



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106843256 B

(45)授权公告日 2020.08.07

(21)申请号 201710202234.8

(22)申请日 2017.03.30

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106843256 A

(43)申请公布日 2017.06.13

(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 钟超 陆智俊 钟金凤

王新

(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 朱成之

(51)Int.Cl.

G05D 1/08(2006.01)

(56)对比文件

CN 105509867 A,2016.04.20

CN 104102224 A,2014.10.15

CN 108811530 B,2015.12.30

CN 104597912 A,2015.05.06

CN 105509867 A,2016.04.20

CN 105629734 A,2016.06.01

王磊.卫星平台与天线去耦合控制.《中国博士学位论文全文数据库工程科技II辑》.2014,第C031-29页.

审查员 魏利君

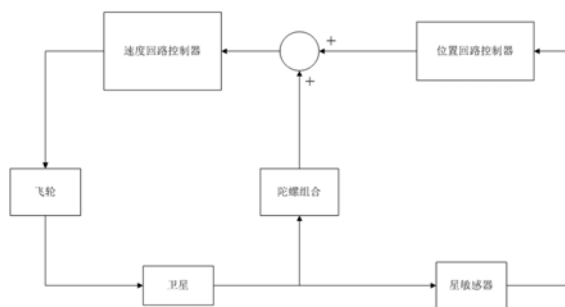
权利要求书3页 说明书7页 附图1页

(54)发明名称

一种采用位置速度双回路的卫星控制方法

(57)摘要

本发明公开了一种采用位置速度双回路的卫星控制方法,包含:S1,位置回路控制器基于星敏感器的角位置信息作为输入,输出位置回路角速度指令;S2,速度回路控制器对陀螺组合的角度增量进行积分,并以陀螺角度增量积分和位置回路角速度指令积分之和作为速度回路输入指令进行控制;S3,速度回路控制器根据所述的速度回路输入指令输出控制力矩;S4,根据所述的控制力矩输出飞轮转速指令。本发明中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积分之和进行控制,实现星体在惯性空间快速稳定,即在惯性空间控制到星体的惯性角速度和角度为零。



1. 一种采用位置速度双回路的卫星控制方法,其特征在于,包含:

S1,位置回路控制器基于星敏感器的角位置信息输出位置回路角速度指令;

S2,速度回路控制器对陀螺组合的角度增量进行积分,并对角度增量积分和位置回路角速度指令积分之和作为速度回路输入指令进行控制;

S3,速度回路控制器根据所述的速度回路输入指令输出控制力矩;

S4,根据所述的控制力矩输出飞轮转速指令;

所述的步骤S3具体为:

卫星滚动、俯仰方向和偏航方向的控制力矩满足如下公式:

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

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

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

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;

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;

T_s 表示系统控制周期;

所述的步骤S1具体包含:

位置回路控制器输出滚动轴、俯仰轴、偏航轴角速度指令,其满足如下关系式:

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

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

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

其中:

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；

T_s 是系统控制周期；

ω_0 是轨道角速度；

所述的步骤S2具体包含：

S2.1, 陀螺组合角度增量积分计算：

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

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

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

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；

$G_y(k)$ 表示俯仰方向前k个控制周期内角度增量的积分；

$G_z(k)$ 表示偏航方向前k个控制周期内角度增量的积分；

S2.2, 分别计算滚动、俯仰和偏航方向速度回路输入指令, 满足如下关系式：

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

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

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

其中，

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。

2. 如权利要求1所述的采用位置速度双回路的卫星控制方法, 其特征在于, 所述的步骤S1中还需要对积分器进行限幅处理, 满足如下关系式：

$$\frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kxint} \sum_{j=0}^k \hat{\phi}(k) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}$$

$$\frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kyint} \sum_{j=0}^k \hat{\theta}(k) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}$$

$$\frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kzint} \sum_{j=0}^k \hat{\psi}(k) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}。$$

3. 如权利要求1所述的采用位置速度双回路的卫星控制方法,其特征在于,所述的步骤S4具体包含:

S4.1,分别计算滚动、俯仰和偏航方向角动量指令,满足如下公式:

$$H_{cx}(k) = b_x T_{cx}(k) + a_x H_{cx}(k-1)$$

$$H_{cy}(k) = b_y T_{cy}(k) + a_y H_{cy}(k-1)$$

$$H_{cz}(k) = b_z T_{cz}(k) + a_z H_{cz}(k-1)$$

其中:

$H_{cx}(k)$ 是滚动方向第k个控制角动量指令;

$H_{cy}(k)$ 是俯仰方向第k个控制角动量指令;

$H_{cz}(k)$ 是偏航方向第k个控制角动量指令;

$H_{cx}(k-1)$ 是滚动方向第k-1个控制角动量指令;

$H_{cy}(k-1)$ 是俯仰方向第k-1个控制角动量指令;

$H_{cz}(k-1)$ 是偏航方向第k-1个控制角动量指令;

K_{Dx} 、 K_{Dy} 、 K_{Dz} 是系统速度回路的惯性时间参数;

T_s 表示控制周期,且

$$a_x = \frac{1}{K_{Dx} T_s + 1}, \quad b_x = \frac{T_s}{K_{Dx} T_s + 1}$$

$$a_y = \frac{1}{K_{Dy} T_s + 1}, \quad b_y = \frac{T_s}{K_{Dy} T_s + 1}$$

$$a_z = \frac{1}{K_{Dz} T_s + 1}, \quad b_z = \frac{T_s}{K_{Dz} T_s + 1};$$

S4.2,将 $H_{cx}(k)$ 、 $H_{cy}(k)$ 、 $H_{cz}(k)$ 按照飞轮的转速分配矩阵F转换成相应的转速 $\omega_c(k)$ 发送给飞轮:

$$\omega_c(k) = F \begin{bmatrix} H_{cx}(k) \\ H_{cy}(k) \\ H_{cz}(k) \end{bmatrix} \text{ 其中,飞轮转速分配矩阵F与飞轮的构型和在卫星上安装方式有关。}$$

一种采用位置速度双回路的卫星控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星控制方法,特别涉及一种采用位置速度双回路的卫星控制方法。

背景技术

[0002] 随着合成孔径雷达卫星技术的发展,合成孔径雷达载荷对卫星平台的要求越来越高。除了常规的功能要求外,还需要卫星姿控系统具有三轴对地高精度高稳定度姿态控制能力。

发明内容

[0003] 本发明的目的是提供一种采用位置速度双回路的卫星控制方法,速度回路对积分陀螺组合的角度增量进行积分,对陀螺角度增量积分和位置回路控制器角速度指令积分之和进行控制,实现星体在惯性空间快速稳定,即在惯性空间控制到星体的惯性角速度和角度为零。

[0004] 为了实现以上目的,本发明是通过以下技术方案实现的:

[0005] 一种采用位置速度双回路的卫星控制方法,其特点是,包含:

[0006] S1,位置回路控制器基于星敏感器的角位置信息输出角速度指令;

[0007] S2,速度回路控制器对陀螺组合的角度增量进行积分,并对角度增量积分和位置回路角速度指令积分之和作为速度回路输入指令进行控制;

[0008] S3,速度回路控制器根据所述的速度回路输入指令输出控制力矩;

[0009] S4,根据所述的控制力矩输出飞轮转速指令。

[0010] 所述的步骤S1具体包含:

[0011] 位置回路控制器输出滚动轴、俯仰轴、偏航轴角速度指令,其满足如下关系式:

$$[0012] \quad \omega_{kx}(k) = K_{kx} \hat{\phi}(k) + K_{kxint} \sum_{j=0}^k \hat{\phi}(j) T_s$$

$$[0013] \quad \omega_{ky}(k) = K_{ky} \hat{\theta}(k) + K_{kyint} \sum_{j=0}^k \hat{\theta}(j) T_s + \omega_0$$

$$[0014] \quad \omega_{kz}(k) = K_{kz} \hat{\psi}(k) + K_{kzint} \sum_{j=0}^k \hat{\psi}(j) T_s$$

[0015] 其中:

[0016] K_{kx} 、 K_{kxint} 是滚动方向比例-积分控制参数;

[0017] K_{ky} 、 K_{kyint} 是俯仰方向比例-积分控制参数;

[0018] K_{kz} 、 K_{kzint} 是偏航方向比例-积分控制参数;

[0019] $\hat{\phi}$ 是星敏感器测量得到的滚动角;

[0020] $\hat{\theta}$ 是星敏感器测量得到的俯仰角;

[0021] $\hat{\psi}$ 是星敏感器测量得到的偏航角;

[0022] T_s 是系统控制周期； ω_0 是轨道角速度。

[0023] 所述的步骤S1中还需要对积分器进行限幅处理，满足如下关系式：

$$[0024] \quad \frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kxint} \sum_{j=0}^k \hat{\phi}(k) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}$$

$$[0025] \quad \frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kyint} \sum_{j=0}^k \hat{\theta}(k) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}$$

$$[0026] \quad \frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kzint} \sum_{j=0}^k \hat{\psi}(k) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600} \circ$$

[0027] 所述的步骤S2具体包含：

[0028] S2.1,陀螺角度增量积分计算：

$$[0029] \quad G_x(k) = \sum_{j=0}^k (\Delta G_x(j))$$

$$[0030] \quad G_y(k) = \sum_{j=0}^k (\Delta G_y(j))$$

$$[0031] \quad G_z(k) = \sum_{j=0}^k (\Delta G_z(j))$$

[0032] 其中：

[0033] $\Delta G_x(j)$ 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；

[0034] $\Delta G_y(j)$ 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；

[0035] $\Delta G_z(j)$ 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；

[0036] $G_x(k)$ 表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0037] $G_y(k)$ 表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0038] $G_z(k)$ 表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0039] S2.2,分别计算滚动、俯仰和偏航方向速度回路输入指令，满足如下关系式：

$$[0040] \quad \varphi_{com_x}(k) = \sum_{j=0}^k \omega_{kx}(k) T_s + G_x(k)$$

$$[0041] \quad \theta_{com_y}(k) = \sum_{j=0}^k \omega_{ky}(k) T_s + G_y(k)$$

$$[0042] \quad \psi_{com_z}(k) = \sum_{j=0}^k \omega_{kz}(k) T_s + G_z(k)$$

[0043] 其中，

[0044] φ_{com_x} 表示滚动方向速度回路输入指令；

[0045] θ_{com_y} 表示俯仰方向速度回路输入指令；

[0046] ψ_{com_z} 表示偏航方向速度回路输入指令。

[0047] 所述的步骤S3具体为：

[0048] 卫星滚动、俯仰方向和偏航方向的控制力矩满足如下公式：

$$[0049] \quad T_{cx}(k) = K_{Px}\varphi_{com_x}(k) + K_{Ix} \sum_{j=0}^k \varphi_{com_x}(j) \cdot T_s$$

$$[0050] \quad T_{cy}(k) = K_{Py}\theta_{com_y}(k) + K_{Iy} \sum_{j=0}^k \theta_{com_y}(j) \cdot T_s$$

$$[0051] \quad T_{cz}(k) = K_{Pz}\psi_{com_z}(k) + K_{Iz} \sum_{j=0}^k \psi_{com_z}(j) \cdot T_s$$

[0052] 其中：

[0053] K_{Px} 、 K_{Ix} 是滚动方向比例-积分控制参数；

[0054] K_{Py} 、 K_{Iy} 是俯仰方向比例-积分控制参数；

[0055] K_{Pz} 、 K_{Iz} 是偏航方向比例-积分控制参数；

[0056] T_s 表示控制周期。

[0057] 所述的步骤S4具体包含：

[0058] S4.1, 分别计算滚动、俯仰和偏航方向角动量指令, 满足如下公式：

$$[0059] \quad H_{cx}(k) = b_x T_{cx}(k) + a_x H_{cx}(k-1)$$

$$[0060] \quad H_{cy}(k) = b_y T_{cy}(k) + a_y H_{cy}(k-1)$$

$$[0061] \quad H_{cz}(k) = b_z T_{cz}(k) + a_z H_{cz}(k-1)$$

[0062] 其中：

[0063] $H_{cx}(k)$ 是滚动方向第k个控制角动量指令；

[0064] $H_{cy}(k)$ 是俯仰方向第k个控制角动量指令；

[0065] $H_{cz}(k)$ 是偏航方向第k个控制角动量指令；

[0066] $H_{cx}(k-1)$ 是滚动方向第k-1个控制角动量指令；

[0067] $H_{cy}(k-1)$ 是俯仰方向第k-1个控制角动量指令；

[0068] $H_{cz}(k-1)$ 是偏航方向第k-1个控制角动量指令；

[0069] K_{Dx} 、 K_{Dy} 、 K_{Dz} 是系统速度回路的惯性时间参数；

[0070] T_s 表示控制周期, 且

$$[0071] \quad a_x = \frac{1}{K_{Dx}T_s + 1}, \quad b_x = \frac{T_s}{K_{Dx}T_s + 1}$$

$$[0072] \quad a_y = \frac{1}{K_{Dy}T_s + 1}, \quad b_y = \frac{T_s}{K_{Dy}T_s + 1}$$

$$[0073] \quad a_z = \frac{1}{K_{Dz}T_s + 1}, \quad b_z = \frac{T_s}{K_{Dz}T_s + 1} ;$$

[0074] S4.2, 将 $H_{cx}(k)$ 、 $H_{cy}(k)$ 、 $H_{cz}(k)$ 按照飞轮的转速分配矩阵F转换成相应的转速 $\omega_c(k)$ 发送给飞轮：

$$[0075] \quad \omega_c(k) = F \begin{bmatrix} H_{cx}(k) \\ H_{cy}(k) \\ H_{cz}(k) \end{bmatrix}$$

[0076] 其中,飞轮转速分配矩阵F与飞轮的构型和在卫星上安装方式有关。

[0077] 本发明与现有技术相比,具有以下优点:

[0078] 1、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积分之和进行控制,实现星体在惯性空间快速稳定,即在惯性空间控制到星体的惯性角速度和角度为零。

[0079] 2、速度回路采用II-I-II型校正系统设计,保证一定的系统带宽,同时系统的幅值裕度为-10dB,相位裕度为53°。位置回路利用星敏感器的信息进行姿态角测量反馈,位置回路作为外回路,带宽设计得比速度回路要低,主要是起到慢速跟踪轨道角速度的目的。为实现系统无静差控制,采用了对姿态角进行比例-积分控制的策略。

[0080] 3、简单可靠,运算量小,工程易于实现。

附图说明

[0081] 图1为本发明一种采用位置速度双回路的卫星控制方法的框图。

具体实施方式

[0082] 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。

[0083] 如图1所示,一种采用位置速度双回路的卫星控制方法,包含:

[0084] S1,位置回路控制器基于星敏感器的角位置信息输出位置回路角速度指令;

[0085] S2,速度回路控制器对陀螺组合的角度增量进行积分,并对角度增量积分和位置回路角速度指令积分之和作为速度回路输入指令进行控制;

[0086] S3,速度回路控制器根据所述的速度回路输入指令输出控制力矩;

[0087] S4,根据所述的控制力矩输出飞轮转速指令。

[0088] 上述的步骤S1具体包含:

[0089] 位置回路控制器输出滚动轴、俯仰轴、偏航轴角速度指令,其满足关系式如下:

$$[0090] \quad \omega_{kx}(k) = K_{kx} \hat{\phi}(k) + K_{kxint} \sum_{j=0}^k \hat{\phi}(j) T_s$$

$$[0091] \quad \omega_{ky}(k) = K_{ky} \hat{\theta}(k) + K_{kyint} \sum_{j=0}^k \hat{\theta}(j) T_s + \omega_0$$

$$[0092] \quad \omega_{kz}(k) = K_{kz} \hat{\psi}(k) + K_{kzint} \sum_{j=0}^k \hat{\psi}(j) T_s$$

[0093] 其中:

[0094] K_{kx} 、 K_{kxint} 是滚动方向比例-积分控制参数;

[0095] K_{ky} 、 K_{kyint} 是俯仰方向比例-积分控制参数;

[0096] K_{kz} 、 K_{kzint} 是偏航方向比例-积分控制参数;

[0097] $\hat{\phi}$ 是星敏感器测量得到的滚动角;

[0098] $\hat{\theta}$ 是星敏感器测量得到的俯仰角；

[0099] $\hat{\psi}$ 是星敏感器测量得到的偏航角；

[0100] T_s 是系统控制周期；

[0101] ω_0 是轨道角速度。

[0102] 上述的步骤S1中还需要对积分器进行限幅处理，满足关系式如下：

$$[0103] \quad \frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kxint} \sum_{j=0}^k \hat{\phi}(j) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}$$

$$[0104] \quad \frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kyint} \sum_{j=0}^k \hat{\theta}(j) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600}$$

$$[0105] \quad \frac{-8\pi}{180 \times 3600} \leq K_{kzint} \sum_{j=0}^k \hat{\psi}(j) T_s \leq \frac{8\pi}{180 \times 3600} \circ$$

[0106] 上述的步骤S2具体包含：

[0107] S2.1, 陀螺组合角度增量积分计算：

$$[0108] \quad G_x(k) = \sum_{j=0}^k (\Delta G_x(j))$$

$$[0109] \quad G_y(k) = \sum_{j=0}^k (\Delta G_y(j))$$

$$[0110] \quad G_z(k) = \sum_{j=0}^k (\Delta G_z(j))$$

[0111] 其中：

[0112] $\Delta G_x(j)$ 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；

[0113] $\Delta G_y(j)$ 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；

[0114] $\Delta G_z(j)$ 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；

[0115] $G_x(k)$ 表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0116] $G_y(k)$ 表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0117] $G_z(k)$ 表示滚动方向前k个控制周期内角度增量的积分；

[0118] S2.2, 分别计算滚动、俯仰和偏航方向速度回路输入指令，满足如下关系式：

$$[0119] \quad \varphi_{com_x}(k) = \sum_{j=0}^k \omega_{kx}(j) T_s + G_x(k)$$

$$[0120] \quad \theta_{com_y}(k) = \sum_{j=0}^k \omega_{ky}(j) T_s + G_y(k)$$

$$[0121] \quad \psi_{com_z}(k) = \sum_{j=0}^k \omega_{kz}(j) T_s + G_z(k)$$

[0122] 其中，

[0123] φ_{com_x} 表示滚动方向速度回路输入指令；

[0124] θ_{com_y} 表示俯仰方向速度回路输入指令；

[0125] ψ_{com_z} 表示偏航方向速度回路输入指令。

[0126] 上述的步骤S3具体为：

[0127] 卫星滚动、俯仰方向和偏航方向的控制力矩满足如下公式：

$$[0128] \quad T_{cx}(k) = K_{Px}\varphi_{com_x}(k) + K_{Ix} \sum_{j=0}^k \varphi_{com_x}(k) \cdot T_s$$

$$[0129] \quad T_{cy}(k) = K_{Py}\theta_{com_y}(k) + K_{Iy} \sum_{j=0}^k \theta_{com_y}(k) \cdot T_s$$

$$[0130] \quad T_{cz}(k) = K_{Pz}\psi_{com_z}(k) + K_{Iz} \sum_{j=0}^k \psi_{com_z}(k) \cdot T_s$$

[0131] 其中：

[0132] K_{Px} 、 K_{Ix} 是滚动方向比例-积分控制参数；

[0133] K_{Py} 、 K_{Iy} 是俯仰方向比例-积分控制参数；

[0134] K_{Pz} 、 K_{Iz} 是偏航方向比例-积分控制参数；

[0135] T_s 表示控制周期。

[0136] 上述的步骤S4具体包含：

[0137] S4.1,分别计算滚动、俯仰和偏航方向角动量指令,满足如下关系是：

$$[0138] \quad H_{cx}(k) = b_x T_{cx}(k) + a_x H_{cx}(k-1)$$

$$[0139] \quad H_{cy}(k) = b_y T_{cy}(k) + a_y H_{cy}(k-1)$$

$$[0140] \quad H_{cz}(k) = b_z T_{cz}(k) + a_z H_{cz}(k-1)$$

[0141] 其中：

[0142] $H_{cx}(k)$ 是滚动方向第k个控制角动量指令；

[0143] $H_{cy}(k)$ 是俯仰方向第k个控制角动量指令；

[0144] $H_{cz}(k)$ 是偏航方向第k个控制角动量指令；

[0145] $H_{cx}(k-1)$ 是滚动方向第k-1个控制角动量指令；

[0146] $H_{cy}(k-1)$ 是俯仰方向第k-1个控制角动量指令；

[0147] $H_{cz}(k-1)$ 是偏航方向第k-1个控制角动量指令；

[0148] K_{Dx} 、 K_{Dy} 、 K_{Dz} 是系统速度回路的惯性时间参数；

[0149] T_s 表示控制周期,且

$$[0150] \quad a_x = \frac{1}{K_{Dx}T_s + 1}, \quad b_x = \frac{T_s}{K_{Dx}T_s + 1}$$

$$[0151] \quad a_y = \frac{1}{K_{Dy}T_s + 1}, \quad b_y = \frac{T_s}{K_{Dy}T_s + 1}$$

$$[0152] \quad a_z = \frac{1}{K_{Dz}T_s + 1}, \quad b_z = \frac{T_s}{K_{Dz}T_s + 1} ;$$

[0153] S4.2,将 $H_{cx}(k)$ 、 $H_{cy}(k)$ 、 $H_{cz}(k)$ 按照飞轮的转速分配矩阵F转换成相应的转速 $\omega_c(k)$ 发送给飞轮：

$$[0154] \quad \omega_c(k) = F \begin{bmatrix} H_{cx}(k) \\ H_{cy}(k) \\ H_{cz}(k) \end{bmatrix}$$

[0155] 其中,飞轮转速分配矩阵F与飞轮的构型和在卫星上安装方式有关。

[0156] 综上所述,本发明一种采用位置速度双回路的卫星控制方法,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角速度指令积分之和进行控制,实现星体在惯性空间快速稳定,即在惯性空间控制到星体的惯性角速度和角度为零。

[0157] 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。

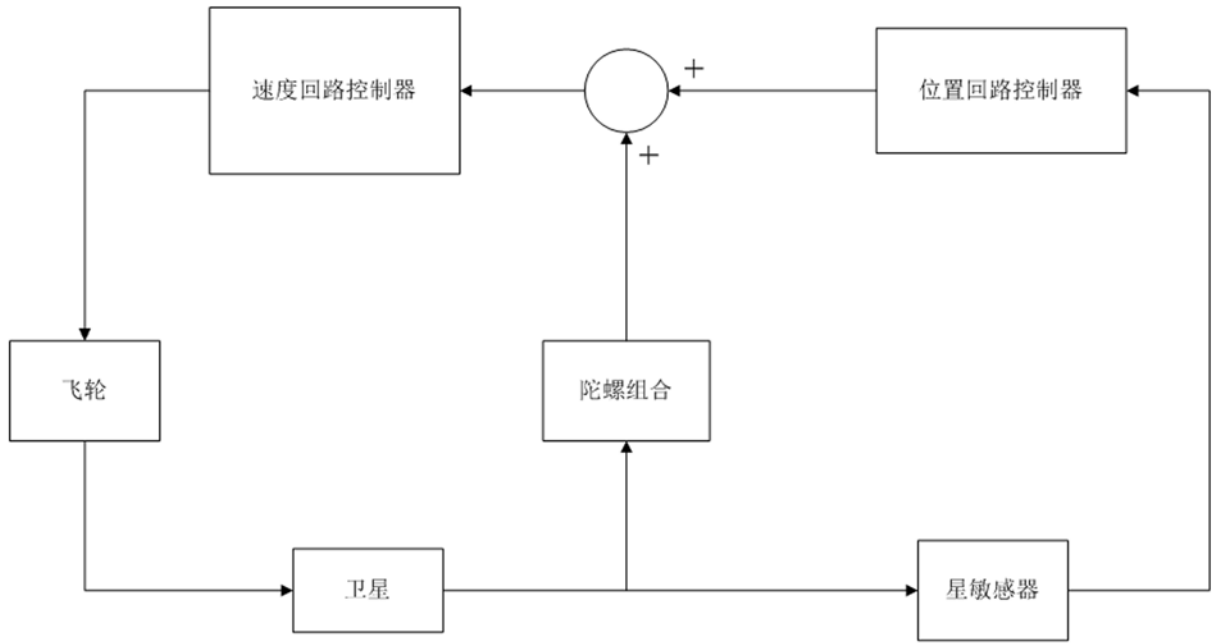


图1