(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106989761 A
(43)申请公布日 2017.07.28

(21)申请号 201710381717.9

(22)申请日 2017.05.25

(71)申请人 北京航天自动控制研究所
地址 100854 北京市海淀区永定路50号

(72)发明人 李超兵 王晋麟 肖称贵 李学锋 禹春梅 祁琪 徐帆 徐国强

(74)专利代理机构 北京君恒知识产权代理事务所(普通合伙) 11466
代理人 张璐 黄启行

(51)Int.Cl.
G01C 25/00(2006.01)

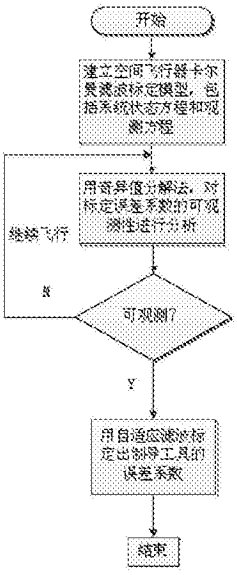
权利要求书2页 说明书6页 附图1页

(54)发明名称

一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法

(57)摘要

本发明公开了一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法。本发明利用捷联惯导输出的载体位置、姿态与星敏感器输出的姿态矩阵来构造量测，建立量测方程。设计自适应滤波算法，经过滤波计算获得陀螺仪随机常值漂移和星敏感器安装误差的估计值，从而实现组合系统的在轨自标定。本发明克服了现有制导工具误差分离技术“天地不一致”的不足，能够实时、在轨标定出制导工具的误差系数，算法简单，便于工程化。



CN 106989761 A

1.一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法，其特征为包括以下步骤：

步骤(A)：建立滤波标定模型，滤波标定模型包括系统状态方程和观测方程，其中，系统状态方程为：

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\begin{bmatrix} 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{F}_1)_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ (\boldsymbol{F}_2)_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{N}^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{F}_3)_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ & & & & 0_{3\times21} & & \\ & & & & 0_{3\times21} & & \\ & & & & 0_{3\times21} & & \\ & & & & 0_{3\times21} & & \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \phi \\ \delta\boldsymbol{V} \\ \delta\boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{A}_g \\ \boldsymbol{b} \\ \boldsymbol{A}_a \\ \nabla^b \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} (C_b^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \eta_g \\ \varepsilon_a \end{bmatrix},$$

状态变量$\boldsymbol{X}=[\phi^T \quad \delta\boldsymbol{V}^T \quad \delta\boldsymbol{r}^T \quad \boldsymbol{A}_g^T \quad \boldsymbol{b}^T \quad \boldsymbol{A}_a^T \quad \nabla^{bT}]^T_{21\times1}$，Φ表示平台失准角误差，δV表示速度误差，δr表示位置误差，A_g表示陀螺安装误差，b表示陀螺漂移误差，A_a表示加速度计安装误差，∇^b表示加速度计偏置，η_g和ε_g分别为陀螺测量噪声和加速度计测量噪声；

$\boldsymbol{F}_1=C_b^i diag(\omega_{ibxyz}^b)$，$\boldsymbol{C}_b^i$为飞行器本体系到发射惯性系的转换矩阵，$\omega_{ibxyz}^b$为陀螺测得的本体系相对于发射惯性系的角速度在本体系的投影，$\boldsymbol{F}_2=\boldsymbol{C}_b^i$，$F_3=-\Omega(\boldsymbol{C}_b^i\boldsymbol{f}^b)$，$f^b$为加速度计测得的比力在本体系的投影；$\boldsymbol{F}_4=\boldsymbol{C}_b^i diag(\boldsymbol{f}^b)$；

观测方程为：

$$\boldsymbol{Z}(t)=\begin{bmatrix} \phi^{i''} \\ \boldsymbol{Z}_v(t) \\ \boldsymbol{Z}_r(t) \end{bmatrix}=\boldsymbol{H}_{9\times21}\boldsymbol{X}_{21\times1}+\boldsymbol{V}_{9\times1}$$

$$\boldsymbol{H}_{9\times21}=\begin{bmatrix} I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{V}_{9\times1}=[-V_x^i \quad -V_y^i \quad -V_z^i \quad \delta M_x \quad \delta M_y \quad \delta M_z \quad \delta x_G \quad \delta y_G \quad \delta z_G]^T$$

其中，Z(t)中的$\phi^{i''}$为星敏感器测量的姿态角和惯导解算姿态角之差，$Z_v(t)$为GPS测量的飞行器速度和惯导解算的速度之差，$Z_r(t)$为GPS测量的飞行器位置和惯导解算的位置之差。$-V_x^i$、$-V_x^i$和$-V_z^i$为星敏感器的姿态量测白噪声，δM_x、δM_y和δM_z为GPS的量测速度白噪声，δx_G、δx_G和δz_G为GPS的量测位置白噪声；

步骤(B)：空间飞行器在轨道上进行机动，需要在三个轴向上分别作出姿态机动和线加速度机动，空间飞行器机动时需要观测；

步骤(C)：通过奇异值分解方法确定状态变量X(0)的大小，然后得出状态变量中A_g，b，A_a，∇^b是否可以观测；

步骤(D)：在步骤C中A_g，b，A_a，∇^b皆可被观测到时，将A_g，b，A_a，∇^b带入到系统状态方程，在轨标定出制导工具的误差系数；

步骤(E)：在在步骤C中A_g，b，A_a，∇^b任一不可被观测到时，空间飞行器继续飞行，然后重新执行步骤(B)。

2.根据权利要求1所述的一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法，其特征为，在所述的步骤(C)中，奇异值分解公式为：

$Q=[H^T \ (H\Phi_{1,0})^T \ \ldots \ (H\Phi_{m-1,m-2}\ldots\Phi_{1,0})^T]^T$，

$Q=U\Sigma V^T$

$U=[u_1 \ u_2 \ \ldots \ u_m]$

$V=[v_1 \ v_2 \ \ldots \ v_m]$，

$$\boldsymbol{X}(0)=(\boldsymbol{U}\Sigma\boldsymbol{V}^T)^{-1}\boldsymbol{Z}=\sum_{i=1}^{r}(\frac{\boldsymbol{u}_i^T\boldsymbol{Z}}{\sigma_i})\boldsymbol{v}_i$$

。

3.根据权利要求2所述的一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法，其特征为，在所述的步骤(E)中，空间飞行器继续飞行至少15分钟后再重新执行步骤(B)。

一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法

技术领域

[0001] 本发明涉及空间飞行器导航与控制领域，尤其涉及一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法。

背景技术

[0002] 惯性仪表是捷联惯导系统的心脏，其误差的大小将直接影响空间飞行器的入轨精度和落点偏差的大小。SINS制导工具误差系数在轨标定是提高空间飞行器导航精度的一个重要手段，而误差系数分离工作的核心是参数估计方法的研究。目前，惯性系统地面标定的方法已经比较成熟，但是惯性系统实际应用到飞行任务中时，受到飞行器震动、空间环境的变化地面标定的误差系数无法满足飞行器、航天器长期在空间飞行精确地定姿定位的要求。

发明内容

[0003] 本发明针对现有技术中的不足，提供了一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定技术，本发明能够克服现有制导工具误差分离技术“天地不一致”的不足，根据空间飞行器的实时遥测速度和外测速度的差，用最小二乘法和特征根估计相结合的方法实时地标定出制导工具的误差系数，能对制导工具误差进行补偿。

[0004] 为了解决上述技术问题，本发明通过下述技术方案得以解决：一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定技术，其特征为包括以下几个步骤：

[0005] 步骤(A)：建立滤波标定模型，滤波标定模型包括系统状态方程和观测方程，其中，系统状态方程为：

[0006]

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\begin{bmatrix} 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{F}_1)_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ (\boldsymbol{F}_2)_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{N}^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{F}_3)_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ & & & & 0_{3\times21} & & \\ & & & & 0_{3\times21} & & \\ & & & & 0_{3\times21} & & \\ & & & & 0_{3\times21} & & \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\phi} \\ \delta\boldsymbol{V} \\ \delta\boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{A}_g \\ \boldsymbol{b} \\ \boldsymbol{A}_a \\ \nabla^b \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} (C_b^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} \\ & 0_{3\times6} \\ & 0_{3\times6} \\ & 0_{3\times6} \\ & 0_{3\times6} \\ & 0_{3\times6} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}_g \\ \boldsymbol{\varepsilon}_a \end{bmatrix},$$

[0007] 状态式中变量 $\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{\phi}^T \quad \delta\boldsymbol{V}^T \quad \delta\boldsymbol{r}^T \quad \boldsymbol{A}_g^T \quad \boldsymbol{b}^T \quad \boldsymbol{A}_a^T \quad \nabla^{bT}]^T_{21\times1}$，$\boldsymbol{F}_1=\boldsymbol{C}_b^i diag(\boldsymbol{\omega}_{ibxyz}^b)$，$\boldsymbol{C}_b^i$为飞行器本体系到发射惯性系的转换矩阵，$\boldsymbol{\omega}_{ibxyz}^b$为陀螺测得的本体系相对于发射惯性系的角速度在本体系的投影，$F_2=\boldsymbol{C}_b^i$，$F_3=-\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{C}_b^i\boldsymbol{f}^b)$，$f^b$为加速度计测得的比力在本体系的投影；$\boldsymbol{F}_4=\boldsymbol{C}_b^i diag(\boldsymbol{f}^b)$。

[0008] $$N^i=\frac{kM}{r^3}\begin{bmatrix}-1+\frac{3x^2}{r^2} & \frac{3xy}{r^2} & \frac{3xz}{r^2}\\ \frac{3xy}{r^2} & -1+\frac{3y^2}{r^2} & \frac{3yz}{r^2}\\ \frac{3xz}{r^2} & \frac{3yz}{r^2} & -1+\frac{3z^2}{r^2}\end{bmatrix}$$

[0009] x,y,z表示飞行器在发射惯性坐标系下的坐标,r表示飞行器到发射惯性

[0010] 坐标系原点的位置。

[0011] Φ表示平台失准角误差,δV表示速度误差,δr表示位置误差,A_g表示陀螺安装误差,b表示陀螺漂移误差,A_a表示加速度计安装误差,∇^b表示加速度计偏置;

[0012] 观测方程为:

[0013] $$Z(t)=\begin{bmatrix}\phi^{i''}\\ Z_v(t)\\ Z_r(t)\end{bmatrix}=H_{9\times21}X_{21\times1}+V_{9\times1}$$

[0014] $$H_{9\times21}=\begin{bmatrix}I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

[0015] $$V_{9\times1}=[-V_x^i \quad -V_y^i \quad -V_z^i \quad \delta M_x \quad \delta M_y \quad \delta M_z \quad \delta x_G \quad \delta y_G \quad \delta z_G]^T$$

[0016] 其中,Z(t)中的$\Phi^{i''}$为星敏感器测量的姿态角和惯导解算姿态角之差,$Z_v(t)$为GPS测量的飞行器速度和惯导解算的速度之差,$Z_r(t)$为GPS测量的飞行器位置和惯导解算的位置之差。$-V_x^i$、$-V_x^i$和$-V_z^i$为星敏感器的姿态量测白噪声,δM_x、δM_y和δM_z为GPS的量测速度白噪声,δx_G、δx_G和δz_G为GPS的量测位置白噪声。

[0017] 步骤(B):空间飞行器在轨道上进行机动,需要在三个轴向上分别作出姿态机动和线加速度机动,空间飞行器机动时需要观测;

[0018] 步骤(C):通过奇异值分解方法确定状态变量X(0)的大小,然后得出状态变量中A_g,b,A_a,∇^b是否可以观测;

[0019] 步骤(D):在步骤C中A_g,b,A_a,∇^b皆可被观测到时,将A_g,b,A_a,∇^b带入到系统状态方程,在轨标定出制导工具的误差系数;

[0020] 步骤(E):在在步骤C中A_g,b,A_a,∇^b任一不可被观测到时,空间飞行器继续飞行,然后重新执行步骤(B)。

[0021] 上述技术方案中,优选的,在所述的步骤(C)中,奇异值分解公式为:

[0022] $Q=[H^T \quad (H\Phi_{1,0})^T \quad \ldots \quad (H\Phi_{m-1,m-2}\ldots\Phi_{1,0})^T]^T$,

[0023] $Q=U\Sigma V^T$

[0024] $U=[u_1 \ u_2 \ \ldots \ u_m]$

[0025] $V=[v_1 \ v_2 \ \ldots \ v_m]$,

[0026] $$X(0)=(U\Sigma V^T)^{-1}Z=\sum_{i=1}^{r}(\frac{u_i^TZ}{\sigma_i})v_i$$。

[0027] 上述技术方案中，优选的，在所述的步骤(E)中，空间飞行器继续飞行至少15分钟后再重新执行步骤(B)。

[0028] 本发明的技术原理是利用捷联惯导输出的载体位置、姿态与星敏感器输出的姿态矩阵来构造量测，建立量测方程。设计自适应滤波算法，经过滤波计算获得陀螺仪随机常值漂移和星敏感器安装误差的估计值，从而实现组合系统的在轨自标定。系统参数主要为φ平台失准角误差，δV速度误差，δr位置误差，A_g陀螺安装误差，b陀螺漂移误差，A_a加速度计安装误差，∇^b加速度计偏置。这些参数需要经过观察得出，这些参数还需要进行奇异值对应用来确定是否是可观测到的。如果此时的A_g陀螺安装误差和b陀螺漂移误差，A_a加速度计安装误差和∇^b加速度计偏置是可观测的，则用基于卡尔曼滤波的组合导航标定出这些误差项，最后就可以进行误差补偿。

[0029] 与现有技术相比，本发明的有益效果是：本发明能够克服现有制导工具误差分离技术“天地不一致”的不足，能够实时、在轨标定出制导工具的误差系数，算法简单，便于工程化。

附图说明

[0030] 图1为根据本发明实施例的基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法流程图。

具体实施方式

[0031] 为使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白，以下参照附图并举实施例，对本发明进一步详细说明。

[0032] 针对现有制导工具误差分离技术“天地不一致”的不足，本发明提出了一种基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨误差分离方法。本发明利用捷联惯导输出的载体位置、姿态与星敏感器输出的姿态矩阵来构造量测，建立量测方程。设计自适应滤波算法，经过滤波计算获得陀螺仪随机常值漂移和星敏感器安装误差的估计值，从而实现组合系统的在轨自标定。

[0033] 下面结合说明书附图对本发明作进一步详细描述。图1示出了本发明实施例的基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法。

[0034] 本发明的基于自适应滤波的空间飞行器制导工具在轨标定方法中，假设航天飞行器运行在圆形轨道，轨道六要素如表1所示：

[0035] 表1：航天飞行器运行轨道六要素

[0036]

半长轴	6878.14km
偏心率	0
轨道倾角	45.0026°
升交点赤径	359.887°
近地点时刻	2015.7.22 04:00:00
近地点角距	0°

[0037] 首先建立滤波标定模型，取状态变量：

[0038] $\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{\phi}^T \quad \delta\boldsymbol{V}^T \quad \delta\boldsymbol{r}^T \quad \boldsymbol{A}_g^T \quad \boldsymbol{b}^T \quad \boldsymbol{A}_a^T \quad \nabla^{bT}]^T_{21\times1}$，获得系统状态方程，

[0039]
$$\dot{\boldsymbol{X}}=\begin{bmatrix} 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{F}_1)_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ (\boldsymbol{F}_2)_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{N}^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & (\boldsymbol{F}_3)_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ & & & 0_{3\times21} & & & \\ & & & 0_{3\times21} & & & \\ & & & 0_{3\times21} & & & \\ & & & 0_{3\times21} & & & \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\phi} \\ \delta\boldsymbol{V} \\ \delta\boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{A}_g \\ \boldsymbol{b} \\ \boldsymbol{A}_a \\ \nabla^b \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} (C_b^i)_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & (C_b^i)_{3\times3} \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \\ 0_{3\times6} & \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}_g \\ \boldsymbol{\varepsilon}_a \end{bmatrix}。$$

[0040] 其中，φ表示平台失准角误差，δV表示速度误差，δr表示位置误差，A_g表示陀螺安装误差，b表示陀螺漂移误差，A_a表示加速度计安装误差，∇^b表示加速度计偏置；η_g和ε_g分别为陀螺测量噪声和加速度计测量噪声。

[0041] 观测方程为：

[0042] $$\boldsymbol{Z}(t)=\begin{bmatrix} \boldsymbol{\phi}^{i''} \\ \boldsymbol{Z}_v(t) \\ \boldsymbol{Z}_r(t) \end{bmatrix}=\boldsymbol{H}_{9\times21}\boldsymbol{X}_{21\times1}+\boldsymbol{V}_{9\times1}$$

[0043] $$\boldsymbol{H}_{9\times21}=\begin{bmatrix} I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{3\times3} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

[0044] $$\boldsymbol{V}_{9\times1}=[-V_x^i \quad -V_y^i \quad -V_z^i \quad \delta M_x \quad \delta M_y \quad \delta M_z \quad \delta x_G \quad \delta y_G \quad \delta z_G]^T$$

[0045] 其中，Z(t)中的$\phi^{i''}$为星敏感器测量的姿态角和惯导解算姿态角之差，$Z_v(t)$为GPS测量的飞行器速度和惯导解算的速度之差，$Z_r(t)$为GPS测量的飞行器位置和惯导解算的位置之差；$-V_x^i$、$-V_x^i$和$-V_z^i$为星敏感器的姿态量测白噪声，δM_x、δM_y和δM_z为GPS的量测速度白噪声，δx_G、δx_G和δz_G为GPS的量测位置白噪声。

[0046] 为了标定出模型中的所有误差参数，陀螺漂移b，陀螺标度因数δK_g，加计的标度因数δK_a，加计的漂移∇^b，必须使卫星在本体三个轴向上分别做相应的姿态机动和线加速度机动，并且机动的角速率和加速度值不能太小，否则对δK_g和δK_a的可观测性较低，导致系统无法观测。

[0047] 然后航天飞行器在圆形轨道上运行做如下三个姿态机动，每次姿态机动后姿态保持20分钟进入下一姿态机动，机动后三个阶段的姿态如下表2所示：

[0048] 表2卫星在轨三轴姿态指向

[0049]

姿态阶段	姿态指向		
	X 轴	Y 轴	Z 轴
0-20min	与航天飞行器速度同向	/	天底对齐
20-40min	与航天飞行器速度成 90°夹角	/	天底对齐
40-100	天底对齐	与航天飞行器速度同向	/

[0050] 再然后根据奇异值分解法对航天飞行器的实际运行的轨迹机动状态进行可观测分析，分析公式为：

[0051] $Q=[H^T \ (H\Phi_{1,0})^T \ \ldots \ (H\Phi_{m-1,m-2}\ldots\Phi_{1,0})^T]^T$

[0052] 进行奇异值分解：

[0053] $Q=U\Sigma V^T$

[0054] $U=[u_1 \ u_2 \ \ldots \ u_m]$

[0055] $V=[v_1 \ v_2 \ \ldots \ v_m]$

[0056] 由上式得到

[0057] $$X(0)=(U\Sigma V^T)^{-1}Z=\sum_{i=1}^{r}(\frac{u_i^T Z}{\sigma_i})v_i$$ 。

[0058] 应用上式求得每一个奇异值对应的状态变量X(0)的大小，根据该变量的大小可以确定出哪些变量可观测，哪些变量不可观测，哪些变量的可观测程度高，哪些变量的可观测程度低。如果此时陀螺安装误差和漂移误差，加速度安装误差和偏置是可观测的，则用基于自适应滤波的组合导航标定出这些误差项。如果此时陀螺安装误差和漂移误差，加速度安装误差和偏置是不可观测的，则使空间飞行器继续飞行，通常半个小时后再做出姿势改变。

[0059] 根据分析结果可知在设计的轨迹条件下，陀螺和加计的漂移是可以观测的，而对标度因数，陀螺的三个标度因数可观测度分别是5.197e-2，1.732和5.175e-2，而加计的三个标度因数的可观测度分别是2.107e-4，2.107e-4和6.100e-5，从加速度计仿真结果图中看到加计的标度因数没有被估计出来，是发散的，而陀螺的标度因数是可以估计出来的，最终收敛在设定值附近。

[0060] 表3自适应滤波漂移仿真结果表

[0061]

标定轴向	陀螺漂移设定值(°/h)	陀螺漂移估计值(°/h)	陀螺漂移估计误差	加计漂移设定值(g)	加计漂移估计值(g)	加计漂移估计误差
X	0.03	0.02857	4.76%	5E-4	5.0735E-4	1.47%
Y	0.03	0.03036	1.20%	5E-4	5.00775E-4	1.54‰
Z	0.03	0.03065	2.16%	5E-4	5.00523E-4	1.04‰
S	0.05	0.04873	2.54%	5E-4	4.96315E-4	7.37‰

[0062]

T	0.05	0.05035	6.99‰	5E-4	5.06188E-4	1.23%

[0063] 表4自适应滤波标度因数仿真结果表

[0064]

标定轴向	陀螺标度因数设定值	陀螺标度因数估计值	陀螺标度因数估计误差	加计标度因数设定值	加计标度因数估计值
X	3E-4	3.17807E-4	5.93%	3E-4	未估出
Y	3E-4	2.88881E-4	3.70%	3E-4	未估出
Z	3E-4	3.19427E-4	6.47%	3E-4	未估出
S	5E-4	4.97126E-4	5.74‰	5E-4	未估出
T	5E-4	5.15423E-4	3.08%	5E-4	未估出

[0065] 表3和表4分别为卡尔曼滤波漂移仿真结果表和标度因数仿真结果表。

[0066] 最后根据得出的制导工具的误差系数无误差进行补偿。

[0067] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已，并不用以限制本发明，凡在本发明的精神和原则之内，所做的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明保护的范围之内。

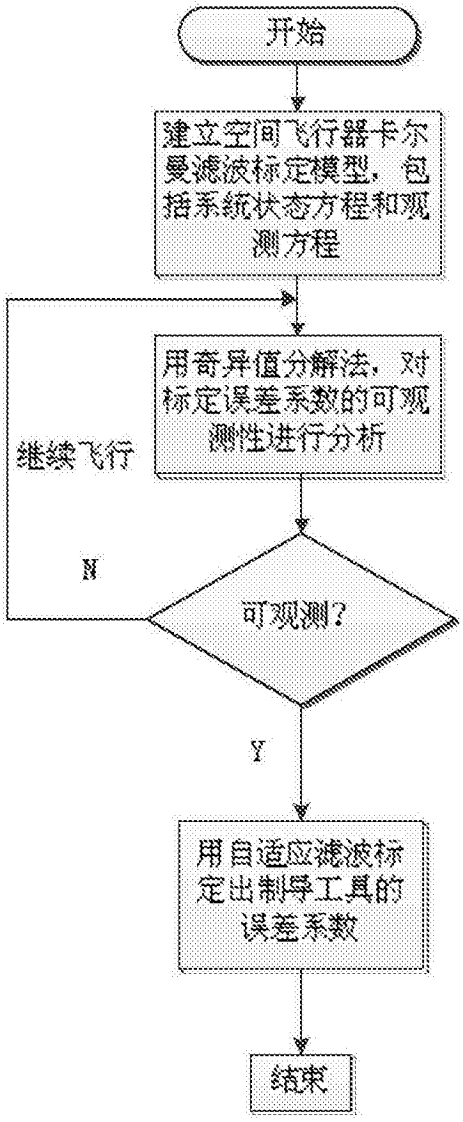

开始
建立空间飞行器卡尔曼滤波标定模型，包括系统状态方程和观测方程
用奇异值分解法，对标定误差系数的可观测性进行分析
继续飞行
N
可观测？
Y
用自适应滤波标定出制导工具的误差系数
结束

图1