



(12) 发明专利 (解密公告)

(10) 授权公告号 CN 108401552 B

(45) 授权公告日 2012. 06. 27

解密公告日 2018. 08. 14

(21) 申请号 200810074494. 2

(22) 申请日 2008. 01. 18

(73) 专利权人 西北工业大学

地址 陕西省西安市友谊西路 127 号

(72) 发明人 周军 刘莹莹

(74) 专利代理机构 西北工业大学专利中心

61204

代理人 王鲜凯

(51) Int. Cl.

G01C 21/24(2006. 01)

G01C 21/02(2006. 01)

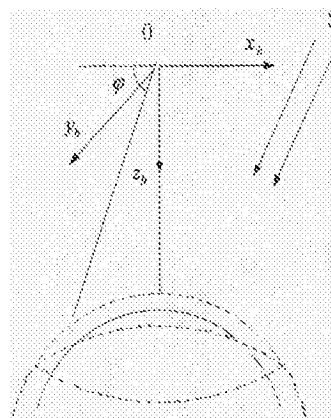
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 1 页

(54) 发明名称

卫星自主导航方法

(57) 摘要

本发明涉及一种卫星自主导航方法,其特点是包括以下步骤:用偏振光敏感器测量地球大气散射太阳光的偏振信息,通过计算得到偏振度 P ,根据散射光在大气边缘偏振度 P 的变化,通过圆锥扫描确定地平方向,计算地球中心在卫星本体坐标系中的方向 E_0 ,确定地中方向;同时,用星敏感器测量恒星方向,结合偏振信息得到的地中方向计算出星光角距;将星光角距作为观测量,卫星的位置与速度估计偏差作为状态向量,结合卫星轨道动力学,通过推广卡尔曼滤波测算卫星的位置与速度,从而确定卫星轨道。本发明利用卫星在轨测量的地球表面大气散射太阳光的偏振特性,精确地确定地平方向,提高了卫星自主导航精度。



1. 一种卫星自主导航方法,其特征在于包括以下步骤:

(a) 用偏振光敏感器测量地球大气散射太阳光的偏振信息,根据散射太阳光在大气边缘偏振度 P 的变化,采用小视场扫描的工作方式,通过圆锥扫描确定地平方向,计算地球中心在卫星本体坐标系中的方向 E_b ,或者采用大视场静止成像的工作方式,通过图象处理确定地中方向;

(b) 同时,用星敏感器测量恒星方向,结合偏振信息得到的地中方向计算出星光角距;

(c) 将星光角距作为观测量,卫星的位置与速度估计偏差作为状态向量,结合卫星轨道动力学,通过推广卡尔曼滤波测算卫星的位置与速度,从而确定卫星轨道。

卫星自主导航方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种卫星自主导航方法,属于航天器自主导航技术领域,利用大气散射偏振特性进行卫星自主轨道确定,适用于近地轨道与中等高度轨道航天器的高精度自主导航。

背景技术

[0002] 现有的星光角距自主导航方法,是依靠星光与地心方向的夹角利用红外地球敏感器测量地平方位来进行导航。

[0003] 该方法用红外地球敏感器测量星光在卫星本体坐标的方向。利用红外地球敏感器可以直接测量卫星与地球之间的几何关系——卫星垂线方向或卫星与地球边缘的切线方向,并由此测算出卫星与地心连线方向在卫星本体坐标系中方向。如两者的测量是同时的,在测量过程卫星的姿态保持不变,则可以直接测算出星光与地心的夹角,称为星光角距。用星光角距结合卫星轨道动力学方程,可以确定卫星的位置和速度,从而确定轨道。红外地球敏感器通过地球红外辐射敏感地球边缘,地心方向测量精度约为 0.1° 。

[0004] 由于大气层的覆盖,地球边缘模糊,红外地平仪很难精确地确定地球边缘的位置,因此地心方向的测量精度较低,而导致导航精度较低,对于近地轨道,导航精度一般在公里级。

发明内容

[0005] 为了克服现有技术测量精度较低而导致导航精度低的不足,本发明提供一种卫星自主导航方法,利用大气散射光的偏振特性,能够提供高精度地平信息,从而实现卫星高精度自主导航。

[0006] 本发明解决其技术问题所采用的技术方案:一种卫星自主导航方法,其特点是包括下述步骤:

[0007] (a) 用偏振光敏感器测量地球大气散射太阳光的偏振信息,根据散射光在大气边缘偏振度 P 的变化,通过圆锥扫描确定地平方向,计算地球中心在卫星本体坐标系中的方向 E_b ,确定地中方向;

[0008] (b) 同时,用星敏感器测量恒星方向,结合偏振信息得到的地中方向计算出星光角距;

[0009] (c) 将星光角距作为观测量,卫星的位置与速度估计偏差作为状态向量,结合卫星轨道动力学,通过推广卡尔曼滤波测算卫星的位置与速度,从而确定卫星轨道。

[0010] 还包括采用大视场静止成像的工作方式,通过图象处理确定地中方向。

[0011] 本发明的有益效果是:由于利用卫星在轨测量的地球表面大气散射太阳光的偏振特性,精确地确定地平方向,提高了卫星自主导航精度。偏振光测量技术成熟,只要在现有航天器测量系统的基础上增加偏振光敏感器,方法简单,可操作性强。对于近地轨道,导航精度由现有技术的公里级提高到了 200m 左右。

[0012] 下面结合附图和实施例对本发明作详细说明。

附图说明

[0013] 图 1 是本发明卫星自主导航方法使用的卫星坐标系示意图。

[0014] 图 2 是本发明卫星自主导航方法中太阳子午面内偏振度变化曲线,太阳方向与卫星本体 z_b 夹角为 30° , 卫星轨道高度为 700km。

[0015] 图中, $0x_b y_b z_b$ 为卫星本体坐标系, 0 为卫星质心; S 为太阳方向; 虚线圆弧表示地球大气层边界, 虚线圆表示从卫星上能够观测到的地球大气范围; φ 为观测方向与卫星本体 x_b 轴的夹角。

具体实施方式

[0016] 参照图 1、图 2。一、用偏振光信息获得高精度地平信息。

[0017] 对于近地轨道航天器, 必须直接或间接地获得地球的方向信息, 才能确定航天器的位置。地球表面大气散射太阳光具有偏振特性, 而空间其它方向没有大气, 没有偏振信息, 因此在大气层边界偏振度发生跳变, 可以较精确地确定地平位置, 获得地平信息。

[0018] 图 1 中, 从卫星上观测大气散射太阳光, 根据瑞利散射原理, 卫星对着地球方向, 观测到大气散射太阳光的偏振度与太阳方向以及观测方向有关:

$$[0019] \quad P = \frac{1 - \cos^2 \gamma}{1 + \cos^2 \gamma} \quad (1)$$

[0020] 其中 γ 为太阳方向与观测方向间的夹角。只要观测方向与太阳光入射方向不同, 偏振度不为零。而在地球大气层以外的空间, 没有大气散射, 偏振度为零。因此, 在大气边缘, 偏振度由某一不为零的量下降至零, 存在偏振度的跳变。利用大气边缘偏振度的跳变, 能获得清晰的地球大气边缘, 从而获得高精度的地平方向信息。

[0021] 图 2 中, 从当太阳方向与卫星本体 z_b 夹角为 30° , 卫星轨道高度为 700km 时, 太阳子午面即太阳方向与卫星 z_b 轴确定的平面上的偏振度分布曲线可见, 在对着地球大气方向观测时, 散射光偏振度随观测方向逐渐变化, 而在大气层边界, 偏振度存在一个很明显的跳变, 据此可以获得地球大气边缘方位, 从而获得地球方向。

[0022] 偏振光敏感器采用小视场扫描的工作方式, 通过圆锥扫描获得地平方向, 进而可以计算地球中心在卫星本体坐标系中的方向 E_b , 与扫描式红外地平仪工作方式相同; 也可以采用大视场静止成像的工作方式, 通过图象处理获得地中方向。

[0023] 利用偏振度突变敏感地平方法, 能够提高地球边缘的清晰程度, 达到了 0.02° 以上的测量精度。

[0024] 二、用星敏感器测量恒星方向, 结合地中方向计算星光角距。

[0025] 利用星敏感器观测三颗恒星在本体坐标系中的方向, 三颗恒星的单位矢量 s_{b1} , s_{b2} , s_{b3} , 求得地心矢量和恒星矢量之间的夹角, 即星光角距:

$$[0026] \quad \begin{cases} \eta_1 = \arccos(E_b \cdot s_{b1}) \\ \eta_2 = \arccos(E_b \cdot s_{b2}) \\ \eta_3 = \arccos(E_b \cdot s_{b3}) \end{cases} \quad (2)$$

[0027] 星光角距是某一时刻两矢量间的夹角,它的大小和具体的坐标系没有关系,即与卫星姿态无关。但要求地心方向与星光方向的测量应当是同时的。

[0028] 三、用星光角距作为观测量,进行卫星自主导航。

[0029] 在地心赤道惯性坐标系 OXYZ 中,设卫星的位置矢量为 r ,速度矢量为 v ,导航滤波器状态矢量定义为:

$$[0030] \quad x = \begin{bmatrix} r \\ v \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0031] 其中 $r = [x, y, z]$, $v = [v_x, v_y, v_z]$, r 的模记为 r , v 的模记为 v 。

[0032] 卫星的轨道运动方程可以写作:

$$[0033] \quad \frac{d^2}{dt^2} r = -\frac{\mu}{r^3} r + a_d \quad (4)$$

[0034] 其中, $(-\mu/r^3)r$ 是地球引力场加速度, a_d 是摄动加速度,包括地球的非球形引力作用,大气阻力,日月引力,太阳光压等的影响。

[0035] 系统的状态方程为:

$$[0036] \quad \frac{d}{dt} x = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} r \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v \\ -\frac{\mu}{r^3} r + a_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a'_d \end{bmatrix} \triangleq f(x(t)) + \omega(t) \quad (5)$$

[0037] 其中 a'_d 为其它轨道动力学方程中未考虑的摄动加速度。 $f(x(t))$ 为系统状态方程。 $\omega(t)$ 为系统噪声,设为零均值高斯白噪声,有方差矩阵 $E(\omega(t) \omega^T(\tau)) = Q(t) \delta(t-\tau)$ 。

[0038] 系统观测方程为:

$$[0039] \quad \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \eta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arccos \frac{r \cdot s_1}{r} + \varepsilon_1 \\ \arccos \frac{r \cdot s_2}{r} + \varepsilon_2 \\ \arccos \frac{r \cdot s_3}{r} + \varepsilon_3 \end{bmatrix} \triangleq h(x(t)) + v(t) \quad (6)$$

[0040] 其中 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ 为星光角距的测量噪声。 $v(t)$ 为量测噪声向量,假定为零均值高斯白噪声,有方差矩阵 $E(v(t) v^T(\tau)) = R(t) \delta(t-\tau)$ 。

[0041] 以上状态方程与观测方程均为非线性方程,将方程离散化,利用推广卡尔曼方法,在估计值处线性化,进行状态估计:

$$[0042] \quad \hat{x}_{k/k-1} = \hat{x}_{k-1} + f(\hat{x}_{k-1}, t_{k-1}) \cdot T \quad (8)$$

$$[0043] \quad \hat{x}_k = \hat{x}_{k/k-1} + K_k \{z_k - h(\hat{x}_{k/k-1}, k)\} \quad (9)$$

$$[0044] \quad K_k = P_{k/k-1} H_k^T [H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (10)$$

$$[0045] \quad P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \quad (11)$$

$$[0046] \quad P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \quad (12)$$

[0047] 其中测量信息阵：

$$[0048] \quad H_k = \frac{\partial h_k(x(t_k), t_k)}{\partial x(t_k)} \bigg|_{x(t_k) = \hat{x}_{k/k-1}} \quad (13)$$

[0049] T 为样时间, 当采样时间为小量时, 状态转移矩阵为：

$$[0050] \quad \Phi_{k, k-1} \approx I + F(t_{k-1}) \cdot T \quad (14)$$

[0051] 其中

$$[0052] \quad F(t_{k-1}) = \frac{\partial f(x(t_k), t_k)}{\partial x(t_k)} \bigg|_{x(t_{k-1}) = \hat{x}_{k-1}} \quad (15)$$

[0053] 噪声方差阵：

$$[0054] \quad Q_k = \frac{Q(t)}{T}, \quad R_k = \frac{R(t)}{T} \quad (16)$$

[0055] 初始条件：

$$[0056] \quad \hat{x}_0 = E(x_0) = m_0, \quad P_0 = E[(x_0 - m_0)(x_0 - m_0)^T] \quad (17)$$

[0057] 由此测算卫星位置与速度, 即确定卫星轨道。

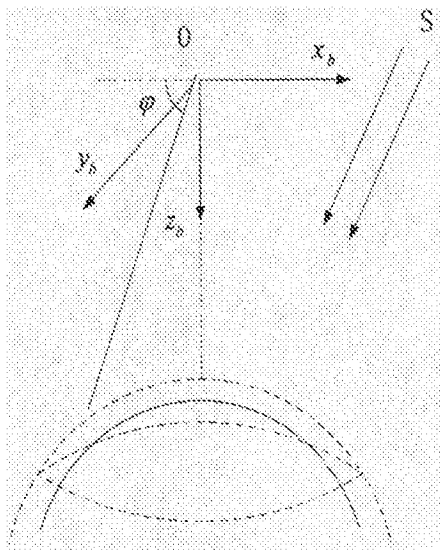


图 1

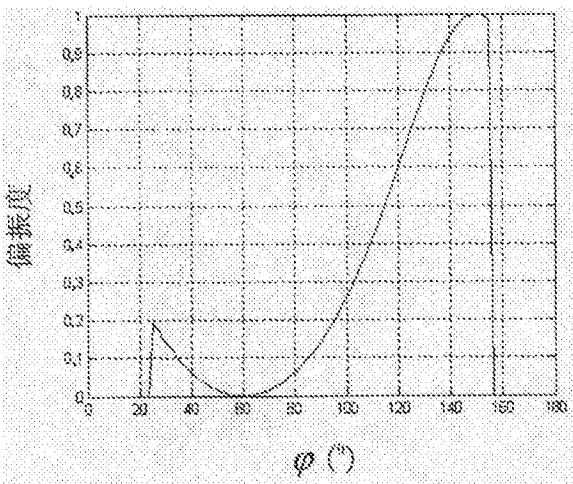


图 2