



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110510152 A
(43)申请公布日 2019. 11. 29

(21)申请号 201910773631.X

(22)申请日 2019.08.21

(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 冯冠华 张珩

(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理
事务所(普通合伙) 11390
代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.
B64G 1/24(2006.01)
B64G 1/66(2006.01)
B64G 1/28(2006.01)

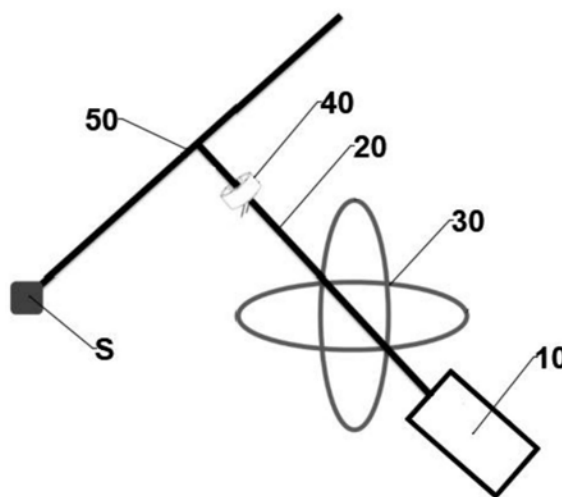
权利要求书1页 说明书5页 附图2页

(54)发明名称

一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统

(57)摘要

本发明实施例公开了一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,包括设置在投送母航天器上的控制系统,三轴控制力矩抵消器,以及能源系统,投送母航天器通过支撑杆结构连接强磁矩生成装置、反作用传动机构和两端用于投送目标物体的投送连杆结构;投送连杆结构垂直连接在支撑杆结构的末端,反作用传动机构设置于支撑杆结构上靠近投送连杆结构的部分,强磁矩生成装置设置在反作用传动机构与投送母航天器之间。本发明通过反作用传动机构与强磁矩生成装置在地磁场的外力矩强磁矩生成装置在地磁场的外力矩的平衡作用,使强磁矩生成装置不发生姿态的加速转动的情况,从而将双重耦合解耦。



1. 一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,包括设置在投送母航天器(10)上的控制系统,三轴控制力矩抵消器,以及用于为所述控制系统和所述三轴控制力矩抵消器供能的能源系统,其特征在于,所述投送母航天器(10)通过支撑杆结构(20)连接强磁矩生成装置(30)、反作用传动机构(40)和两端用于投送目标物体(S)的投送连杆结构(50);所述投送连杆结构(50)垂直连接在所述支撑杆结构(20)的末端,所述反作用传动机构(40)设置在所述支撑杆结构(20)上靠近所述投送连杆结构(50)的部分,所述强磁矩生成装置(30)设置在所述反作用传动机构(40)与所述投送母航天器(10)之间,所述强磁矩生成装置(30)和所述反作用传动机构(40)通过所述能源系统提供能源。

2. 根据权利要求1所述的一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,其特征在于,所述强磁矩生成装置(30)由两个正交配置的螺线圈组成,且两个正交配置的所述螺线圈的平面均与所述支撑杆结构(20)的轴向相垂直。

3. 根据权利要求2所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法,其特征在于,所述螺线圈采用超导体材料和低温系统生成强磁矩。

4. 根据权利要求3所述的一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,其特征在于,在沿轨道坐标系Y轴进行旋动量蓄能累积时,两个所述的螺线圈分别产生沿地磁坐标系X轴和沿Z轴的磁矩大小分量 Cmd_{mx} 、 Cmd_{mz} 值;且在沿轨道坐标系Y轴进行旋动量蓄能累积时,仅需要使用其中的任意一个螺线圈产生磁矩大小分量 Cmd_{my} 值。

5. 根据权利要求2所述的一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,其特征在于,所述反作用传动机构(40)采用高精度空间力矩电机进行反作用传动,所述力矩电机依据当前测量的磁场情况,配合生成的强磁矩,对所述投送连杆结构(50)和待投送的目标物体(S)构成的系统,产生一个与当前条件下的磁力矩大小相等,方向相同的转矩,同时,所述力矩电机会对所述强磁矩生成装置(30)产生一个磁力矩大小相等,而方向相反的转矩。

6. 根据权利要求5所述的一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,其特征在于,当完成投送后,所述反作用传动机构(40)的状态是持续转动的,进入卸载停转过程,该过程为蓄能的逆过程,即强磁矩生成装置(30)产生的磁力矩与蓄能加速的过程方向相反,将反作用传动机构(40)以及与其连接的投送连杆结构(50)的转动进行消能卸载。

7. 根据权利要求5所述的一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,其特征在于,所述目标物体(S)在所述投送杆连接结构(40)的一端或同时在所述投送杆连接结构(40)的两端。

一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统

技术领域

[0001] 本发明实施例涉及空间碎片离轨技术领域,具体涉及一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统。

背景技术

[0002] 10cm直径大小的太空垃圾就可以给航天器和宇航员带来严重威胁,哈勃望远镜、航天飞机以及国际空间站均受到过太空碎片的撞击;随着人类太空活动的日益活跃和Kessler效应太空垃圾造成威胁的几率快速增加,(Kessler效应:由于太空碎片的撞击,导致更多太空碎片的产生)。

[0003] Kessler效应进一步加重太空碎片的威胁,如2009年,俄罗斯废弃的Comos卫星和美国的Iridium卫星相撞,产生2000多个太空碎片,如果不能主动的有效清除现有空间碎片,空间碎片仍会持续大幅增加,这将严重影响人类的太空开发进程。

[0004] 目前在轨的近20000余个大于10cm的空间碎片,有近70%分布在500km~1000km不同倾角的近地轨道上,这些碎片如仅靠自身的大气阻力衰减轨道高度,在数十年内都无法进入地球大气层,相比于地球同步轨道(36000km,轨道唯一,资源稀缺)低轨空间碎片分布散、数量多兼具高威胁和低价值特点,尽管可以主动清除,但清除低轨道太空碎片的效率性和经济性却难以解决。

[0005] 空间碎片处理的较优方式是通过人为改变其运行的轨道高度,并将其轨道的近地点高度降低至200km以下,使得碎片受地球大气阻力的影响迅速减小轨道半长轴并坠入大气层烧毁。

[0006] 目前提出的各种方法中,使用化学/电推力的主动拖拽离轨方法最为成熟,但耗费极高;在碎片上安装气囊阻力帆/涂抹泡沫等增加面质比的被动降轨方式,虽然省去了离轨推进工质消耗,但需要消耗安装材料,且碎片降轨所需的时间也数以年计,这无疑极大增加了二次碰撞的概率。

[0007] 此外,各国均积极的发展无工质消耗型碎片清理方法,有的方法虽然设想很好,但难以实现,比如使用地面/天基高能激光清理碎片,其基本原理是通过高能激光灼烧,使灼烧产物急剧膨胀离开碎片,碎片获得反冲量而降轨,这种方法虽有理论实现的可能性,但如何产生预期的反冲量,如何有效灼烧而非破坏产生新的碎片群等问题均难以解决,因此目前只能用于清除10cm以下的微物体。

[0008] 在无工质消耗型变轨和离轨方法中,电动绳系是目前认为可行性和可实现性最高的一种方式,电动绳系通过收集空间的带电粒子,在低轨空间的地球磁场中通过通电绳所受到的安培力进行轨道调整,仅有电力消耗,没有工质消耗,不论是电动绳系效能依赖于绳系尺度,数千米至数十千米的巨大尺度使得绳系系统在空间稳定运行的可靠性问题非常突出。

[0009] 尽管有多个理论研究和空间试验表明绳系系统具有相当的安全系数,但是也有惨痛经历,美国的SED-2(1994年发射,绳系展开19.7km)绳系展开仅4天便被空间碎片/微流星

切断,说明绳系的空间安全问题尚待解决,为此,采用地磁蓄能低轨道空间碎片离轨方法可以有效解决该问题,在该方法的蓄能期间,期望的是旋动量不断累积,这势必要求旋转机构的不断加速,但是如果磁体和旋转机构一体,磁体的旋转不断加速会与磁体方向的调整问题深度耦合,除此之外,在轨道飞行中,磁体的方向调整与飞行过程也必然深度耦合,加速和轨道的双重耦合会大幅增加难度和不确定性。

发明内容

[0010] 为此,本发明实施例提供一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,以解决现有技术中的问题。

[0011] 为了实现上述目的,本发明的实施方式提供如下技术方案:

[0012] 一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,包括设置在投送母航天器上的控制系统,三轴控制力矩抵消器,以及用于为所述控制系统和所述三轴控制力矩抵消器供能的能源系统,所述投送母航天器通过支撑杆结构连接强磁矩生成装置、反作用传动机构和两端用于投送目标物体的投送连杆结构;所述投送连杆结构垂直连接在所述支撑杆结构的末端,所述反作用传动机构设置有所述支撑杆结构上靠近所述投送连杆结构的部分,所述强磁矩生成装置设置在所述反作用传动机构与所述投送母航天器之间,所述强磁矩生成装置和所述反作用传动机构通过所述能源系统提供能源。

[0013] 作为本发明实施例优选的方案,所述强磁矩生成装置由两个正交配置的螺线圈组成,且两个正交配置的所述螺线圈的平面均与所述支撑杆结构的轴向相垂直。

[0014] 作为本发明实施例优选的方案,所述螺线圈采用超导体材料和低温系统生成强磁矩。

[0015] 作为本发明实施例优选的方案,在沿轨道坐标系Y轴进行旋动量蓄能累积时,两个所述的螺线圈分别产生沿地磁坐标系X轴和沿Z轴的磁矩大小分量 Cmd_{m_x} 、 Cmd_{m_z} 值;且在沿轨道坐标系Y轴进行旋动量蓄能累积时,仅需要使用其中的任意一个螺线圈产生磁矩大小分量 Cmd_{m_y} 值。

[0016] 作为本发明实施例优选的方案,所述反作用传动装置机构采用高精度空间力矩电机进行反作用传动,所述力矩电机依据当前测量的磁场情况,配合生成的强磁矩,对所述投送连杆结构和待投送的目标物体构成的系统,产生一个与当前条件下的磁力矩大小相等,方向相同的转矩,同时,所述力矩电机会对所述强磁矩生成装置产生一个磁力矩大小相等,而方向相反的转矩。

[0017] 作为本发明实施例优选的方案,当完成投送后,所述反作用传动机构的状态是持续转动的,进入卸载停转过程,该过程为蓄能的逆过程,即强磁矩生成装置产生的磁力矩与蓄能加速的过程方向相反,将反作用传动机构以及与其连接的投送连杆结构的转动进行消能卸载。

[0018] 作为本发明实施例优选的方案,所述目标物体在所述投送杆连接结构的一端或同时在所述投送杆连接结构的两端。

[0019] 本发明的实施方式具有如下优点:

[0020] 本发明通过反作用传动机构与强磁矩生成装置在地磁场的外力矩强磁矩生成装置在地磁场的外力矩的平衡作用,使强磁矩生成装置不发生姿态的加速转动的情况,从而

解决磁体的方向调整与飞行过程必然深度耦合,加速和轨道的双重耦合会大幅增加难度和不确定性的问题。

附图说明

[0021] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。显而易见地,下面描述中的附图仅仅是示例性的,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0022] 图1为本发明实施例1的方法流程图;

[0023] 图2为本发明实施例1的轨道飞行倾角的示意图;

[0024] 图3为本发明实施例2的系统结构示意图。

[0025] 图中标号为:

[0026] 10-投送母航天器;20-支撑杆结构;30-强磁矩生成装置;40-反作用传动机构;50-投送连杆结构。

具体实施方式

[0027] 以下由特定的具体实施例说明本发明的实施方式,熟悉此技术的人士可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本发明的其他优点及功效,显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0028] 如图1和图2所示,本发明提供了一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法,通过航天器抓取空间碎片进行地磁蓄能,所述地磁蓄能包括如下步骤:

[0029] 步骤100、依据所述航天器的轨道飞行倾角,确定蓄能方向;

[0030] 当航天器的轨道飞行倾角大于设定角度时,绕轨道面y轴进行蓄能累积;

[0031] 当轨道飞行倾角小于设定角度时,绕轨道面z轴进行蓄能累积。

[0032] 其中,蓄能累积在本实施例中,具体指持续的在一个预设的方向进行加速,需要持续的在预设方向产生磁力矩,随着时间推移,使得在该方向的速度不断增加。

[0033] 根据遍历100-1000km轨道高度,不同的轨道倾角下,采用两种不同的方式进行蓄能累积的效率计算,对比效率结果得出其倾角的分界点在优选角度上,设定角度优选为 49.14° 。

[0034] 步骤200、测量所述航天器当前的飞行姿态,其参数包括航天器的高度h、轨道倾角、航天器星下点的地理经度和纬度、航天器当前位置在地磁坐标系下的地磁场的分量 B_x^I 、 B_y^I 、 B_z^I ;

[0035] 调整所述航天器的飞行姿态,将固连在航天器上的正交线圈的磁矩产生方向、磁矩累计的转动距方向与航天器的飞行姿态关联,并保持关联后的飞行姿态;

[0036] 其中,磁矩的产生是用固连在航天器上的正交线圈产生的电流实现的,与航天器的姿态无关,产生磁矩和累积的转矩方向也不相同,在瞬时是一个正交关系。

[0037] 关联的过程可以理解为:航天器执行具体任务时会要求有一个姿态角,为了在特定的轨道面产生特定的积累速度,需要将与航天器固连的投送机构的方向对准,另外强磁

矩生成装置(正交线圈)与航天器固连,强磁矩生成的解算策略又和地磁场分布强相关,因此需要根据航天器姿态进行预装调整,以上三个需要在投送前进行确定相对关系。

[0038] 步骤300、生成强磁矩 \vec{m} ,为矢量;

[0039] 当绕轨道面Y轴进行蓄能累积时,磁矩 \vec{m} 生成的策略如下式:

$$[0040] \quad \begin{cases} Cmd_m_x = \begin{cases} \mp \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \pm \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \\ Cmd_m_y = 0 \\ Cmd_m_z = \begin{cases} \pm \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \mp \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \end{cases}$$

[0041] 当绕轨道面Z轴进行蓄能累积时,磁矩 \vec{m} 生成的策略下式:

$$[0042] \quad \begin{cases} Cmd_m_x = 0 \\ Cmd_m_y = \pm|m| \\ Cmd_m_z = 0 \end{cases};$$

[0043] 其中, Cmd_m_x 、 Cmd_m_y 、 Cmd_m_z 表示在地磁坐标系下,各方向的期望调节的磁矩大小分量, $|m|$ 表示可产生的总磁矩大小, φ 为航天器在轨飞行中,当前时刻航天器星下点对应的地理纬度, u 表示航天器当前飞行的升交点角距;

[0044] 步骤400、持续加速旋转被抓取碎片端并检测其积累的角动量值,以及所述航天器的被抓取碎片端的相对线速度 ΔV ,计算当前组合体飞行速度 V 与相对线速度 ΔV 的差值 $V-\Delta V$ 是否满足离轨要求;

[0045] 步骤500、当差值 $V-\Delta V$ 满足离轨要求时,则选取所述被抓取碎片端旋转后所述相对线速度 ΔV 的方向与组合体飞行速度 V 的方向平行,且在方向相反的时刻,释放被抓取的碎片,完成动量交换;如果不满足,则执行步骤300。

[0046] 其中,动量交换为系统的旋动能转换为平动能,空间碎片或者目标获得离轨速度增量,离开现有轨道并进入大气层烧毁。

[0047] 本发明实施例1利用磁体在地球空间磁场中受到旋动的力矩,(比如指南针,当磁体的方向和大小得到主动有效的控制时,则可以不断的加速旋转),在航天器抓取了空间碎片或者目标时,通过不断加速旋转被抓取碎片端,使得被抓取的空间碎片随之旋转,在松开的瞬间,系统旋动能转换为平动能,空间碎片或者目标获得离轨速度增量,离开现有轨道并进入大气层。

[0048] 本发明实施例1可以无工质消耗型在轨投送,低成本离轨和变轨,无需消耗工质意味着可以长期在轨飞行和开展任务,实施大数量的空间碎片/目标的离轨操作,使得低轨道太空碎片的效率性和经济性问题得到明显改善。

[0049] 本发明实施例1还具有灵活的面内/面外投送的优点,而且碎片的离轨的反所用动量可用于投送主星的无工质消耗的机动变轨。该方法的可控性高,投送能力对系统尺度依赖性低,同样利用地磁场的能量,但是对尺度的要求少,使得实施的可控性提高,受到的外

部威胁的概率则有效降低。

[0050] 实施例2:

[0051] 如图3所示,本发明提供了一种低轨道地磁蓄能-释放投送系统,该系统一般性的包括了设置在投送母航天器10上的控制系统,三轴控制力矩抵消器,以及用于为所述控制系统和所述三轴控制力矩抵消器供能的能源系统。

[0052] 其中,三轴控制力矩抵消器可以是飞轮,控制力矩陀螺,或者是动量球等。能源系统可以是太阳能电池阵列,控制信号均来自于投送母航天器上的控制系统。

[0053] 为实现双重耦合的解耦,主要在投送母航天器10上通过支撑杆结构20连接强磁矩生成装置30、反作用传动机构40和两端用于投送目标物体S的投送连杆结构50;所述投送连杆结构50垂直连接在所述支撑杆结构20的末端,所述反作用传动机构40设置在所述支撑杆结构20上靠近所述投送连杆结构50的部分,所述强磁矩生成装置30设置在所述反作用传动机构40与所述投送母航天器10之间,所述强磁矩生成装置30和所述反作用传动机构40通过所述能源系统提供能源。

[0054] 其中,强磁矩生成装置30采用螺线圈式的生成装置,由两个正交配置的螺线圈组成,且两个正交配置的所述螺线圈的平面均与所述支撑杆结构20的轴向相垂直,螺线圈采用超导体材料和低温系统生成强磁矩。结合实施例1,在沿轨道坐标系Y轴进行旋动量蓄能累积时,两个所述的螺线圈分别产生沿地磁坐标系X轴和沿Z轴的磁矩大小分量 Cmd_{m_x} 、 Cmd_{m_z} 值;且在沿轨道坐标系Y轴进行旋动量蓄能累积时,仅需要使用其中的任意一个螺线圈产生磁矩大小分量 Cmd_{m_y} 值。

[0055] 在本实施例中,反作用传动机构40采用高精度空间力矩电机进行反作用传动,所述力矩电机依据当前测量的磁场情况,配合生成的强磁矩,对所述投送连杆结构50和待投送的目标物体S构成的系统,产生一个与当前条件下的磁力矩大小相等,方向相同的转矩,同时,所述力矩电机对所述强磁矩生成装置30产生一个磁力矩大小相等,而方向相反的转矩。

[0056] 结合实施例1,反作用传动机构40产生的效果就是将强磁矩生成器的磁力矩传递至“投送结构和待投送的目标/空间碎片构成的系统”,而强磁矩生成装置在地磁场的外力矩和反作用传动内力矩的平衡下,不会发生姿态的加速转动的情况,此外,反作用传动机构,还起到在非理想状态下,强磁矩生成装置的旋转抑制功能。

[0057] 当完成投送后,所述反作用传动机构40的状态是持续转动的,进入卸载停转过程,该过程为蓄能的逆过程,即强磁矩生成装置30产生的磁力矩与蓄能加速的过程方向相反,将反作用传动机构40以及与其连接的投送连杆结构50的转动进行消能卸载。

[0058] 其中,目标物体S在所述投送杆连接结构40的一端或同时在所述投送杆连接结构40的两端,一般为空间碎片。

[0059] 虽然,上文中已经用一般性说明及具体实施例对本发明作了详尽的描述,但在本发明基础上,可以对之作一些修改或改进,这对本领域技术人员而言是显而易见的。因此,在不偏离本发明精神的基础上所做的这些修改或改进,均属于本发明要求保护的范围。

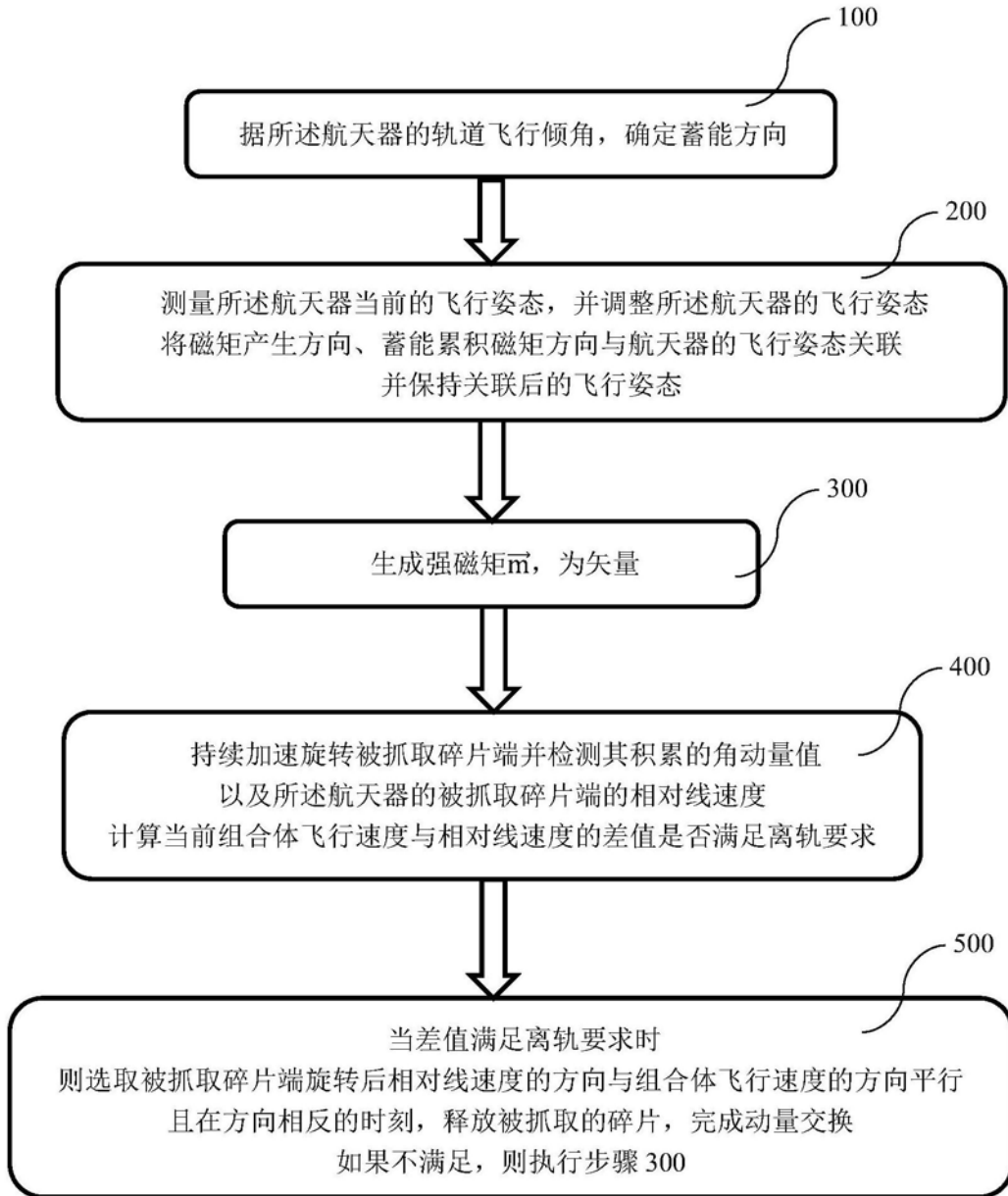


图1

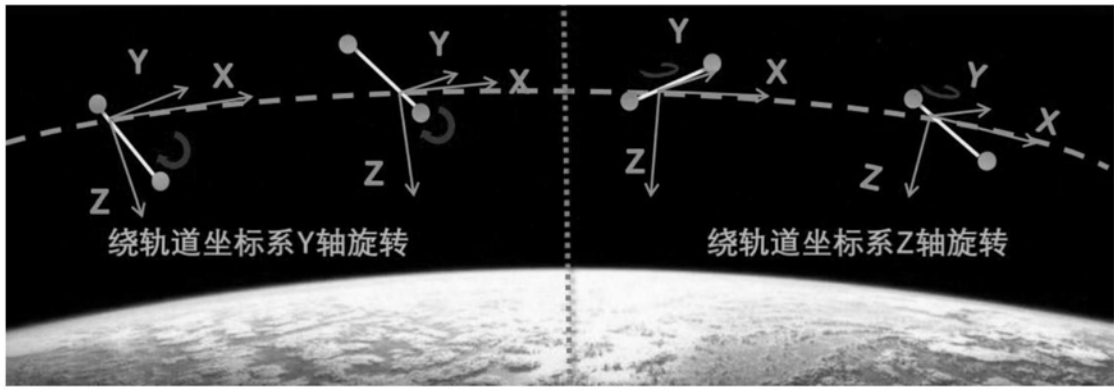


图2

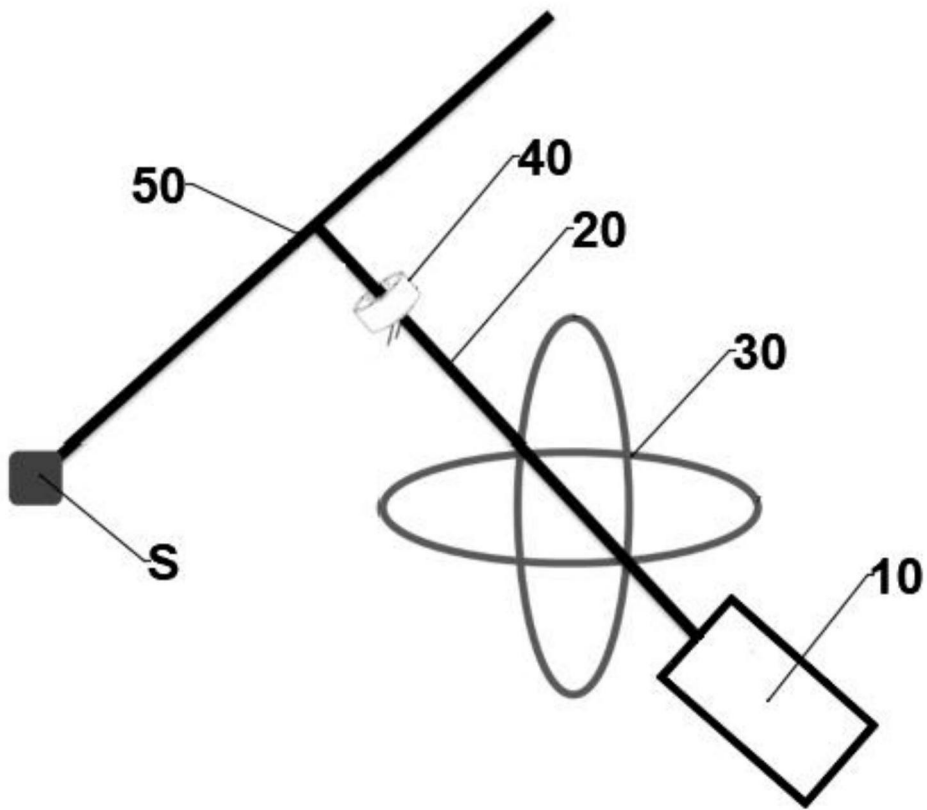


图3