

带移动滑块的阳光帆航天器动力学建模与姿态控制*

张震亚¹ 韩艳铎¹ 贾 杰²

1. 南京航空航天大学航天学院 南京 210016

2. 南昌航空大学信息工程学院 南昌 330063



摘 要 针对以移动滑块为控制执行机构的阳光帆航天器,基于拉格朗日分析力学建立了航天器—滑块两体系统非线性耦合动力学模型。为简化控制律设计,将控制回路分为内外环,并分别设计控制律。外环以航天器姿态为受控变量,滑块位移为控制输入;内环以滑块位移为受控变量,滑块驱动力为控制输入。最终将控制律代入系统原非线性模型,以行星际阳光帆航天器姿态控制任务为例进行数值仿真。仿真结果表明,以移动滑块为执行机构,采用所设计控制律,可以实现阳光帆航天器快速姿态调整及长期姿态保持。

关键词 阳光帆;姿态控制;动力学建模;移动滑块

中图分类号:V412.4 文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2014)05-0029-07

Dynamics Modeling and Attitude Control of Moving-Mass Based Solar Sail Spacecraft

ZHANG Zhenya¹ HAN Yanhua¹ JIA Jie²

1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China

Abstract The Solar sail spacecraft which employs moving-mass system is studied about in this paper. The nonlinear coupling dynamics model of Solar sail moving-mass two-body system is established by using Lagrange's equations. In order to simplify the design of control law, the control loop is divided into outer-loop and inner-loop and attitude controllers for both outer-loop and inner-loop are designed. The outer-loop chooses attitude angle and velocity as state variables and displacement of moving-mass as control input, while the inner-loop chooses displacement of moving mass as state variable and driving force as control input. The simulation results show that the moving-mass based attitude control system by using the designed control law has good performance on solar sail's large angle attitude maneuvering and attitude keeping.

Key words Solar sail; Attitude control; Dynamic modeling; Moving-mass

阳光帆航天器以太阳压作为推进力进行飞行。作为一种采用全新推进方式的航天器,由于其

* 国家自然科学基金(61263012)

收稿日期:2013-06-25

作者简介:张震亚(1989-),男,硕士研究生,浙江嵊州人,主要研究方向为阳光帆航天器姿态动力学与控制;韩艳铎(1976-),男,山西吕梁人,博士,副教授,硕士生导师,主要研究方向为挠性多体复杂航天器动力学与控制;贾杰(1972-),男,河南新乡人,博士,副教授,硕士生导师,主要研究方向为飞行器制导与控制、非线性系统建模与故障检测。

无需消耗大量燃料即可在太阳光压持续推进下达到很高的速度,因而成为近年来航天领域的研究热点。

太阳帆具有质量轻、体积巨大的结构特点,其自身转动惯量较大。限于制造装配工艺水平,太阳帆航天器质心往往不与光压压心重合,因此,光压会对太阳帆产生比普通航天器大得多的姿态干扰力矩。若采用传统的姿控执行机构,如动量轮系统或化学燃料推进器等对太阳帆的姿态进行控制,则需要消耗大量的能量或燃料^[1]。因此,针对太阳帆航天器,必须设计新型的高效率、无化学推进剂消耗的姿控系统。

目前研究中的太阳帆航天器姿态控制方案主要有质心偏移法和帆面转动法。前者通过使太阳帆的质心相对压心的位置产生偏离,得到光压姿态控制力矩。执行机构可以是带万向节的转动控制杆,或是沿帆面结构杆滑动的质量块等;后者则通过改变整体帆面或部分帆面的方向来产生光压控制力矩。

本文研究了基于移动滑块太阳帆航天器姿态控制方案,与主流的采用控制杆或控制翼面的控制方案相比,该方案保证了有效载荷与帆面的相对位置固定,有利于航天器实现定向观测和对地稳定通信^[2],且执行机构的物理结构简单,易于实现,可靠性高,对帆面展开过程不造成干扰,能够满足太阳帆航天器快速姿态机动的任务要求^[3-5]。

本文以太阳帆航天器偏航通道为例,建立其姿态动力学模型;将姿态控制系统分解为外环和内环系统,并分别进行控制律设计;最后通过数值仿真验证所设计姿态控制律的有效性。

1 系统动力学建模

带移动滑块太阳帆航天器结构如图 1 所示。

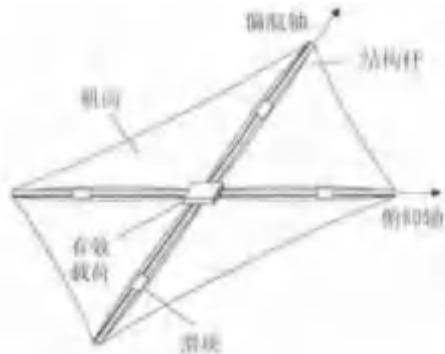


图1 太阳帆航天器物理结构

其姿态控制基本原理为:在太阳帆航天器的 4

根结构杆上装配有可沿杆作受控滑动的质量块;理想初始状态下,太阳帆质心与太阳光压压心重合,此时太阳光压对航天器无力矩作用,通过调整滑块位置可改变系统质心位置,从而使系统质心位置偏离光压压心,产生所需光压姿态控制力矩。

为简化建模过程,这里将沿着同对角线两根结构杆滑动的双滑块等效为可沿全对角线移动的单滑块进行处理。

1.1 坐标系和符号定义

建立惯性坐标系 oxy , 原点 o 为空间某一固定点, x 轴与太阳光方向垂直, y 轴正方向与太阳光单位矢量 S 相反;建立与太阳帆航天器固连的体坐标系 $o_s x_s y_s$, 原点 o_s 取在太阳帆本体质心处, 坐标轴分别指向太阳帆帆面切向与法向方向, 如图 2 所示。

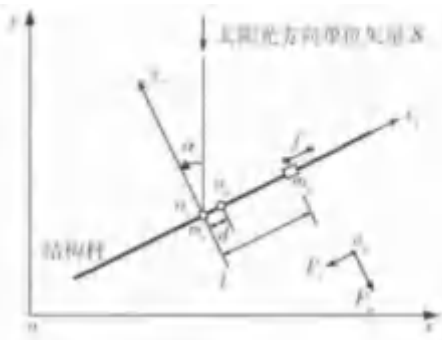


图2 太阳帆航天器偏航轴简化结构图

定义帆面法向与 y 轴夹角为偏航姿态角 α , 为保证帆面正面指向太阳, 姿态角机动范围限制为 $(-90^\circ, 90^\circ)$; 太阳帆本体质量为 m_s , 本体关于偏航轴的转动惯量为 J_s ; 移动滑块质量为 m_p , 视其为质点, 忽略其自身转动惯量; 滑块由电机驱动, 沿帆面对角线结构杆作可控滑动, 所受到的控制驱动力为 f , 方向沿结构杆; 滑块在导轨上的位移为 l , 忽略滑块与导轨接触面间的摩擦力。

由于太阳帆实际制造装配误差, 太阳帆本体质心 o_s 与光压压心 o_p 并不重合, 质心与压心间存在偏差小量 d 。

1.2 太阳光压模型

太阳光压模型可表示为如下形式^[6]:

$$F = P_{AU} A \cos \alpha [(1 + \rho_s \cos 2\alpha) S + \rho_s \sin 2\alpha S_{\perp}] \quad (1)$$

其中, P_{AU} 为距离太阳一个天文单位处太阳光压大小, A 为帆面面积, ρ_s 为太阳帆镜面反射系数, S_{\perp} 为垂直太阳光方向的单位矢量。定义 F_s , F_{\perp} 为太阳光压力沿 S 和 S_{\perp} 方向的分量, 则有:

$$F_s = P_{AU} A \cos \alpha (1 + \rho_s \cos 2\alpha) \quad (2)$$

$$F_{\perp} = P_{AU} A \rho_s \sin 2\alpha \cos \alpha \quad (3)$$

考虑太阳帆的光学和热力学特性,可以得到太阳帆压力沿太阳帆帆面切向和帆面法向分量 F_t 和 F_n (如图2)的表达式^[6]:

$$F_t = P_{AU} A (1 - r \rho_s) \sin \alpha \cos \alpha \quad (4)$$

$$F_n = P_{AU} A \left\{ (1 + r \rho_s) \cos^2 \alpha + \left[\frac{e_f B_f - e_b B_b}{e_f + e_b} (1 - r) + B_f (1 - \rho_s) \right] \cos \alpha \right\} \quad (5)$$

其中, B_f 、 B_b 分别为太阳帆正面和背面的非朗伯系数, e_f 、 e_b 分别为太阳帆正面和背面的发射系数, r 为太阳帆正面反射率。

1.3 动力学模型推导

在惯性坐标系 oxy 下,定义太阳帆本体质心位置矢量 $\mathbf{r}_s = [x \ y]^T$, 则本体质心速度矢量 $\dot{\mathbf{r}}_s = [\dot{x} \ \dot{y}]^T$ 。

滑块位置矢量为:

$$\mathbf{r}_p = \begin{bmatrix} x + l \cos \alpha \\ y + l \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (6)$$

则滑块速度矢量为:

$$\dot{\mathbf{r}}_p = \begin{bmatrix} \dot{x} + \dot{l} \cos \alpha - l \dot{\alpha} \sin \alpha \\ \dot{y} + \dot{l} \sin \alpha + l \dot{\alpha} \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$m_p l [-\ddot{x} \sin \alpha + \ddot{y} \cos \alpha + 2\dot{l} \dot{\alpha} + l \ddot{\alpha}] + J_s \ddot{\alpha} = -F_n d \quad (16)$$

$$m_p (\ddot{x} \cos \alpha + \ddot{y} \sin \alpha + \ddot{l} - l \dot{\alpha}^2) = f \quad (17)$$

$$(m_s + m_p) \ddot{x} + m_p (\ddot{l} \cos \alpha - 2\dot{l} \dot{\alpha} \sin \alpha - l \dot{\alpha}^2 \cos \alpha - l \ddot{\alpha} \sin \alpha) = -F_t \cos \alpha + F_n \sin \alpha \quad (18)$$

$$(m_s + m_p) \ddot{y} + m_p (\ddot{l} \sin \alpha + 2\dot{l} \dot{\alpha} \cos \alpha - l \dot{\alpha}^2 \sin \alpha + l \ddot{\alpha} \cos \alpha) = -F_t \sin \alpha - F_n \cos \alpha \quad (19)$$

由式(16)~(19)消去变量 x, y 整理得

$$\left(J_s + \frac{m_s m_p}{m_s + m_p} l^2 \right) \ddot{\alpha} + \frac{2 m_s m_p}{m_s + m_p} (l \dot{\alpha}) = F_n \frac{m_p l}{m_s + m_p} - F_n d \quad (20)$$

$$\frac{m_s m_p}{m_s + m_p} \ddot{l} - \frac{m_s m_p}{m_s + m_p} l \dot{\alpha}^2 = \frac{m_p}{m_s + m_p} F_t + f \quad (21)$$

将式(20)和(21)代入光压模型式(4)和(5), 并定义如下常参数:

$$k_1 = \frac{m_s m_p}{m_s + m_p}, k_2 = \frac{m_p}{m_s + m_p},$$

$$k_3 = P_{AU} A (1 + r \rho_s),$$

$$k_4 = P_{AU} A [B_f (1 - \rho_s) + \frac{e_f B_f - e_b B_b}{e_f + e_b} (1 - r)],$$

设太阳帆航天器系统总动能为 T , 太阳帆本体动能为 T_s , 滑块动能为 T_p , 有:

$$T_s = \frac{1}{2} m_s \dot{\mathbf{r}}_s^T \dot{\mathbf{r}}_s + \frac{1}{2} J_s \dot{\alpha}^2 \quad (8)$$

$$T_p = \frac{1}{2} m_p \dot{\mathbf{r}}_p^T \dot{\mathbf{r}}_p \quad (9)$$

系统总动能可表示为:

$$T = T_s + T_p \quad (10)$$

忽略太阳帆弹性形变, 则航天器系统势能 $U = 0$ 。

定义广义坐标 $\mathbf{q} = [\alpha \ l \ X \ Y]^T$, 广义力 $\mathbf{Q} = [Q_1 \ Q_2 \ Q_3 \ Q_4]^T$, 由虚功原理, 求得广义力表达式为:

$$Q_1 = -F_n d \quad (11)$$

$$Q_2 = f \quad (12)$$

$$Q_3 = -F_t \cos \alpha + F_n \sin \alpha \quad (13)$$

$$Q_4 = -F_t \sin \alpha - F_n \cos \alpha \quad (14)$$

将广义力 \mathbf{Q} 及拉格朗日函数 $L = T - U$ 代入拉格朗日动力学方程:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} - \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} = \mathbf{Q} \quad (15)$$

得太阳帆航天器-滑块两体系统耦合动力学模型:

$$k_5 = P_{AU} A (1 - r \rho_s),$$

最终得到太阳帆航天器偏航通道姿态动力学方程为:

$$\ddot{\alpha} = \frac{1}{J_s + k_1 l^2} [-2k_1 (l \dot{\alpha}) + k_2 k_3 l \cos^2 \alpha + k_2 k_4 l \cos \alpha - k_3 d \cos^2 \alpha - k_4 d \cos \alpha] \quad (22)$$

$$\ddot{l} = l \dot{\alpha}^2 + \frac{k_2 k_5}{k_1} \cos \alpha \sin \alpha + \frac{f}{k_1} \quad (23)$$

2 姿态控制器设计

式(22)和(23)显示受控系统是一个四阶非线性耦合不确定系统。如果直接以滑块驱动力 f 作为控制输入来控制航天器姿态角, 控制律的设计将比较困难, 且难以在后续环节进行执行机构的分配策略

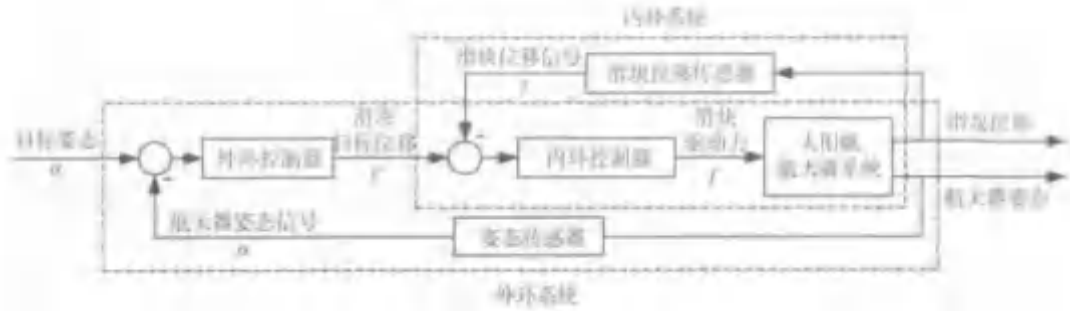


图3 太阳帆航天器姿态控制系统结构图

设计;而若将控制回路分为内外环分别设计控制器,外环以航天器姿态为受控变量,滑块位移为控制输入;内环以滑块位移为受控变量,滑块驱动力为控制输入,则可望显著降低控制律设计的复杂度。控制系统设计思想如图3所示。

2.1 外环姿态控制器设计

推导外环动力学方程时,将滑块沿导轨移动距离 l 视为控制输入。针对动力学方程式(22)进行数值分析,可知式中包含 \dot{l} 的项在数值上贡献远小于其余项,因而可忽略 l 的动态 \dot{l} 对航天器姿态的影响。将太阳帆质心/压心偏距小量 d 视作干扰,式(22)可简化为:

$$\ddot{\alpha} = \frac{k_2 l}{J_s + k_1 l^2} (k_3 \cos^2 \alpha + k_4 \cos \alpha) \quad (24)$$

式(24)即为外环系统动力学方程。

定义姿态跟踪误差 $\Delta\alpha \triangleq \alpha - \alpha_c$,其中 α_c 为偏航姿态指令。将 $\Delta\alpha$ 代入式(24),可得关于 $\Delta\alpha$ 的方程:

$$\Delta\ddot{\alpha} = \frac{l}{J_s + k_1 l^2} [k_2 k_3 \cos^2 (\Delta\alpha + \alpha_c) + k_2 k_4 \cos (\Delta\alpha + \alpha_c)] \quad (25)$$

将式(25)在平衡点 $\Delta\alpha = 0, \dot{\Delta\alpha} = 0$ 处进行小扰动线性化,可得到关于 $\Delta\alpha$ 的线性方程:

$$\Delta\ddot{\alpha} = \frac{k_2 k_3 \cos^2 \alpha_c + k_2 k_4 \cos \alpha_c}{J_s} l \quad (26)$$

设状态变量 $X = [\Delta\alpha \ \Delta\dot{\alpha}]^T$,得状态方程如下:

$$\dot{X} = AX + Bl \quad (27)$$

其中:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{J_s} (k_2 k_3 \cos^2 \alpha_c + k_2 k_4 \cos \alpha_c) \end{bmatrix}.$$

对于目标姿态指令 α_c 已经确定的任意一次任务来说,所得系统式(27)为线性定常,针对该线性系统设计LQR控制器,定义性能指标:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty [X^T(t) Q X(t) + R l^2(t)] dt \quad (28)$$

其中, Q 为 2×2 正定对称常数矩阵, R 为正常数。由线性二次型最优控制理论,得到:

$$l^* = -R^{-1} B^T P \cdot X(t) \quad (29)$$

其中, P 满足代数黎卡提方程:

$$PA + A^T P - PBR^{-1} B^T P + Q = 0 \quad (30)$$

通过式(30)求解 P ,最终可得最优控制输入 l^* 。

由于太阳帆结构杆长度限制,滑块在沿导轨作受控运动时,其运动区域需限制在一定范围内。定义滑块位移绝对值最大值为 l_{\max} ,限幅处理后滑块最优位移为 l_{\lim}^* ,设计滑块位移限幅器如下:

$$l_{\lim}^* = \begin{cases} l^*, & |l^*| \leq l_{\max} \\ \text{sgn}(l^*) \cdot l_{\max}, & |l^*| > l_{\max} \end{cases} \quad (31)$$

2.2 内环姿态控制器设计

以外环控制器给出的滑块最优控制位移 l^* 作为内环回路跟踪指令 l_c ,滑块实际位移 l 作为受控变量,驱动力 f 作为控制输入,设计内环控制律。滑块动力学方程如式(23),定义跟踪指令位移 l_c ,跟踪误差 $\Delta l \triangleq l - l_c$,构建滑块位置误差 Δl 的理想动态:

$$\Delta\ddot{l} + c_1 \Delta\dot{l} + c_2 \Delta l = 0 \quad (32)$$

通过对式(32)配置合适的控制参数 c_1, c_2 ,可使滑块位置误差 $\Delta l \rightarrow 0$,即 $l \rightarrow l_c$ 。

将 $\Delta l = l - l_c$ 代入式(32),与式(23)联立整理,可得:

$$f = -k_1 c_1 \dot{l} - k_1 c_2 (l - l_c) - k_2 k_5 \cos \alpha \sin \alpha - k_1 l \dot{\alpha}^2 \quad (33)$$

式(33)即为所设计的滑块控制律,其中 $-k_1 c_1 \dot{l}$ 为微分控制项, $-k_1 c_2 (l - l_c)$ 为比例控制项,

$-k_2 k_5 \cos \alpha \sin \alpha - k_1 l \dot{\alpha}^2$ 为非线性补偿项。

2.3 系统完整姿态控制律

系统外环和内环控制律分别由式(29)和(33)给出,其中式(33)中内环跟踪目标位移 l_c 即为外环控制律式(29)得到的最优输入位移 l^* 。

考虑到外环给出滑块最优输入位移 l^* 已经过限幅处理,为保证内环实际输出的滑块位移幅值不超过最优输入位移指令,应选择合适的控制参数 c_1, c_2 ,使内环系统保持在过阻尼状态。

将式(29)代入式(33),可得到系统完整姿态控制律:

$$f = -k_1 c_1 \dot{l} - k_1 c_2 [l + R^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \cdot \mathbf{X}(t)] - k_2 k_5 \cos \alpha \sin \alpha - k_1 l \dot{\alpha}^2 \quad (34)$$

由于滑块驱动机构的性能限制,滑块在沿导轨作受控运动时,施加驱动力大小需限制在一定范围内。定义滑块驱动力最大绝对值为 f_{\max} ,限幅处理后滑块驱动力为 f_{lim} ,设计滑块驱动力限幅器如下:

$$f_{lim} = \begin{cases} f, & |f| \leq f_{\max} \\ \text{sgn}(f) \cdot f_{\max}, & |f| > f_{\max} \end{cases} \quad (35)$$

3 执行机构分配策略

为了简化姿态动力学建模过程,本文将沿着对角线两根导轨各自运动的双滑块等效为可沿太阳帆全对角线运动的单个滑块,并对单滑块进行控制律设计。而在工程实现过程中,需将设计的单滑块控制律还原为双滑块控制律,即把单个滑块的受控运动分配到运动位移分别恒正/恒负的双滑块上。

由于滑块实际运动过程中存在电机驱动噪声和摩擦力,必然对航天器系统动态引入一定干扰。为减少滑块运动过程对航天器动态可能造成的不良影响,采用如下运动分配策略:

$$l_1 = [\text{sgn}(l) + 1] \cdot l, \quad l_2 = [\text{sgn}(l) - 1] \cdot l \quad (36)$$

其中, l 为等效单滑块的位移; l_1 为沿正向导轨运动滑块的位移, $l_1 \geq 0$; l_2 为沿负向导轨运动滑块的位移, $l_2 \leq 0$ 。采用上述执行机构分配策略,可保证任一时刻同对角线上仅有一个滑块运动,尽可能减少滑块运动对系统动态的干扰。

4 数值仿真

针对上文建立的太阳帆航天器偏航通道姿态控制系统进行数值仿真。太阳帆航天器有关参数源自

美国新千年计划 ST7 (New Millennium Program Space Technology 7, NMP ST7) 的太阳帆实验任务^[7]。具体仿真参数如表 1 所示。

表 1 太阳帆航天器数值仿真参数

参数	数值
本体质量 m_s	160kg
滑块质量 m_p	10kg (5kg × 2)
本体偏航转动惯量 J	3000kg · m ²
质心/压心装配误差偏距 d	0.05m
单结构杆长度	30m
1AU 处光压压强 P_{AU}	4.563×10^{-6} N/m ²
帆面面积 A	1400m ²
帆正面非朗伯系数 B_f	0.79
帆背面非朗伯系数 B_b	0.55
帆正面发射系数 e_f	0.05
帆背面发射系数 e_b	0.55
帆正面反射率 r	0.88
帆正面镜面反射系数 ρ_s	0.94

4.1 自由状态短期响应测试

针对建立的太阳帆航天器非线性姿态动力学模型进行短期响应测试。太阳帆初始状态为偏航姿态角 $\alpha = 0^\circ$, 偏航角速率 $\dot{\alpha} = 0$ 。

未施加姿态控制时,移动滑块锁定于 0 位移处。由于帆面质心与压心存在装配误差偏距 d ,使得航天器受到持续的光压干扰力矩。太阳帆姿态呈现出周期性振荡,且姿态角 α 无法保持在 $(-90^\circ, 90^\circ)$ 范围内,即无法保证帆面正面指向太阳(仿真过程中假定太阳帆正反面光反射条件相同)。其姿态角变化及所受干扰力矩变化如图 4 所示。

4.2 行星际太阳帆航天器姿态控制仿真

以行星际太阳帆航天器为例进行姿态控制系统数值仿真。

太阳光压模型式(2)和(3)给出了光压作用力沿太阳光方向及垂直太阳光方向的分量 F_s, F_\perp 。对于图 5 所示的日心轨道太阳帆航天器而言,太阳光压力分量 F_\perp 可作为轨道机动的有效推进控制力。

为使该轨道机动推力最大,可由式(37)求得所需姿态角 α :

$$\frac{dF_\perp}{d\alpha} = \frac{d}{d\alpha} (P_{AU} A \rho_s \sin 2\alpha \cos \alpha) = 0 \quad (37)$$

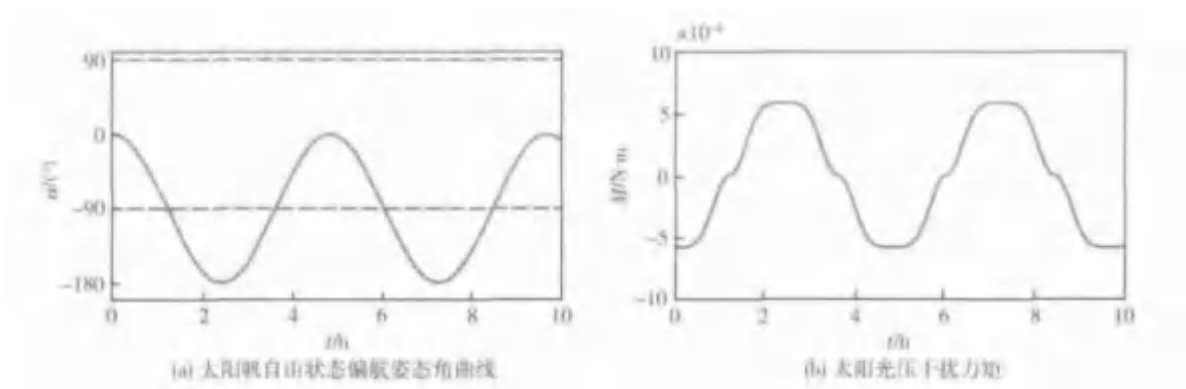


图4 自由状态下太阳帆航天器姿态变化及干扰力矩变化曲线



图5 行星际太阳帆航天器变轨示意图

由式(37)可知,当 $\alpha = \arctan(1/\sqrt{2}) \approx 35^\circ$ 时, F_\perp 取最大值,即此时太阳光压提供的轨道机动推力

最大。因此,对于往太阳系外部飞行的日心轨道行星际太阳帆航天器而言,任务设计时通常取 $\alpha = 35^\circ$ 作为变轨阶段的理想偏航角^[6]。

仿真过程取太阳帆初始状态为 $\alpha = 0^\circ$, $\dot{\alpha} = 0(^{\circ})/s$,太阳帆处于全照射静止状态。仿真开始时太阳帆航天器处于自由飞行状态,为验证设计控制律的姿态控制效果,0.5h后开始施加姿态控制,跟踪姿态指令信号 $\alpha_c = 35^\circ$ 。

仿真过程取内环控制器参数 $c_1 = 60$, $c_2 = 10$,外环控制器参数 $Q = \text{diag}(10^3, 10^3)$, $R = 10$,驱动力限幅 $f_{\max} = 10N$,滑块位移限幅 $l_{\max} = 28m$ 。仿真得到太阳帆航天器状态变化情况如图6,图7~8给出了姿控过程中滑块状态及驱动力变化曲线。

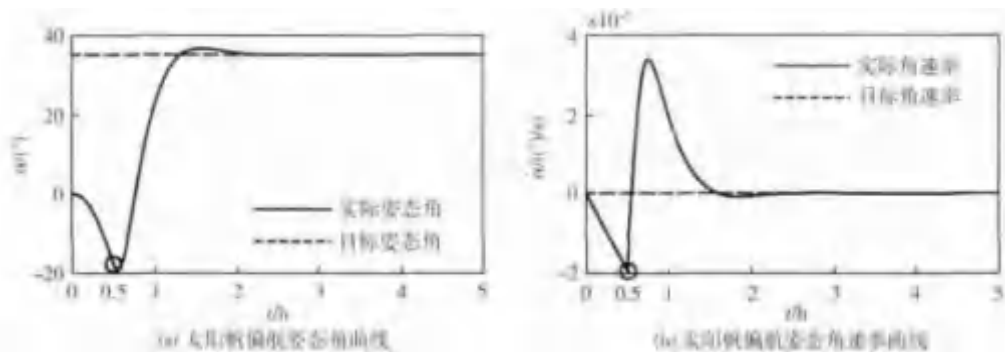


图6 太阳帆航天器姿态变化曲线

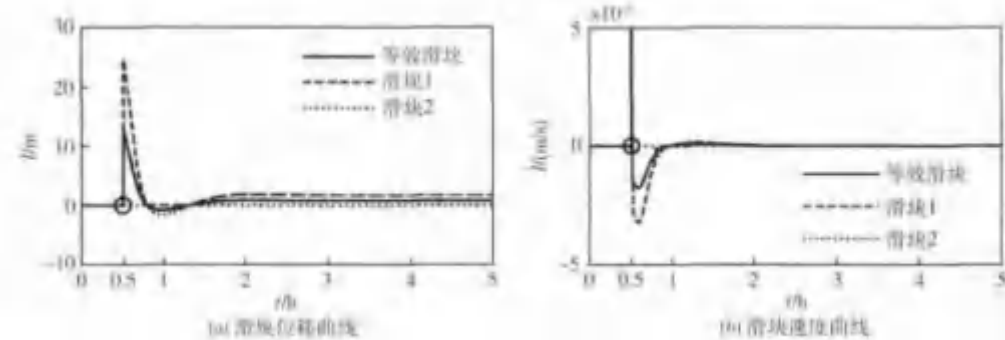


图7 滑块状态变化曲线

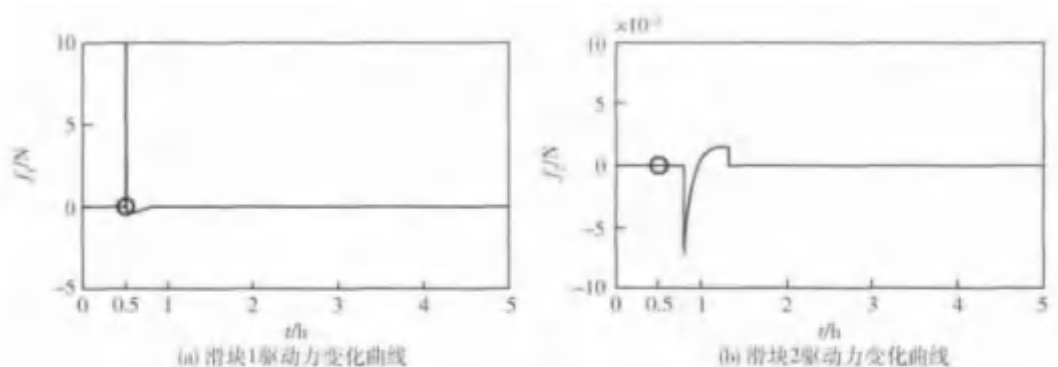


图8 滑块驱动力变化曲线

仿真过程前 0.5h 内,太阳帆处于自由飞行状态,由于光压干扰力矩的作用,航天器姿态逐渐失稳,偏航角由 0° 逐渐负向增大至 -20° ,并有继续发散的趋势,同时姿态角速度由 $0(^\circ)/s$ 逐渐增大至 $-0.02(^\circ)/s$ 。0.5h 时刻(图线中○标识时刻)开始对航天器施加姿态控制。在滑块姿态控制系统作用下,航天器在约 2h 的时间内从失稳的初始状态 $(\alpha, \dot{\alpha}) = (-20^\circ, -0.02(^\circ)/s)$ 跟踪至目标姿态阶跃信号 $\alpha_c = 35^\circ$ 。之后,滑块仅需静止在配平点位置,使系统实际合质心与光压压心保持重合,即可在不施加推力驱动的情况下抑制光压干扰力矩,使航天器姿态稳定在目标姿态处。图 7~8 表明在姿态控制过程中滑块位移 l_1, l_2 和驱动力 f_1, f_2 幅值均被限制在给定范围以内,即所设计驱动限幅器能有效限制系统控制输入大小,且限幅后的控制输入仍能满足系统姿态控制的需要。

仿真结果表明,基于移动滑块的太阳帆航天器姿态控制方案具有良好的姿态控制效果,所设计控制律能针对存在初始角位置误差和角速度误差的太阳帆航天器进行有效的姿态控制,实现短时间内的较大角度姿态调整,同时可满足长期飞行任务中对干扰力矩抑制和姿态稳定的需求。

5 结论

研究结果表明,基于移动滑块的太阳帆航天器姿态控制方案,能够实现太阳帆航天器快速姿态调整及长期姿态稳定。针对外环姿控系统和内环驱动系统分别进行控制器设计,可以根据不同情况各自

调节内外环控制参数,以满足实际太阳帆任务需求。

与传统带有控制杆或控制翼面的太阳帆姿态控制方案相比,基于移动滑块的太阳帆航天器姿态控制方案具有结构简单可靠,任务适应性强等特点,在太阳帆航天器技术领域有重要研究价值。

参 考 文 献

- [1] McInnes C R. Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications [M]. Springer, 2004.
- [2] 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): 95-101. (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): 95-101.)
- [3] Murphy D M, Murphey T W, Gierow P A. Scalable Solar-sail Subsystem Design Concept [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(4): 539-547.
- [4] Wie B. Thrust Vector Control Analysis and Design for Solar-sail Spacecraft [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 545-557.
- [5] Thomas S, Paluszek M, Wie B, et al. AOCS Performance and Stability Validation for Large Flexible Solar Sail Spacecraft [C]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005: 1-18.
- [6] Wie B. Solar Sail Attitude Control and Dynamics, Part 1 [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(4): 526-535.
- [7] Wie B. Solar Sail Attitude Control and Dynamics, Part 2 [J]. Journal of guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(4): 536-544.