



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114705081 B

(45) 授权公告日 2023. 09. 08

(21) 申请号 202210133232.9

(22) 申请日 2022.02.11

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 114705081 A

(43) 申请公布日 2022.07.05

(73) 专利权人 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
专利权人 中国科学院力学研究所

(72) 发明人 李文皓 王福德 张陈安 肖歆昕
李腾

(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.

F41F 3/04 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 110230958 A, 2019.09.13

CN 113237392 A, 2021.08.10

CN 113790632 A, 2021.12.14

CN 113795773 A, 2021.12.14

WO 2021088819 A1, 2021.05.14

审查员 李斌

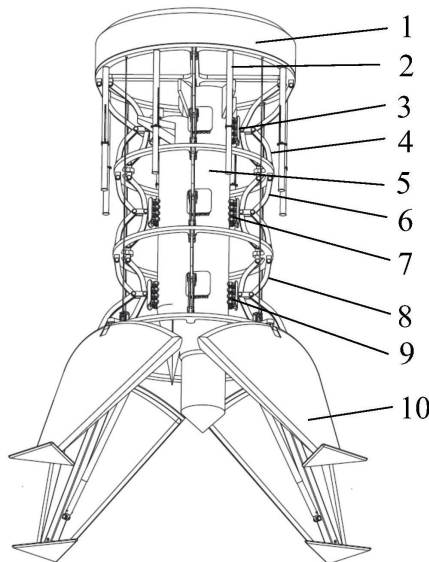
权利要求书4页 说明书11页 附图9页

(54) 发明名称

一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统

(57) 摘要

一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,该发射系统包括吊舱、吊舱内的背负式滚动通道机体变形子系统、铰接安装在背负式滚动通道机体变形子系统下端的着陆多级缓冲子系统、将背负式滚动通道机体变封装子系统包围在内的封装子系统、以及地面上的发放平台;其特点是:所述背负式箭机组合体的各个通道滚轮组非均匀布设;各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状;各个通道滚轮的构成适应飞行器表面。本发明根据背负式箭机组合体径向变化,通过多平行四边形连杆吊舱变形机构和弹性滚动发射通道,快速适应背负式箭机组合体表面复杂形状变化,由于弹性滚动发射通道摩擦系数非常低,还可以实现大角度斜向滚动通道的构建和水平发射通道的构建。



1. 一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,该发射系统包括吊舱(60)、吊舱(60)内背负式滚动通道机体变形子系统、铰接安装在背负式滚动通道机体变形子系统下端的着陆多级缓冲子系统、将背负式滚动通道机体变封装子系统包围在内的封装子系统、以及地面上的浮空发放子系统;

所述背负式滚动通道机体变形子系统包括顶部的载荷舱(1)、载荷舱(1)下方的背负式箭机组合体(5)、附着在背负式箭机组合体(5)上的第一通道滚轮支撑结构(3)和其第一通道滚轮组、第二通道滚轮支撑结构(7)和其第二通道滚轮组、第三通道滚轮支撑结构(9)和其第三通道滚轮组、以及用于支撑第一、第二、第三通道滚轮组的第一通道连杆机构(4)、第二通道连杆机构(6)、第三通道连杆机构(8);所述各个通道滚轮组由各个通道的滚轮(69)组成;各个通道的连杆机构和滚轮支撑结构共同构成该通道的基于多平行四边机构变形和多滚轮支撑的发射通道;

其特征在于:

所述背负式箭机组合体(5)的各个通道滚轮组非均匀布设;各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状;各个通道滚轮的构成适应飞行器表面;

所述背负式箭机组合体(5)的各个通道滚轮组非均匀布设,具体为:背负式箭机组合体(5)的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆(63)的长度不相同,其长度根据背负式箭机组合体(5)的布局决定;

所述背负式箭机组合体(5)的各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状,具体为:背负式箭机组合体(5)的上下滚轮支撑连杆(63)与滚轮支撑座(67)圆弧切面的角度A为 90° ,背负式箭机组合体(5)的左右滚轮支撑连杆(63)与滚轮支撑座(67)圆弧切面的角度B为锐角,其大小根据背负式箭机组合体(5)布局决定;

所述背负式箭机组合体(5)各个通道滚轮的构成适应飞行器表面,具体为:每个通道内滚轮(69)共同构成一个非圆柱面与飞行器的外表面相切,该非圆柱面形状取决于背负式箭机组合体(5)构型,实现滚动通道建立以及牢固的接触,由于滚轮(69)可跟随弹性伸缩杆(66)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(5)表面较小的形状变化以及直径变化;

所述背负式滚动通道机体变形子系统包括:用于构建空中发射滚动通道的多平行四边形吊舱连杆变形机构、以及与其相配合的吊舱绳系驱动装置。

2. 根据权利要求1所述一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,其特征在于:所述背负式滚动通道机体变形子系统包括:用于构建空中发射滚动通道的多平行四边形吊舱连杆变形机构、以及与其相配合的吊舱绳系驱动装置;

所述多平行四边形吊舱连杆变形机构包括:载荷舱(1)、同步减振器(2)、第一通道滚轮支撑结构(3)、第一通道连杆机构(4)、顶推式箭机组合体(5)、第二通道连杆机构(6)、第二通道滚轮支撑结构(7)、第三通道连杆机构(8)、第三通道滚轮支撑结构(9)、载荷舱底环(15)、第一通道底环(17)、第二通道底环(20)、第三通道底环(21);所述载荷舱(1)通过螺栓固定安装于载荷舱底环(15)的上部;第一通道连杆机构(4)的多个铰接点与载荷舱底环(15)底部多个铰接点铰接,第一通道滚轮支撑结构(3)固定安装于第一通道连杆机构(4)的第一通道滚轮支撑杆(25)上,第一通道底环(17)多个铰接点与第一通道连杆机构(4)的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第一发射通道;第二通道连

杆机构(6)的多个铰接点与第一通道底环(17)底部的多个铰接点铰接,第二通道滚轮支撑结构(7)固定安装于第二通道连杆机构(6)的第二通道滚轮支撑杆(30)上,第二通道底环(20)多个铰接点与第二通道连杆机构(6)的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第二发射通道;第三通道连杆机构(8)的多个铰接点与第二通道底环(20)底部的多个铰接点铰接,第三通道滚轮支撑结构(9)固定安装于第三通道连杆机构(8)的第三通道滚轮支撑杆(38)上,第三通道底环(21)多个铰接点与第三通道连杆机构(8)的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第三发射通道;第一、第二和第三发射通道共同构成发射系统的滚动通道机体变形系统;

所述吊舱绳系驱动装置包括:多根钢丝绳(33),多根钢丝绳(33)均布于吊舱(60)内,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底环(21)上的锁紧器(52)上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统。

3.根据权利要求1所述一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,其特征在于:所述着陆多级缓冲子系统包括:集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置(10)以及同步减振器(2),该缓冲装置的多个铰接点铰接安装于第三通道底环(21)底部的多个铰接点上,多个同步减振器(2)均布安装于载荷舱底环(15)底部,集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置(10)与所述同步减振器(2)相互配合,共同构成发射系统的着陆缓冲子系统;

所述集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置(10),包括四个多功能着陆缓冲系统单腿结构组成;其中每个多功能着陆缓冲系统单腿结构分别通过双向减震器固定销二和减震支腿固定销铰接于吊舱(60)的第三通道底环(21)上,并且每个多功能着陆缓冲系统单腿结构之间两两相互拼接为一个圆锥形状,此时吊舱(60)处于背负式箭机组合体(5)封装吊挂状态下;当四个多功能着陆缓冲系统单腿结构呈花瓣状打开状态时,此时根据吊舱(60)姿态和任务不同,吊舱(60)分别处于背负式箭机组合体(5)待发状态或者背负式箭机组合体(5)发射状态或者吊舱(60)着陆缓冲状态;

所述多功能着陆缓冲系统单腿结构,包括舱门(41)、减震支腿(42)、支腿支座(44)、双向减震器(43)和锁紧卡带(53);其中,减震支腿(42)通过减震支腿固定销铰接安装于第三通道底环(21)上的支耳上,双向减震器(43)的一端通过双向减震器固定销二铰接安装于第三通道底环(21)上的支耳上,另外一端通过双向减震器固定销一铰接安装于减震支腿(42)的支耳上,支腿支座44通过支腿支座固定销铰接安装于减震支腿(42)底部,舱门(41)通过螺栓固定安装于减震支腿(42)上,从而使多功能着陆缓冲系统单腿结构既能完成着陆减震功能,又能完成舱门(41)封闭及开启功能,锁紧卡带(53)通过螺栓固定安装于减震支腿(42)的内侧上部相应位置,用于锁紧多功能着陆缓冲系统单腿结构;

所述双向减震器(43),包括弹簧锁紧销一(49)、双向减震器内筒(48)、拉压伸缩弹簧(47)、弹簧锁紧销二(45)、双向减震器外筒(46);其中拉压伸缩弹簧(47)插入双向减震器内筒(48)和双向减震器外筒(46)内,双向减震器内筒(48)插入双向减震器外筒(46),弹簧锁紧销一(49)插入双向减震器内筒(48)销孔并穿过拉压伸缩弹簧(47),弹簧锁紧螺母一拧紧于弹簧锁紧销一(49)上,弹簧锁紧螺母二拧紧于弹簧锁紧销二(45)上,从而使双向减震器(43)既能能够提供压缩状态下多功能着陆缓冲系统单腿结构的锁紧压紧力,又能够提供拉伸状态下多功能着陆缓冲系统单腿结构的着陆缓冲拉紧力,从而实现双向减震;

所述集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置(10)上还安装有接触传感器(50),接触

传感器(50)固定安装于第三通道底环(21)上的接触传感器固定板(51)上,钢丝绳(33)穿过接触传感器固定板(51)上的通孔,固结安装于锁紧器(52)上,锁紧器(52)穿过第三通道底环(21)的两个通孔内,当减震支腿(42)锁紧状态时,此时舱门(41)未开启,由于钢丝绳(33)处于绷紧状态,锁紧卡带(53)与锁紧器(52)锁定,锁紧器(52)未触碰到接触传感器(51),此时背负式箭机组合体5处于舱内封闭吊挂状态,当接到开启舱门(41)指令信号时,钢丝绳(33)放松,锁紧卡带(53)在双向减震器(43)弹性势能带动下与锁紧器(52)分离,减震支腿(42)的释放,此时处于舱门(41)开启背负式箭机组合体(5)待发射状态,当钢丝绳(33)再次绷紧,如果所有锁紧器(52)与接触传感器(50)都相接触,说明所有舱门(41)全部打开,此时发出背负式箭机组合体(5)发射指令,背负式箭机组合体(5)沿发射通道发射,接触传感器(50)对集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置的各个状态能够进行实时监控,从而提高发射安全性和可靠性,并可对舱门(41)未开启发射危险情况进行预警。

4. 根据权利要求1所述一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,其特征在于:所述封装子系统包括多根钢丝绳(33)以及吊舱卷帘布,该吊舱卷帘布可以根据任务不同和吊舱的高低而适应性折叠变形,吊舱卷帘布拉伸状态(56)应用吊舱(60)吊挂和发射姿态下,吊舱卷帘布压缩状态(57)应用于吊舱(60)着陆缓冲状态下;该多根钢丝绳(33)均布于吊舱(60)内,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底环(21)上的锁紧器52上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统;展开状态的吊舱卷帘布(56)的一端固定安装于载荷舱底环(15)的底部,另外一端固定安装于所述第三通道底环(21)的顶部,并与载荷舱(1)和集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置(10)共同构成发射系统的封装系统。

5. 根据权利要求1所述一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,其特征在于:

所述第一通道连杆机构(4)包括第一通道上内连杆(23)、第一通道上外连杆(24)、第一通道滚轮支撑杆(25)、第一通道下内连杆(26)、第一通道下外连杆(27)、第一通道底环(17);其中第一通道上内连杆(23)的一端通过销轴与载荷舱底环(15)底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆(25)的内铰接点铰接;第一通道上外连杆(24)的一端通过销轴与载荷舱底环(15)底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆(25)的外铰接点铰接;第一通道下内连杆(26)的一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆(25)的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道底环(17)内铰接点铰接;第一通道下外连杆(27)的一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆(25)的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道底环(17)外铰接点铰接,通过以上连接从而构建第一通道连杆机构(4);

所述第二通道连杆机构(6),包括第二通道上内连杆(28)、第二通道上外连杆(29)、第二通道滚轮支撑杆(30)、第二通道下内连杆(31)、第二通道下外连杆(32)、第二通道底环(20);其中,第二通道上内连杆(28)的一端通过销轴与第一通道底环(17)底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆(30)的内铰接点铰接;第二通道上外连杆(29)的一端通过销轴与第一通道底环(17)底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆(30)的外铰接点铰接;第二通道下内连杆(31)的一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆(30)的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道底环(20)内铰接点铰接;第二通道下外连杆(32)的一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆(30)的外铰接点铰接,另一端通

过销轴与第二通道底环20外铰接点铰接,通过以上连接从而构建第二通道连杆机构(6);

所述第三通道连杆机构(8),包括第三通道上内连杆(36)、第三通道上外连杆(37)、第三通道滚轮支撑杆(38)、第三通道下内连杆(39)、第三通道下外连杆(40)、第三通道底环(21);其中,第三通道上内连杆(36)的一端通过销轴与第二通道底环(20)底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆(38)的内铰接点铰接;第三通道上外连杆(37)的一端通过销轴与第二通道底环(20)底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆(38)的外铰接点铰接;第三通道下内连杆(39)的一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆(38)的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道底环(21)内铰接点铰接;第三通道下外连杆(40)的一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆(38)的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道底环(21)外铰接点铰接,通过以上连接从而构建第三通道连杆机构(8);

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。

6.根据权利要求1所述一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,其特征在于:所述第一通道滚轮支撑结构(3)由四个第一通道滚轮支撑(16)均布构成,并分别固定安装于四个第一通道滚轮支撑杆(25)上,其多个滚轮(69)抱紧背负式箭机组合体(5)外表面,保证背负式箭机组合体(5)吊挂及发射的安全与稳定;第二通道滚轮支撑结构(7)由四个第二通道滚轮支撑(19)均布构成,并分别固定安装于四个第二通道滚轮支撑杆(30)上,其多个滚轮(69)抱紧背负式箭机组合体(5)外表面,保证背负式箭机组合体(5)吊挂及发射的安全与稳定;第三通道滚轮支撑结构(9)由四个第三通道滚轮支撑(14)均布构成,并分别固定安装于四个第三通道滚轮支撑杆(38)上,其多个滚轮(69)抱紧背负式箭机组合体(5)外表面,保证背负式箭机组合体(5)吊挂及发射的安全与稳定;

所述第一通道滚轮支撑(16)、第二通道滚轮支撑(19)、第三通道滚轮支撑(14)分别包括滚轮支撑连杆(63)、滚轮支撑板(64)、固定杆(65)、弹性伸缩杆(66)、滚轮支撑座(67)、滚轮支撑轴(68)和滚轮(69)其中,多个滚轮(69)通过滚轮支撑轴(68)安装于多个滚轮支撑座(67)上,多个滚轮支撑座(67)固定安装于弹性伸缩杆(66)的一端,弹性伸缩杆(66)的另一端通过弹性支撑元件嵌入固定杆(65),从而实现弹性伸缩变形,固定杆(65)均匀分布于滚轮支撑板(64)圆柱形内侧,其伸缩变形延长线指向滚轮支撑板(64)圆柱形轴线,该轴线也是飞行器形心轴线,滚轮支撑板(64)圆柱形外侧固定安装于滚轮支撑连杆(63)上,其与滚轮支撑连杆(63)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。

7.根据权利要求1所述一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,其特征在于:所述地面上的浮空发放子系统包括:发放平台(62)、带降落伞的浮空气球(58)、以及吊舱吊挂机构(59);其地面发放时,各支腿支座(44)两两相互接触共同构成金字塔型结构,能够在地面与发射平台(62)上的吊舱发放锁紧块(61)实现有效锁紧,通过调整发放锁紧块(61)的位置,从而实现吊舱的地面锁紧与发放,同时由于金字塔型底部结构,与其它锥形底部舱体不同,整个吊舱(60)能够竖直放置在水平地面。

一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统

技术领域

[0001] 本发明属于空中发射系统技术领域,具体涉及一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统。

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,可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统未见先例。

[0004] 其难点在于:被发射的物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] 本发明为解决现有技术存在的问题,提出一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,目的在于解决传统方法不能实现空中背负式箭机组合体发射、以及构建空中背负式箭机组合体发射通道的问题。

[0006] 本发明为解决其技术问题提出以下技术方案

[0007] 一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,发射系统包括吊舱60、吊舱60内背负式滚动通道机体变形子系统、铰接安装在背负式滚动通道机体变形子系统下端的着陆多级缓冲子系统、将背负式滚动通道机体变封装子系统包围在内的封装子系统、以及地面上的浮空发放子系统;

[0008] 所述背负式滚动通道机体变形子系统包括顶部的载荷舱1、载荷舱1下方的背负式箭机组合体5、附着在背负式箭机组合体5上的第一通道滚轮支撑结构3和其第一通道滚轮组、第二通道滚轮支撑结构7和其第二通道滚轮组、第三通道滚轮支撑结构9和其第三通道滚轮组、以及用于支撑第一、第二、第三通道滚轮组的第一通道连杆机构4、第二通道连杆机

构6、第三通道连杆机构8;所述各个通道滚轮组由各个通道的滚轮69组成;各个通道的连杆机构和滚轮支撑结构共同构成该通道的基于多平行四边机构变形和多滚轮支撑的发射通道;其特点是:

[0009] 所述背负式箭机组合体5的各个通道滚轮组非均匀布设;各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状;各个通道滚轮的构成适应飞行器表面。

[0010] 所述背负式箭机组合体5的各个通道滚轮组非均匀布设,具体为:背负式箭机组合体5的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆63的长度不相同,其长度根据背负式箭机组合体5的布局决定。

[0011] 所述背负式箭机组合体5的各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状,具体为:背负式箭机组合体5的上下滚轮支撑连杆63与滚轮支撑座67圆弧切面的角度A为 90° ,背负式箭机组合体5的左右滚轮支撑连杆63与滚轮支撑座67圆弧切面的角度B为锐角,其大小根据背负式箭机组合体5布局决定。

[0012] 所述背负式箭机组合体5各个通道滚轮的构成适应飞行器表面,具体为:每个通道内滚轮69共同构成一个非圆柱面与飞行器的外表面相切,该非圆柱面形状取决于背负式箭机组合体5构型,实现滚动通道建立以及牢固的接触,由于滚轮69可跟随弹性伸缩杆66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5表面较小的形状变化以及直径变化。

[0013] 所述背负式滚动通道机体变形子系统包括:用于构建空中发射滚动通道的多平行四边形吊舱连杆变形机构、以及与其相配合的吊舱绳系驱动装置:

[0014] 所述多平行四边形吊舱连杆变形机构包括:载荷舱1、同步减振器2、第一通道滚轮支撑结构3、第一通道连杆机构4、背负式箭机组合体5、第二通道连杆机构6、第二通道滚轮支撑结构7、第三通道连杆机构8、第三通道滚轮支撑结构9、集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置10、载荷舱底环15、第一通道底环17、第二通道底环20、第三通道底环21、钢丝绳33和吊舱卷帘布56等组成。其中载荷舱1通过螺栓固定安装于载荷舱底环15的上部,第一通道连杆机构4的多个铰接点与载荷舱底环15底部多个铰接点铰接,第一通道滚轮支撑结构3固定安装于第一通道连杆机构4的第一通道滚轮支撑杆25上,第一通道底环17多个铰接点与第一通道连杆机构4的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第一发射通道;第二通道连杆机构6的多个铰接点与第一通道底环17底部的多个铰接点铰接,第二通道滚轮支撑结构7固定安装于第二通道连杆机构6的第二通道滚轮支撑杆30上,第二通道底环20多个铰接点与第二通道连杆机构6的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第二发射通道;第三通道连杆机构8的多个铰接点第二通道底环20底部的多个铰接点铰接,第三通道滚轮支撑结构9固定安装于第三通道连杆机构8的第三通道滚轮支撑杆38上,第三通道底环21多个铰接点与第三通道连杆机构8的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第三发射通道;第一、第二和第三发射通道共同构成发射系统的滚动通道机体变形系统;

[0015] 所述吊舱绳系驱动装置包括:多根钢丝绳33,多根钢丝绳33均布于吊舱60内,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底环21上的锁紧器52上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统;

[0016] 所述发射系统的着陆多级缓冲子系统包括:集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲

装置10,该缓冲装置的多个铰接点铰接安装于第三通道底环(21)底部的多个铰接点上,多个同步减振器2均布安装于载荷舱底环15底部,集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10与所述同步减振器2相互配合,共同构成发射系统的着陆缓冲系统,并完成发射系统着陆多级缓冲功能;

[0017] 该集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10由四个多功能着陆缓冲系统单腿结构组成,多功能着陆缓冲系统单腿结构包括舱门41、减震支腿42、支腿支座44、双向减震器43和锁紧卡带53等组成。其中减震支腿42通过减震支腿固定销铰接安装于第三通道底环21上的支耳上,双向减震器43的一端通过双向减震器固定销二铰接安装于第三通道底环21上的支耳上,另外一端通过双向减震器固定销一铰接安装于减震支腿42的支耳上,支腿支座44通过支腿支座固定销铰接安装于减震支腿42底部,舱门41通过螺栓固定安装于减震支腿42上,从而使多功能着陆缓冲系统单腿结构既能完成着陆减震功能,又能完成舱门41封闭及开启功能,锁紧卡带53通过螺栓固定安装于减震支腿42的内侧上部相应位置,用于锁紧多功能着陆缓冲系统单腿结构。

[0018] 所述双向减震器43,包括弹簧锁紧销一49、双向减震器内筒48、拉压伸缩弹簧47、弹簧锁紧销二45、双向减震器外筒46等组成。其中拉压伸缩弹簧47插入双向减震器内筒48和双向减震器外筒46内,双向减震器内筒48插入双向减震器外筒46,弹簧锁紧销一49插入双向减震器内筒48销孔并穿过拉压伸缩弹簧47,弹簧锁紧螺母一拧紧于弹簧锁紧销一49上,弹簧锁紧螺母二拧紧于弹簧锁紧销二45上,从而使双向减震器43既能能够提供压缩状态下多功能着陆缓冲系统单腿结构的锁紧压紧力,又能够提供拉伸状态下多功能着陆缓冲系统单腿结构的着陆缓冲拉紧力,从而实现双向减震。

[0019] 该集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置10上还安装有接触传感器50,接触传感器50固定安装于第三通道底环21上的接触传感器固定板51上,钢丝绳33穿过接触传感器固定板51上的通孔,固结安装于锁紧器52上,锁紧器52穿过第三通道底环21的两个通孔内,当减震支腿42锁紧状态时,此时舱门41未开启,由于钢丝绳33处于绷紧状态,锁紧卡带53与锁紧器52锁定,锁紧器52未触碰到接触传感器51,此时背负式箭机组合体5处于舱内封闭吊挂状态,当接到开启舱门41指令信号时,钢丝绳33放松,锁紧卡带53在双向减震器43弹性势能带动下与锁紧器52分离,减震支腿42的释放,此时处于舱门41开启背负式箭机组合体5待发状态,当钢丝绳33再次绷紧,如果所有锁紧器52与接触传感器50都相接触,说明所有舱门41全部打开,此时发出背负式箭机组合体5发射指令,背负式箭机组合体5沿发射通道发射,接触传感器50对集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置的各个状态能够进行实时监控,从而提高发射安全性和可靠性,并可对舱门41未开启发射等危险情况进行预警。

[0020] 所述封装子系统包括多根钢丝绳33以及吊舱卷帘布,该吊舱卷帘布可以根据任务不同和吊舱的高低而适应性折叠变形,吊舱卷帘布拉伸状态56应用吊舱60吊挂和发射姿态下,吊舱卷帘布压缩状态57应用于吊舱60着陆缓冲状态下;该多根钢丝绳33均布于吊舱60内,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底环21上的锁紧器52上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统;展开状态的吊舱卷帘布56的一端固定安装于载荷舱底环15的底部,另外一端固定安装于所述第三通道底环21的顶部,并与载荷舱1和集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10共同构成发射系统的

封装系统。

[0021] 所述吊舱卷帘布可以根据任务不同和吊舱的高低而适应性折叠变形,吊舱卷帘布(拉伸状态)56应用吊舱60吊挂和发射姿态下,吊舱卷帘布(压缩状态)57应用于吊舱60着陆缓冲状态下。

[0022] 第一通道连杆机构4,包括第一通道上内连杆23、第一通道上外连杆24、第一通道滚轮支撑杆25、第一通道下内连杆26、第一通道下外连杆27、第一通道底环17等组成。其中第一通道上内连杆23的一端通过销轴与载荷舱底环15底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的内铰接点铰接;第一通道上外连杆24的一端通过销轴与载荷舱底环15底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的外铰接点铰接;第一通道下内连杆26的一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道底环17内铰接点铰接;第一通道下外连杆27的一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道底环17外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第一通道连杆机构4。

[0023] 第二通道连杆机构6,包括第二通道上内连杆28、第二通道上外连杆29、第二通道滚轮支撑杆30、第二通道下内连杆31、第二通道下外连杆32、第二通道底环20等组成。其中第二通道上内连杆28的一端通过销轴与第一通道底环17底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的内铰接点铰接;第二通道上外连杆29的一端通过销轴与第一通道底环17底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的外铰接点铰接;第二通道下内连杆31的一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道底环20内铰接点铰接;第二通道下外连杆32的一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道底环20外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第二通道连杆机构6。

[0024] 第三通道连杆机构8,包括第三通道上内连杆36、第三通道上外连杆37、第三通道滚轮支撑杆38、第三通道下内连杆39、第三通道下外连杆40、第三通道底环21等组成。其中第三通道上内连杆36的一端通过销轴与第二通道底环20底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的内铰接点铰接;第三通道上外连杆37的一端通过销轴与第二通道底环20底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的外铰接点铰接;第三通道下内连杆39的一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道底环21内铰接点铰接;第三通道下外连杆40的一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道底环21外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第三通道连杆机构8。

[0025] 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。

[0026] 第一通道滚轮支撑结构3由四个第一通道滚轮支撑16均布构成,并分别固定安装于四个第一通道滚轮支撑杆25上,其多个滚轮69抱紧背负式箭机组合体5外表面,保证背负式箭机组合体5吊挂及发射的安全与稳定;第二通道滚轮支撑结构7由四个第二通道滚轮支

撑19均布构成,并分别固定安装于四个第二通道滚轮支撑杆30上,其多个滚轮69抱紧背负式箭机组合体5外表面,保证背负式箭机组合体5吊挂及发射的安全与稳定;第三通道滚轮支撑结构9由四个第三通道滚轮支撑14均布构成,并分别固定安装于四个第三通道滚轮支撑杆38上,其多个滚轮69抱紧背负式箭机组合体5外表面,保证背负式箭机组合体5吊挂及发射的安全与稳定。

[0027] 第一通道滚轮支撑16、第二通道滚轮支撑19、第三通道滚轮支撑14分别包括滚轮支撑连杆63、滚轮支撑板64、固定杆65、弹性伸缩杆66、滚轮支撑座67、滚轮支撑轴68和滚轮69等组成。其中多个滚轮69通过滚轮支撑轴68安装于多个滚轮支撑座67上,多个滚轮支撑座67固定安装于弹性伸缩杆66的一端,弹性伸缩杆66的另一端通过弹性支撑元件嵌入固定杆65,从而实现弹性伸缩变形,固定杆65均匀分布于滚轮支撑板64圆柱形内侧,其伸缩变形延长线指向滚轮支撑板64圆柱形轴线,该轴线也是飞行器形心轴线,滚轮支撑板64圆柱形外侧固定安装于滚轮支撑连杆63上,其与滚轮支撑连杆63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。

[0028] 所述地面上的浮空发放子系统包括:发放平台62、带降落伞的浮空气球58、以及吊舱吊挂机构59;其地面发放时,各支腿支座44两两相互接触共同构成金字塔型结构,能够在地面与发放平台62上的吊舱发放锁紧块61实现有效锁紧,通过调整发放锁紧块61的位置,从而实现吊舱的地面锁紧与发放,同时由于金字塔型底部结构,与其它锥形底部舱体不同,整个吊舱60能够竖直放置在水平地面。

[0029] 本发明的优点效果

[0030] 本发明通过设置背负式箭机组合体的各个通道滚轮组非均匀布设、各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状、以及各个通道滚轮的构成适应飞行器表面、以及多平行四边形连杆吊舱变形机构和弹性滚动发射通道,达到了以下效果:基于背负式箭机组合体的弹性滚动发射通道以及多平行四边形连杆吊舱变形机构,与传统滑动发射通道相比:

[0031] 1)可降低背负式箭机组合体与发射通道的摩擦,更好的保护背负式箭机组合体的外表面,使发射更加顺畅;

[0032] 2)可适应背负式箭机组合体表面复杂形状变化,并可实现发射通道与背负式箭机组合体时刻可靠接触,提高发射安全性。

[0033] 3)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和水平发射通道的构建,适用于不同的发射工况。

附图说明

[0034] 图1为本发明中背负式箭机组合体发射系统整机组成图;

[0035] 图2为本发明中背负式箭机组合体发射系统仰视图;

[0036] 图3为本发明中背负式箭机组合体发射系统侧视图;

[0037] 图4为本发明中背负式箭机组合体发射系统第一通道连杆机构组成图;

[0038] 图5为本发明中背负式箭机组合体发射系统第二通道连杆机构组成图;

[0039] 图6为本发明中背负式箭机组合体发射系统第三通道连杆机构组成图;

[0040] 图7为本发明中集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置组成图;

- [0041] 图8为本发明中着陆缓冲装置的双向减震器组成图；
- [0042] 图9为本发明中着陆缓冲装置的锁紧状态示意图；
- [0043] 图10为本发明中背负式箭机组合体发射系统吊舱发射前状态图；
- [0044] 图11为本发明中背负式箭机组合体发射系统吊舱发射状态图；
- [0045] 图12为本发明中背负式箭机组合体发射系统吊舱着陆状态图；
- [0046] 图13为本发明中吊舱发放前与发放平台锁紧示意图；
- [0047] 图14为本发明中滚轮支撑结构组成图。
- [0048] 其中,1、载荷舱;2、同步减振器;3、第一通道滚轮支撑结构;4、第一通道连杆机构;5、背负式箭机组合体;6、第二通道连杆机构;7、第二通道滚轮支撑结构;8、第三通道连杆机构;9、第三通道滚轮支撑结构;10、集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置;14、第三通道滚轮支撑;15、载荷舱底环;16、第一通道滚轮支撑;17、第一通道底环;18、火箭;19、第二通道滚轮支撑;20、第二通道底环;21、第三通道底环;22、飞行器;23、第一通道上内连杆;24、第一通道上外连杆;25、第一通道滚轮支撑杆;26、第一通道下内连杆;27、第一通道下外连杆;28、第二通道上内连杆;29、第二通道上外连杆;30、第二通道滚轮支撑杆;31、第二通道下内连杆;32、第二通道下外连杆;33、钢丝绳;36、第三通道上内连杆;37、第三通道上外连杆;38、第三通道滚轮支撑杆;39、第三通道下内连杆;40、第三通道下外连杆;41、舱门;42、减震支腿;43、双向减震器;44、支腿支座;45、弹簧锁紧销二;46、双向减震器外筒;47、拉压伸缩弹簧;48、双向减震器内筒;49、弹簧锁紧销一;50、接触传感器;51、接触传感固定板;52、锁紧器;53、锁紧卡带;56、吊舱卷帘布(拉伸状态);57、吊舱卷帘布(压缩状态);58、带降落伞的浮空气球;59、吊舱吊挂机构;60、吊舱;61、吊舱发放锁紧块;62、发放平台;63、滚轮支撑连杆;64、滚轮支撑板;65、固定杆;66、弹性伸缩杆;67、滚轮支撑座;68、滚轮支撑轴;69、滚轮。

具体实施方式

[0049] 本发明设计原理

[0050] 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,实现背负式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,以及背负式箭机组合体固定与保持;4)卷帘式封闭布与舱门将背负式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,在实现背负式箭机组合体封装屏蔽的同时,又实现了吊舱机体变形跟随。

[0051] 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,使得背负式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背负式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。

[0052] 基于以上原理,本发明设计了一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统。

[0053] 如图1、图3、图5和图11所示,一种可变形可回收式背负式箭机组合体空中发射系统,发射系统包括吊舱60、吊舱60内背负式滚动通道机体变形子系统、铰接安装在背负式滚动通道机体变形子系统下端的着陆多级缓冲子系统、将背负式滚动通道机体变封装子系统包围在内的封装子系统、以及地面上的浮空发放子系统;

[0054] 所述背负式滚动通道机体变形子系统包括顶部的载荷舱1、载荷舱1下方的背负式箭机组合体5、附着在背负式箭机组合体5上的第一通道滚轮支撑结构3和其第一通道滚轮组、第二通道滚轮支撑结构7和其第二通道滚轮组、第三通道滚轮支撑结构9和其第三通道滚轮组、以及用于支撑第一、第二、第三通道滚轮组的第一通道连杆机构4、第二通道连杆机构6、第三通道连杆机构8;所述各个通道滚轮组由各个通道的滚轮69组成;各个通道的连杆机构和滚轮支撑结构共同构成该通道的基于多平行四边机构变形和多滚轮支撑的发射通道;其特点是:

[0055] 所述背负式箭机组合体5的各个通道滚轮组非均匀布设;各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状;各个通道滚轮的构成适应飞行器表面。

[0056] 如图1、图2、图3、图4、图5和图6所示,所述背负式箭机组合体5 的各个通道滚轮组非均匀布设,具体为:背负式箭机组合体5的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆63的长度不相同,其长度根据背负式箭机组合体5的布局决定。

[0057] 如图1、图2、图3、图4、图5和图6所示,所述背负式箭机组合体5 的各个通道滚轮组的角度适应飞行器形状,具体为:背负式箭机组合体5的上下滚轮支撑连杆63与滚轮支撑座67圆弧切面的角度A为 90° ,背负式箭机组合体5的左右滚轮支撑连杆63与滚轮支撑座67圆弧切面的角度B为锐角,其大小根据背负式箭机组合体5布局决定。

[0058] 如图1、图2、图3、图4、图5和图6所示,所述背负式箭机组合体5 各个通道滚轮的构成适应飞行器表面,具体为:每个通道内滚轮69共同构成一个非圆柱面与飞行器的外表面相切,该非圆柱面形状取决于背负式箭机组合体5构型,实现滚动通道建立以及牢固的接触,由于滚轮69可跟随弹性伸缩杆66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5表面较小的形状变化以及直径变化。

[0059] 所述背负式滚动通道机体变形子系统包括:用于构建空中发射滚动通道的多平行四边形吊舱连杆变形机构、以及与其相配合的吊舱绳系驱动装置:

[0060] 所述多平行四边形吊舱连杆变形机构包括:载荷舱1、同步减振器2、第一通道滚轮支撑结构3、第一通道连杆机构4、背负式箭机组合体5、第二通道连杆机构6、第二通道滚轮支撑结构7、第三通道连杆机构8、第三通道滚轮支撑结构9、集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置10、载荷舱底环 15、第一通道底环17、第二通道底环20、第三通道底环21、钢丝绳33和吊舱卷帘布56等组成。其中载荷舱1通过螺栓固定安装于载荷舱底环15的上部,第一通道连杆机构4的多个铰接点与载荷舱底环15底部多个铰接点铰接,第一通道滚轮支撑结

构3固定安装于第一通道连杆机构4的第一通道滚轮支撑杆25上,第一通道底环17多个铰接点与第一通道连杆机构4的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第一发射通道;第二通道连杆机构6的多个铰接点与第一通道底环17底部的多个铰接点铰接,第二通道滚轮支撑结构7固定安装于第二通道连杆机构6的第二通道滚轮支撑杆30上,第二通道底环20多个铰接点与第二通道连杆机构6的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第二发射通道;第三通道连杆机构8的多个铰接点第二通道底环20底部的多个铰接点铰接,第三通道滚轮支撑结构9固定安装于第三通道连杆机构8的第三通道滚轮支撑杆38上,第三通道底环21多个铰接点与第三通道连杆机构8的多个铰接点铰接,并构成基于多平行四边机构变形多滚轮支撑的第三发射通道;第一、第二和第三发射通道共同构成发射系统的滚动通道机体变形系统;

[0061] 所述吊舱绳系驱动装置包括:多根钢丝绳33,多根钢丝绳33均布于吊舱60内,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底环21上的锁紧器52上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统;

[0062] 如图7、图8和图9所示,所述发射系统的着陆多级缓冲子系统包括:集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10,该缓冲装置的多个铰接点铰接安装于第三通道底环(21)底部的多个铰接点上,多个同步减振器2均布安装于载荷舱底环15底部,集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10与所述同步减振器2相互配合,共同构成发射系统的着陆缓冲系统,并完成发射系统着陆多级缓冲功能;

[0063] 该集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10由四个多功能着陆缓冲系统单腿结构组成,多功能着陆缓冲系统单腿结构包括舱门41、减震支腿42、支腿支座44、双向减震器43和锁紧卡带53等组成。其中减震支腿42通过减震支腿固定销铰接安装于第三通道底环21上的支耳上,双向减震器43的一端通过双向减震器固定销二铰接安装于第三通道底环21上的支耳上,另外一端通过双向减震器固定销一铰接安装于减震支腿42的支耳上,支腿支座44通过支腿支座固定销铰接安装于减震支腿42底部,舱门41通过螺栓固定安装于减震支腿42上,从而使多功能着陆缓冲系统单腿结构既能完成着陆减震功能,又能完成舱门41封闭及开启功能,锁紧卡带53通过螺栓固定安装于减震支腿42的内侧上部相应位置,用于锁紧多功能着陆缓冲系统单腿结构。

[0064] 所述双向减震器43,包括弹簧锁紧销一49、双向减震器内筒48、拉压伸缩弹簧47、弹簧锁紧销二45、双向减震器外筒46等组成。其中拉压伸缩弹簧47插入双向减震器内筒48和双向减震器外筒46内,双向减震器内筒48插入双向减震器外筒46,弹簧锁紧销一49插入双向减震器内筒48销孔并穿过拉压伸缩弹簧47,弹簧锁紧螺母一拧紧于弹簧锁紧销一49上,弹簧锁紧螺母二拧紧于弹簧锁紧销二45上,从而使双向减震器43既能能够提供压缩状态下多功能着陆缓冲系统单腿结构的锁紧压紧力,又能够提供拉伸状态下多功能着陆缓冲系统单腿结构的着陆缓冲拉紧力,从而实现双向减震。

[0065] 该集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置10上还安装有接触传感器50,接触传感器50固定安装于第三通道底环21上的接触传感器固定板51上,钢丝绳33穿过接触传感器固定板51上的通孔,固结安装于锁紧器52上,锁紧器52穿过第三通道底环21的两个通孔内,当减震支腿42锁紧状态时,此时舱门41未开启,由于钢丝绳33处于绷紧状态,锁紧卡带53与锁紧器52锁定,锁紧器52未触碰到接触传感器51,此时背负式箭机组合体5处于舱内

封闭吊挂状态,当接到开启舱门41指令信号时,钢丝绳33放松,锁紧卡带 53在双向减震器43弹性势能带动下与锁紧器52分离,减震支腿42的释放,此时处于舱门41开启背负式箭机组合体5待发状态,当钢丝绳33再次绷紧,如果所有锁紧器52与接触传感器50都相接触,说明所有舱门41全部打开,此时发出背负式箭机组合体5发射指令,背负式箭机组合体5沿发射通道发射,接触传感器50对集成发射、舱门开启等功能的着陆缓冲装置的各个状态能够进行实时监控,从而提高发射安全性和可靠性,并可对舱门41未开启发射等危险情况进行预警。

[0066] 如图10、图11和图12所示,所述封装子系统包括多根钢丝绳33以及吊舱卷帘布,该吊舱卷帘布可以根据任务不同和吊舱的高低而适应性折叠变形,吊舱卷帘布拉伸状态56应用吊舱60吊挂和发射姿态下,吊舱卷帘布压缩状态57应用于吊舱60着陆缓冲状态下;该多根钢丝绳33均布于吊舱60内,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底环21上的锁紧器52上,构成空中发射系统的机构变形绳系驱动系统;展开状态的吊舱卷帘布56的一端固定安装于载荷舱底环15的底部,另外一端固定安装于所述第三通道底环21的顶部,并与载荷舱1和集成发射、舱门开启功能的着陆缓冲装置10共同构成发射系统的封装系统。

[0067] 如图10、图11和图12所示,所述吊舱卷帘布可以根据任务不同和吊舱的高低而适应性折叠变形,吊舱卷帘布(拉伸状态)56应用吊舱60吊挂和发射姿态下,吊舱卷帘布(压缩状态)57应用于吊舱60着陆缓冲状态下。

[0068] 如图3和图4所示,第一通道连杆机构4,包括第一通道上内连杆23、第一通道上外连杆24、第一通道滚轮支撑杆25、第一通道下内连杆26、第一通道下外连杆27、第一通道底环17等组成。其中第一通道上内连杆23的一端通过销轴与载荷舱底环15底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的内铰接点铰接;第一通道上外连杆24的一端通过销轴与载荷舱底环15底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的外铰接点铰接;第一通道下内连杆26的一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道底环17内铰接点铰接;第一通道下外连杆27的一端通过销轴与第一通道滚轮支撑杆25的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第一通道底环17外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第一通道连杆机构4。

[0069] 如图3和图5所示,第二通道连杆机构6,包括第二通道上内连杆28、第二通道上外连杆29、第二通道滚轮支撑杆30、第二通道下内连杆31、第二通道下外连杆32、第二通道底环20等组成。其中第二通道上内连杆28的一端通过销轴与第一通道底环17底部的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的内铰接点铰接;第二通道上外连杆29的一端通过销轴与第一通道底环17底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的外铰接点铰接;第二通道下内连杆31的一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道底环20内铰接点铰接;第二通道下外连杆32的一端通过销轴与第二通道滚轮支撑杆30的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第二通道底环20外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第二通道连杆机构6。

[0070] 如图3和图6所示,第三通道连杆机构8,包括第三通道上内连杆36、第三通道上外连杆37、第三通道滚轮支撑杆38、第三通道下内连杆39、第三通道下外连杆40、第三通道底环21等组成。其中第三通道上内连杆36的一端通过销轴与第二通道底环20底部的内铰接点

铰接,另一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的内铰接点铰接;第三通道上外连杆37的一端通过销轴与第二通道底环20底部的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的外铰接点铰接;第三通道下内连杆39的一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的内铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道底环21内铰接点铰接;第三通道下外连杆40的一端通过销轴与第三通道滚轮支撑杆38的外铰接点铰接,另一端通过销轴与第三通道底环21外铰接点铰接。通过以上连接从而构建第三通道连杆机构8。

[0071] 如图4、图5和图6所示,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。

[0072] 如图1、图2、图3、图4、图5和图6所示,第一通道滚轮支撑结构3由四个第一通道滚轮支撑16均布构成,并分别固定安装于四个第一通道滚轮支撑杆25上,其多个滚轮69抱紧背负式箭机组合体5外表面,保证背负式箭机组合体5吊挂及发射的安全与稳定;第二通道滚轮支撑结构7由四个第二通道滚轮支撑19均布构成,并分别固定安装于四个第二通道滚轮支撑杆30上,其多个滚轮69抱紧背负式箭机组合体5外表面,保证背负式箭机组合体5吊挂及发射的安全与稳定;第三通道滚轮支撑结构9由四个第三通道滚轮支撑14均布构成,并分别固定安装于四个第三通道滚轮支撑杆38上,其多个滚轮69抱紧背负式箭机组合体5外表面,保证背负式箭机组合体5吊挂及发射的安全与稳定。

[0073] 如图14所示,第一通道滚轮支撑16、第二通道滚轮支撑19、第三通道滚轮支撑14分别包括滚轮支撑连杆63、滚轮支撑板64、固定杆65、弹性伸缩杆66、滚轮支撑座67、滚轮支撑轴68和滚轮69等组成。其中多个滚轮69通过滚轮支撑轴68安装于多个滚轮支撑座67上,多个滚轮支撑座67固定安装于弹性伸缩杆66的一端,弹性伸缩杆66的另一端通过弹性支撑元件嵌入固定杆65,从而实现弹性伸缩变形,固定杆65均匀分布于滚轮支撑板64圆柱形内侧,其伸缩变形延长线指向滚轮支撑板64圆柱形轴线,该轴线也是飞行器形心轴线,滚轮支撑板64圆柱形外侧固定安装于滚轮支撑连杆63上,其与滚轮支撑连杆53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。

[0074] 如图10、图11、图12和图13所示,所述地面上的浮空发放子系统包括:发放平台62、带降落伞的浮空气球58、以及吊舱吊挂机构59;其地面发放时,各支腿支座44两两相互接触共同构成金字塔型结构,能够在地面与发放平台62上的吊舱发放锁紧块61实现有效锁紧,通过调整发放锁紧块61的位置,从而实现吊舱的地面锁紧与发放,同时由于金字塔型底部结构,与其它锥形底面舱体不同,整个吊舱60能够竖直放置在水平地面。

[0075] 实施例1、本发明滚动通道机体变形子系统__各个通道连杆的长度设置

[0076] 本发明的又一实施例,如图1、图2、图3、图4、图5和图6所示,对于背负式箭机组合体空中发射系统的第一通道连杆机构4、第二通道连杆机构6和第三通道连杆机构8均采用标准的构型,第一通道连杆机构4、第二通道连杆机构6和第三通道连杆机构8中每个通道内上层连杆长度一致,第一通道连杆机构4、第二通道连杆机构6和第三通道连杆机构8中每个通道内下层连杆长度一致,即第一通道上内连杆23的长度与第一通道上外连杆24长度一致,第一通道下内连杆26的长度与第一通道下外连杆27长度一致,第二通道上内连杆28的

长度与第二通道上外连杆29长度一致,第二通道下内连杆31的长度与第一通道下外连杆32长度一致,第三通道上内连杆36的长度与第三通道上外连杆37长度一致,第三通道下内连杆39的长度与第三通道下外连杆40长度一致。

[0077] 实施例2、各个通道滚轮支撑连杆与滚轮支撑座圆弧切面的角度

[0078] 背负式箭机组合体5的上下滚轮支撑连杆63与滚轮支撑座67圆弧切面的角度A为 90° ,背负式箭机组合体5的左右滚轮支撑连杆63与滚轮支撑座67圆弧切面的角度B为锐角,其大小根据背负式箭机组合体5布局决定,且背负式箭机组合体5的各通道连杆机构的上、下、左、右滚轮支撑连杆63的长度也不相同,其长度根据背负式箭机组合体5的布局决定。背负式箭机组合体5的重心轴线与吊舱60舱体中心轴线吻合,每个通道内滚轮69共同构成一个非圆柱面(其形状取决于背负式箭机组合体5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69可跟随弹性伸缩杆66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5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5表面形状及直径有较大变动需要控制机构变形钢丝绳33的升降来调节各通道的连杆机构变化来实施应对。

[0079] 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。

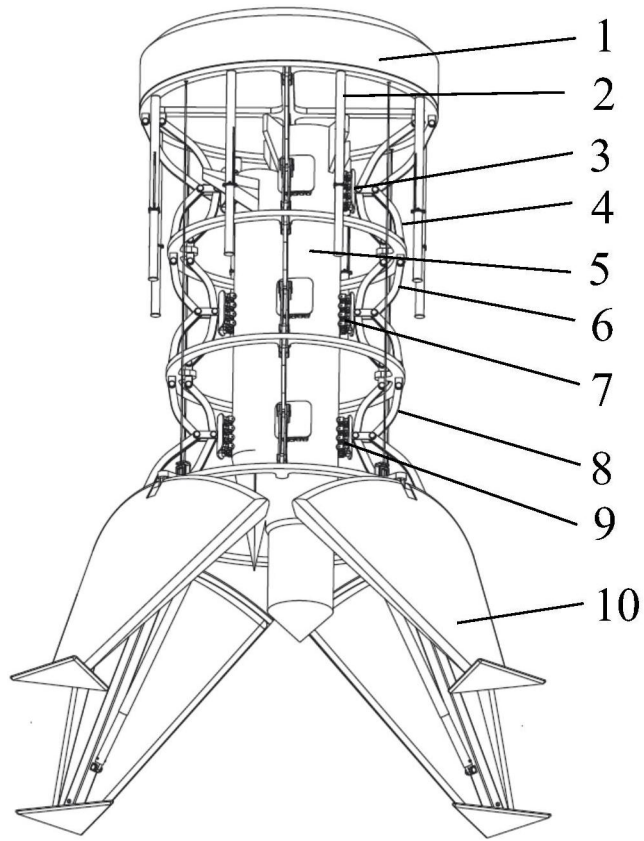


图1

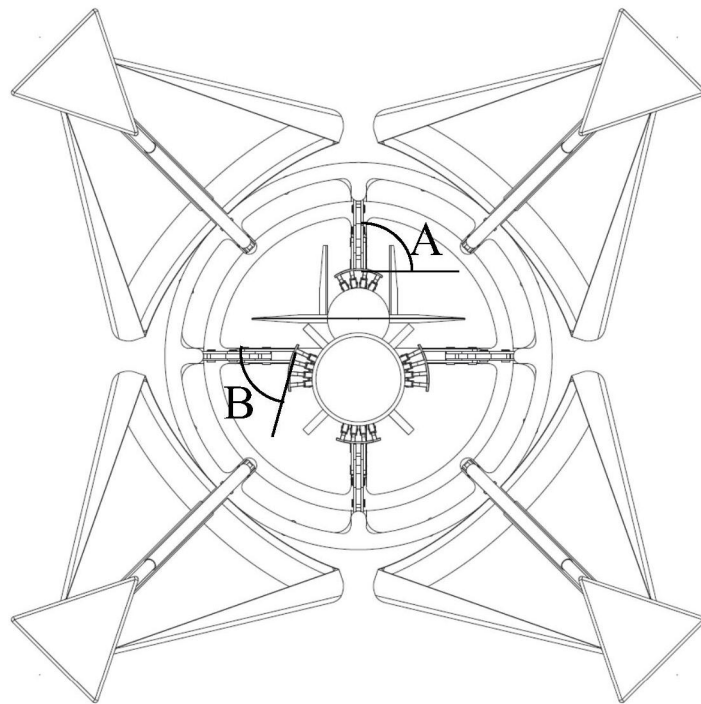


图2

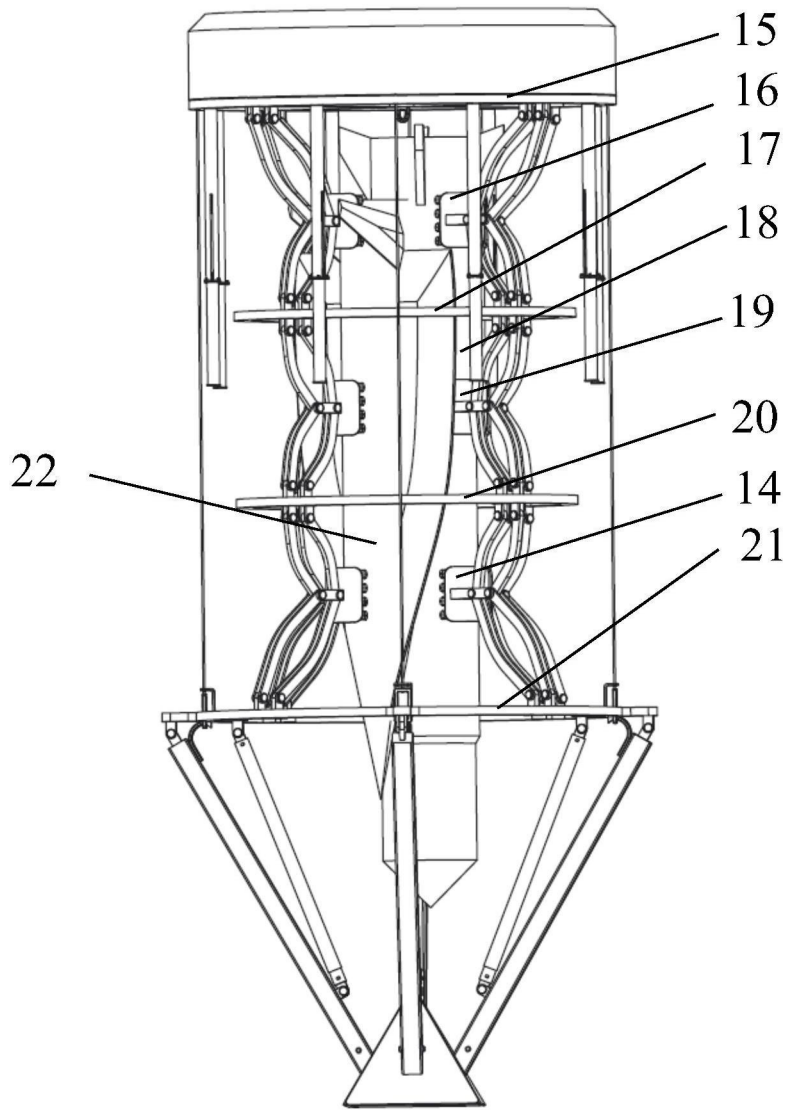


图3

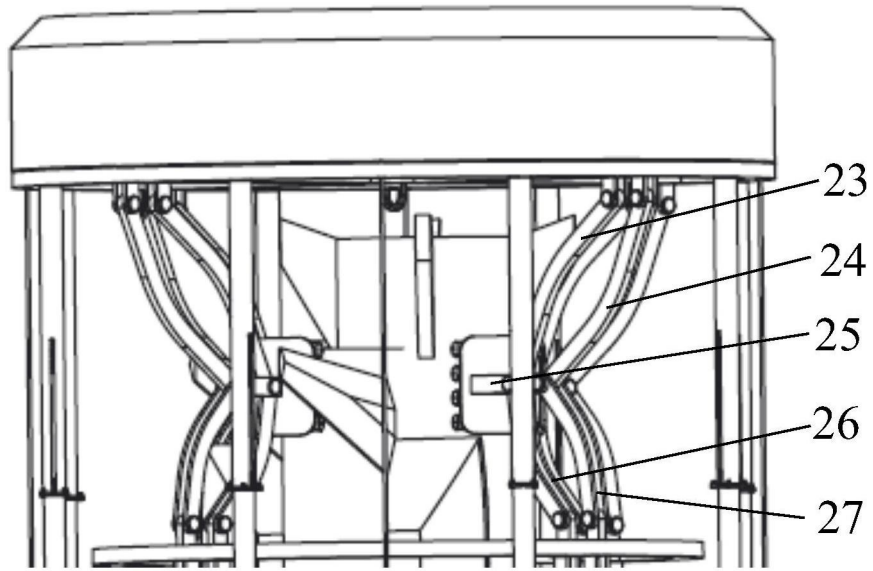


图4

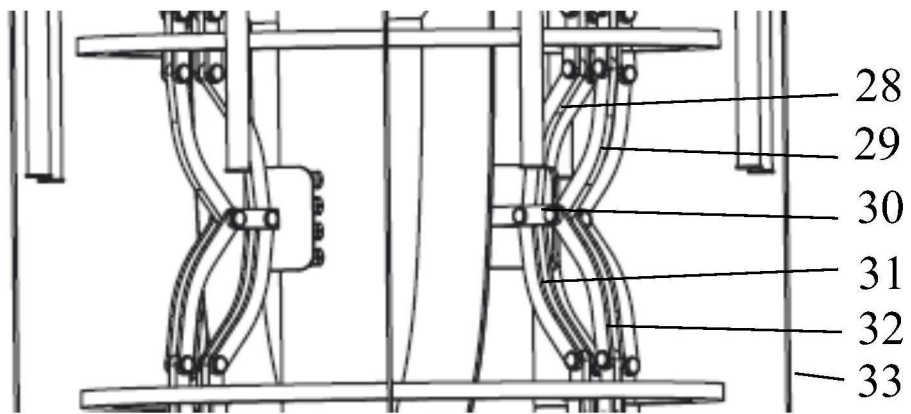


图5

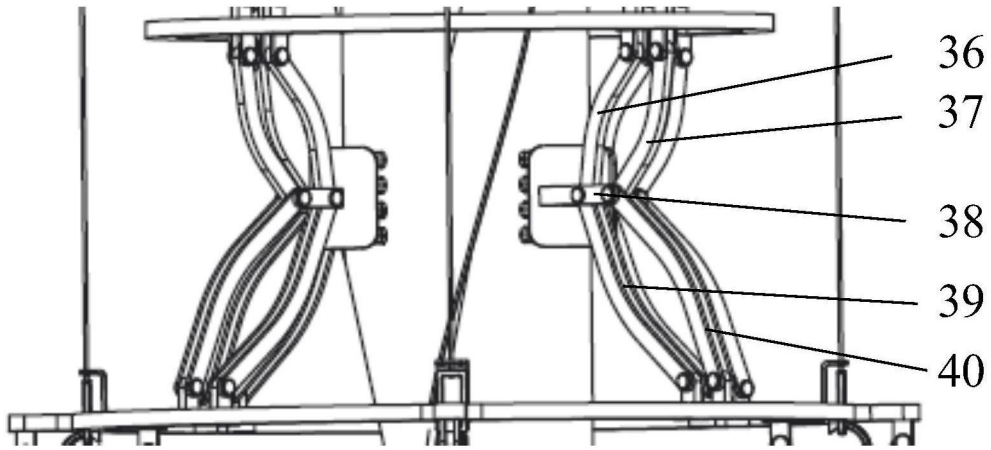


图6

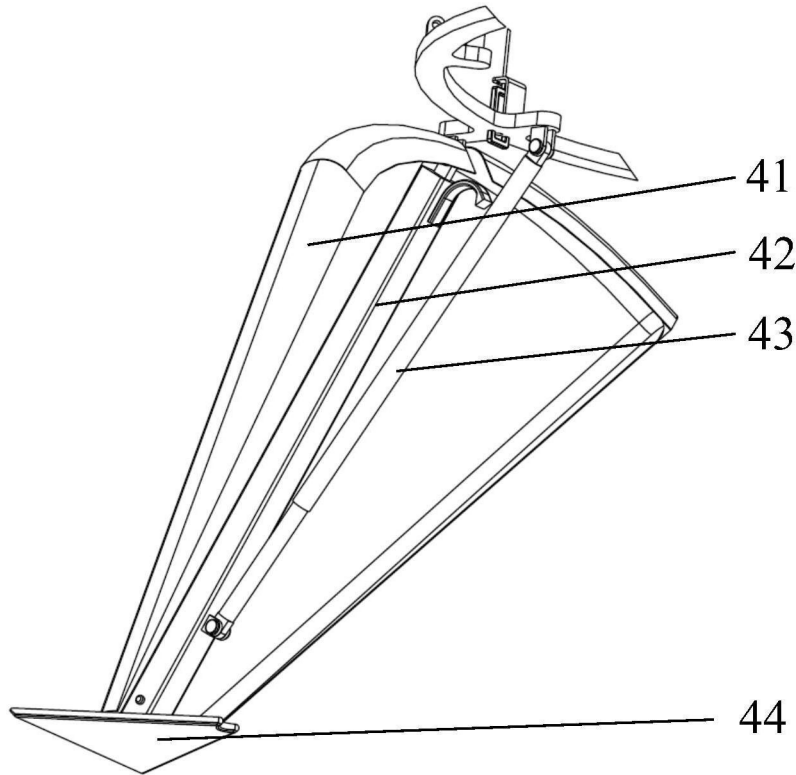


图7

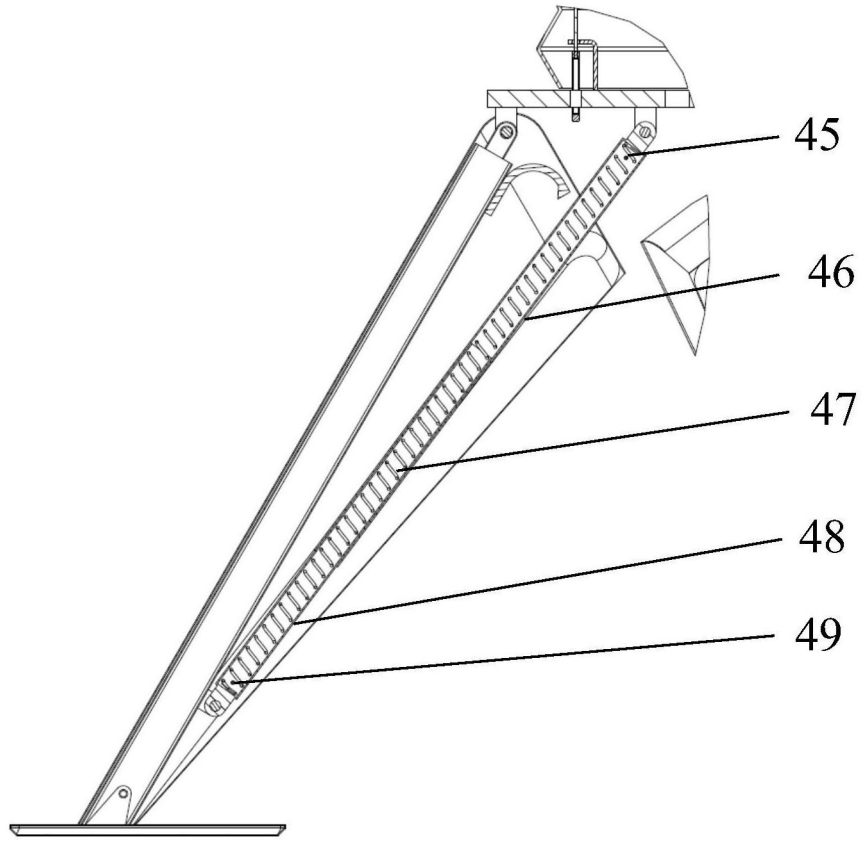


图8

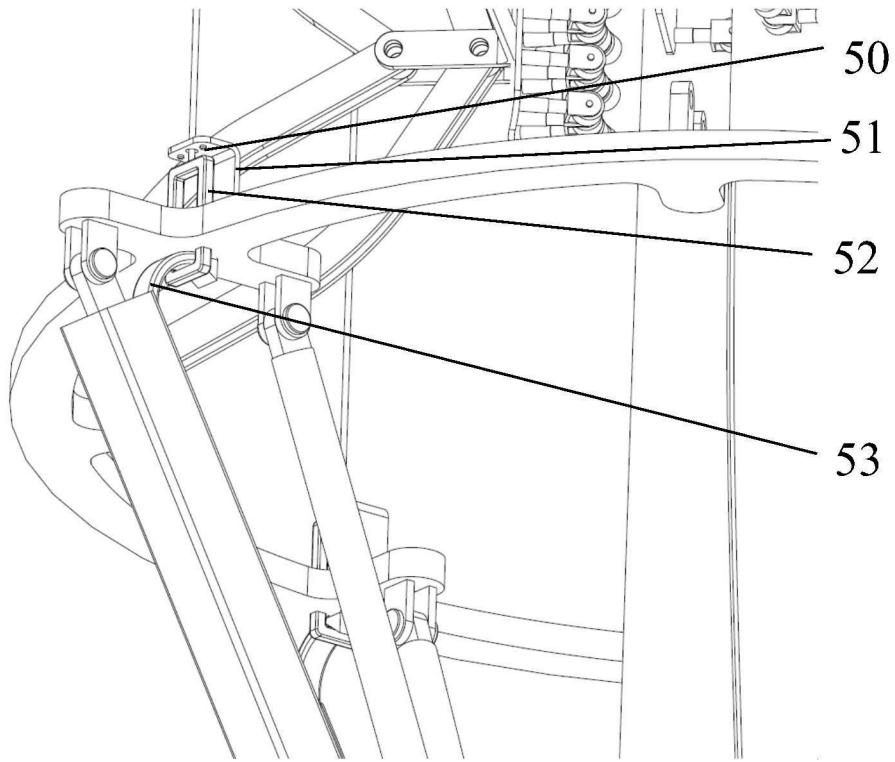


图9

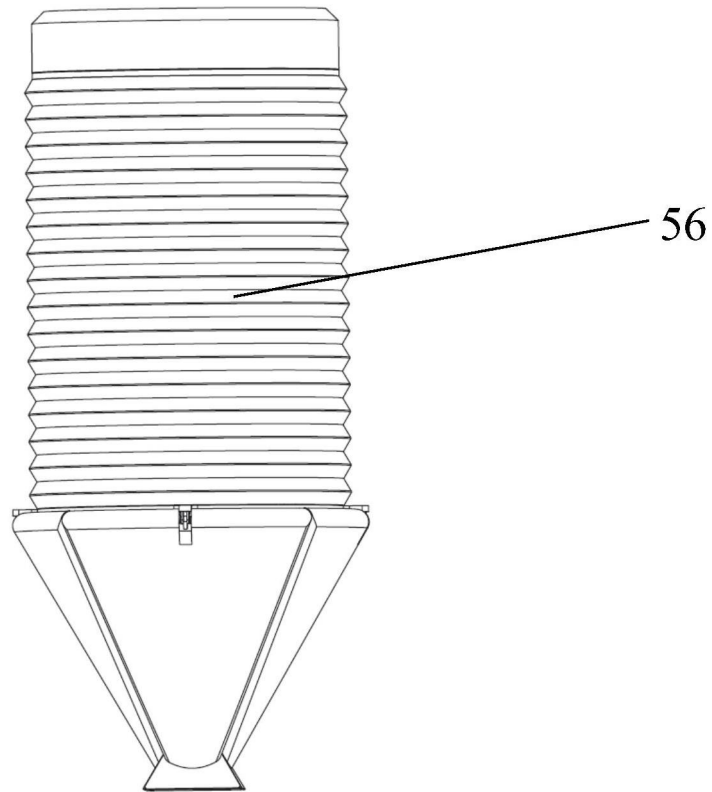


图10

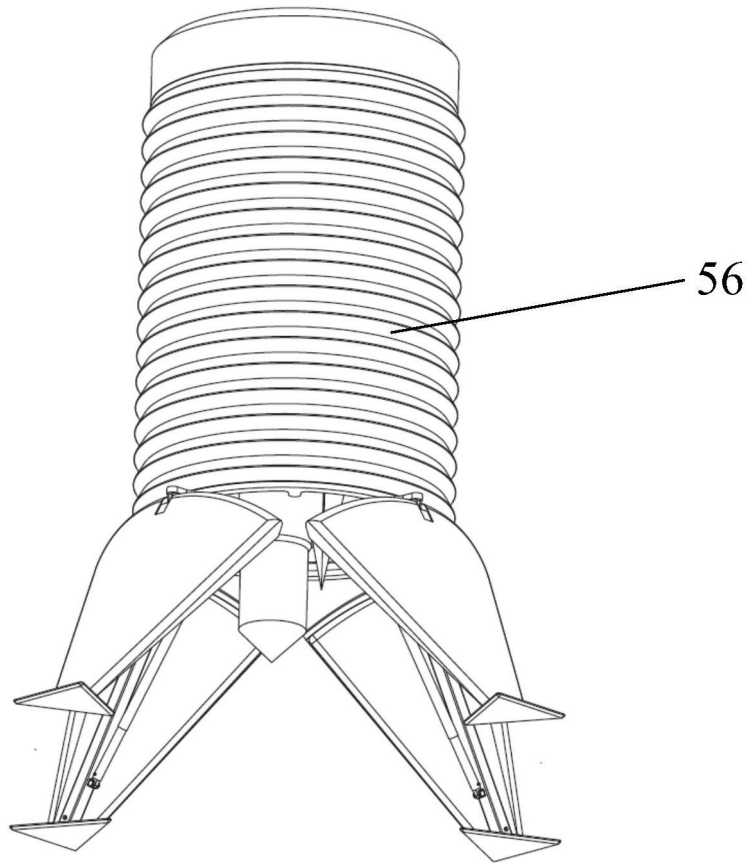


图11

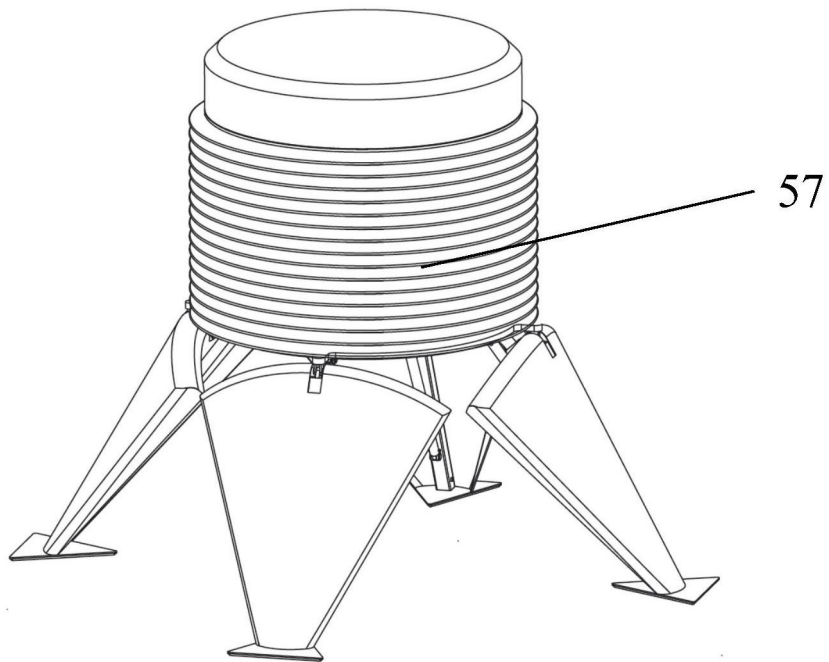


图12

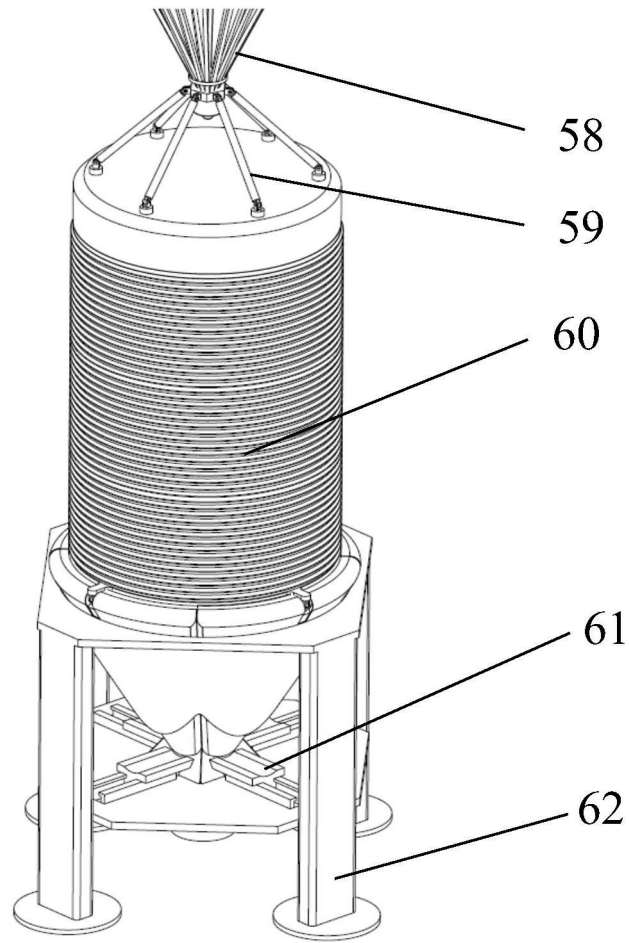


图13

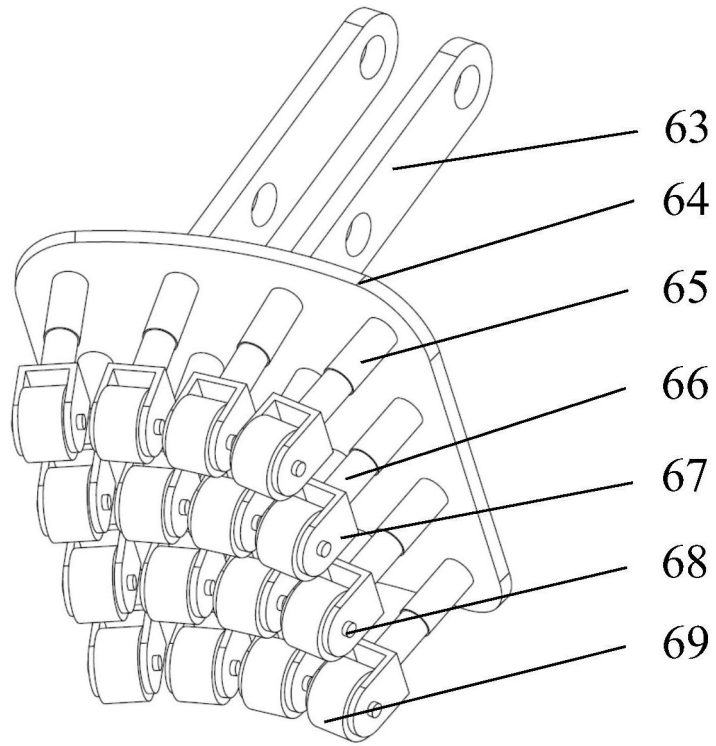


图14