



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111252692 B

(45) 授权公告日 2025. 04. 29

(21) 申请号 202010221380.7

(56) 对比文件

(22) 申请日 2020.03.26

CN 211871258 U, 2020.11.06

(65) 同一申请的已公布的文献号

审查员 汪珍珍

申请公布号 CN 111252692 A

(43) 申请公布日 2020.06.09

(73) 专利权人 仙居县黎明机械有限公司

地址 317399 浙江省台州市仙居县安洲街
道穿城北路407号

(72) 发明人 李卫寅 陈丹燕 陈宁 蒋小丽

(74) 专利代理机构 台州市南方商标专利代理有限公司 33225

专利代理师 毕勇

(51) Int. Cl.

B66F 3/44 (2006.01)

B66F 3/46 (2006.01)

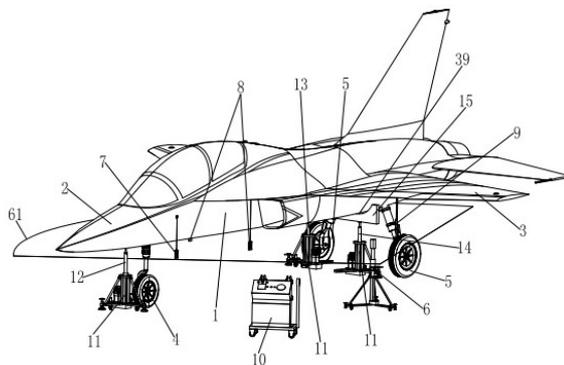
权利要求书2页 说明书8页 附图8页

(54) 发明名称

一种飞机自动顶升调姿装置

(57) 摘要

一种飞机自动顶升调姿装置,包括机身、设于机身前端的机头以及设于机身中部左右两侧的机翼,机头正下方设有前机轮,机身尾部左右两侧设有互为对称的后机轮,所述机身右侧设有一激光扫平仪;所述机头右侧侧壁上设有一前部接收器;所述机身中部左右两侧侧壁上设有一与机翼相邻的中部接收器;所述机身后部右侧侧壁上设有一后部接收器;所述前部接收器、中部接收器以及后部接收器皆能够接收到激光扫平仪的激光束。本发明的飞机自动顶升调姿装置不仅能够最大程度上减少飞机调姿过程中所需的人力,且能够在调姿完成后得到精准的数据结果,有效保证调姿质量,更能够有效避免由于千斤顶液压系统不稳导致调姿失效的情况。



1. 一种飞机自动顶升调姿装置, 包括机身、设于机身前端的机头以及设于机身中部左右两侧的机翼, 机头正下方设有前机轮, 机身后部左右两侧设有互为对称的后机轮, 其特征在于: 所述机身右侧设有一激光扫平仪; 所述机头右侧侧壁上设有一前部接收器; 所述机身中部左右两侧侧壁上设有一与机翼相邻的中部接收器; 所述机身后部右侧侧壁上设有一后部接收器; 所述前部接收器、中部接收器以及后部接收器皆能够接收到激光扫平仪的激光束; 所述机身右前方设有一综合控制机构; 所述机头正下方、机身中部正下方左右两侧皆设有伺服顶升机构, 伺服顶升机构能够接收到综合控制机构反馈的信息; 所述位于机头正下方的伺服顶升机构设有一前顶装置; 左顶装置位于机身中部下方左侧, 右顶装置位于机身中部下方右侧; 所述左顶装置与右顶装置通过微调板相连接, 微调板与机身下表面相贴合; 所述伺服顶升机构包括顶升支架板; 所述激光扫平仪下端设有扫平仪支架座; 所述顶升支架板、扫平仪支架座外周面设有若干呈圆周均匀分布的延长板; 所述延长板端部设有一位移紧固装置; 所述顶升支架板下表面设有一驱动箱; 所述顶升支架板一侧上表面设有一伺服电机; 所述顶升支架板上设有与伺服电机的电机轴同轴的第一穿孔, 第一穿孔与驱动箱内部相贯通; 所述伺服电机的电机轴下端向下穿过第一穿孔并设有第一传动轮; 所述顶升支架板中心上表面设有一顶升缸; 所述顶升缸上表面设有一与其内部空间相贯通的活动孔; 所述顶升缸内设有一丝杆; 所述顶升支架板设有一与丝杆同轴的第二穿孔; 所述丝杆下表面中心设有转轴; 所述转轴下端穿过第二穿孔并设有位于驱动箱内的第二传动轮; 所述第二传动轮与第一传动轮之间通过传送带相连接; 所述丝杆外套设有与其相啮合的顶升套; 所述顶升缸左右两侧内壁设有互为对称的顶升滑槽; 所述顶升套左右两侧设有与顶升滑槽相匹配的限位块; 所述顶升套上表面设有若干呈圆周均匀分布的支撑杆; 所述支撑杆上端向上穿过活动孔, 支撑杆上端之间通过一位于丝杆正上方的顶升板相连接; 所述综合控制机构连接有一UPS电源。

2. 根据权利要求1所述的一种飞机自动顶升调姿装置, 其特征在于: 所述前顶装置包括设于顶升板上表面中心的前顶升杆, 前顶升杆上端设有一顶头; 所述左顶装置包括设于顶升板上表面中心的左顶升杆; 所述右顶装置包括设于顶升板上表面中心的右顶升杆; 所述左顶升杆上端与右顶升杆上端之间通过微调板相连接; 所述微调板呈U形状, 微调板自身形成一上顶槽, 上顶槽槽壁与机身外壁相贴合; 所述顶头、上顶槽槽底左右两侧皆设有一嵌孔; 所述嵌孔内设有一与其相匹配的激光定位器、称重传感器; 所述顶升支架板下表面设有一测距传感器。

3. 根据权利要求1所述的一种飞机自动顶升调姿装置, 其特征在于: 所述扫平仪支架座上表面设有一测量电缸; 所述位移紧固装置包括设于顶升缸上端、测量电缸上端的铰接板; 所述铰接板外边沿铰接有若干呈圆周均匀分布的铰接杆; 所述延长板端部铰接有一紧固板; 所述铰接杆下端与紧固板相铰接; 所述延长板上设有一升降孔; 所述升降孔内设有一滑轮座, 滑轮座外壁不与升降孔内壁相接触; 所述滑轮座上端通过一连接板与铰接杆相固定; 所述滑轮座下表面设有一滑轮; 所述紧固板上设有一紧固螺孔; 所述紧固螺孔螺接有一螺杆; 所述螺杆上端向上穿出至紧固螺孔外并设有一手轮; 所述螺杆下端向下穿出至紧固螺孔外并设有一防滑脚垫。

4. 根据权利要求3所述的一种飞机自动顶升调姿装置, 其特征在于: 所述防滑脚垫为橡胶材质。

5. 根据权利要求3所述的一种飞机自动顶升调姿装置,其特征在于:所述综合控制机构包括移动座,移动座下表面四个边角设有移动轮;所述移动座上方设有综合控制箱;所述综合控制箱上表面设有一综合显示控制台;所述综合控制箱内设有一重载连接器;所述重载连接器通过若干动力线、若干信号线与伺服顶升机构、激光扫平仪的测量电缸相连接。

6. 根据权利要求5所述的一种飞机自动顶升调姿装置,其特征在于:所述移动座上设有用于收卷动力线和信号线的收线装置;所述收线装置包括设于移动座上的收线架;所述收线架上设有若干呈纵向均匀分布的固定轴;所述固定轴上设有若干横向均匀分布的收卷轮,收卷轮能够以固定轴为中心发生旋转。

7. 根据权利要求5所述的一种飞机自动顶升调姿装置,其特征在于:所述综合显示控制台上设有一系统报警器、复位按钮。

8. 根据权利要求1所述的一种飞机自动顶升调姿装置,其特征在于:所述前部接收器、中部接收器和后部接收器皆设有一传导线;所述传导线上端设有一贴片。

一种飞机自动顶升调姿装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机自动顶升调姿装置。

背景技术

[0002] 飞机机身调姿过程是飞机生产、使用过程中必不可少的环节,在飞机总装调试、外场检修、飞机加改装、机载设备零位校准等工作中,都需要进行飞机调平工作,比如在飞机总装过程中,涉及到部件安装、尺寸测量等多工序多工位都需要对该机位的飞机进行调姿,从而将飞机机身调平,且由于一些训练需要,在进行大机动飞行、发动机检修、打靶训练、定期检修等场景前,均需要首先对飞机进行调姿工作,同时还包括了其他的应用单位或场地,皆需要进行飞机调姿的工作。

[0003] 传统的飞机机身调姿过程则是通过水准仪进行观测机身基准点高度信息,并利用三个液压千斤顶进行手动调姿来实现的,而在实际调姿过程中,液压千斤顶漏油现象极为普遍,导致飞机停靠现场难以清理,且液压千斤顶经常出现爆缸、压力缺失等损坏待修情况,严重影响了正常总装工作,由于液压系统存在缓慢泄压的情况,因此会出现飞机姿态调整完成后由于千斤顶高度下降致使飞机姿态发生变化的情况,最终导致调姿失效,而飞机调平工作需要常年长期开展,每年对每架飞机至少需要进行1-3次调平检修,但这种调姿方式就算对于熟练的操作人员来说,该工作则需要60分钟左右,对于操作不熟练人员来说,甚至需要90分钟以上,严重影响了后勤保障效率,还有若是遇到飞机改装、部件检修更换等时机并需要称重时,则需测量飞机多种倾斜姿态下的重量并计算重心偏移,整个过程全是人工操作,操作困难且计算复杂,效率极低。

[0004] 传统的飞机调姿过程中需要测量人员手持尺子进行手动测量,然后通过观测人员站于观测位用水准仪进行目视观测,操作千斤顶的工作人员则根据观测人员犯规的信息,对千斤顶进行操作并改变飞机水平角度,整个调姿过程中不仅涉及到大量的人力,且通过人工操作,所测量得到的数据结果精度有限,无法得到精准的测量结果,难以保证飞机的调姿质量。

发明内容

[0005] 本发明要解决现有的技术问题是提供一种飞机自动顶升调姿装置,它不仅能够最大程度上减少飞机调姿过程中所需的人力,且能够在调姿完成后得到精准的数据结果,有效保证调姿质量,更能够有效避免由于千斤顶液压系统不稳导致调姿失效的情况。

[0006] 本发明解决上述技术问题采用的技术方案为:

[0007] 本发明公开一种飞机自动顶升调姿装置,包括机身、设于机身前端的机头以及设于机身中部左右两侧的机翼,机头正下方设有前机轮,机身后部左右两侧设有互为对称的后机轮,其特征在于:所述机身右侧设有一激光扫平仪;所述机头右侧侧壁上设有一前部接收器;所述机身中部左右两侧侧壁上设有一与机翼相邻的中部接收器;所述机身后部右侧侧壁上设有一后部接收器;所述前部接收器、中部接收器以及后部接收器皆能够接收到激

光扫平仪的激光束;所述机身右前方设有一综合控制机构;所述机头正下方、机身中部正下方左右两侧皆设有伺服顶升机构,伺服顶升机构能够接收到综合控制机构反馈的信息;所述位于机头正下方的伺服顶升机构设有一前顶装置;所述位于机身中部下方左侧的左顶装置,位于机身中部下方右侧的右顶装置;所述左顶装置与右顶装置通过微调板相连接,微调板与机身下表面相贴合。

[0008] 所述伺服顶升机构包括顶升支架板;所述激光扫平仪下端设有扫平仪支架座;所述顶升支架板、扫平仪支架座外周面设有若干呈圆周均匀分布的延长板;所述延长板端部设有一位移紧固装置;所述顶升支架板下表面设有一驱动箱;所述顶升支架板一侧上表面设有一伺服电机;所述顶升支架板上设有与伺服电机的电机轴同轴的第一穿孔,第一穿孔与驱动箱内部相贯通;所述伺服电机的电机轴下端向下穿过第一穿孔并设有第一传动轮;所述顶升支架板中心上表面设有一顶升缸;所述顶升缸上表面设有一与其内部空间相贯通的活动孔;所述顶升缸内设有一丝杆;所述顶升支架板设有一与丝杆同轴的第二穿孔;所述丝杆下表面中心设有转轴;所述转轴下端穿过第二穿孔并设有位于驱动箱内的第二传动轮;所述第二传动轮与第一传动轮之间通过传送带相连接;所述丝杆外套设有与其相啮合的顶升套;所述顶升缸左右两侧内壁设有互为对称的顶升滑槽;所述顶升套左右两侧设有与顶升滑槽相匹配的限位块;所述顶升套上表面设有若干呈圆周均匀分布的支撑杆;所述支撑杆上端向上穿过活动孔,支撑杆上端之间通过一位于丝杆正上方的顶升板相连接。

[0009] 所述前顶装置包括设于顶升板上表面中心的前顶升杆,前顶升杆上端设有一顶头;所述左顶装置包括设于顶升板上表面中心的左顶升杆;所述右顶装置包括设于顶升板上表面中心的右顶升杆;所述左顶升杆上端与右顶升杆上端之间通过微调板相连接;所述微调板呈U形状,微调板自身形成一上顶槽,上顶槽槽壁与机身外壁相贴合;所述顶头、上顶槽槽底左右两侧皆设有一嵌孔;所述嵌孔内设有与其相匹配的激光定位器、称重传感器;所述顶升支架板下表面设有一测距传感器。

[0010] 所述扫平仪支架座上表面设有一测量电缸;所述位移紧固装置包括设于顶升缸上端、测量电缸上端的铰接板;所述铰接板外边沿铰接有若干呈圆周均匀分布的铰接杆;所述延长板端部铰接有一紧固板;所述铰接杆下端与紧固板相铰接;所述延长板上设有一升降孔;所述升降孔内设有一滑轮座,滑轮座外壁不与升降孔内壁相接触;所述滑轮座上端通过一连接板与铰接杆相固定;所述滑轮座下表面设有一滑轮;所述紧固板上设有一紧固螺孔;所述紧固螺孔螺接有一螺杆;所述螺杆上端向上穿出至紧固螺孔外并设有一手轮;所述螺杆下端向下穿出至紧固螺孔外并设有一防滑脚垫。

[0011] 所述防滑脚垫为橡胶材质。

[0012] 所述综合控制机构包括移动座,移动座下表面四个边角设有移动轮;所述移动座上方设有综合控制箱;所述综合控制箱上表面设有一综合显示控制台;所述综合控制箱内设有一重载连接器;所述重载连接器通过若干动力线、若干信号线与伺服顶升机构、激光扫平仪相连接。

[0013] 所述移动座上设有用于收卷动力线和信号线的收线装置;所述收线装置包括设于移动座上的收线架;所述收线架上设有若干呈纵向均匀分布的固定轴;所述固定轴上设有若干横向均匀分布的收卷轮,收卷轮能够以固定轴为中心发生旋转。

[0014] 所述综合显示控制台上设有一系统报警器、复位按钮。

[0015] 所述综合控制机构连接有一UPS电源。

[0016] 所述前部接收器、中部接收器和后部接收器皆设有一传导线；所述传导线上端设有一贴片。

[0017] 本发明的有益效果是：

[0018] 与现有技术相比,采用本发明结构的飞机自动顶升调姿装置可通过伺服顶升机构直接带动前顶装置、左顶装置以及右顶装置上移并对飞机姿态进行调平,而激光扫平仪发出的激光束能够被前部接收器、中部接收器、后部接收器自动接收,无需再通过人工去控制激光扫平仪以及前顶装置、左顶装置、右顶装置,有效避免了大量人力的参与,有效简化了飞机调姿过程,且伺服顶升机构通过伺服电机进行驱动并带动前顶装置、左顶装置以及右顶装置,整个顶升过程中,无需利用到液压千斤顶,能够有效避免液压密封不佳导致液压千斤顶在使用过程中出现经常性漏油、压力不稳、可靠性低以及易损坏的情况,更能够有效避免液压系统缓慢泄压导致飞机调姿完成后由于千斤顶高度下降致使飞机姿态发生变化令调姿失效的情况,而飞机整个调姿过程由综合控制机构控制,综合显示控制台则会实时记录调姿过程中的所有数据,将所有过程彻底数据化,能够清楚了解到飞机调姿过程中的每一个步骤情况,有效避免通过人工目测和感知来判定调姿过程中的数据导致数据结果不准的情况。

附图说明

[0019] 图1是本发明飞机自动顶升调姿装置的一个角度的结构示意图；

[0020] 图2是本发明飞机自动顶升调姿装置的另一个角度的结构示意图；

[0021] 图3是前部接收器的结构示意图；

[0022] 图4是前顶装置的结构示意图；

[0023] 图5是左顶装置与右顶装置配合时的结构示意图；

[0024] 图6是激光扫平仪的结构示意图；

[0025] 图7是综合控制机构的结构示意图；

[0026] 图8是伺服顶升机构的结构示意图；

[0027] 图9是伺服顶升机构的剖面示意图。

具体实施方式

[0028] 下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细的说明：

[0029] 请参阅图1至图9,本发明提供一种飞机自动顶升调姿装置,包括机身1、设于机身1前端的机头2以及设于机身1中部左右两侧的机翼3,机头2正下方设有前机轮4,机身1后部左右两侧设有互为对称的后机轮5,所述机身1右侧设有一激光扫平仪6;所述机头2右侧侧壁上设有一前部接收器7;所述机身1中部左右两侧侧壁上设有一与机翼3相邻的中部接收器8;所述机身1后部右侧侧壁上设有一后部接收器9;所述前部接收器7、中部接收器8以及后部接收器9皆能够接收到激光扫平仪6的激光束;所述机身1右前方设有一综合控制机构10;所述机头2正下方、机身1中部正下方左右两侧皆设有伺服顶升机构11,伺服顶升机构11能够接收到综合控制机构10反馈的信息;所述位于机头2正下方的伺服顶升机构11设有一前顶装置12;所述位于机身1中部下方左侧的左顶装置13,位于机身1中部下方右侧的右顶

装置14;所述左顶装置13与右顶装置14通过微调板15相连接,微调板15与机身1下表面相贴合。

[0030] 所述伺服顶升机构11包括顶升支架板16;所述激光扫平仪6下端设有扫平仪支架座17;所述顶升支架板16、扫平仪支架座17外周面设有若干呈圆周均匀分布的延长板18;所述延长板18端部设有一位移紧固装置;所述顶升支架板16下表面设有一驱动箱19;所述顶升支架板16一侧上表面设有一伺服电机20;所述顶升支架板16上设有与伺服电机20的电机轴2001同轴的第一穿孔21,第一穿孔21与驱动箱19内部相贯通;所述伺服电机20的电机轴2001下端向下穿过第一穿孔21并设有第一传动轮22;所述顶升支架板16中心上表面设有一顶升缸23;所述顶升缸23上表面设有一与其内部空间相贯通的活动孔24;所述顶升缸23内设有一丝杆25;所述顶升支架板16设有一与丝杆25同轴的第二穿孔26;所述丝杆25下表面中心设有转轴27;所述转轴27下端穿过第二穿孔26并设有位于驱动箱19内的第二传动轮28;所述第二传动轮28与第一传动轮22之间通过传送带29相连接;所述丝杆25外套设有与其相啮合的顶升套30;所述顶升缸23左右两侧内壁设有互为对称的顶升滑槽31;所述顶升套30左右两侧设有与顶升滑槽31相匹配的限位块32;所述顶升套30上表面设有若干呈圆周均匀分布的支撑杆33;所述支撑杆33上端向上穿过活动孔24,支撑杆33上端之间通过一位于丝杆25正上方的顶升板34相连接。

[0031] 所述前顶装置12包括设于顶升板34上表面中心的前顶升杆35,前顶升杆35上端设有一顶头36;所述左顶装置13包括设于顶升板34上表面中心的左顶升杆37;所述右顶装置14包括设于顶升板34上表面中心的右顶升杆38;所述左顶升杆37上端与右顶升杆38上端之间通过微调板15相连接;所述微调板15呈U形状,微调板15自身形成一上顶槽39,上顶槽39槽壁与机身1外壁相贴合;所述顶头36、上顶槽39槽底左右两侧皆设有一嵌孔;所述嵌孔内设有与其相匹配的激光定位器、称重传感器;所述顶升支架板16下表面设有一测距传感器。

[0032] 所述扫平仪支架座17上表面设有一测量电缸40;所述位移紧固装置包括设于顶升缸23上端、测量电缸40上端的铰接板41;所述铰接板41外边沿铰接有若干呈圆周均匀分布的铰接杆42;所述延长板18端部铰接有一紧固板43;所述铰接杆42下端与紧固板43相铰接;所述延长板18上设有一升降孔44;所述升降孔44内设有一滑轮座45,滑轮座45外壁不与升降孔44内壁相接触;所述滑轮座45上端通过一连接板46与铰接杆42相固定;所述滑轮座45下表面设有一滑轮47;所述紧固板43上设有一紧固螺孔48;所述紧固螺孔48螺接有一螺杆49;所述螺杆49上端向上穿出至紧固螺孔48外并设有一手轮50;所述螺杆49下端向下穿出至紧固螺孔48外并设有一防滑脚垫51。

[0033] 所述防滑脚垫51为橡胶材质。

[0034] 所述综合控制机构10包括移动座52,移动座52下表面四个边角设有移动轮53;所述移动座52上方设有综合控制箱54;所述综合控制箱54上表面设有一综合显示控制台55;所述综合控制箱54内设有一重载连接器;所述重载连接器通过若干动力线、若干信号线与伺服顶升机构11、激光扫平仪6相连接。

[0035] 所述移动座52上设有用于收卷动力线和信号线的收线装置;所述收线装置包括设于移动座52上的收线架56;所述收线架56上设有若干呈纵向均匀分布的固定轴57;所述固定轴57上设有若干横向均匀分布的收卷轮58,收卷轮58能够以固定轴57为中心发生旋转。

[0036] 所述综合显示控制台55上设有一系统报警器、复位按钮。

[0037] 所述综合控制机构10连接有一UPS电源。

[0038] 所述前部接收器7、中部接收器8和后部接收器9皆设有一传导线59;所述传导线59上端设有一贴片60。

[0039] 本发明的使用方法如下:

[0040] 在进行飞机调姿前,先找到位于机头2的基准点,通过贴片60将前部接收器7贴合于基准点上,然后再找到位于机身1中部左右两侧的基准点,通过贴片60将中部接收器8贴合于与其相对应的基准点上,接着再找到位于机身1后部的基准点,通过贴片60将后部接收器9贴合于与其相对应的基准点上,当所有的接收器都放置在正确的基准点后,便可对激光扫平仪6进行移动,将激光扫平仪6移动至实际所需的位置时,通过若干动力线或若干信号线将激光扫平仪6的测量电缸40、前部接收器7、中部接收器8、后部接收器9与综合控制机构10的综合控制箱54连接在一起,紧接着将前顶装置12、左顶装置13以及右顶装置14移动至机身1下方实际所需的位置,当激光扫平仪6、前顶装置12、左顶装置13以及右顶装置14需要进行移动时,皆可通过位移紧固装置来实现,可利用位移紧固装置的滑轮47带动扫平仪支架座17发生移动,也可利用位移紧固装置的滑轮47带动顶升支架板16发生移动,当激光扫平仪6、前顶装置12、左顶装置13以及右顶装置14都移动至各自实际所需的位置后,便可旋动手轮50,使螺杆49顺着紧固螺孔48的轨迹向下移动,当螺杆49下移时,防滑脚垫51随之下移,扫平仪支架座17与顶升支架板16皆会上升,滑轮47随之脱离地面,从而实现扫平仪支架座17、顶升支架板16与地面之间的固定。

[0041] 铰接杆42一端铰接于铰接板41的外边沿,铰接杆42的另一端则铰接于延长板18端部的紧固板43上,因此铰接杆42、延长板18与顶升缸23之间能够围合形成直角三角形结构,铰接杆42、延长板18与测量电缸40之间同样能够围合形成直角三角形结构,从而有效保证伺服顶升机构11、激光扫平仪6的强度,有效保证伺服顶升机构11驱动前顶装置12、左顶装置13、右顶装置14顶动飞机时的稳定性,且位移紧固装置所包含的部件中的铰接连接能够使部件在实现紧固时自动实现微调,有效避免部件之间硬性配合一旦用力过度出现损坏的情况,在前顶装置12、左顶装置13以及右顶装置14移动至实际所需位置后,可通过线缆将伺服顶升机构11与综合控制机构10的综合控制箱54相连接。

[0042] 当前顶装置12、左顶装置13、右顶装置14以及激光扫平仪6都处于实际所需的位置后,便可启动综合控制箱54,然后在综合控制箱54上侧的综合显示控制台55输入相应的指令,开始进行自动调平、自动调姿、重量测量、重心检测等工作,然后根据特定的姿态,输入机身1上各个基准点实际应当达到的高度信息,一切信息都准确输入后,便可开始通过伺服顶升机构11带动前顶装置12、左顶装置13、右顶装置14向上移动,当伺服顶升机构11开始运行时,伺服电机20的电机轴2001带动第一传动轮22发生旋转,此时第一传动轮22则会通过传送带29带动第二传动轮28发生旋转,当第二传动轮28发生旋转时,第二传动轮28则会通过转轴27带动丝杆25以第二穿孔26为中心发生旋转,而丝杆25外套设有与其相啮合的顶升套30;而顶升套30左右两侧设有与顶升滑槽31相匹配的限位块32,在限位块32的限制下,顶升套30则会将丝杆25旋转的力转变成纵向移动的力,当顶升套30在丝杆25的带动下稳定上移时,顶升套30则会通过支撑杆33带动顶升板34上移。

[0043] 前顶装置12的前顶升杆35、左顶装置13的左顶升杆37、右顶装置14的右顶升杆38皆设置于顶升板34上表面上,当顶升板34带动前顶升杆35上移时,前顶升杆35上端则会通

过激光定位器准确找对机头2上的顶窝位置,再通过称重传感器判定顶头36与顶窝的可靠接触,设立顶头的原始点,接着可通过顶升板34带动左顶升杆37上端与右顶升杆38上端同时上移,此时微调板15则会逐渐靠近机身1下表面,最终通过微调板15上的上顶槽39左右两侧的激光定位器准确找对顶窝位置,再通过称重传感器判定上顶槽39槽壁与机身1左右两侧顶窝的可靠接触,设立微调板15的原始点,在顶头36与微调板15上顶飞机过程中,飞机的前机轮4与后机轮5离开地面,此时三个原始点都已建立好,同时可通过测距传感器观察伺服顶升机构11的顶升支架板16与地面之间的距离,有效防止伺服顶升机构11变形或者地面塌陷导致发生安全事故的情况。

[0044] 紧接着便可利用前部接收器7、中部接收器8、后部接收器9与激光扫平仪6之间的配合来将飞机机身1调节至水平状态,首先通过机身1左右两侧的中部接收器8来调整左右两侧机翼3的平衡,然后通过前部接收器7与后部接收器9来调整机头2与机身1后部之间的前后平衡,在调整左右机翼3两侧的平衡时,可启动测量电缸40,测量电缸40的电缸杆则会向上顶动,实现激光扫平仪6高度的上升,而激光扫平仪6上侧的发送端在运行时则会形成一个由激光束形成的激光水平面61,此时该激光水平面61则会逐渐上移,从而逐渐接近中部接收器8所在的高度,首先激光水平面61则会首先与其中一侧高度较低的中部接收器8接触,此时测量电缸40继续控制激光扫平仪6发送端形成的激光水平面61上升,当激光水平面61接触到另一侧高度较高的中部接收器8时,测量电缸40不再控制激光扫平仪6上升,紧接着测量电缸40控制激光扫平仪6发送端形成的激光水平面61下落,使激光水平面61移动至左右两侧中部接收器8各自形成的水平面之间,此刻测量电缸40停止运行,激光水平面61保持不动。

[0045] 然后便可启动位于左顶装置13正下方的伺服顶升机构11、位于右顶装置14正下方的伺服顶升机构11,此刻左顶升杆37向上顶动或下移,微调板15左部逐渐向上托动机身1左部或带动机身左部下移,贴合于机身1左部的基准点上的中部接收器8随之上移或下移,当右顶升杆38向上顶动或下移时,微调板15右部则会逐渐向上托动机身1右部或带动机身右部下移,此时贴合于机身1右部的基准点上的中部接收器8随之上移或下移,由于激光水平面61处于左右两侧中部接收器8各自形成的水平面之间,因此可通过伺服顶升机构11控制左顶升杆37上移、控制右顶升杆38同步下移,或是通过伺服顶升机构11控制左顶升杆37下移、控制右顶升杆38同步上移,从而实现左右两侧处于不同高度的中部接收器8同步靠近激光水平面61,当左右两侧中部接收器8各自形成的水平面与激光水平面61重合时,设于左顶装置13下方的伺服顶升机构11、设于右顶装置14下方的伺服顶升机构11全部停止运行,此时完成飞机机身1左右两侧机翼3平衡的调整工作。

[0046] 当飞机机身1左右两侧机翼的平衡调整完成后,便可开始对机头2与机身1后部之间的前后两侧平衡进行调整,此时再次启动测量电缸40,利用测量电缸40对激光扫平仪6上侧的发送端的高度进行调整,在激光扫平仪6发送端形成的激光水平面61上移过程中,首先会与处于较低点的前部接收器7或后部接收器9发生接触,发生接触后,激光水平面61继续上移,随后激光水平面61则会与处于较高点的后部接收器9或前部接收器7发生接触,此次接触后,测量电缸40则会停止控制激光扫平仪6发送端上移,开始控制激光扫平仪6发送端下移,使激光扫平仪6发送端形成的激光水平面61移动至前部接收器7形成的水平面与后部接收器9形成的水平面之间,此时停止测量电缸40的运行,使激光水平面61保持不动。

[0047] 紧接着启动位于前顶装置12正下方的伺服顶升机构11,此时伺服顶升机构11控制前顶升杆35上移或者下移,当前顶升杆35上移或下移时,机头2的位置则会随之上移或下移,当机头2上移时,机身1后部便会下移,当机头2下移时,机身1后部便会上移,而在每一次调整机头2位置结束后,便可根据当时状态,再次利用测量电缸调整激光扫平仪6发送端的高度,但每次高度调整后,激光水平面始终处于前部接收器7形成的水平面与后部接收器9形成的水平面之间,在激光水平面61位置调整一次后,再次利用伺服顶升机构11带动前顶装置12上移或下移,再一次调整前部接收器7与后部接收器9所在的高度,如此连续调整,最终使激光水平面61逐渐逼近中部接收器8的水平面位置,然后实现前部接收器7、后部接收器9以及左右两侧的中部接收器8皆处于同一个水平面,完成机头2与机身1后部之间的前后平衡的调整,从而完成飞机整体的调姿工作。

[0048] 综合显示控制台55上设有系统报警器、复位按钮,在飞机姿态调整过程中,则会设置一定的调整阈值,防止相关传感器突发意外情况下导致的数据不准确而造成的运行错误,当触发该阈值时,系统报警器则会第一时间报警,此时应重新检查各传感器工作状况,如工作正常,复位报警后可继续运行微调程序,否则复位报警后应点动抬升复位按钮,待让飞机落地后,再查找原因,原则上,但凡触发伺服故障后,系统均停止运行,如飞机已在顶升状态,将持续保持,直到人为触发复位后,飞机顶升复位,飞机状态重新落地。

[0049] 综上所述可知,本发明可通过伺服顶升机构直接带动前顶装置12、左顶装置13以及右顶装置14上移并对飞机姿态进行调平,而激光扫平仪6发出的激光束能够被前部接收器7、中部接收器8、后部接收器9自动接收,无需再通过人工去控制激光扫平仪6以及前顶装置12、左顶装置13、右顶装置14,有效避免了大量人力的参与,有效简化了飞机调姿过程,且伺服顶升机构11通过伺服电机20进行驱动并带动前顶装置12、左顶装置13以及右顶装置14,整个顶升过程中,无需利用到液压千斤顶,能够有效避免液压密封不佳导致液压千斤顶在使用过程中出现经常性漏油、压力不稳、可靠性低以及易损坏的情况,更能够有效避免液压系统缓慢泄压导致飞机调姿完成后由于千斤顶高度下降致使飞机姿态发生变化令调姿失效的情况,而飞机整个调姿过程由综合控制机构10控制,综合显示控制台55则会实时记录调姿过程中的所有数据,将所有过程彻底数据化,能够清楚了解到飞机调姿过程中的每一个步骤情况,有效避免通过人工目测和感知来判定调姿过程中的数据导致数据结果不准的情况。

[0050] 防滑脚垫51为橡胶材质,防滑脚垫51的存在不仅能够起到缓冲效果,且能够有效避免地面出现损伤,还能够增加自身与地面之间的摩擦力,进一步提高位移紧固装置与地面紧固后的稳固性。

[0051] 移动座52上设有用于收卷动力线和信号线的收线装置,收线装置包括设于移动座52上的收线架56,收线架56上设有若干呈纵向均匀分布的固定轴57,固定轴57上设有若干横向均匀分布的收卷轮58,收卷轮58能够以固定轴57为中心发生旋转,在铺设动力线或信号线时,可使动力线或信号线经过收卷轮,在动力线或信号线的一部分固定在收卷轮58上时,只需转动收卷轮58便能够实现动力线与信号线的快速收卷。

[0052] 综合控制机构10连接有UPS电源,独立存在的UPS电源能够在出现紧急断电情况后进行后续操作。

[0053] 采用本发明的飞机自动顶升调姿装置后能够将必需操作人员由6-7人减少到1-

2人;将调姿时间由40-90分钟减少到20分钟以内,有效提高飞机调姿效率;将飞机重心测量时间由1-3小时减少到30分钟以内,有效提高飞机重心测量效率。

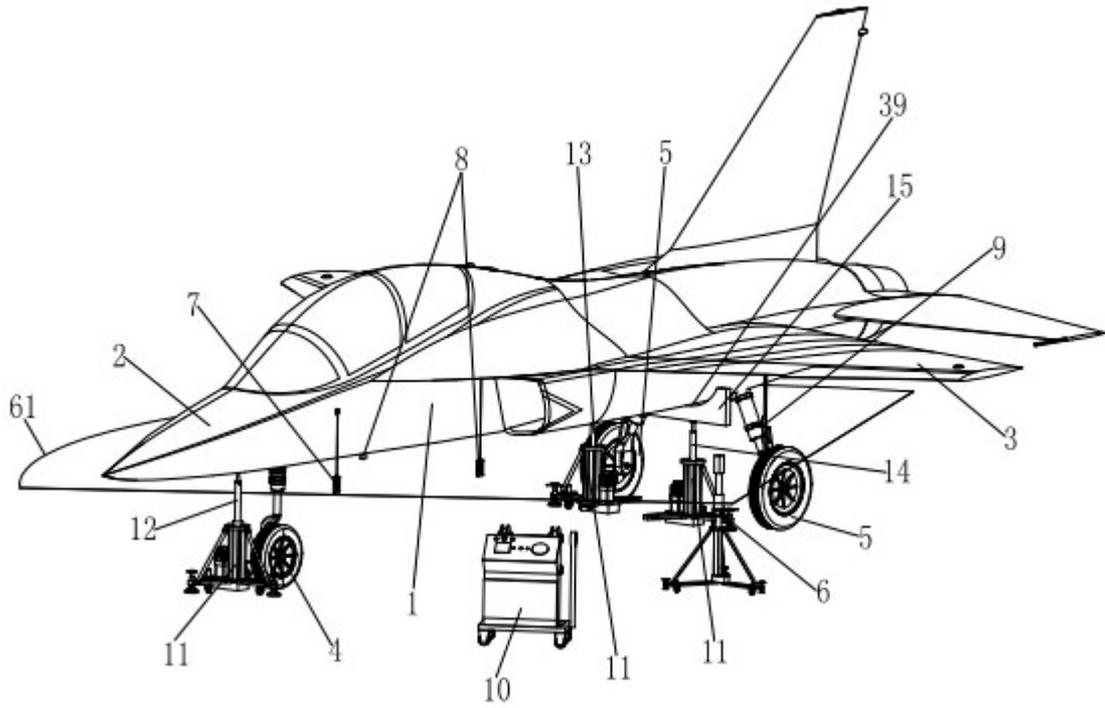


图1

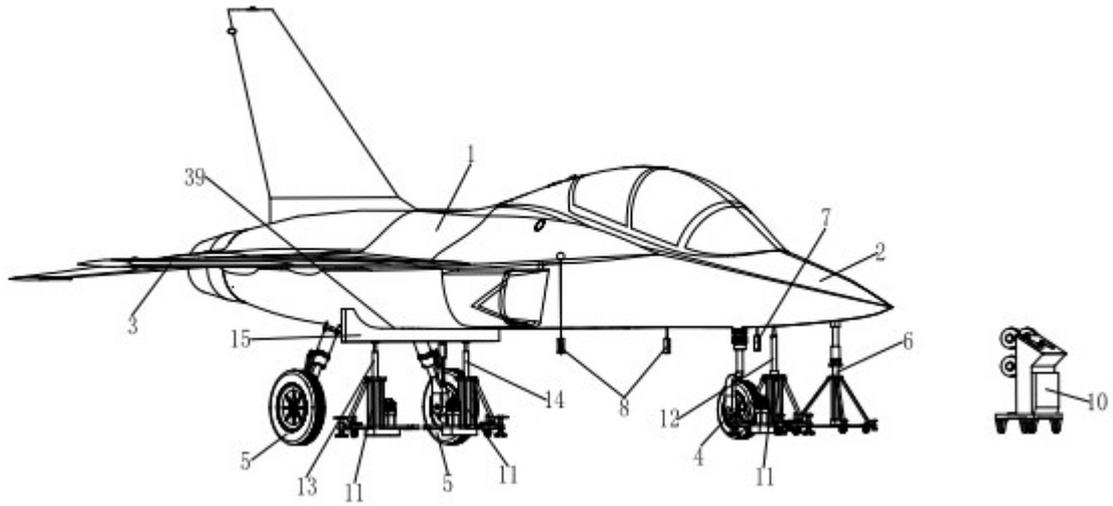


图2

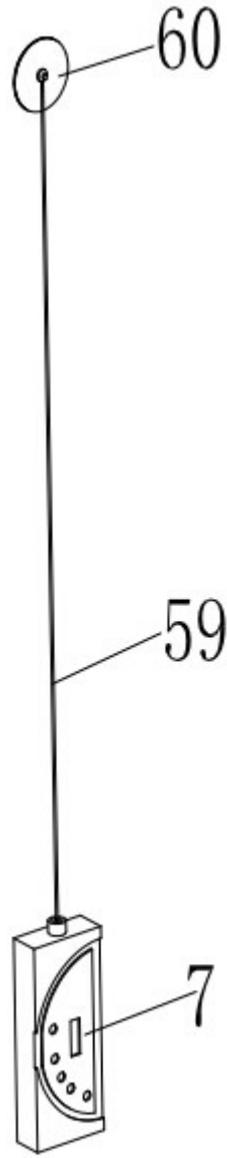


图3

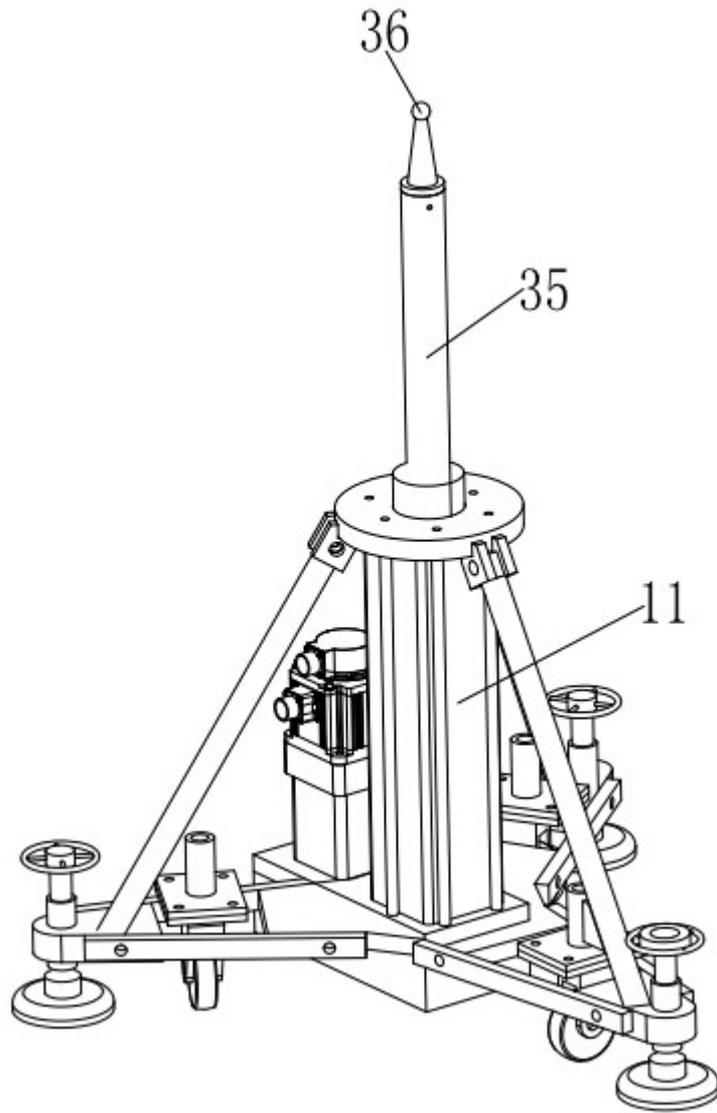


图4

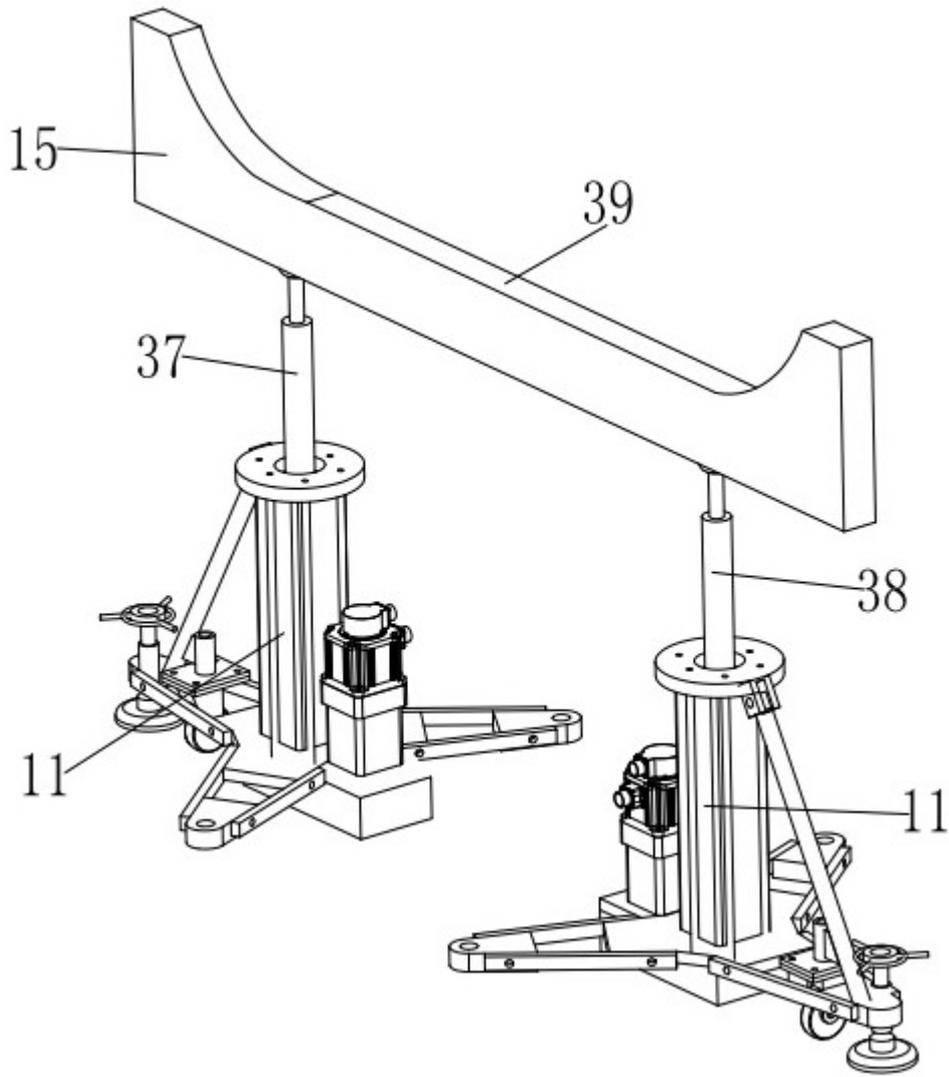


图5

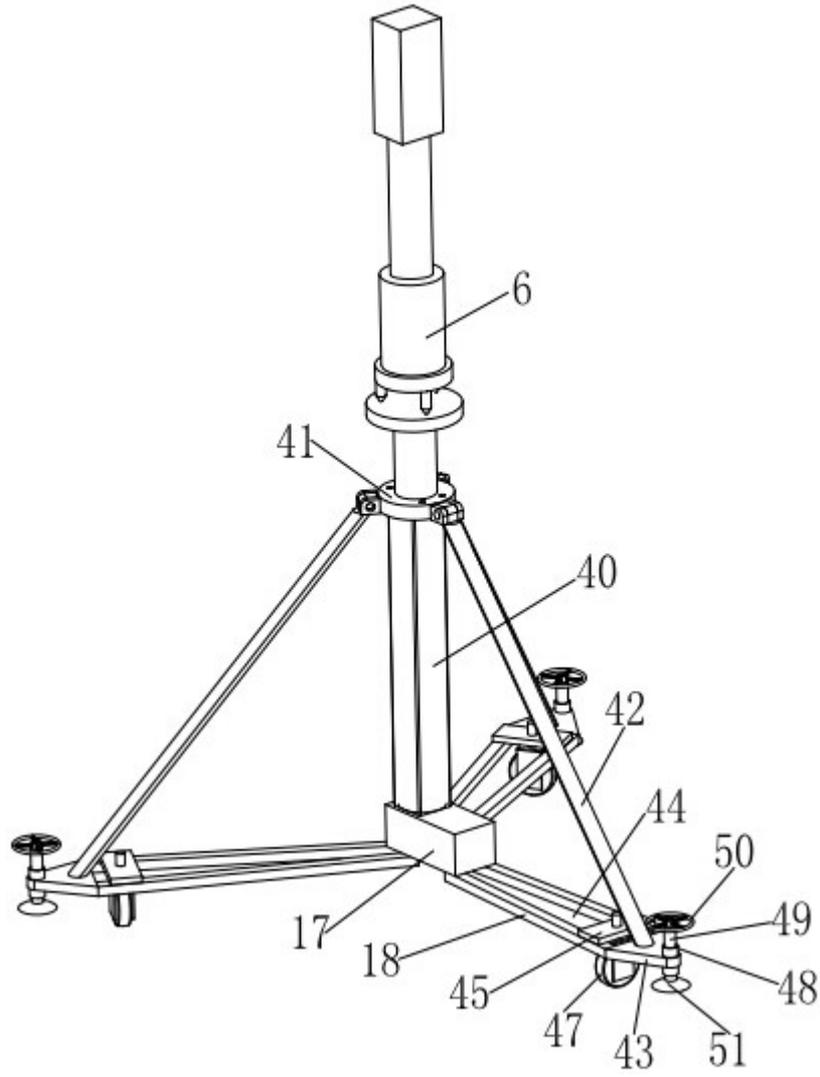


图6

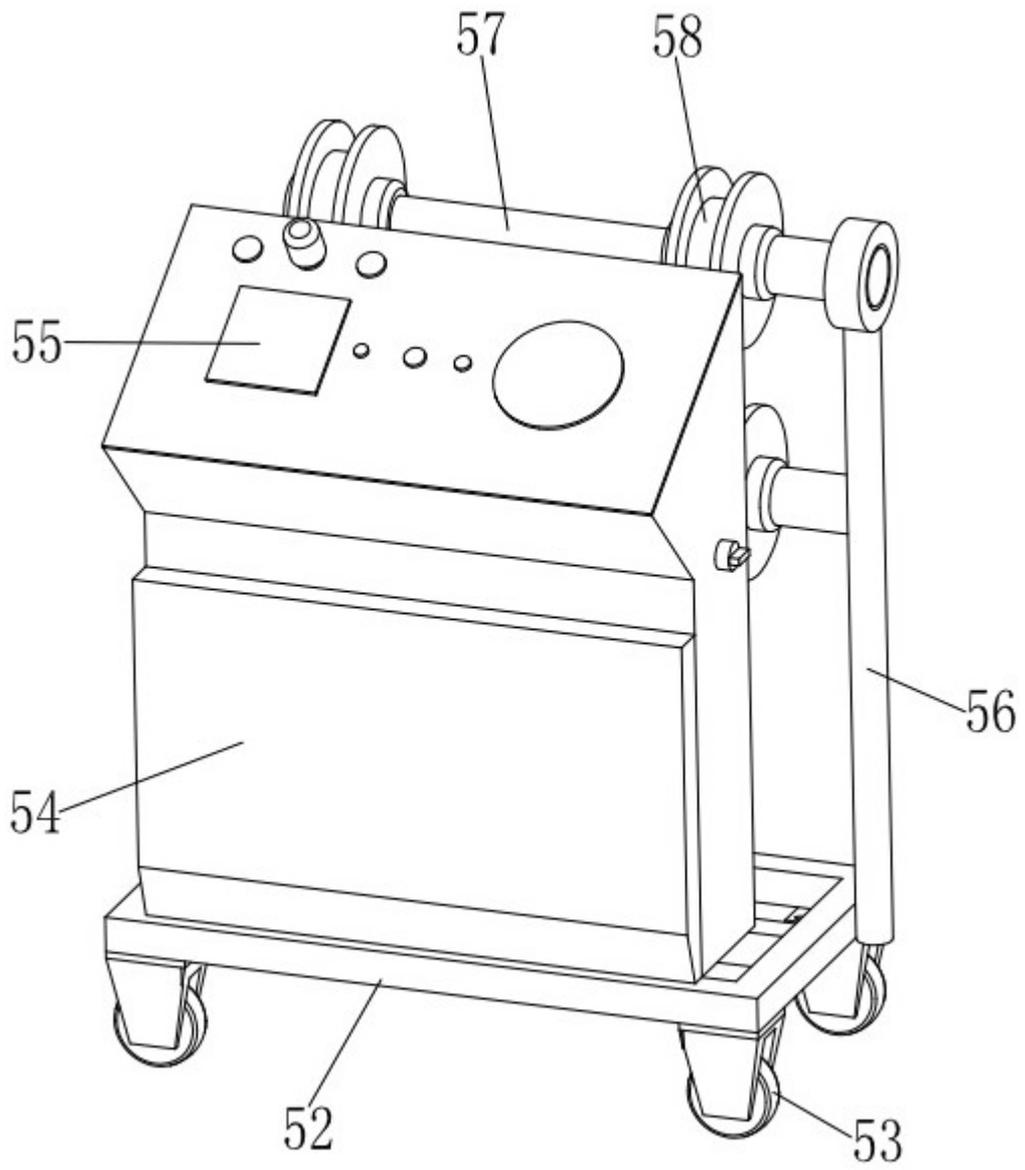


图7

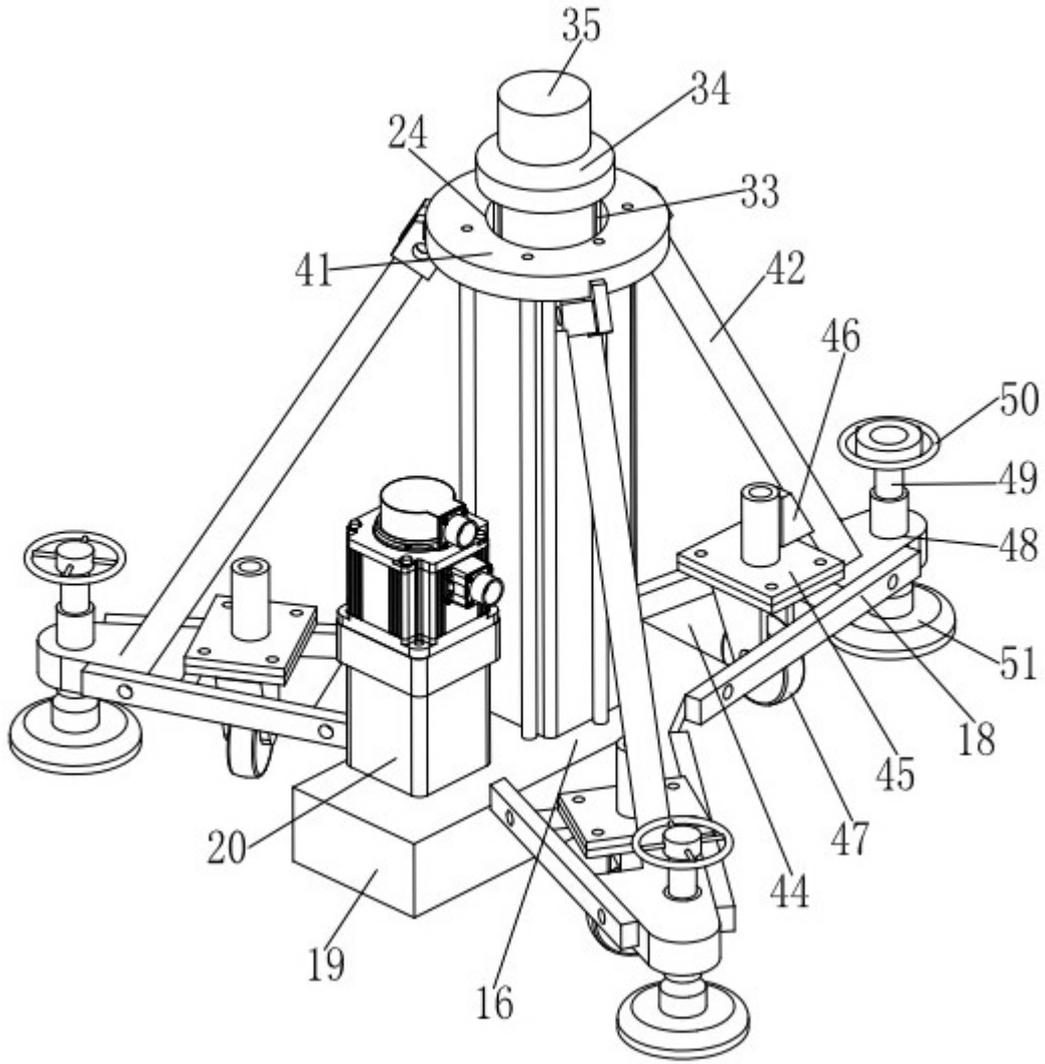


图8

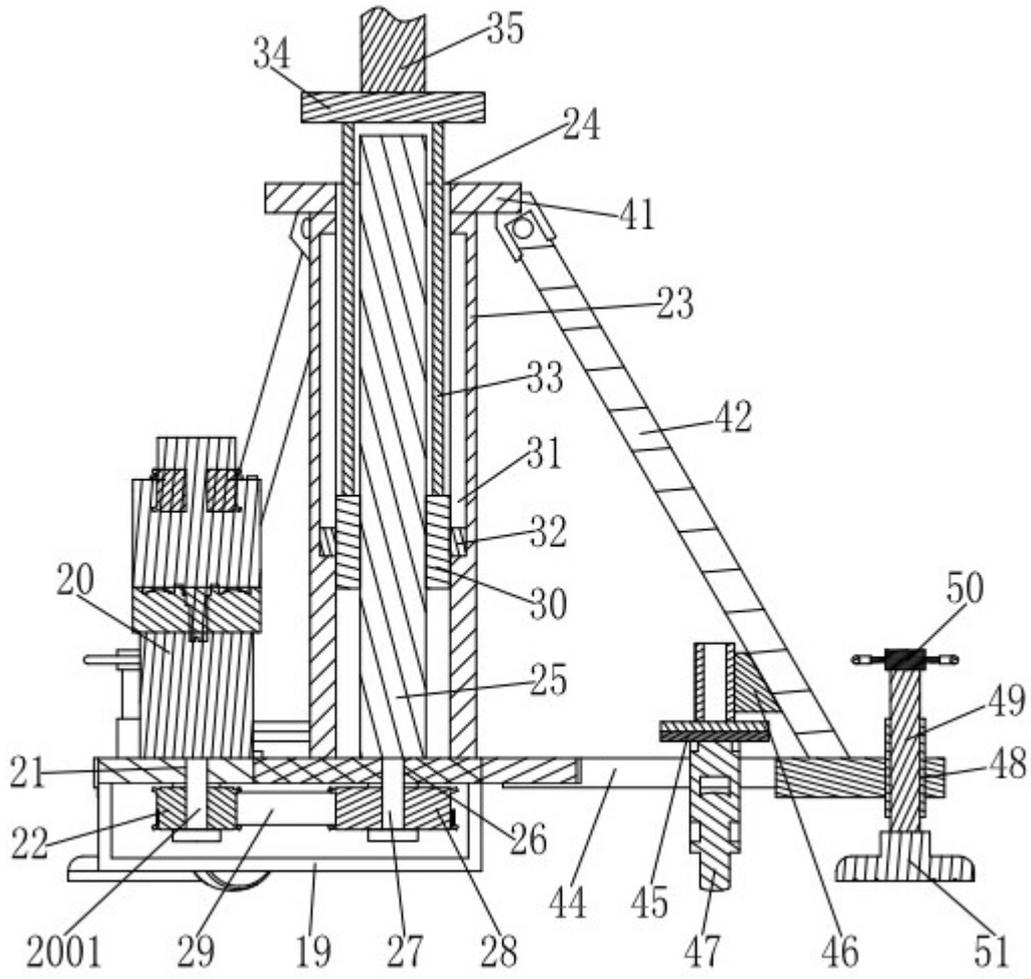


图9