[0056] 可选的,承重杆包括两个中空杆和设在中空杆内腔中的伸缩杆111,在中空杆的内腔壁上开设螺纹,伸缩杆111为螺纹杆,伸缩杆111可通过旋转控制伸出中空杆的长度,以达到控制承重杆的长度的效果。

[0057] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图4,承接架110远离连接件112的一端设有挡板130,挡板130配合连接件112用于横向压紧导弹空壳。本实施例中,承接架110的一端通过第一横板115设有连接件112,另一端通过第二横板116连接有挡板130,用于沿X方向限位导弹空壳。

[0058] 作为本发明提供的导弹空壳运输架的一种具体实施方式,请参阅图1及图4,挡板

130铰接在承接架110上。本实施例中,挡板130通过铰接轴连接在承接架110上,挡板130可绕铰接轴旋转。

[0059] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换和改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

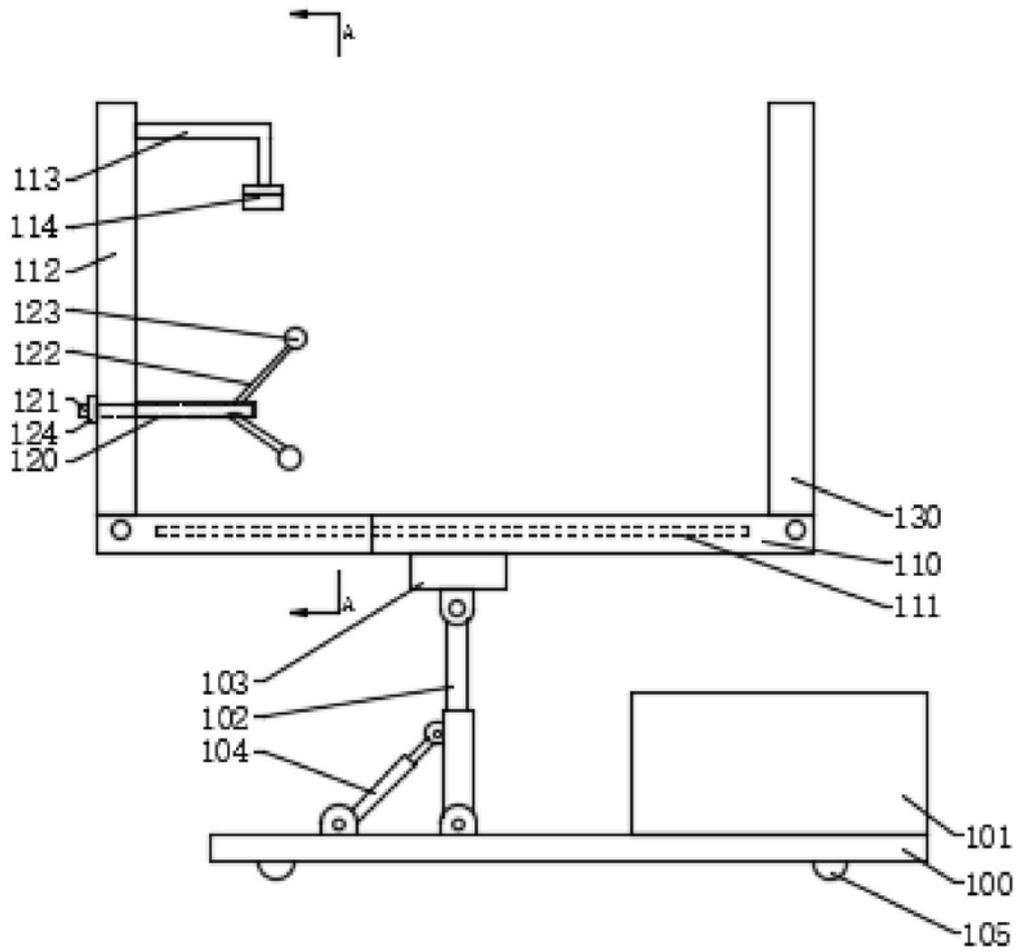


图1

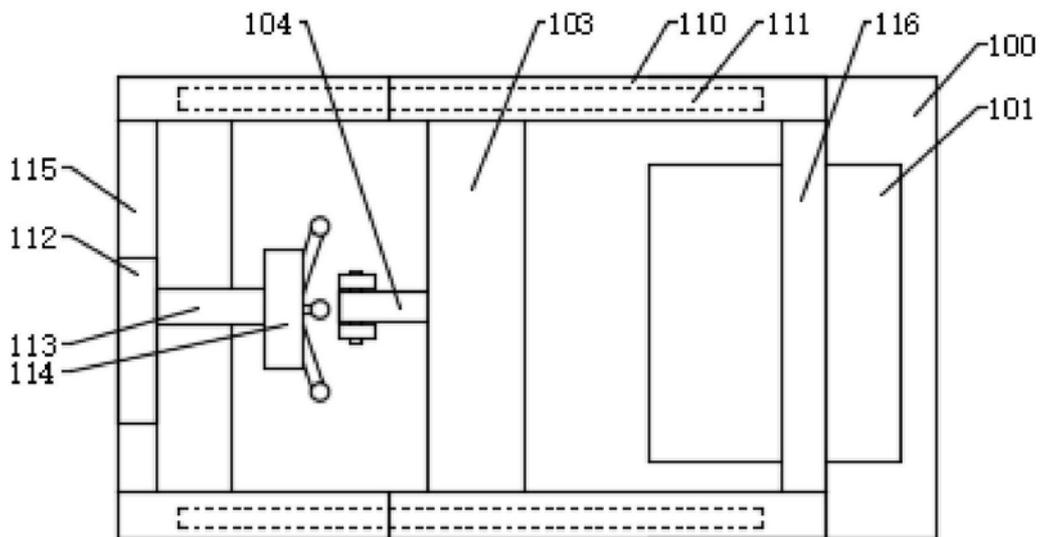


图2

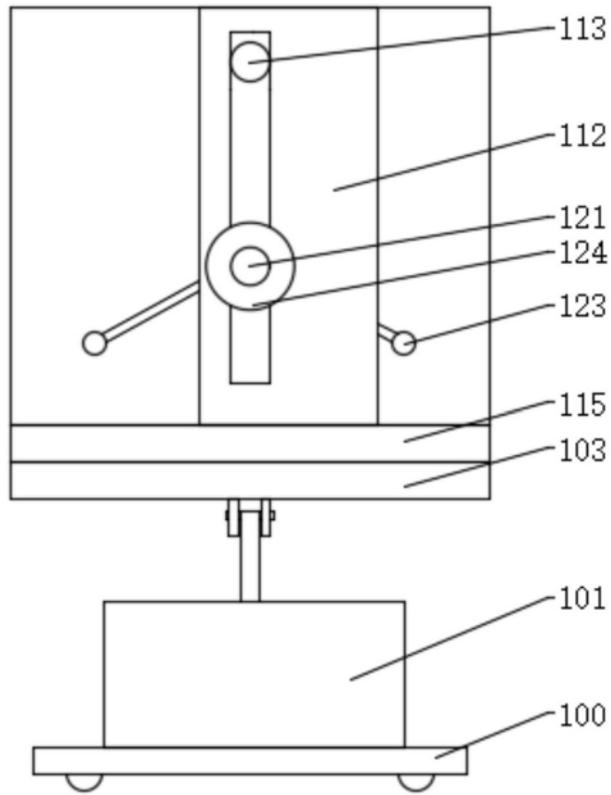


图3

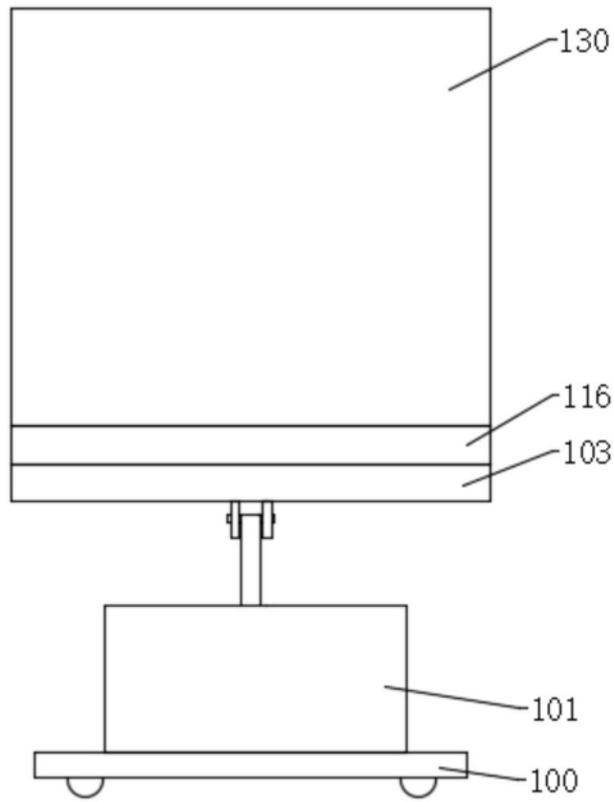


图4

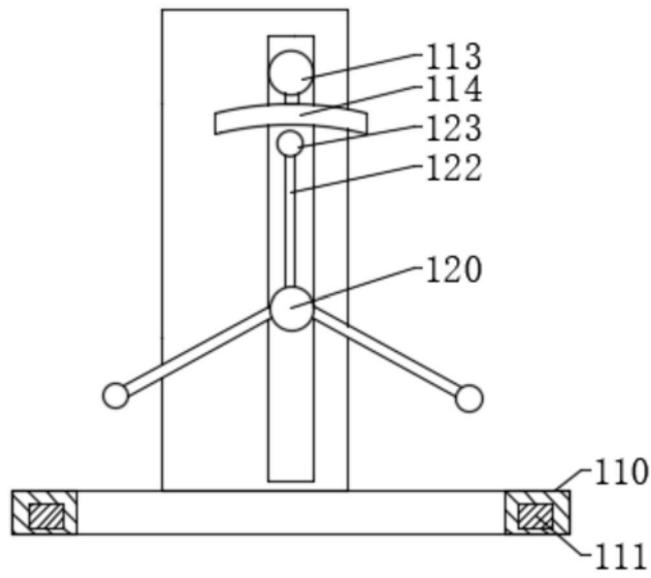


图5

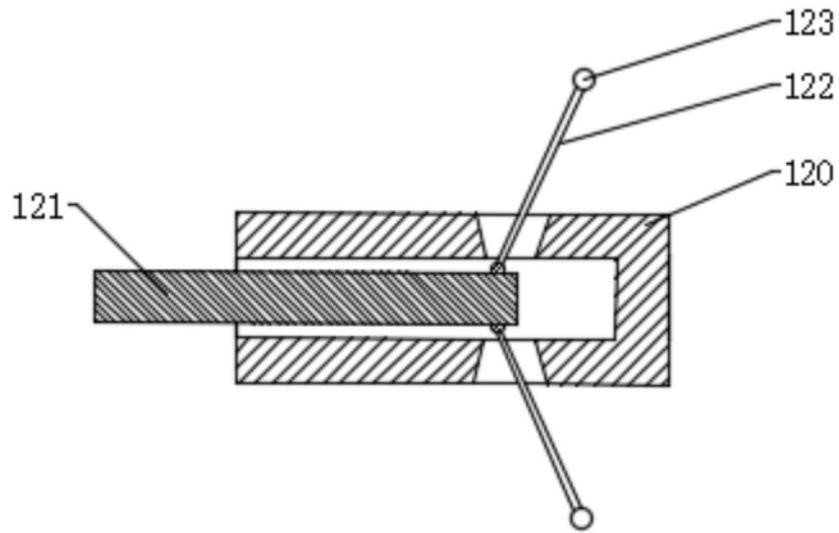


图6

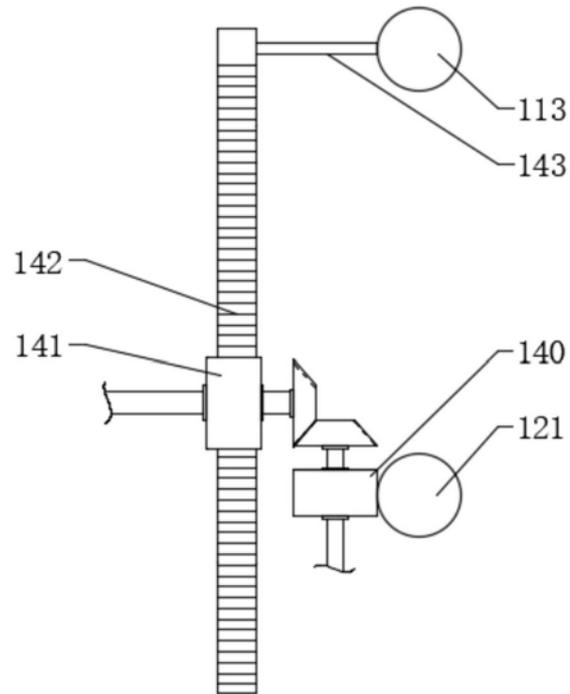


图7