



# (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114715429 A

(43) 申请公布日 2022. 07. 08

(21) 申请号 202210133179.2

(22) 申请日 2022.02.11

(71) 申请人 广东空天科技研究院

地址 511458 广东省广州市南沙区海滨路  
1119号1号楼501房

申请人 中国科学院力学研究所

(72) 发明人 王福德 李腾 杨正茂 吴臣武  
李文皓

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司  
11508

专利代理师 卓凡

(51) Int. Cl.

B64G 1/00 (2006.01)

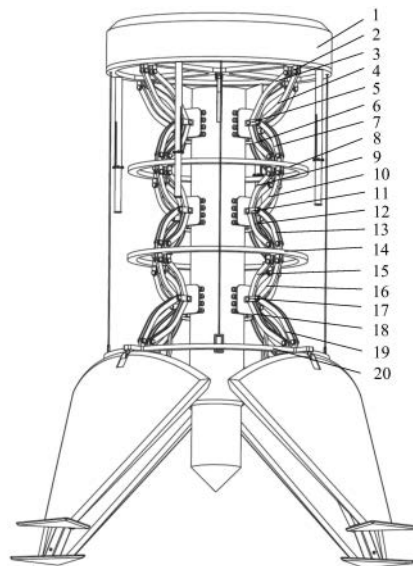
权利要求书3页 说明书9页 附图12页

## (54) 发明名称

用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构

## (57) 摘要

本发明公开了一种能够构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,其特点是:包括吊舱,吊舱内的多平行四边形吊舱连杆变形机构、吊舱绳系驱动装置;基于多平行四边形的吊舱连杆变形机构,包括吊舱顶部的载荷舱、载荷舱内的第一、第二、第三通连杆机构,各个通道连杆机构共同构成了多平行四边形连杆吊舱变形机构;所述吊舱绳系驱动装置包括机构变形驱动绳、钢丝绳固定器、以及载荷舱内的吊舱变形驱动装置,本发明多平行四边形连杆吊舱变形机构,可根据飞行器径向变化,快速适应不同直径的飞行器发射与固定;本发明提出了弹性滚动发射通道,与传统滑动发射通道相比,由于摩擦系数非常低,实现大角度斜向滚动通道的构建,适用不同的发射工况。



1. 一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,其特征在于:包括吊舱,吊舱内的多平行四边形吊舱连杆变形机构、吊舱绳系驱动装置;

所述基于多平行四边形的吊舱连杆变形机构,包括吊舱顶部的载荷舱(1)、载荷舱(1)内的第一通道连杆机构(21)、第二通道连杆机构(22)、第三通连杆机构(23),第一通道连杆机构(21)的多个铰接点与载荷舱(1)底部多个铰接点铰接,第二通道连杆机构(22)的多个铰接点与第一通道连杆机构(21)的多个铰接点铰接,第三通连杆机构(23)的多个铰接点与第二通道连杆机构(22)的多个铰接点铰接,各个通道连杆机构共同构成了多平行四边形连杆吊舱变形机构;

所述吊舱绳系驱动装置包括机构变形驱动绳(33)、钢丝绳固定器(34)以及载荷舱(1)内的吊舱变形驱动装置,该吊舱绳系驱动装置用以实现吊舱舱体变形、滚动通道构建与变形以及飞行器的固定;该机构变形驱动绳(33)一端伸入载荷舱(1)内、与载荷舱1内的钢丝绳伸缩机构连接,另外一端固定安装于第三通道下支撑环(20)上。

2. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,其特征在于:所述第一通道连杆机构(21),包括销轴(2)、第一通道上内连杆(3)、第一通道上外连杆(4)、第一通道滚轮支撑(5)、第一通道下内连杆(6)、第一通道下外连杆(7)、第一通道下支撑环(8);其中,第一通道上内连杆(3)的一端通过销轴(2)与载荷舱(1)的内铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第一通道滚轮支撑5的内铰接点铰接;第一通道上外连杆(4)的一端通过销轴(2)与载荷舱1的外铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第一通道滚轮支撑(5)的外铰接点铰接;第一通道下内连杆(6)的一端通过销轴(2)与第一通道滚轮支撑(5)的内铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第一通道下支撑环(8)内铰接点铰接;第一通道下外连杆7的一端通过销轴(2)与第一通道滚轮支撑(5)的外铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第一通道下支撑环(8)外铰接点铰接,通过以上连接从而构建第一通道连杆机构(21);

所述第二通道连杆机构(22),包括销轴(2)、第二通道上内连杆(9)、第二通道上外连杆(10)、第二通道滚轮支撑(11)、第二通道下内连杆(12)、第二通道下外连杆(13)、第二通道下支撑环(14);其中第二通道上内连杆(9)的一端通过销轴(2)与第一通道下支撑环(8)内铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第二通道滚轮支撑(11)的内铰接点铰接;第二通道上外连杆(10)的一端通过销轴(2)与第一通道下支撑环(8)外铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第二通道滚轮支撑(11)的外铰接点铰接;第二通道下内连杆(12)的一端通过销轴(2)与第二通道滚轮支撑(11)的内铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第二通道下支撑环(14)的内铰接点铰接;第二通道下外连杆(13)的一端通过销轴(2)与第二通道滚轮支撑(11)的外铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第二通道下支撑环(14)的外铰接点铰接,通过以上连接从而构建第二通道连杆机构(22);

所述第三通道连杆机构(23),包括销轴(2)、第三通道上内连杆(15)、第三通道上外连杆(16)、第三通道滚轮支撑(17)、第三通道下内连杆(18)、第三通道下外连杆(19)、第三通道下支撑环(20),其中,第三通道上内连杆(15)的一端通过销轴(2)与第二通道下支撑环(14)的内铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第三通道滚轮支撑(17)的内铰接点铰接;第三通道上外连杆(16)的一端通过销轴(2)与第二通道下支撑环14的外铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第三通道滚轮支撑17的外铰接点铰接;第三通道下内连杆18的一端通过销轴(2)与第三通道滚轮支撑17的内铰接点铰接,另一端通过销轴(2)与第三通道下支撑环(20)

的内铰接点铰接；第三通道下外连杆(19)的一端通过销轴(2)与第三通道滚轮支撑(17)的外铰接点铰接，另一端通过销轴(2)与第三通道下支撑环(20)的外铰接点铰接；通过以上连接从而构建第三通道连杆机构(23)。

3. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构，其特征在于：所述第一通道滚轮支撑(5)、第二通道滚轮支撑(11)和第三通道滚轮支撑(17)，分别包括滚轮(27)、滚轮支撑连杆(39)、滚轮支撑板(40)、固定杆(41)、弹性伸缩杆(42)、滚轮支撑座(43)、滚轮支撑轴(44)，其中，多个滚轮(27)通过滚轮支撑轴(44)安装于多个滚轮支撑座(43)上，多个滚轮支撑座(43)固定安装于弹性伸缩杆(42)的一端，弹性伸缩杆(42)的另一端通过弹性支撑元件嵌入固定杆(41)，从而实现弹性伸缩变形，固定杆(41)均匀分布于滚轮支撑板(40)圆柱形内侧，其伸缩变形延长线指向滚轮支撑板(40)圆柱形轴线，该轴线也是飞行器形心轴线，滚轮支撑板(40)圆柱形外侧固定安装于滚轮支撑连杆(39)上，其与滚轮支撑连杆(40)角度与飞行器形状相关，根据飞行器不同形状及直径选取不同的角度。

4. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构，其特征在于：各个上连杆采用单个布置、下连杆采用双布置，并且下连杆双布置缝隙可嵌入上连杆，从而大大提高机构变形角度，避免上下连杆发生干涉状况；各个内外连杆之间采用平行四边形布置，内外连杆均为带有一定角度的弧形连杆，并采取弧形连杆钝角面对向放置，从而大大提高机构变形角度，避免左右连杆发生干涉状况，同时合理设计角度可以实现变形碰撞机械限位。

5. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构，其特征在于：对于火箭类飞行器多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构(21)、第二通道连杆机构(22)、第三通道连杆机构(23)均采用标准的构型，每个通道内上层连杆长度一致，每个通道内下层连杆长度一致，即第一通道上内连杆(3)的长度与第一通道上外连杆(4)长度一致，第一通道下内连杆(6)的长度与第一通道下外连杆(7)长度一致，第二通道上内连杆(9)的长度与第二通道上外连杆(10)长度一致，第二通道下内连杆(12)的长度与第一通道下外连杆(13)长度一致，第三通道上内连杆(15)的长度与第三通道上外连杆(16)长度一致，第三通道下内连杆(18)的长度与第三通道下外连杆(19)长度一致；所有滚轮支撑连杆(39)与滚轮支撑座(43)圆弧切面的角度A始终为 $90^\circ$ ，火箭类飞行器的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆(39)的长度相同；飞行器中心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合，每个通道内滚轮(25)共同构成一个圆柱面与飞行器的外表面相切，实现滚动通道建立以及牢固的接触，由于滚轮25可跟随弹性伸缩杆(42)在一定范围内的弹性伸缩，所以能够适应火箭类飞行器表面较小的形状变化以及直径变化，如果飞行器表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳(33)的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

6. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构，其特征在于：所述对于背负式箭机组合体多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构(21)、第二通道连杆机构(22)、第三通道连杆机构(23)均采用非标准的构型；背负式箭机组合体上下滚轮支撑连杆(39)与滚轮支撑座(43)圆弧切面的角度A为 $90^\circ$ ，背负式箭机组合体左右滚轮支撑连杆(39)与滚轮支撑座(43)圆弧切面的角度B为锐角，其大小根据背负式箭机组合体布局决定，且背负式箭机组合体的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑

连杆(39)的长度也不相同,其长度根据背负式箭机组合体的布局决定,箭机组合体重心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,每个通道内滚轮(25)共同构成一个非圆柱面(其形状取决于背负式箭机组合体构型)与飞行器的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触,由于滚轮(25)可跟随弹性伸缩杆(42)在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应背负式箭机组合体表面较小的形状变化以及直径变化,如果背负式箭机组合体表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳(33)的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

7. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,其特征在于:所述对于顶推式箭机组合体多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构(21)和第二通道连杆机构(22)采用标准的构型,第三通道连杆机构(23)采用非标准的构型,即为:第一通道连杆机构(21)和第二通道连杆机构(22)中每个通道内上层连杆长度一致,第一通道连杆机构(21)和第二通道连杆机构(22)中每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆(3)的长度与第一通道上外连杆(4)长度一致,第一通道下内连杆(6)的长度与第一通道下外连杆(7)长度一致,第二通道上内连杆(9)的长度与第二通道上外连杆(10)长度一致,第二通道下内连杆(12)的长度与第一通道下外连杆(13)长度一致。

8. 根据权利要求1所述一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,其特征在于:顶推式箭机组合体第一通道连杆机构(21)和第二通道连杆机构(22)中滚轮支撑连杆(39)与滚轮支撑座(43)圆弧切面的角度A为 $90^\circ$ ;顶推式箭机组合体第三通道连杆机构(23)中上滚轮支撑连杆(39)与机翼水平面角度C为锐角,其大小取决于机翼上表面与机翼水平面的角度;顶推式箭机组合体第三通道连杆机构(23)中下滚轮支撑连杆(39)与机翼水平面角度D为锐角,其大小取决于机翼上表面与机翼水平面的角度;顶推式组合体重心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,第一通道连杆机构(21)和第二通道连杆机构(22)中每个通道内滚轮(25)共同构成一个圆柱面与顶推式箭机组合体的火箭的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触,第三通道连杆机构(23)内滚轮(25)共同构成一个机翼面与顶推式箭机组合体的飞行器机翼的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触;由于滚轮(25)可跟随弹性伸缩杆(42)在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应顶推式箭机组合体表面较小的形状变化以及直径变化。

## 用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构

### 技术领域

[0001] 本发明属于吊舱变形机构技术领域,具体涉及一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构。

### 背景技术

[0002] 空中发射平台技术是指利用空中发射平台在空中发射运载火箭、卫星或无人机等飞行器(统称为有效载荷)的技术,是目前航空航天领域的一个研究热点。空中发射技术可以弥补国家或省份缺少发射中心或地理以及环境影响所带来的不足,空中发射技术具备快速响应航天发射所要求的快速性、机动性和灵活性等特性,是最具潜力的快速发射方式,越来越受到各航天大国的重视。

[0003] 目前,用于发射箭机组合体的空中吊舱变形机构研究很少,而且目前没有利用多平行四边形机构构建吊舱变形系统及空中滚动发射系统的研究,难以实现吊舱变形及空中滚动发射通道构建。

[0004] 其难点在于:箭机组合体不是常规的单体而是组合体,组合体是由二种以上物体组合一起异性结构体,对于异型的结构体要求发射通道也要随之变化,但是传统的发射通道并不能适应组合体发射的要求。首要原因是传统方法不能实现舱体变形。所述不能实现舱体变形的原因是发射通道不具有弹性变形的性能,传统方法采用泡沫作为发射通道,用泡沫勾出一个外形的槽勾出一个外形的槽,从天上吊着火箭或飞行器,把飞行器或者火箭吊在上面,借用重力的作用靠着重力加速度垂直向下发射,由于泡沫不具有弹性,不能随着被发射体的形状改变而改变,因此泡沫材料制作的发射舱体不具有弹性变形的性能;第二个原因是传统方法的发射通道采用滑动摩擦、摩擦力大:现有技术发射通道均采用滑动摩擦,由于滑动摩擦系数相对较大,当被发射体表面为异型表面、并且发射角度不限于垂直发射而是斜着向上发射或者水平发射时,比如,如果是45度斜着向上发射,由于产生了横向分力以及是滑动摩擦,可能就憋住了。

### 发明内容

[0005] 本发明针对现有技术存在的问题,提出一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,目的在于解决传统空中发射系统不能实现空中箭机组合体的发射、以及不能构建空中箭机组合体发射通道的问题。

[0006] 本发明为解决其技术问题,采用以下技术方案:

[0007] 一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,其特点是:包括吊舱,吊舱内的多平行四边形吊舱连杆变形机构、吊舱绳系驱动装置;

[0008] 所述基于多平行四边形的吊舱连杆变形机构,包括吊舱顶部的载荷舱1、载荷舱1内的第一通道连杆机构21、第二通道连杆机构22、第三通连杆机构 23,第一通道连杆机构21的多个铰接点与载荷舱1底部多个铰接点铰接,第二通道连杆机构22的多个铰接点与第一通道连杆机构21的多个铰接点铰接,第三通连杆机构23的多个铰接点与第二通道连杆机

构22的多个铰接点铰接,各个通道连杆机构共同构成了多平行四边形连杆吊舱变形机构;

[0009] 所述吊舱绳系驱动装置,包括机构变形驱动绳33、钢丝绳固定器34以及载荷舱1内的吊舱变形驱动装置,共同构成吊舱绳系驱动装置,该吊舱绳系驱动装置用以实现吊舱舱体变形、滚动通道构建与变形以及飞行器固定等;该机构变形驱动绳33一端伸入载荷舱1内、另外一端固定安装于第三通道下支撑环20上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统。

[0010] 所述第一通道连杆机构21,包括销轴2、第一通道上内连杆3、第一通道上外连杆4、第一通道滚轮支撑5、第一通道下内连杆6、第一通道下外连杆7、第一通道下支撑环8等组成。其中第一通道上内连杆3的一端通过销轴2与载荷舱1的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的内铰接点铰接;第一通道上外连杆4的一端通过销轴2与载荷舱1的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的外铰接点铰接;第一通道下内连杆6的一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道下支撑环8内铰接点铰接;第一通道下外连杆7的一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道下支撑环8外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第一通道连杆机构21。

[0011] 所述第二通道连杆机构22,包括销轴2、第二通道上内连杆9、第二通道上外连杆10、第二通道滚轮支撑11、第二通道下内连杆12、第二通道下外连杆13、第二通道下支撑环14等组成。其中第二通道上内连杆9的一端通过销轴2与第一通道下支撑环8内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的内铰接点铰接;第二通道上外连杆10的一端通过销轴2与第一通道下支撑环8外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的外铰接点铰接;第二通道下内连杆12的一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的内铰接点铰接;第二通道下外连杆13的一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第二通道连杆机构22。

[0012] 所述第三通道连杆机构23,包括销轴2、第三通道上内连杆15、第三通道上外连杆16、第三通道滚轮支撑17、第三通道下内连杆18、第三通道下外连杆19、第三通道下支撑环20等组成。其中,第三通道上内连杆15的一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的内铰接点铰接;第三通道上外连杆16的一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的外铰接点铰接;第三通道下内连杆18的一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道下支撑环20的内铰接点铰接;第三通道下外连杆19的一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道下支撑环20的外铰接点铰接;通过以上连接从而构建第三通道连杆机构23。

[0013] 所述第一通道滚轮支撑5、第二通道滚轮支撑11和第三通道滚轮支撑17,分别包括滚轮27、滚轮支撑连杆39、滚轮支撑板40、固定杆41、弹性伸缩杆42、滚轮支撑座43、滚轮支撑轴44等组成。其中多个滚轮27通过滚轮支撑轴44安装于多个滚轮支撑座43上,多个滚轮支撑座43固定安装于弹性伸缩杆42的一端,弹性伸缩杆42的另一端通过弹性支撑元件嵌入固定杆41,从而实现弹性伸缩变形,固定杆41均匀分布于滚轮支撑板40圆柱形内侧,其伸缩变形延长线指向滚轮支撑板40圆柱形轴线,该轴线也是飞行器形心轴线,滚轮支撑板40圆

柱形外侧固定安装于滚轮支撑连杆39上,其与滚轮支撑连杆40角度与飞行器形状相关,根据飞行器不同形状及直径选取不同的角度。

[0014] 各个上连杆采用单个布置、下连杆采用双布置,并且下连杆双布置缝隙可嵌入上连杆,从而大大提高机构变形角度,避免上下连杆发生干涉状况;各个内外连杆之间采用平行四边形布置,内外连杆均为带有一定角度的弧形连杆,并采取弧形连杆钝角面对向放置,从而大大提高机构变形角度,避免左右连杆发生干涉状况,同时合理设计角度可以实现变形碰撞机械限位。

[0015] 对于火箭类飞行器多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构21、第二通道连杆机构22、第三通道连杆机构23均采用标准的构型,每个通道内上层连杆长度一致,每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆3 的长度与第一通道上外连杆3长度一致,第一通道下内连杆6的长度与第一通道下外连杆7长度一致,第二通道上内连杆9的长度与第二通道上外连杆 10长度一致,第二通道下内连杆12的长度与第一通道下外连杆13长度一致,第三通道上内连杆15的长度与第三通道上外连杆16长度一致,第三通道下内连杆18的长度与第三通道下外连杆19长度一致。所有滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度A始终为 $90^\circ$ ,火箭类飞行器的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆39的长度相同。飞行器中心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,每个通道内滚轮25共同构成一个圆柱面与飞行器的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触。由于滚轮25可跟随弹性伸缩杆42 在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应火箭类飞行器表面较小的形状变化以及直径变化,如果飞行器表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

[0016] 对于背负式箭机组合体多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构 21、第二通道连杆机构22、第三通道连杆机构23均采用非标准的构型,每个通道内上层连杆长度一致,每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆3的长度与第一通道上外连杆3长度一致,第一通道下内连杆6的长度与第一通道下外连杆7长度一致,第二通道上内连杆9的长度与第二通道上外连杆10长度一致,第二通道下内连杆12的长度与第一通道下外连杆13长度一致,第三通道上内连杆15的长度与第三通道上外连杆16长度一致,第三通道下内连杆18的长度与第三通道下外连杆19长度一致。背负式箭机组合体上下滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度A为 $90^\circ$ ,背负式箭机组合体左右滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度B为锐角,其大小根据背负式箭机组合体布局决定,且背负式箭机组合体的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆39的长度也不相同,其长度根据背负式箭机组合体的布局决定。箭机组合体重心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,每个通道内滚轮25共同构成一个非圆柱面(其形状取决于背负式箭机组合体构型)与飞行器的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触,由于滚轮25可跟随弹性伸缩杆42在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应背负式箭机组合体表面较小的形状变化以及直径变化,如果背负式箭机组合体表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

[0017] 对于顶推式箭机组合体多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构 21和第二通道连杆机构22采用标准的构型,第三通道连杆机构23采用非标准的构型,第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22中每个通道内上层连杆长度一致,第一通道连杆机构21和

第二通道连杆机构22中每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆3的长度与第一通道上外连杆4长度一致,第一通道下内连杆6的长度与第一通道下外连杆7长度一致,第二通道上内连杆9的长度与第二通道上外连杆10长度一致,第二通道下内连杆12的长度与第一通道下外连杆13长度一致。第三通道连杆机构23与标准构型区别在于,其滚轮27不是压紧飞行器机身,而是压紧飞行器机翼上下表面。顶推式箭机组合体第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22中滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度A为 $90^{\circ}$ 。顶推式箭机组合体第三通道连杆机构23中上滚轮支撑连杆39与机翼水平面角度C为锐角,其大小取决于机翼上表面与机翼水平面的角度。顶推式箭机组合体第三通道连杆机构23中下滚轮支撑连杆39与机翼水平面角度D为锐角,其大小取决于机翼上表面与机翼水平面的角度。顶推式组合体重心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22中每个通道内滚轮25共同构成一个圆柱面(其大小和直径取决于组合体中火箭的大小和直径)与顶推式箭机组合体的火箭的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触,第三通道连杆机构23内滚轮25共同构成一个机翼面(其大小和形状取决于机翼的大小和直径)与顶推式箭机组合体的飞行器机翼的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触。由于滚轮25可跟随弹性伸缩杆42在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应顶推式箭机组合体表面较小的形状变化以及直径变化,如果顶推式箭机组合体表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

[0018] 本发明的优点效果

[0019] 1、使用本发明提出的用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构的吊舱与传统浮空器的吊舱相比,能够实现火箭类飞行器、背负式箭机组合体以及顶推式箭机组合体的滚动发射通道的构建,并可根据飞行器的形状不同改变发射通道的构型,以适应不同构型飞行器的空中滚动垂直发射。

[0020] 2、本发明提出了弹性滚动发射通道,与传统滑动发射通道相比,可降低飞行器与发射通道的摩擦,可更好的保护飞行器的外表面,使发射更加顺畅,并可适应飞行器表面复杂形状变化,并可实现发射通道与飞行器时刻可靠接触,提高发射安全性;

[0021] 3、本发明提出了弹性滚动发射通道,与传统滑动发射通道相比,由于摩擦系数非常低,除了可实现滚动垂直发射通道的构建,还可以实现大角度斜向滚动通道的构建,适用于不同的发射工况;

[0022] 4、本发明提出了多平行四边形连杆吊舱变形机构,可根据飞行器径向变化通过多平行四边形连杆吊舱变形机构变形快速适应不同直径的飞行器发射与固定;

[0023] 5、本发明提出了多平行四边形连杆吊舱变形机构,可大范围改变吊舱形状与高度,在飞行器发射状态下,可加大吊舱高度,从而实现各种大的飞行器封装、吊挂与发射,在着陆回收状态下,可大大降低吊舱高度与重心,保证了吊舱着陆时的安全性及抗倾翻性;

[0024] 6、载荷舱内的吊舱变形驱动装置带动机构变形驱动绳升降,从而带动多平行四边形连杆吊舱变形机构变形,实现吊舱滚轮发射通道构建与变形,实现吊舱机体整体变形与保持,实现飞行器固定与保持,从而实现通过驱动机构变形驱动绳升降,实现机体变形、保持,滚动发射通道构建、变形,以及飞行器固定与保持;

[0025] 7、上连杆采用单个布置、下连杆采用双布置,并且下连杆双布置缝隙可嵌入上连杆,从而大大提高机构变形角度,避免上下连杆发生干涉状况;



[0026] 8、同时内外连杆之间采用平行四边形布置,内外连杆均为带有一定角度的弧形连杆,并采取弧形连杆钝角面对向放置,从而大大提高机构变形角度,避免左右连杆发生干涉状况,同时合理设计角度可以实现变形碰撞机械限位。

### 附图说明

[0027] 图1为本发明中火箭类飞行器吊舱变形机构发射状态示意图;

[0028] 图2为本发明中背负式箭机组合体吊舱变形机构发射状态示意图;

[0029] 图3为本发明中顶推式箭机组合体吊舱变形机构发射状态示意图;

[0030] 图4为本发明中火箭类飞行器吊舱变形机构发射状态仰视图;

[0031] 图5为本发明中背负式箭机组合体吊舱变形机构发射状态仰视图;

[0032] 图6为本发明中顶推式箭机组合体吊舱变形机构发射状态仰视图;

[0033] 图7为本发明中吊舱变形机构放大三维示意图;

[0034] 图8为本发明中吊舱变形机构放大侧示意图;

[0035] 图9为本发明中吊舱变形机构着陆状态机构示意图;

[0036] 图10为本发明中吊舱变形机构着陆状态封装示意图;

[0037] 图11为本发明中吊舱变形机构发射状态封装示意图;

[0038] 图12为本发明中吊舱变形机构发射状态封装示意图;

[0039] 图13为本发明中滚轮支撑组成示意图。

[0040] 其中,1、载荷舱;2、销轴;3、第一通道上内连杆;4、第一通道上外连杆;5、第一通道滚轮支撑;6、第一通道下内连杆;7、第一通道下外连杆;8、第一通道下支撑环;9、第二通道上内连杆;10、第二通道上外连杆;11、第二通道滚轮支撑;12、第二通道下内连杆;13、第二通道下外连杆;14、第二通道下支撑环;15、第三通道上内连杆;16、第三通道上外连杆;17、第三通道滚轮支撑;18、第三通道下内连杆;19、第三通道下外连杆;20、第三通道下支撑环;21、第一通道连杆机构;22、第二通道连杆机构;23、第三通道连杆机构;24、顶推式箭机组合体机翼支撑杆;25、顶推式箭机组合体机翼顶部滚轮支撑;26、火箭类飞行器滚轮支撑;27、滚轮;28、背负式箭机组合体箭侧面滚轮支撑;29、背负式箭机组合体箭底部滚轮支撑;30、顶推式箭机组合体机翼底部滚轮支撑;31、飞行器悬吊环;32、同步减振器;33、机构变形驱动绳;34、钢丝绳固定器;35、卷帘式封闭布;36、舱门;37、双向弹性支撑腿;38、支撑底座;39、滚轮支撑连杆;40、滚轮支撑板;41、固定杆;42、弹性伸缩杆;43、滚轮支撑座;44、滚轮支撑轴。

### 具体实施方式

[0041] 下面结合附图进一步说明本发明。

[0042] 本发明设计原理

[0043] 1、多平行四边形连杆吊舱变形机构设计原理:1)内外连杆之间采用平行四边形布置,内外连杆均为带有一定角度的弧形连杆,并采取弧形连杆钝角面对向放置,从而大大提高机构变形角度,避免左右连杆发生干涉状况,同时合理设计角度可以实现变形碰撞机械限位;2)上连杆采用单个布置、下连杆采用双布置,并且下连杆双布置缝隙可嵌入上连杆,从而大大提高机构变形角度,避免上下连杆发生干涉状况。3)载荷舱内的吊舱变形驱动装

置带动机构变形驱动绳升降,从而带动多平行四边形连杆吊舱变形机构变形,实现吊舱滚轮发射通道构建与变形,实现吊舱机体整体变形与保持,实现火箭类飞行器及箭机组合体固定与保持,从而实现通过驱动机构变形驱动绳升降,实现机体变形、保持,滚动发射通道构建、变形,以及火箭类飞行器及箭机组合体固定与保持;4) 卷帘式封闭布与舱门将火箭类飞行器及箭机组合体封装于吊舱内,并可跟随多平行四边形连杆吊舱变形机构变动,在实现火箭类飞行器及箭机组合体封装屏蔽的同时,又实现了吊舱机体变形跟随。

[0044] 2、基于滚动摩擦和变形机构的发射通道设计原理:多个滚轮附着在变形机构上,滚轮内部设有弹性装置,用平行四边形机构给滚轮构建了发射的通道,使得火箭类飞行器及箭机组合体沿着发射的通道滚动滑出来;对比现有技术:从天上吊着火箭或飞行器,用泡沫勾出一个外形的槽,把飞行器或者火箭吊在上面,借用重力的作用靠着重力加速度垂直向下发射。本发明用滚轮,把滑动摩擦变成滚动摩擦,并且这些滚轮也可以根据火箭类飞行器及箭机组合体的不同形状构建;同时滚动的通道由于摩擦力很小,可以大角度斜着发送,之前只能是垂直发送,比如之前如果是45度斜着发射,由于是滑动摩擦,可能就憋住了。

[0045] 基于以上原理,本发明设计了一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构。

[0046] 一种用于构建滚动发射通道的多平行四边形连杆吊舱变形机构,如图1、图2、图7、图8、图9、图10、图11和图12所示,其特点是:包括吊舱,吊舱内的多平行四边形吊舱连杆变形机构、吊舱绳系驱动装置;

[0047] 所述基于多平行四边形的吊舱连杆变形机构,包括吊舱顶部的载荷舱1、载荷舱1内的第一通道连杆机构21、第二通道连杆机构22、第三通连杆机构 23,第一通道连杆机构21的多个铰接点与载荷舱1底部多个铰接点铰接,第二通道连杆机构22的多个铰接点与第一通道连杆机构21的多个铰接点铰接,第三通连杆机构23的多个铰接点与第二通道连杆机构22的多个铰接点铰接,各个通道连杆机构共同构成了多平行四边形连杆吊舱变形机构;

[0048] 所述吊舱绳系驱动装置,包括机构变形驱动绳33、钢丝绳固定器34以及载荷舱1内的吊舱变形驱动装置,共同构成吊舱绳系驱动装置,该吊舱绳系驱动装置用以实现吊舱舱体变形、滚动通道构建与变形以及飞行器固定等;该机构变形驱动绳33一端伸入载荷舱1内、另外一端固定安装于第三通道下支撑环20上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统。

[0049] 所述第一通道连杆机构21,包括销轴2、第一通道上内连杆3、第一通道上外连杆4、第一通道滚轮支撑5、第一通道下内连杆6、第一通道下外连杆 7、第一通道下支撑环8等组成。其中第一通道上内连杆3的一端通过销轴2 与载荷舱1的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的内铰接点铰接;第一通道上外连杆4的一端通过销轴2与载荷舱1的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的外铰接点铰接;第一通道下内连杆6的一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第一通道下支撑环8内铰接点铰接;第一通道下外连杆7的一端通过销轴2与第一通道滚轮支撑5的外铰接点铰接,另一端通过销轴2 与第一通道下支撑环8外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第一通道连杆机构21。

[0050] 所述第二通道连杆机构22,包括销轴2、第二通道上内连杆9、第二通道上外连杆10、第二通道滚轮支撑11、第二通道下内连杆12、第二通道下外连杆13、第二通道下支撑环

14等组成。其中第二通道上内连杆9的一端通过销轴2与第一通道下支撑环8内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的内铰接点铰接;第二通道上外连杆10的一端通过销轴2与第一通道下支撑环8外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的外铰接点铰接;第二通道下内连杆12的一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的内铰接点铰接;第二通道下外连杆13的一端通过销轴2与第二通道滚轮支撑11的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第二通道连杆机构22。

[0051] 所述第三通道连杆机构23,包括销轴2、第三通道上内连杆15、第三通道上外连杆16、第三通道滚轮支撑17、第三通道下内连杆18、第三通道下外连杆19、第三通道下支撑环20等组成。其中,第三通道上内连杆15的一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的内铰接点铰接;第三通道上外连杆16的一端通过销轴2与第二通道下支撑环14的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的外铰接点铰接;第三通道下内连杆18的一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的内铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道下支撑环20的内铰接点铰接;第三通道下外连杆19的一端通过销轴2与第三通道滚轮支撑17的外铰接点铰接,另一端通过销轴2与第三通道下支撑环20的外铰接点铰接;通过以上连接从而构建第三通道连杆机构23。

[0052] 所述第一通道滚轮支撑5、第二通道滚轮支撑11和第三通道滚轮支撑17,分别包括滚轮27、滚轮支撑连杆39、滚轮支撑板40、固定杆41、弹性伸缩杆42、滚轮支撑座43、滚轮支撑轴44等组成。其中多个滚轮27通过滚轮支撑轴44安装于多个滚轮支撑座43上,多个滚轮支撑座43固定安装于弹性伸缩杆42的一端,弹性伸缩杆42的另一端通过弹性支撑元件嵌入固定杆41,从而实现弹性伸缩变形,固定杆41均匀分布于滚轮支撑板40圆柱形内侧,其伸缩变形延长线指向滚轮支撑板40圆柱形轴线,该轴线也是飞行器形心轴线,滚轮支撑板40圆柱形外侧固定安装于滚轮支撑连杆39上,其与滚轮支撑连杆40角度与飞行器形状相关,根据飞行器不同形状及直径选取不同的角度。

[0053] 各个上连杆采用单个布置、下连杆采用双布置,并且下连杆双布置缝隙可嵌入上连杆,从而大大提高机构变形角度,避免上下连杆发生干涉状况;各个内外连杆之间采用平行四边形布置,内外连杆均为带有一定角度的弧形连杆,并采取弧形连杆钝角面对向放置,从而大大提高机构变形角度,避免左右连杆发生干涉状况,同时合理设计角度可以实现变形碰撞机械限位。

[0054] 如图1、图4所示,对于火箭类飞行器多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构21、第二通道连杆机构22、第三通道连杆机构23均采用标准的构型,每个通道内上层连杆长度一致,每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆3的长度与第一通道上外连杆3长度一致,第一通道下内连杆6的长度与第一通道下外连杆7长度一致,第二通道上内连杆9的长度与第二通道上外连杆10长度一致,第二通道下内连杆12的长度与第一通道下外连杆13长度一致,第三通道上内连杆15的长度与第三通道上外连杆16长度一致,第三通道下内连杆18的长度与第三通道下外连杆19长度一致。所有滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度A始终为 $90^\circ$ ,火箭类飞行器的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆39的长度相同。飞行器中心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,每个通道内滚轮25共同构成一个圆柱面与飞行器的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触。由于滚轮25可

跟随弹性伸缩杆42在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应火箭类飞行器表面较小的形状变化以及直径变化,如果飞行器表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

[0055] 如图2、图5所示,对于背负式箭机组合体多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构21、第二通道连杆机构22、第三通道连杆机构23均采用非标准的构型,每个通道内上层连杆长度一致,每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆3的长度与第一通道上外连杆3长度一致,第一通道下内连杆6的长度与第一通道下外连杆7长度一致,第二通道上内连杆9 的长度与第二通道上外连杆10长度一致,第二通道下内连杆12的长度与第一通道下外连杆13长度一致,第三通道上内连杆15的长度与第三通道上外连杆16长度一致,第三通道下内连杆18的长度与第三通道下外连杆19长度一致。背负式箭机组合体上下滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度A为 $90^\circ$ ,背负式箭机组合体左右滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度B为锐角,其大小根据背负式箭机组合体布局决定,且背负式箭机组合体的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆39的长度也不相同,其长度根据背负式箭机组合体的布局决定。箭机组合体重心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,每个通道内滚轮25共同构成一个非圆柱面(其形状取决于背负式箭机组合体构型)与飞行器的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触,由于滚轮25可跟随弹性伸缩杆42在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应背负式箭机组合体表面较小的形状变化以及直径变化,如果背负式箭机组合体表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

[0056] 如图3、图6所示,对于顶推式箭机组合体多平行四边形连杆变形机构的第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22采用标准的构型,第三通道连杆机构23采用非标准的构型,第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22 中每个通道内上层连杆长度一致,第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构 22中每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆3的长度与第一通道上外连杆4长度一致,第一通道下内连杆6的长度与第一通道下外连杆7 长度一致,第二通道上内连杆9的长度与第二通道上外连杆10长度一致,第二通道下内连杆12的长度与第一通道下外连杆13长度一致。第三通道连杆机构23与标准构型区别在于,其滚轮27不是压紧飞行器机身,而是压紧飞行器机翼上下表面。顶推式箭机组合体第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22中滚轮支撑连杆39与滚轮支撑座43圆弧切面的角度A为 $90^\circ$ 。顶推式箭机组合体第三通道连杆机构23中上滚轮支撑连杆39与机翼水平面角度C 为锐角,其大小取决于机翼上表面与机翼水平面的角度。顶推式箭机组合体第三通道连杆机构23中下滚轮支撑连杆39与机翼水平面角度D为锐角,其大小取决于机翼上表面与机翼水平面的角度。顶推式组合体重心轴线与吊舱舱体中心轴线吻合,第一通道连杆机构21和第二通道连杆机构22中每个通道内滚轮25共同构成一个圆柱面(其大小和直径取决于组合体中火箭的大小和直径)与顶推式箭机组合体的火箭的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触,第三通道连杆机构23内滚轮25共同构成一个机翼面(其大小和形状取决于机翼的大小和直径)与顶推式箭机组合体的飞行器机翼的外表面相切,实现滚动通道建立以及牢固的接触。由于滚轮25可跟随弹性伸缩杆 42在一定范围内的弹性伸缩,所以能够适应顶推式箭机组合体表面较小的形状变化以及直径变化,如果顶推式箭机组合体表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形驱动绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来

实施应对。

[0057] 实施例一：多平行四边形连杆吊舱变形机构

[0058] 如图1、图2、图7、图8、图9、图10、图11和图12所示，该多平行四边形连杆吊舱变形机构包括载荷舱1、第一通道连杆机构21、第二通道连杆机构22、第三通连杆机构23、飞行器悬吊环31、同步减振器32、机构变形驱动绳33、钢丝绳固定器34、卷帘式封闭布35、舱门36、双向弹性支撑腿37、支撑底座38等组成。其中第一通道连杆机构21的多个铰接点与载荷舱1底部多个铰接点铰接，第二通道连杆机构22的多个铰接点与第一通道连杆机构21的多个铰接点铰接，第三通连杆机构23的多个铰接点与第二通道连杆机构22的多个铰接点铰接，各个通道连杆机构共同构成了多平行四边形连杆吊舱变形机构；飞行器悬吊环31安装于载荷舱1底部中心位置，用来吊挂飞行器；多个同步减振32均匀分布于载荷舱1的底部，用来实现吊舱着陆减震；机构变形驱动绳33、钢丝绳固定器34以及载荷舱1内的吊舱变形驱动装置共同构成吊舱绳系驱动装置用来实现吊舱舱体变形、滚动通道构建与变形以及飞行器固定等；卷帘式封闭布35固定安装于载荷舱1与第三通连杆机构23的第三通道下支撑环20上，用来实现吊舱与飞行器的封闭，并能随吊舱形状变化而变化；舱门36、双向弹性支撑腿37、支撑底座38共同构成了吊舱的舱门开启系统以及着陆缓冲系统，在实现飞行器发射舱门36开启的同时，也可实现吊舱的着陆减震缓冲。

[0059] 以上所述并非是对本发明的限制，应当指出：对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明实质范围的前提下，还可以做出若干变化、改型、添加或替换，这些改进和润饰也应视为本发明的保护范围。

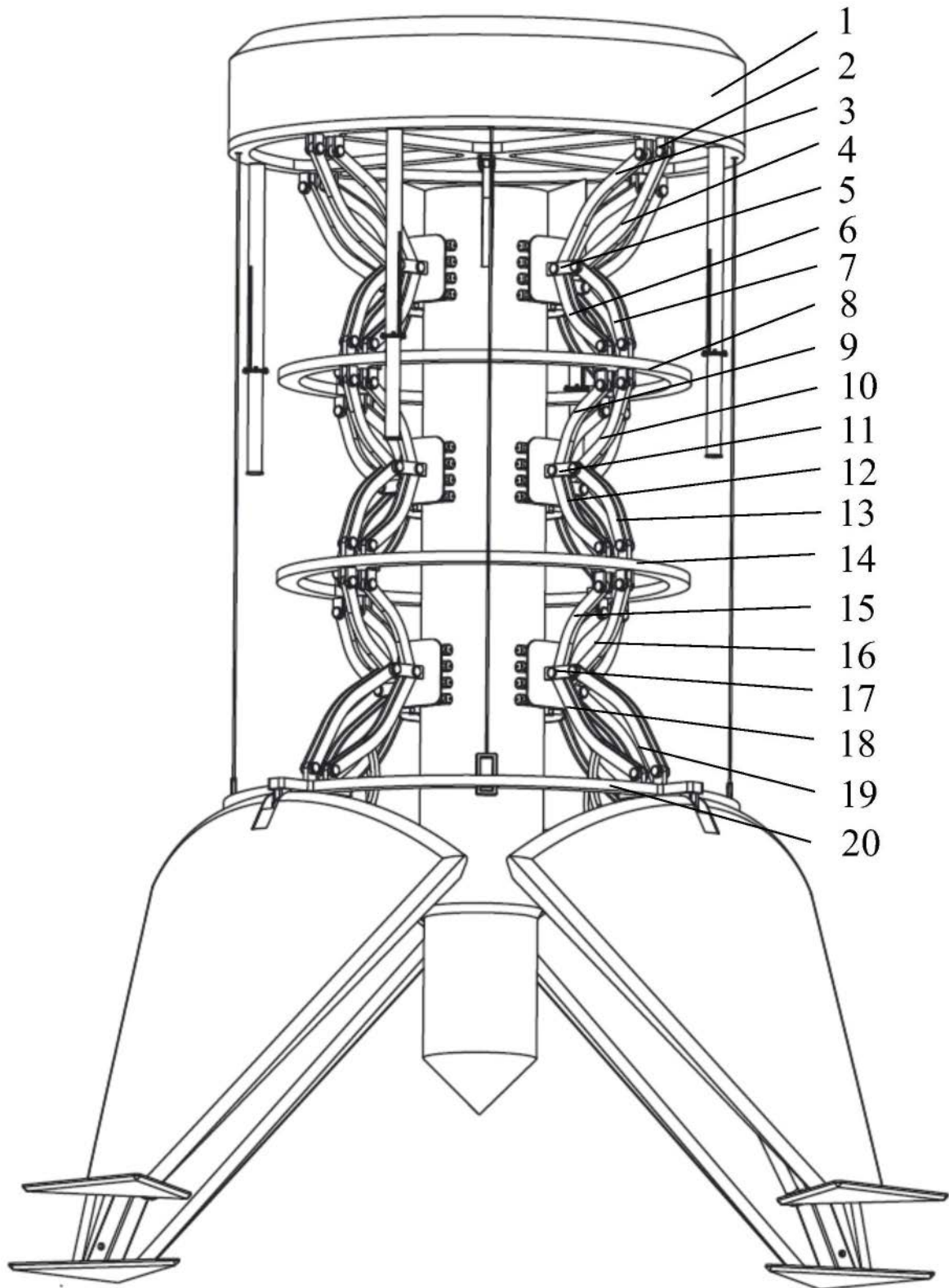


图1

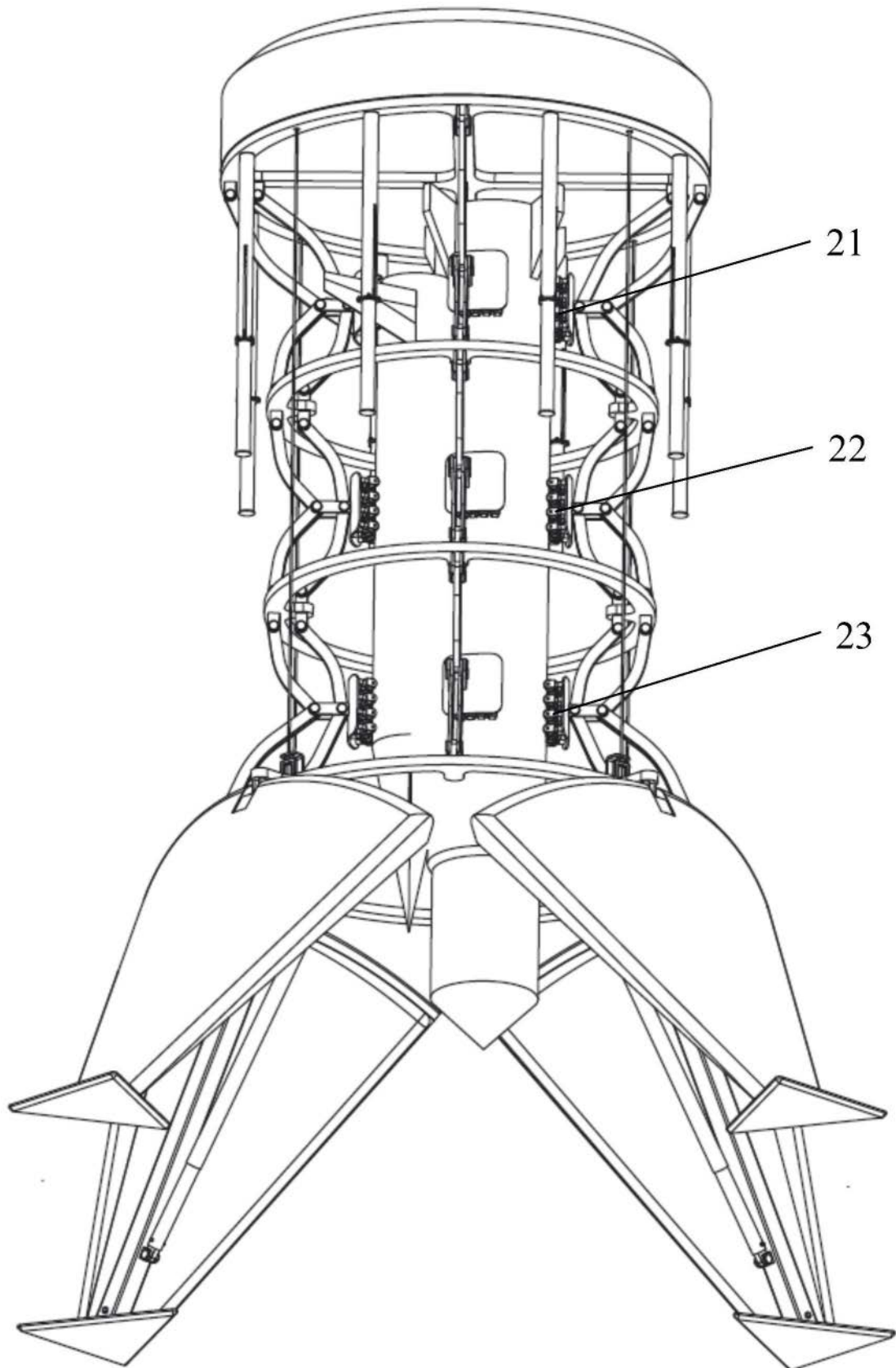


图2

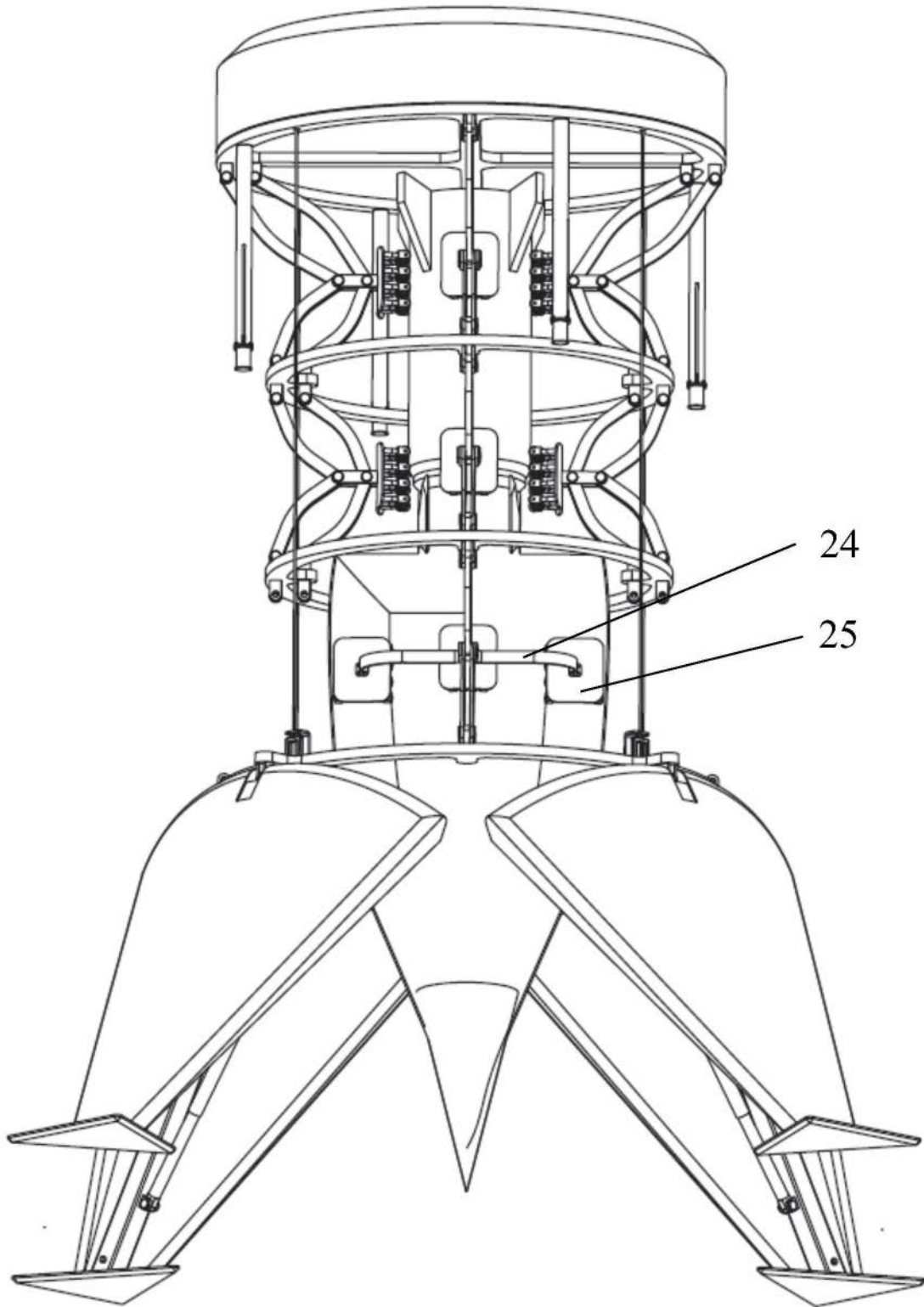


图3



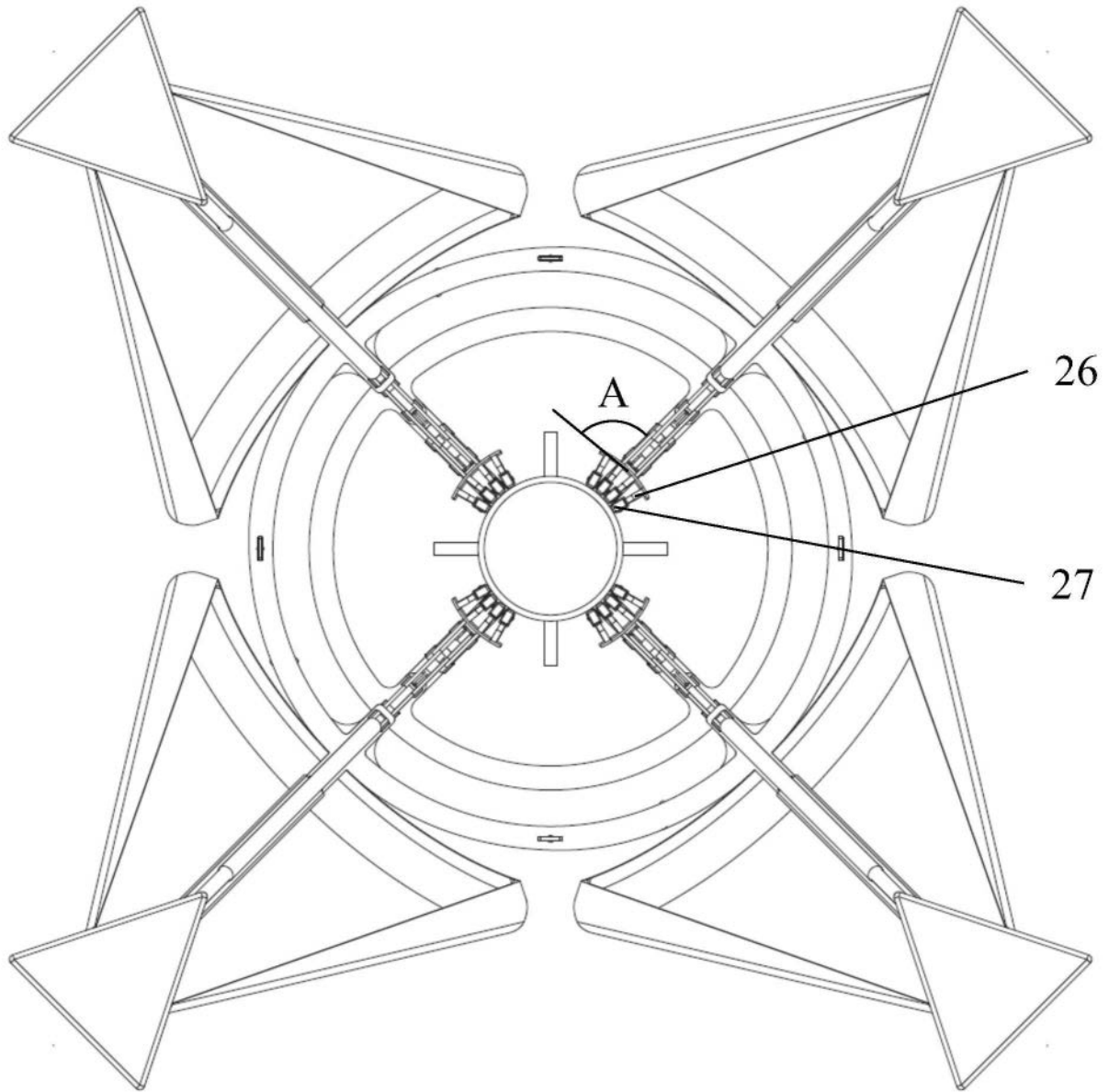


图4

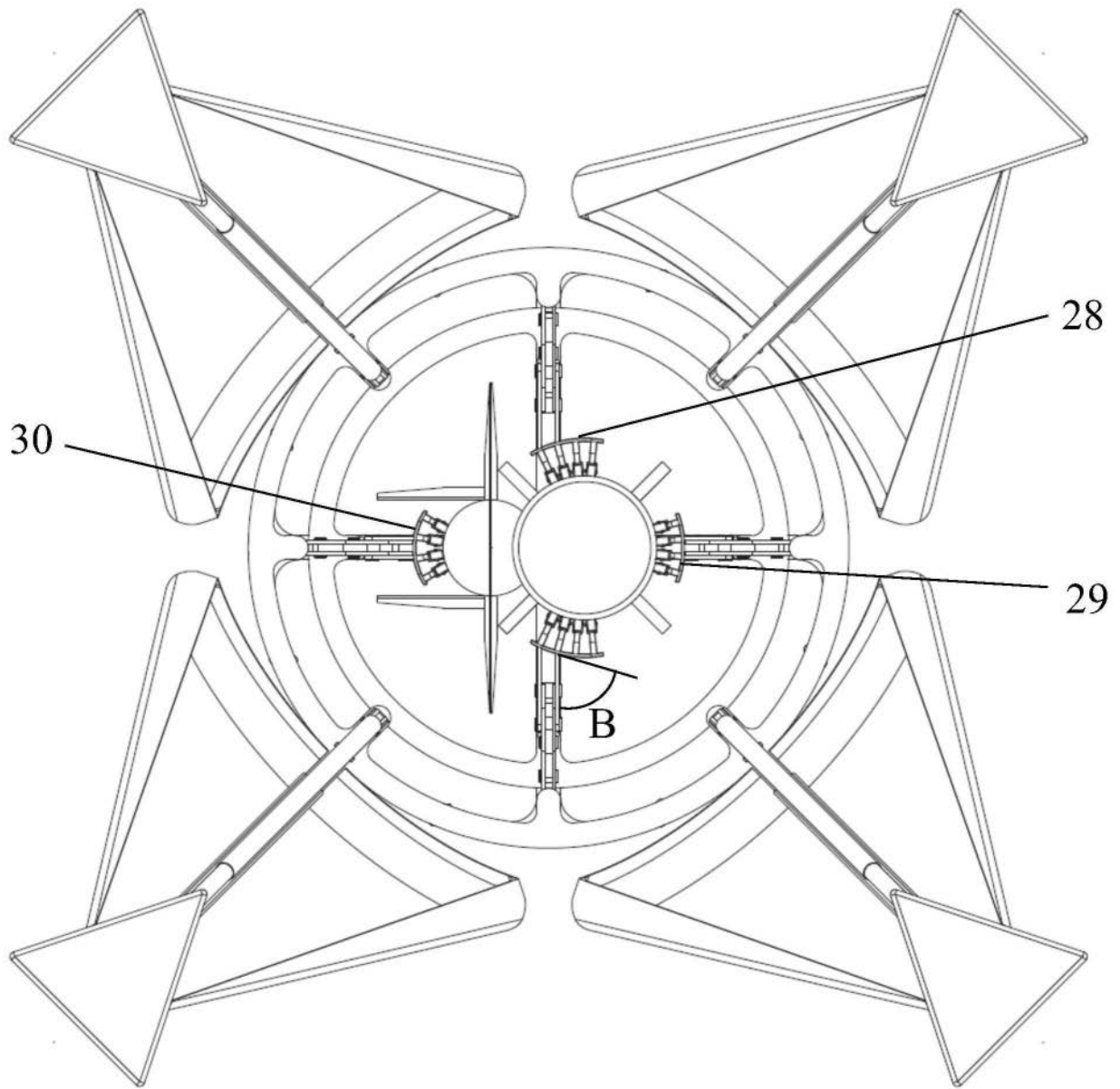


图5

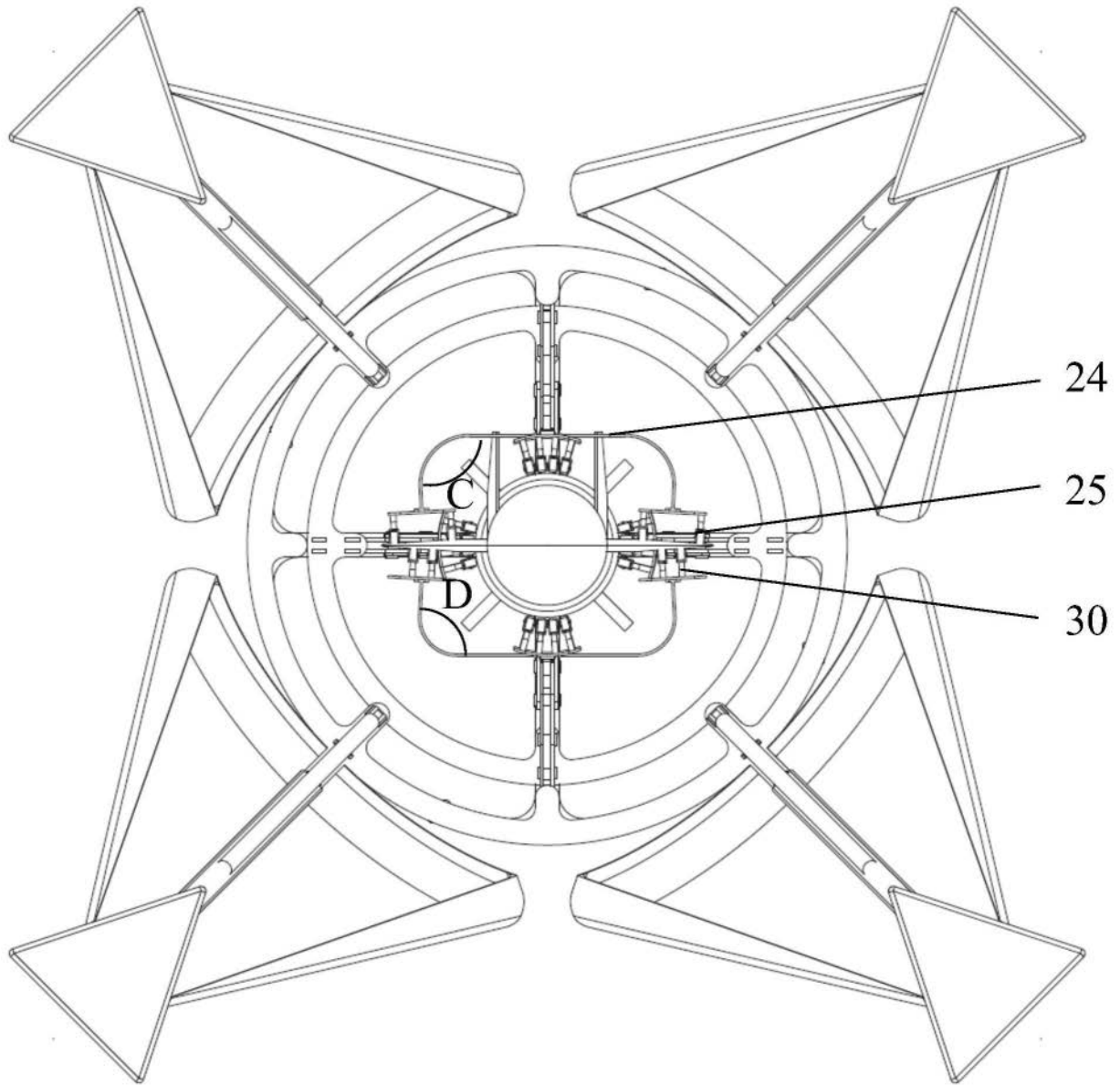


图6

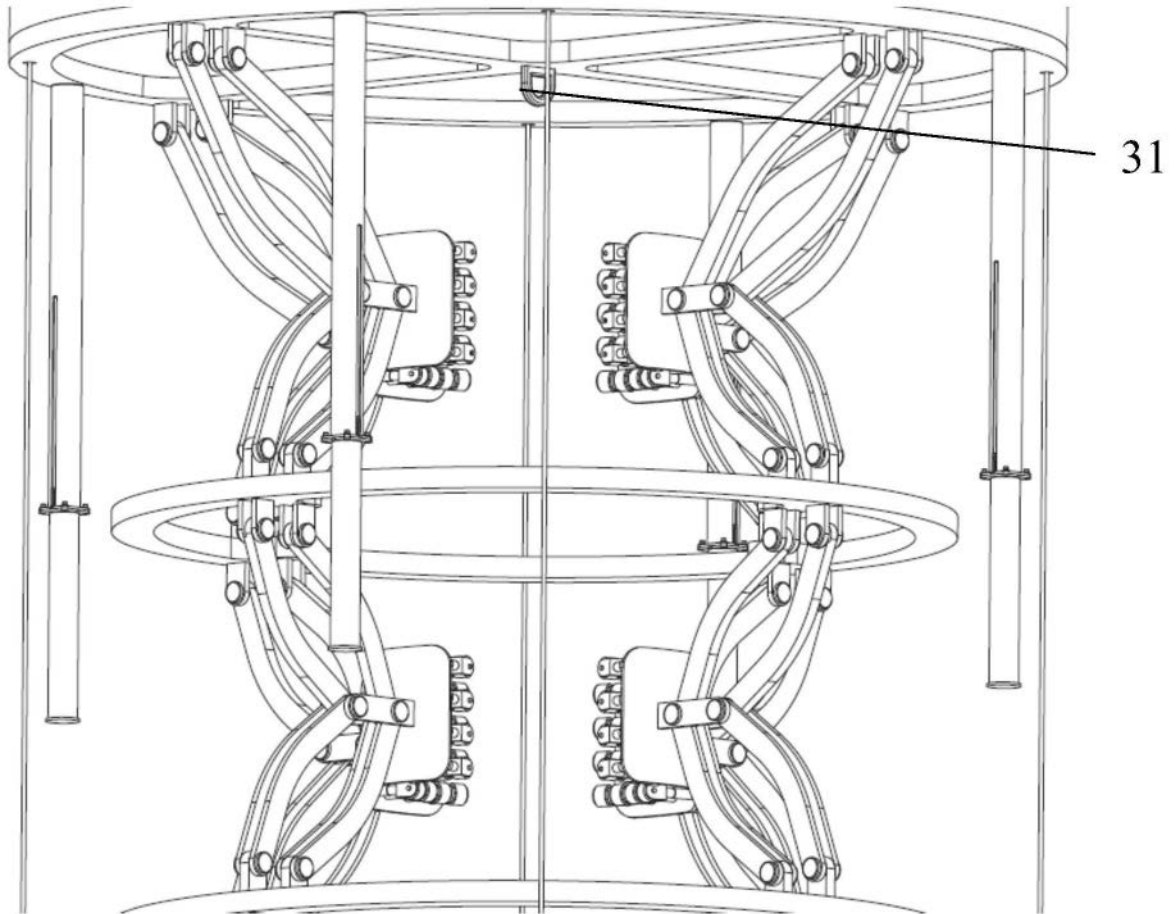


图7

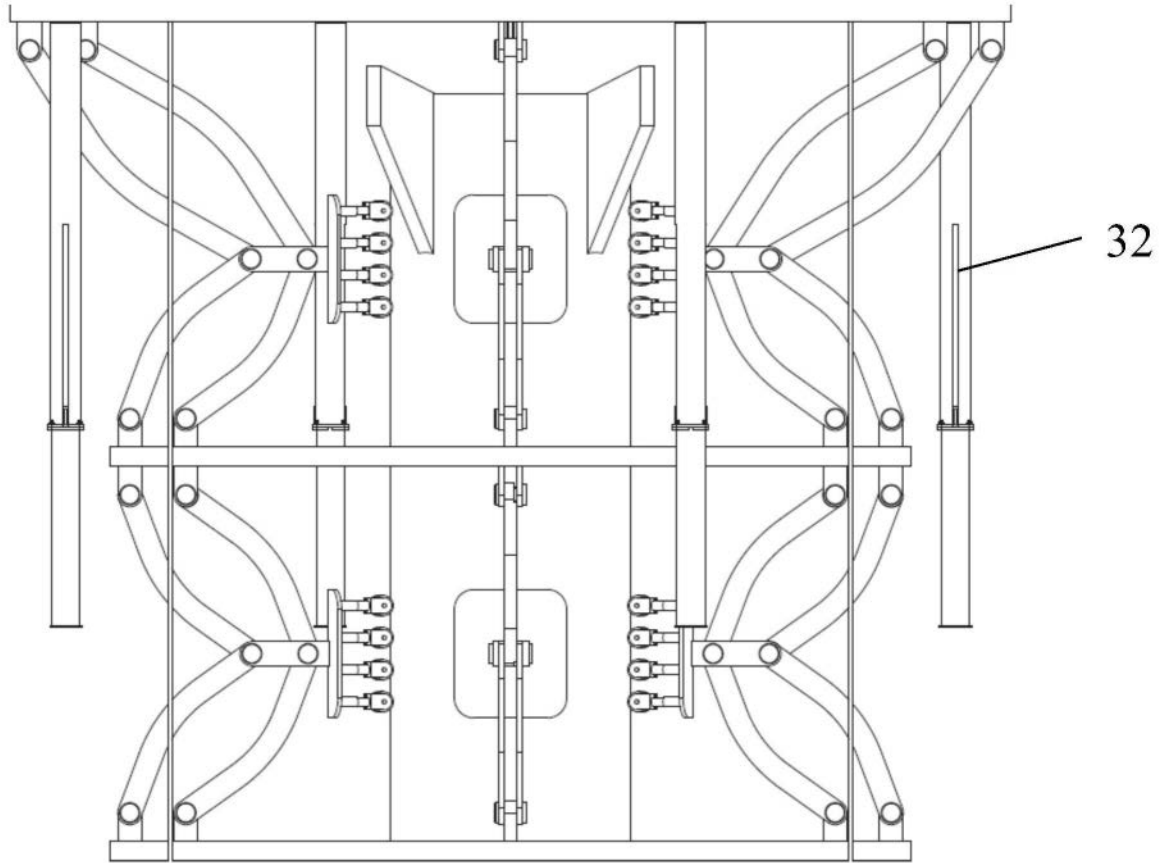


图8

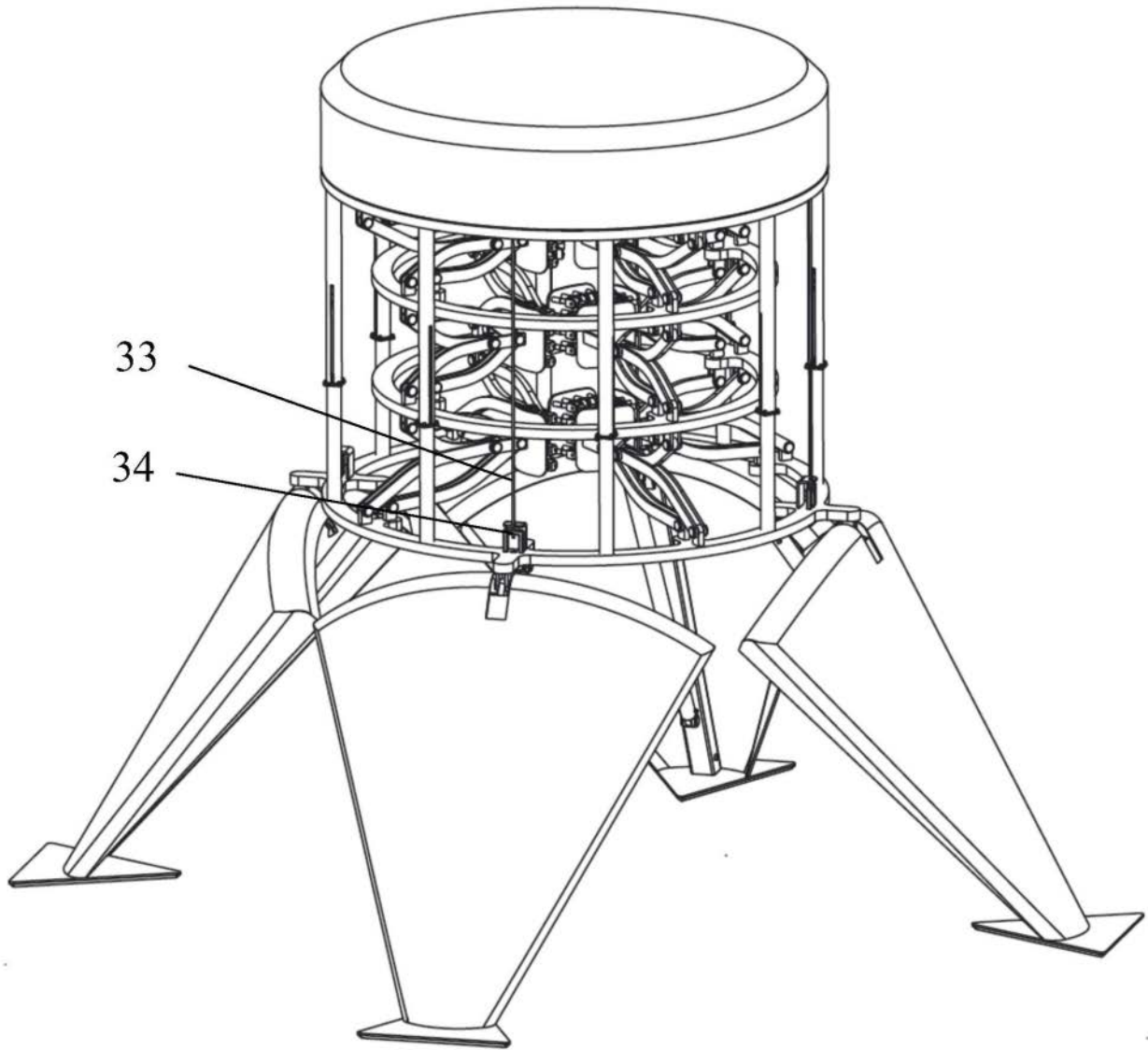


图9

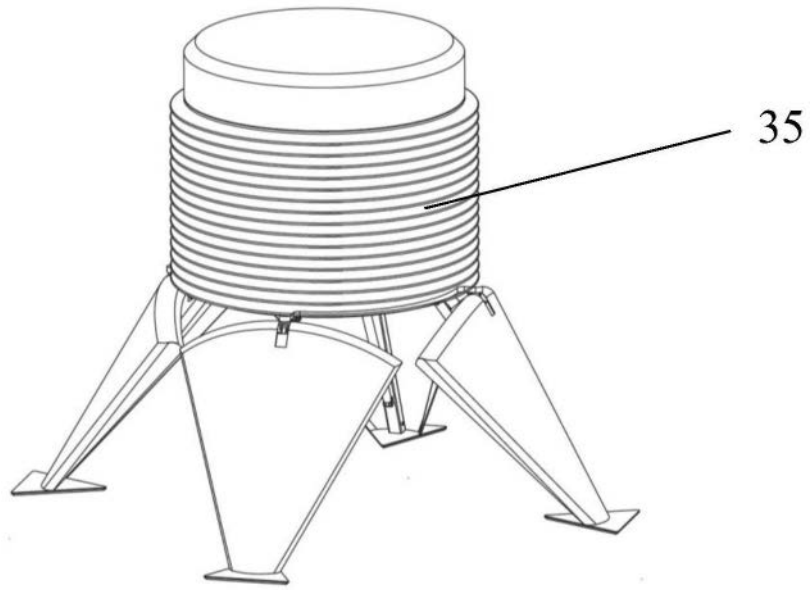


图10

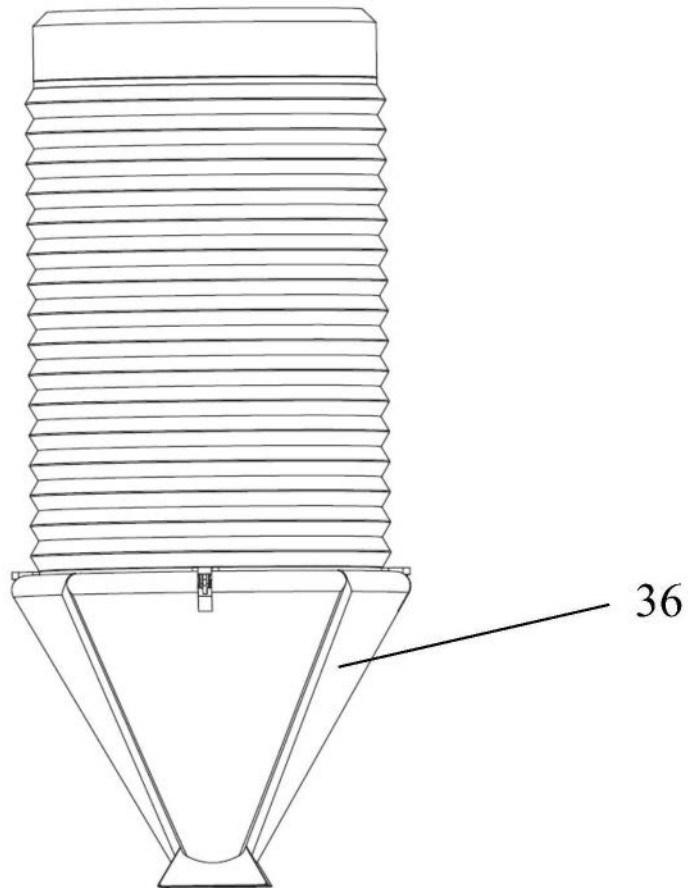


图11

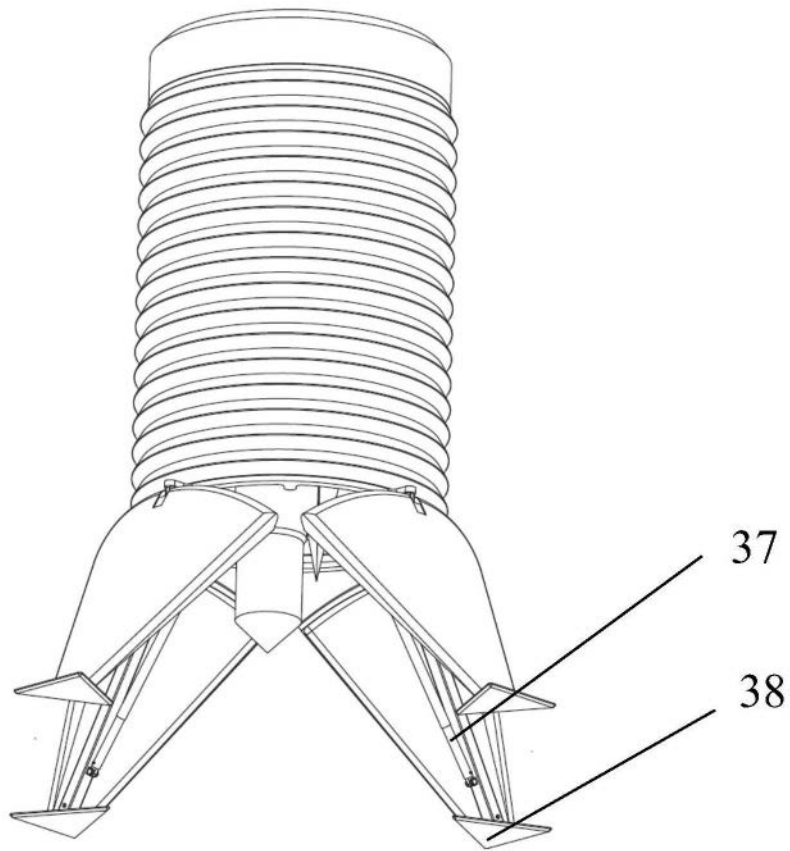


图12



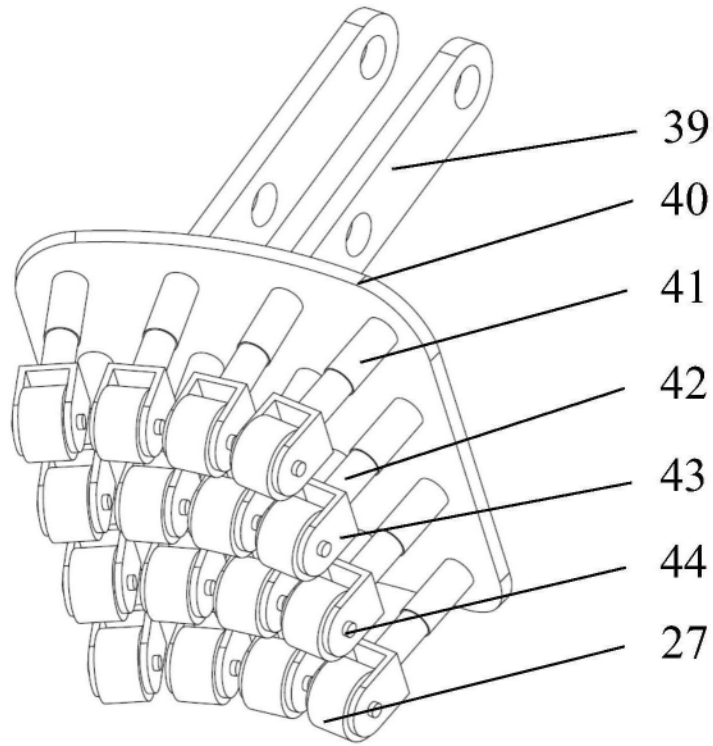


图13