



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110949690 A

(43)申请公布日 2020.04.03

(21)申请号 201910960013.6

(22)申请日 2019.10.10

(71)申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72)发明人 李文皓 张珩 冯冠华 张琛
杨磊 吕林立

(74)专利代理机构 北京维正专利代理有限公司
11508

代理人 李传亮

(51)Int.Cl.

B64G 1/22(2006.01)

B64G 1/44(2006.01)

B64G 1/64(2006.01)

B64G 1/24(2006.01)

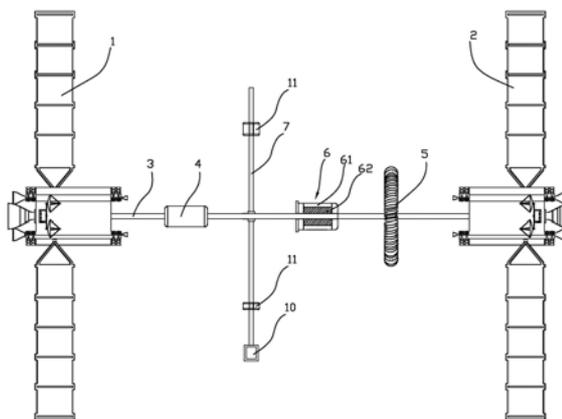
权利要求书2页 说明书8页 附图3页

(54)发明名称

一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构

(57)摘要

本发明涉及地磁蓄能在轨投送的技术领域,公开了一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,包括有航天器主体一、航天器主体二,航天器主体一与航天器主体二之间通过主连接轴相固定连接,航天器主体系统分布于主连接轴两端的航天器主体一、航天器主体二上;主连接轴上联接有用于调节航天器系统质心通过主连接轴的直线伸缩机构,主连接轴中部安装有用于投送空间目标或离轨碎片的单杆投送机构或对转投送机构;在地磁蓄能旋转投送-卸载-再次投送准备过程中的几个状态突变前后,航天器系统的质心始可以始终处于主连接轴与突变的转动惯量平面的交点,从而具备抑制航天器系统在轨自由章动的能力。



1. 一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,包括有航天器主体一(1)、航天器主体二(2),其特征在于:所述航天器主体一(1)与航天器主体二(2)之间通过主连接轴(3)相固定连接,航天器主体系统分布于主连接轴(3)两端的航天器主体一(1)、航天器主体二(2)上;所述主连接轴(3)上联接有用于调节航天器系统质心通过主连接轴(3)的直线伸缩机构(4),主连接轴(3)中部安装有用于投送空间目标或离轨碎片的单杆投送机构或对转投送机构;

所述单杆投送机构包括有固定于主连接轴(3)上的正交强磁矩生成装置(5)、力矩传动机构(6)以及转动设置于主连接轴(3)上的一个单向投送连杆(7),单向投送连杆(7)与主连接轴(3)相垂直,单向投送连杆(7)沿长度方向上滑动连接有质量块(11),且单向投送连杆(7)端部设有用于保持空间目标或离轨碎片的保持机构(10);所述力矩传动机构(6)包括有固定于主连接轴(3)上的传动支座(61)、用于驱动单向投送连杆(7)绕主连接轴(3)旋转的单向旋转件(62),单向旋转件(62)转动安装于传动支座(61)上;启动工作的力矩传动机构(6)的传动支座(61)与单向旋转件(62)之间形成相互作用的内力矩,当单向投送连杆(7)处于单向旋转投送状态,力矩传动机构(6)的传动支座(61)受到单向旋转件(62)反作用的内力矩与正交强磁矩生成装置(5)受到地磁场的外力矩为方向相反、大小相同;

所述对转投送机构包括有固定于主连接轴(3)上的正交强磁矩生成装置(5)、对转传动机构(8)以及转动设置于主连接轴(3)上的两个对转投送连杆(9),两个对转投送连杆(9)均与主连接轴(3)相垂直,两个对转投送连杆(9)沿长度方向上均滑动连接有质量块(11),且两个对转投送连杆(9)的端部均设有用于保持空间目标或离轨碎片的保持机构(10);所述对转传动机构(8)包括有固定于主连接轴(3)上的固定支座(81)、用于驱动其中一个对转投送连杆(9)绕主连接轴(3)正向旋转的正向旋转件(82)、用于驱动另一个对转投送连杆(9)绕主连接轴(3)反向旋转的反向旋转件(83),正向旋转件(82)、反向旋转件(83)均转动安装于固定支座(81)上;启动工作的对转传动机构(8)的固定支座(81)分别与正向旋转件(82)、反向旋转件(83)之间形成相互作用的内力矩,当两个对转投送连杆(9)处于对转旋转投送状态,对转传动机构(8)的固定支座(81)受到正向旋转件(82)反作用的内力矩与受到反向旋转件(83)反作用的内力矩为方向相反、大小相同。

2. 根据权利要求1所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述航天器主体系统包括能源子系统、控制系统、通讯系统、轨/姿测量敏感器、太阳能电池阵列及辅助作业载荷。

3. 根据权利要求2所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述正交强磁矩生成装置(5)与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与所述控制器相控制连接;正交强磁矩生成装置(5)由两个正交配置的螺线圈构成,且两个螺线圈的平面均与所述主连接轴(3)相垂直。

4. 根据权利要求2所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述直线伸缩机构(4)与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与所述控制器相控制连接;直线伸缩机构(4)的两个伸缩端分别与所述主连接轴(3)的左半段、右半段相固接,在直线伸缩机构(4)的伸缩过程中,所述主连接轴(3)的左半段、右半段位于同一直线上。

5. 根据权利要求2或3或4所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述力矩传动机构(6)与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与所述控制器相

控制连接,所述力矩传动机构(6)为力矩电机,传动支座(61)为力矩电机的定子组件,单向旋转件(62)为力矩电机的转子组件。

6.根据权利要求2或3或4所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述对转传动机构(8)与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与所述控制器相控制连接,所述对转传动机构(8)为双转子力矩电机,固定支座(81)为双转子力矩电机的定子组件,正向旋转件(82)、反向旋转件(83)分别为双转子力矩电机的两个旋向相反的转子组件,且正向旋转件(82)与反向旋转件(83)为同轴设置。

7.根据权利要求2或3或4所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述单向投送连杆(7)的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块(11),且沿单向投送连杆(7)长度方向上滑动质量块(11)的位置可调节其质心通过所述主连接轴(3)。

8.根据权利要求2或3或4所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述对转传动机构(8)位于所述两个对转投送连杆(9)之间,两个对转投送连杆(9)的上半段上均滑动连接有一个质量块(11),两个对转投送连杆(9)的下半段的端部均设有保持机构(10),且沿对转投送连杆(9)长度方向上滑动质量块(11)的位置可调节其质心通过所述主连接轴(3)。

9.根据权利要求2或3或4所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述对转传动机构(8)位于所述两个对转投送连杆(9)之间,两个对转投送连杆(9)的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块(11),且沿对转投送连杆(9)长度方向上滑动质量块(11)的位置可调节其质心通过所述主连接轴(3)。

10.根据权利要求9所述的低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,其特征在于:所述两个对转投送连杆(9)与其相邻的所述航天器主体一(1)、航天器主体之间的主连接轴(3)上均联接有所述直线伸缩机构(4)。

一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构

技术领域

[0001] 本发明涉及地磁蓄能在轨投送的技术领域,尤其是涉及一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构。

背景技术

[0002] 航天器系统在低轨道空间使用地磁蓄能方法进行在轨投送目标时,会存在一个重大问题是:航天器系统的投送机构所旋绕的旋转轴可能不通过航天器系统的质心,这会导致航天器系统发生旋转章动现象,在低轨道空间中没有空气阻尼的环境下,章动现象对于航天器系统是非常危险的。

[0003] 影响航天器系统的旋转轴不通过其质心有以下几个方面的因素:(1)航天器系统的自身状态发生改变,比如在轨工作时消耗了部分燃料,或者是其所携带的设备、负载等发生了位置移动或旋动;(2)航天器系统抓取了不确定的空间目标或者离轨碎片,导致航天器系统的质量和质心均发生不确定变化;(3)航天器系统投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心亦会发生变化。

[0004] 针对航天器系统在投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心亦会发生变化的情况,亟需设计研发一种适用于低轨道空间使用地磁蓄能方法在轨投送的航天器结构。

发明内容

[0005] 本发明的目的是提供一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,在地磁蓄能旋转投送-卸载-再次投送准备过程中的几个状态突变前后,航天器系统的质心始可以始终处于主连接轴与突变的转动惯量平面的交点,从而具备抑制航天器系统在轨自由章动的能力。

[0006] 本发明的上述发明目的是通过以下技术方案得以实现的:

一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,包括有航天器主体一、航天器主体二,所述航天器主体一与航天器主体二之间通过主连接轴相固定连接,航天器主体系统分布于主连接轴两端的航天器主体一、航天器主体二上;所述主连接轴上联接有用于调节航天器系统质心通过主连接轴的直线伸缩机构,主连接轴中部安装有用于投送空间目标或离轨碎片的单杆投送机构或对转投送机构;

所述单杆投送机构包括有固定于主连接轴上的正交强磁矩生成装置、力矩传动机构以及转动设置于主连接轴上的一个单向投送连杆,单向投送连杆与主连接轴相垂直,单向投送连杆沿长度方向上滑动连接有质量块,且单向投送连杆端部设有用于保持空间目标或离轨碎片的保持机构;所述力矩传动机构包括有固定于主连接轴上的传动支座、用于驱动单向投送连杆绕主连接轴旋转的单向旋转件,单向旋转件转动安装于传动支座上;启动工作的力矩传动机构的传动支座与单向旋转件之间形成相互作用的内力矩,当单向投送连杆处于单向旋转投送状态,力矩传动机构的传动支座受到单向旋转件反作用的内力矩与正交强

磁矩生成装置受到地磁场的外力矩为方向相反、大小相同；

所述对转投送机构包括有固定于主连接轴上的正交强磁矩生成装置、对转传动机构以及转动设置于主连接轴上的两个对转投送连杆，两个对转投送连杆均与主连接轴相垂直，两个对转投送连杆沿长度方向上均滑动连接有质量块，且两个对转投送连杆的端部均设有用于保持空间目标或离轨碎片的保持机构；所述对转传动机构包括有固定于主连接轴上的固定支座、用于驱动其中一个对转投送连杆绕主连接轴正向旋转的正向旋转件、用于驱动另一个对转投送连杆绕主连接轴反向旋转的反向旋转件，正向旋转件、反向旋转件均转动安装于固定支座上；启动工作的对转传动机构的固定支座分别与正向旋转件、反向旋转件之间形成相互作用的内力矩，当两个对转投送连杆处于对转旋转投送状态，对转传动机构的固定支座受到正向旋转件反作用的内力矩与受到反向旋转件反作用的内力矩为方向相反、大小相同。

[0007] 通过采用上述技术方案，航天器分为航天器主体一、航天器主体二，并通过主连接轴实现航天器主体一与航天器主体二相固定连接，航天器主体系统分布于航天器主体一、航天器主体二上；主连接轴上联接有用于调节航天器系统质心位置通过主连接轴的直线伸缩机构，控制直线伸缩机构执行伸长或收缩作业，从而调节航天器的质心通过主连接轴，单向投送连杆或两个对转投送连杆上均滑动连接有用于调节其质心的质量块；当单向投送连杆处于单向旋转投送状态，力矩传动机构的传动支座受到单向旋转件反作用的内力矩与正交强磁矩生成装置受到地磁场的外力矩为方向相反、大小相同，由此，航天器在地磁场的外力矩与反作用传动的内力矩的双重作用下保持平衡，不会发生旋转章动现象；当两个对转投送连杆处于对转旋转投送状态，对转传动机构的固定支座受到正向旋转件反作用的内力矩与受到反向旋转件反作用的内力矩为方向相反、大小相同，由此，对转传动机构的固定支座受到正向旋转件反作用的内力矩与受到反向旋转件反作用的内力矩保持力矩平衡，航天器不会发生旋转章动现象。

[0008] 本发明进一步设置为：所述航天器主体系统包括能源子系统、控制系统、通讯系统、轨/姿测量敏感器、太阳能电池阵列及辅助作业载荷。

[0009] 通过采用上述技术方案，航天器主体系统为航天器提供了能源、自动控制、姿态测量、与地面通讯等功能，航天器主体系统分布于航天器主体一、航天器主体二上，便于调节航天器系统质心的位置。

[0010] 本发明进一步设置为：所述正交强磁矩生成装置与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接，并与所述控制器相控制连接；正交强磁矩生成装置由两个正交配置的螺线圈构成，且两个螺线圈的平面均与所述主连接轴相垂直。

[0011] 通过采用上述技术方案，在地磁蓄能旋转投送状态，正交强磁矩生成装置受到地磁场的外力矩与力矩传动机构的传动支座受到单向旋转件反作用的内力矩的双重作用下平衡，不会发生航天器姿态的加速转动的情况。当进入卸载停转状态，强磁矩生成装置产生的磁力矩与地磁蓄能旋转投送状态的方向相反，将持续旋转的单杆投送机构的单向投送连杆或对转投送机构的两个对转投送连杆进行消能卸载。

[0012] 本发明进一步设置为：所述直线伸缩机构与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接，并与所述控制器相控制连接；直线伸缩机构的两个伸缩端分别与所述主连接轴的左半段、右半段相固接，在直线伸缩机构的伸缩过程中，所述主连接轴的左半段、右半段位

于同一直线上。

[0013] 通过采用上述技术方案,直线伸缩机构的两个伸缩端分别与主连接轴的左半段、右半段相固接,直线伸缩机构在伸缩过程中会拉近或推远航天器主体一与航天器主体二之间的相对位置,从而调整航天器系统的质心通过主连接轴上。

[0014] 本发明进一步设置为:所述力矩传动机构与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与所述控制器相控制连接,所述力矩传动机构为力矩电机,传动支座为力矩电机的定子组件,单向旋转件为力矩电机的转子组件。

[0015] 通过采用上述技术方案,力矩传动机构采用力矩电机,力矩电机与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接,更加方便、准确地控制单向投送连杆的蓄能加速、消能卸载。

[0016] 本发明进一步设置为:所述对转传动机构与所述能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与所述控制器相控制连接,所述对转传动机构为双转子力矩电机,固定支座为双转子力矩电机的定子组件,正向旋转件、反向旋转件分别为双转子力矩电机的两个旋向相反的转子组件,且正向旋转件与反向旋转件为同轴设置。

[0017] 通过采用上述技术方案,对转传动机构采用双转子力矩电机,双转子力矩电机与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接,更加方便、准确地控制两个对转投送连杆的蓄能加速、消能卸载。

[0018] 本发明进一步设置为:所述单向投送连杆的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块,且沿单向投送连杆长度方向上滑动质量块的位置可调节其质心通过所述主连接轴。

[0019] 通过采用上述技术方案,单向投送连杆的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块,当投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心会发生变化,从而通过滑动质量块的位置调节单向投送连杆的质心通过主连接轴。

[0020] 本发明进一步设置为:所述对转传动机构位于所述两个对转投送连杆之间,两个对转投送连杆的上半段上均滑动连接有一个质量块,两个对转投送连杆的下半段的端部均设有保持机构,且沿对转投送连杆长度方向上滑动质量块的位置可调节其质心通过所述主连接轴。

[0021] 通过采用上述技术方案,两个对转投送连杆的上半段上均滑动连接有一个质量块,当投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心会发生变化,从而通过滑动质量块的位置可调节两个对转投送连杆各自的质心通过主连接轴。

[0022] 本发明进一步设置为:所述对转传动机构位于所述两个对转投送连杆之间,两个对转投送连杆的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块,且沿对转投送连杆长度方向上滑动质量块的位置可调节其质心通过所述主连接轴。

[0023] 通过采用上述技术方案,两个对转投送连杆的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块,当投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心会发生变化,从而通过滑动质量块的位置可调节两个对转投送连杆各自的质心通过主连接轴。

[0024] 本发明进一步设置为:所述两个对转投送连杆与其相邻的所述航天器主体一、航天器主体之间的主连接轴上均联接有所述直线伸缩机构。

[0025] 通过采用上述技术方案,主连接轴上联接有两个直线伸缩机构,同时控制两个直

线伸缩机构执行伸长或收缩作业,从而调节航天器的质心通过主连接轴更加方便、准确。

[0026] 综上所述,本发明的有益技术效果为:

1. 本发明的航天器结构分为航天器主体一、航天器主体二,通过主连接轴实现航天器主体一与航天器主体二相固定连接,控制直线伸缩机构执行伸长或收缩作业,从而调节航天器系统质心通过主连接轴;单向投送连杆或两个对转投送连杆上均滑动连接有用于调节其质心的质量块;当单向投送连杆处于单向旋转投送状态,力矩传动机构的传动支座受到单向旋转件反作用的内力矩与正交强磁矩生成装置受到地磁场的外力矩为方向相反、大小相同,由此,航天器系统在地磁场的外力矩与反作用于传动支座的内力矩的双重作用下保持平衡,不会发生旋转章动现象;当两个对转投送连杆处于对转旋转投送状态,对转传动机构的固定支座受到正向旋转件反作用的内力矩与受到反向旋转件反作用的内力矩为方向相反、大小相同,由此,对转传动机构的固定支座受到正向旋转件反作用的内力矩与受到反向旋转件反作用的内力矩保持力矩平衡,航天器系统不会发生旋转章动现象。

[0027] 2. 本发明的单向投送连杆的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块,当投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心会发生变化,从而通过滑动质量块的位置调节单向投送连杆的质心通过主连接轴;两个对转投送连杆的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块,当投送空间目标或者离轨碎片的瞬时,航天器系统的质量和质心会发生变化,从而通过滑动质量块的位置可调节两个对转投送连杆各自的质心通过主连接轴;在地磁蓄能旋转投送-卸载-再次投送准备过程中的几个状态突变前后,航天器系统的质心始可以始终处于主连接轴与突变的转动惯量平面的交点,从而具备抑制航天器系统在轨自由章动的能力。

[0028] 3. 力矩传动机构采用力矩电机,力矩电机与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接,更加方便、准确地控制单向投送连杆的蓄能加速、消能卸载;对转传动机构采用双转子力矩电机,双转子力矩电机与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接,更加方便、准确地控制两个对转投送连杆的蓄能加速、消能卸载。

附图说明

[0029] 图1是本发明的实施例一的结构示意图。

[0030] 图2是本发明的实施例二的结构示意图。

[0031] 图3是本发明的是实施三的结构示意图。

[0032] 图中标号为:1、航天器主体一;2、航天器主体二;3、主连接轴;4、直线伸缩机构;5、正交强磁矩生成装置;6、力矩传动机构;61、传动支座;62、单向旋转件;7、单向投送连杆;8、对转传动机构;81、固定支座;82、正向旋转件;83、反向旋转件;9、对转投送连杆;10、保持机构;11、质量块。

具体实施方式

[0033] 以下结合附图对本发明作进一步详细说明。

[0034] 实施一:

参照图1,为本发明公开的一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,包括有航天器

主体一1、航天器主体二2,航天器主体一1与航天器主体二2之间通过主连接轴3相固定连接,航天器主体系统分布于主连接轴3两端的航天器主体一1、航天器主体二2上;主连接轴3上联接有用于调节航天器系统质心通过主连接轴3的直线伸缩机构4,主连接轴3中部安装有用于投送空间目标或离轨碎片的单杆投送机构;

单杆投送机构包括有固定于主连接轴3上的正交强磁矩生成装置5、力矩传动机构6以及转动设置于主连接轴3上的一个单向投送连杆7,单向投送连杆7与主连接轴3相垂直,单向投送连杆7沿长度方向上滑动连接有质量块11,且单向投送连杆7端部设有用于保持空间目标或离轨碎片的保持机构10;力矩传动机构6包括有固定于主连接轴3上的传动支座61、用于驱动单向投送连杆7绕主连接轴3旋转的单向旋转件62,单向旋转件62转动安装于传动支座61上;启动工作的力矩传动机构6的传动支座61与单向旋转件62之间形成相互作用的内力矩,当单向投送连杆7处于单向旋转投送状态,力矩传动机构6的传动支座61受到单向旋转件62反作用的内力矩与正交强磁矩生成装置5受到地磁场的外力矩为方向相反、大小相同;

航天器主体系统包括能源子系统、控制系统、通讯系统、轨/姿测量敏感器、太阳能电池阵列及辅助作业载荷;正交强磁矩生成装置5与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接;正交强磁矩生成装置5由两个正交配置的螺线圈构成,且两个螺线圈的平面均与主连接轴3相垂直,正交强磁矩生成装置5还包括有低温系统,且两个正交配置的螺线圈均采用超导体材料制成;直线伸缩机构4与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接;直线伸缩机构4的两个伸缩端分别与主连接轴3的左半段、右半段相固接,在直线伸缩机构4的伸缩过程中,主连接轴3的左半段、右半段位于同一直线上。

[0035] 力矩传动机构6与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接,力矩传动机构6为力矩电机,传动支座61为力矩电机的定子组件,单向旋转件62为力矩电机的转子组件。单向投送连杆7的上半段、下半段上均滑动连接有一个质量块11,且沿单向投送连杆7长度方向上滑动质量块11的位置可调节其质心通过主连接轴3。

[0036] 本实施例的实施原理为:控制直线伸缩机构4执行伸长或收缩作业,从而调节航天器系统的质心通过主连接轴3;与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接的正交强磁矩生成装置5通电工作后,受到地磁场的作用产生对航天器系统的外力矩;力矩传动机构6的单向旋转件62驱动单向投送连杆7绕主连接轴3旋转,当单向投送连杆7处于单向旋转投送状态,力矩传动机构6的传动支座61受到单向旋转件62反作用的内力矩与正交强磁矩生成装置5受到地磁场的外力矩为方向相反、大小相同,由此,航天器系统在地磁场的外力矩与反作用于传动支座61的内力矩的双重作用下保持平衡,不会发生旋转章动现象。当完成投送后,单向投送连杆7是持续转动的,此时进入卸载停转过程,该过程为地磁蓄能加速的逆过程,即强磁矩生成装置5产生的外力矩与地磁蓄能加速过程方向相反,将力矩传动机构6驱动的单杆投送连杆7的转动惯量进行消能卸载。

实施二:

参照图2,为本发明公开的一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,包括有航天器主体一1、航天器主体二2,航天器主体一1与航天器主体二2之间通过主连接轴3相固定连接,航天器主体系统分布于主连接轴3两端的航天器主体一1、航天器主体二2上;主连接轴3上联接有用于调节航天器系统质心通过主连接轴3的直线伸缩机构4,主连接轴3中部安装

有用于投送空间目标或离轨碎片的对转投送机构；

对转投送机构包括有固定于主连接轴3上的正交强磁矩生成装置5、对转传动机构8以及转动设置于主连接轴3上的两个对转投送连杆9,两个对转投送连杆9均与主连接轴3相垂直,两个对转投送连杆9沿长度方向上均滑动连接有质量块11,且两个对转投送连杆9的端部均设有用于保持空间目标或离轨碎片的保持机构10;对转传动机构8包括有固定于主连接轴3上的固定支座81、用于驱动其中一个对转投送连杆9绕主连接轴3正向旋转的正向旋转件82、用于驱动另一个对转投送连杆9绕主连接轴3反向旋转的反向旋转件83,正向旋转件82、反向旋转件83均转动安装于固定支座81上;启动工作的对转传动机构8的固定支座81分别与正向旋转件82、反向旋转件83之间形成相互作用的内力矩,当两个对转投送连杆9处于对转旋转投送状态,对转传动机构8的固定支座81受到正向旋转件82反作用的内力矩与受到反向旋转件83反作用的内力矩为方向相反、大小相同。

[0037] 航天器主体系统包括能源子系统、控制系统、通讯系统、轨/姿测量敏感器、太阳能电池阵列及辅助作业载荷;正交强磁矩生成装置5与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接;正交强磁矩生成装置5由两个正交配置的螺线圈构成,且两个螺线圈的平面均与主连接轴3相垂直,正交强磁矩生成装置5还包括有低温系统,且两个正交配置的螺线圈均采用超导体材料制成;直线伸缩机构4与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接;直线伸缩机构4的两个伸缩端分别与主连接轴3的左半段、右半段相固接,在直线伸缩机构4的伸缩过程中,主连接轴3的左半段、右半段位于同一直线上。

[0038] 对转传动机构8与能源子系统或太阳能电池阵列相电连接,并与控制器相控制连接,对转传动机构8为双转子力矩电机,固定支座81为双转子力矩电机的定子组件,正向旋转件82、反向旋转件83分别为双转子力矩电机的两个旋向相反的转子组件,且正向旋转件82与反向旋转件83为同轴设置。对转传动机构8位于两个对转投送连杆9之间,两个对转投送连杆9的上半段上均滑动连接有一个质量块11,两个对转投送连杆9的下半段的端部均设有保持机构10,且沿对转投送连杆9长度方向上滑动质量块11的位置可调节其质心通过所述主连接轴3。

[0039] 本实施例的实施原理为:对转投送机构的投送加速过程不采用地磁蓄能方法,正交强磁矩生成装置5不通电工作,对转传动机构8的正向旋转件82驱动其中一个对转投送连杆9绕主连接轴3正向旋转,对转传动机构8的反向旋转件83驱动另一个对转投送连杆9绕主连接轴3反向旋转,当两个对转投送连杆9处于对转旋转投送状态,对转传动机构8的固定支座81受到正向旋转件82反作用的内力矩与受到反向旋转件83反作用的内力矩为方向相反、大小相同,由此,对转传动机构8的固定支座81受到正向旋转件82反作用的内力矩与受到反向旋转件83反作用的内力矩保持力矩平衡,航天器系统不会发生旋转章动现象。当完成投送后,两个对转投送连杆9是持续转动的,此时进入卸载停转过程,即强磁矩生成装置5产生的外力矩与两个对转投送连杆9的剩余转动惯量方向相反,将对转传动机构8驱动的两个对转投送连杆9的转动惯量进行消能卸载。

[0040] 实施例三:

参见图3,为本发明公开的一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构,与实施例二相比区别为:对转传动机构8位于两个对转投送连杆9之间,两个对转投送连杆9的上半段、下

半段上均滑动连接有一个质量块11,且沿对转投送连杆9长度方向上滑动质量块11的位置可调节其质心通过所述主连接轴3;两个对转投送连杆9与其相邻的航天器主体一1、航天器主体之间的主连接轴3上均联接有直线伸缩机构4。

[0041] 本发明公开的一种低轨道地磁蓄能在轨投送的航天器结构的使用方法如下:

(1)沿投送连杆长度方向滑动质量块11,调整航天器系统的质心通过主连接轴3,具体操作步骤如下:

a.在航天器系统抓取待投送的空间目标或离轨碎片之前,将投送连杆上的质量块11均滑动回至主连接轴3上;

b.联接于主连接轴3上的直线伸缩装置执行伸缩作业,伸长或收缩主连接轴3两端连接的航天器主体一1、航天器主体二2之间的相对位置,测量在直线伸缩装置的伸缩过程中航天器系统姿态旋转变化,航天器系统发生的姿态旋转变化为俯仰、偏航或滚转角度变化,当航天器系统发生姿态旋转变化,即得航天器系统的质心不通过主连接轴3;

c.调整航天器主体一1、航天器主体二2内部的质量分布,再重复步骤b,直至在直线伸缩装置的伸缩过程中,航天器系统不再发生姿态旋转变化,即完成调整航天器系统的质心通过主连接轴3;

d.滑动投送连杆上质量块11的位置,在质量块11滑动过程中,测量航天器系统发生姿态旋转变化,即得航天器系统的质心不通过投送连杆绕主连接轴3垂直旋转的投送平面内;

e.直线伸缩装置执行伸缩作业,直至在直线伸缩装置的某一伸缩状态下重复步骤d,航天器系统不再发生姿态旋转变化,则航天器系统的质心同时位于主连接轴3上、投送连杆绕主连接轴3垂直旋转的投送平面内,再将投送连杆上的质量块11滑动回至主连接轴3上;即在空载条件下,标定直线伸缩装置的该伸缩状态为相对应的投送连杆的空载0位,按照上述步骤分别标定在空载条件下各个投送连杆相对应的直线伸缩装置的伸缩状态的空载0位;

(2)在航天器系统抓取空间目标或离轨碎片后,空间目标或离轨碎片保持于投送连杆的相应位置后,对待投送空间目标或离轨碎片的投送连杆的质心和惯量主轴分别进行测量标定和调整,具体操作步骤如下:

a.沿投送连杆的长度方向滑动质量块11的位置,直至在直线伸缩装置的伸缩过程中,测量航天器系统不再发生姿态旋转变化,即得质量块11位于待投送空间目标或离轨碎片的投送连杆上的平衡位置,待投送空间目标或离轨碎片的投送连杆的质心通过主连接轴3;

b.直线伸缩装置调整至与该投送连杆相对应的空载0位的伸缩状态;

c.分析该投送连杆上质量确定的质量块11的位置,使得质量块11相对于其所绕的主连接轴3的转动惯量最小,并结合质量块11位于待投送空间目标或离轨碎片的投送连杆上的平衡位置,即得待投送空间目标或离轨碎片的投送连杆上质量块11所定的优化位置,标定为航天器系统抓取空间目标或离轨碎片后该投送连杆的待投送0位,按照上述步骤标定各个投送连杆的待投送0位;即完成航天器系统抓取空间目标或离轨碎片后的质心调整;

(3)对待投送空间目标或离轨碎片的投送连杆进行蓄能加速,驱动其绕主连接轴3垂直旋转。其中,单向投送连杆7采用地磁蓄能方法进行蓄能加速旋转,两个对转投送连杆9通过对转传动机构8驱动其进行对转加速旋转;

(4)当达到空间目标或离轨碎片的投送要求时,即投送空间目标或离轨碎片,对投送完空间目标或离轨碎片的投送连杆的质心和转动惯量分别进行调整。其中,单向投送连杆7的

具体操作步骤如下：调整投送完空间目标或离轨碎片的单向投送连杆7上两个质量块11的位置，将单向投送连杆7的质心调回至主连接轴3上，且单向投送连杆7绕主连接轴3旋转的转动惯量与投送完空间目标或离轨碎片的瞬时转动惯量相等；两个对转投送连杆9的具体操作步骤如下：a. 调整投送完一号空间目标或离轨碎片的对转投送连杆9上质量块11的位置，将该对转投送连杆9的质心调回至主连接轴3上，且该对转投送连杆9绕主连接轴3旋转的转动惯量与投送完一号空间目标或离轨碎片的瞬时转动惯量相等；b. 直线伸缩装置执行伸缩作业，将航天器系统的质心调整至待投送二号空间目标或离轨碎片的对转投送连杆9绕主连接轴3垂直旋转的投送平面内；当达到投送要求时，即投送二号空间目标或离轨碎片；c. 调整投送完二号空间目标或离轨碎片的对转投送连杆9上质量块11的位置，将该对转投送连杆9的质心调回至主连接轴3上，且该对转投送连杆9绕主连接轴3旋转的转动惯量与投送完二号空间目标或离轨碎片的瞬时转动惯量相等；

(5) 卸载过程为蓄能投送的逆过程，消能卸载绕主连接轴3垂直旋转的投送连杆的转动惯量。其中，持续旋转的单向投送连杆7通过正交强磁矩生成装置5产生的磁力矩反向作用逐渐卸载其转动惯量，直至停止旋转；两个持续对转旋转的对转投送连杆9通过正交强磁矩生成装置5产生的磁力矩反向作用逐渐卸载其剩余转动惯量，直至停止旋转；

(6) 航天器系统准备抓取下一个空间目标或离轨碎片，进入下一个投送工作循环。

[0042] 本具体实施方式的实施例均为本发明的较佳实施例，并非依此限制本发明的保护范围，故：凡依本发明的结构、形状、原理所做的等效变化，均应涵盖于本发明的保护范围之内。

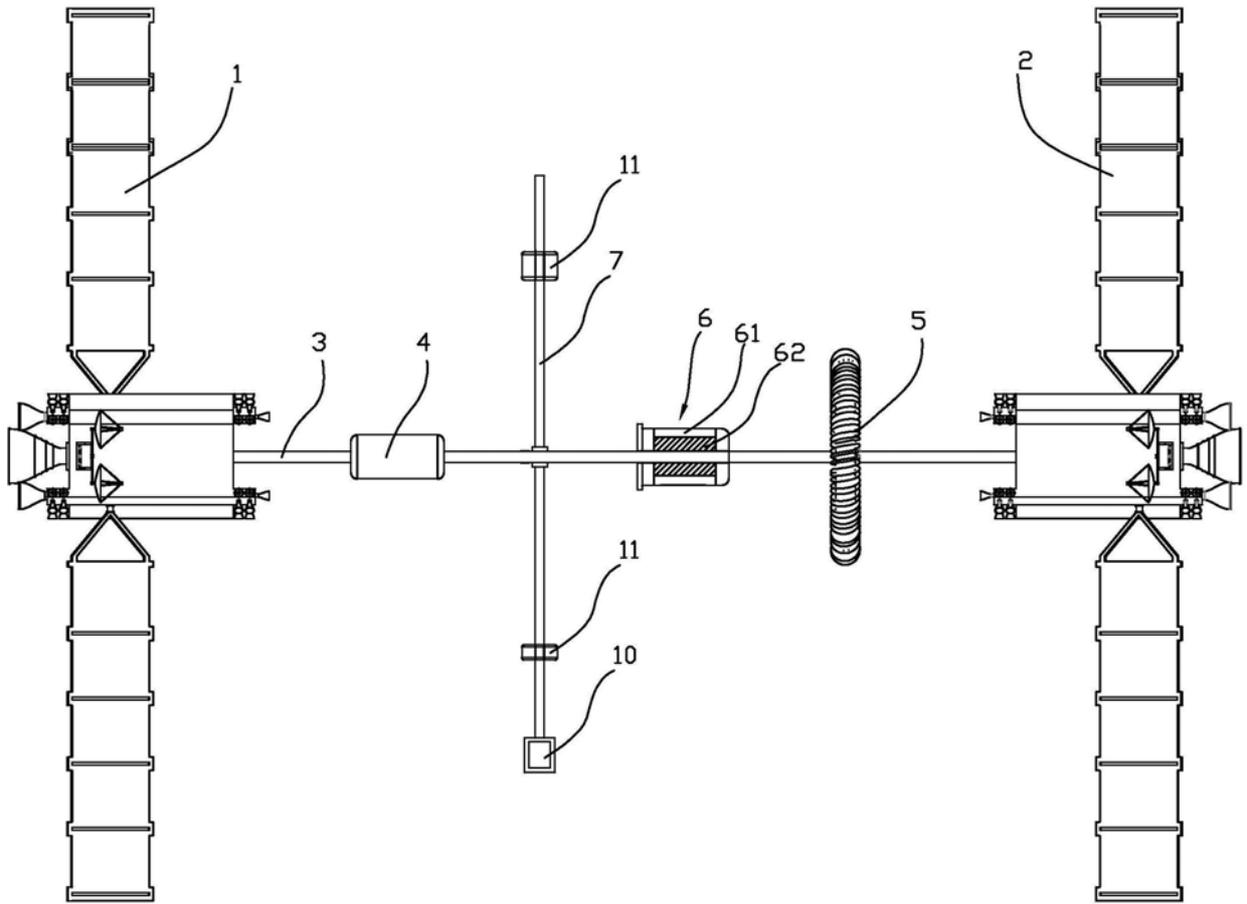


图1

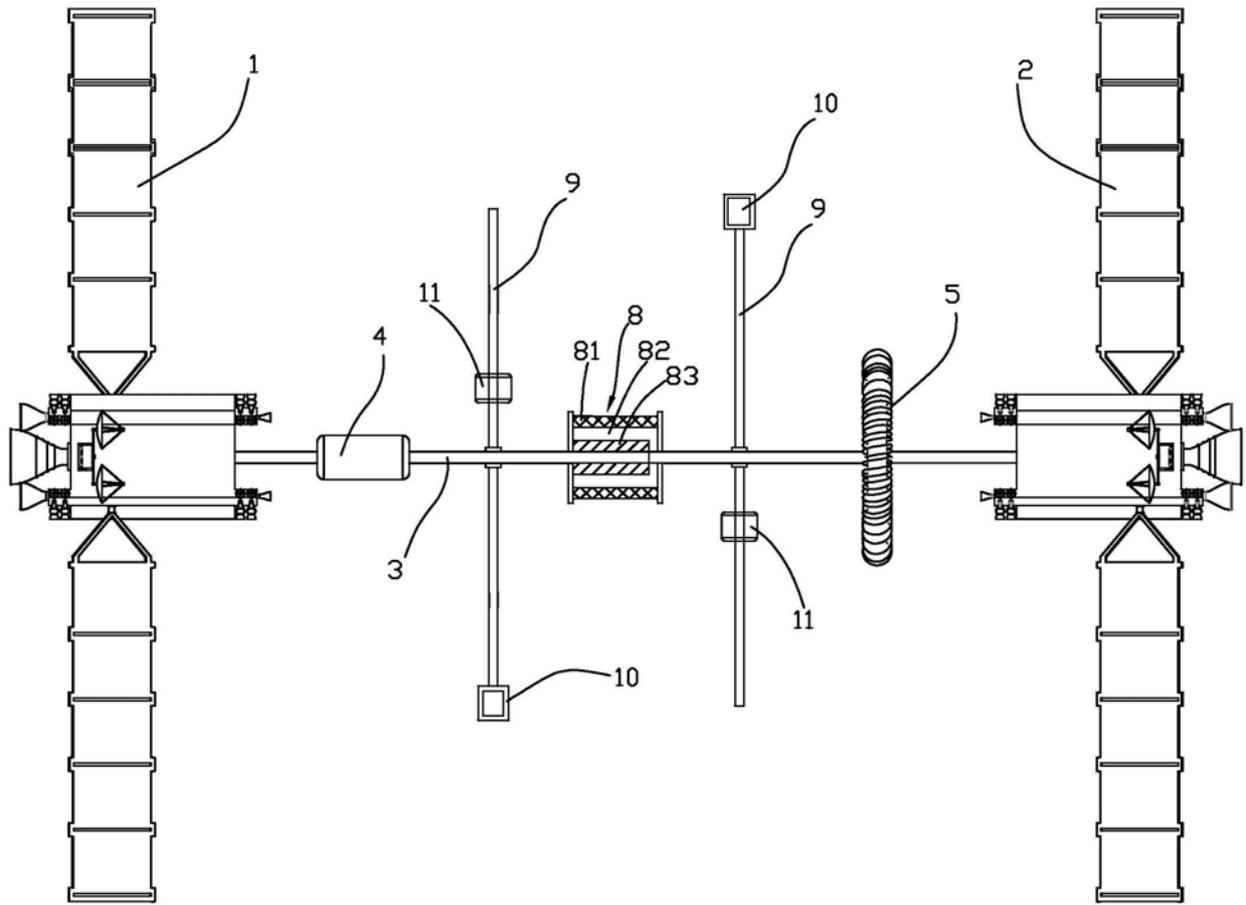


图2

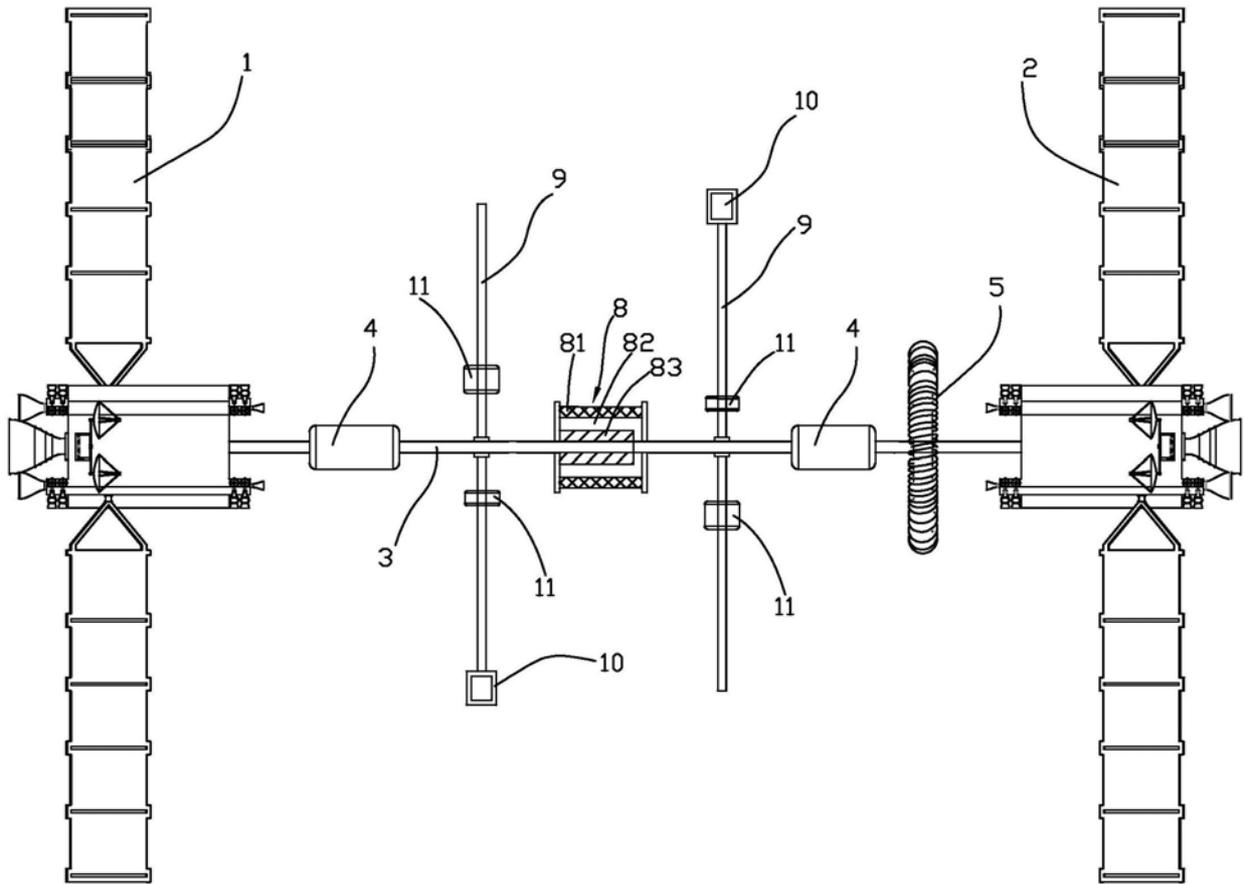


图3