

# (12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织  
国际局



(10) 国际公布号  
WO 2017/193511 A1

(43) 国际公布日  
2017年11月16日 (16.11.2017)

(51) 国际专利分类号:  
G05B 17/02 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2016/097885

(22) 国际申请日: 2016年9月2日 (02.09.2016)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:  
201610323291.7 2016年5月13日 (13.05.2016) CN

(71) 申请人: 深圳航天东方红海特卫星有限公司 (AEROSPACE DONGFANGHONG DEVELOPMENT LTD) [CN/CN]; 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。

(72) 发明人: 寇义民(KOU, Yimin); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。郭碧波(GUO, Bibo); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。薛力军(XUE, Lijun); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。魏世龙(WEI, Shilong); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。季艳波(JI, Yanbo); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。袁勤(YUAN, Qin); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。张迎春(ZHANG, Yingchun); 中国广东省深圳市南山区科园路2002号卫星大厦1-6层, Guangdong 518000 (CN)。

(54) Title: SINGLE-AXIS POINTING PURE MAGNETIC CONTROL ALGORITHM FOR SPACECRAFT BASED ON GEOMETRICAL ANALYSIS

(54) 发明名称: 一种基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法

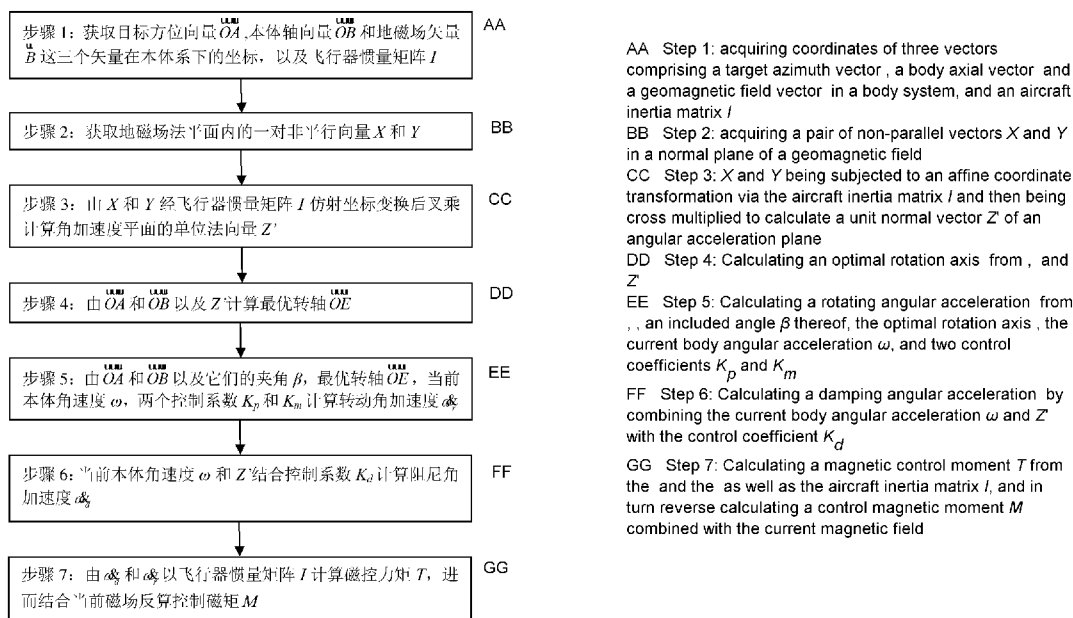


图5

(57) Abstract: Disclosed are a single-axis pointing pure magnetic control algorithm for a spacecraft based on geometrical analysis and a method for controlling an attitude of a spacecraft. The single-axis pointing control of a spacecraft is achieved through the pure magnetic control algorithm. The algorithm uses a spatial geometry method to obtain an optimally controlled magnetic moment direction, thereby designing a PD controller, and solving the problem that the traditional magnetic control method is low in efficiency and even cannot be controlled. The algorithm is simple and feasible, can be used in the spacecraft attitude control field, and achieves the pointing control,

WO 2017/193511 A1

(74) 代理人: 深圳市科吉华烽知识产权事务所(普通合伙)(SHENZHEN KINDWALF INTELLECTUAL PROPERTY FIRM); 中国广东省深圳市南山区深南西路深南花园裙楼A区四层402室, Guangdong 518057 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:

- 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

---

such as the control of the pointing of a solar panel towards the sun, and the control of the pointing of an antenna towards the earth.

(57) 摘要: 一种基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法以及空间飞行器的姿态控制方法, 通过纯磁控算法来实现空间飞行器单轴指向控制。算法采用空间几何方法获取最优控制磁矩方向, 进而设计了PD控制器, 克服了传统磁控方法效率低, 甚至不可控的问题。方法简单易行, 可应用于空间飞行器姿态控制领域, 实现诸如太阳帆板对日指向, 天线对地指向等指向控制。

## 一种基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法

### 技术领域

本发明涉及航天器技术领域，具体涉及一种空间飞行器单轴指向纯磁控算法。

### 背景技术

空间飞行器在特定工作模式下常常需要将本体系上的某个轴指向空间特定位置，例如令太阳帆板负法线轴指向太阳矢量方向，令通信天线指向地球球心等，这就需要进行单轴指向控制。单轴指向控制所需解决的问题如附图 1 所示。图中  $\overline{OB}$  为飞行器本体系下某个轴向上的单位向量（简称本体轴），单位向量  $\overline{OA}$  指向惯性空间下的某个目标方位（简称目标轴），两者夹角为  $\beta$ ，需要通过磁力矩器产生磁矩和地磁场相互作用产生控制力矩  $\overline{T}$  来控制飞行器转动，最终令本体轴与目标轴重合。在最理想情况下（不考虑转动惯量分布与当前各轴向上的角速度），期望控制力矩  $\overline{T}$  的最优方向为沿着  $\overline{OB} \times \overline{OA}$  方向，即垂直于平面 AOB 满足右手定则的  $\overline{OD}$  方向（该方向简称最优转轴）。此时如果采用单轴 PD 控制率，则  $\overline{T}$  的大小可以按下式计算：

$$\overline{T} = K_p \beta - K_d \dot{\beta} \quad (1)$$

其中  $K_p$  和  $K_d$  分别为比例微分控制系数。

但实际的情况是，磁力矩器所能输出的力矩方向受飞行器所处位置处地磁场方向的限制，并不能指向任意方向，而只能位于当地地磁场法平面（垂直于地磁场矢量的平面）内部。由于上述限制，只能利用期望控制力矩  $\overline{T}$  在地磁场法平面内部的投影力矩  $\overline{T}_c$  来近似  $\overline{T}$ ，此时期望力矩  $\overline{T}$  为实际控制力矩  $\overline{T}_c$  的一个分量。如附图 2 所示。图中， $\overline{T}_c$  为  $\overline{T}$  在地磁场法平面内的投影，因  $\overline{T}$  与  $\overline{T}_c$  不重合， $\overline{T}_c$  除了产生有效控制力矩分量  $\overline{T}$  外，还产生干扰力矩分量  $\overline{T}_d$ 。为了产生磁控力矩  $\overline{T}_c$ ，磁力矩器需要输出的磁矩  $\overline{M}$  可由式(2)计算：

$$\overline{M} = \frac{\overline{B} \times \overline{T}_c}{\|\overline{B}\|} \quad (2)$$

其中  $\overline{B}$  为当地地磁场矢量，此时产生的实际控制力矩  $\overline{T}_c$  为：

$$\overline{T}_c = \overline{M} \times \overline{B} = \overline{T} - \left( \frac{\overline{B} \cdot \overline{T}}{\|\overline{B}\|^2} \right) \overline{B} \quad (3)$$

其中  $T$  即为期望控制力矩，而  $\bar{T}_d = -\left(\frac{\bar{B}}{\|\bar{B}\|} \cdot \bar{T}\right) \frac{\bar{B}}{\|\bar{B}\|}$ 。从上式可见，当磁场矢量  $\bar{B}$  与期望控制力矩  $\bar{T}$  的夹角越大，干扰力矩  $\bar{T}_d$  也越大，两者垂直时干扰力矩为 0。

为了确保控制有效性（有效控制力矩的作用效果超出干扰力矩作用效果），通常会设定控制有效门限，例如要求  $T > T_d$  或  $\bar{T}$  与  $\bar{T}_d$  的夹角小于  $45^\circ$  才产生控制量输出。而在实际航天器工程领域，受到地磁场方向限制，前述门限要求在航天器轨道上的很多位置经常无法达到，在这些位置处磁控算法将处于停控状态。

由上述分析可知，传统磁控算法中因干扰力矩  $\bar{T}_d$  的存在，一方面对控制效果产生负面影响，另一方面常常导致控制器处于停控状态。此外，控制量所产生的转动趋势（可用角加速度来描述）还与刚体转动惯量、刚体角速度等有关，这进一步增大了控制系统的复杂程度。

## 发明内容

本发明的目的在于提供一种基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法，解决现有技术中存在的控制系统的复杂程度高的问题。

为达上述目的，本发明通过以下技术方案实现：

一种基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法，包括如下步骤：

①获取以下数据：目标方位向量  $\overline{OA}$ ，本体轴向量  $\overline{OB}$  和地磁场矢量  $\bar{B}$  这三个矢量在本体系下的坐标，以及飞行器惯量矩阵  $I$ ；

②获取地磁场法平面内的一对非平行向量  $X$  和  $Y$ ；

③计算角加速度平面的单位法向量  $Z'$ ：

$$\begin{aligned} X' &= I^{-1}X \\ Y' &= I^{-1}Y \\ Z' &= \frac{X' \times Y'}{\|X' \times Y'\|} \end{aligned}$$

其中， $I$  为飞行器惯量矩阵， $X'$  与  $Y'$  为  $X$  和  $Y$  仿射变换后的向量，近似位于磁力矩所产生的角加速度所在平面内；

④由下式获得最优控制转轴  $\overline{OE}$ ：

$$\overline{OE} = \text{NORM}\left(\left(\overline{OB} + \overline{OA}\right) \times \left(\overline{OB} \times \overline{OA}\right) \times Z'\right)$$

其中  $\text{NORM}$  为向量归一化算子；

⑤调整控制系数并计算磁控力矩  $T$ ，此时  $T$  必定位于磁场法平面内，计算计算磁控力矩  $T$  具体为：计算转动角加速度大小和方向，

$$\dot{\omega}_r = \left(K_p \beta \overline{OE}\right) \text{sign}\left(\overline{OE} \cdot \left(\overline{OB} \times \overline{OA}\right)\right) + K_m \left(\omega \cdot \overline{OE}\right)$$

其中， $K_p$  为控制系数，其作用是在  $\overline{OE}$  方向上产生转动趋势； $\beta$  为本体轴  $\overline{OB}$  与目标轴  $\overline{OA}$  的夹角； $\text{sign}$  为获取正负号算子，即向量  $\overline{OE}$  与  $\overline{OD}$  点乘为正取正 1，反之取负 1，两者垂直时可取 0，最优转轴  $\overline{OD}$  垂直于  $\overline{OA}$  和  $\overline{OB}$ ； $K_m$  为控制系数，其作用是对  $\overline{OE}$  方向的角速度进行限制防止超调；求取阻尼角加速度：

$$\dot{\omega}_d = K_d \left[\omega - (\omega \cdot Z') Z'\right]$$

其中， $K_d$  为控制系数，用于阻尼角加速度平面内的角速度分量； $\omega$  为星体瞬时角速度， $(\omega \cdot Z') Z'$  为  $\omega$  中垂直于角加速度平面的分量，故  $\omega - (\omega \cdot Z') Z'$  为  $\omega$  中位于角加速度平面内的分量；再计算要产生前述转动角加速度与阻尼角加速度所需的力矩：

$$T = I(\dot{\omega}_r + \dot{\omega}_d);$$

⑥计算获得所需的控制磁矩  $M$ ：

$$\overline{M} = \frac{\overline{B} \times \overline{T}}{\|\overline{B}\|^2}。$$

本发明的有益效果是：本发明的基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法，通过纯磁控算法（即仅通过磁力矩器输出磁矩与地磁场相互作用产生控制力矩）来实现空间飞行器单轴指向控制。该算法克服了传统磁控方法效率低，甚至不可控的问题。该算法且简单易行，可应用于空间飞行器控制领域。通过仿真结果进一步验证了本方法可以实现诸如卫星天线指地等单轴指向控制，可用于航天器安全模式以及特定控制模式之中。

**附图说明**

图 1 是本图 1 单轴指向控制示意图；

图 2 是磁力矩器产生的控制力矩与期望控制力矩比较图；

图 3 是引理 1 示意图；

图 4 是最优转轴方向示意图；

图 5 是本发明的方法流程图；

图 6 是对地指向误差角曲线的仿真结果；

图 7 是 X 轴角速度曲线的仿真结果；

图 8 是 Y 轴角速度曲线的仿真结果；

图 9 是 Z 轴角速度曲线的仿真结果。

### 具体实施方式

下面结合附图说明及具体实施方式对本发明进一步说明。

引理 1：已知两单位向量  $\overline{OA}$  和  $\overline{OB}$ ，单位向量  $\overline{OC}$  为前述两向量所构成夹角的角分线上，单位向量  $\overline{OD} = \frac{\overline{OB} \times \overline{OA}}{\|\overline{OB} \times \overline{OA}\|}$  垂直于  $\overline{OA}$  和  $\overline{OB}$  所在的平面（平面  $AOB$ ），

则  $\overline{OB}$  绕任意过点  $O$  且位于平面  $DOC$  内的转轴旋转一定角度均可与  $\overline{OA}$  重合。

证明如下：选择任一过点  $O$  且位于平面  $DOC$  内的单位向量转轴  $\overline{OE}$ ，则必然存在常数  $a, b$  使得：

$$\overline{OE} = a\overline{OC} + b\overline{OD} \quad (4)$$

因单位向量  $\overline{OC}$  位于  $\angle AOB$  的角分线上，则有

$$\overline{OC} = \frac{\overline{OA} + \overline{OB}}{\|\overline{OA} + \overline{OB}\|} \quad (5)$$

令  $\|\overline{OA} + \overline{OB}\| = c$ ，代(5)入(4)有

$$\overline{OE} = \frac{a}{c}(\overline{OA} + \overline{OB}) + b\overline{OD} \quad (6)$$

进一步求取向量点乘

$$\overline{OE} \cdot \overline{OA} = \frac{a}{c}(\overline{OA} \cdot \overline{OA} + \overline{OB} \cdot \overline{OA}) + b\overline{OD} \cdot \overline{OA} \quad (7)$$

$$\overline{OE} \cdot \overline{OB} = \frac{a}{c}(\overline{OA} \cdot \overline{OB} + \overline{OB} \cdot \overline{OB}) + b\overline{OD} \cdot \overline{OB} \quad (8)$$

因各向量为单位向量，且  $\overline{OD}$  垂直于  $\overline{OA}$  和  $\overline{OB}$ ，有以下结果成立

$$\begin{aligned}\overline{OD} \cdot \overline{OA} &= \overline{OD} \cdot \overline{OB} = 0 \\ \overline{OA} \cdot \overline{OA} &= \overline{OB} \cdot \overline{OB} = 1 \\ \overline{OA} \cdot \overline{OB} &= \overline{OB} \cdot \overline{OA}\end{aligned}\quad (9)$$

将(9)代入(7)和(8)有:

$$\overline{OE} \cdot \overline{OA} = \overline{OE} \cdot \overline{OB} \quad (10)$$

由此可得  $\angle AOE = \angle BOE$ ，也就是说  $\overline{OB}$  绕  $\overline{OE}$  旋转某个角度一定可以  $\overline{OA}$  和重合，引理得证。

该引理的主要作用是扩展了转轴的选择范围，除了最优转轴  $\overline{OD}$  外还可沿一系列同平面内的次优转轴转动依然最终仍可令本体轴指向目标轴，为后续方便起见平面 DOC 简称转轴平面。需注意的是，当  $\overline{OE}$  与  $\overline{OD}$  夹角小于  $90^\circ$  时，所需转动的角度小于  $180^\circ$ ，反之则大于  $180^\circ$ ，两者垂直时恰好需要转动  $180^\circ$ 。

根据刚体动力学方程可知，假定飞行器的转动惯量阵为  $I$ ，瞬时角速度为  $\omega$ ，在控制力矩  $T$  作用下飞行器的角加速度为：

$$\dot{\omega} = I^{-1}(T - \omega \times I \omega) \quad (11)$$

当星体瞬时角速度较小时， $\omega \times I \omega$  中皆为二阶小量可近似忽略，此时有

$$\dot{\omega} \approx I^{-1}T \quad (12)$$

因为力矩  $T$  位于当地地磁场  $B$  的法平面内， $T$  一定可以用该法平面内一对非平行的向量  $X$  和  $Y$  线性表示，即对于任意磁控力矩  $T$  必有

$$T = aX + bY \quad (13)$$

其中  $a, b$  为常数系数，代入 (12) 有

$$\dot{\omega} \approx a(I^{-1}X) + b(I^{-1}Y) = aX' + bY' \quad (14)$$

根据仿射坐标变换的平行保持性质，因  $X$  与  $Y$  不平行，仿射变换后  $X'$  与  $Y'$  也必定不平行，故磁场法平面（由  $X$  和  $Y$  张成的平面）内任意力矩  $T$  所产生的角加速度都位于向量  $X'$  与  $Y'$  所张成的平面内（该平面简称为角加速度平面），由此通

过仿射坐标变换形成了由磁场法平面（也可看做磁力矩平面）到角加速度平面的一对一映射关系。可按照下式获取角加速度平面的单位法向量：

$$Z' = \frac{X \times Y'}{\|X \times Y'\|} \quad (15)$$

显然  $Z'$  为理想角加速度平面的法向量。

综上所述，当瞬时角速度很小时，磁场法平面内磁控力矩所产生的角加速度近似位于角加速度平面内，那么根据引理 1 的结论，可按照下述方法进行角加速度控制：

(1) 当角加速度平面与转轴平面平行时，可以沿着最优转轴  $\overline{OD}$  方向产生转动角加速度  $\omega_t$ ，即可产生令  $\overline{OA}$  转向  $\overline{OB}$  的趋势；

(2) 当角加速度平面与转轴平面不平行时，两平面必有交线，沿该交线  $\overline{OE}$  产生转动角加速度  $\omega_t$ ，亦可产生令  $\overline{OA}$  转向  $\overline{OB}$  的趋势，如附图 4 所示；

(3) 转动角加速度  $\omega_t$  模值应与  $\overline{OA}$  和  $\overline{OB}$  的夹角成正比，此外还要防止  $\overline{OE}$  上角速度过大引发较大超调；

(4) 为保证系统稳定性应进行角速度阻尼，即在飞行器瞬时角速度在角加速度平面内的投影相反方向产生一个阻尼角加速度  $\omega_d$ ，其模值与对应投影模值成正比；

(5) 实际控制力矩输出所产生的角加速度应为转动角加速度  $\omega_t$  和阻尼角加速度  $\omega_d$  的矢量和。

可用下式求解转动角加速度  $\omega_t$  方向

$$\begin{aligned} \overline{OE} &= \text{NORM}(\overline{OC} \times \overline{OD} \times Z') \\ &= \text{NORM}(((\overline{OB} + \overline{OA}) \times (\overline{OB} \times \overline{OA})) \times Z') \end{aligned} \quad (16)$$

其中  $\text{NORM}$  为向量归一化算子。因向量  $\overline{OC} \times \overline{OD}$  为转轴平面法线， $Z'$  为角加速度平面法线，故  $\overline{OE}$  同时垂直于转轴平面与角加速度平面的法线，即同时位于转

轴平面和角加速度平面内（两平面交线）， $X$ 和 $Y$ 为磁场法平面内任意两个不平行的向量。按下式求解转动角加速度大小和方向：

$$\dot{\omega}_r = (K_p \beta \overline{OE}) \text{sign}(\overline{OE} \cdot (\overline{OB} \times \overline{OA})) + K_m (\omega \cdot \overline{OE}) \quad (17)$$

其中  $K_p$  为控制系数； $\beta$  为本体轴与目标轴的夹角； $\text{sign}$  为获取正负号算子，即向量  $\overline{OE}$  与  $\overline{OD}$  点乘为正（夹角小于  $90^\circ$ ）取正 1，反之取负 1，两者垂直时可取 0； $K_m$  为控制系数，其作用是对  $\overline{OE}$  方向的角速度进行控制。可按下式求取阻尼角加速度

$$\dot{\omega}_d = K_d [\omega - (\omega \cdot Z') Z'] \quad (18)$$

其中  $K_d$  为控制系数， $Z'$  为角加速度平面单位法向量， $\omega$  为星体瞬时角速度， $(\omega \cdot Z') Z'$  为  $\omega$  中垂直于角加速度平面的分量，故  $\omega - (\omega \cdot Z') Z'$  为  $\omega$  中位于角加速度平面内的分量。再计算要产生前述转动角加速度与阻尼角加速度所需的力矩：

$$T = I(\dot{\omega}_r + \dot{\omega}_d) \quad (19)$$

其中  $I$  为飞行器转动惯量。由前述推导证明可知，由于  $\dot{\omega}_r + \dot{\omega}_d$  位于角加速度平面内，力矩  $T$  必定位于磁场法平面内。再由(2)式即可获得所需的控制磁矩  $M$ ，因为力矩  $T$  垂直与磁场  $B$ ，完全可由磁力矩器生成。

综上，如附图 5 所示，本发明所设计的单轴指向磁控算法实现步骤如下：

①获取以下数据：目标方位向量  $\overline{OA}$ ，本体轴向量  $\overline{OB}$  和地磁场矢量  $\overline{B}$  这三个矢量在本体系下的坐标，以及飞行器惯量矩阵  $I$ ；

②获取地磁场法平面内的一对非平行向量  $X$  和  $Y$ ，可以利用任一与磁场矢量  $\overline{B}$  不平行的向量同  $\overline{B}$  叉乘获得向量  $X$ ， $X$  与  $\overline{B}$  叉乘获得  $Y$ ；

③由(14)及(15)式获得角加速度平面的单位法向量  $Z'$ ；

④由(16)式获得  $\overline{OE}$ ；

⑤调整控制系数并由(17)，(18)和(19)计算磁控力矩  $T$ ，此时  $T$  必定位于磁场

法平面内：

⑥由(2)计算获得所需的控制磁矩  $M$ 。

本发明的算法实质上是一种基于几何分析和仿射坐标变换的 PD 控制方法，算法简单易行，完全可以被应用于实际工程应用之中。

在 Matlab 下进行仿真测试，通过纯磁控令星体 Z 轴指向地心，形成缓变的随动系统，仿真参数如表 1 所示：

表 1 仿真参数

轨道高度	500Km
轨道倾角	30°
轨道偏心率	0
初始指向偏差	92°
各轴向初始角速度	0.2° /s
三轴剩磁	0.6Am <sup>2</sup>
磁力矩器最大输出	25Am <sup>2</sup>
$K_p$	0.001
$K_m$	-0.001
$K_d$	-0.01

仿真结果如附图 6、附图 7、附图 8 和附图 9 所示，在不足 10000s 时指向误差经度就收敛到了 1° 以内，各轴角速度也得到了控制。在其他仿真参数不变，仅修改轨道倾角的条件下进行了仿真，确认在 30° ~90° 轨道倾角下本发明方法均可获得很好的控制结果，仅仅是收敛时间有所不同。

以上内容是结合具体的优选实施方式对本发明所作的进一步详细说明，不能认定本发明的具体实施只局限于这些说明。对于本发明所属技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明构思的前提下，还可以做出若干简单推演或替换，都应当视为属于本发明的保护范围。

## 权利要求书

1. 一种基于几何分析的空间飞行器单轴指向纯磁控算法，其特征在于，所述算法包括如下步骤：

①获取以下数据：目标方位向量 $\overline{OA}$ 、本体轴向量 $\overline{OB}$ 和地磁场矢量 $\overline{B}$ 在本体系下的坐标，以及飞行器惯量矩阵 $I$ ；

②获取地磁场法平面内的一对非平行向量 $X$ 和 $Y$ ；

③通过所述飞行器惯量矩阵 $I$ 仿射变换计算角加速度平面的单位法向量 $Z'$ ：

$$\begin{aligned} X' &= I^{-1}X \\ Y' &= I^{-1}Y \\ Z' &= \frac{X' \times Y'}{\|X' \times Y'\|} \end{aligned}$$

其中， $X'$ 与 $Y'$ 为 $X$ 和 $Y$ 仿射变换后的向量，近似位于磁力矩所产生的角加速度所在平面内；

④由下式获得最优控制转轴 $\overline{OE}$ ：

$$\overline{OE} = \text{NORM} \left( (\overline{OB} + \overline{OA}) \times (\overline{OB} \times \overline{OA}) \times Z' \right)$$

其中 $\text{NORM}$ 为向量归一化算子；

⑤调整控制系数并计算磁控力矩 $T$ ，此时 $T$ 必定位于磁场法平面内，计算计算磁控力矩 $T$ 具体为：计算转动角加速度大小和方向，

$$\dot{\omega}_c = (K_p \beta \overline{OE}) \text{sign} \left( \overline{OE} \cdot (\overline{OB} \times \overline{OA}) \right) + K_m (\omega \cdot \overline{OE})$$

其中， $K_p$ 为控制系数； $\beta$ 为本体轴 $\overline{OB}$ 与目标轴 $\overline{OA}$ 的夹角； $\text{sign}$ 为获取正负号算子，即向量 $\overline{OE}$ 与 $\overline{OB}$ 点乘为正取正1，反之取负1，两者垂直时可取0，最优转轴 $\overline{OE}$ 垂直于 $\overline{OA}$ 和 $\overline{OB}$ ； $K_m$ 为控制系数，其作用是对 $\overline{OE}$ 方向的角速度进行控制；求取阻尼角加速度：

$$\dot{\omega}_d = K_d [\omega - (\omega \cdot Z') Z']$$

其中， $K_d$ 为控制系数， $\omega$ 为星体瞬时角速度， $(\omega \cdot Z') Z'$ 为 $\omega$ 中垂直于角加速度平面的分量，故 $\omega - (\omega \cdot Z') Z'$ 为 $\omega$ 中位于角加速度平面内的分量；再计算

要产生前述转动角加速度与阻尼角加速度所需的力矩:

$$T = I(\dot{\omega}_r + \dot{\omega}_d);$$

⑥计算获得所需的控制磁矩  $M$ :

$$\vec{M} = \frac{\vec{B} \times \vec{T}}{\|\vec{B}\|^2}.$$

2. 根据权利要求1所述的单轴指向纯磁控算法, 其特征在于: 所述步骤②具体为: 利用任一与磁场矢量  $\vec{B}$  不平行的向量同  $\vec{B}$  叉乘获得向量  $X$ ,  $X$  与  $\vec{B}$  叉乘获得  $Y$ 。
3. 一种空间飞行器的姿态控制方法, 其特征在于, 所述方法采用根据权利要求1或2所述的单轴指向纯磁控算法。

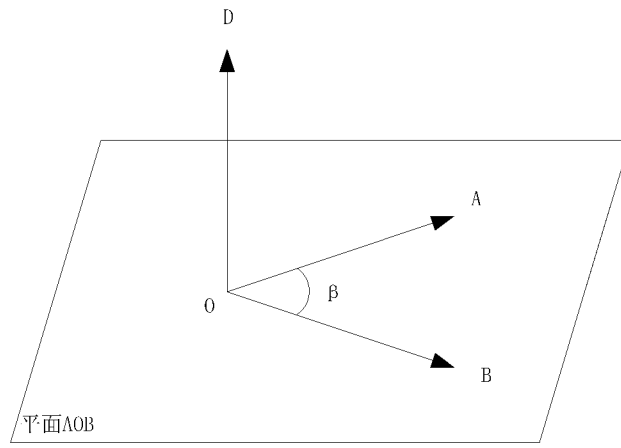


图 1

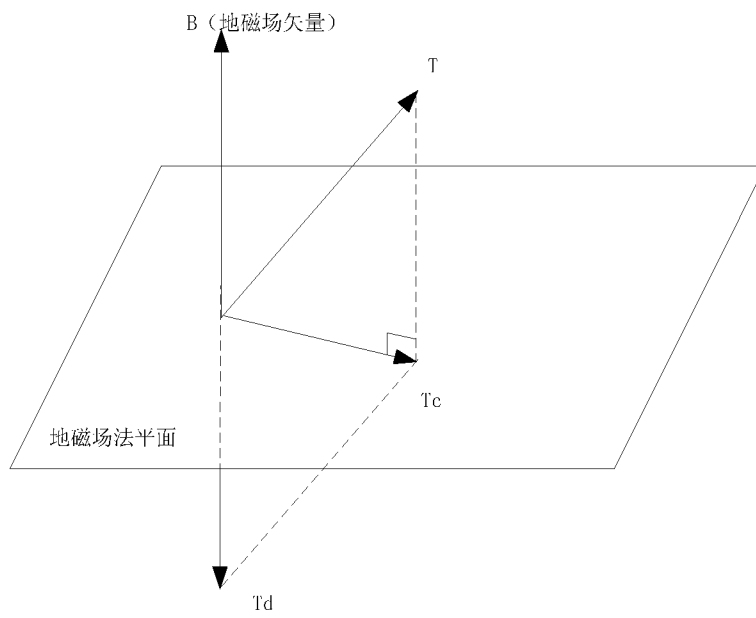


图 2

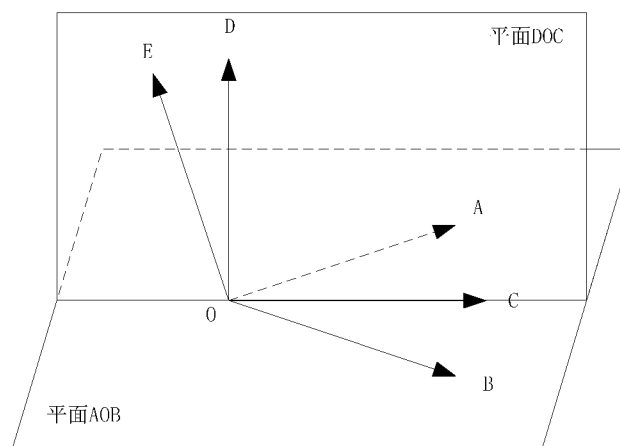


图 3

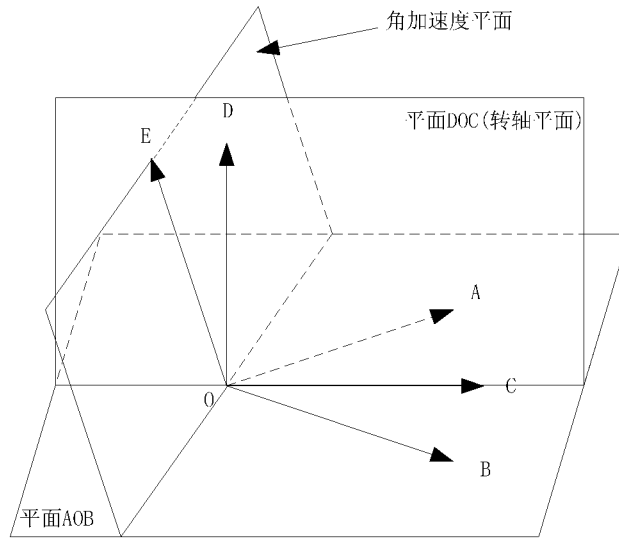


图 4

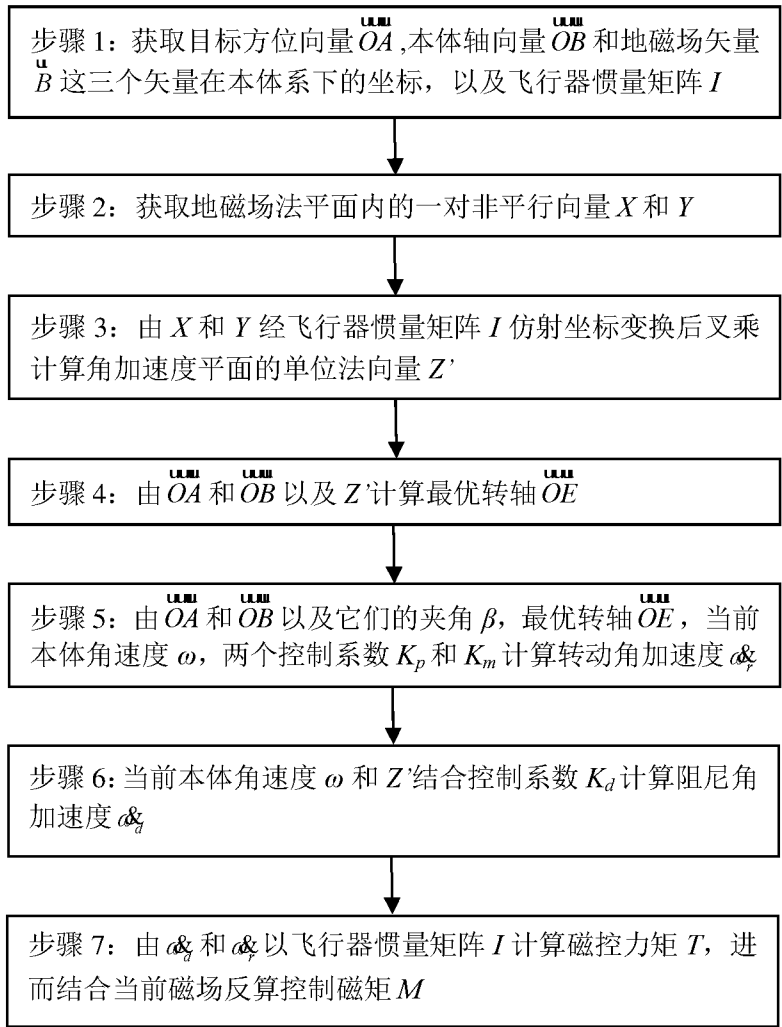


图 5

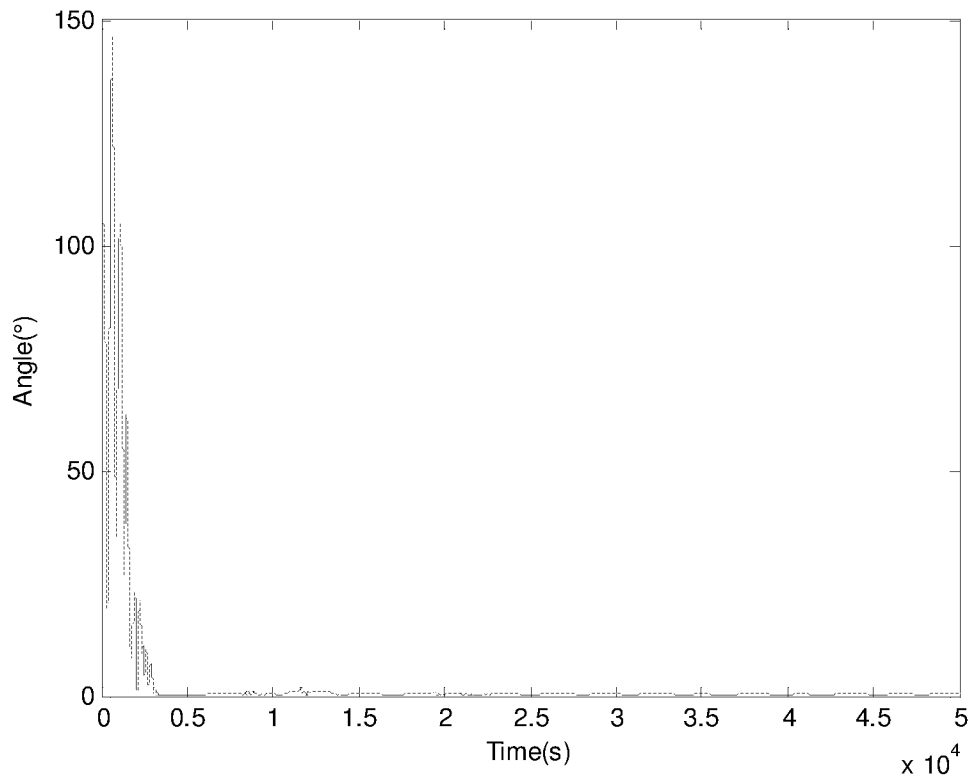


图 6

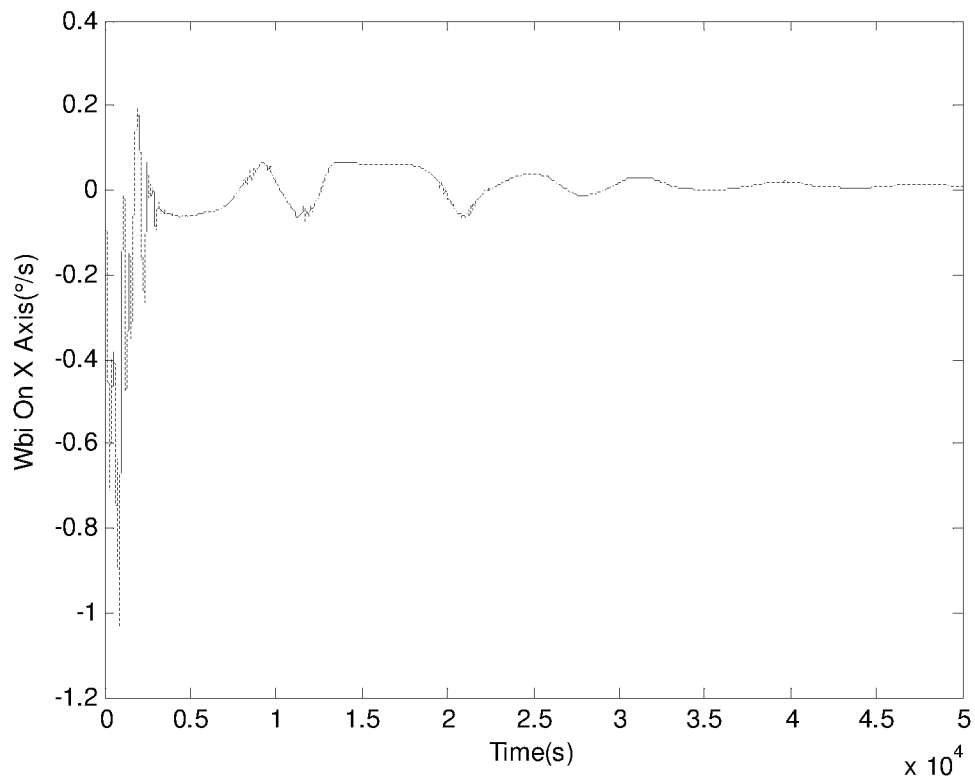


图 7

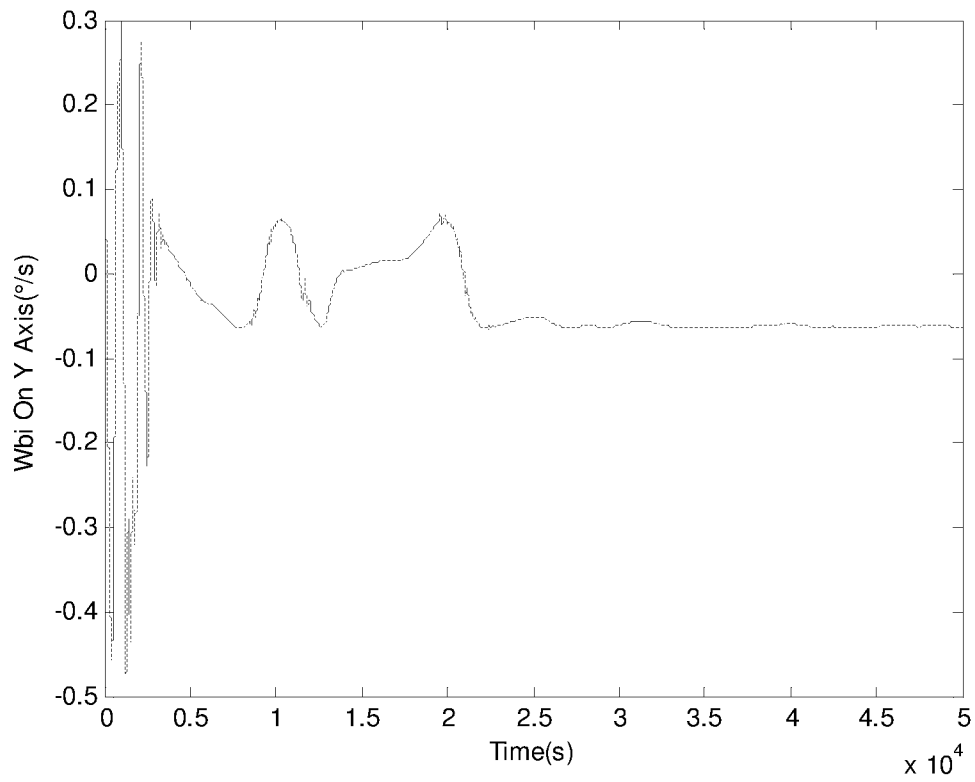


图 8

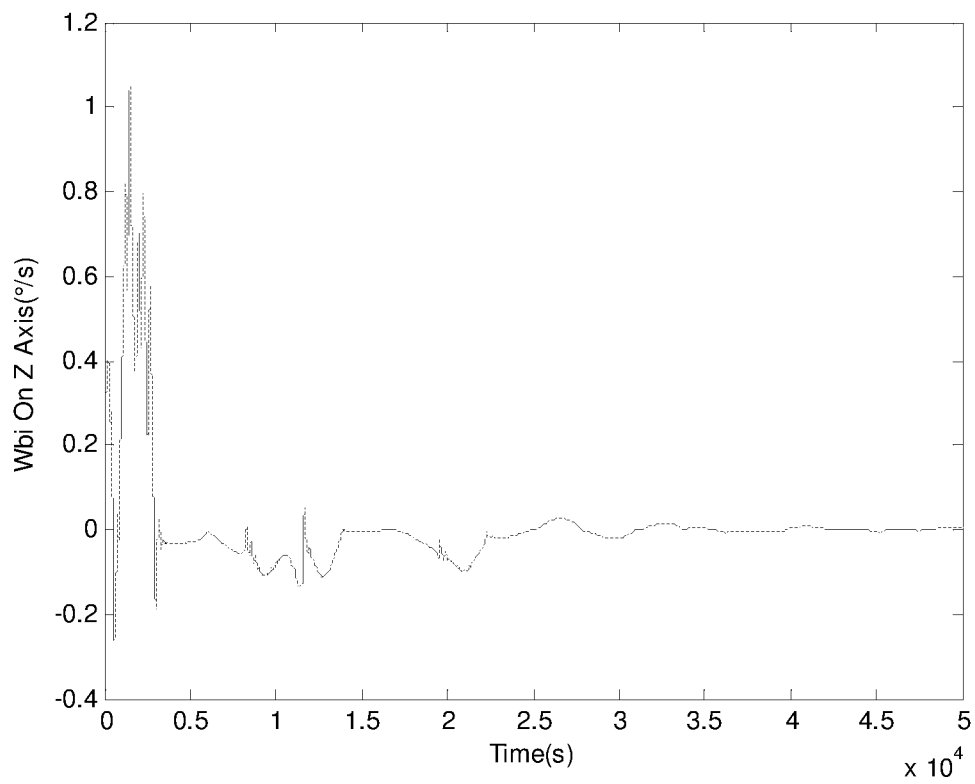


图 9

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

**PCT/CN2016/097885**

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G05B 17/02 (2006.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G05B, G05D, B64G

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNABS, CNTXT, VEN, CNKI: single axis, orientation, control, pure magnetic control, space, geometry, aircraft, spacecraft, satellite, single, axis, shaft, point+, magnetic, spatial geometric analysis

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	XIANG, Tian et al., "Attitude Recovery of Pico-Satellites Based on Fully Magnetic Coils Control Algorithm", JOURNAL OF ZHEJIANG UNIVERSITY (ENGINEERING SCIENCE), vol. 47, no. 5, 31 December 2013 (31.12.2013), pages 843-852	1-3
A	ZHANG, Honhua et al., "Single Axis Pointing Control for Underactuated Flexible Spacecraft", JOURNAL OF ASTRONAUTICS, vol. 32, no. 7, 31 July 2011 (31.07.2011), pages 1491-1501	1-3
A	CN 1983098 A (SHANGHAI ENGINEERING CENTER FOR MICROSATELLITES), 20 June 2007 (20.06.2007), the whole document	1-3
A	US 4084773 A (RCA CORP.), 18 April 1978 (18.04.1978), the whole document	1-3
A	US 7376496 B1 (LOCKHEED MARTIN CORP.), 20 May 2008 (20.05.2008), the whole document	1-3

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

<p>* Special categories of cited documents:</p> <p>"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date</p> <p>"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)</p> <p>"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p>	<p>"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention</p> <p>"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone</p> <p>"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art</p> <p>"&amp;" document member of the same patent family</p>
---	---

Date of the actual completion of the international search  
04 February 2017 (04.02.2017)

Date of mailing of the international search report  
**16 February 2017 (16.02.2017)**

Name and mailing address of the ISA/CN:  
State Intellectual Property Office of the P. R. China  
No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao  
Haidian District, Beijing 100088, China  
Facsimile No.: (86-10) 62019451

Authorized officer  
**LIN, Bangyong**  
Telephone No.: (86-10) **62085805**

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**  
Information on patent family members

International application No.

**PCT/CN2016/097885**

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 1983098 A	20 June 2007	CN 100451898 C	14 January 2009
US 4084773 A	18 April 1978	CA 1088653 A1	28 October 1980
US 7376496 B1	20 May 2008	None	

<p>A. 主题的分类</p> <p>G05B 17/02 (2006.01) i</p> <p>按照国际专利分类 (IPC) 或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类</p>																				
<p>B. 检索领域</p> <p>检索的最低限度文献 (标明分类系统和分类号)</p> <p>G05B, G05D, B64G</p> <p>包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献</p> <p>在国际检索时查阅的电子数据库 (数据库的名称, 和使用的检索词 (如使用))</p> <p>CNABS, CNTXT, VEN, CNKI: 飞行器, 航天器, 卫星, 单轴, 指向, 朝向, 控制, 磁, 纯磁控, 空间, 几何, aircraft, spacecraft, satellite, single, axis, shaft, point+, magnetic, spatial geometric analysis</p>																				
<p>C. 相关文件</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>类型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>向甜等. "基于纯磁控的皮卫星姿态恢复" 浙江大学学报(工学版), 第47卷, 第5期, 2013年 12月 31日 (2013 - 12 - 31), 843-852页</td> <td>1-3</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>张洪华等. "欠驱动挠性航天器的单轴指向控制" 宇航学报, 第32卷, 第7期, 2011年 7月 31日 (2011 - 07 - 31), 1491-1501页</td> <td>1-3</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 1983098 A (上海微小卫星工程中心) 2007年 6月 20日 (2007 - 06 - 20) 全文</td> <td>1-3</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 4084773 A (RCA CORP) 1978年 4月 18日 (1978 - 04 - 18) 全文</td> <td>1-3</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 7376496 B1 (LOCKHEED MARTIN CORP) 2008年 5月 20日 (2008 - 05 - 20) 全文</td> <td>1-3</td> </tr> </tbody> </table>			类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	A	向甜等. "基于纯磁控的皮卫星姿态恢复" 浙江大学学报(工学版), 第47卷, 第5期, 2013年 12月 31日 (2013 - 12 - 31), 843-852页	1-3	A	张洪华等. "欠驱动挠性航天器的单轴指向控制" 宇航学报, 第32卷, 第7期, 2011年 7月 31日 (2011 - 07 - 31), 1491-1501页	1-3	A	CN 1983098 A (上海微小卫星工程中心) 2007年 6月 20日 (2007 - 06 - 20) 全文	1-3	A	US 4084773 A (RCA CORP) 1978年 4月 18日 (1978 - 04 - 18) 全文	1-3	A	US 7376496 B1 (LOCKHEED MARTIN CORP) 2008年 5月 20日 (2008 - 05 - 20) 全文	1-3
类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																		
A	向甜等. "基于纯磁控的皮卫星姿态恢复" 浙江大学学报(工学版), 第47卷, 第5期, 2013年 12月 31日 (2013 - 12 - 31), 843-852页	1-3																		
A	张洪华等. "欠驱动挠性航天器的单轴指向控制" 宇航学报, 第32卷, 第7期, 2011年 7月 31日 (2011 - 07 - 31), 1491-1501页	1-3																		
A	CN 1983098 A (上海微小卫星工程中心) 2007年 6月 20日 (2007 - 06 - 20) 全文	1-3																		
A	US 4084773 A (RCA CORP) 1978年 4月 18日 (1978 - 04 - 18) 全文	1-3																		
A	US 7376496 B1 (LOCKHEED MARTIN CORP) 2008年 5月 20日 (2008 - 05 - 20) 全文	1-3																		
<p><input type="checkbox"/> 其余文件在C栏的续页中列出。</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> 见同族专利附件。</p>																				
<p>* 引用文件的具体类型:</p> <p>"A" 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件</p> <p>"E" 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利</p> <p>"L" 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的)</p> <p>"O" 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件</p> <p>"P" 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件</p> <p>"T" 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件</p> <p>"X" 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性</p> <p>"Y" 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性</p> <p>"&amp;" 同族专利的文件</p>																				
<p>国际检索实际完成的日期</p> <p>2017年 2月 4日</p>		<p>国际检索报告邮寄日期</p> <p>2017年 2月 16日</p>																		
<p>ISA/CN的名称和邮寄地址</p> <p>中华人民共和国国家知识产权局 (ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088</p> <p>传真号 (86-10)62019451</p>		<p>授权官员</p> <p>林邦镛</p> <p>电话号码 (86-10)62085805</p>																		

国际检索报告  
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2016/097885

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利			公布日 (年/月/日)
CN	1983098	A	2007年 6月 20日	CN	100451898	C	2009年 1月 14日
US	4084773	A	1978年 4月 18日	CA	1088653	A1	1980年 10月 28日
US	7376496	B1	2008年 5月 20日	无			