

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201707072

采用帆板-滑块执行结构的太阳帆姿态控制

吴利平, 郭 毓, 吴益飞, 郭 健

(南京理工大学 自动化学院, 南京 210094)

摘要:为实现太阳帆三轴姿态控制,采用一种新型的帆板-滑块执行机构进行姿态控制。基于滑模控制理论提出一种强鲁棒的姿态控制器,以抑制执行机构工作过程中航天器转动惯量变化对姿态控制的影响。此外,引入自适应律,提出一种自适应抗扰控制律,以抑制光压力矩和引力梯度力矩对姿态的干扰作用。最后,基于执行机构的动力学特性设计了操纵律,解算出帆板转动角度和滑块滑动位移,提供给控制器所需控制力矩。仿真结果表明:采用所提控制律和执行机构操纵律可使太阳帆姿态较快地机动至期望位置,并较好地抑制了转动惯量变化、光压力矩干扰和引力梯度力矩干扰带来的影响,同时使控制力矩、帆板角度和滑块位移均保持在适当的幅值范围内。所提控制策略有效地实现了太阳帆三轴姿态控制。

关键词:太阳帆;姿态;执行机构;强鲁棒;自适应

中图分类号: TP273;V488.2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2018)09-0141-06

Attitude control for solar-sail using rotating panel-sliding mass actuator

WU Liping, GUO Yu, WU Yifei, GUO Jian

(School of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to realize the three-axis attitude control of solar sail, this paper employed a new type of actuator, rotating panel-sliding mass, to study its control strategy. A strong robust attitude controller was proposed based on the sliding mode control theory to reduce the influence of the variable inertia moment of the spacecraft on the attitude system. In addition, the adaptive law was introduced and an adaptive disturbance-rejection control law was proposed to suppress the disturbances caused by the solar radiation pressure torque and gravitational gradient torque. Lastly, a steering law was designed for the actuator based on its dynamics to supply the control torque required by the controller, then the rotation angles of rotating panels and sliding displacements of sliding masses were calculated using the steering law. The simulation results showed that the proposed control law and the actuator steering law drove the attitude of solar sail maneuver to desired position quickly, and well resisted the influences of the variation of the inertia moment and the disturbances from solar radiation pressure torque and the gravitational gradient torque. The control torques, the angles of the rotating panels, and the displacements of the sliding masses were kept in proper amplitude range as well. The proposed control strategy effectively realized the three-axis attitude control of solar sail.

Keywords: solar sail; attitude control; actuator; strong robust; adaptive

由于无能耗的推进方式,太阳帆航天器在深空飞行中倍受青睐^[1-3]。太阳帆通过巨大的帆面反射太阳光,从而获得光压力作为轨道动力。调整帆面姿态可改变其所受光压力的幅值与方向,进而改变轨道推进力。太阳帆姿控执行机构巧妙地借助太阳光压力提供姿态控制力矩,实现了无能耗姿态控制。由于结构简单、可行性强,滑动质量块形式的执行机构受到了广泛关注^[4-7]。然而此方法只能产生俯仰轴和偏航轴控制力矩,需要配合滚转轴执行机构滚

使用。目前所采用的滚转轴执行方案有控制小帆和转轴稳定条等,但它们对太阳帆的展开过程影响较大。文献[5]采用小块帆板的转动产生滚转轴控制力矩,其分离式的安装对帆面展开影响小,是一种新型高效的执行机构。

然而,质量块滑动会改变太阳帆质心位置,在提供控制力矩的同时也致使转动惯量发生变化,这就要求太阳帆姿态控制器具有较强的鲁棒性。此外,光压力矩对太阳帆也有着不可忽视的影响,相同质心/压心偏差的情况下,其所受光压力矩幅值是传统航天器的近 100 倍;在诸如三体问题等复杂飞行环境下,天体对太阳帆的引力产生的梯度力矩对其姿态也构成了显著干扰,且随轨道位置变化。此类外部干扰力矩要求姿态控制器具有较好的自适应抗扰

收稿日期: 2017-07-13

基金项目: 国家自然科学基金(61773211, 61673214, 61673219);江苏省重点研发计划(BE2015164, BE2017161);江苏省学术学位研究生创新计划(KYZZ16_0189)

作者简介: 吴利平(1990—),女,博士研究生;

郭 毓(1964—),女,教授,博士生导师

通信作者: 郭 毓, guoyu@njjust.edu.cn

能力.

许多学者在太阳帆姿态控制设计方面进行了大量研究. 文献[6]针对以滑块为执行机构的太阳帆设计了 2 自由度的姿态控制律, 不记转动惯量变化设计了前馈+反馈的控制策略. 文献[7]同样以滑动质量块作为执行机构, 忽略其对转动惯量的影响, 分别采用 LQR 和 PID 算法为太阳帆设计了双闭环姿态控制器. 文献[8-9]都采用顶端小帆方式产生姿态控制力矩, 且在控制器设计时皆采用 PD 控制律, 通过选取姿态和转速的反馈增益矩阵实现姿态控制. 虽然 PID 等线性反馈控制方法具有结构简单且应用成熟等特点, 但是针对上述帆板-滑块结构的太阳帆, 在采用此类方法进行姿控设计时, 较难快速选取合适参数, 且控制器往往不能获得较强的鲁棒性和自适应能力.

本文采用帆板-滑块结构作为太阳帆姿控执行器, 针对该结构工作过程中引起的惯量变化问题, 同时考虑航天器所受外部干扰, 采用非线性设计方法研究具有强鲁棒性和自适应能力的姿态控制律. 然后, 考虑执行机构力学特性, 解算帆板转角和滑块位置, 以实现所提控制策略.

1 问题描述

1.1 姿态动力学与运动学

本文以方形太阳帆作为研究对象, 为描述其姿态, 取太阳帆几何中心 o 为原点建立本体坐标系, 如图 1 所示. x_b 轴沿帆面法线 n 方向, y_b 轴沿帆面某一对角线方向, z_b 轴方向符合右手准则. 选用 3-2-1 转序, 采用四元数 Q 描述太阳帆姿态, 则系统运动学与动力学方程分别为

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 I_3 + q^\times \\ -q^T \end{bmatrix} \omega, \quad (1)$$

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega = \tau_c + \tau_d. \quad (2)$$

式中: $Q = [q^T \ q_4]^T$, $q \in \mathbb{R}^3$, $\omega \in \mathbb{R}^3$ 为转速, $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 为转动惯量, $\tau_c \in \mathbb{R}^3$ 为姿态控制力矩, $\tau_d \in \mathbb{R}^3$ 为干扰力矩.

干扰力矩主要包括光压干扰力矩 τ_s 和引力梯度力矩 τ_g , 其中 $\tau_s = \varepsilon_0 \times F_s$, ε_0 为生产工艺导致的质心/压心偏差, F_s 为帆面所受太阳光压力. 采用理想光学模型, 有

$$F_s = [2P_s A \cos^2 \alpha \ 0 \ 0]^T.$$

式中: P_s 为一个天文单位处的光压辐射常数, A 为太阳帆帆面面积, α 为帆面法向量与阳光矢量的夹角, 也为太阳帆俯仰角, 可通过姿态四元数转换而得. 此外, 引力梯度力矩由附近天体对太阳帆的引

力产生, 由于姿态机动时间远小于轨道飞行时间, 引力梯度力矩在每个轨道位置可视为常值.

1.2 执行机构动力学

帆板-滑块形式的执行机构是文献[5]提出的一类分离式安装的执行机构. 长方形帆板 p_i 和质量块 $M_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 的安装, 如图 1 所示, 4 个帆板/质量块规格一致. 工作时, 帆板沿对应连接杆转动, 连接杆长为 l , 转角为 $\gamma_i (i = 1, 2, 3, 4)$; 质量块沿帆面对角线滑动, 记其相对 o 点的位移为 $d_i (i = 1, 2, 3, 4)$.

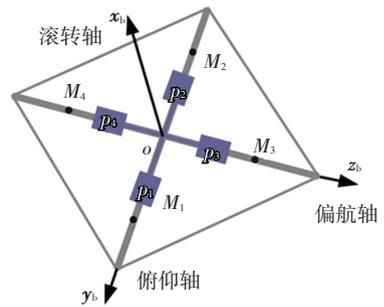


图 1 太阳帆结构

Fig.1 Structure of solar sail

不妨以帆板 p_3 为例, 分析移动帆板的工作原理. 以帆板质心 o_p 为原点建立帆板坐标系 $ox_p y_p z_p$, y_p 轴和 z_p 轴分别平行于帆板两边, x_p 轴沿帆板法线方向. 工作时, p_3 沿 z_p 轴转动 γ_3 角度, 如图 2 所示. $ox_p y_p z_p$ 系与 $ox_b y_b z_b$ 系的变换关系为

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma_3 & \sin \gamma_3 & 0 \\ -\sin \gamma_3 & \cos \gamma_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix}.$$

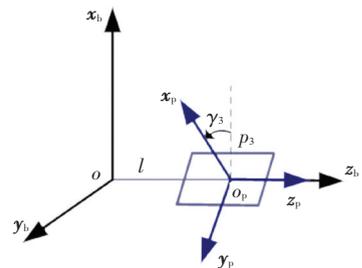


图 2 帆板结构

Fig.2 Structure of rotating panel

在 $ox_p y_p z_p$ 系中, p_3 反射太阳光获得的光压力为

$$F_{p_3} = 2P_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_3) x_p,$$

式中 A_p 为帆板面积, 变换至坐标系 $ox_o y_o z_o$ 中有

$$F_{p_3} = \begin{bmatrix} 2P_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_3) \cos \gamma_3 \\ -2P_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_3) \sin \gamma_3 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

设 o_p 点到 o 点的距离为 $l_3 = l z_b$, F_{p_3} 产生的力矩为

$$\boldsymbol{\tau}_{p3} = \mathbf{I}_3 \times \mathbf{F}_{p3} = \begin{bmatrix} -2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_3) \sin \gamma_3 \\ 2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_3) \cos \gamma_3 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

同理,帆板 1、2、4 产生的力矩分别为

$$\boldsymbol{\tau}_{p1} = \begin{bmatrix} -2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_1) \sin \gamma_1 \\ 0 \\ -2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_1) \cos \gamma_1 \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\tau}_{p2} = \begin{bmatrix} -2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_2) \sin \gamma_2 \\ 0 \\ 2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_2) \cos \gamma_2 \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\tau}_{p4} = \begin{bmatrix} -2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_4) \sin \gamma_4 \\ -2lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_4) \cos \gamma_4 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

令 $\gamma_1 = \gamma_2, \boldsymbol{\tau}_{p1} + \boldsymbol{\tau}_{p2} = -4lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_1) \sin \gamma_1 \mathbf{x}_b$; 令 $\gamma_3 = \gamma_4, \boldsymbol{\tau}_{p3} + \boldsymbol{\tau}_{p4} = -4lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma_3) \sin \gamma_3 \mathbf{x}_b$. 可见 4 块帆板力矩之和只产生滚转轴力矩. 俯仰轴和偏航轴控制力矩由滑块滑动提供,结合文献[5]可得执行机构输出的控制力矩为

$$\boldsymbol{\tau}_e = \begin{bmatrix} -4lP_s A_p \sum_{i=1,3} \cos^2(\alpha + \gamma_i) \sin \gamma_i \\ -2m/m_t(d_3 + d_4) P_s A \cos^2 \alpha \\ 2m/m_t(d_1 + d_2) P_s A \cos^2 \alpha \end{bmatrix}. \quad (3)$$

式中 m 为滑块质量, m_t 为航天器总质量.

执行机构工作时,由于质量块滑动会引起质心变化,转动惯量 \mathbf{J} 也随之变化. 设 $\mathbf{J} = \text{diag}(J_{xb}, J_{yb}, J_{zb})$, 则有

$$\begin{cases} J_{xb} = I_{xb} + 2m_r d_3^2, \\ J_{yb} = I_{yb} + 2m_r d_1^2, \\ J_{zb} = I_{zb} + 2m_r(d_1^2 + d_3^2). \end{cases} \quad (4)$$

式中: $m_r = m(m_s + m)/m_t, m_s = m_t - 4m, I_{xb}, I_{yb}, I_{zb}$ 分别为忽略质心变化时 J_{xb}, J_{yb}, J_{zb} 的标称值. 三者对时间的微分为

$$\begin{cases} \dot{J}_{xb} = 2m_r(\dot{d}_3 d_3 + \dot{d}_4 d_4), \\ \dot{J}_{yb} = 2m_r(d_1 \dot{d}_1 + \dot{d}_2 d_2), \\ \dot{J}_{zb} = 2m_r(d_1 \dot{d}_1 + \dot{d}_2 d_2 + \dot{d}_3 d_3 + \dot{d}_4 d_4). \end{cases} \quad (5)$$

2 控制器设计

本文控制器设计的目标是对一类采用帆板-滑块执行机构的太阳帆航天器,考虑光压干扰力矩和引力梯度力矩等外部干扰、执行机构导致的转动惯量变化,设计具有较强自适应能力和鲁棒性的姿态控制器;由控制器输出 \mathbf{u} 求解执行机构的运动过程,

继而输出控制力矩 $\boldsymbol{\tau}_e$; 在 $\boldsymbol{\tau}_e$ 作用下使太阳帆姿态 \mathbf{Q} 可以快速、准确地跟踪给定的期望姿态 \mathbf{Q}_d . 姿态控制系统结构如图 3 所示.

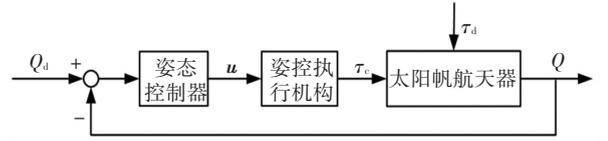


图 3 太阳帆姿态控制系统结构

Fig.3 Attitude control system for solar sail

2.1 姿态控制器设计

设期望姿态角为 $\mathbf{Q}_d = [q_d^T \ q_{d4}]^T$, $q_d \in \mathbb{R}^3$. 期望转速为 $\boldsymbol{\omega}_d$. 令 $\mathbf{Q}_e = [q_e^T \ q_{e4}]^T$ 和 $\boldsymbol{\omega}_e$ 分别为姿态误差和转速误差,且有

$$\begin{cases} \dot{q}_e = q_{d4} \mathbf{q} - q_d^\times \mathbf{q} - q_{d4} q_d, \\ \dot{q}_{e4} = \dot{q}_d^T \mathbf{q} + q_4 q_{d4}. \end{cases}$$

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d.$$

由式(2)得误差模型为

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{u} + \boldsymbol{\tau}_d - \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_d, \quad (6)$$

$$\dot{\mathbf{Q}}_e = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{T} \\ -q_e^T \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_e. \quad (7)$$

式中 $\mathbf{T} = q_{e4} \mathbf{I}_3 + q_e^\times$, 且 $\|\mathbf{T}\| = 1$.

为方便控制器设计,首先对太阳帆系统做如下合理假设:

假设 1 转动惯量在标称值 \mathbf{J}_0 附近变化,其变化量及变化速度有界且已知,即 $\mathbf{J} = \mathbf{J}_0 + \Delta \mathbf{J}$, $\|\Delta \mathbf{J}\| \leq \sigma_J, \sigma_J \geq 0, \|\dot{\mathbf{J}}\| \leq \sigma_j, \sigma_j \geq 0$.

假设 2 外部干扰力矩有界,即 $\|\boldsymbol{\tau}_d\| \leq d, d \geq 0$.

此外给出如下 Comparison 引理^[10]:

引理 函数 $g, V_l: [0, \infty) \rightarrow \mathbb{R}$, 如果对 $\forall t \geq 0$ 有

$$\dot{V}_l \leq -aV_l(t) + g(t),$$

那么对任意的 a 有

$$V_l \leq e^{-a} V_l(0) + \int_0^t e^{-a(t-\tau)} g(\tau) d\tau, \quad \forall t \geq 0.$$

为了使太阳帆姿态控制系统对滑块运动引起的惯量变化具有鲁棒性^[11],设计太阳帆滑模姿态控制律. 取滑模面:

$$s = \boldsymbol{\omega}_e + \lambda \mathbf{q}_e, \lambda > 0; \quad (8)$$

滑模控制器结构为

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_r + \mathbf{u}_e, \quad (9)$$

式中 \mathbf{u}_r 为趋近律,其作用是使系统状态到达滑模面; \mathbf{u}_e 为等效控制律,在系统状态到达滑模面后,使其保持在该流形上. 设计 \mathbf{u}_r 和 \mathbf{u}_e 分别为

$$\mathbf{u}_r = -k\mathbf{s} - (b + d + v) \text{sign}(\mathbf{s}), \quad (10)$$

$$\mathbf{u}_e = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_0 \boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}_0 \dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \lambda \mathbf{J}_0 \dot{\mathbf{q}}_e. \quad (11)$$

其中: $b = \sigma_j(\|\boldsymbol{\omega}\| + \|\dot{\boldsymbol{\omega}}_d\| + \lambda \|\dot{\boldsymbol{\beta}}_e\|)$; v 为一个很小的正数; $k = k_0 + 0.5\delta_j, k_0 > 0$; $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数; \hat{d} 为外部干扰力矩上界 d 的估计值.

受投影算法启发,设计自适应律

$$\dot{d} = \begin{cases} \frac{1}{\eta} \|s\|, & \|s\| > s_e; \\ 0, & \|s\| \leq s_e. \end{cases} \quad (12)$$

式中 $\eta > 0, \hat{d}|_{t=0} = 0, s_e > 0$.

定理 考虑式(6)、(7)描述的系统,若满足假设 1 和假设 2,在控制律(9)~(12)的作用下,

姿态误差 \mathbf{q}_e 稳定,且 $\|\mathbf{q}_e\| \leq \sqrt{s_e/\lambda}$.

证明 设 $\tilde{d} = \hat{d} - d$ 为干扰上界的估计误差,取 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2}(s^T J s + \eta \tilde{d}^2),$$

对其微分有

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T \dot{J} s + \frac{1}{2} s^T \dot{J} s + \eta \tilde{d} \dot{d} = s^T (J \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \lambda J \dot{\boldsymbol{\beta}}_e) + \\ &\frac{1}{2} s^T \dot{J} s + \eta \tilde{d} \dot{d} = s^T (-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{u} + \boldsymbol{\tau}_d - \\ &\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_d + \lambda \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\beta}}_e) + \frac{1}{2} s^T \dot{J} s + \eta \tilde{d} \dot{d}. \end{aligned}$$

当 $\|s\| > s_e$ 时,有

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T (-\boldsymbol{\omega} \times \Delta \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \Delta \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_d + \lambda \Delta \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\beta}}_e - k s - (b + \\ &d + v) \text{sign}(s) + \boldsymbol{\tau}_d) + \frac{1}{2} s^T \dot{J} s + \tilde{d} \|s\| \leq \\ &-k \|s\|^2 + \frac{1}{2} \|\dot{J}\| \|s\|^2 + (\|\dot{J}\| - \delta_j) \|s\| - \\ &v \|s\| - \tilde{d} \|s\| + d \|s\| + \tilde{d} \|s\| \leq -k \|s\|^2 + \\ &\frac{1}{2} \delta_j \|s\|^2 - v \|s\| + (-\tilde{d} + d) \|s\| + \tilde{d} \|s\| \leq \\ &-k_0 \|s\|^2 - v \|s\| < 0 \end{aligned}$$

可见,在所提控制律作用下,系统状态将沿 $\|s\|$ 衰减的方向运动,直至 $\|s\| \leq s_e$.

当 $\|s\| \leq s_e$ 时,取 Lyapunov 函数

$$V' = \frac{1}{2} \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e,$$

沿系统(6)、(7)对其微分,有

$$\dot{V}' = \mathbf{q}_e^T \dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \mathbf{q}_e^T \mathbf{T} \boldsymbol{\omega}_e,$$

滑模面上有 $s = \boldsymbol{\omega}_e + \lambda \mathbf{q}_e$, 联合 \mathbf{T} 的性质有

$$\dot{V}' = \frac{1}{2} \mathbf{q}_e^T \mathbf{T} (s - \lambda \mathbf{q}_e) \leq$$

$$\begin{aligned} &-\frac{\lambda}{2} \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e + \frac{1}{2} \|\mathbf{q}_e\| s_e \leq \\ &-\frac{\lambda}{2} V' + \frac{1}{2} s_e. \end{aligned}$$

由 Comparison 引理^[10]得

$$\|\mathbf{q}_e\|^2 \leq e^{-\lambda/2} V'(0) + \frac{1}{2} \int_0^t e^{-\lambda/2(t-\tau)} s_e d\tau,$$

进一步有 $\|\mathbf{q}_e\| \leq \sqrt{\frac{s_e}{\lambda}}$. 当 s_e/λ 取很小的正数时,姿态误差在 0 附近稳定.

证毕.

2.2 执行机构解算

利用姿态控制器输出 \mathbf{u} 可求解帆板的转角与滑块的期望位移,通过帆板的转动和滑块的滑动可获得对应的控制力矩 $\boldsymbol{\tau}_e$, 继而实现对姿态系统的控制. 由式(3)可知,执行机构工作过程中,4 块小帆的角度互相影响,4 个滑块的位置也存在耦合关系. 对此,本文设计了简单的力矩分配规则,即令 $\gamma = \gamma_1 = \gamma_3 = \gamma_2 = \gamma_4, d_1 = d_2, d_3 = d_4$, 则有

$$\boldsymbol{\tau}_e = \begin{bmatrix} -8lP_s A_p \cos^2(\alpha + \gamma) \sin \gamma - 4m/m_1 d_3 P_s A \cos^2 \alpha \\ 4m/m_1 d_1 P_s A \cos^2 \alpha \end{bmatrix}. \quad (13)$$

对帆板,在太阳帆任务设计中,滚转轴所需控制力矩往往较小,帆板转角也在较小范围内变化. 据此,对滚转轴力矩表达式进行小角度线性化,即 $\cos \gamma = 0, \sin \gamma = \gamma$, 有 $\boldsymbol{\tau}_e(1) \approx 8lP_s A_p \gamma \cos^2 \alpha$. 记 γ_d 为帆板期望转角,则有

$$\gamma_d \approx \mathbf{u}(1)/(8lP_s A_p \gamma \cos^2 \alpha),$$

帆板转角运动过程为

$$T_1 \dot{\gamma} + \gamma = \gamma_d,$$

式中 T_1 由帆板角度及角速度限幅决定,即 $\dot{\gamma}_{\max} = \gamma_{\max}/T_1$, 其中 γ_{\max} 为最大角度, $\dot{\gamma}_{\max}$ 为最大角速度.

对滑块,令 $\mathbf{z} = [d_1 \ d_3]^T$ 为滑块位置, $\mathbf{z}_d = [d_{1d} \ d_{3d}]^T$ 为其期望位置,由式(13)可得

$$\mathbf{z}_d = \begin{bmatrix} \mathbf{u}(3)/(4m/m_1 d_1 P_s A \cos^2 \alpha) \\ -\mathbf{u}(2)/(4m/m_1 d_3 P_s A \cos^2 \alpha) \end{bmatrix},$$

滑块运动采用模型

$$T_2 \dot{\mathbf{z}} + \mathbf{z} = \mathbf{z}_d.$$

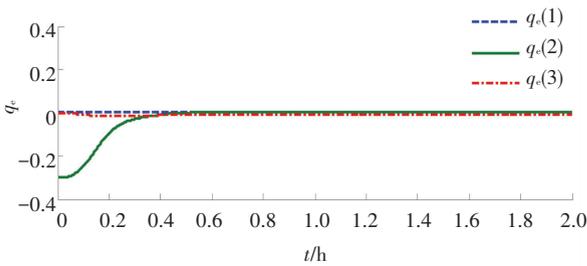
式中 T_2 由最大滑动位置 \mathbf{z}_{\max} 和最大滑动速度 $\dot{\mathbf{z}}_{\max}$ 决定,即 $\dot{\mathbf{z}}_{\max} = \mathbf{z}_{\max}/T_2$.

3 数值模拟

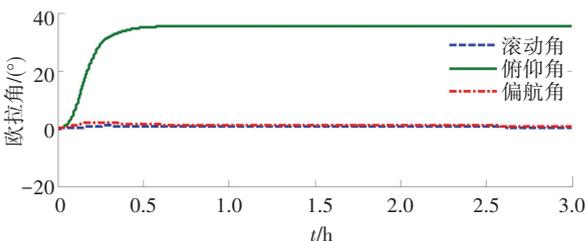
参考文献[5],本文采用如下太阳帆参数进行

数值仿真实验:转动惯量标称值为 $[6\ 000\ 3\ 000\ 3\ 000]$, $A_p = 2\text{m}^2$, $l = 8\text{m}$, $A = 1\ 200\text{m}^2$, $m = 2\text{kg}$, $m_t = 157\text{kg}$. 帆板转角和角速度的最大值分别为 $\gamma_{\max} = 80^\circ$, $\dot{\gamma}_{\max} = 10^\circ/\text{s}$. 滑块滑动距离限幅 $z_{\max} = 20\text{m}$, $\dot{z}_{\max} = 0.1\text{m}/\text{s}$. 太阳光压常数 $P_s = 4.653 \times 10^{-3}\text{mN}/\text{m}^2$; $\tau_g = [0.006\ 69\ 0\ 0]^T\text{mN}\cdot\text{m}$, 质心/压心偏差 $\varepsilon_0 = [0\ 0.1\ 0.1]^T\text{m}$. 执行机构能提供的最大控制力矩分别为 $0.595\ 6$ 、 11.381 、 $11.381\text{mN}\cdot\text{m}$. 设初始姿态四元数为 $Q_0 = [1\ 0\ 0\ 0]^T$, 初始转速为 $\omega_0 = 0$; 期望姿态 $Q_d = [0.953\ 7\ 0\ 0.300\ 7\ 0]^T$, 即俯仰角机动 35° ; 控制器参数 $\lambda = 0.8$, $k_0 = 0.000\ 1$, $v = 0.000\ 1$; $\delta_j = \max\{\Delta J\}$, $\delta_j = \max\{\Delta \dot{J}\}$ 可分别由式(4)、(5)获取; $\eta = 10$, $s_e = 10^{-3}$.

仿真结果如图4~9所示. 图4为姿态响应图, 由图可知, 姿态四元数误差 q_e 趋向于0, 太阳帆俯仰角由 0° 机动至 35° 时间远小于1h, 机动时间短; 角度稳态误差保持在 0.01° 以内, 满足了太阳帆飞行要求. 图5为4个滑块位移曲线. 滑块1、2的最大位移为 6.598m , 随着姿态角趋向机动位置, 逐渐稳定于 3.925m 处以抵抗偏航轴所受干扰. 滑块3、4的运动提供了俯仰角机动所需力矩, 二者最大位移均为 18.442m ; 姿态误差收敛后, 滑块3、4位置均保持在 1.962m 处. 图6为帆板转动过程, 帆板转角最大幅度为 31.693° , 并稳定在 -9.666° 以消除滚转轴所受干扰. 图5、6中的子图还分别显示了滑块和帆板在时间初始段的响应, 可见二者运动轨迹平滑无大幅跃变, 在实际应用中易于实现.



(a) 姿态四元数误差



(b) 姿态角

图4 姿态响应

Fig.4 Response of attitude

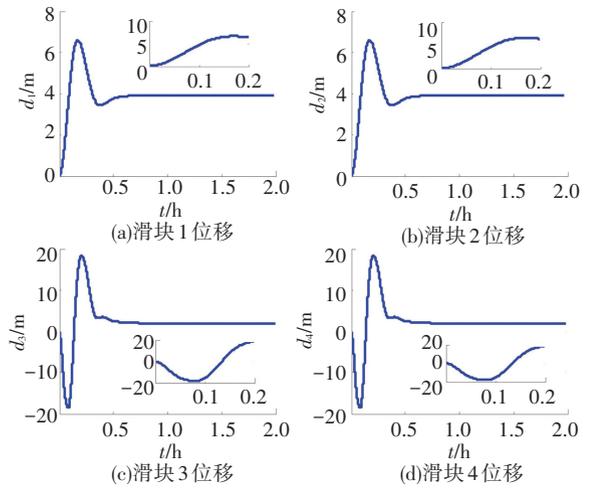


图5 滑块位置

Fig.5 Positions of masses

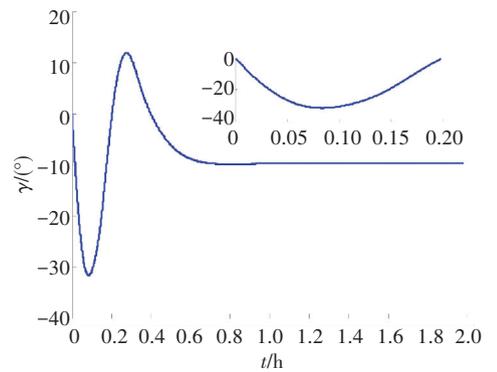


图6 帆板角度

Fig.6 Angle of rotating panel

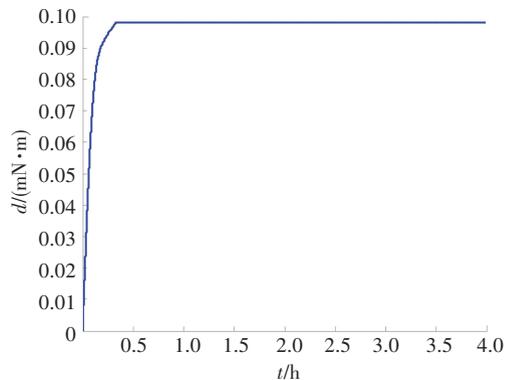


图7 干扰上界估计

Fig.7 Estimation of disturbance upper bounds

图7给出了干扰力矩上界的估计结果图, 图8为干扰力矩示意图, 滚动轴干扰力矩为常值, 俯仰轴和偏航轴干扰力矩随俯仰角变化. 图9为控制器输出 u 和执行机构输出的控制力矩 τ_e . U 为执行机构的期望输入, 3轴最大幅值分别为 $0.327\ 6$ 、 6.486 、 $1.827\text{mN}\cdot\text{m}$, 皆在执行机构可实现范围内. 此外, 各轴控制量曲线缓和, 自适应律的加入在抑制干扰的同时, 也有效地抑制了滑模控制器中存在的抖振

现象. 通过滑块位移和帆板转动可求得实际控制力矩 τ_c , 如图中实线所示. 可见, 通过图 5、6 所示的帆板转动和滑块滑动, 执行机构较好地实现了所需控制力矩.

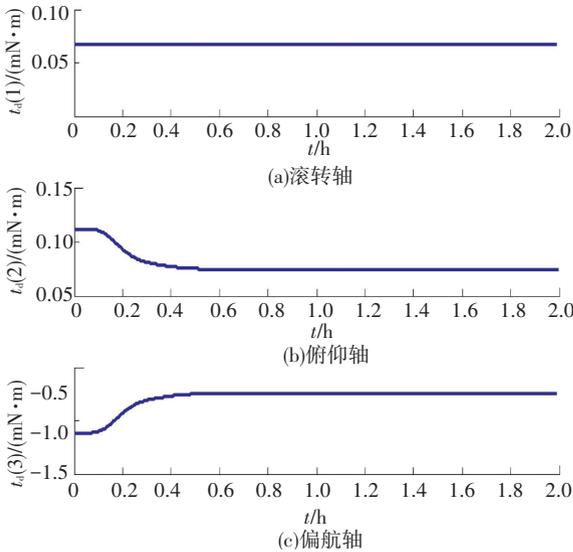


图 8 干扰力矩曲线

Fig.8 Disturbance torque curves

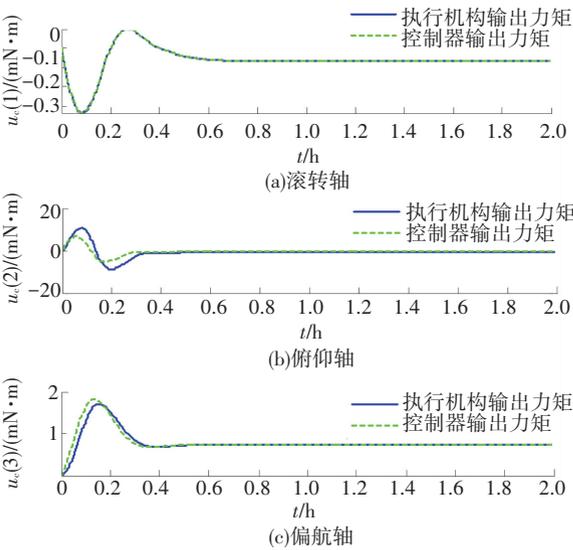


图 9 力矩

Fig.9 Torques

综上, 所提控制策略在考虑光压力矩干扰、引力梯度干扰和转动惯量变化的情况下, 有效地实现了太阳帆三轴姿态控制.

4 结 论

本文采用了一种新型帆板-滑块结构作为太阳

帆航天器的姿控执行机构, 在此结构下研究了太阳帆姿态控制律设计与实现问题. 针对滑块滑动致使太阳帆转动惯量变化问题, 设计了鲁棒滑模姿态控制器. 同时, 考虑了光压力矩和引力梯度力矩两种干扰, 设计了自适应律对干扰上界进行估计. 最后, 解算执行机构, 实现所提控制律. 仿真结果表明, 所提控制方法可使太阳帆姿态较快机动至期望位置, 并使控制力矩、帆板角度和滑块位移均保持在适当的幅值范围内, 易于实现.

参考文献

- [1] TSUDA Y, MARI O, FUNASE R, et al. Achievement of IKAROS—Japanese deep space solar sail demonstration mission[J]. Acta Astronautica, 2013, 82(2): 183
- [2] MU Junshan, GONG Shengping, LI Junfeng. Coupled control of reflectivity modulated solar sail for GeoSail formation flying[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(4): 740
- [3] MCKAY R, MACDOALD M, BIGGS J, et al. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(3): 645
- [4] 罗超, 郑建华. 采用滑块和 RSB 的太阳帆姿态控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(3): 95
- LUO Chao, ZHENG Jianhua. Solar-sail attitude control based on moving masses and roll stabilizer bars [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(3): 95
- [5] ADELI S N, LAPPAS V J, WIE B. A scalable bus-based attitude control system for solar sails [J]. Advances in Space Research, 2011, 48: 1836
- [6] ROMAGNOLI D, OEHLISCHLAGEL T. High performance two degrees of freedom attitude control for solar sails [J]. Advances in Space Research, 2011, 48(11): 1869
- [7] 张震亚, 韩艳铎, 贾杰. 带移动滑块的太阳帆航天器动力学建模与姿态控制[J]. 航天控制, 2014, 32(5): 29
- ZHANG Zhenya, HAN Yanhua, JIA Jie. Dynamics modeling and attitude control of moving-mass based solar sail spacecraft[J]. Aerospace Control, 2014, 32(5): 29
- [8] ELDAD O, LIGHTSEY G. Propellantless attitude control of a non-planar solar sail[J]. Journal of Guidance and Dynamics, 2015, 38(8): 1531
- [9] CHOI M, DAMAREN C J. Structural dynamics and attitude control of a solar sail using tip vanes[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(6): 1666
- [10] DING Zhengtao. Nonlinear and adaptive control systems[M]. London: The Institution of Engineering and Technology, 2013:50
- [11] DONG Qi, ZONG Qun, TIAN Bailing, et al. Adaptive-gain multi-variable super-twisting sliding mode control for reentry RLV with torque perturbation[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2017, 27(4): 620

(编辑 魏希柱)