



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109507875 B

(45) 授权公告日 2022.03.04

(21) 申请号 201910016560.9

CN 107402516 A, 2017.11.28

(22) 申请日 2019.01.08

CN 107918400 A, 2018.04.17

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 102627151 A, 2012.08.08

申请公布号 CN 109507875 A

CN 107168359 A, 2017.09.15

US 10118696 B1, 2018.11.06

(43) 申请公布日 2019.03.22

郭延宁. 基于角动量交换的航天器姿态机动控制方法研究.《中国博士学位论文全文数据库 工程科技 II 辑》.2014, (第03期), C031-17.

(73) 专利权人 哈尔滨工业大学

地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区西大直街92号

杨云刚. 敏捷卫星快速机动及稳定方法研究.《中国优秀硕士学位论文全文数据库 工程科技 II 辑》.2014, (第03期), C031-190.

(72) 发明人 郭延宁 祝贺 吕跃勇 李传江

程国栋. 应用控制力矩陀螺的敏捷卫星姿态机动控制研究.《中国优秀硕士学位论文全文数据库 工程科技 II 辑》.2015, (第02期), C031-626.

(74) 专利代理机构 哈尔滨市松花江专利商标事务所 23109

代理人 刘冰

Bong Wie等. Rapid Multitarget Acquisition and Pointing Control of Agile Spacecraft.《JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS》.2002, 第25卷(第1期), 96-104.

(51) Int. Cl.

G05B 11/42 (2006.01)

审查员 张琦

(56) 对比文件

CN 104570742 A, 2015.04.29

CN 103034121 A, 2013.04.10

CN 103092208 A, 2013.05.08

CN 107992062 A, 2018.05.04

权利要求书3页 说明书7页 附图4页

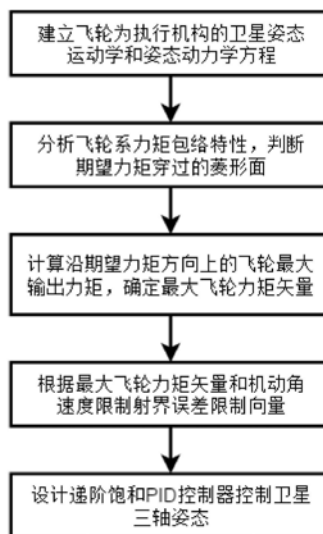
(54) 发明名称

一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法

于卫星姿态机动控制。

(57) 摘要

一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法,属于卫星姿态机动控制领域。本发明为了解决目前的卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法无法实现三轴欧拉旋转的问题。本发明首先建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程,然后分析飞轮系力矩包络特性,判断期望力矩穿过的菱形面,计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩,确定最大飞轮力矩矢量。进而根据最大飞轮力矩矢量和机动角速度限制设计误差限制向量,设计递阶饱和PID控制器控制卫星三轴姿态。本发明可使飞轮在卫星大姿态偏差时发挥期望力矩方向的最大能力,从而逼近近时间最优欧拉旋转姿态机动性能。本发明适用



CN 109507875 B

1. 一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法,其特征在于,包含以下步骤:

步骤一、建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程;

步骤二、分析飞轮系力矩包络特性,判断期望力矩穿过的菱形面;

步骤三、计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩,确定最大飞轮力矩矢量;

步骤四、根据最大飞轮力矩矢量和机动角速度限制设计误差限制向量L;步骤四所述的根据最大飞轮力矩矢量和欧拉旋转角速度限制设计误差限制向量L的过程如下:

设计误差限制向量

$$L = \min \{L_a, L_b, L_c\}$$

$$= \frac{d}{2p} \min \left\{ \sqrt{4\|a\| \cdot \|e\|}, \dot{\theta}_{\max}, \frac{\dot{\theta}_{\lim}}{\|a_e\|_{\infty}} \right\} \cdot |a_e|$$

其中, L_a 中的 $\sqrt{4\|a\| \cdot \|e\|}$ 是由二阶系统的时间最优控制计算出的指令力矩方向的最大角速度, L_b 项中的 $\dot{\theta}_{\max}$ 是飞轮所能提供的最大欧拉角速度, L_c 项中的 $\dot{\theta}_{\lim}$ 是欧拉旋转角速度限制; p, d 为下述递阶饱和PID控制器的可调参数; $\|a_e\|_{\infty}$ 表示 a_e 的无穷范数; a_e 表示姿态机动欧拉轴的方向矢量, $e = \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)a_e$, θ 表示欧拉旋转角度;

$$a = \lambda u_{wm} J^{-1} C_w \tilde{\tau}_w^T$$

$$\dot{\theta}_{\max} = \|\lambda H_{wm} J^{-1} C_w \tilde{\tau}_w^T\|$$

其中, λ 为保守系数,表示发挥飞轮系最大输出能力的程度, u_{wm}, H_{wm} 分别为飞轮的饱和力矩和饱和角动量, J 是卫星的转动惯量, C_w 是飞轮的构型矩阵,其第*i*列的三轴坐标是第*i*个飞轮的力矩方向在卫星体坐标系下的三轴投影; $\tilde{\tau}_w$ 为得到最大飞轮力矩矢量;

步骤五、设计递阶饱和PID控制器控制卫星三轴姿态。

2. 根据权利要求1所述的一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法,其特征在于,步骤一所述建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程如下:

建立卫星姿态运动学方程,即卫星误差四元数运动学方程:

$$\begin{cases} \dot{e} = \frac{1}{2} e_4 \omega - \frac{1}{2} \omega \times e \\ \dot{e}_4 = -\frac{1}{2} \omega^T e \end{cases}$$

其中, $\tilde{e} = [e \ e_4]^T$ 是姿态误差四元数; $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 是卫星本体相对于惯性基准坐标系的旋转角速度, ω^\times 是 ω 的反对称矩阵:

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

由刚体动量矩定理选择飞轮作为卫星的执行机构,有卫星姿态动力学方程为

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega + \omega^\times h_w = u_d + u_w$$

其中 $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是卫星的转动惯量, u_d 是卫星受到的干扰力矩, u_w 是飞轮产生的控制力矩;

$$\text{所述 } \tilde{\mathbf{e}} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{e} \\ e_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{c4} & q_{c3} & -q_{c2} & -q_{c1} \\ -q_{c3} & q_{c4} & q_{c1} & -q_{c2} \\ q_{c2} & -q_{c1} & q_{c4} & -q_{c3} \\ q_{c1} & q_{c2} & q_{c3} & q_{c4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix},$$

其中, $q_{c1}, q_{c2}, q_{c3}, q_{c4}$ 分别是期望姿态 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 的分量, q_1, q_2, q_3, q_4 是当前姿态 $\tilde{\mathbf{q}}$ 的分量。

3. 根据权利要求2所述的一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法, 其特征在于, 所述 $\mathbf{u}_w = -\dot{\mathbf{h}}_w$, h_w 是飞轮的角动量。

4. 根据权利要求1、2或3所述的一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法, 其特征在于, 步骤二所述分析飞轮系力矩包络特性, 判断期望力矩穿过的菱形面的过程如下:

分析飞轮系力矩包络特性, 定义飞轮 i 和 j 对应包络体菱形 w_{ij} 的法向量为

$$\mathbf{n}_{ij} = \frac{\mathbf{h}_i \times \mathbf{h}_j}{\|\mathbf{h}_i \times \mathbf{h}_j\|}$$

其中, h_i 和 h_j 分别表示飞轮 i 和 j 的方向向量;

将 n 维空间的角动量映射成三维空间的多面体, 在多面体的菱形面 w_{ij} 上, 除飞轮 i 和 j 外其他飞轮均达到正向饱和或负向饱和, 其合力矩为

$$\boldsymbol{\tau}_{ij}^\dagger = \sum_{k \neq i, j} \boldsymbol{\tau}_{wk} = u_{wm} \sum_{k \neq i, j} \mathbf{h}_k \operatorname{sgn}(\mathbf{h}_k \cdot \mathbf{n}_{ij})$$

其中, τ_{wk} 表示第 k 个飞轮产生的力矩, u_{wm} 是单个飞轮的最大力矩幅值, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数;

引入参数

$$\mu_{ij} = \frac{\mathbf{a}_u^T \mathbf{n}_{ij}}{(\boldsymbol{\tau}_{ij}^\dagger)^T \mathbf{n}_{ij}}$$

其中, $\mathbf{a}_u^T \mathbf{n}_{ij}$ 表示期望力矩方向 \mathbf{a}_u 在 w_{ij} 的法向量 \mathbf{n}_{ij} 上的投影; $(\boldsymbol{\tau}_{ij}^\dagger)^T \mathbf{n}_{ij}$ 表示 w_{ij} 对角线交点方向, 即 $\boldsymbol{\tau}_{ij}^\dagger$ 在法向量 \mathbf{n}_{ij} 的投影; 通过比较所有菱形面的 μ_{ij} 判断 \mathbf{a}_u 位于的某个菱形面内。

5. 根据权利要求4所述的一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法, 其特征在于, 步骤三所述计算沿期望力矩方向上的飞轮最大出力矩的过程如下:

飞轮系在期望力矩 \mathbf{a}_u 上能输出的最大力矩表示为所有饱和和未饱和飞轮出力矩的矢量和, 即

$$u_{\max} \mathbf{a}_u = \boldsymbol{\tau}_{ij}^\dagger + u_{wi} \mathbf{h}_i + u_{wj} \mathbf{h}_j$$

其中, u_{\max} 表示飞轮系能输出的最大力矩幅值, u_{wi} 和 u_{wj} 分别表示飞轮 i 和 j 的力矩幅值; 求解上式得到

$$\begin{bmatrix} u_{\max} \\ u_{wi} \\ u_{wj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{a}_u & -\mathbf{h}_i & -\mathbf{h}_j \end{bmatrix}^{-1} \boldsymbol{\tau}_{ij}^\dagger$$

将 u_{\max} 根据飞轮饱和情况分配到各飞轮,得到最大飞轮力矩矢量 $\tilde{\tau}_w$;若 u_{\max} 大于力矩期望幅值 u_c ,则需要线性变化,得到飞轮指令力矩 $\tilde{\tau}_{com}$:

$$\tilde{\tau}_{com} = \begin{cases} \tilde{\tau}_w & u_{\max} \leq u_c \\ \frac{u_c}{u_{\max}} \tilde{\tau}_w & u_{\max} > u_c \end{cases}$$

6. 根据权利要求2所述的一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法,其特征在于,步骤五所述设计递阶饱和PID控制器的过程包括以下步骤:

$$\tau = -J \left\{ 2p \operatorname{sat}_L \left(e + \frac{1}{T} \int e \right) + d\omega \right\}$$

其中,控制器参数 p , d 和积分时间常数 T 可调; $\operatorname{sat}_L(\cdot)$ 定义为

$$\operatorname{sat}_L(e_i) = \begin{cases} L_i & \text{if } e_i \geq L_i \\ e_i & \text{if } |e_i| < L_i \\ -L_i & \text{if } e_i \leq -L_i \end{cases}$$

其中 e_i 和 L_i 分别为 e 和 L 的第 i 个分量;

因此控制器输出产生的指令控制力矩 u_c 为 $u_c = \tau + \omega^\times J \omega + \omega^\times h_w$, h_w 是飞轮的角动量。

一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法

技术领域

[0001] 本发明属于卫星姿态机动控制领域,具体涉及一种卫星姿态机动控制方法。

背景技术

[0002] 欧拉旋转机动策略因为能保证卫星以最短路径机动到期望姿态,并且控制器简单可靠,因而被广泛应用于卫星姿态机动控制中。同时通过发挥执行机构最大输出能力可以提高卫星的机动性,进而满足大角度机动和快速机动需求。

[0003] 文献“轮控小卫星姿态大角度机动递阶饱和控制器设计”中在反作用轮输出力矩受限、姿态角速率饱和的约束下,利用递阶饱和控制器限制航天器每次姿态机动的最大偏差进而逐次消除。文献“基于欧拉旋转的在轨服务航天器姿态跟踪算法”针对航天器交会捕获任务,将初始角速度分解为平行欧拉轴和垂直欧拉轴两个分量,引入实际旋转轴偏离期望欧拉轴系数,在跟踪的初始阶段尽快消除垂直分量之后,控制该系数始终保持在预定范围之内,从而实现近欧拉旋转。文献“Rapid Multi-Target Acquisition and Pointing Control of Agile Spacecraft”考虑角速度限制设计递阶饱和PID控制器。但是,目前的卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法无法实现三轴欧拉旋转的问题。

发明内容

[0004] 本发明为了解决目前的卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法无法实现三轴欧拉旋转的问题。

[0005] 一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法,包含以下步骤:

[0006] 步骤一、建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程;

[0007] 步骤二、分析飞轮系力矩包络特性,判断期望力矩穿过的菱形面;

[0008] 步骤三、计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩,确定最大飞轮力矩矢量;

[0009] 步骤四、根据最大飞轮力矩矢量和机动角速度限制设计误差限制向量L;

[0010] 步骤五、设计递阶饱和PID控制器控制卫星三轴姿态。

[0011] 进一步地,步骤一所述建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程如下:

[0012] 建立卫星姿态运动学方程,即卫星误差四元数运动学方程:

$$[0013] \quad \begin{cases} \dot{\mathbf{e}} = \frac{1}{2} \mathbf{e}_4 \boldsymbol{\omega} - \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^{\times} \mathbf{e} \\ \dot{e}_4 = -\frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{e} \end{cases}$$

[0014] 其中, $\tilde{\mathbf{e}} = [\mathbf{e} \ e_4]^T$ 是姿态误差四元数; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 是卫星本体系相对于惯性基准坐标系的旋转角速度, $\boldsymbol{\omega}^{\times}$ 是 $\boldsymbol{\omega}$ 的反对称矩阵:

$$[0015] \quad \boldsymbol{\omega}^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

[0016] 由刚体动量矩定理选择飞轮作为卫星的执行机构,有卫星姿态动力学方程为

$$[0017] \quad \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times} \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^{\times} \mathbf{h}_w = \mathbf{u}_d + \mathbf{u}_w$$

[0018] 其中 $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是卫星的转动惯量, \mathbf{u}_d 是卫星受到的干扰力矩, \mathbf{u}_w 是飞轮产生的控制力矩。

[0019] 进一步地,步骤二所述分析飞轮系力矩包络特性,判断期望力矩穿过的菱形面的过程如下:

[0020] 分析飞轮系力矩包络特性,定义飞轮*i*和*j*对应包络体菱形 w_{ij} 的法向量为

$$[0021] \quad \mathbf{n}_{ij} = \frac{\mathbf{h}_i \times \mathbf{h}_j}{\|\mathbf{h}_i \times \mathbf{h}_j\|}$$

[0022] 其中, \mathbf{h}_i 和 \mathbf{h}_j 分别表示飞轮*i*和*j*的方向向量;

[0023] 将*n*维空间的角动量映射成三维空间的多面体,在多面体的菱形面 w_{ij} 上,除飞轮*i*和*j*外其他飞轮均达到正向饱和或负向饱和,其合力矩为

$$[0024] \quad \boldsymbol{\tau}_{ij}^{\dagger} = \sum_{k \neq i, j} \boldsymbol{\tau}_{wk} = u_{wm} \sum_{k \neq i, j} \mathbf{h}_k \operatorname{sgn}(\mathbf{h}_k \cdot \mathbf{n}_{ij})$$

[0025] 其中, $\boldsymbol{\tau}_{wk}$ 表示第*k*个飞轮产生的力矩, u_{wm} 是单个飞轮的最大力矩幅值, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数;

[0026] 引入参数

$$[0027] \quad \mu_{ij} = \frac{\mathbf{a}_u^T \mathbf{n}_{ij}}{(\boldsymbol{\tau}_{ij}^{\dagger})^T \mathbf{n}_{ij}}$$

[0028] 其中, $\mathbf{a}_u^T \mathbf{n}_{ij}$ 表示期望力矩方向 \mathbf{a}_u 在 w_{ij} 的法向量 \mathbf{n}_{ij} 上的投影; $(\boldsymbol{\tau}_{ij}^{\dagger})^T \mathbf{n}_{ij}$ 表示 w_{ij} 对角线交点方向,即 $\boldsymbol{\tau}_{ij}^{\dagger}$ 在法向量 \mathbf{n}_{ij} 的投影;通过比较所有菱形面的 μ_{ij} 判断 \mathbf{a}_u 位于的某个菱形面内。

[0029] 进一步地,步骤三所述计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩的过程如下:

[0030] 飞轮系在期望力矩 \mathbf{a}_u 上能输出的最大力矩表示为所有饱和和未饱和飞轮输出力矩的矢量和,即

$$[0031] \quad \mathbf{u}_{\max} \mathbf{a}_u = \boldsymbol{\tau}_{ij}^{\dagger} + u_{wi} \mathbf{h}_i + u_{wj} \mathbf{h}_j$$

[0032] 其中, u_{\max} 表示飞轮系能输出的最大力矩幅值, u_{wi} 和 u_{wj} 分别表示飞轮*i*和*j*的力矩幅值;

[0033] 求解上式得到

$$[0034] \quad \begin{bmatrix} u_{\max} \\ u_{wi} \\ u_{wj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{a}_u & -\mathbf{h}_i & -\mathbf{h}_j \end{bmatrix}^{-1} \boldsymbol{\tau}_{ij}^{\dagger}$$

[0035] 将 u_{\max} 根据飞轮饱和情况分配到各飞轮,得到最大飞轮力矩矢量 $\tilde{\tau}_w$;若 u_{\max} 大于力矩期望幅值 u_c ,则需要进行线性变化,得到飞轮指令力矩 $\tilde{\tau}_{com}$:

$$[0036] \quad \tilde{\tau}_{com} = \begin{cases} \tilde{\tau}_w & u_{\max} \leq u_c \\ \frac{u_c}{u_{\max}} \tilde{\tau}_w & u_{\max} > u_c \end{cases}.$$

[0037] 进一步地,步骤四所述的根据最大飞轮力矩矢量和欧拉旋转角速度限制设计误差限制向量L的过程如下:

[0038] 设计误差限制向量

$$[0039] \quad L = \min \{L_a, L_b, L_c\} \\ = \frac{d}{2p} \min \left\{ \sqrt{4\|a\| \cdot \|e\|}, \dot{\theta}_{\max}, \frac{\dot{\theta}_{\lim}}{\|a_e\|_{\infty}} \right\} \cdot |a_e|$$

[0040] 其中, L_a 中的 $\sqrt{4\|a\| \cdot \|e\|}$ 是由二阶系统的时间最优控制计算出的指令力矩方向的最大角速度, L_b 项中的 $\dot{\theta}_{\max}$ 是飞轮所能提供的最大欧拉角速度, L_c 项中的 $\dot{\theta}_{\lim}$ 是欧拉旋转角速度限制; p, d 为下述递阶饱和PID控制器的可调参数; $\|a_e\|_{\infty}$ 表示 a_e 的无穷范数; a_e 表示姿态机动欧拉轴的方向矢量, $e = \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)a_e$, θ 表示欧拉旋转角度。

[0041] 进一步地,步骤五所述设计递阶饱和PID控制器的过程包括以下步骤:

$$[0042] \quad \tau = -J \left\{ 2p \operatorname{sat}_L \left(e + \frac{1}{T} \int e \right) + d\omega \right\}$$

[0043] 其中,控制器参数 p, d 和积分时间常数 T 可调; $\operatorname{sat}_L(\cdot)$ 定义为

$$[0044] \quad \operatorname{sat}_L(e_i) = \begin{cases} L_i & \text{if } e_i \geq L_i \\ e_i & \text{if } |e_i| < L_i \\ -L_i & \text{if } e_i \leq -L_i \end{cases}$$

[0045] 其中 e_i 和 L_i 分别为 e 和 L 的第 i 个分量;

[0046] 因此控制器输出产生的指令控制力矩 u_c 为 $u_c = \tau + \omega^{\times} J \omega + \omega^{\times} h$ 。

[0047] 本发明具有以下有益效果:

[0048] 本发明通过建立执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程,分析飞轮系力矩包络特性,判断期望力矩穿过的菱形面;然后计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩,确定最大飞轮力矩矢量,并根据最大飞轮力矩矢量和机动角速度限制设计误差限制向量L,最后设计递阶饱和PID控制器控制卫星三轴姿态。本发明将误差限制向量应用于递阶饱和PID控制器,可实现航天器作欧拉旋转,若适当选取控制器参数,可使飞轮在卫星大姿态偏差时发挥期望力矩方向的最大能力,从而逼近近时间最优欧拉旋转姿态机动性能。

[0049] 并且该方法设计简单可靠,工程上非常容易实现。

附图说明

- [0050] 图1为一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法的流程图；
 [0051] 图2为卫星姿态四元数变化曲线图；
 [0052] 图3为卫星姿态误差四元数变化曲线图；
 [0053] 图4为卫星姿态角速度变化曲线图；
 [0054] 图5为卫星误差姿态角变化曲线图；
 [0055] 图6为控制力矩变化曲线图。

具体实施方式

- [0056] 具体实施方式一、结合图1说明本实施方式，
 [0057] 一种欧拉旋转卫星姿态机动递阶饱和PID控制方法，该方法包含以下步骤：
 [0058] 步骤一、建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程；
 [0059] 步骤二、分析飞轮系力矩包络特性，判断期望力矩穿过的菱形面；
 [0060] 步骤三、根据步骤二计算出的菱形面对应的各飞轮饱和与否情况，计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩，确定最大飞轮力矩矢量；
 [0061] 步骤四、根据最大飞轮力矩矢量和机动角速度限制设计误差限制向量L；
 [0062] 步骤五、设计递阶饱和PID控制器控制卫星三轴姿态。
 [0063] 具体实施方式二：
 [0064] 本实施方式步骤一所述建立飞轮为执行机构的卫星姿态运动学和姿态动力学方程如下：
 [0065] 建立卫星姿态运动学方程，即卫星误差四元数运动学方程：

$$[0066] \quad \begin{cases} \dot{\mathbf{e}} = \frac{1}{2} \mathbf{e}_4 \boldsymbol{\omega} - \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{e} \\ \dot{e}_4 = -\frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{e} \end{cases}$$

- [0067] 其中， $\tilde{\mathbf{e}} = [\mathbf{e} \ e_4]^T$ 是姿态误差四元数，计算公式为

$$[0068] \quad \tilde{\mathbf{e}} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{e} \\ e_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{c4} & q_{c3} & -q_{c2} & -q_{c1} \\ -q_{c3} & q_{c4} & q_{c1} & -q_{c2} \\ q_{c2} & -q_{c1} & q_{c4} & -q_{c3} \\ q_{c1} & q_{c2} & q_{c3} & q_{c4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

- [0069] 其中 $q_{c1}, q_{c2}, q_{c3}, q_{c4}$ 分别是期望姿态 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 的分量， q_1, q_2, q_3, q_4 是当前姿态 $\tilde{\mathbf{q}}$ 的分量。
 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 是卫星本体系相对于惯性基准坐标系的旋转角速度， $\boldsymbol{\omega}^\times$ 是 $\boldsymbol{\omega}$ 的反对称矩阵：

$$[0070] \quad \boldsymbol{\omega}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

- [0071] 由刚体动量矩定理选择飞轮作为卫星的执行机构，有卫星姿态动力学方程为

[0072]
$$J\dot{\omega} + \omega^{\times} J\omega + \omega^{\times} h_w = u_d + u_w$$

[0073] 其中 $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是卫星的转动惯量, u_d 是卫星受到的干扰力矩, u_w 是飞轮产生的控制力矩。由于飞轮将角动量的变化率作为反向控制力矩, 有 $u_w = -\dot{h}_w$, h_w 是飞轮的角动量。

[0074] 其他过程和参数与具体实施方式一相同。

[0075] 具体实施方式三:

[0076] 本实施方式步骤二所述分析飞轮系力矩包络特性, 判断期望力矩穿过的菱形面的过程如下:

[0077] 分析飞轮系力矩包络特性, 定义飞轮 i 和 j 对应包络体菱形 w_{ij} 的法向量为

[0078]
$$n_{ij} = \frac{h_i \times h_j}{\|h_i \times h_j\|}$$

[0079] 其中, h_i 和 h_j 分别表示飞轮 i 和 j 的方向向量;

[0080] 将 n 维空间的角动量映射成三维空间的多面体, 在多面体的菱形面 w_{ij} 上, 除飞轮 i 和 j 外其他飞轮均达到正向饱和或负向饱和, 其合力矩为

[0081]
$$\tau_{ij}^{\dagger} = \sum_{k \neq i, j} \tau_{wk} = u_{wm} \sum_{k \neq i, j} h_k \operatorname{sgn}(h_k \cdot n_{ij})$$

[0082] 其中, τ_{wk} 表示第 k 个飞轮产生的力矩, u_{wm} 是单个飞轮的最大力矩幅值, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数;

[0083] 在判断期望力矩 a_u 位于哪个菱形面 w_{ij} 内时需引入参数

[0084]
$$\mu_{ij} = \frac{a_u^T n_{ij}}{(\tau_{ij}^{\dagger})^T n_{ij}}$$

[0085] 其中, $a_u^T n_{ij}$ 表示期望力矩方向 a_u 在 w_{ij} 的法向量 n_{ij} 上的投影; $(\tau_{ij}^{\dagger})^T n_{ij}$ 表示 w_{ij} 对角线交点方向, 即 τ_{ij}^{\dagger} 在法向量 n_{ij} 上的投影, μ_{ij} 表示 a_u 在 w_{ij} 的法向量 n_{ij} 上的投影的归一化结果;

[0086] 当 a_u 恰好与待判断的两菱形面交线与原点连线相交时, 对应两菱形面的 μ_{ij} 相等; 反之当 a_u 指向某个 w_{ij} 时, 对应的 μ_{ij} 增加, 因此可以通过比较所有菱形面的 μ_{ij} 判断 a_u 位于哪个菱形面内。

[0087] 其他过程和参数与具体实施方式一或二相同。

[0088] 具体实施方式四:

[0089] 本实施方式步骤三所述根据步骤二计算出的菱形面对应的各飞轮饱和与否情况, 计算沿期望力矩方向上的飞轮最大输出力矩的过程如下:

[0090] 在菱形面 w_{ij} 上, 飞轮 i 和 j 未达到饱和, 其他飞轮均达到饱和, 因此飞轮系在期望力矩 a_u 上能输出的最大力矩表示为所有饱和和未饱和飞轮输出力矩的矢量和, 即

[0091]
$$u_{\max} a_u = \tau_{ij}^{\dagger} + u_{wi} h_i + u_{wj} h_j$$

[0092] 其中, u_{\max} 表示飞轮系能输出的最大力矩幅值, u_{wi} 和 u_{wj} 分别表示飞轮 i 和 j 的力矩幅值;

[0093] 求解上式得到

$$[0094] \quad \begin{bmatrix} u_{\max} \\ u_{wi} \\ u_{wj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_u & -h_i & -h_j \end{bmatrix}^{-1} \tau_{ij}^{\dagger}$$

[0095] 将 u_{\max} 根据飞轮饱和情况分配到各飞轮,得到最大飞轮力矩矢量 $\tilde{\tau}_w$;若 u_{\max} 大于力矩期望幅值 u_c ,则需要进行线性变化,得到飞轮指令力矩 $\tilde{\tau}_{com}$:

$$[0096] \quad \tilde{\tau}_{com} = \begin{cases} \tilde{\tau}_w & u_{\max} \leq u_c \\ \frac{u_c}{u_{\max}} \tilde{\tau}_w & u_{\max} > u_c \end{cases}$$

[0097] 其他过程和参数与具体实施方式一至三之一相同。

[0098] 具体实施方式五:

[0099] 本实施方式步骤四所述的根据最大飞轮力矩矢量和欧拉旋转角速度限制设计误差限制向量L的过程如下:

[0100] 根据最大飞轮力矩矢量和欧拉旋转的旋转角速度限制设计误差限制向量L,假设卫星始终作欧拉旋转,则来自飞轮的角加速度向量和姿态误差向量分别为 $a = \|a\| a_e$ 和 $e = \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) a_e$;根据a和e能够设计误差限制向量

$$[0101] \quad L = \min \{L_a, L_b, L_c\} \\ = \frac{d}{2p} \min \left\{ \sqrt{4\|a\| \cdot \|e\|}, \dot{\theta}_{\max}, \frac{\dot{\theta}_{\lim}}{\|a_e\|_{\infty}} \right\} \cdot |a_e|$$

[0102] 其中, L_a 中的 $\sqrt{4\|a\| \cdot \|e\|}$ 是由二阶系统的时间最优控制计算出的指令力矩方向的最大角速度, L_b 项中的 $\dot{\theta}_{\max}$ 是飞轮所能提供的最大欧拉角速度, L_c 项中的 $\dot{\theta}_{\lim}$ 是欧拉旋转角速度限制; p, d 为下述递阶饱和PID控制器的可调参数; $\|a_e\|_{\infty}$ 表示 a_e 的无穷范数; a_e 表示姿态机动欧拉轴的方向矢量, $e = \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) a_e$, θ 表示欧拉旋转角度;

[0103] 实际上,设计的误差限制向量L中的a和 $\dot{\theta}_{\max}$ 通过步骤三求得的最大飞轮力矩矢量计算得到:

$$[0104] \quad a = \lambda u_{wm} J^{-1} C_w \tilde{\tau}_w^T$$

$$[0105] \quad \dot{\theta}_{\max} = \left\| \lambda H_{wm} J^{-1} C_w \tilde{\tau}_w^T \right\|$$

[0106] 其中, λ 为保守系数,表示发挥飞轮系最大输出能力的程度, u_{wm}, H_{wm} 分别为飞轮的饱和力矩和饱和角动量, J 是卫星的转动惯量, C_w 是飞轮的构型矩阵,其第i列的三轴坐标是第i个飞轮的力矩方向在卫星体坐标系下的三轴投影。

[0107] 其他过程和参数与具体实施方式一至四之一相同。

[0108] 具体实施方式六:

[0109] 本实施方式步骤五所述设计递阶饱和PID控制器的过程包括以下步骤:

$$[0110] \quad \tau = -J \left\{ 2p \operatorname{sat}_L \left(e + \frac{1}{T} \int e \right) + d\omega \right\}$$

[0111] 其中,控制器参数 p, d 和积分时间常数 T 可调; $\operatorname{sat}_L(\bullet)$ 中的元素定义为

$$[0112] \quad \operatorname{sat}_L(e_i) = \begin{cases} L_i & \text{if } e_i \geq L_i \\ e_i & \text{if } |e_i| < L_i \\ -L_i & \text{if } e_i \leq -L_i \end{cases}$$

[0113] 其中 e_i 和 L_i 分别为 e 和 L 的第 i 个分量;

[0114] 因此控制器输出产生的指令控制力矩 u_c 为 $u_c = \tau + \omega^\times J \omega + \omega^\times h$ 。

[0115] 其他过程和参数与具体实施方式一至五之一相同。

[0116] 实施例

[0117] 利用具体实施方式一至六全部的实施内容进行仿真实验。

[0118] 以下是对本发明控制方法的验证及其有效性分析,仿真参数设计如下:

[0119] 卫星转动惯量 $J = \operatorname{diag}(1000, 750, 800) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

[0120] 六飞轮安装矩阵

$$[0121] \quad C_w = \begin{bmatrix} \sin \beta & 0.5 \sin \beta & -0.5 \sin \beta & -\sin \beta & -0.5 \sin \beta & 0.5 \sin \beta \\ 0 & 0.866 \sin \beta & 0.866 \sin \beta & 0 & -0.866 \sin \beta & -0.866 \sin \beta \\ \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta \end{bmatrix}$$

[0122] 飞轮饱和角动量 20 Nms ,饱和转速 $\pm 1800 \text{ rpm}$ 。

[0123] 欧拉旋转角速度限制 $\dot{\theta}_{\text{lim}} = 2 \text{ deg/s}$ 。

[0124] 初始姿态四元数 $q_{\text{be}} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$,初始姿态角速度 $w_0 = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ rad/s}$ 。

[0125] 递阶饱和PID控制器参数, $p=9.54, d=5.5$ 。

[0126] 在以上仿真条件下进行多次姿态机动仿真,得到卫星姿态四元数、姿态误差四元数、姿态角速度、误差姿态角和控制力矩图线如图2至图6所示。

[0127] 通过设计误差限制条件使得在多次姿态机动过程中保持欧拉旋转,并由图6可见在加速和减速段控制力矩各自达到饱和,而在匀速段不输出控制力矩,实现了以最大角加速度加速和最大角加速度减速的近时间最优特性。

[0128] 综上所述,本发明在不显著增加原PID控制器的复杂度的前提下,通过设计误差限制向量,考虑飞轮系在期望力矩方向上的最大输出能力的同时,保证卫星作欧拉旋转。

[0129] 本发明说明书中未作详细描述的内容属本领域技术人员的公知技术。

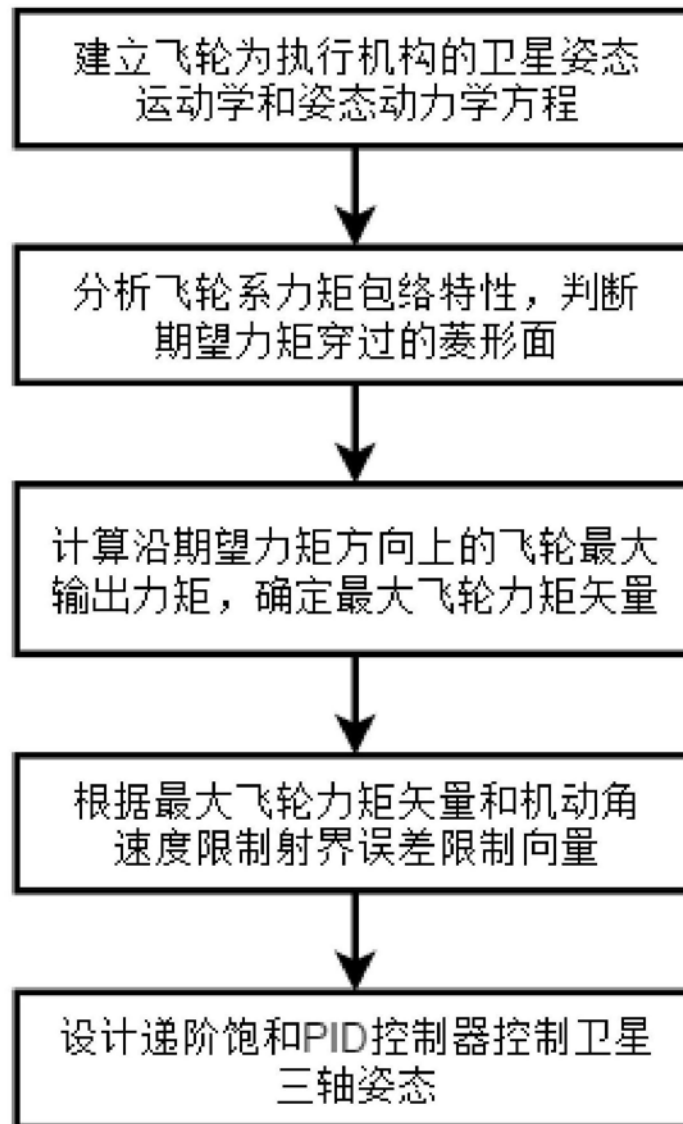


图1

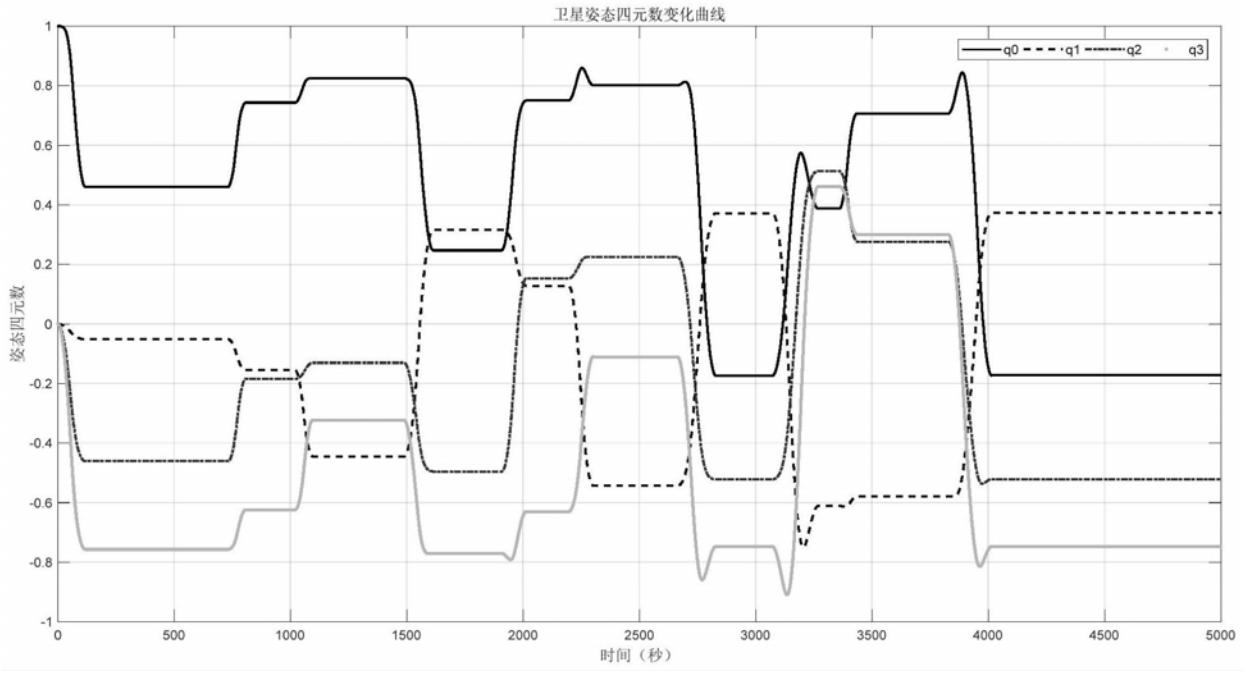


图2

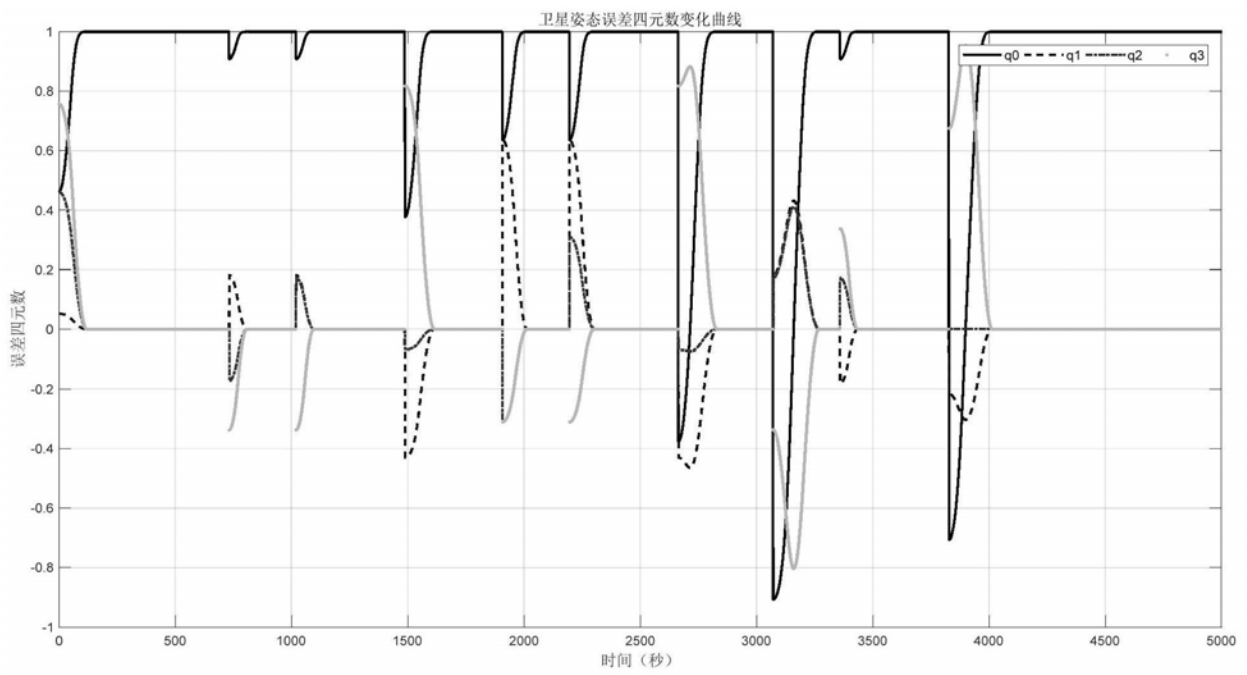


图3

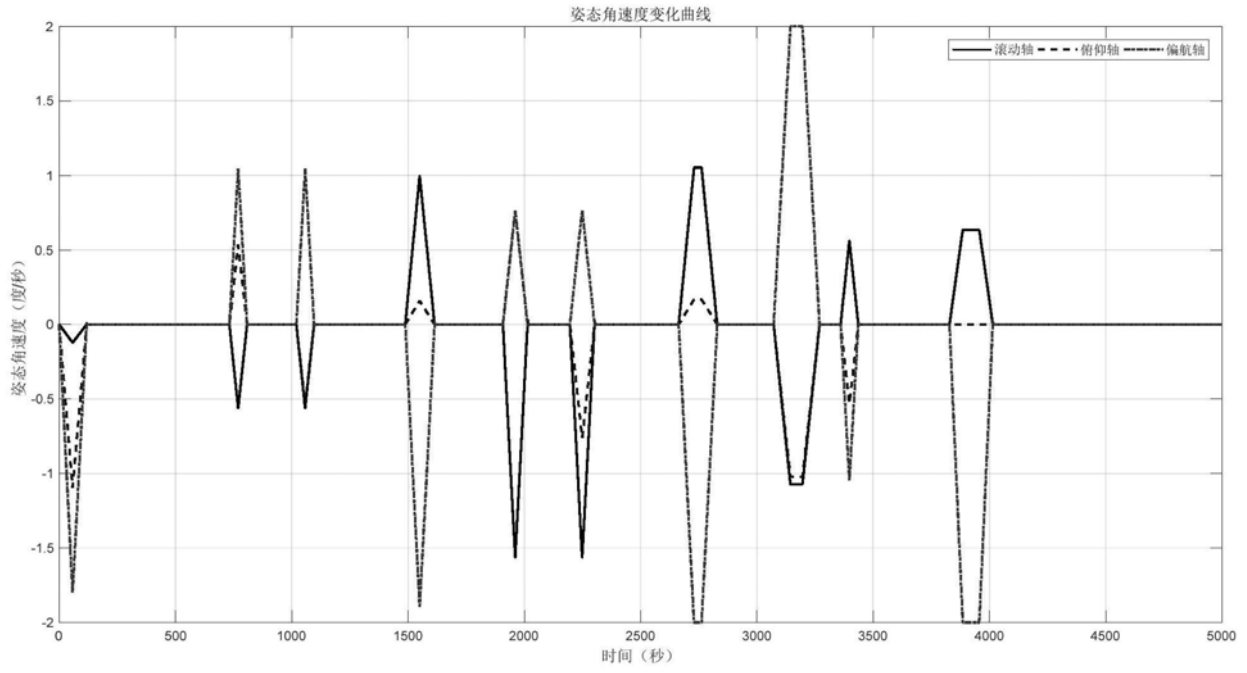


图4

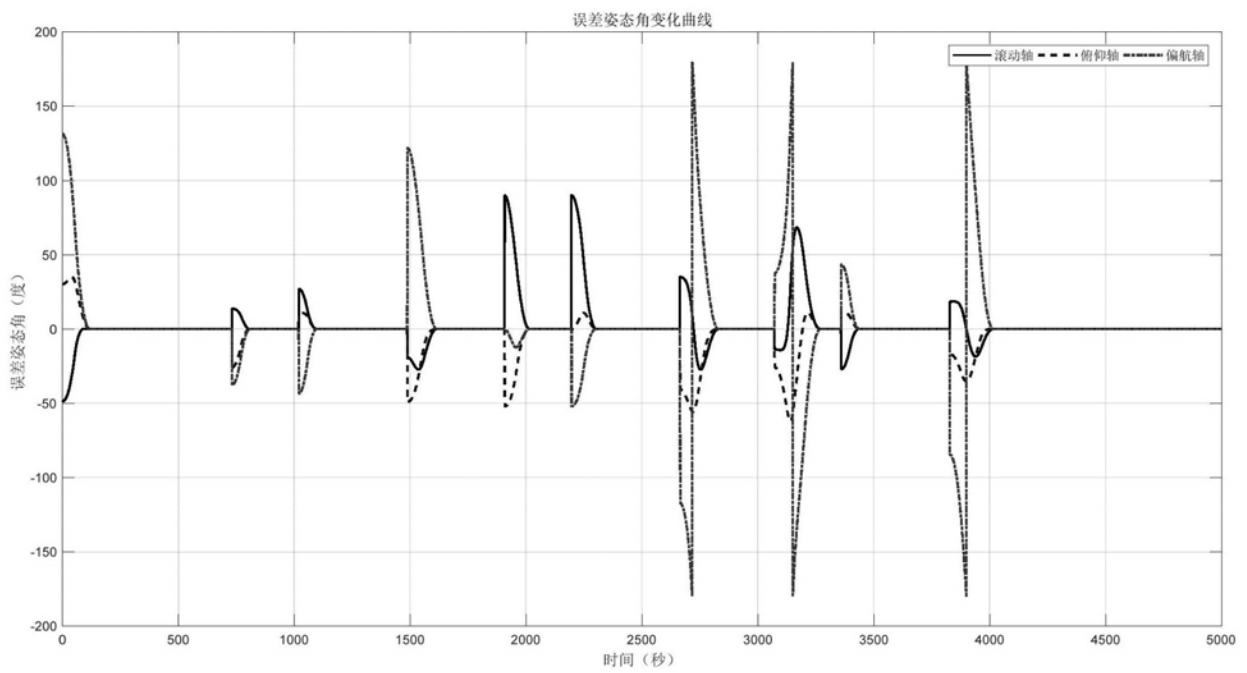


图5

