



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110510154 B

(45) 授权公告日 2021.07.02

(21) 申请号 201910774236.3

审查员 李欣

(22) 申请日 2019.08.21

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110510154 A

(43) 申请公布日 2019.11.29

(73) 专利权人 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)

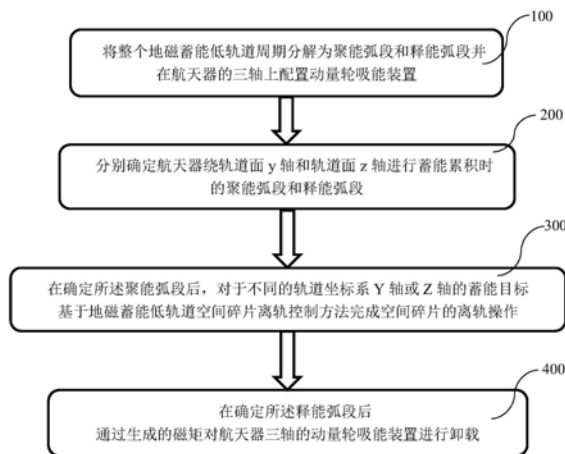
权利要求书3页 说明书8页 附图5页

(54) 发明名称

一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法

(57) 摘要

本发明实施例公开了一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,包括如下步骤:步骤100、将整个地磁蓄能低轨道周期分解为聚能弧段和释能弧段,并在航天器的三轴上配置动量轮吸能装置;步骤200、分别确定航天器绕轨道面y轴和轨道面z轴进行蓄能累积时的聚能弧段和释能弧段;步骤300、在确定聚能弧段后,对于不同的轨道坐标系Y轴或Z轴的蓄能目标,基于地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法完成空间碎片的离轨操作;步骤400、在确定释能弧段后,通过生成的磁矩对航天器三轴的动量轮吸能装置进行卸载。



1. 一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤100、将整个地磁蓄能低轨道周期分解为聚能弧段和释能弧段,并在航天器的三轴上配置动量轮吸能装置;

步骤200、分别确定航天器绕轨道面y轴和轨道面z轴进行蓄能累积时的聚能弧段和释能弧段;

步骤300、在确定所述聚能弧段后,对于不同的轨道坐标系Y轴或Z轴的蓄能目标,基于地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法完成空间碎片的离轨操作;

步骤400、在确定所述释能弧段后,通过生成磁矩的方式对航天器三轴的动量轮吸能装置进行卸载;

所述地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法包括: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:

步骤10、依据所述航天器的轨道飞行倾角,确定蓄能方向,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,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;

步骤20、测量所述航天器当前的飞行姿态,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;

步骤30、生成强磁矩 \vec{m} ,为矢量;

步骤40、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;

步骤50、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30。

2. 根据权利要求1所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,所述步骤200中航天器绕轨道面y轴的所述聚能弧段和所述释能弧段在一个轨道周期内以升交点角距 $u \pm 180^\circ$ 对称分布。

3. 根据权利要求1或2所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,所述释能弧段在升交点角距 0° 、 90° 、 180° 、 270° 附近对称展开,设为 Δu_0 、 $\Delta u_{\frac{\pi}{2}}$ 、 Δu_{π} 、 $\Delta u_{\frac{3\pi}{2}}$,分别对应于四个角度的对称展开角距值,显然 $\Delta u_0 = \Delta u_{\pi}$, $\Delta u_{\frac{\pi}{2}} = \Delta u_{\frac{3\pi}{2}}$ 。

4. 根据权利要求3所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,在轨道周期开始前,测量获得还残留在航天器系统某个确定姿态下,对应轨道坐标系下三轴的旋转动量分别为 \vec{M}_x^c 、 \vec{M}_y^c 、 \vec{M}_z^c ,而三轴的旋转动量的存储能力分别为 M_x^t 、 M_y^t 、 M_z^t ,并进行分配。

5. 根据权利要求4所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,所述分配的方法包括如下步骤:

步骤211、通过国际地磁参考场IGRF地磁模型和航天器生成磁矩大小,使用下式的调整策略,进行仿真计算:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Cmd}_{m_x} = \begin{cases} \mp \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \pm \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \\ \text{Cmd}_{m_y} = 0 \\ \text{Cmd}_{m_z} = \begin{cases} \pm \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \mp \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \end{array} \right.$$

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;

在升交点角距 $0-90^\circ$, $90^\circ-180^\circ$, $180^\circ-270^\circ$, $270^\circ-360^\circ$ 任何一个象限区域内,均为抛物线曲线,因此存在一个值,在 $0-90^\circ$ 象限内,轨道坐标系Y轴的力矩在 u_a 和 $90^\circ-u_b$ 两个点上相等,且在此区间内的 u_a 和 u_b 一一对应;

步骤212、在 $0-90^\circ$ 象限内,对于任意的 u_a 和其对应的 u_b ,计算在升交点角距从 u_a 到 $90^\circ-u_b$ 内在轨道坐标系X和Z轴上的累积量 $\overrightarrow{M_x^{ab}}$, $\overrightarrow{M_z^{ab}}$;

步骤213、判断是否 $|\overrightarrow{M_x^c} + \overrightarrow{M_x^{ab}}| < k * M_x^t$, 且同时 $|\overrightarrow{M_z^c} + \overrightarrow{M_z^{ab}}| < k * M_z^t$, k 为预设保守系数,且 $0.5 < k < 0.95$;

如果不能满足,则调整 u_a 和 u_b ,使得该条件满足;

步骤214、当条件满足时,输出 u_a 和 u_b ,则 $\Delta u_0 = u_a$, $\Delta u_{\frac{\pi}{2}} = u_b$,由此得出该轨道周期内,释能弧段为 $u \in [0, u_a], [\frac{\pi}{2} - u_b, \frac{\pi}{2} + u_b], [\frac{3\pi}{2} - u_b, \frac{3\pi}{2} + u_b], [2\pi - u_a, 2\pi]$, 其余为蓄能弧段。

6. 根据权利要求5所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,在所述蓄能弧段中,如果当前时刻的已存X轴旋转动量 $\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}$ 和已存Z轴旋转动量 $\overrightarrow{M_{z_{now}}^c}$, 出现 $|\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}| > k * M_x^t$, 或者 $|\overrightarrow{M_{z_{now}}^c}| > k * M_z^t$, 则立即转入释能弧段,且测出当前的升交点角距 u_{now} , 判断 u_{now} 所在的象限,并替代 u_b , 同时根据计算值更新 u_a , 从而改变和更新该轨道周期内蓄能弧段/释能弧段的范围。

7. 根据权利要求1所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,所述步骤200中航天器绕轨道面Z轴的所述聚能弧段和所述释能弧段在一个轨道周期内以升交点角距为非对称分布。

8. 根据权利要求7所述的一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,其特征在于,在轨道周期开始前,测量获得残留在航天器系统的某确定姿态下,对应轨道坐标系下三轴的旋转动量分别为 $\overrightarrow{M_x^c}$ 、 $\overrightarrow{M_y^c}$ 、 $\overrightarrow{M_z^c}$, 而三轴的旋转动量的存储能力分别为

M_x^t 、 M_y^t 、 M_z^t ，则根据以下子步骤进行分配：

步骤221、初始条件为蓄能弧段，使用下式的调整策略：

$$\begin{cases} \text{Cmd_}m_x = 0 \\ \text{Cmd_}m_y = \pm|m| \\ \text{Cmd_}m_z = 0 \end{cases}$$

其中， $\text{Cmd_}m_x$ 、 $\text{Cmd_}m_y$ 、 $\text{Cmd_}m_z$ 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；

测量当前时刻的已存X轴转动量 $\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}$ 和已存Y轴转动量 $\overrightarrow{M_{y_{now}}^c}$ ，出现 $|\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}| > k * M_x^t$ ，或者 $|\overrightarrow{M_{y_{now}}^c}| > k * M_y^t$ ，则立即转入释能弧段；

步骤222、释能弧段持续到 $|\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}| < \tau * M_x^t$ ，且同时 $|\overrightarrow{M_{y_{now}}^c}| < \tau * M_y^t$ ，其中 τ 为预设存能系数，一般 $0.05 < \tau < 0.3$ 。

一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法

技术领域

[0001] 本发明实施例涉及空间碎片离轨技术领域,具体涉及一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法。

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问题却难以解决。

[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,对此,采用地磁蓄能低轨道空间碎片离轨的方法解决,但是当使用地磁蓄能进行空间碎片离开轨时,不可避免的会引入其他方向的磁力矩,当附加磁力矩累积过大时,则需要进行专门卸载,使得蓄能-释能动作持续性被打断。

发明内容

[0010] 为此,本发明实施例提供一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,以解决现有技术中当附加磁力矩累积过大时,则需要进行专门卸载,使得蓄能-释能动作持续性被打断的问题。

[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] 一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,包括如下步骤:

[0013] 步骤100、将整个地磁蓄能低轨道周期分解为聚能弧段和释能弧段,并在航天器的三轴上配置动量轮吸能装置;

[0014] 步骤200、分别确定航天器绕轨道面y轴和轨道面z轴进行蓄能累积时的聚能弧段和释能弧段;

[0015] 步骤300、在确定所述聚能弧段后,对于不同的轨道坐标系Y轴或Z轴的蓄能目标,基于地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法完成空间碎片的离轨操作;

[0016] 步骤400、在确定所述释能弧段后,通过生成磁矩的方式对航天器三轴的动量轮吸能装置进行卸载。

[0017] 作为本发明一种优选地方案,所述步骤200中航天器绕轨道面y轴的所述聚能弧段和所述释能弧段在一个轨道周期内以升交点角距 u 180° 对称分布。

[0018] 作为本发明一种优选地方案,所述释能弧段在升交点角距 0° 、 90° 、 180° 、 270° 附近对称展开,设为 Δu_0 、 $\Delta u_{\frac{\pi}{2}}$ 、 Δu_{π} 、 $\Delta u_{\frac{3\pi}{2}}$,分别对应于四个角度的对称展开角距值,显然 $\Delta u_0 = \Delta u_{\pi}$, $\Delta u_{\frac{\pi}{2}} = \Delta u_{\frac{3\pi}{2}}$ 。

[0019] 作为本发明一种优选地方案,在轨道周期开始前,测量获得还残留在航天器系统某个确定姿态下,对应轨道坐标系下三轴的旋转动量分别为 $\overrightarrow{M_x^c}$ 、 $\overrightarrow{M_y^c}$ 、 $\overrightarrow{M_z^c}$,而三轴的旋转动量的存储能力分别为 M_x^t 、 M_y^t 、 M_z^t ,并进行分配。

[0020] 作为本发明一种优选地方案,所述分配的方法包括如下步骤:

[0021] 步骤211、通过国际地磁参考场IGRF地磁模型和航天器生成磁矩大小,使用下式的调整策略,进行仿真计算:

$$[0022] \quad \begin{cases} \text{Cmd}_{-m_x} = \begin{cases} \mp \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \pm \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \\ \text{Cmd}_{-m_y} = 0 \\ \text{Cmd}_{-m_z} = \begin{cases} \pm \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \mp \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \end{cases}$$

[0023] 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;

[0024] 在升交点角距 $0-90^\circ$, $90^\circ-180^\circ$, $180^\circ-270^\circ$, $270^\circ-360^\circ$ 任何一个象限区域内,均为抛物线曲线,因此存在一个值,在 $0-90^\circ$ 象限内,轨道坐标系Y轴的力矩在 u_a 和 $90^\circ-u_b$ 两个点上相等,且在此区间内的 u_a 和 u_b 一一对应;

[0025] 步骤212、在 $0-90^\circ$ 象限内,对于任意的 u_a 和其对应的 u_b ,计算在升交点角距从 u_a 到 $90^\circ-u_b$ 内在轨道坐标系X和Z轴上的累积量 $\overrightarrow{M_x^{ab}}$, $\overrightarrow{M_z^{ab}}$;

[0026] 步骤213、判断是否 $|\overrightarrow{M_x^c} + \overrightarrow{M_x^{ab}}| < k * M_x^t$,且同时 $|\overrightarrow{M_z^c} + \overrightarrow{M_z^{ab}}| < k * M_z^t$, k 为预设保守系数,且 $0.5 < k < 0.95$;

[0027] 如果不能满足,则调整 u_a 和 u_b ,使得该条件满足;

[0028] 步骤214、当条件满足时,输出 u_a 和 u_b ,则 $\Delta u_0 = u_a$, $\Delta u_{\frac{\pi}{2}} = u_b$,由此得出该轨道周期内,释能弧段为 $u \in [0, u_a], [\frac{\pi}{2} - u_b, \frac{\pi}{2} + u_b], [\frac{3\pi}{2} - u_b, \frac{3\pi}{2} + u_b], [2\pi - u_a, 2\pi]$,其余为蓄能弧段。

[0029] 作为本发明一种优选地方案,在所述蓄能弧段中,如果当前时刻的已存X轴转动量 $\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}$ 和已存Z轴转动量 $\overrightarrow{M_{z_{now}}^c}$,出现 $|\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}| > k * M_x^t$,或者

$|\overrightarrow{M_{z_{now}}^c}| > k * M_z^t$,则立即转入释能弧段,且测出当前的升交点角距 u_{now} ,判断 u_{now} 所在的象限,并替代 u_b ,同时根据计算值更新 u_a ,从而改变和更新该轨道周期内蓄能弧段/释能弧段的范围。

[0030] 作为本发明一种优选地方案,所述步骤200中航天器绕轨道面Z轴的所述聚能弧段和所述释能弧段在一个轨道周期内以升交点角距为标准非对称分布。

[0031] 作为本发明一种优选地方案,在轨道周期开始前,测量获得残留在航天器系统的某确定姿态下,对应轨道坐标系下的三轴转动量分别为 $\overrightarrow{M_x^c}$ 、 $\overrightarrow{M_y^c}$ 、 $\overrightarrow{M_z^c}$,而三轴的转动量的存储能力分别为 M_x^t 、 M_y^t 、 M_z^t 。则根据以下子步骤进行分配:

[0032] 步骤221、初始条件为蓄能弧段,使用下式的调整策略:

$$[0033] \quad \begin{cases} Cmd_m_x = 0 \\ Cmd_m_y = \pm |m| \\ Cmd_m_z = 0 \end{cases}$$

[0034] 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;

[0035] 测量当前时刻的已存X轴转动动量 $\overrightarrow{M_{x_{now}}^c}$ 和已存Y轴转动动量 $\overrightarrow{M_{y_{now}}^c}$, 出现

$$\left| \overrightarrow{M_{x_{now}}^c} \right| > k * M_x^t, \text{ 或者 } \left| \overrightarrow{M_{y_{now}}^c} \right| > k * M_y^t, \text{ 则立即转入释能弧段}$$

[0036] 步骤222、释能弧段持续到 $\left| \overrightarrow{M_{x_{now}}^c} \right| < \tau * M_x^t$, 且同时 $\left| \overrightarrow{M_{y_{now}}^c} \right| < \tau * M_y^t$, 其中 τ 为预设存能系数, 一般 $0.05 < \tau < 0.3$ 。

[0037] 本发明的实施方式具有如下优点:

[0038] 本发明通过设置蓄能弧段和释能弧段, 使得由于地磁分布的复杂性造成的附加力矩累积能够及时释放, 同时还最大效率的利用了地磁分布特点完成高效蓄能, 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。

附图说明

[0039] 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。

[0040] 图1为本发明实施例1提供的空间碎片离轨控制方法的流程图;

[0041] 图2为本发明实施例1的轨道飞行倾角的示意图。

[0042] 图3为本发明实施例2使用式(1)和式(3)策略下的轨道坐标系下的磁力矩和累积磁转矩示意图;

[0043] 图4为本发明实施例2使用式(4)策略在不同地磁模型下的计算累积磁转矩;

[0044] 图5为为本发明实施例2提供的投送轨姿耦合调整方法的流程图;

具体实施方式

[0045] 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。

[0046] 实施例1:

[0047] 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:

[0048] 步骤10、依据所述航天器的轨道飞行倾角, 确定蓄能方向;

[0049] 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;

[0050] 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。

[0051] 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。

[0052] 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° 。

[0053] 步骤20、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^l 、 B_y^l 、 B_z^l ;

[0054] 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;

[0055] 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。

[0056] 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。

[0057] 步骤30、生成强磁矩 \vec{m} ,为矢量;

[0058] 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:

$$[0059] \begin{cases} Cmd_{-m_x} = \begin{cases} \mp \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \pm \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \\ Cmd_{-m_y} = 0 \\ Cmd_{-m_z} = \begin{cases} \pm \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \mp \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \end{cases}$$

[0060] 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:

$$[0061] \begin{cases} Cmd_{-m_x} = 0 \\ Cmd_{-m_y} = \pm|m| \\ Cmd_{-m_z} = 0 \end{cases};$$

[0062] 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;

[0063] 步骤40、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;

[0064] 步骤50、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30。

[0065] 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。

[0066] 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。

[0067] 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得到明显改善。

[0068] 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。

[0069] 实施例2:

[0070] 对于本发明的实施例1,进一步地,磁体在磁场中收到的转动力矩的基本表达式为:

$$[0071] \quad L = m \times B \quad (4)$$

[0072] 该式(4)中, L 为磁力矩矢量, m 为航天器携带的磁矩矢量, B 为地球空间磁场的磁感应强度矢量。

[0073] 例如:下图3中为在一个轨道周期内,绕轨道坐标系 Y 轴进行蓄能累积的同时,绕 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的磁力矩和磁力矩累积量,图3的左、中、右分别表示 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的磁力矩,图3的左、中、右分别表示 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的磁力矩累积量。

[0074] 理论上,只会在 Y 轴累积,其他为0,对应图中为dip-dip线,但是实际情况时,使用式(1),对应的是dip-IGRF线,使用式(3),对应的是IGRF-IGRF线,除了在期望的绕 Y 轴有磁力矩累积外,在其他两个轴也出现了不同层度的磁力矩累积。

[0075] 如图4所示,在一个轨道周期内,绕 Z 轴进行蓄能累积的同时,绕 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的磁力矩累积量,理论上为dipole线, X 轴、 Y 轴累积几乎为0,而实际情况是IGRF线,均有明显累积。

[0076] 对此,采用投送轨姿耦合调整方法来解决其他方向的磁力矩的累积问题。

[0077] 如图5所示,提供一种地磁蓄能低轨道空间碎片离轨投送轨姿耦合调整方法,包括如下步骤:

[0078] 步骤100、将整个地磁蓄能低轨道周期分解为聚能弧段和释能弧段,并在航天器的三轴上配置动量轮吸能装置;

[0079] 步骤200、分别确定航天器绕轨道面 y 轴和轨道面 z 轴进行蓄能累积时的聚能弧段和释能弧段;

[0080] 在该步骤200的第一个方面,航天器绕轨道面 y 轴的所述聚能弧段和所述释能弧段

在一个轨道周期内以升交点角距 u 180° 对称分布;

[0081] 所述释能弧段在升交点角距 0° 、 90° 、 180° 、 270° 附近对称展开, 设为 Δu_0 、 $\Delta u_{\frac{\pi}{2}}$ 、 Δu_{π} 、 $\Delta u_{\frac{3\pi}{2}}$, 分别对应于四个角度的对称展开角距值, 显然 $\Delta u_0 = \Delta u_{\pi}$, $\Delta u_{\frac{\pi}{2}} = \Delta u_{\frac{3\pi}{2}}$;

[0082] 在轨道周期开始前, 测量获得还残留在航天器系统某个确定姿态下, 对应轨道坐标系下的三轴旋转动量分别为 $\overrightarrow{M_x^c}$ 、 $\overrightarrow{M_y^c}$ 、 $\overrightarrow{M_z^c}$, 而三轴的旋转动量的存储能力分别为 M_x^t 、 M_y^t 、 M_z^t , 并进行分配, 包括如下子步骤:

[0083] 步骤211、通过国际地磁参考场IGRF地磁模型和航天器生成磁矩大小, 使用下式的调整策略, 进行仿真计算:

$$[0084] \quad \begin{cases} \text{Cmd}_{m_x} = \begin{cases} \mp \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \pm \frac{2tg\varphi|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \\ \text{Cmd}_{m_y} = 0 \\ \text{Cmd}_{m_z} = \begin{cases} \pm \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & -\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{\pi}{2} \\ \mp \frac{|m|}{\sqrt{1+4tg^2\varphi}} & \frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2} \end{cases} \end{cases}$$

[0085] 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;

[0086] 在升交点角距 $0-90^\circ$ 、 $90^\circ-180^\circ$ 、 $180^\circ-270^\circ$ 、 $270^\circ-360^\circ$ 任何一个象限区域内, 均为抛物线曲线, 因此存在一个值, 在 $0-90^\circ$ 象限内, 轨道坐标系Y轴的力矩在 u_a 和 $90^\circ-u_b$ 两个点上相等, 且在此区间内的 u_a 和 u_b 一一对应;

[0087] 步骤212、在 $0-90^\circ$ 象限内, 对于任意的 u_a 和其对应的 u_b , 计算在升交点角距从 u_a 到 $90^\circ-u_b$ 内在轨道坐标系X和Z轴上的累积量 $\overrightarrow{M_x^{ab}}$ 、 $\overrightarrow{M_z^{ab}}$;

[0088] 步骤213、判断是否 $|\overrightarrow{M_x^c} + \overrightarrow{M_x^{ab}}| < k * M_x^t$, 且同时 $|\overrightarrow{M_z^c} + \overrightarrow{M_z^{ab}}| < k * M_z^t$, k 为预设保守系数, 且 $0.5 < k < 0.95$;

[0089] 如果不能满足, 则调整 u_a 和 u_b , 使得该条件满足。

[0090] 步骤214、当条件满足时, 输出 u_a 和 u_b , 则 $\Delta u_0 = u_a$, $\Delta u_{\frac{\pi}{2}} = u_b$, 由此得出该轨道周期内, 释能弧段为 $u \in [0, u_a], [\frac{\pi}{2}-u_b, \frac{\pi}{2}+u_b], [\frac{3\pi}{2}-u_b, \frac{3\pi}{2}+u_b], [2\pi-u_a, 2\pi]$, 其余为蓄能弧段;

[0091] 在所述蓄能弧段中, 如果当前时刻的已存X轴旋转动量 $\overrightarrow{M_{xnow}^c}$ 和已存Z轴旋转动量 $\overrightarrow{M_{znow}^c}$, 出现 $|\overrightarrow{M_{xnow}^c}| > k * M_x^t$, 或者 $|\overrightarrow{M_{znow}^c}| > k * M_z^t$, 则立即转入释能弧段, 且

测出当前的升交点角距 u_{now} ,判断 u_{now} 所在的象限,并替代 u_b ,同时根据计算值更新 u_a ,从而改变和更新该轨道周期内蓄能弧段/释能弧段的范围;

[0092] 在该步骤200的第二个方面,航天器绕轨道面Z轴的所述聚能弧段和所述释能弧段在一个轨道周期内以升交点角距为标准非对称分布;

[0093] 在轨道周期开始前,测量获得残留在航天器系统的某确定姿态下,对应轨道坐标系下的三轴旋转动量分别为 $\overrightarrow{M_x^c}$ 、 $\overrightarrow{M_y^c}$ 、 $\overrightarrow{M_z^c}$,而三轴的旋转动量的存储能力分别为 M_x^t 、 M_y^t 、 M_z^t 。则根据以下子步骤进行分配:

[0094] 步骤221、初始条件为蓄能弧段,使用下式的调整策略:

$$[0095] \quad \begin{cases} \text{Cmd}_{m_x} = 0 \\ \text{Cmd}_{m_y} = \pm |m| \\ \text{Cmd}_{m_z} = 0 \end{cases}$$

[0096] 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;

[0097] 测量当前时刻的已存X轴旋转动量 $\overrightarrow{M_{x\text{now}}^c}$ 和已存Y轴旋转动量 $\overrightarrow{M_{y\text{now}}^c}$,出现

$|\overrightarrow{M_{x\text{now}}^c}| > k * M_x^t$,或者 $|\overrightarrow{M_{y\text{now}}^c}| > k * M_y^t$,则立即转入释能弧段;

[0098] 步骤222、释能弧段持续到 $|\overrightarrow{M_{x\text{now}}^c}| < \tau * M_x^t$,且同时 $|\overrightarrow{M_{y\text{now}}^c}| < \tau * M_y^t$,其中 τ 为预设存能系数,一般 $0.05 < \tau < 0.3$ 。

[0099] 步骤300、在确定所述聚能弧段后,对于不同的轨道坐标系Y轴或Z轴的蓄能目标,基于地磁蓄能低轨道空间碎片离轨控制方法完成空间碎片的离轨操作。

[0100] 步骤400、在确定所述释能弧段后,通过生成的磁矩对航天器三轴的动量轮吸能装置进行卸载。

[0101] 本实施例通过设置蓄能弧段和释能弧段,使得由于地磁分布的复杂性造成的附加力矩累积能够及时释放,同时还最大效率的利用了地磁分布特点完成高效蓄能,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。

[0102] 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。

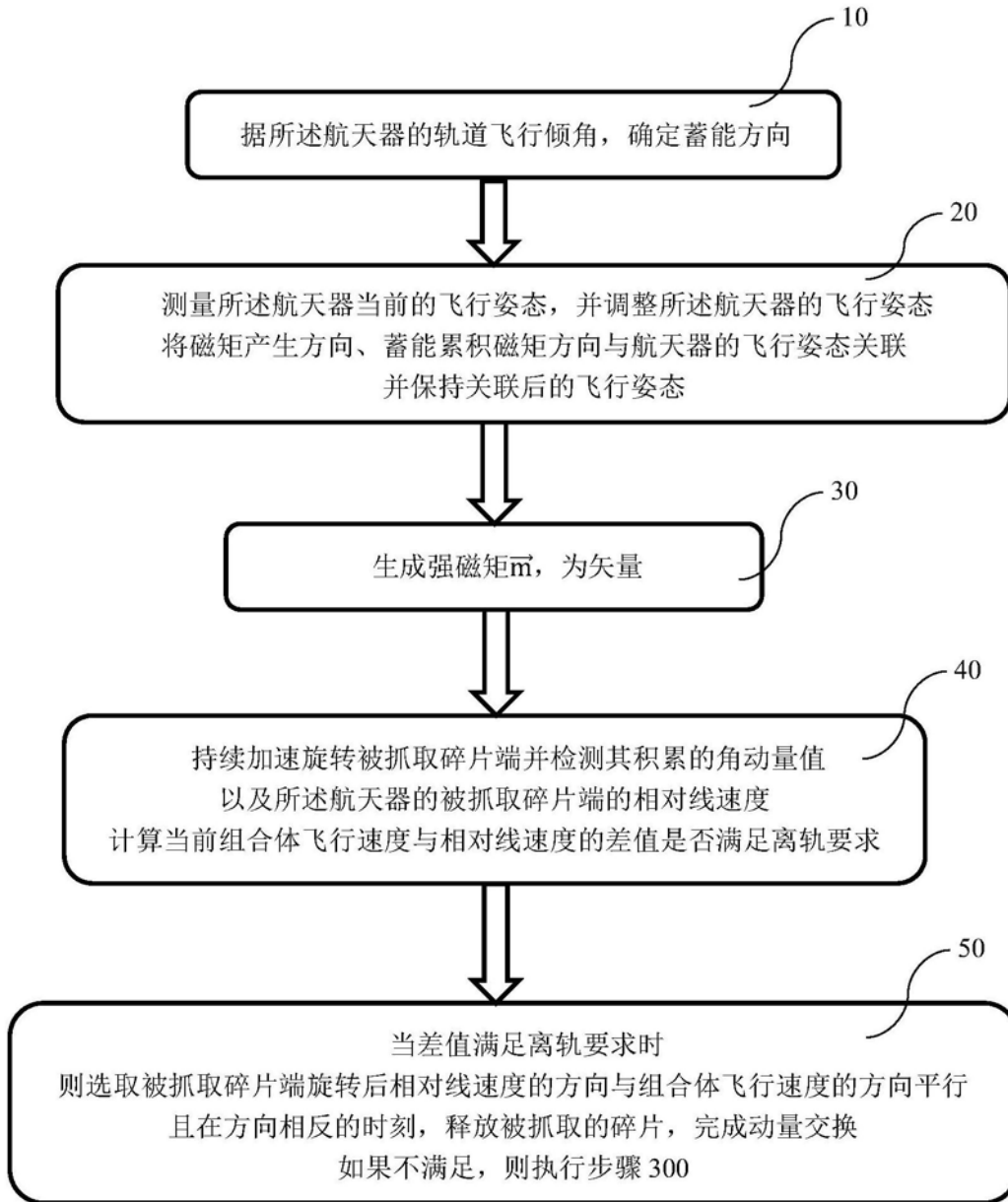


图1

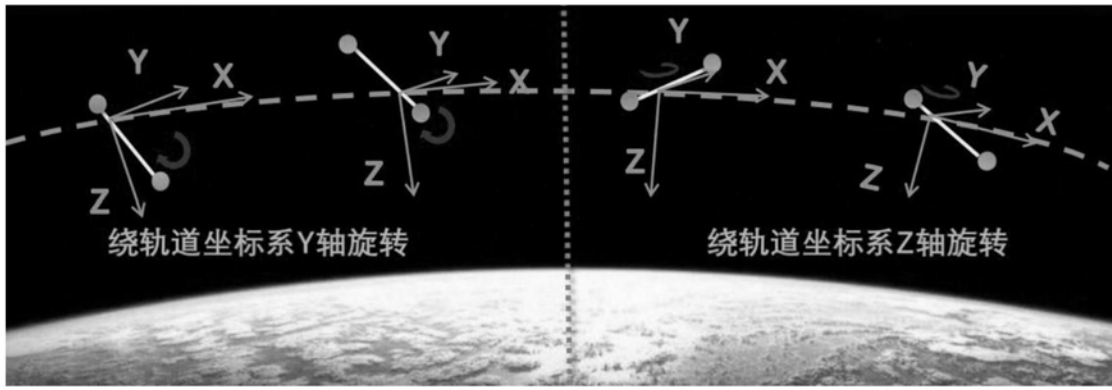


图2

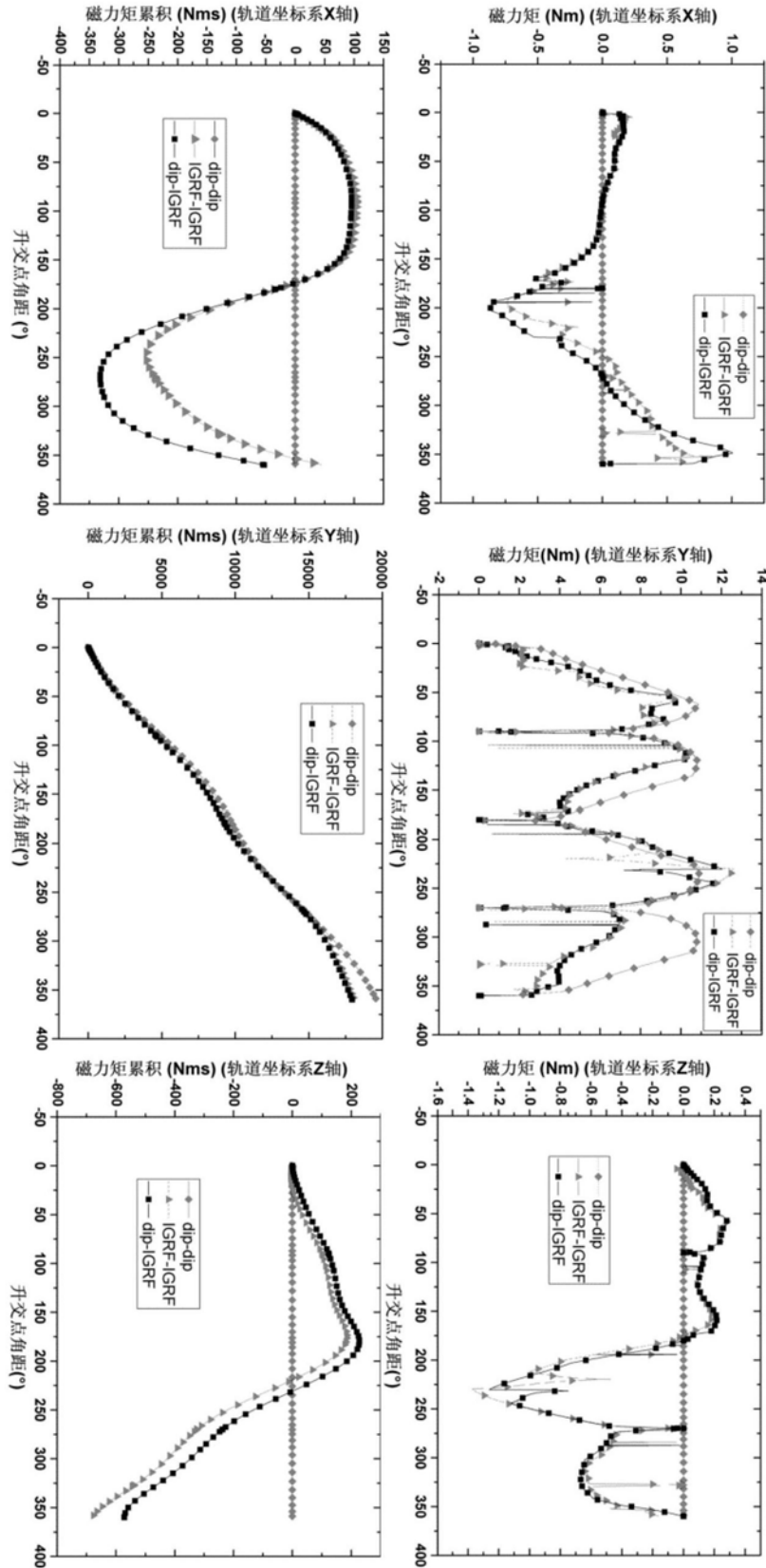


图3

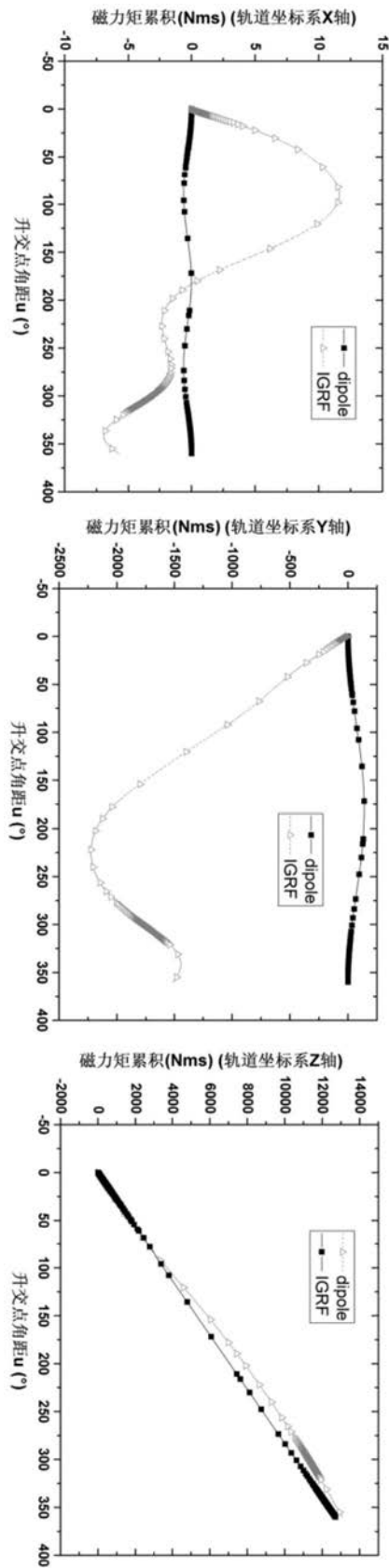


图4

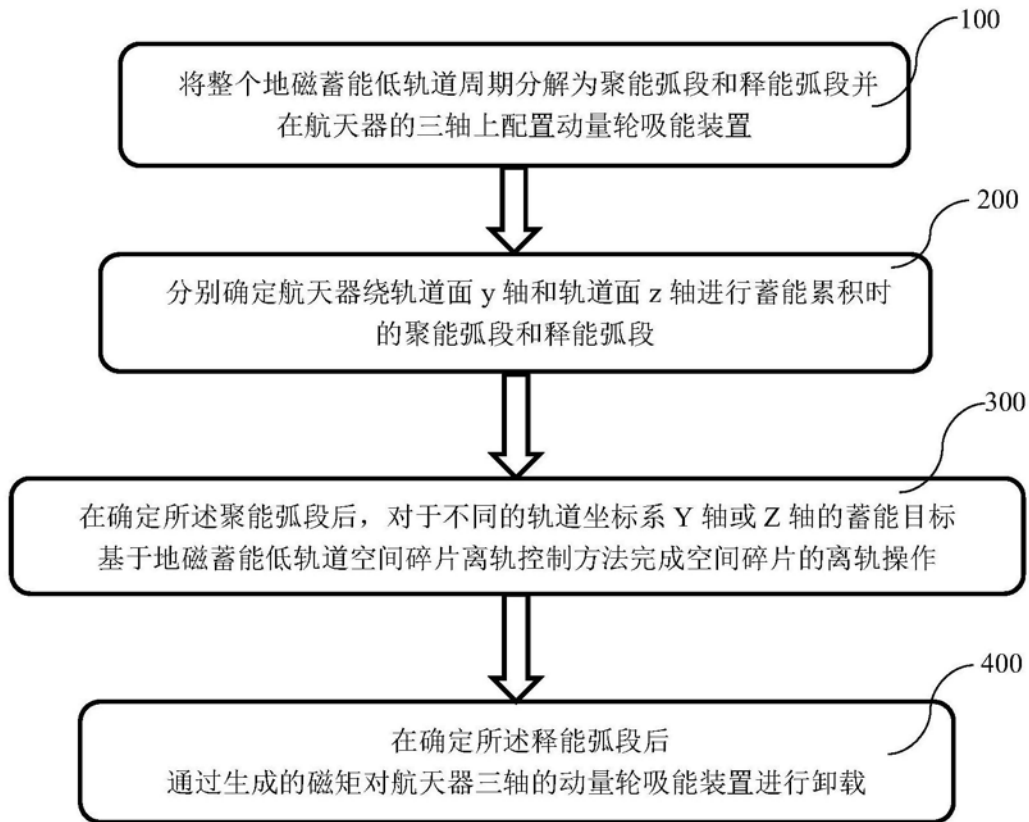


图5