



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102862687 A

(43) 申请公布日 2013. 01. 09

(21) 申请号 201210352070. 4

(22) 申请日 2012. 09. 20

(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 张珩 刘开磊 李文皓

(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 1/42 (2006. 01)

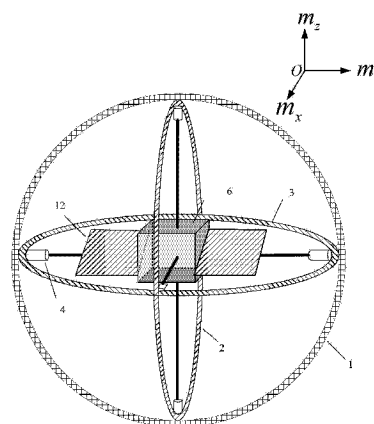
权利要求书 1 页 说明书 6 页 附图 2 页

(54) 发明名称

低轨航天器磁推进装置

(57) 摘要

本发明的一种低轨航天器磁推进装置,包括:三个超导环,套设在一起,所述三个超导环分别所在的平面两两之间相互垂直;电流控制器,向所述三个超导环提供预定方向和大小的电流;电源,向所述电流控制器输出电能。本发明基于磁体与磁场间的作用力原理,通过三个超导环产生静强磁体,并与地球空间磁场相互作用产生磁力,通过控制磁体产生磁矩的大小和方向,实现对推进力矢量的控制,从而实现低轨航天器的推进。



1. 一种低轨航天器磁推进装置,其特征在于,包括:
三个超导环,套设在一起,所述三个超导环分别所在的平面两两之间相互垂直;
电流控制器,向所述三个超导环提供预定方向和大小的电流;
电源,向所述电流控制器输出电能。
2. 如权利要求 1 所述的装置,其特征在于,所述三个超导环分别包裹有热控层,用于隔离空间热辐射和保持超导线的低温条件。
3. 如权利要求 2 所述的装置,其特征在于,所述热控层从内到外依次为导热层、隔热层和热控涂层。
4. 如权利要求 3 所述的装置,其特征在于,所述导热层的材料为铝箔,所述隔热层的材料为玻璃纤维布,所述热控涂层的材料为石英玻璃渡银第二表面镜。
5. 如权利要求 1 所述的装置,其特征在于,还包括主动热控装置,用于抵消空间热辐射经所述热控层传导至所述超导环部分的余热,使所述超导环保持超导所需的低温环境。
6. 如权利要求 5 所述的装置,其特征在于,所述主动热控装置为斯特林制冷机。

低轨航天器磁推进装置

技术领域

[0001] 本发明涉及空间航天器的推进装置领域,尤其涉及低轨中无需燃料消耗的推进技术领域,一种通过在航天器上产生静强磁体、并与地球空间磁场相互作用产生推力的磁推进装置。

背景技术

[0002] 常规推进方式(如冷气推进、单/双组元推进和电推进)由于存在燃料的消耗,成为实现航天器长期轨道维持、多次变轨机动和延长工作寿命的主要瓶颈和制约。从而使大量学者开始积极探索以无燃料消耗为目标的新型推进方法和装置。

[0003] 近地空间中(这里主要指轨道高度低于1000km的近地球空间),代表性无工质消耗推进方法研究主要集中在静电推进和电动绳系,这两种推进方式均以地球空间磁场为作用媒介。

[0004] 静电推进,通过自身充电、或利用离子收集器吸收近地电离层中的带电粒子,使得机体本身的总电荷呈正或负电性,使得航天器在绕地球飞行的过程中与地球磁场相互作用而受到洛伦兹力,作为推进动力,并通过控制自身的电性和净电荷量来控制洛伦兹推力的大小和方向。

[0005] 电动绳系,主要包括数千米的导电长绳、离子收集器、电子发射器三大部分,通过离子收集器收集近地空间电离层中的带电离子、并将电荷通过数千米的导电长绳传导至另一端的电子发射器、由电子发射器将电子发射出去,使得数千米的通电长绳在地球磁场中受到安培力,作为推进动力,并通过控制收集离子和传导电流控制安培力推进力的大小。

[0006] 静电推进,利用洛伦兹力作为推进动力。洛伦兹力大小 $f = qvB$,航天器需要达到较高的电荷量 q 才能产生大小可行的洛伦兹推力,而按照目前的技术难以达到所需的电荷密度;由“左手定则”,洛伦兹力方向为垂直于航天器飞行速度 v 和地磁场磁感应强度 B 的直线上,固定轨道上的航天器飞行速度 v 、地磁场磁感应强度 B 为已知量,则仅能通过改变自身净电荷 q 的电量大小和电荷极性来控制洛伦兹推进力的大小和方向,无法实现任意方向的推力控制,缺乏有效的推进控制手段。

[0007] 电动绳系,利用安培力作为推进动力。安培力大小 $f = BIL\sin(I,B)$,由于空间中的电离层密度和地磁场磁感应强度均很弱,若期望产生有效的安培推进力,则往往需要增加导线长度 L 至数千米或数十千米;这种数千米的导电长绳增加了其与空间碎片的高额碰撞风险,并且这种极长的柔性长绳使得姿态和推力方向极其难控;同时推力大小受电离分布层的约束,使得其运用区域受到极大限制。

发明内容

[0008] 为解决以上技术问题,本发明提出一种低轨航天器磁推进装置,能够实现低轨航天器的推进。

[0009] 本发明的一种低轨航天器磁推进装置包括:

- [0010] 三个超导环,套设在一起,所述三个超导环分别所在的平面两两之间相互垂直;
- [0011] 电流控制器,向所述三个超导环提供预定方向和大小的电流;
- [0012] 电源,向所述电流控制器输出电能。
- [0013] 优选地,所述三个超导环分别包裹有热控层,用于隔离空间热辐射和保持超导线的低温条件。
- [0014] 优选地,所述热控层依次为导热层、隔热层和热控涂层。
- [0015] 优选地,所述导热层的材料为铝箔,所述隔热层的材料为玻璃纤维布,所述热控涂层的材料为石英玻璃渡银第二表面镜。
- [0016] 优选地,还包括主动热控装置,用于抵消空间热辐射经所述热控层传导至所述超导环部分的余热,使所述超导环保持超导所需的低温环境。
- [0017] 优选地,所述主动热控装置为斯特林制冷机。
- [0018] 本发明基于磁体与磁场间的作用力原理,通过三个超导环产生静强磁体,并与地球空间磁场相互作用产生磁力,通过控制磁体产生磁场的大小和方向,实现对推进力矢量的控制,从而实现低轨航天器的推进。

附图说明

- [0019] 图 1 为本发明结构示意图;
- [0020] 图 2 为超导环的截面结构示意图;
- [0021] 图 3 为本发明在低轨运行的示意图。

具体实施方式

- [0022] 本发明的磁推进设计基本原理如下:
- [0023] 磁推进的基本原理为磁体与磁场间的作用力公式,如下
- [0024]

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{F} = \mathbf{m} \cdot \nabla \mathbf{B} \\ \nabla \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{\partial B_x}{\partial x} & \frac{\partial B_x}{\partial y} & \frac{\partial B_x}{\partial z} \\ \frac{\partial B_y}{\partial x} & \frac{\partial B_y}{\partial y} & \frac{\partial B_y}{\partial z} \\ \frac{\partial B_z}{\partial x} & \frac{\partial B_z}{\partial y} & \frac{\partial B_z}{\partial z} \end{bmatrix} \\ \mathbf{m} = [m_x \quad m_y \quad m_z] \end{array} \right.$$

- [0025] 其中, F 为磁力矢量, m 为航天器磁矩矢量, m_x 、 m_y 、 m_z 为航天器磁矩矢量分量, B 为地球磁场磁感应强度矢量, B_x 、 B_y 、 B_z 为 B 的分量, $\nabla \mathbf{B}$ 为地球磁场磁感应强度梯度矩阵, $\frac{\partial B_x}{\partial x}$ 、 $\frac{\partial B_x}{\partial y}$ 、 $\frac{\partial B_x}{\partial z}$ 、 $\frac{\partial B_y}{\partial x}$ 、 $\frac{\partial B_y}{\partial y}$ 、 $\frac{\partial B_y}{\partial z}$ 、 $\frac{\partial B_z}{\partial x}$ 、 $\frac{\partial B_z}{\partial y}$ 、 $\frac{\partial B_z}{\partial z}$ 为 $\nabla \mathbf{B}$ 的分量。

- [0026] 通过分析,易得地球空间磁场中矩阵 $\nabla \mathbf{B}$ 为可逆矩阵,对以上公式反解,可得

- [0027]

$$\mathbf{m} = \mathbf{F} \cdot (\nabla \mathbf{B})^{-1}$$

[0028] 即,对于任何期望的推力矢量 \mathbf{F} ,总能通过控制航天器上的磁体生成设备,使得产生的磁体磁矩矢量 $\mathbf{m} = \mathbf{F} \cdot (\nabla \mathbf{B})^{-1}$,以获得推力 \mathbf{F} 。

[0029] 通过对地球磁场的分布进行分析,可得 1000km 以下的近地空间中,地球磁场的磁感应强度梯度 $\nabla \mathbf{B}$ 的各分量为 $10^{-12} \sim 10^{-11} \text{T/m}$ 量级。则通过简单推算可知,若期望获得微牛级的推力需产生 10^5Am^2 量级的磁矩,产生毫牛级的推力需产生 10^8Am^2 量级的磁矩。

[0030] 磁推进器设计的目的为产生大小、方向可控的磁矩矢量 \mathbf{m} (磁矩为衡量磁体磁性大小的参数)。

[0031] 本发明采用通电螺线环的方式产生磁矩。对于线圈匝数为 N 、横截面积为 S 的螺线环,当通以电流 I 时,磁矩大小 $\mathbf{m} = NIS$,方向由右手定则确定。由简单数学分析可知,相同质量的导线,横截面积越大,螺线环磁矩越大,因此通过将螺线环置于航天器外围的方式尽量增加螺线环有效面积。

[0032] “三轴分布式超导螺线环”生产所需磁矩的具体方法如下:

[0033] 若航天器机体坐标系中所需的磁矩矢量为 \mathbf{m} ,由矢量叠加原理 $\mathbf{m} = m_x \vec{i} + m_y \vec{j} + m_z \vec{k}$,易得三个正交超导螺线环相应的磁矩分量 m_x 、 m_y 、 m_z ,则向三个螺线环通以电流 $i_x = \frac{m_x}{NS}$ 、 $i_y = \frac{m_y}{NS}$ 、 $i_z = \frac{m_z}{NS}$,便可获得所需的合成磁矩 \mathbf{m} 。

[0034] 由此,本发明提出“三轴分布式超导螺线环”的空间磁推进器设计。

[0035] 如图 1 所示,磁推进器装置主要包括如下几个部分: X 方向超导螺线环 1、Y 方向超导螺线环 2、Z 方向超导螺线环 3、主动热控装置 4、电源模块 5、航天器本体 6。

[0036] 三个超导螺线环 1、2、3 相互正交,并置于航天器本体 6 的机体外部;电源模块 5 置于航天器本体 6 内部;

[0037] 螺线环的超导线用于通过强电流,可由单芯、多匝超导线绕制而成,也可由多芯超导线构成,螺线环 1 的截面图如图 2 所示。

[0038] 超导螺线环 1 的中心部分为由超导材料构成的多芯超导线 21,螺线环热控层从外到内分别为热控涂层 22、隔热材料层 23、导热材料层 24;热控涂层 22 用于反射太阳、地球辐射和向宇宙空间辐射多余热量;隔热材料层 23 用于隔离热控层和超导线,降低剩余热量向超导线的传导;导热材料 24 用于传导空间辐射到超导线和超导线产生的余热。螺线环 2、3 具有相同结构。

[0039] 主动热控装置 4 用于抵消空间热辐射经热控层传导至超导线部分的余热,使超导线保持超导所需的低温环境;主动热控装置 4 的制冷端与超导线材料接触。

[0040] 电源模块 5 置于航天器本体 6 内部,包括充电管理电路 7、高能电池组 8、控制 X 超导螺线环的 H 电桥电流控制器 9、控制 Y 超导螺线环的 H 电桥电流控制器 10、控制 Z 超导螺线环的 H 电桥电流控制器 11;

[0041] 充电管理电路一端与太阳能帆板 12 相连、一端与高能电池组 8 相连;负责将太阳能帆板 12 产生的电能进行控制并冲入到高能电池组 8 中;

[0042] 高能电池组 8 可由储能密度高的镍氢蓄电池构成,用于存储太阳能帆板产生的电能、为磁推进螺线环和其他机载设备 13 提供电能;

[0043] 负责控制 X 方向超导螺线环的 H 电桥电流控制器 9 一端与高能电池组 8 相连、一端与超导螺线环相连 1, 一个电流控制器单独负责为一个螺线环提供电能, 并控制螺线环中电流, 同时也可将螺线环中多余的电能或在螺线环退磁时将电能加以回收、冲入到高能电池组中。电流控制器 10、11 具有相同的结构原理。

[0044] 由于磁推进装置仅需太阳能帆板提供的电力, 无需消耗燃料, 只要有阳光就能获得推进力, 可实现长时间的轨道保持、多任务机动等。另外, 由磁体与磁场的作用力特点, 可通过控制磁体的指向, 实现任意方向的磁推力, 极大扩展了机动任务。磁体的产生仅由通电螺线环或螺线管产生, 具有体积小、质量轻等特点, 避免了静电推进大面积带电表面和电动绳系数千米导电长绳所带来的弊端。能量来源于太阳能帆板, 不受电离层约束, 扩展了其应用区域。与现有的近地空间无燃料消耗推进方法和装置相比, 具有众多的应用优势。

[0045] 对于空间环境的特殊性, 超导材料的应用与地面存在较大差别。空间中空气稀薄、几乎不存在气体热传导, 热量主要来自于空间辐射和设备自身发热。

[0046] 因此, 本发明提出“空间外置超导线热控技术”, 即对超导线采用热控涂层 + 隔热材料层 + 导热材料层 + 主动热控装置相结合的技术。

[0047] 小型航天器上, 对于半径为 1m 的螺线环, 其受到的太阳热辐射约为数百瓦。

[0048] 热控涂层 22 采用“石英玻璃渡银第二表面镜”涂层, 当阳光垂直螺线环轴线时, 正面受照、两面散热, 其吸收发射比为 0.07, 平衡温度可达为 -121°C 。

[0049] 隔热材料层 23 采用“双面渡铝聚酯薄膜”作为反射层、“玻璃纤维布 (当量热传导率为 $1.27 \times 10^{-4}\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)”作为隔热材料, 经计算可使得由热控涂层反射后, 经隔热材料层 22 传导至超导材料的热量降低至 5W 以内。

[0050] 导热材料 24 介于隔热材料层 23 和超导线 21 之间, 采用薄铝片、并施加一定的压力 ($1.71 \times 10^7\text{Pa}$) 使之于超导线紧密贴合 (接触热导率为 $1.35 \times 10^5\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)。

[0051] 主动热控装置 4 采用斯特林制冷机, 其制冷端与超导线或导热材料接触, 对于 2W 以内的空间余热、加上少量的超导线生热, 有纵多款现有的斯特林制冷机可实现液氮 77K 温区的制冷需求。如美国 Sunpower 公司型号为 cryotelCT 的产品, 77K 制冷功率为 10W、输入功率 160W、质量仅 3.1kg。

[0052] 通过以上方法和设计, 可实现小型超导螺线环的空间液氮温区制冷需求。

[0053] 由磁作用力原理, 具有一定磁矩 m 的磁体在磁场中不仅受到磁力 F , 还将受到力矩 $L = m \times B$ 作用。由公式可知, 当磁矩矢量 m 不与地球磁场磁感应强度矢量 B 平行, 便产生力矩效应, 即 $L \neq 0$, 若不对力矩进行抵消, 将导致航天器旋转, 从而失去姿态平衡; 当 m 与 B 平行 (同向或反向) 时, 力矩 $L = 0$, 无力矩效应。

[0054] 因此, 实现“磁推进”有效推进的方法大体分为 2 种: 1, 根据推力所需施加磁矩 m , 然后利用反作用飞轮抵消累积的磁力矩, 当飞轮达到饱和时再利用地磁力矩进行飞轮饱和卸载; 2, 设计可实时抵消或周期抵消累积磁力矩效应的磁矩 m 指向控制方法策略。

[0055] 第 1 种, 可根据推力需求生成相应磁矩 (相应磁矩值如前公式所述), 用于实现轨道面内、外的轨道保持和机动, 关于飞轮抵消力矩和飞轮饱和卸载技术已较成熟, 本发明不做阐述。

[0056] 第 2 种, 本发明提出一种可实时抵消磁力矩效应的轨道高度保持 (或高度机动) 的磁矩 m 指向控制方法——“磁力线追踪”磁矩控制策略。

[0057] 本发明提出“磁力线追踪”磁矩控制方法,既可产生有效推进力、又可避免产生累积磁矩效应,其基本思路是:通过控制三个正交超导螺线环中的电流,使得三个螺线环产生的合成磁矩 m 与航天器当点的地球磁场磁感应强度矢量 B 方向(即当地磁力线切线方向)平行,由力矩公式知此时的力矩 $L \neq 0$;磁矩 m 在磁场 B 中将受到磁力矢量 F ,此矢量存在三个分量,通过控制 m 与 B 同向或反向,使得 F 沿飞行方向的分量永远为正来实现轨道高度增加(或永远为负来实现轨道高度降低)。

[0058] 如图 3 所示,下面以倾角为 90° 圆轨道,举例说明“磁力线追踪”控制方法:地球磁场近似为一个巨大的磁体,航天器上生产的磁矩近似为一个小磁矩,航天器沿逆时针圆轨道飞行;地球北极为地磁南极,地球南极为地磁北极,航天器磁矩在(一)至(四)象限内的指向如图所示(磁矩指向即磁体 N 指向),由同性相斥、异性相吸基本原理,可知如图的航天器在四个象限内所受磁力沿飞行方向恒为正,可实现轨道高度增加和抵消大气阻力等机动。

[0059] 由于磁推进主要用于小型航天器,此处给出一个超导螺线环的典型参数设计:螺线环半径 1m,螺线环截面积为直径 5cm 的圆,采用 YBCO 超导材料,超导材料电流密度约 $7 \times 10^5 \text{A/cm}^2$,超导材料横截面积 0.5cm^2 或多芯超导线使得总横截面积为 0.5cm^2 ,可实现最大磁矩约 $1.1 \times 10^6 \text{Am}^2$,可获得平均轨道周期的推力约数微牛。虽然微牛级的推力不能在短时间内实现快速地轨道机动,但可用于抵消大气阻力引起的轨道高度衰减。

[0060] 不同大小的磁矩在“磁力线追踪”方法推进下,经过数值仿真计算,获得如表 1 所示的轨道高度保持飞行包络(h 为圆轨道高度,表中所述为该高度下可实现高度保持的轨道倾角范围, None 表示不存在可进行高度保持的轨道倾角):

[0061] 表 1 不同磁矩下的磁推进轨道高度维持包络

[0062]

高度维持 所需的倾角范围	$h=500\text{km}$	$h=600\text{km}$	$H=700\text{km}$	$h=800\text{km}$	$h=900\text{km}$	$h=1000\text{km}$
$m=10^7 \text{Am}^2$	$30^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$
$m=5 \times 10^6 \text{Am}^2$	$40^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$
$m=1 \times 10^6 \text{Am}^2$	None	$40^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$	$10^\circ \sim 90^\circ$
$m=5 \times 10^5 \text{Am}^2$	None	$80^\circ \sim 90^\circ$	$30^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$
$m=2 \times 10^2 \text{Am}^2$	None	None	$60^\circ \sim 90^\circ$	$30^\circ \sim 90^\circ$	$30^\circ \sim 90^\circ$	$20^\circ \sim 90^\circ$

[0063] 需要说明的是,上表中的值为由近似地磁模型计算得出的理论近似值,实际运行时的精确范围可能有所误差,但包络随高度和磁矩变化的趋势是相同的(相同高度,磁矩越大,进行高度维持的倾角包络范围越大;相同磁矩,高度越高,进行高度维持的倾角包络范围越大)。

[0064] 另外,需要特别指出的是:

[0065] 1、由于地球磁场分布的特点(近地空间中具有较强和较稳定的分布)和大气密度分布特点(轨道高度 $< 500\text{km}$ 时大气阻力较大),因此“磁推进”方法主要用于 $500 \sim 1000\text{km}$ 的近地球空间轨道;

[0066] 2、在现阶段技术基础上，“磁推进”方法仅能获得数微牛至百微牛级别的推力，但由于无需消耗燃料，仅需太阳能帆板产生的电能，因此其长时间的推进累积效果也相当可观，用于抵消近地空间大气阻力引起的高度衰减已足足有余；

[0067] 3、空间“磁推进”的潜在应用包括轨道保持（如高度保持、卫星无拖曳编队飞行、太阳同步轨道地方时漂移抵消、扁率摄动抵消等）和轨道机动（高度机动、轨道倾角机动、升交点赤经机动、交汇对接、太空垃圾清除等）；

[0068] 4、伴随着空间超导技术和电控技术的发展，空间超导线中的电流有望得到量级地提高，从而可以生成更大的磁矩和实现更大的空间推进力；

[0069] 5、附图中的磁推进航天器结构示意图仅用于说明其基本构造和原理，在实际应用中需根据航天器总体设计和任务需求进行改进（如将螺线环结构缩小置于航天器内部、采用通电螺线管生产磁矩、将主动热控装置 4 置于航天器内部等）。

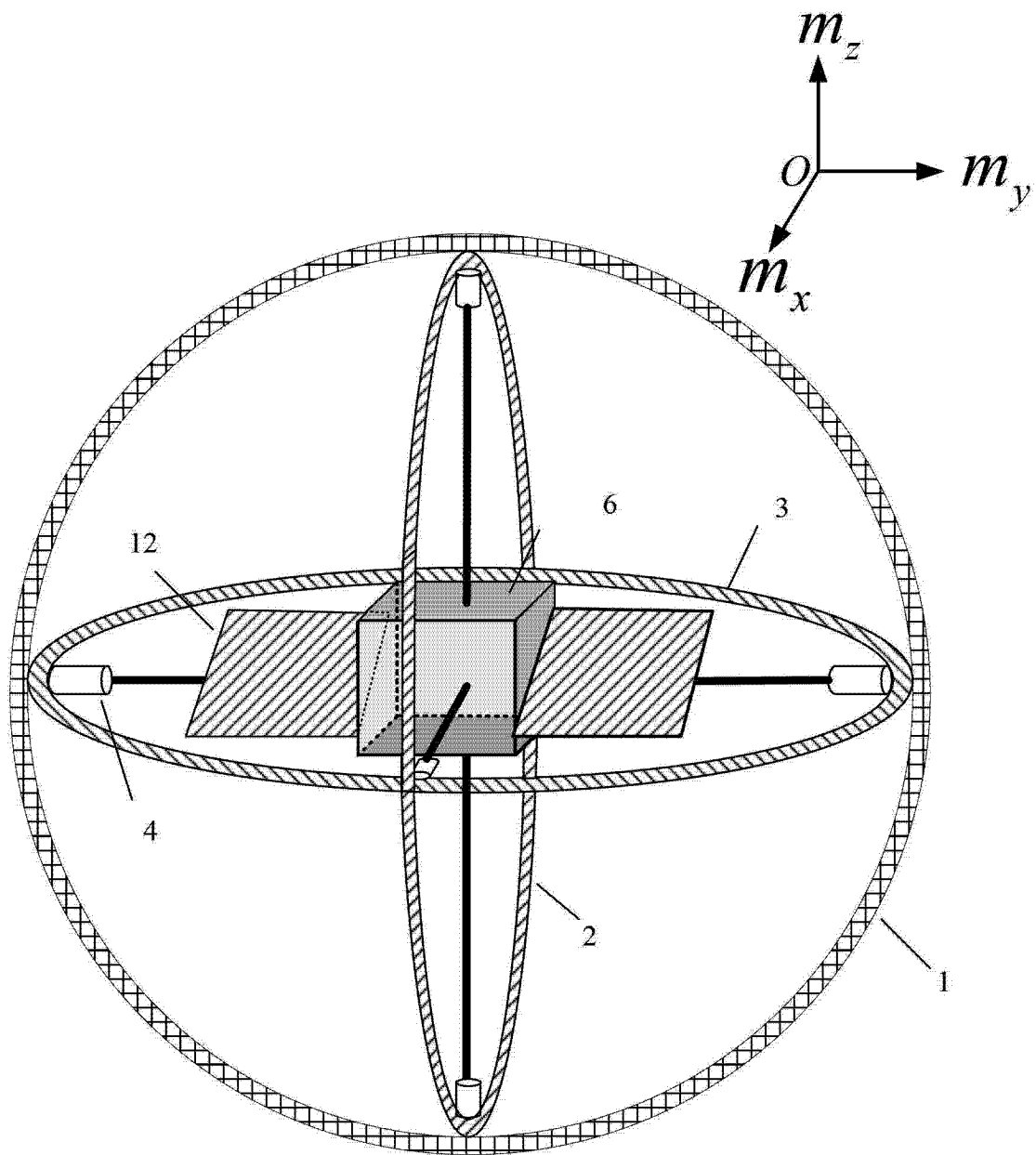


图 1

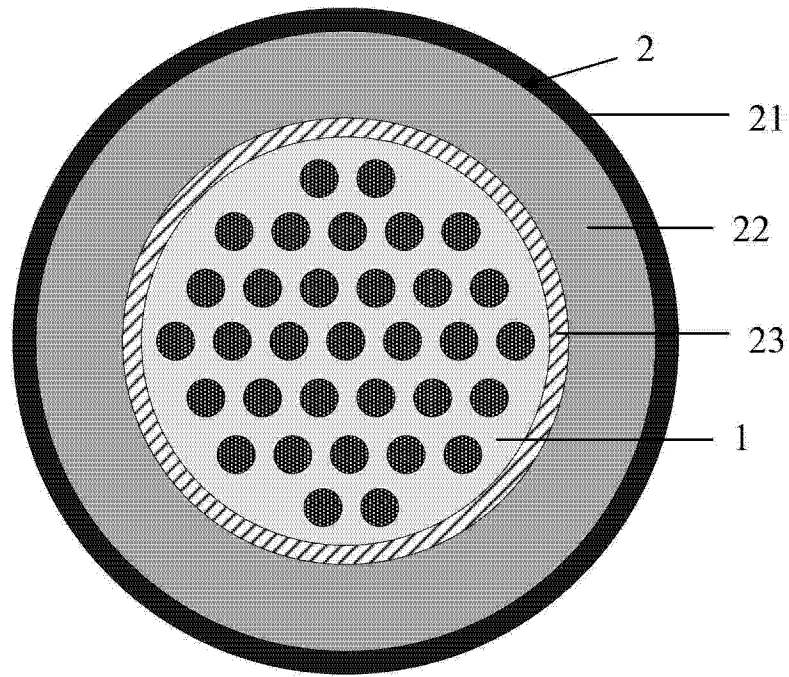


图 2

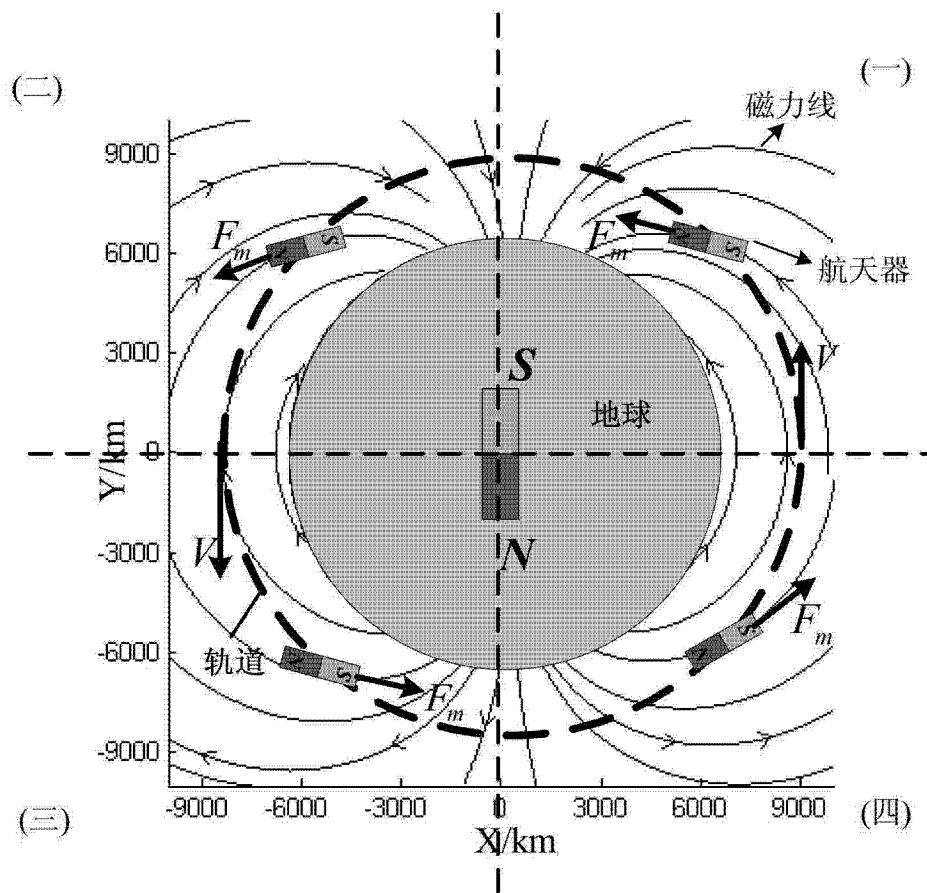


图 3