



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109724482 B

(45) 授权公告日 2021.03.23

(21) 申请号 201910012093.2

B25J 9/10 (2006.01)

(22) 申请日 2019.01.07

B25J 9/00 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 109724482 A

(43) 申请公布日 2019.05.07

(73) 专利权人 哈尔滨工业大学

地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区西
大直街92号

(72) 发明人 于海涛 高海波 田保林 刘振
李楠 邓宗全

(74) 专利代理机构 哈尔滨市松花江专利商标事
务所 23109

代理人 牟永林

(51) Int. Cl.

F42B 35/00 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 107182276 B, 2014.06.18

CN 103616151 A, 2014.03.05

CN 106742059 A, 2017.05.31

CN 107182269 B, 2014.06.18

CN 107182252 B, 2014.09.03

CN 102661856 A, 2012.09.12

审查员 赵银凤

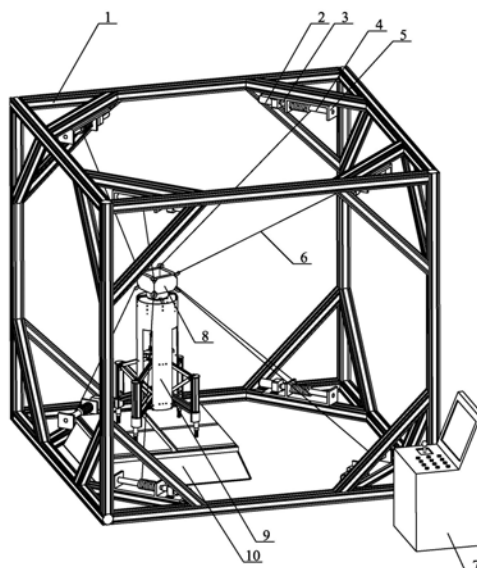
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54) 发明名称

一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着
陆工况模拟设备

(57) 摘要

一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着
陆工况模拟设备,它涉及一种可回收火箭着陆工
况模拟设备。本发明为了解决现有的着陆支撑机
构样机由于无法模拟可回收火箭着陆工况,致使
无法模拟验证火箭在实际返回时的过程。本发明
的姿态控制设备包括支撑架和多个驱动单元,多
个驱动单元安装在支撑架的八个顶角上;测量装
置包括操作控制机和冲击加速度测试平台,冲击
加速度测试平台安装在支撑架内,悬吊解锁机构
安装在冲击加速度测试平台上;悬吊解锁机构包
括悬吊释放机构和着陆支撑机构,着陆支撑机构
安装在冲击加速度测试平台上,悬吊释放机构安
装在着陆支撑机构上,悬吊释放机构与多个驱动
单元之间通过钢丝绳连接。本发明用于航空航天
领域。



1. 一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:它包括姿态控制设备、悬吊解锁机构和测量装置,姿态控制设备包括支撑架(1)和多个驱动单元,多个驱动单元安装在支撑架(1)的八个顶角上;测量装置包括操作控制机(7)和冲击加速度测试平台(10),冲击加速度测试平台(10)安装在支撑架(1)内,操作控制机(7)分别控制驱动单元和悬吊解锁机构的动作,悬吊解锁机构安装在冲击加速度测试平台(10)上;悬吊解锁机构包括悬吊释放机构(8)和着陆支撑机构(9),着陆支撑机构(9)安装在冲击加速度测试平台(10)上,悬吊释放机构(8)安装在着陆支撑机构(9)上,悬吊释放机构(8)与多个驱动单元之间通过钢丝绳连接。

2. 根据权利要求1所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:驱动单元包括驱动电机(2)和绕绳机构,绕绳机构包括联轴器(3)、绕绳转杆(4)、轴承座(5)和钢丝绳(6),轴承座(5)安装在支撑架(1)上,绕绳转杆(4)穿设在轴承座(5)上,驱动电机(2)安装在支撑架(1)上,驱动电机(2)与绕绳转杆(4)之间通过联轴器(3)连接,钢丝绳(6)的一端与绕绳转杆(4)的一端连接,钢丝绳(6)的另一端与悬吊释放机构(8)连接。

3. 根据权利要求2所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:悬吊释放机构(8)包括控制盒(8-2)、解锁法兰(8-3)、解锁组件和多个吊耳(8-1),多个吊耳(8-1)安装在控制盒(8-2)的外侧壁上,解锁法兰(8-3)安装在控制盒(8-2)的下端面上,解锁组件安装在解锁法兰(8-3)的下端。

4. 根据权利要求3所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:控制盒(8-2)为方形控制盒,多个吊耳(8-1)分别安装在方形控制盒的八个顶点上,钢丝绳(6)的另一端与悬吊释放机构(8)的一个吊耳(8-1)连接。

5. 根据权利要求4所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:方形控制盒的下端面为六边形壳体(8-2-1)。

6. 根据权利要求5所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:解锁法兰(8-3)和控制盒(8-2)的下端面之间通过转动副连接。

7. 根据权利要求3或6所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:解锁组件包括解锁电机(8-4)、解锁驱动齿轮(8-5)、解锁从动齿轮(8-6)、锁紧钢球驱动弹簧(8-8)和两组锁定钢球(8-7),解锁电机(8-4)安装在着陆支撑机构(9)上,解锁驱动齿轮(8-5)与解锁电机(8-4)的输出端连接,解锁从动齿轮(8-6)安装在解锁法兰(8-3)上,解锁驱动齿轮(8-5)与解锁从动齿轮(8-6)相啮合,两组锁定钢球(8-7)安装在解锁法兰(8-3)的解锁槽内,锁紧钢球驱动弹簧(8-8)安装在解锁法兰(8-3)内的两组锁定钢球(8-7)之间。

8. 根据权利要求7所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:解锁法兰(8-3)上对称加上有弧形解锁槽。

9. 根据权利要求8所述的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,其特征在于:着陆支撑机构(9)的上部设有内六角形孔(9-1)。

一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备

技术领域

[0001] 本发明涉及一种可回收火箭着陆工况模拟设备,具体涉及一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,属于航空航天技术领域。

背景技术

[0002] 目前火箭发射多为一次性使用,随着可回收火箭研制的快速进行,未来可回收工作前景良好,而回收火箭平稳着陆的前提是具有一种高可靠的着陆支撑机构进行支撑,设计一种具有高可靠的着陆支撑机构具有重要意义,而着陆支撑机构样机的研制需要进行不同工况下的实验验证,以满足火箭在实际返回过程的技术需要,而火箭样机在地面进行不同工况下模拟需要设计一种具有六自由度运动的控制平台。综上,现有的着陆支撑机构样机由于无法模拟可回收火箭着陆工况,致使无法模拟验证火箭在实际返回时的过程。

发明内容

[0003] 本发明的目的是为了解决现有的着陆支撑机构样机由于无法模拟可回收火箭着陆工况,致使无法模拟验证火箭在实际返回时的过程,进而提供一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备。

[0004] 本发明的技术方案是:一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备,它包括姿态控制设备、悬吊解锁机构和测量装置,姿态控制设备包括支撑架和多个驱动单元,多个驱动单元安装在支撑架的八个顶角上;测量装置包括操作控制机和冲击加速度测试平台,冲击加速度测试平台安装在支撑架内,操作控制机分别与驱动单元和悬吊解锁机构电连接,悬吊解锁机构安装在冲击加速度测试平台上;悬吊解锁机构包括悬吊释放机构和着陆支撑机构,着陆支撑机构安装在冲击加速度测试平台上,悬吊释放机构安装在着陆支撑机构上,悬吊释放机构与多个驱动单元之间通过钢丝绳连接。

[0005] 本发明与现有技术相比具有以下效果:

[0006] 1、本发明通过不同的驱动电机来分别驱动钢丝绳的长短来完成火箭着陆姿态的控制,可使得火箭本体具有不同的偏航、俯仰、横滚角度与角速度等特性,并能同时满足火箭着陆支撑机构的水平以及竖直方向速度的控制,利用悬吊释放机构完成预定位置解锁,完成着陆工况的模拟,并通过冲击加速度测试平台完成冲击力与冲击加速度的测量,以验证不同工况下的模拟验证。

[0007] 2、本发明通过多组驱动单元带动火箭本体运动,其中多组驱动单元由解锁驱动电机以及绕绳机构完成预定轨迹的控制,能够精确控制绳子的收放,通过多组绕绳机构耦合作用,完成火箭本体预定运动轨迹的运动,通过悬吊释放机构在预定高度通过电机完成释放,实现火箭着陆支撑机构的释放,完成不同工况的模拟。

附图说明

[0008] 图1是火箭着陆工况模拟设备总装图。

- [0009] 图2是火箭着陆工况模拟设备侧视图。
- [0010] 图3是悬吊解锁机构轴测示意图。
- [0011] 图4是悬吊解锁机构的仰视示意图。
- [0012] 图5是火箭上端悬挂图。
- [0013] 图6是绳驱末端执行器图。

具体实施方式

[0014] 具体实施方式一：结合图1至图6说明本实施方式，本实施方式的一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备，它包括姿态控制设备、悬吊解锁机构和测量装置，姿态控制设备包括支撑架1和多个驱动单元，多个驱动单元安装在支撑架1的八个顶角上；测量装置包括操作控制机7和冲击加速度测试平台10，冲击加速度测试平台10安装在支撑架1内，操作控制机7分别控制驱动单元和悬吊解锁机构的动作，悬吊解锁机构安装在冲击加速度测试平台10上；悬吊解锁机构包括悬吊释放机构8和着陆支撑机构9，着陆支撑机构9安装在冲击加速度测试平台10上，悬吊释放机构8安装在着陆支撑机构9上，悬吊释放机构8与多个驱动单元之间通过钢丝绳连接。

[0015] 本实施方式通过电机驱动控制绳子收放，该姿态控制通过多组相同电机进行控制，能够达到预定位置、速度、加速度的控制，当着陆支撑机构运动到预定位置后通过控制悬吊设备完成释放，并模拟不同工况下的技术指标，完成不同工况地面模拟，通过测量冲击加速度等信息完成特性分析，为实际工况积累数据经验。

[0016] 本实施方式通过多构件配合控制火箭着陆支撑机构完成俯仰，偏航，横滚等运动并以一定初速度角速度完成着陆工况的模拟。

[0017] 本实施方式通过利用8组相同的控制单元，所述的控制单元包括驱动电机、绕绳机构组成，通过电机运动控制实现绳子的预定长度，利用8组电机同时作用可使得火箭主体完成预定的运动并满足不同工况的模拟。

[0018] 本实施方式通过解锁电机控制解锁法兰完成旋转运动，最终实现解锁功能，当火箭释放后，锁定钢球会在驱动弹簧的作用下进行复位，火箭支撑机构上方通过加工六边形进行轴向限位，可通过人工实现支撑机构悬挂安装进行再次使用。

[0019] 本实施方式通过冲击加速度测量平台测量着陆机构下落过程的冲击加速度等信息并完成数据分析，选择合理的缓冲器件以满足技术指标。

[0020] 具体实施方式二：结合图1至图2说明本实施方式，本实施方式的驱动单元包括驱动电机2和绕绳机构，绕绳机构包括联轴器3、绕绳转杆4、轴承座5和钢丝绳6，轴承座5安装在支撑架1上，绕绳转杆4穿设在轴承座5上，驱动电机2安装在支撑架1上，驱动电机2与绕绳转杆4之间通过联轴器3连接，钢丝绳6的一端与绕绳转杆4的一端连接，钢丝绳6的另一端与悬吊释放机构8连接。如此设置，可以精确控制绳子的收放，通过多组绕绳机构耦合作用，完成火箭本体预定运动轨迹的运动，其它组成及连接关系与具体实施方式一相同。

[0021] 具体实施方式三：结合图3和图4说明本实施方式，本实施方式的悬吊释放机构8包括控制盒8-2、解锁法兰8-3、解锁组件和多个吊耳8-1，多个吊耳8-1安装在控制盒8-2的外侧壁上，解锁法兰8-3安装在控制盒8-2的下端面上，解锁组件安装在解锁法兰8-3的下端。如此设置，实现火箭着陆支撑机构的释放，完成不同工况的模拟。其它组成及连接关系与具

体实施方式一或二相同。

[0022] 具体实施方式四：结合图6说明本实施方式，本实施方式的控制盒8-2为方形控制盒，多个吊耳8-1分别安装在方形控制盒的八个顶点上，钢丝绳6的另一端与悬吊释放机构8的一个吊耳8-1连接。如此设置，便于与位于支撑架1的八个顶角上的钢丝绳6连接。其它组成及连接关系与具体实施方式一、二或三相同。

[0023] 具体实施方式五：结合图6说明本实施方式，本实施方式的方形控制盒的下端面为六边形壳体8-2-1。如此设置，便于与火箭上端进行配合。其它组成及连接关系与具体实施方式一、二、三或四相同。

[0024] 具体实施方式六：结合图3和图4说明本实施方式，本实施方式的解锁法兰8-3和控制盒8-2的下端面之间通过转动副连接。如此设置，结构简单，便于灵活实现对火箭的锁紧与释放。其它组成及连接关系与具体实施方式一、二、三、四或五相同。

[0025] 具体实施方式七：结合图4说明本实施方式，本实施方式的解锁组件包括解锁电机8-4、解锁驱动齿轮8-5、解锁从动齿轮8-6、锁紧钢球驱动弹簧8-8和两组锁定钢球8-7，解锁电机8-4安装在着陆支撑机构9上，解锁驱动齿轮8-5与解锁电机8-4的输出端连接，解锁从动齿轮8-6安装在解锁法兰8-3上，解锁驱动齿轮8-5与解锁从动齿轮8-6相啮合，两组锁定钢球8-7安装在解锁法兰8-3的解锁槽内，锁紧钢球驱动弹簧8-8安装在解锁法兰8-3内的两组锁定钢球8-7之间。如此设置，便于实现解锁动作。其它组成及连接关系与具体实施方式一、二、三、四、五或六相同。

[0026] 解锁组件的工作原理为：解锁电机8-4顺时针旋转，带动解锁驱动齿轮8-5转动，解锁驱动齿轮8-5带动解锁从动齿轮8-6转动，解锁法兰8-3在解锁从动齿轮8-6的带动下转动，将两组锁定钢球8-7转动到解锁槽内，实现锁紧；解锁电机8-4逆时针旋转，在锁紧钢球驱动弹簧8-8力的带动下旋出解锁槽，实现解锁。

[0027] 具体实施方式八：结合图3和图4说明本实施方式，本实施方式的解锁法兰8-3上加上有解锁槽。如此设置，便于卡住锁定钢球8-7，实现锁紧动作。其它组成及连接关系与具体实施方式一、二、三、四、五、六或七相同。

[0028] 具体实施方式九：结合图5说明本实施方式，本实施方式的着陆支撑机构9的上部设有内六角形孔9-1。如此设置，便于与方形控制盒的下端面配合。其它组成及连接关系与具体实施方式一、二、三、四、五、六、七或八相同。

[0029] 由于着陆支撑机构9的结构与现有的一种可重复平行四边形着陆支撑机构结构和原理相同，此处不再赘述。关于冲击加速度测试平台10的结构和原理与现有结构相同。其他未详细展开内容为常规技术。

[0030] 本申请的工作原理：

[0031] 本发明一种基于绳驱并联机器人的可回收火箭着陆工况模拟设备，包含姿态控制设备，悬吊解锁机构，以及测量装置。其中驱动电机2与联轴器3进行连接，并将扭矩传递给绕绳转杆4完成预定角度的运动，绕绳转杆4通过轴承与轴承座5进行转动连接，轴承座5通过螺钉与支撑架1进行连接，该驱动单元包括8组相同的机构并安装于支撑架的八个顶角，绕绳转杆4与悬吊释放机构8之间通过钢丝绳进行连接，悬吊释放机构8包括多组构件，其中方形控制盒8-2通过吊耳8-1与钢丝绳6进行连接，方形控制盒8-2下端通过加工六边形与火箭着陆支撑机构9进行周向限位，方形控制盒8-2与解锁法兰8-3之间通过转动副进行连接，

解锁法兰8-3通过转动与火箭着陆支撑机构9进行连接,而解锁从动齿轮8-6通过螺钉与解锁法兰8-3进行固定,解锁电机8-4通过螺钉与火箭着陆支撑机构9进行固定,解锁驱动齿轮8-5与解锁电机8-4通过键进行连接,而两组锁定钢球8-7之间通过锁紧钢球驱动弹簧8-8进行复位,两组锁定钢球8-7安装于方形控制盒8-2末端,通过解锁驱动电机8-4控制解锁驱动齿轮8-5转动,并带动解锁从动齿轮8-6转动,并带动解锁法兰8-3转动实现解锁功能,解锁法兰8-3加工有解锁槽,利用锁定钢球8-7实现锁定。完成解锁后可通过人工进行二次装配实现再次使用。

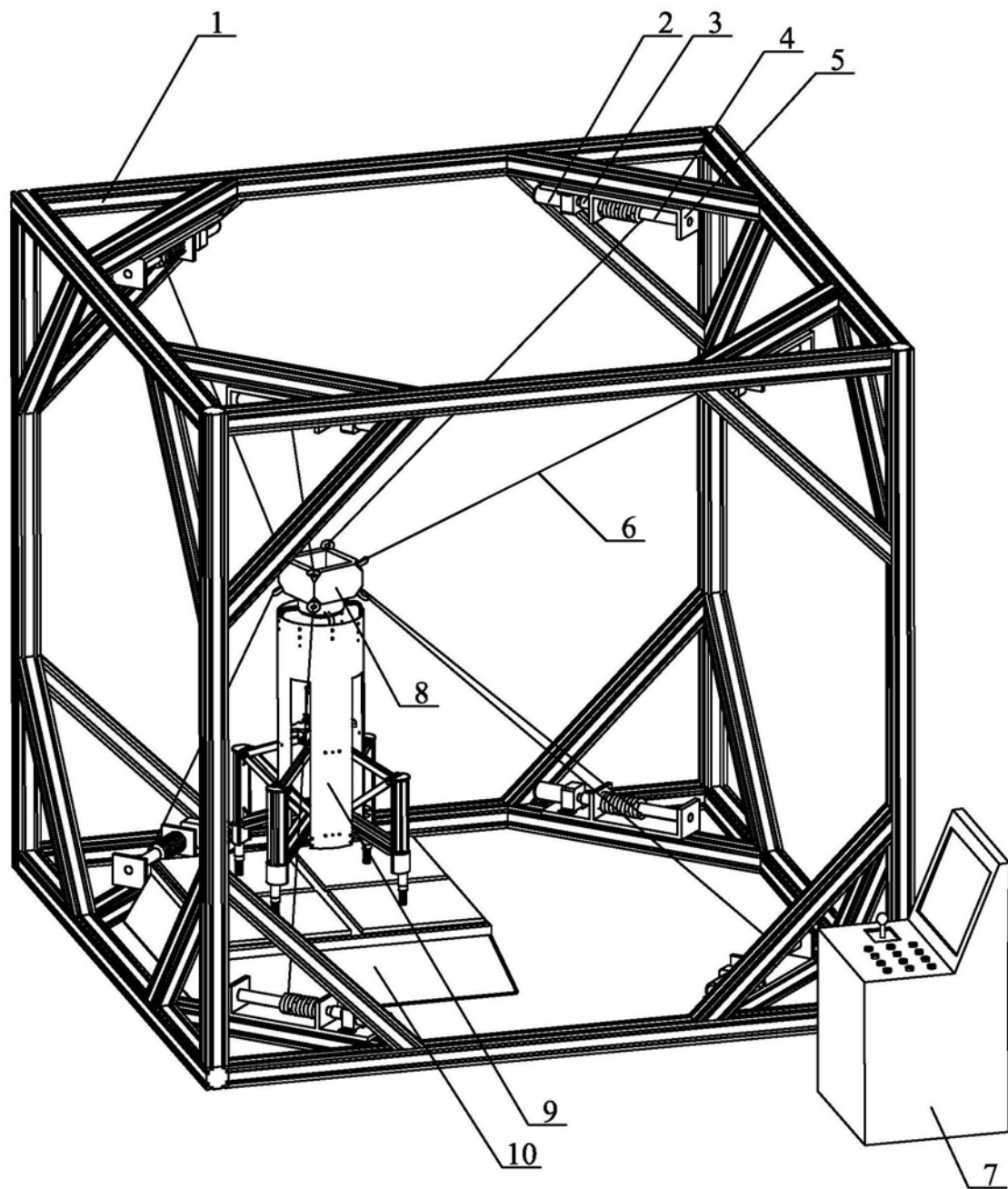


图1

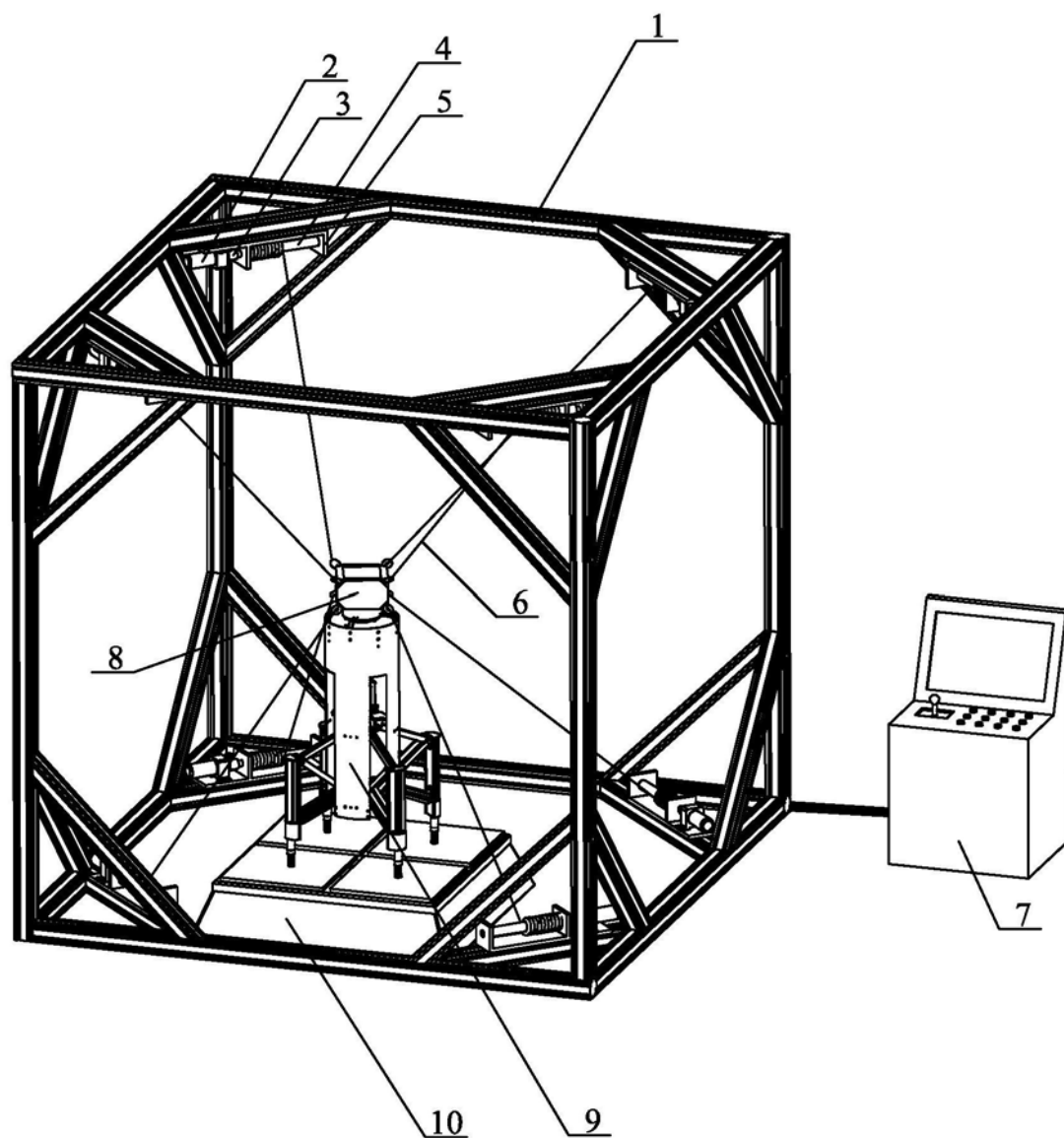


图2

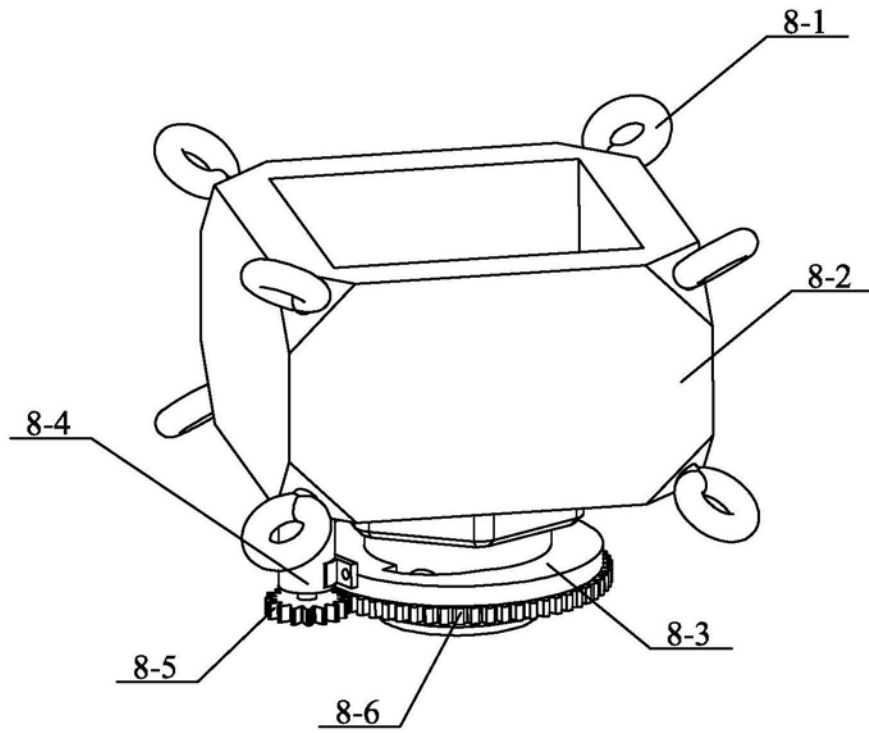


图3

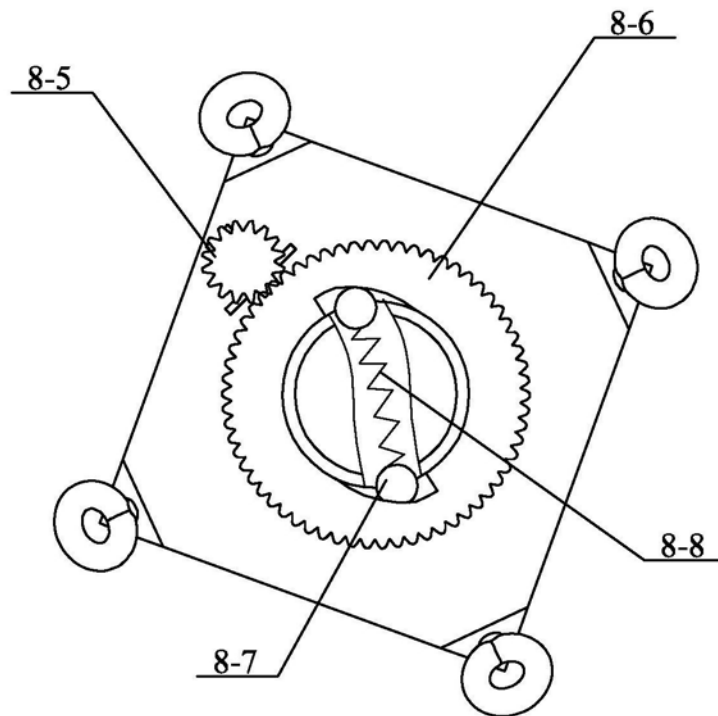


图4

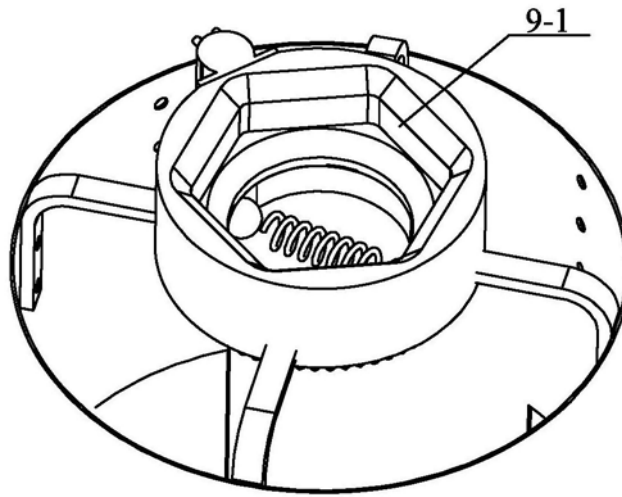


图5

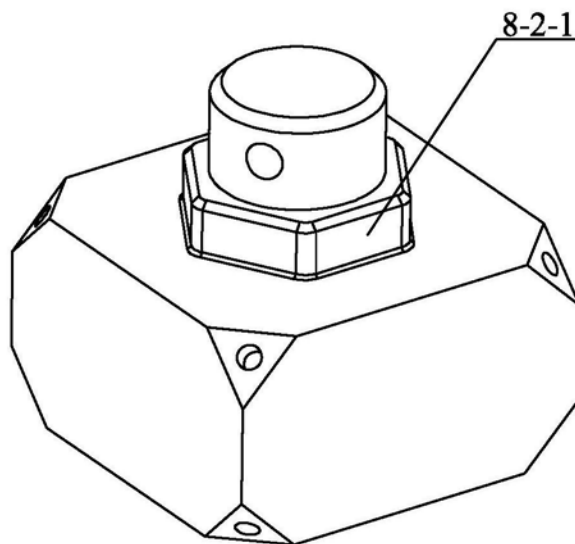


图6