

空间站柔性太阳能电池翼对日跟踪控制

赵 真^{1,2}, 王 碧², 钱志源², 陈国平¹

(1. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016;

2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘 要: 空间站柔性太阳能电池翼高稳定对日跟踪驱动控制, 对于保障空间站长期在轨能源安全和平稳运行具有重要意义。在推导柔性太阳能电池翼动力学模型、柔性体模态分析和截断、Alpha 对日定向装置机电系统模型、非线性传动系统模型的基础上, 对空间站柔性太阳能电池翼对日跟踪控制系统进行设计。采用 Heaviside 五次样条变速规划、位置和速度两级闭环、速度环陷阶滤波器柔性振动抑制的组合方案, 实现空间站柔性太阳能电池翼高稳定驱动控制。通过对典型工况的仿真校核, 验证所设计的控制方案可实现跟踪精度优于 0.3° 、速度偏差 $\pm 0.005^\circ/\text{s}$ 、稳定度优于 $7\% @ 0.065^\circ/\text{s}$ 的性能指标。同时, Alpha 对日定向装置的启动和变速过程中驱动力矩不大于 $30 \text{ N}\cdot\text{m}$, 稳速运行期间驱动力矩不大于 $5 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。各项性能指标要好于国际空间站 Alpha 对日定向装置, 满足使用要求。

关键词: 空间站柔性太阳能电池翼; 对日跟踪控制; 伺服控制; 振动抑制

中图分类号: TP 241

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.05.005

Solar Tracking Control of Flexible Solar Cell Wings of Space Station

ZHAO Zhen^{1,2}, WANG Bi², QIAN Zhiyuan², CHEN Guoping¹

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China; 2. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

Abstract: The highly stable tracking drive control of the flexible solar cell wings of Chinese Space Station (CSS) is of great significance to ensure the long-term energy safety and stable operation. In this paper, based on the derivation of the dynamic model of flexible solar cell wings, the normal mode analysis (NMA) of flexible body, the model of the electromechanical system for the solar Alpha rotary joint (SARJ), and the model of the nonlinear transmission system, a control system is designed for the SARJ. The combination scheme of Heaviside quintic spline variable speed planning, position and speed two-stage closed-loop, and speed loop flexible vibration suppression is used to achieve the highly stable drive control of the SARJ. Through simulation verification of typical cases, it is verified that the designed control scheme can achieve the tracking accuracy better than 0.3° , the speed deviation of $\pm 0.005^\circ/\text{s}$, and the stability superior to $7\% @ 0.065^\circ/\text{s}$. Meanwhile, the driving torque during the starting and shifting of the SARJ is not greater than $30 \text{ N}\cdot\text{m}$, and the driving torque during steady-speed operation is not greater than $5 \text{ N}\cdot\text{m}$. In summary, all performance indicators are better than those obtained by the SARJ of International Space Station (ISS), and meet the application requirements.

Key words: flexible solar cell wings of space station; solar tracking control; motor servo control; vibration suppression

0 引言

我国载人航天工程已进入空间站研制阶段, 计划在 2022 年前后全面建成。空间站采用三舱“T 型”

布局, 分别为核心舱、实验舱 I 和实验舱 II。在核心舱两端分别留有载人飞船和货运飞船对接口, 如图 1 所示^[1]。

收稿日期: 2021-07-04; 修回日期: 2021-09-12

作者简介: 赵 真 (1983—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为航天器动力学与控制。

通信作者: 陈国平 (1956—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为结构动力学与控制。

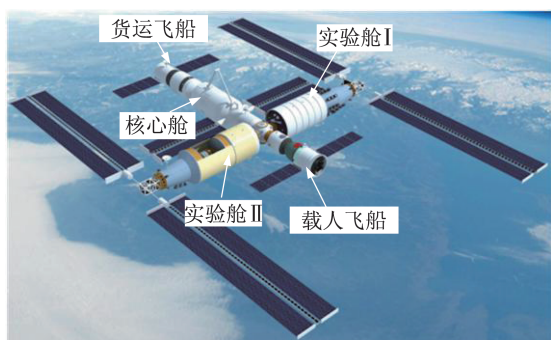


图1 中国空间站构型

Fig.1 Schematic diagram of Chinese Space Station (CSS)

为保证我国空间站 15 a 在轨运行期间能源平衡,在实验舱 I、II 末端各配置 1 套 Alpha 对日定向装置和 2 套太阳能电池翼,如图 2 所示。为适应空间站 90 min 每圈的轨道周期,Alpha 对日定向装置持续驱动太阳能电池翼和末端桁架组成的柔性负载以 $0.065 (^{\circ})/s$ 的角速度对日跟踪,将太阳能转化为电能。

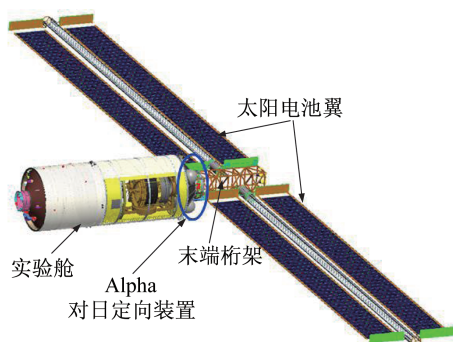


图2 空间站太阳能电池翼驱动控制系统

Fig.2 Schematic diagram of the solar cell wing drive control system of CSS

由于柔性负载的大尺寸(翼展大于 55 m,面积约 $270 m^2$)、大惯量($3.4 \times 10^5 kg \cdot m^2$)、超低频(基频小于 0.07 Hz)、模态密集(2 Hz 以内频率超过 600 阶)等特点,为柔性负载地面模态试验、数学建模、模型正确性估计等带来难度。Alpha 对日定向装置长期在轨工作过程中的性能退化对长期保持低速稳定驱动控制带来挑战。因此,突破空间站大柔性太阳能电池翼高稳定驱动控制技术,对于保障空间站能源安全和平稳运行至关重要。

以国际空间站(International Space Station, ISS)为例,与 Alpha 对日定向装置输出端连接的末端桁架上配置 4 个太阳能电池翼,如图 3 所示^[2],翼展超过

70 m,面积 $552 m^2$,1 阶频率 0.06 Hz,转动惯量 $5.4 \times 10^5 kg \cdot m^2$ 。为实现柔性负载稳定驱动,采用带 4 阶 Butterworth 低通滤波器的速度、位置双环系统,控制参数的确定通过构造与两环控制带宽相关的受限优化函数(Constrained Optimization Scheme)进行综合^[3-4]。

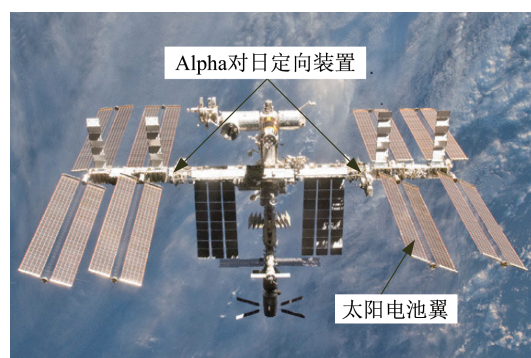


图3 国际空间站 Alpha 对日定向装置与太阳能电池翼

Fig.3 Solar Alpha rotary joint (SARJ) and solar cell wings of ISS

随着现代航天器柔性附件(太阳翼、天线、桁架等)尺寸越来越大,对于大柔性附件高稳定驱动控制系统的研究,得到了学者们重视^[5]。除国际空间站上的应用外,BONG 等^[6]在带有大柔性太阳翼的哈勃望远镜(Hubble Space Telescope, HST)指向控制中,提出采用带陷阶滤波的鲁棒控制方案,并与经典 PID 控制进行对比,认为该方法在确保平台速度稳定性和挠性振动抑制上有较好的效果。YOSHIRO 等^[7]在日本工程试验卫星八号(Japan Engineering Test Satellite VIII, ETS-VIII)上,为解决柔性天线大角度跟踪指向控制,采用线性插值规划控制(Linearly Interpolated Gain Scheduling Controller)进行运动拟合,也得到了较好的速度稳定性效果。针对线性控制器对大柔性体非线性系统调节能力不足的问题,学者们考虑将输入成型控制、鲁棒控制^[8]、变结构控制、自适应控制等应用于大柔性体伺服控制,以满足系统动、静态性能指标^[9]。

本文以空间站大柔性太阳能电池翼高稳定对日跟踪控制为研究对象,推导柔性太阳能电池翼动力学模型和开展有限元分析,建立 Alpha 对日定向装置机电系统模型和非线性传动系统模型;针对柔性负载低频和传动系统非线性对控制性能的影响,设计带变速规划和柔性振动抑制的速度、位置双环控制系统;并通过仿真校验,证明控制方案的有效性。

1 控制系统建模

1.1 柔性太阳能电池翼动力学建模

参考我国空间站 Alpha 对日定向装置和太阳能电池翼的相对布局关系,采用混合坐标法和有限元法对柔性负载(末端桁架和两侧太阳能电池翼的组合体)进行离散化,并用 Lagrange 方程建立柔性动力学模型,得到太阳能电池翼驱动力矩与转速的状态方程^[10]。

建模中引入空间站本体坐标系 $\{b\}$, 末端桁架固定随动坐标系 $\{a\}$ 。 $\{a\}$ 原点 O_a 在 Alpha 对日定向装置与末端桁架连接法兰面几何中心, r_b 为空间站本体坐标系 $\{b\}$ 原点 O_b 到末端桁架坐标系 $\{a\}$ 原点 O_a 的矢径, $r_{a,j}$ 为桁架和太阳能电池翼组成的柔性体上任意点 j 相对于坐标系 $\{a\}$ 的矢径, $\delta_{a,j}$ 为 j 点的变形位移, $R_{b,j}$ 为 j 点相对于坐标系 $\{b\}$ 的位移矢量, 具体描述如图 4 所示。

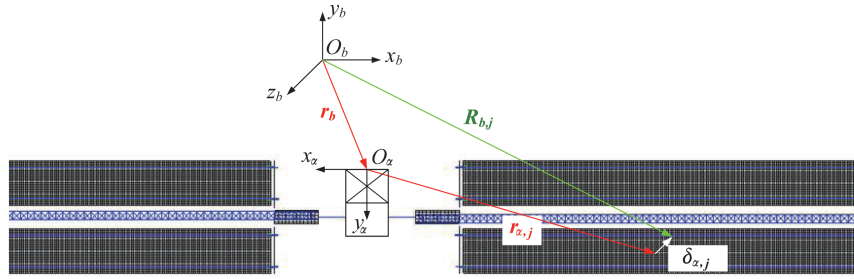


图 4 单自由度转动柔性负载坐标系定义

Fig.4 Definition of the coordinate system of single-degree-of-freedom rotating flexible body

矢径 $R_{b,j}$ 及其导数的表达式为

$$R_{b,j} = r_b + r_{a,j} + \delta_{a,j} \quad (1)$$

$$\dot{R}_{b,j} = \dot{r}_b + \omega_a \times (r_{a,j} + \delta_{a,j}) + \dot{\delta}_{a,j} = (\dot{r}_b + \omega_a \times (r_{a,j} + \delta_{a,j}) + \dot{\delta}_{a,j}) \quad (2)$$

式中: $\omega_a = (\omega_{a,x}, \omega_{a,y}, \omega_{a,z})$ 为 $\{a\}$ 系相对于 $\{b\}$ 系的角速度矢量在 $\{b\}$ 系中的描述, 其中, $\omega_{a,y}$ 为 Alpha 对日定向装置转动角速度。

假设 C_{b2a} 为由 $\{b\}$ 系到 $\{a\}$ 系的变换矩阵:

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = C_{b2a} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_a & 0 & -\sin \theta_a \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_a & 0 & \cos \theta_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: θ_a 为 Alpha 对日定向装置转过的角位移 (y_a 轴方向)。

柔性负载上任意点 j 的速度公式 (2), 转换到随动系 $\{a\}$ 系下描述如下:

$$V_{a,j} = (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) \omega_a + \dot{\delta}_{a,j} \quad (4)$$

假设向量 δ_a 表示柔性负载上所有节点的线弹性变形, 可用柔性负载模态分析得到的基向量的线性组合表示:

$$\delta_a = \sum_j \Phi_{a,j} \eta_{a,j} = \Phi_a \eta_a \quad (5)$$

式中: $\Phi_a = (\Phi_{a,1}, \Phi_{a,2}, \dots, \Phi_{a,j}, \dots, \Phi_{a,q})$ 表示柔性负载的振型基向量阵; $\eta_a = (\eta_{a,1}, \eta_{a,2}, \dots, \eta_{a,j}, \dots, \eta_{a,q})^T$ 表示柔性负载的模态坐标, 其中, q 为柔性负载的总节点数。

经运动学描述, 可得系统动能 T 和势能 V 表达式为

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \sum_j V_{a,j}^T V_{a,j} m_{a,j} = \frac{1}{2} \sum_j [(\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) \omega_a + \dot{\delta}_{a,j}]^T [(\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) \omega_a + \dot{\delta}_{a,j}] m_{a,j} = \\ &= \frac{1}{2} \omega_a^T \left(\sum_j m_{a,j} (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j})^T \right) \omega_a + \dots + \\ &= \frac{1}{2} \sum_j m_{a,j} \dot{\delta}_{a,j}^T \dot{\delta}_{a,j} + \\ &= \frac{1}{2} \left(\sum_j m_{a,j} \dot{\delta}_{a,j}^T (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) \right) \omega_a + \dots + \\ &= \frac{1}{2} \omega_a^T \left(\sum_j m_{a,j} (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) \dot{\delta}_{a,j} \right) = \\ &= \frac{1}{2} \omega_a^T \left(\sum_j m_{a,j} (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j})^T \right) \omega_a + \dots + \\ &= \omega_a^T \left(\sum_j m_{a,j} (\dot{r}_{a,j} + \dot{\delta}_{a,j}) \Phi_{a,j} \right) \dot{\eta}_a + \\ &= \frac{1}{2} \dot{\eta}_a^T \dot{\eta}_a = \frac{1}{2} \omega_a^T J_a \omega_a + \omega_a^T F_a \dot{\eta}_a + \frac{1}{2} \dot{\eta}_a^T \dot{\eta}_a \quad (6) \end{aligned}$$

$$V = \frac{1}{2} \dot{\eta}_a^T \Phi_a^T K_a \Phi_a \dot{\eta}_a = \frac{1}{2} \dot{\eta}_a^T \Lambda_a \dot{\eta}_a \quad (7)$$

式中: $m_{a,j}$ 为柔性负载上的 j 点集中质量; K_a 为刚度矩阵; $\Lambda_a = \Phi_a^T K_a \Phi_a = \text{diag}(\omega_{a,1}^2, \omega_{a,2}^2, \omega_{a,3}^2, \dots, \omega_{a,n}^2)$ 为柔性负载的固有频率矩阵 ($n \times n$ 阶)。

J_a 为柔性负载相对坐标系 $\{a\}$ 原点 O_a 的转动惯量矩阵:

$$J_a = \sum_j m_{a,j} (\bar{r}_{a,j} + \bar{\delta}_{a,j}) (\bar{r}_{a,j}^T + \bar{\delta}_{a,j}^T) \quad (8)$$

F_a 为柔性负载振动对其转动的耦合系数矩阵:

$$F_a = \sum_j m_{a,j} (\bar{r}_{a,j} + \bar{\delta}_{a,j}) \Phi_{a,j} \quad (9)$$

系统 Lagrange 函数为

$$L = T - V \quad (10)$$

将式(6)、式(7)代入式(10),建立第2类 Lagrange 方程如下:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = F_i \quad (i=1, 2, \dots, i) \quad (11)$$

描述系统绕 Alpha 对日定向装置转动和弹性振动的系统动力学方程为

$$J_a \dot{\omega}_a + F_a \ddot{\eta}_a = T_a \quad (12)$$

$$\ddot{\eta}_a + 2\zeta_a \Omega_a \dot{\eta}_a + \Lambda_a \eta_a + F_a^T \dot{\omega}_a = 0 \quad (13)$$

式中: T_a 为 Alpha 对日定向装置驱动力矩; $\zeta_a = \text{diag}(\zeta_{a,1}, \zeta_{a,2}, \dots, \zeta_{a,n})$ 为柔性负载各阶模态的阻尼比对角阵; Ω_a 为柔性负载圆频率对角阵 $\Omega_a = \text{diag}(\omega_{a,1}, \omega_{a,2}, \omega_{a,3}, \dots, \omega_{a,n})$, n 为模态阶数, 有 $\Omega_a^2 = \Lambda_a$

将式(12)、式(13)用状态方程描述, 输入为 Alpha 对日定向装置驱动力矩 $T_{a,y}$, 输出为柔性负载转动角加速度 $\alpha_{a,y}$ (可由 $\alpha_{a,y}$ 积分得到角速度 $\omega_{a,y}$)。状态方程的状态量为柔性负载的模态坐标及其变化率, 可通过对模态坐标动态变化评估各阶频率在振动响应中所占权重和演化规律, 并结合模态基向量得到每 1 个离散点的位移量。

状态方程形式如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (14)$$

$$u = T_{a,y}$$

$$y = \alpha_{a,y}$$

$$x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \eta_{a,y}(t) \\ \dot{\eta}_{a,y}(t) \end{bmatrix}, (x_2 = \dot{x}_1)$$

式中: A, B, C 分别为 $2n \times 2n, 2n \times 1, 1 \times 2n$ 的系数矩阵; D 为实数系数; n 为柔性负载模态分析频率截断后的保留阶数。则有

$$\begin{cases} J_{yy} y + F_{a,y} \dot{x}_2 = u \\ \dot{x}_2 + 2\zeta_a \Omega_a x_2 + \Lambda_a x_1 + F_{a,y}^T y = 0 \\ \dot{x}_1 = x_2 \end{cases} \quad (15)$$

由式(15)的第1式调整后为

$$y = J_{yy}^{-1} (u - F_{a,y} \dot{x}_2) \quad (16)$$

将式(16)代入式(15)第2式, 可得状态方程

(14)的第1式。推导过程如下:

$$\begin{aligned} & \dot{x}_2 + 2\zeta_a \Omega_a x_2 + \Lambda_a x_1 + \\ & F_{a,y}^T (J_{yy}^{-1} u - J_{yy}^{-1} F_{a,y} \dot{x}_2) = 0 \\ \Rightarrow & (E_n - F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} F_{a,y}) \dot{x}_2 + \\ & 2\zeta_a \Omega_a x_2 + \Lambda_a x_1 + F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} u = 0 \\ \Rightarrow & \dot{x}_2 = (F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} F_{a,y} - E_n)^{-1} \cdot \\ & (\Lambda_a x_1 + 2\zeta_a \Omega_a x_2 + F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} u) \\ \Rightarrow & \dot{x}_2 = [Q_a \Lambda_a \quad 2Q_a \zeta_a \Omega_a] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \\ & Q_a F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} u \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $Q_a = (F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} F_{a,y} - E_n)^{-1}$; E_n 为 n 阶单位对角阵, 其中, n 为柔性负载模态分析频率截断后的保留阶数。

又式(15)的第2式代入第1式, 调整后可得状态方程(14)的第2式如下:

$$\begin{aligned} & J_{yy} y + F_{a,y} \dot{x}_2 = u \\ \Rightarrow & J_{yy} y - F_{a,y} (2\zeta_a \Omega_a x_2 + \Lambda_a x_1 + F_{a,y}^T y) = u \\ \Rightarrow & (J_{yy} - F_{a,y} F_{a,y}^T) y = \\ & 2F_{a,y} \zeta_a \Omega_a x_2 + F_{a,y} \Lambda_a x_1 + u \\ \Rightarrow & y = (J_{yy} - F_{a,y} F_{a,y}^T)^{-1} \\ & (F_{a,y} \Lambda_a x_1 + 2F_{a,y} \zeta_a \Omega_a x_2 + u) \\ \Rightarrow & y = P_a [F_{a,y} \Lambda_a \quad 2F_{a,y} \zeta_a \Omega_a] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + P_a u \end{aligned} \quad (18)$$

式中: $P_a = (J_{yy} - F_{a,y} F_{a,y}^T)^{-1}$ 。

得 Alpha 对日定向装置驱动力矩与柔性负载转动角加速度 (输出量积分得到角速度) 的状态方程为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & E_n \\ Q_a \Lambda_a & 2Q_a \zeta_a \Omega_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} 0 \\ Q_a F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} \end{bmatrix} u \\ y = P_a [F_{a,y} \Lambda_a \quad 2F_{a,y} \zeta_a \Omega_a] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + P_a u \end{cases} \quad (19)$$

$$Q_a = (F_{a,y}^T J_{yy}^{-1} F_{a,y} - E_n)^{-1}$$

$$P_a = (J_{yy} - F_{a,y} F_{a,y}^T)^{-1}$$

1.2 太阳能电池翼模态分析与截断

柔性体状态方程如式(19)所示, 为得到方程系数, 需要对太阳能电池翼进行模态分析, 获取其各阶频率和振型。如空间站太阳能电池翼这样尺寸大、基频低、模态密集的结构, 直接采用模态截断仍然将

导致模型阶数较高。先根据伺服控制带宽进行初次截断,再依据惯性完备性准则和模态有效质量进行模态筛选^[11]。

根据末端桁架和太阳能电池翼的设计方案,用 MSC.Nastran 建立非线性有限元模型,如图 5 所示。

设转轴正方向为 y_a 、原点为 Alpha,对日定向装置与末端桁架连接法兰的几何中心。有限元模型节点 41 976 个,各类单元 41 465 个,各类多点约束连接 237 个。采用非线性动力学求解器 SOL 106 对柔性负载进行模态分析,其中前 3 阶主模态如图 6~图 8 所示。

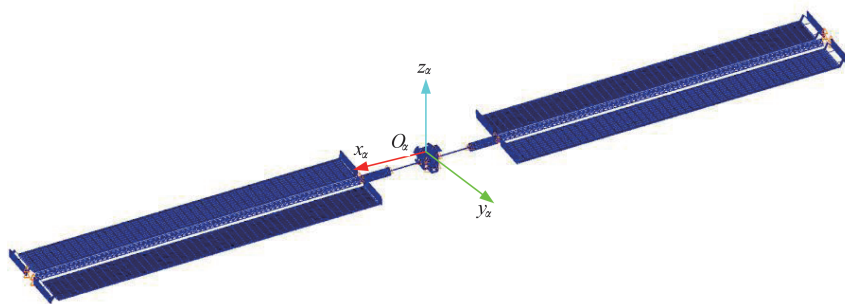


图 5 太阳能电池翼有限元模型

Fig.5 Finite element model of solar cell wings

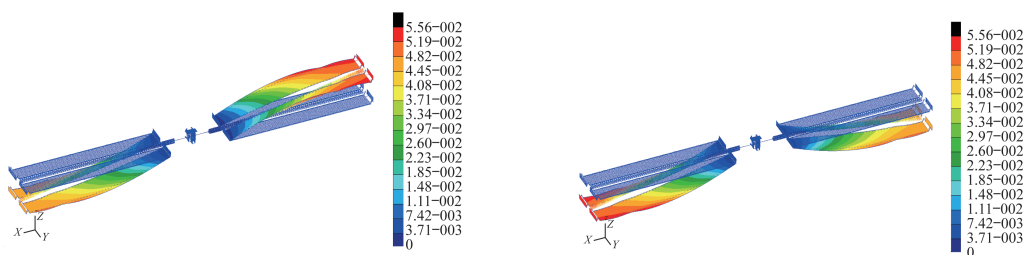


图 6 太阳能电池翼第 1 阶主模态两对称振型(0.066 9 Hz)

Fig.6 The first main mode of solar cell wings (0.066 9 Hz)

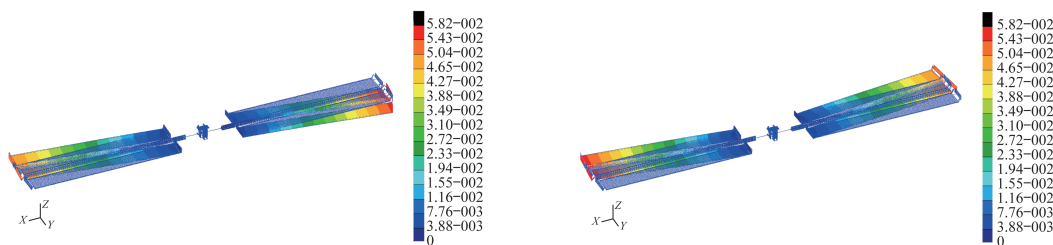


图 7 太阳能电池翼第 2 阶主模态两对称振型(0.067 2 Hz)

Fig.7 The second main mode of solar cell wings (0.067 2 Hz)

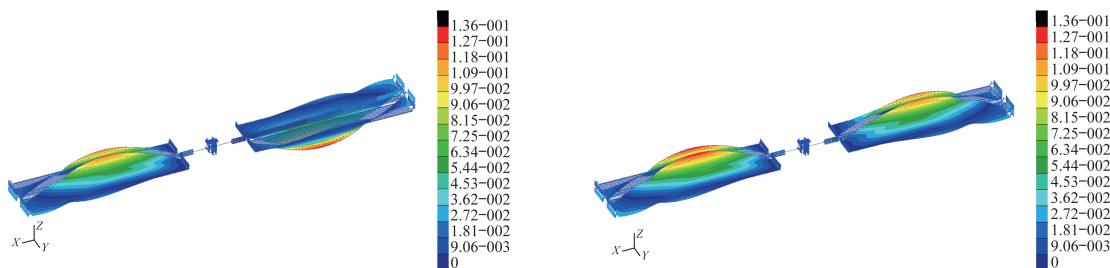


图 8 太阳能电池翼第 3 阶主模态两对称振型(0.123 0 Hz)

Fig.8 The third main mode of solar cell wings (0.123 0 Hz)

对 1.0 Hz 和 2.0 Hz 截止频率下的模态阶数和模态有效质量进行汇总,见表 1。

表 1 不同截止频率下的模态阶数和模态有效质量

Tab.1 Modal orders and effective mass at different cutoff frequencies

截止频率/Hz	阶数	R_x 向/%	R_y 向/%	R_z 向/%
1.0	238	68.5	98.8	98.9
2.0	638	88.0	99.8	99.0

由于柔性负载在 Alpha 对日定向装置驱动下实现绕坐标系 $\{\alpha\}$ 的 y_a 轴转动,在驱动力矩 $T_{a,y}$ 作用下,柔性负载弹性变形主要体现在 z_a 轴方向的平动和绕 y_a 轴的转动。而模态截断至 2.0 Hz 或 1.0 Hz,其 R_y 向模态有效质量已经大于 98%,保留的动力学特性可为工程接受。频率 2.0 Hz 内的模态有 638 阶,需要根据模态有效质量进一步完备性筛选,减少系统阶数。

1.3 Alpha 对日定向装置机电系统建模

Alpha 对日定向装置采用永磁同步电机配合高精度角度传感器,实现宽调速范围的多级闭环驱动控制。取永磁体基波磁场轴线(转子 N 极)为 d 轴, q 轴顺着旋转方向超前 d 轴 90° 电角度。电机模型遵循如下假设:1) 忽略磁路饱和、磁滞和涡流影响,磁路线性,无阻尼;2) 定子绕组三相对称,各绕组轴线在空间上互差 120° ;3) 电机势正弦,定子电流在气隙中只产生正弦分布磁势,忽略磁场高次谐波^[12]。

永磁同步电机动力学模型为

$$\begin{cases} u_q = R_s i_q + L_q \frac{di_q}{dt} - L_d \omega_i i_d - \omega_i \psi_f \\ u_d = R_s i_d + L_d \frac{di_d}{dt} - \omega_i L_q i_q \\ T_e = \frac{3}{2} P_n \psi_f i_q \\ T_e = J_m \frac{d\omega_m}{dt} + B_m \omega_m + T_m \end{cases} \quad (20)$$

式中: u_q, u_d 为交轴、直轴电压; i_q, i_d 为交轴、直轴电流; L_q, L_d 为电机直轴、交轴同步电感, $L_q = L_d$; ψ_f 为转子永磁体的励磁磁链; ω_i 为转子电角速度(转子机械角速度 $\omega_m = \omega_i / P_n$); R_s 为定子电阻; P_n 为定子绕组极对数; J_m 为电机机械转动惯量; T_e 为电磁转矩; B_m 为黏性摩擦系数; T_m 为 Alpha 对日定向装置电机端输出力矩,通过传动系统放大,并克服传动摩擦力矩 T_D 后,为 Alpha 对日定向装置驱动力矩 T_a ,对应式(19)中的 u 。

1.4 传动系统建模

1.4.1 间隙模型

Alpha 对日定向装置的多级减速器会带来设计中不可忽略的传动间隙,在控制系统设计中需克服间隙引起“死区”非线性。Alpha 对日定向装置减速器装配间隙等效模型如图 9 所示。

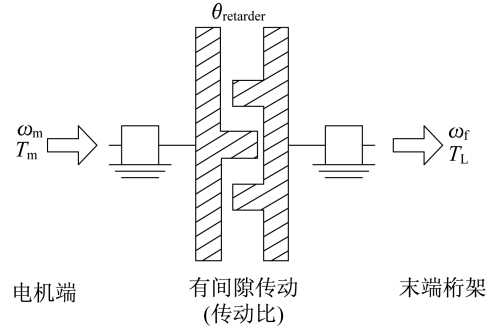


图 9 传动间隙等效模型

Fig.9 Equivalent model of transmission gap

图中: $\theta_{retarder}$ 为减速器折算到柔性负载端的间隙; T_m, ω_m 为 Alpha 对日定向装置电机端力矩和转动角速度; T_L, ω_f 为 Alpha 对日定向装置输出端驱动力矩和转动角速度。

当传动轴弹性形变角度 θ_{mf} 满足切换条件 $|\theta_{mf}| \leq \theta_{retarder}/2$ 时, Alpha 对日定向装置输出端悬空:

$$\begin{cases} T_m = T_D \\ \omega_f = \omega_m / i + \dot{\theta}_{mf} \\ T_L = 0 \end{cases} \quad (21)$$

式中:输出驱动力矩 T_L 为零;电机端负载力矩 T_m 为传动系统摩擦力矩 T_D ,反映传动摩擦特性; i 为减速比。

当间隙消除,即 $|\theta_{mf}| > \theta_{retarder}/2$ 时,

$$\begin{cases} \omega_f = \omega_m / i \\ T_L = T_m i + T_D \end{cases} \quad (22)$$

式中: Alpha 对日定向装置驱动力矩 T_L 为净扭转变力矩。

1.4.2 摩擦模型

传动系统中的摩擦力矩会降低传动效率,并且在低速转动时由于动、静摩擦力矩的切换导致“爬行现象”。但摩擦力矩的存在也可以有效减缓柔性负载振动对 Alpha 对日定向装置电机的反作用力矩,实现振动隔离,保护驱动电机。

结合试验数据,可拟合出 Alpha 对日定向装置的传动摩擦特性。采用动态 LuGre 模型拟合,模拟静、动摩擦间的切换。摩擦力矩 T_D 数学表达式如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{\text{D}}(\omega_{\text{f}}) = \sigma_0 z + \sigma_1 \dot{z} + \sigma_2 \omega_{\text{f}} \\ \dot{z} = \omega_{\text{f}} - \frac{|\omega_{\text{f}}|}{g(\omega_{\text{f}})} z \\ \sigma_0 g(\omega_{\text{f}}) = T_{\text{D,dyn}} + \\ \quad (T_{\text{D,sta}} - T_{\text{D,dyn}}) \exp \left[- \left(|\omega_{\text{f}}| / \dot{\theta}_{\text{s}} \right)^2 \right] \end{array} \right. \quad (23)$$

式中: $\omega_f = \omega_{\alpha, y}$ 为 Alpha 对日定向装置转动角速度; z 为平均变形量; σ_0 为刚性系数; σ_1 为滑动阻尼系数; σ_2 为黏性摩擦系数; T_{D_dyn} 为库伦摩擦力矩; T_{D_sta} 为最大静摩擦力矩; $\dot{\theta}_s$ 为 Stribeck 特征速度^[13]。

假设传动系统静摩擦力矩为 $80 \text{ N}\cdot\text{m}$, 动摩擦力矩为 $60 \text{ N}\cdot\text{m}$, 构造摩擦力矩 T_D 是转动角速度 ω_f 的函数, LuGre 摩擦曲线如图 10 所示。

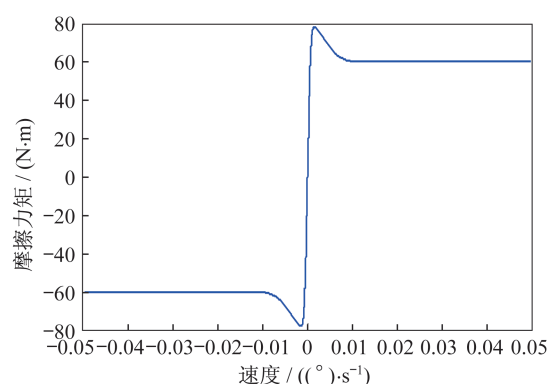


图 10 LuGre 摩擦模型曲线

Fig.10 LuGre friction model curve

2 稳定跟踪控制方案设计

为提高驱动稳定性,采用带运动规划和振动抑制的速度、位置双闭环伺服方案。控制系统框图如图 11 所示。

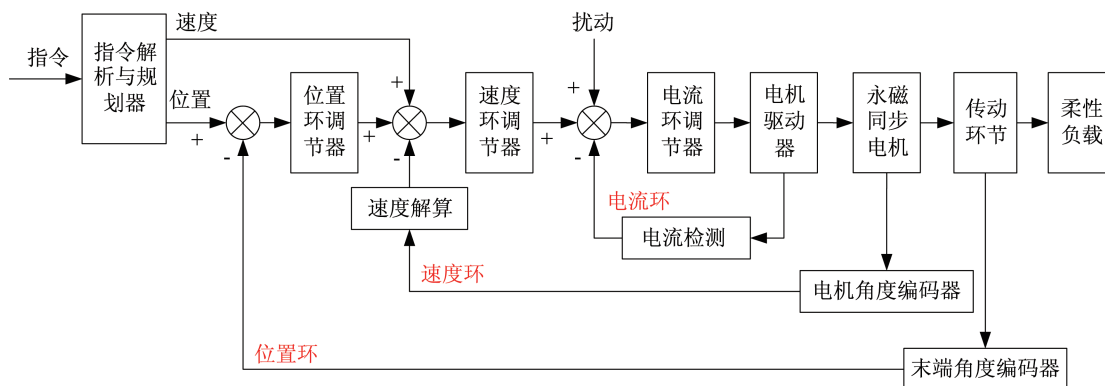


图 11 对日定向装置驱动控制框图

Fig.11 Drive control block diagram of the SARJ

2.1 变速规划方案

提高启动和制动等变速过程的平稳性,降低柔性体低频扰动载荷,采用 Heaviside 五次样条变速规划策略,实现 1、2 阶导数连续,且角度和角速度规划匹配。在调速过程中,通过 Heaviside 变速规划,也可克服传动间隙影响,表达式如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{a} &= \mathbf{v}_1 - \mathbf{v}_0 \\ \Delta &= (t - t_0) / (t_1 - t_0) \\ \mathbf{v}_{\text{el}} &= \begin{cases} \mathbf{v}_0, & t \leq t_0 \\ \mathbf{v}_0 + \mathbf{a} \Delta^3 (10 - 15\Delta + 6\Delta^2), & t_0 < t < t_1 \\ \mathbf{v}_1, & t \geq t_1 \end{cases} \quad (24) \end{aligned}$$

2.2 位置环和速度环方案

位置环、速度环调节器为消除静差,提高跟踪精度,引入积分环节。但传动间隙 θ_{retarder} 会导致末端反馈测量偏差较大,造成速度环调节器积分累积超过限幅阈值,引发系统振荡。因此,在位置环和速度环都引入积分分离控制器。

当被控量与规划值偏差较大时,取消积分作用,以免积分导致系统稳定性降低;当被控量接近规划值时,引入积分控制,消除静差,提高跟踪精度^[14]。

积分分离控制算法表示为

$$\Delta(k) = K_p \text{error}(k) + \beta K_i \sum_{j=0}^k \text{error}(j) \Delta t \dots + \quad (25)$$

$$K_d (\text{error}(k) - \text{error}(k-1)) / \Delta t$$

式中: Δt 为采样时间; β 为积分项的系数,

$$\beta = \begin{cases} 1, & |\text{error}(k)| \leq \varepsilon \\ 0, & |\text{error}(k)| > \varepsilon \end{cases} \quad (26)$$

2.3 振动抑制方案

太阳电池翼受到外界扰动时,会激发其弹性低频振动,且持续时间较长。为快速抑制柔性太阳电池翼受外界扰动载荷引起的振动,在速度调节器前,设计特定频率的陷井滤波器(Notch Filter):

$$\text{Filter}_{\text{notch}}(s) =$$

$$\frac{\left(\frac{s}{\omega_z}\right)^2 + 2\zeta_z\left(\frac{s}{\omega_z}\right) + 1}{\left(\frac{s}{\omega_p}\right)^2 + 2\zeta_p\left(\frac{s}{\omega_p}\right) + 1}, (\omega_z > \omega_p) \quad (27)$$

通过设置陷井滤波器参数 ω_z 、 ω_p 、 ζ_p 、 ζ_z ,使滤波器作用区域限制在太阳电池翼基频附近。参考模态分析结果,柔性负载弹性主要体现在 1 阶模态上 (0.066 9 Hz),取 $\omega_z = 0.42$, $\omega_p = 0.377$, $\zeta_p = 0.70$, $\zeta_z = 0.02$ 。陷井滤波器传递函数 Bode 图如图 12 所示。

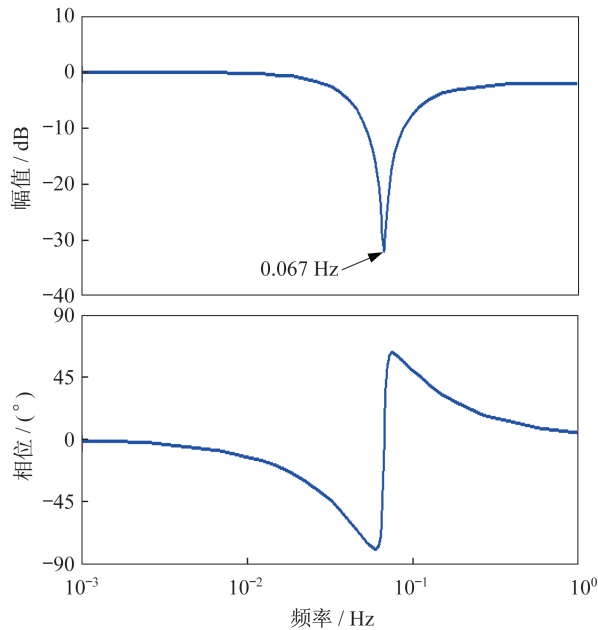


图 12 陷井滤波器幅频、相频曲线

Fig.12 Phase frequency and amplitude frequency curves of the notch filter

3 仿真校验

空间站运行在 380~410 km 之间的轨道高度,为确保柔性太阳翼阵面与太阳光入射方向垂直,常见工况为:Alpha 对日定向装置加电启动,从停转状态加速到 0.300 (°)/s,开始对太阳进行搜索捕获,捕获太阳后 Alpha 对日定向装置转入空间站轨道角速度 0.065 (°)/s 持续对日跟踪模式。

假设,柔性负载转动惯量为

$$J_a = \begin{bmatrix} 3771.42 & -3.17940 & 0 \\ -3.17 & 339047.84 & -15.89 \\ 0 & -15.89 & 342739.43 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad (28)$$

主模态频率 $f_a = (0.066\ 9, 0.067\ 2, 0.123\ 0, 0.180\ 0, 0.181\ 7, \dots)$ Hz。

柔性负载振动对其转动的耦合系数矩阵为

$$F_a = \begin{bmatrix} 0.55 & -23.95 & -0.04 & -0.21 & -0.35 & \dots \\ -496.62 & -11.27 & 154.63 & 26.62 & -26.92 & \dots \\ 37.46 & 0.41 & -53.63 & -16.69 & 17.11 & \dots \end{bmatrix} \quad (29)$$

得到反映柔性负载传递函数 Bode 图(输入驱动、输出角速度)如图 13 所示。图中,蓝色实线为其幅频特性、相频特性曲线,红色虚线为简化负载为刚体时的动态特性,两者差异明显。由于给出的是 Alpha 对日定向装置转动方向的特性,由 Bode 图可知 0.067、0.123、0.180、0.882、0.956 Hz 等频率对其动力学振动特性起主导作用。

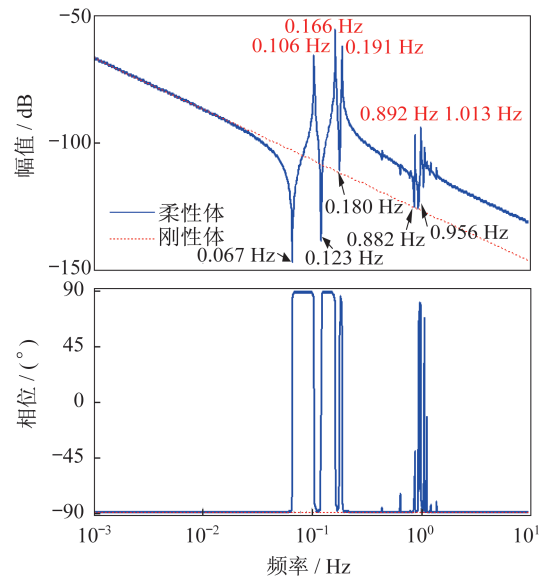


图 13 柔性负载动力学特性 Bode 图

Fig.13 Bode diagram of flexible body transfer function

设 Alpha 对日定向装置永磁同步电机、传动系统的参数见表 2^[15]。

表 2 Alpha 对日定向装置参数

Tab.2 Input parameters of the SARJ

阶数	取值
定子绕组极对数 P_n	8
电机同步电感 $L_q = L_d/\text{mH}$	20
定子电阻 R_s/Ω	6.44
电机转子惯量 $J_m/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	6×10^{-4}
减速比 i_{reducer}	800
传动间隙 $\theta/(\circ)$	± 0.5
黏滞摩擦系数 $B_m/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}\cdot\text{rad}^{-1})$	0.01
传动静摩擦力矩 $T_{D_sta}/(\text{N}\cdot\text{m})$	80
传动动摩擦力矩 $T_{D_dyn}/(\text{N}\cdot\text{m})$	60
传动刚度 $K_m/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$	2×10^4

设计控制参数,位置环控制带宽 0.027 8 Hz;速度环控制带宽 0.039 5 Hz。仿真中柔性负载的启动规划时间 180 s,分析结果如图 14~图 19 所示。

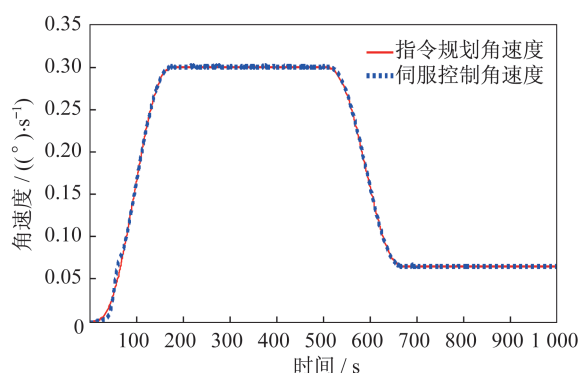


图 14 伺服角速度与规划指令角速度

Fig.14 Servo angular velocity and planning angular velocity

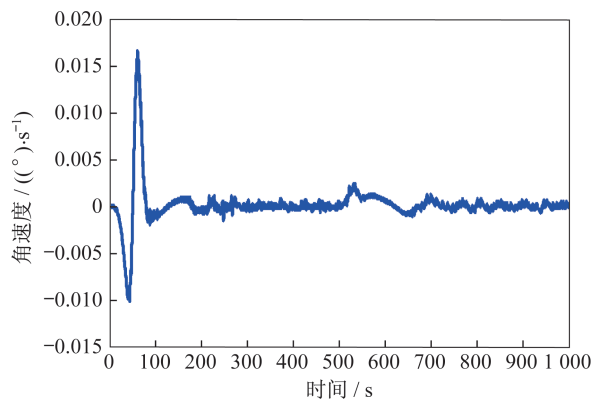


图 15 伺服角速度与规划指令角速度偏差

Fig.15 Deviation between the servo angular velocity and the planning angular velocity

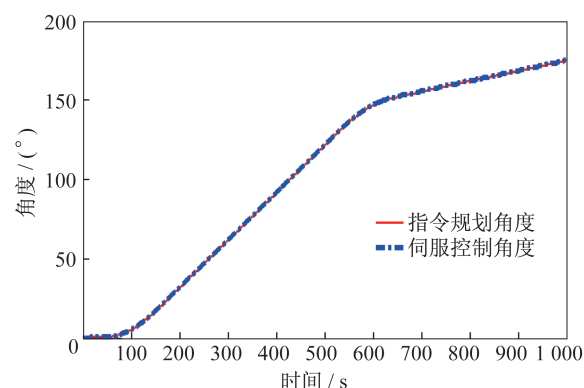


图 16 伺服角度与规划指令角度

Fig.16 Servo angle and planning angle of the SARJ

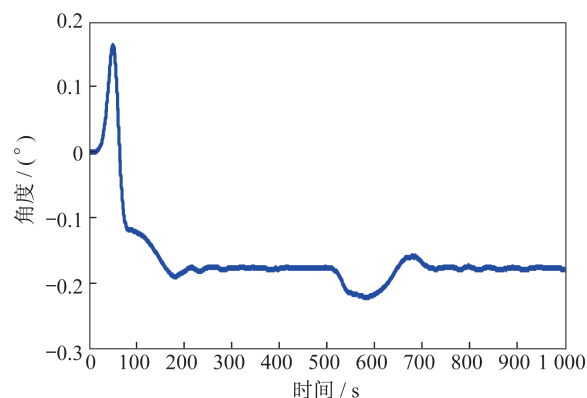


图 17 伺服角度与规划指令角度偏差

Fig.17 Deviation between the servo angle and the planning angle

从图 14~图 17 可知,在启动规划过程中受传动间隙和传动摩擦影响,存在速度跟踪偏差,180 s 规划完成时已经实现稳定跟踪。跟踪精度优于 0.3° ,速度偏差 $\pm 0.005 (^\circ)/\text{s}$,稳定度优于 $7\% @ 0.065 (^\circ)/\text{s}$ 。

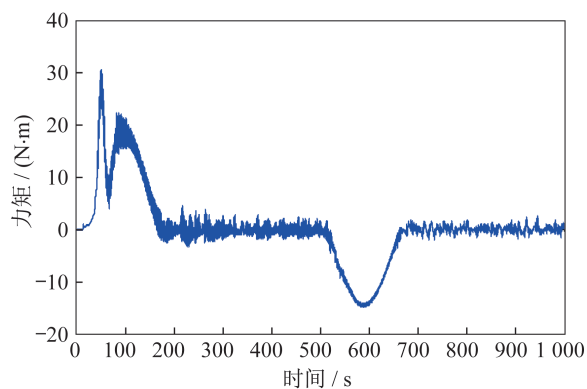


图 18 Alpha 对日定向装置输出力矩

Fig.18 Output torque of the SARJ

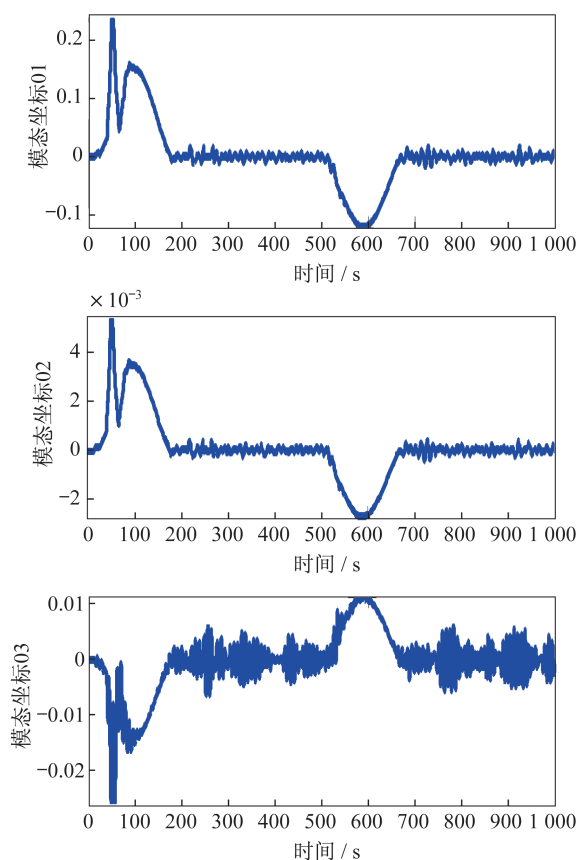


图 19 前 3 阶主频率模态坐标

Fig.19 Modal coordinates of the first third order frequencies

从图 18 和图 19 可知, Alpha 对日定向装置的启动和变速过程中驱动力矩不大于 $30 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。稳速运行期间, 驱动力矩不大于 $5 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。驱动过程中激发柔性负载第 1、3 阶模态, 当驱动处于稳速转动后, 低阶柔性振动也得到抑制。

4 结束语

本文研究空间站柔性太阳能电池翼高稳定对日跟踪控制问题, 推导了柔性太阳能电池翼驱动力矩与转速状态方程, 建立考虑传动间隙和传动摩擦的 Alpha 对日定向装置模型, 提出一种带运动规划和振动抑制的速度、位置双闭环伺服控制方法。文中给出的仿真算例说明了该方法在实现柔性负载稳定驱动的有效性。文中所述方案控制性能好于国际空间站 Alpha 对日跟踪控制设计指标: 稳态跟踪偏差不大于 2° , 速度稳定度优于 $10\% @ 0.065 (^\circ)/\text{s}^{[3-4]}$ 。

参考文献

- [1] 王忠贵. 载人航天飞行控制理论与实践[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 285-294.
- [2] HYOUNG M K, MOHAMED K. Flight test, modal analysis, and model refinement of the mir space station [J]. AIAA Journal, 2002, 40(8): 1589-1595.
- [3] RENJITH R K, PAUL A C, TAE W L. Sensitivity of space station Alpha joint robust controller to structural modal parameter variations [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(6): 1427-1433.
- [4] TAE W L, PAUL A C. Structural dynamic interaction with solar tracking control for evolutionary space station concepts [R]. NASA Technical Memorandum 107629, Hampton: Langley Research Center, 1992.
- [5] 洪嘉振, 尤蓝超. 刚柔耦合系统动力学研究进展[J]. 动力学与控制学报, 2004, 2(2): 1-6.
- [6] BONG W, QIANG L, FRANK B. Classical and Robust H_∞ control redesign for the hubble space telescope [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1993, 16(6): 1069-1077.
- [7] YOSHIRO H, TAKASHI O, TAKASHI K, et al. Synthesis of a linearly interpolated gain scheduling controller for large flexible spacecraft ETS- VIII [J]. Control Engineering Practice, 2011, 19 (2011): 611-625.
- [8] 赵真, 王碧, 陈国平. 空间站大柔性太阳能电池翼驱动装置的滑模伺服控制[J]. 振动与冲击, 2020, 39(3): 211-218.
- [9] ZHAO Z, CHEN G P, WANG B. Test method for SADA's servo control system of China Space Station [C]// 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering. 2019: 297-301.
- [10] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 172-183.
- [11] 周志成, 曲广吉. 通信卫星总体设计和动力学分析[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2013: 329-337.
- [12] 吴茂刚. 矢量控制永磁同步电动机交流伺服系统的研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2006.
- [13] 陈荣. 永磁同步电机伺服系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
- [14] 宋彦. 伺服系统提高速度平稳度的关键技术研究实现[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2010.
- [15] 赵真, 马超, 王碧, 陈国平. 超低频柔性负载伺服控制系统的半物理试验方法[J]. 振动工程学报, 2019, 32(4): 557-564.