(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106915477 B
(45)授权公告日 2018.01.30

(21)申请号 201710128823.6

(22)申请日 2017.03.06

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 106915477 A

(43)申请公布日 2017.07.04

(73)专利权人 上海航天控制技术研究所
地址 200233 上海市徐汇区宜山路710号

(72)发明人 吴敬玉 范季夏 王文妍 王新钟超

(74)专利代理机构 上海信好专利代理事务所(普通合伙) 31249
代理人 周乃鑫

(51)Int.Cl.
B64G 1/24(2006.01)
B64G 1/36(2006.01)
G05D 1/08(2006.01)

(56)对比文件
CN 104085539 A,2014.10.08,
CN 101214859 A,2008.07.09,
CN 103129752 A,2013.06.05,
US 2006022091 A1,2006.02.02,
帅平 等.《基于X射线脉冲星的导航卫星自主导航》.《中国空间科学技术》.2008,(第2期),

审查员 杨雪玲

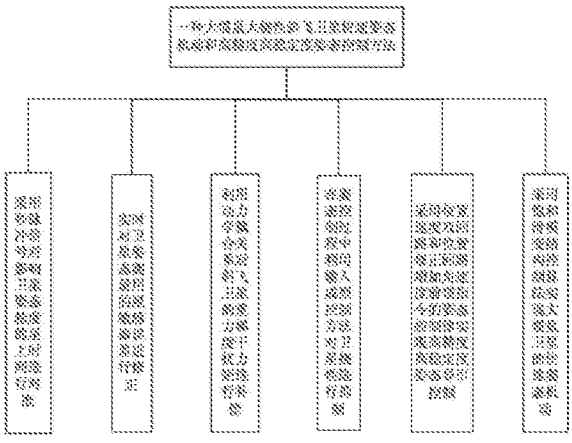
权利要求书5页 说明书11页 附图2页

(54)发明名称

一种姿态控制方法

(57)摘要

本发明公开了一种姿态控制方法,包含以下过程:采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行对准;实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正;利用动力学耦合关系对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿;在姿态控制过程中利用输入成型控制方法对卫星挠性进行抑制;采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现高精度高稳定度姿态导引控制;采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动。本发明具有计算方法简单,控制灵活,能够应用于大惯量大挠性斜飞卫星的姿态控制且大大提升了卫星的性能,降低了卫星硬件的研制成本的优点。



CN 106915477 B

1.一种姿态控制方法,其特征在于,包含以下过程:

采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行有效性判断和误差修正;

实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正;

利用动力学耦合关系对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿;

在姿态控制过程中利用输入成型控制方法对卫星挠性进行抑制;

采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现对卫星姿态导引控制;

采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动。

2.如权利要求1所述一种姿态控制方法,其特征在于,所述对影响卫星姿态精度的星上时间的误差修正进一步包含:星敏感器曝光时刻、陀螺角速度积分时间、飞轮转速指令发送时刻、推力器喷气指令发送时刻和轨道参数的准确的时间分别为控制计算机根据高精度秒脉冲信号计算的时间偏差与各自对应的未校准时的时间之和。

3.如权利要求1所述一种姿态控制方法,其特征在于,

所述对星敏感器的误差修正:

$\theta=\theta_1-\Delta\theta_1-\Delta\theta_2-\Delta\theta_3-\Delta\theta_4$

式中,θ为卫星目标姿态,θ_1为星敏感器输出姿态,$\Delta\theta_1$为预估卫星在轨的安装偏差,$\Delta\theta_2$为其它星敏感器的常值偏差,$\Delta\theta_3$为各个星敏感器热变形偏差,$\Delta\theta_4$为各个星敏感器指向与该指向的偏差。

4.如权利要求1所述一种姿态控制方法,其特征在于,所述对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿进一步包含:

根据斜飞卫星在滚动方向的重力梯度干扰力矩,计算偏航轴方向角动量

$hz=-T_{dx}/w_0$

式中,hz为卫星偏航方向角动量(单位Nms),T_{dx}为滚动方向重力梯度干扰力矩(单位Nm),w_0为卫星轨道角速度(单位rad/s)。

5.如权利要求1所述一种姿态控制方法,其特征在于,所述成型控制方法包含以下过程:含有挠性附件的卫星姿态运动状态方程为:

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}_t\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_t\boldsymbol{u}_c$$

式中,

$$\boldsymbol{x}=\left[q_v,\omega_{bt}^b,\eta_1^{\mathrm{T}},\eta_2^{\mathrm{T}}\ldots\eta_n^{\mathrm{T}},\dot{\eta}_1^{\mathrm{T}},\dot{\eta}_2^{\mathrm{T}}\ldots\dot{\eta}_n^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}},\ \boldsymbol{A}_t=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}&\boldsymbol{q}^{\#}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{I}_c^{-1}\boldsymbol{Brot}\cdot\omega_c^{\,2}&\boldsymbol{I}_c^{-1}\boldsymbol{Brot}\cdot 2\xi_c\omega_c\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{E}\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&-\boldsymbol{H}\cdot\omega_c^{\,2}&-\boldsymbol{H}2\xi_c\omega_c\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_t=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{I}_c^{-1}\\\boldsymbol{0}\\-\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{Brot}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}^{-1}\end{bmatrix};$$

0为对应维数的零矩阵,E为对应维数的单位矩阵,$I_c=I-Brot\cdot Brot^{\mathrm{T}}$,$H=(E-Brot^{\mathrm{T}}I^{-1}Brot)^{-1}$,$\boldsymbol{q}^{\#}=\frac{1}{2}\left(q_0\boldsymbol{E}_3+\boldsymbol{q}_v^{\times}\right)$;

Brot为挠性附件的耦合系数矩阵，ω_c是以各阶挠性振动频率为元素的对角阵，ξ_c为以各阶挠性振动的阻尼比组成的对角阵，η_i为第i个挠性附件振动模态，$\dot{\boldsymbol{\eta}}_i$为第i个挠性附件振动模态振动速度，I为挠性卫星转动惯量，I_c为卫星中心刚体转动惯量，q_0为姿态四元数标量，E_3为3阶单位矩阵，q_v为姿态四元数矢量部分，$\boldsymbol{\omega}_{bi}^b$为卫星惯性角速度，x为卫星姿态运动状态变量，$q^{\#}$表示运动学算子符号；

简化姿态运动特征方程：

$$P_i^* = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{E} \\ -\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^{\,2} & -\boldsymbol{H}2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c \end{bmatrix}$$

$$\begin{vmatrix} \lambda & -\boldsymbol{E} \\ \boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^{\,2} & \lambda + \boldsymbol{H}2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c \end{vmatrix} = 0$$

姿态运动特征值：

$$\lambda = \xi\omega_n \pm \omega_n\sqrt{1-\xi^2}\,i$$

输入成型器的最小脉冲个数K和T：

$$K = e^{-\frac{\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}}$$

$$T = \frac{\pi}{\omega_n\sqrt{1-\xi^2}}$$

式中，ξ为阻尼比，ω_n为等效的振动频率，i为虚数符号；

在控制器中加入角加速度输入成型项，补偿模型简化误差的振动影响，得到控制器u_c：

$$\boldsymbol{u}_c = \boldsymbol{I}K_p(\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{q}_{vd}) - \boldsymbol{q}_v) + \boldsymbol{I}K_d(\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{\omega}_d)\boldsymbol{e}_0 - \boldsymbol{\omega}_{bi}^b)$$
$$-K_p\boldsymbol{I}\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{q}_{v0}) + K_p\boldsymbol{I}\boldsymbol{q}_{v0} - K_d\boldsymbol{I}\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{\omega}_{bi0}^b) + K_p\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}_{bi0}^b + \mathrm{Shaper}(a_d)\boldsymbol{I}\boldsymbol{e}_0$$

式中，Shaper表示输入成型器，K_p表示比例控制系数，q_{vd}表示目标四元数矢量部分，K_d表示微分控制系数，ω_d表示目标姿态角速度，e_0表示初始姿态到目标姿态对应的欧拉轴，q_{v0}表示初始姿态四元数矢量部分，$\boldsymbol{\omega}_{bi0}^b$表示初始姿态角速度，$a_d$表示目标姿态角加速度。

6.如权利要求1所述一种姿态控制方法，其特征在于，所述对卫星姿态导引控制进一步包含：位置回路控制器输出的三轴角速度指令ω_{kx}、ω_{ky}、ω_{kz}

$$\omega_{kx}(k) = K_{kx}\hat{\varphi}(k) + K_{kx\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\varphi}(k)T_s$$

$$\omega_{ky}(k) = K_{ky}\hat{\theta}(k) + K_{ky\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\theta}(k)T_s + \omega_0$$

$$\omega_{kz}(k) = K_{kz}\hat{\psi}(k) + K_{kz\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\psi}(k)T_s$$

式中，$\omega_{kx}(k)$表示滚动方向修正角速度、$\omega_{ky}(k)$表示俯仰方向修正角速度、$\omega_{kz}(k)$表示偏航方向修正角速度，K_{kx}、K_{kxint}是滚动方向比例-积分控制参数；K_{ky}、K_{kyint}是俯仰方向比例-积分控制参数；K_{kz}、K_{kzint}是偏航方向比例-积分控制参数；$\hat{\varphi}$是星敏感器测量得到的滚动角；$\hat{\theta}$是星敏感器测量得到的俯仰角；$\hat{\psi}$是星敏感器测量得到的偏航角；ω_0是轨道角速度，T_s表示控制周期；

陀螺角度增量积分为

$$G_x(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_x(j)\right)$$

$$G_y(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_y(j)\right)$$

$$G_z(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_z(j)\right)$$

式中：$\Delta G_x(j)$表示滚动方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$\Delta G_y(j)$表示俯仰方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$\Delta G_z(j)$表示偏航方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$G_x(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；$G_y(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；$G_z(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

速度回路输入指令为

$$\varphi_{com_x}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{kx}(k)T_s+G_x(k)$$

$$\theta_{com_y}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{ky}(k)T_s+G_y(k)$$

$$\psi_{com_z}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{kz}(k)T_s+G_z(k)$$

式中：φ_{com_x}表示滚动方向速度回路输入指令；θ_{com_y}表示俯仰方向速度回路输入指令；ψ_{com_z}表示偏航方向速度回路输入指令；

卫星三轴方向的控制力矩T_c为：

$$T_{cx}(k)=K_{Px}\varphi_{com_x}(k)+K_{Ix}\sum_{j=0}^{k}\varphi_{com_x}(k)\cdot T_s$$

$$T_{cy}(k)=K_{Py}\theta_{com_y}(k)+K_{Iy}\sum_{j=0}^{k}\theta_{com_y}(k)\cdot T_s$$

$$T_{cz}(k)=K_{Pz}\psi_{com_z}(k)+K_{Iz}\sum_{j=0}^{k}\psi_{com_z}(k)\cdot T_s$$

式中，K_{Px}、K_{Ix}是滚动方向比例-积分控制参数；K_{Py}、K_{Iy}是俯仰方向比例-积分控制参数；K_{Pz}、K_{Iz}是偏航方向比例-积分控制参数。

7.如权利要求1所述一种姿态控制方法，其特征在于，饱和滑模变结构控制算法中对卫星相对目标姿态的姿态角与角速度误差的计算进一步包含：

$$q_e=q_d^{-1}\otimes q_{ao}$$

式中，q_{ao}是星测量得到星体相对轨道系的姿态四元数，q_d是期望的目标四元数；

将q_e转换成姿态矩阵$R(q_e)$，$R(q_e)=\left(q_{e4}^2-\hat{q}_e^T\hat{q}_e\right)I+2\hat{q}_e\hat{q}_e^T-2q_{e4}\tilde{Q}_e$；式中，$\hat{q}_e$是$q_e$的矢量部分，$\tilde{Q}_e$是$\hat{q}_e$的斜对称矩阵；

$$\tilde{Q}_e=\begin{bmatrix}0 & -q_{e3} & q_{e2}\\ q_{e3} & 0 & -q_{e1}\\ -q_{e2} & q_{e1} & 0\end{bmatrix}$$

按照123转序，由R(qe)计算姿态角误差：

$$\varphi_e=a\tan 2\left(-R_{32},R_{33}\right)$$

$\theta_e=\mathrm{asin}(R_{31})$

$\psi_e=\mathrm{atan2}(-R_{21},R_{11})$

式中，R_{ij}是矩阵R(qe)的第i行第j列的元素，a是力矩调节系数；

卫星相对目标姿态的姿态角速度误差：

$$\omega_{orbit}=\omega-R(q_{ao})\begin{bmatrix}0\\ -\omega_0\\ 0\end{bmatrix}$$

$\omega_e=\omega_{orbit}-R(q_e)\,\omega_d$

式中，R(qao)是qao对应的姿态矩阵，ω_0是实时轨道角速度，ω_d是期望的目标姿态角速度。

8.如权利要求7所述一种姿态控制方法，其特征在于，所述饱和滑模变结构控制算法进一步包含：

滑模面系数：

$$K_x=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_x}$$

$$K_y=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_y}$$

$$K_z=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_z}$$

边界层厚度：

$$\varepsilon_x=\frac{aT_{cx\max}}{4\zeta_x^{\,2}K_xI_{xx}}$$

$$\varepsilon_y=\frac{aT_{cy\max}}{4\zeta_y^{\,2}K_yI_{yy}}$$

$$\varepsilon_z=\frac{aT_{cz\max}}{4\zeta_z^{\,2}K_zI_{zz}}$$

式中，a是力矩调节系数，取为0.1-0.5；ω_{f-min}为卫星的太阳帆板的基频，$0.1\omega_{f-min}$为系统的带宽，$\zeta_x=0.7$，$\zeta_y=0.7$，$\zeta_z=0.7$为系统的阻尼，T_{cxmax}，T_{cymax}，T_{czmax}为卫星在三个方向的最大控制力矩；I_{xx}、I_{yy}、I_{zz}是卫星三轴方向转动惯量；滑模面计算如下：

$$S_x=K_x\,\underset{\varphi_{e\max}}{sat}(\varphi_e)+\omega_{ex}$$

$S_y=K_y\theta_e+\omega_{ey}$

$S_z=K_z\psi_e+\omega_{ez}$

式中，$\varphi_{emax}=\min\left\{\frac{1}{K_x}\omega_{xmax},\frac{1}{K_x}\sqrt{\frac{2T_{cxmax}|\varphi_e|}{I_{xx}+\Delta I_{xx}}}\right\}$；$\omega_{xmax}$是姿态机动的最大角速度，可根据执行机动在滚动方向的最大角动量H_{cxmax}计算得到：

$$\omega_{xmax}=\frac{H_{cxmax}}{(1+\Delta I_{xx})I_{xx}}$$

式中，ΔI_{xx}是惯量的拉偏阈值，取值范围为0.1-0.3；

控制力矩：

当$|\omega_{ei}|<1\times10^{-3}\times\pi/180$，$T_{cimax}=a\cdot T_{cimax}$，否则$T_{cimax}=T_{cimax}$

当$|S_i|>\varepsilon_i$时，$T_{ci}=sign(S_i)*T_{cimax}$

当$|S_i|<\varepsilon_i$时，$T_{ci}=\frac{S_i}{\varepsilon_i}*T_{cimax}$

式中，i=x,y,z。

一种姿态控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星姿态控制领域，特别涉及一种大惯量大挠性斜飞卫星快速姿态机动和高精度高稳定度姿态控制方法。

背景技术

[0002] 为了满足高分辨率卫星的成像需求，需要实现卫星的高精度高稳定度姿态控制；为了提高卫星的使用效率，需要实现卫星的快速姿态机动。以合成孔径雷达成像卫星为例，由于其具有太阳电池阵大、天线大和卫星斜飞的特点，使得卫星惯量大、挠性大、重力梯度干扰力矩大。这给卫星的快速姿态机动和高精度高稳定度姿态控制带来了很大的困难，常规的解决办法是选用测量精度高的姿态敏感器、选用输出力矩大的执行机构。这对姿态敏感器和执行机构的设计提出了很高的要求，也大大增加了卫星硬件的研制成本。

发明内容

[0003] 本发明目的是提供一种姿态控制方法，采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行对准、实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正、利用动力学耦合关系对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿、在姿态控制过程中利用输入成型控制方法对卫星挠性进行抑制、采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现高精度高稳定度姿态导引控制、采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动，最终实现大惯量大挠性斜飞卫星快速姿态机动和高精度高稳定度姿态控制的目的。

[0004] 为了实现上述目的，本发明通过以下技术方案实现：

[0005] 一种姿态控制方法，包含以下过程：

[0006] 采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行有效性判断和误差修正；实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正；利用动力学耦合关系对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿；在姿态控制过程中利用输入成型控制方法对卫星挠性进行抑制；采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现对卫星姿态导引控制；采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动。

[0007] 优选地，所述对影响卫星姿态精度的星上时间的误差修正进一步包含：星敏感器曝光时刻、陀螺角速度积分时间、飞轮转速指令发送时刻、推力器喷气指令发送时刻和轨道参数的准确的时间分别为控制计算机根据高精度秒脉冲信号计算的时间偏差与各自对应的未校准时的时间之和。

[0008] 优选地，所述对星敏感器的误差修正：

[0009] $\theta=\theta_1-\Delta\theta_1-\Delta\theta_2-\Delta\theta_3-\Delta\theta_4$

[0010] 式中，θ为卫星目标姿态，θ_1为星敏感器输出姿态，$\Delta\theta_1$为预估卫星在轨的安装偏差，$\Delta\theta_2$为其它星敏感器的常值偏差，$\Delta\theta_3$为各个星敏感器热变形偏差，$\Delta\theta_4$为各个星敏感器指向与该指向的偏差。

[0011] 优选地，所述对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿进一步包含：

[0012] 根据斜飞卫星在滚动方向的重力梯度干扰力矩，计算偏航轴方向角动量

[0013] $hz=-T_{dx}/w_0$

[0014] 式中，hz为卫星偏航方向角动量(单位Nms)，T_{dx}为滚动方向重力梯度干扰力矩(单位Nm)，w_0为卫星轨道角速度(单位rad/s)。

[0015] 优选地，所述成型控制方法包含以下过程：含有挠性附件的卫星姿态运动状态方程为

[0016] $$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}_t\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_t\boldsymbol{u}_c$$

[0017] 式中，

$$\boldsymbol{x}=\left[\boldsymbol{q}_v,\boldsymbol{\omega}_{bt}^b,\boldsymbol{\eta}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\eta}_2^{\mathrm{T}}\cdots\boldsymbol{\eta}_n^{\mathrm{T}},\dot{\boldsymbol{\eta}}_1^{\mathrm{T}},\dot{\boldsymbol{\eta}}_2^{\mathrm{T}}\cdots\dot{\boldsymbol{\eta}}_n^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}},\boldsymbol{A}_t=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}&\boldsymbol{q}^{\#}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{I}_c^{-1}\boldsymbol{Brot}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^{\,2}&\boldsymbol{I}_c^{-1}\boldsymbol{Brot}\cdot2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{E}\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&-\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^{\,2}&-\boldsymbol{H}2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c\end{bmatrix}$$

[0018] $$\boldsymbol{B}_t=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{I}_c^{-1}\\\boldsymbol{0}\\-\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{Brot}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}^{-1}\end{bmatrix};$$

[0019] 0为对应维数的零矩阵，E为对应维数的单位矩阵，

[0020] $$\boldsymbol{I}_c=\boldsymbol{I}-\boldsymbol{Brot}\cdot\boldsymbol{Brot}^{\mathrm{T}},\quad\boldsymbol{H}=(\boldsymbol{E}-\boldsymbol{Brot}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}^{-1}\boldsymbol{Brot})^{-1},\quad\boldsymbol{q}^{\#}=\frac{1}{2}\left(q_0\boldsymbol{E}_3+\boldsymbol{q}_v^{\times}\right);$$

[0021] Brot为挠性附件的耦合系数矩阵，ω_c是以各阶挠性振动频率为元素的对角阵，ξ_c为以各阶挠性振动的阻尼比组成的对角阵，η_i为第i个挠性附件振动模态，$\dot{\boldsymbol{\eta}}_i$为第i个挠性附件振动模态振动速度，I为挠性卫星转动惯量，I_c为卫星中心刚体转动惯量，q_0为姿态四元数标量，E_3为3阶单位矩阵，q_v为姿态四元数矢量部分，$\boldsymbol{\omega}_{bt}^b$为卫星惯性角速度，x为卫星姿态运动状态变量，$q^{\#}$表示运动学算子符号。

[0022] 简化的姿态运动特征方程为

[0023] $$\boldsymbol{P}_t^*=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}&\boldsymbol{E}\\-\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^{\,2}&-\boldsymbol{H}2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c\end{bmatrix}$$

[0024] $$\begin{vmatrix}\lambda&-\boldsymbol{E}\\\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^{\,2}&\lambda+\boldsymbol{H}2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c\end{vmatrix}=0$$

[0025] 计算所述简化的姿态运动特征方程得到姿态运动特征值

[0026] 得到姿态运动特征值

[0027] $$\lambda=\xi\omega_n\pm\omega_n\sqrt{1-\xi^2}i$$

[0028] 输入成型器的最小脉冲个数K和T：

[0029] $$K=e^{\frac{\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}}$$

[0030] $$T=\frac{\pi}{\omega_n\sqrt{1-\xi^2}}$$

[0031] 式中，ξ为阻尼比，ω_n为等效的振动频率，i为虚数符号。

[0032] 在控制器中加入角加速度输入成型项，补偿模型简化误差的振动影响，得到控制器u_c：

[0033] $$\begin{aligned}\boldsymbol{u}_c=&\boldsymbol{I}K_p(\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{q}_{vd})-\boldsymbol{q}_v)+\boldsymbol{I}K_d(\mathrm{Shaper}(\omega_d)\boldsymbol{e}_0-\boldsymbol{\omega}_{bt}^b)\\&-K_p\boldsymbol{I}\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{q}_{v0})+K_p\boldsymbol{I}\boldsymbol{q}_{v0}-K_d\boldsymbol{I}\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{\omega}_{bt0}^b)+K_p\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}_{bt0}^b+\mathrm{Shaper}(a_d)\boldsymbol{I}\boldsymbol{e}_0\end{aligned}$$

[0034] 式中，Shaper表示输入成型器，K_p表示比例控制系数，q_{vd}表示目标四元数矢量部分，K_d表示微分控制系数，ω_d表示目标姿态角速度，e_0表示初始姿态到目标姿态对应的欧拉轴，q_{v0}表示初始姿态四元数矢量部分，$\boldsymbol{\omega}_{bt0}^b$表示初始姿态角速度，$a_d$表示目标姿态角加速度。

[0035] 优选地，所述对卫星姿态导引控制进一步包含：位置回路控制器输出的三轴角速度指令ω_{kx}、ω_{ky}、ω_{kz}

[0036] $$\omega_{kx}(k)=K_{kx}\hat{\varphi}(k)+K_{kx\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\varphi}(k)T_s$$

[0037] $$\omega_{ky}(k)=K_{ky}\hat{\theta}(k)+K_{ky\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\theta}(k)T_s+\omega_0$$

[0038] $$\omega_{kz}(k)=K_{kz}\hat{\psi}(k)+K_{kz\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\psi}(k)T_s$$

[0039] 式中：$\omega_{kx}(k)$表示滚动方向修正角速度、$\omega_{ky}(k)$表示俯仰方向修正角速度、$\omega_{kz}(k)$表示偏航方向修正角速度，K_{kx}、$K_{kx}{}^{i}{}_{nt}$是滚动方向比例-积分控制参数；K_{ky}、$K_{ky\mathrm{int}}$是俯仰方向比例-积分控制参数；K_{kz}、$K_{kz\mathrm{int}}$是偏航方向比例-积分控制参数；$\hat{\varphi}$是星敏感器测量得到的滚动角；$\hat{\theta}$是星敏感器测量得到的俯仰角；$\hat{\psi}$是星敏感器测量得到的偏航角；ω_0是轨道角速度，T_s表示控制周期；

[0040] 陀螺角度增量积分为

[0041] $$G_x(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_x(j)\right)$$

[0042] $$G_y(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_y(j)\right)$$

[0043] $$G_z(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_z(j)\right)$$

[0044] 式中：$\Delta G_x(j)$表示滚动方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$\Delta G_y(j)$表示俯仰方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$\Delta G_z(j)$表示偏航方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$G_x(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；$G_y(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；$G_z(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0045] 速度回路输入指令为

[0046] $$\varphi_{com_x}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{kx}(k)T_s+G_x(k)$$

[0047] $$\theta_{com_y}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{ky}(k)T_s+G_y(k)$$

[0048] $$\psi_{com_z}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{kz}(k)T_s+G_z(k)$$

[0049] 式中，φ_{com_x}表示滚动方向速度回路输入指令；θ_{com_y}表示俯仰方向速度回路输入指令；ψ_{com_z}表示偏航方向速度回路输入指令；

[0050] 卫星三轴方向的控制力矩T_c为：

[0051] $$T_{cx}(k)=K_{Px}\varphi_{com_x}(k)+K_{Ix}\sum_{j=0}^{k}\varphi_{com_x}(k)\cdot T_s$$

[0052] $$T_{cy}(k)=K_{Py}\theta_{com_y}(k)+K_{Iy}\sum_{j=0}^{k}\theta_{com_y}(k)\cdot T_s$$

[0053] $$T_{cz}(k)=K_{Pz}\psi_{com_z}(k)+K_{Iz}\sum_{j=0}^{k}\psi_{com_z}(k)\cdot T_s$$

[0054] 式中，K_{Px}、K_{Ix}是滚动方向比例-积分控制参数；K_{Py}、K_{Iy}是俯仰方向比例-积分控制参数；K_{Pz}、K_{Iz}是偏航方向比例-积分控制参数。

[0055] 优选地，所述饱和滑模变结构控制算法进一步包含：

[0056] 卫星相对目标姿态的姿态角误差：

[0057] $$q_e=q_d^{-1}\otimes q_{ao}$$

[0058] 式中，q_{ao}是星测量得到星体相对轨道系的姿态四元数，q_d是期望的目标四元数；

[0059] 将q_e转换成姿态矩阵$R(q_e)$，$R(q_e)=\left(q_{e4}^2-\hat{q}_e^T\hat{q}_e\right)I+2\hat{q}_e\hat{q}_e^T-2q_{e4}\tilde{Q}_e$；

[0060] 式中，$\hat{q}_e$是q_e的矢量部分，$\tilde{Q}_e$是$\hat{q}_e$的斜对称矩阵；

[0061] $$\tilde{Q}_e=\begin{bmatrix}0 & -q_{e3} & q_{e2}\\ q_{e3} & 0 & -q_{e1}\\ -q_{e2} & q_{e1} & 0\end{bmatrix}$$

[0062] 按照123转序，由$R(q_e)$计算姿态角误差：

[0063] $$\varphi_e=a\tan 2\left(-R_{32},R_{33}\right)$$

[0064] $\theta_e=\mathrm{asin}(R_{31})$

[0065] $\psi_e=\mathrm{atan2}(-R_{21},R_{11})$

[0066] 式中，R_{ij}是矩阵$R(q_e)$的第i行第j列的元素，a是力矩调节系数；

[0067] 卫星相对目标姿态的姿态角速度误差：

[0068] $$\omega_{orbit}=\omega-R(q_{ao})\begin{bmatrix}0\\ -\omega_0\\ 0\end{bmatrix}$$

[0069] $\omega_e=\omega_{orbit}-R(q_e)\,\omega_d$

[0070] 式中，R(qao)是qao对应的姿态矩阵，ω0是实时轨道角速度，ωd是期望的目标姿态角速度；

[0071] 滑模面系数：

[0072] $$K_x=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_x}$$

[0073] $$K_y=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_y}$$

[0074] $$K_z=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_z}$$

[0075] 边界层厚度：

[0076] $$\varepsilon_x=\frac{aT_{cx\max}}{4\zeta_x^{\ 2}K_xI_{xx}}$$

[0077] $$\varepsilon_y=\frac{aT_{cy\max}}{4\zeta_y^{\ 2}K_yI_{yy}}$$

[0078] $$\varepsilon_z=\frac{aT_{cz\max}}{4\zeta_z^{\ 2}K_zI_{zz}}$$

[0079] 式中，a是力矩调节系数，取为0.1-0.5；ωf-min为卫星的太阳帆板的基频，0.1ωf-min为系统的带宽，ζx=0.7，ζy=0.7，ζz=0.7为系统的阻尼，Tcxmax，Tcymax，Tczmax为卫星在三个方向的最大控制力矩；Ixx、Iyy、Izz是卫星三轴方向转动惯量；滑模面计算如下：

[0080] $$S_x=K_x\underset{\varphi_{e\max}}{sat}(\varphi_e)+\omega_{ex}$$

[0081] $S_y=K_y\theta_e+\omega_{ey}$

[0082] $S_z=K_z\psi_e+\omega_{ez}$

[0083] 式中，$\varphi_{e\max}=\min\left\{\frac{1}{K_x}\omega_{x\max},\frac{1}{K_x}\sqrt{\frac{2T_{cx\max}|\varphi_e|}{I_{xx}+\Delta I_{xx}}}\right\}$；ωxmax是姿态机动的最大角速度，可根据执行机动在滚动方向的最大角动量Hcxmax计算得到：

[0084] $$\omega_{x\max}=\frac{H_{cx\max}}{(1+\Delta I_{xx})I_{xx}}$$

[0085] 式中，ΔIxx是惯量的拉偏阈值，取值范围为0.1-0.3；

[0086] 控制力矩计算如下：

[0087] 当$|\omega_{ei}|<1\times10^{-3}\times\pi/180$，$T_{ci\max}=a\cdot T_{ci\max}$，否则$T_{ci\max}=T_{ci\max}$

[0088] 当$|S_i|>\varepsilon_i$时，$T_{ci}=\mathrm{sign}(S_i)*T_{ci\max}$

[0089] 当$|S_i|<\varepsilon_i$时，$T_{ci}=\frac{S_i}{\varepsilon_i}*T_{ci\max}$

[0090] 式中，i=x，y，z。

[0091] 本发明与现有技术相比具有以下优点：

[0092] 本发明采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行对准、实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正、利用动力学耦合关系对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩

进行补偿、在姿态控制过程中利用输入成型控制方法对卫星挠性进行抑制、采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现高精度高稳定度姿态导引控制、采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动，实现大惯量大挠性斜飞卫星快速姿态机动和高精度高稳定度姿态控制。本发明计算方法简单，控制灵活，能够应用于大惯量大挠性斜飞卫星的姿态控制。大大提升了卫星的性能，降低了卫星硬件的研制成本。

附图说明

[0093] 图1为本发明一种姿态控制方法的流程图；

[0094] 图2为本发明一种姿态控制方法的卫星时间同步框图；

[0095] 图3为本发明一种姿态控制方法的星敏感器误差修正方框图。

具体实施方式

[0096] 以下结合附图，通过详细说明一个较佳的具体实施例，对本发明做进一步阐述。

[0097] 如图1所示，本发明一种姿态控制方法，包含以下过程：

[0098] 步骤1、采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行对准；即如图2所示，通过控制计算机接收校时中心周期性产生的高精度秒脉冲信号，对本地基准时间进行有效性判断和误差修正，然后通过控制计算机分别对星敏感器曝光时刻、各个陀螺角速度积分时间、飞轮转速指令发送时刻、推力器喷气指令发送时刻和推力器轨道参数计算时刻进行校正，确保姿态控制所用的时间同步，减小由于时间不同步带来的姿态确定误差和姿态控制误差。以星敏感器曝光时刻修正为例，控制计算机根据高精度秒脉冲信号计算的时间偏差为Δt，星敏感器曝光时刻为t_1，则校正后的星敏感器曝光时刻校正如式1所示，从而得到准确的曝光时间。其余对各个陀螺角速度积分时间、飞轮转速指令发送时刻、推力器喷气指令发送时刻和推力器轨道参数计算时刻的校正方法与所述敏感器曝光时刻的修正校正方法类同。

[0099] $$t_2 = t_1 + \Delta t \qquad (1)$$

[0100] 步骤2、实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正；利用星敏感器确定的姿态精度除了受制于星敏感器自身的测量精度和轨道测量精度(包含时间精度)，还受制于星敏感器相对卫星安装基准的安装精度、星敏感器及其安装部位由于温度变化引起的测量误差等。为了精确得到卫星的姿态，实现对大惯量大挠性斜飞卫星快速姿态机动和高精度高稳定度姿态控制，需对上述因素进行标定和补偿：即如图3所示，对星敏感器的误差修正包含以下过程：

[0101] 1)卫星发射前，通过地面对卫星空载、满载两种状态下的星敏感器相对卫星安装基准的偏差进行测量，预估卫星在轨的安装偏差$\Delta\theta_1$并进行修正。

[0102] 2)卫星入轨后，以卫星上的任意一个星敏感器(如星敏感器1)为基准，修正其它星敏感器(如星敏感器2)的常值偏差$\Delta\theta_2$。

[0103] 3)在两个星敏感器数据融合工作的情况下，实时修正两个星敏感器的偏差。

[0104] 4)根据温度变化情况，实时修正各个星敏感器热变形偏差$\Delta\theta_3$。

[0105] 5)根据卫星载荷指向的数据，修正各个星敏感器指向与该指向的偏差$\Delta\theta_4$。则

[0106] $\theta=\theta_1-\Delta\theta_1-\Delta\theta_2-\Delta\theta_3-\Delta\theta_4$ (2)

[0107] 其中θ为卫星目标姿态，θ_1为星敏感器输出姿态。

[0108] 步骤3、利用动力学耦合关系对斜飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿；为了满足诸如合成孔径雷达卫星成像的需求，卫星长期工作在斜飞状态(即卫星滚动方向偏置一大角度)，这种状态存在很大的重力梯度干扰力矩。

[0109] 根据斜飞卫星在滚动方向的重力梯度干扰力矩，通过式3计算偏航轴方向所需要的角动量，通过飞轮转动提供该角动量，从而产生滚动方向的陀螺力矩，所述滚动方向的陀螺力矩克服滚动方向重力梯度干扰力矩的影响，实现对斜飞卫星的姿态控制。

[0110] $hz=-T_{dx}/w_0$ (3)

[0111] 式中，hz为卫星偏航方向角动量(单位Nms)，T_{dx}为滚动方向重力梯度干扰力矩(单位Nm)，w_0为卫星轨道角速度(单位rad/s)。

[0112] 步骤4、在姿态控制过程中利用输入成型控制方法对卫星挠性进行抑制；对于带有挠性附件的卫星，快速机动过程中如何减小挠性附件振动对控制系统产生的影响尤为重要。

[0113] 对于绕欧拉轴单轴机动的航天器，通过简化系统特征矩阵实现非线性系统方程的求解问题；通过角加速度补偿来消除系统特征矩阵简化所带来的残余振动，从而有效的抑制机动过程中激发的振动，达到姿态快速机动和快速稳定。

[0114] 含有挠性附件的卫星姿态运动状态方程见式4。

[0115] $$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}_t\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}_t\boldsymbol{u}_c \quad (4)$$

[0116] 式中，$\boldsymbol{x}=\left[\boldsymbol{q}_v,\boldsymbol{\omega}_{bi}^b,\boldsymbol{\eta}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\eta}_2^{\mathrm{T}}\cdots\boldsymbol{\eta}_n^{\mathrm{T}},\dot{\boldsymbol{\eta}}_1^{\mathrm{T}},\dot{\boldsymbol{\eta}}_2^{\mathrm{T}}\cdots\dot{\boldsymbol{\eta}}_n^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$，$A_t$与$B_t$的表达见式5、式6。

[0117] $$\boldsymbol{A}_t=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{q}^{\#} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I}_c^{-1}\boldsymbol{Brot}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^2 & \boldsymbol{I}_c^{-1}\boldsymbol{Brot}\cdot 2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{E}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^2 & -\boldsymbol{H}2\boldsymbol{\xi}_c\boldsymbol{\omega}_c\end{bmatrix} \quad (5)$$

[0118] $$\boldsymbol{B}_t=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{I}_c^{-1}\\ \boldsymbol{0}\\ -\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{Brot}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}^{-1}\end{bmatrix} \quad (6)$$

[0119] 式中，0为对应维数的零矩阵，E为对应维数的单位矩阵，$I_c=I-Brot\cdot Brot^{\mathrm{T}}$，$H=(E-Brot^{\mathrm{T}}I^{-1}Brot)^{-1}$，$\boldsymbol{q}^{\#}=\frac{1}{2}\left(q_0\boldsymbol{E}_3+\boldsymbol{q}_v^{\times}\right)$。其中，Brot为挠性附件的耦合系数矩阵，$\omega_c$是以各阶挠性振动频率为元素的对角阵，$\xi_c$为以各阶挠性振动的阻尼比组成的对角阵，$\eta_i$为第i个挠性附件振动模态，$\dot{\boldsymbol{\eta}}_i$为第i个挠性附件振动模态振动速度，I为挠性卫星转动惯量，I_c为卫星中心刚体转动惯量，q_0为姿态四元数标量，E_3为3阶单位矩阵，q_v为姿态四元数矢量部分，$\boldsymbol{\omega}_{bi}^b$为卫星惯性角速度，x为卫星姿态运动状态变量，$q^{\#}$表示运动学算子符号。

[0120] 简化的姿态运动特征方程见式7

[0121] $$P_i^* = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{E} \\ -\boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^2 & -\boldsymbol{H}2\xi_c\boldsymbol{\omega}_c \end{bmatrix} \quad (7)$$

[0122] $$\begin{vmatrix} \lambda & -\boldsymbol{E} \\ \boldsymbol{H}\cdot\boldsymbol{\omega}_c^2 & \lambda + \boldsymbol{H}2\xi_c\boldsymbol{\omega}_c \end{vmatrix} = 0 \quad (8)$$

[0123] 求解式8，得到姿态运动特征值λ。

[0124] 得到输入成型器的最小脉冲个数为两个，它们的作用时间与幅值如下表。

[0125]

作用时间	0	T
幅值	1/(1+K)	K/(1+K)

[0126] 上表中，K和T的表达式如下：

[0127] $$K = e^{-\frac{\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}}$$
$$T = \frac{\pi}{\omega_n\sqrt{1-\xi^2}} \quad (9)$$

[0128] 其中，ξ和ω_n为求解式8后得到的共轭特征值对应的阻尼比和等效的振动频率，K和T分别脉冲的幅值和作用时刻。

[0129] 在控制器中加入角加速度输入成型项，补偿模型简化误差的振动影响，得到控制器u_c(用控制力矩来表示)如下：

[0130] $$\begin{aligned} \boldsymbol{u}_c = {} & \boldsymbol{I}K_p(\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{q}_{vd}) - \boldsymbol{q}_v) + \boldsymbol{I}K_d(\mathrm{Shaper}(\omega_d)\boldsymbol{e}_0 - \boldsymbol{\omega}_{bt}^b) \\ & - K_p\boldsymbol{I}\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{q}_{v0}) + K_p\boldsymbol{I}\boldsymbol{q}_{v0} - K_d\boldsymbol{I}\mathrm{Shaper}(\boldsymbol{\omega}_{bt0}^b) + K_p\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}_{bt0}^b + \mathrm{Shaper}(a_d)\boldsymbol{I}\boldsymbol{e}_0 \end{aligned} \quad (10)$$

[0131] 式中，Shaper表示在第3步所设计的输入成型器，K_p表示比例控制系数，q_{vd}表示目标四元数矢量部分，K_d表示微分控制系数，ω_d表示目标姿态角速度，e_0表示初始姿态到目标姿态对应的欧拉轴，q_{v0}表示初始姿态四元数矢量部分，$\boldsymbol{\omega}_{bt0}^b$表示初始姿态角速度，$a_d$表示目标姿态角加速度。。

[0132] 步骤5、采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现高精度高稳定度姿态导引控制；即通过速度回路对积分陀螺组合的角度增量进行积分，对角度增量积分和位置回路控制器的输出指令之和进行控制，实现星体在惯性空间快速稳定。

[0133] 具体为在惯性空间控制到星体的惯性角速度和角度为零。在位置修正回路中加入姿态导引的角速度指令，相当于系统的角速度前馈，提高系统响应能力，实现快速姿态导引控制。在滚动方向进行与偏航方向的解耦控制，消除偏航方向导引后对滚动方向的耦合影响，实现任意位置快速姿态导引接入控制，提高系统控制精度。

[0134] 位置回路控制器输出的三轴角速度指令ω_{kx}、ω_{ky}、ω_{kz}见式11。

$$\omega_{kx}(k)=K_{kx}\hat{\varphi}(k)+K_{kx\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\varphi}(k)T_s$$

[0135] $$\omega_{ky}(k)=K_{ky}\hat{\theta}(k)+K_{ky\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\theta}(k)T_s+\omega_0 \qquad (11)$$

$$\omega_{kz}(k)=K_{kz}\hat{\psi}(k)+K_{kz\mathrm{int}}\sum_{j=0}^{k}\hat{\psi}(k)T_s$$

[0136] 式中，K_{kx}、K_{kxint}是滚动方向比例-积分控制参数；K_{ky}、K_{kyint}是俯仰方向比例-积分控制参数；K_{kz}、K_{kzint}是偏航方向比例-积分控制参数；$\hat{\varphi}$是星敏感器测量得到的滚动角；$\hat{\theta}$是星敏感器测量得到的俯仰角；$\hat{\psi}$是星敏感器测量得到的偏航角；ω_0是轨道角速度，T_s表示控制周期。

[0137] 陀螺角度增量积分计算见式12。

$$G_x(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_x(j)\right)$$

[0138] $$G_y(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_y(j)\right) \qquad (12)$$

$$G_z(k)=\sum_{j=0}^{k}\left(\Delta G_z(j)\right)$$

[0139] 其中：$\Delta G_x(j)$表示滚动方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$\Delta G_y(j)$表示俯仰方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$\Delta G_z(j)$表示偏航方向第j个控制周期内陀螺组合输出的角度增量；$G_x(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；$G_y(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；$G_z(k)$表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0140] 速度回路输入指令计算见式13

$$\varphi_{com_x}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{kx}(k)T_s+G_x(k)$$

[0141] $$\theta_{com_y}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{ky}(k)T_s+G_y(k) \qquad (13)$$

$$\psi_{com_z}(k)=\sum_{j=0}^{k}\omega_{kz}(k)T_s+G_z(k)$$

[0142] 式中：φ_{com_x}表示滚动方向速度回路输入指令；θ_{com_y}表示俯仰方向速度回路输入指令；ψ_{com_z}表示偏航方向速度回路输入指令。

[0143] 卫星三轴方向的控制力矩T_c由式14计算得到。

$$T_{cx}(k)=K_{Px}\varphi_{com_x}(k)+K_{Ix}\sum_{j=0}^{k}\varphi_{com_x}(k)\cdot T_s$$

[0144] $$T_{cy}(k)=K_{Py}\theta_{com_y}(k)+K_{Iy}\sum_{j=0}^{k}\theta_{com_y}(k)\cdot T_s \qquad (14)$$

$$T_{cz}(k)=K_{Pz}\psi_{com_z}(k)+K_{Iz}\sum_{j=0}^{k}\psi_{com_z}(k)\cdot T_s$$

[0145] 其中：K_{Px}、K_{Ix}是滚动方向比例-积分控制参数；K_{Py}、K_{Iy}是俯仰方向比例-积分控制参数；K_{Pz}、K_{Iz}是偏航方向比例-积分控制参数。

[0146] 步骤6、采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动。对于大惯量大挠性卫星，在执行机构输出能力确定后，姿态机动的加速段、匀速段和减速段也基本确定，但不同的算法对姿态机动基本到位后的姿态稳定时间影响较大。本发明通过利用基于饱和函数的滑模变结构控制算法，使卫星状态在滑模面上运动时实现加速、匀速、减速和快速姿态稳定。该算法具有简单可靠，运算量小，能够实现卫星姿态的快速稳定，使姿态机动时间缩短的优点。具体算法如下：

[0147] 卫星相对目标姿态的姿态角误差：

[0148] $$q_e = q_d^{-1} \otimes q_{ao} \tag{15}$$

[0149] 式中，q_{ao}是星测量得到星体相对轨道系的姿态四元数，q_d是期望的目标四元数。

[0150] 将q_e转换成姿态矩阵$R(q_e)$，$R(q_e)=\left(q_{e4}^2-\hat{q}_e^T\hat{q}_e\right)I+2\hat{q}_e\hat{q}_e^T-2q_{e4}\tilde{Q}_e$。

[0151] 其中，$\hat{q}_e$是q_e的矢量部分，$\tilde{Q}_e$是$\hat{q}_e$的斜对称矩阵。

[0152] $$\tilde{Q}_e=\begin{bmatrix} 0 & -q_{e3} & q_{e2} \\ q_{e3} & 0 & -q_{e1} \\ -q_{e2} & q_{e1} & 0 \end{bmatrix} \tag{16}$$

[0153] 按照123转序，由$R(q_e)$计算姿态角误差：

[0154] $$\begin{aligned} \varphi_e &= a\tan 2\left(-R_{32},R_{33}\right) \\ \theta_e &= a\sin\left(R_{31}\right) \\ \psi_e &= a\tan 2\left(-R_{21},R_{11}\right) \end{aligned} \tag{17}$$

[0155] 其中，R_{ij}是矩阵$R(q_e)$的第i行第j列的元素，a是力矩调节系数。

[0156] 卫星相对目标姿态的姿态角速度误差：

[0157] $$\omega_{orbit}=\omega-R(q_{ao})\begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{18}$$

[0158] $$\omega_e=\omega_{orbit}-R(q_e)\,\omega_d \tag{19}$$

[0159] 其中，$R(q_{ao})$是q_{ao}对应的姿态矩阵，ω_0是实时轨道角速度，ω_d是期望的目标姿态角速度。

[0160] 设卫星的太阳帆板的基频为$\omega_{f\text{-}min}$，选取系统的带宽为$0.1\,\omega_{f\text{-}min}$，选择系统的阻尼$\zeta_x=0.7$，$\zeta_y=0.7$，$\zeta_z=0.7$，根据执行机构的能力可以确定其在三个方向的最大控制力矩T_{cxmax}，T_{cymax}，T_{czmax}。

[0161] 则滑模面系数：

$$K_x=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_x}$$

[0162] $$K_y=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_y} \qquad (20)$$

$$K_z=\frac{0.1\times\omega_{f-\min}}{2\zeta_z}$$

[0163] 边界层厚度：

$$\varepsilon_x=\frac{aT_{cx\max}}{4\zeta_x{}^2K_xI_{xx}}$$

[0164] $$\varepsilon_y=\frac{aT_{cy\max}}{4\zeta_y{}^2K_yI_{yy}} \qquad (21)$$

$$\varepsilon_z=\frac{aT_{cz\max}}{4\zeta_z{}^2K_zI_{zz}}$$

[0165] 其中，a是力矩调节系数，取为0.1-0.5。取I_{xx}、I_{yy}、I_{zz}是卫星三轴方向转动惯量。

[0166] 滑模面计算如下：

[0167] $$S_x=K_x\underset{\varphi_{e\max}}{sat}(\varphi_e)+\omega_{ex} \qquad (22)$$

[0168] $S_y=K_y\theta_e+\omega_{ey}$ (23)

[0169] $S_z=K_z\psi_e+\omega_{ez}$ (24)

[0170] 式中，$\varphi_{e\max}=\min\left\{\frac{1}{K_x}\omega_{x\max},\frac{1}{K_x}\sqrt{\frac{2T_{cx\max}|\varphi_e|}{I_{xx}+\Delta I_{xx}}}\right\}$；$\omega_{x\max}$是姿态机动的最大角速度，可根据执行机动在滚动方向的最大角动量$H_{cx\max}$计算得到：

[0171] $$\omega_{x\max}=\frac{H_{cx\max}}{(1+\Delta I_{xx})I_{xx}} \qquad (25)$$

[0172] 其中ΔI_{xx}是惯量的拉偏阈值，一般可取0.1-0.3。

[0173] 控制力矩计算如下：

[0174] 当$|\omega_{ei}|<1\times10^{-3}\times\pi/180$，$T_{ci\max}=a\cdot T_{ci\max}$，否则$T_{ci\max}=T_{ci\max}$

[0175] 当$|S_i|>\varepsilon_i$时，$T_{ci}=\mathrm{sign}(S_i)*T_{ci\max}$

[0176] 当$|S_i|<\varepsilon_i$时，$T_{ci}=\frac{S_i}{\varepsilon_i}*T_{ci\max}$

[0177] 其中，i=x,y,z。

[0178] 尽管本发明的内容已经通过上述优选实施例作了详细介绍，但应当认识到上述的描述不应被认为是对本发明的限制。在本领域技术人员阅读了上述内容后，对于本发明的多种修改和替代都将是显而易见的。因此，本发明的保护范围应由所附的权利要求来限定。

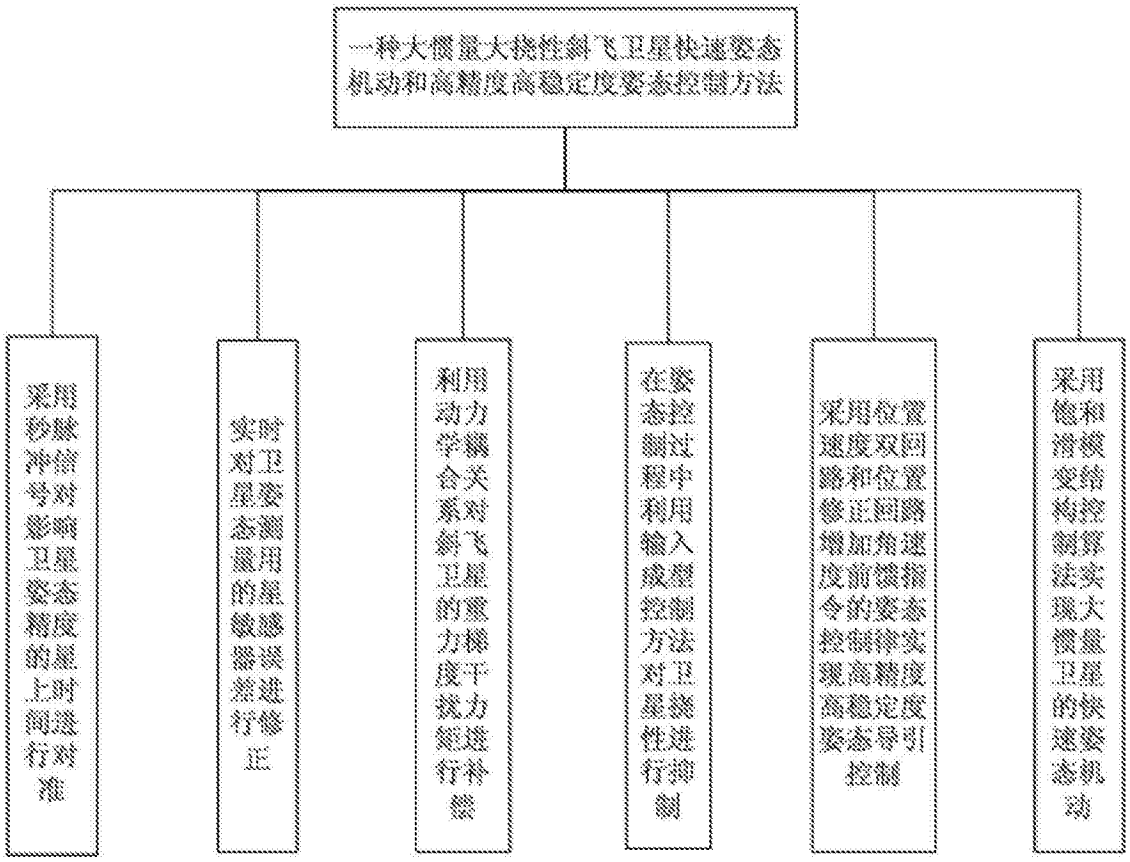

一种大惯量大挠性飞卫星快速姿态机动和高精度高稳定度姿态控制方法
采用秒脉冲信号对影响卫星姿态精度的星上时间进行对准
实时对卫星姿态测量用的星敏感器误差进行修正
利用动力学耦合关系对飞卫星的重力梯度干扰力矩进行补偿
在姿态控制过程中利用输入成形控制方法对卫星挠性进行抑制
采用位置速度双回路和位置修正回路增加角速度前馈指令的姿态控制律实现高精度高稳定度姿态导引控制
采用饱和滑模变结构控制算法实现大惯量卫星的快速姿态机动

图1

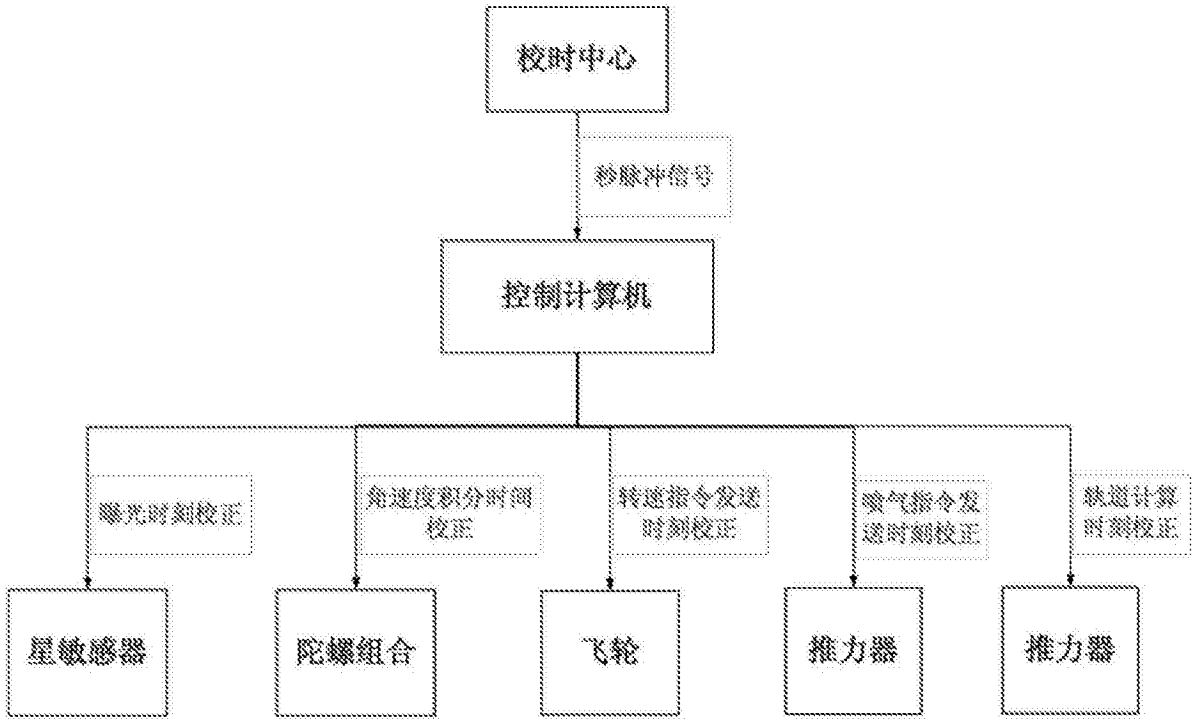

校时中心
秒脉冲信号
控制计算机
曝光时刻校正
角速度积分时间校正
转速指令发送时刻校正
喷气指令发送时刻校正
轨道计算时刻校正
星敏感器
陀螺组合
飞轮
推力器
推力器

图2

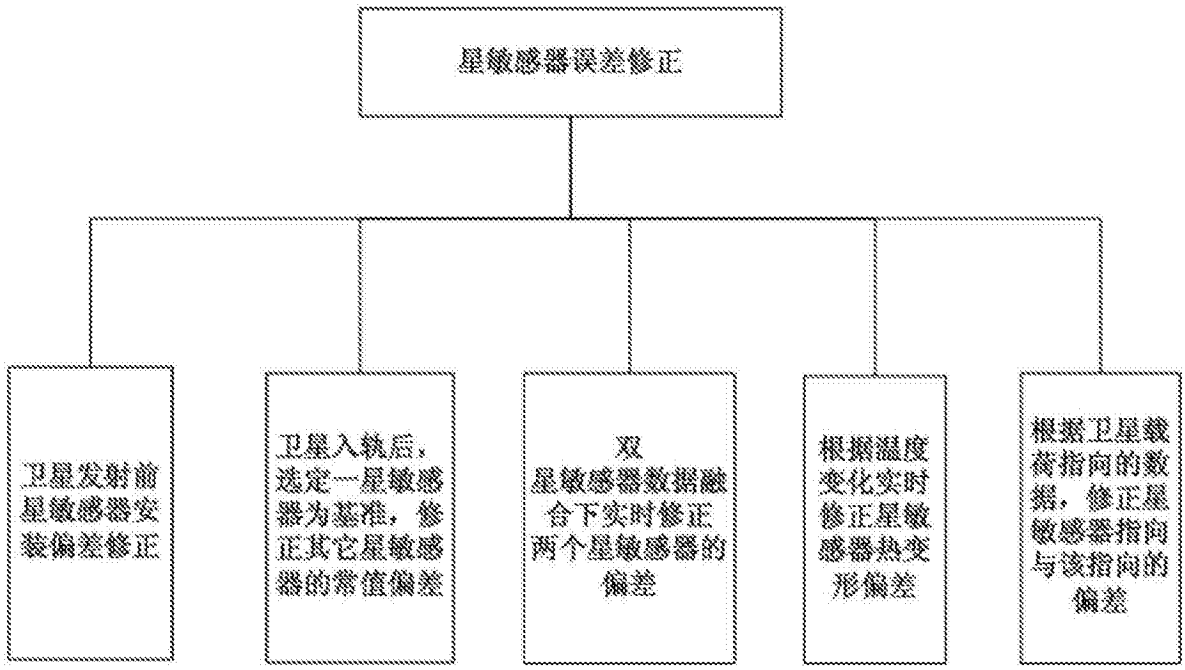

星敏感器误差修正
卫星发射前星敏感器安装偏差修正
卫星入轨后，选定一星敏感器为基准，修正其它星敏感器的常值偏差
双星敏感器数据融合下实时修正两个星敏感器的偏差
根据温度变化实时修正星敏感器热变形偏差
根据卫星载荷指向的数据，修正星敏感器指向与该指向的偏差

图3