

基于路径规划的挠性航天器姿态自适应控制

芦梦兰¹, 吴益飞¹, 周 端², 周梦兰¹, 许鸣吉¹

(1. 南京理工大学 自动化学院, 南京 210094; 2. 金陵科技学院 自动化学院, 南京 211169)

摘要: 针对挠性航天器存在动力学参数不确定性以及三轴非线性强耦合的特点, 提出了一种基于余弦函数路径规划的姿态自适应控制方法; 首先, 分析挠性航天器动力学模型, 给出了其姿态控制系统的总体结构; 然后, 为有效抑制挠性附件振动对控制性能的影响, 设计了一种余弦角加速度姿态路径规划方法对指令信号进行柔化, 以减少指令信号中的高频成分; 最后, 将柔化指令信号作为控制系统的期望输入信号, 并采用基于多输入多输出特征建模理论, 设计了姿态自适应跟踪控制器; 通过 MATLAB/Simulink 仿真, 验证了所提姿态控制策略的有效性。

关键词: 挠性航天器; 路径规划; 特征模型; 自适应控制

Attitude Maneuver Control of Flexible Satellites Based on Path Planning

Lu Menglan¹, Wu Yifei¹, Zhou Duan², Zhou Menglan¹, Xu Mingji¹

(1. School of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. School of Automation, Jinling Institute of Technology, Nanjing 211169, China)

Abstract: Aiming at the uncertainties of the dynamic parameters of the flexible spacecraft and the characteristics of the three-axis non-linear strong coupling, an adaptive attitude control method based on path planning is proposed. Firstly, the dynamic structure of the flexible spacecraft is analyzed and the overall structure of the attitude control system is designed. Then, in order to effectively restrain the influence of the vibration of the flexible attachment on control performance, a cosine angular acceleration attitude path planning method is designed to soften the command signal and to reduce the high frequency components of the command signal. Finally, the softening command signal is used as the desired input signal of the control system, and the adaptive attitude tracking controller is designed based on the multi-input and multi-output characteristic modeling theory. The effectiveness of the proposed attitude control strategy is verified by Matlab/Simulink simulation.

Keywords: flexible spacecraft; path planning; characteristic model; adaptive control

0 引言

随着空间技术的高速发展和广泛应用, 人们对卫星在数据通信传输能力上的要求进一步提高。为了达到这一要求, 现代卫星大多配置有大面积的太阳帆板和挠性等种类繁多的挠性附件。

同时, 为适应空间任务的多样化要求, 现代航天器通常需要具备快速姿态跟踪或大角度姿态机动的能力^[1-2]。

目前, 针对挠性航天器这一多输入多输出且具有不确定性的非线性耦合系统, 研究主要集中在对挠性航天器的动力学建模、控制器的设计以及对挠性振动的抑制上^[3-5]。文献 [3] 提出了一种基于自适应二阶终端滑模的航天器有限时间姿态机动算法, 能够有效实现对系统抖振和外部干扰的抑制。文献 [4] 设计了一种有限时间滑模干扰观测器, 证明了其对外部扰动与惯性矩阵的参数不确定性的补偿作用。文献 [5] 设计了一种神经网络算法与滑模控制相结合的复合控制器来抑制外部扰动及挠性附件振动对姿态机动的影

响, 但没有对输入的姿态机动

路径进行规划。近年来, 基于吴宏鑫院士提出的特征建模及黄金分割理论的卫星姿态机动控制的研究, 现已取得了较大的进展。文献 [6] 基于特征模型思想对特殊的 SISO 高阶线性定常系统进行建模, 用于挠性结构的控制中, 验证了其控制的有效性, 但未考虑多输入多输出 (multiple input multiple output, MIMO) 的非线性系统的挠性结构控制。文献 [7] 根据高速航天器强耦合的模型特点, 提出了一种将特征模型自适应控制应用到反馈线性化控制中的姿态控制策略, 但未考虑高频未建模动态的鲁棒性。

由于基于特征建模思想的控制方法不依赖于精确的航天器动力学模型, 因此适用于对挠性结构进行控制。但目前的研究主要集中于单轴挠性航天器, 对存在三轴耦合非线性特点的挠性航天器大角度机动问题的研究较少。本文针对该问题, 首先, 为解决挠性附件振动耦合的问题, 对航天器输入信号利用余弦函数柔化方法进行机动路径规划; 然后, 基于特征建模思想, 研究挠性航天器姿态自适应控制方法; 最后, 对加入余弦函数路径规划的基于特征模型的控制器的姿态控制总体系统进行仿真。仿真结果验证了所设计的基于余弦角加速度路径规划方法及基于特征模型的自适应控制策略的有效性。

1 挠性航天器数学模型

本文采用欧拉角对带有大面积太阳帆板和天线等种类繁多

收稿日期: 2017-07-14; 修回日期: 2017-08-01。

基金项目: 国家自然科学基金 (61333008); 国家自然科学基金 (61673217); 国家自然科学基金 (61673214)。

作者简介: 芦梦兰 (1993-), 女, 江苏常熟人, 硕士研究生, 主要从事航天器姿态控制方向的研究。

的挠性附件的航天器姿态控制系统进行描述, 按照 $y-x-z$ 的旋转方式, 可得其运动学^[8]方程为:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = (\omega_3 \cos\psi - \omega_1 \sin\psi) \sec\theta \\ \dot{\theta} = \omega_1 \cos\psi + \omega_3 \sin\psi \\ \dot{\psi} = \omega_2 - (\omega_3 \cos\psi - \omega_1 \sin\psi) \tan\theta \end{cases} \quad (1)$$

挠性航天器混合坐标下动力学方程为:

$$\begin{cases} \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_0 \ddot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d \\ \ddot{\boldsymbol{\eta}} + 2\xi\Lambda\dot{\boldsymbol{\eta}} + \Lambda^2 \boldsymbol{\eta} = -\mathbf{C}_0 \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{cases} \quad (2)$$

式中, $\mathbf{J} \in R^{3 \times 3}$ 为航天器的转动惯量矩阵; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T \in R^3$ 为刚体转角速度矢量; $\mathbf{C}_0 \in R^{3 \times 3}$ 为太阳帆板振动和中心刚体的耦合矩阵; \mathbf{T}_c 为作用在刚体上的控制力矩; $\mathbf{T}_d = [T_{d1} \ T_{d2} \ T_{d3}]^T$ 为作用在刚体上的干扰力矩; $\boldsymbol{\eta} \in R^{n \times 1}$ 为太阳帆板振动模态坐标; $\xi = \text{diag}(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$ 为太阳帆板振动模态阻尼比; $\Lambda = \text{diag}(\Lambda_1, \Lambda_2, \dots, \Lambda_n)$ 为太阳帆板振动模态频率矩阵; $\boldsymbol{\omega}^\times$ 为矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 的斜对称矩阵。

2 挠性航天器姿态控制器结构设计

2.1 挠性航天器姿态控制器总体结构设计

通过对航天器姿态动力学和运动学模型的分析, 挠性航天器作为一个 MIMO 的非线性耦合系统, 可以利用特征模型的思想进行建模和分析^[7]。

由式 (2) 可以看出, 航天器存在着刚柔强耦合作用。在挠性航天器姿态大角度机动过程中, 我们往往需要航天器从初始角度到达给定角度, 即实现近似阶跃的跳变。但若直接输入阶跃信号, 则会导致角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 发生突变; 根据式 (2) 所描述的振动方程可知, $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 的突变相当于给太阳帆板一个强脉冲, 会激起挠性附件的强烈振动。通过不同的路径规划方法对输入的指令信号进行柔化, 可以不同程度上缓解挠性附件振动的影响^[9]。

另外, 在卫星实际的工况中, 由于航天器推进系统和测量机构存在上限范围, 故其姿态机动的角速度与角加速度具有上限。如何兼顾航天器刚柔强耦合的特性和测量机构本身参数的限制, 使得对其姿态路径规划问题的研究具有了必要性。

由文献 [10] 可知, 对于三轴耦合的挠性航天器姿态控制, 未加路径规划方法时, 基于特征模型的黄金分割控制的姿态稳定度比四元数反馈控制高出一个数量级以上, 且控制参数调整较为简单, 控制效果较为理想。但由于未对输入信号进行柔化处理, 对挠性附件振动的抑制作用不明显。为了解决上述特征模型自适应控制器存在的问题, 引入了基于余弦角加速度的路径规划方法。

根据上述分析, 基于姿态路径规划的挠性航天器姿态控制系统结构如图 1 所示。

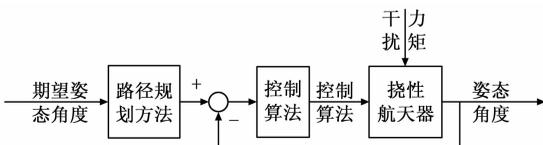


图 1 挠性航天器姿态控制器结构框图

2.2 基于余弦函数的姿态机动路径规划方法设计

基于余弦函数的角加速度路径规划方法, 可以减少太阳帆

板的振动的激发, 而且可以缓解角速度和角加速度的阈值问题。

基于余弦函数的角加速度的表达式为:

$$a = \begin{cases} -\frac{a_{\cos_max}}{2} \cos\left(\frac{2\pi}{T_{\cos1}} t\right) + \frac{a_{\cos_max}}{2} & t \in (0, T_{\cos1}) \\ 0 & t \in (T_{\cos1}, T_{\cos1} + T_{\cos2}) \\ \frac{a_{\cos_max}}{2} \cos\left(\frac{2\pi}{T_{\cos1}} (t - T_{\cos1} - T_{\cos2})\right) & t \in (T_{\cos1} + T_{\cos2}, 2T_{\cos1} + T_{\cos2}) \\ -\frac{a_{\cos_max}}{2} & t \in (T_{\cos1} + T_{\cos2}, 2T_{\cos1} + T_{\cos2}) \end{cases} \quad (3)$$

主要的设计思路是: 将航天器的角加速度机动过程分为加速、匀速和减速 3 个阶段, 其中加速和减速段分别设计成一个完整周期对称的余弦函数曲线, 从余弦函数的极小值开始规划, 使得启动时角加速度 $\bar{\omega}$ 的跳变很缓慢, 基本上无突变, 根据挠性附件振动方程 (2) 可知, 启动时未给挠性附件一强脉冲, 达到了抑制挠性振动的作用。角加速度的匀速段设为零。对角加速度积分可以获得姿态机动的角速度轨迹; 对角加速度轨迹做二次积分, 可以得到航天器整个姿态机动过程中的角度位置。如图 2 所示。

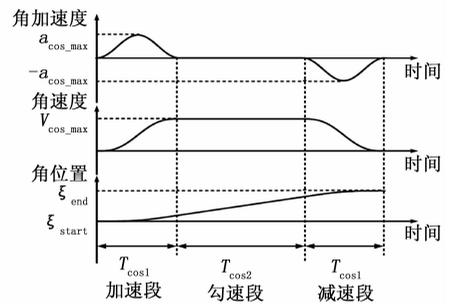


图 2 余弦角加速度机动路径规划图

由于受航天器实际运行过程中测量机构的限制, 角速度的测量值存在一个阈值, 故在对航天器进行姿态机动路径规划时, 先要将角加速度和角速度的值控制在 $(0, a_{\cos_max})$ 和 $(0, V_{\cos_max})$ 之内, 并且要求总的机动时间 $t_{\cos_max} = 2T_{\cos1} + T_{\cos2}$ 尽可能地达到最小; 要求航天器姿态机动过程结束后, 其角加速度和角速度值最终趋于零, 姿态角位置最终稳定在给定角度 ξ_{end} 。

2.3 基于特征模型的挠性航天器自适应控制器设计

2.3.1 特征模型

挠性航天器作为一个多输入多输出的非线性强耦合系统, 可以利用特征建模思想对其建模^[11]。典型的 SISO 的非线性时变系统的状态方程^[11]如下所示:

$$\begin{aligned} \dot{x}^{(n)} &= A_1(x, t)x + A_2(x, t)\bar{x} + \dots + A_n(x, t)x^{(n-1)} + \\ &B_0(x, t)u + B_1(x, t)\bar{u} + \dots + B_m(x, t)u^m \end{aligned} \quad (4)$$

其中: $x = (x_1, \dots, x_n)^T$ 表示系统输出, $u = (u_1, u_2, \dots, u_p)^T$ 表示系统输入, $A_i(x, t) \in R^{n \times n}$, $B_j(x, t) \in R^{n \times p}$ 。

假设所有的 $A_i(x, t)$, $B_j(x, t)$ 表示的元素有界, 且输入 u_i 及其各阶导数也上界, 输出 x_j 及其各阶导数也有上界。

参照文献 [11] 中的定理, 将挠性航天器看作一个最小相位系统, 则可建立如下三输入三输出的特征模型:

$$\begin{cases} y_\varphi(k+1) = f_{11}(k)y_\varphi(k) + f_{21}(k)y_\varphi(k) + g_{11}(k)u_\varphi(k) + \\ \quad g_{12}(k)u_\theta(k) + g_{13}(k)u_\psi(k) \\ y_\theta(k+1) = f_{12}(k)y_\theta(k) + f_{22}(k)y_\theta(k) + g_{21}(k)u_\varphi(k) + \\ \quad g_{22}(k)u_\theta(k) + g_{23}(k)u_\psi(k) \\ y_\psi(k+1) = f_{13}(k)y_\psi(k) + f_{23}(k)y_\psi(k) + g_{31}(k)u_\varphi(k) + \\ \quad g_{32}(k)u_\theta(k) + g_{33}(k)u_\psi(k) \end{cases} \quad (5)$$

写成一般的表达式为:

$$\mathbf{Y}(k+1) = \begin{bmatrix} f_{11} & 0 & 0 \\ 0 & f_{12} & 0 \\ 0 & 0 & f_{13} \end{bmatrix} \mathbf{Y}(k) + \begin{bmatrix} f_{21} & 0 & 0 \\ 0 & f_{22} & 0 \\ 0 & 0 & f_{23} \end{bmatrix} \mathbf{Y}(k-1) + \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} & g_{13} \\ g_{21} & g_{22} & g_{23} \\ g_{31} & g_{32} & g_{33} \end{bmatrix} \mathbf{U}(k) \quad (6)$$

上式可简写为:

$$\mathbf{Y}(k+1) = \mathbf{F}_1 \mathbf{Y}(k) + \mathbf{F}_2 \mathbf{Y}(k-1) + \mathbf{G} \mathbf{U}(k) \quad (7)$$

其中: $\mathbf{Y}(k) = [y_\varphi(k) \quad y_\theta(k) \quad y_\psi(k)]^T$, $\mathbf{U}(k) = [u_\varphi(k) \quad u_\theta(k) \quad u_\psi(k)]^T$.

为了避免在控制率设计中进行矩阵的求逆,参考文献[12]中的方法,对矩阵 \mathbf{G} 中的非对角线元素进行强制一步滞后,即式(6)中非对角线的元素控制量 $u(k)$ 用 $u(k-1)$ 代替。则式(6)可改写为:

$$\mathbf{Y}(k+1) = \begin{bmatrix} f_{11} & 0 & 0 \\ 0 & f_{12} & 0 \\ 0 & 0 & f_{13} \end{bmatrix} \mathbf{Y}(k) + \begin{bmatrix} f_{21} & 0 & 0 \\ 0 & f_{22} & 0 \\ 0 & 0 & f_{23} \end{bmatrix} \mathbf{Y}(k-1) + \begin{bmatrix} g_{11} & 0 & 0 \\ 0 & g_{22} & 0 \\ 0 & 0 & g_{33} \end{bmatrix} \mathbf{U}(k) + \begin{bmatrix} 0 & g_{12} & g_{13} \\ g_{21} & 0 & g_{23} \\ g_{31} & g_{32} & 0 \end{bmatrix} \mathbf{U}(k-1) \quad (8)$$

2.3.2 参数辨识

采用梯度下降法对模型(5)进行参数辨识,以俯仰轴参数辨识为例:

$$\begin{aligned} \hat{\theta}_a(k+1) &= \hat{\theta}(k) + \frac{\lambda_1 \varphi(k)}{\varphi^T(k)\varphi(k) + \lambda_2} (y(k+1) - \theta^T(k)\varphi(k)) \\ \hat{\theta}(k+1) &= \pi(\hat{\theta}_a(k+1)) \end{aligned} \quad (9)$$

其中: $\hat{\theta}_\varphi(k) = [\hat{f}_{11}(k) \quad \hat{f}_{12}(k) \quad \hat{g}_{11}(k) \quad \hat{g}_{12}(k) \quad \hat{g}_{13}(k)]^T$ 为特征参数的估计;

$\varphi(k) = [y_\varphi(k) \quad y_\varphi(k-1) \quad u_\varphi(k) \quad u_\theta(k-1) \quad u_\psi(k-1)]^T$ 为状态向量, $\pi(\cdot)$ 为投影函数。

同理可得其他两轴的参数辨识结果。

2.3.3 控制器设计

黄金分割自适应控制律:

$$\begin{aligned} U_g(k) &= -(\hat{G}_1 + \Lambda)^{-1} [L_1 \hat{F}_1 \tilde{Y}(k) + \\ & \quad L_2 \hat{F}_2 \tilde{Y}(k-1) + \hat{G}_2 U(k-1)] \end{aligned} \quad (10)$$

逻辑微分控制律为:

$$U_d(k) = K_d [\tilde{Y}(k) - \tilde{Y}(k-1)] \quad (11)$$

总控制率为:

$$U(k) = U_g(k) + U_d(k) \quad (12)$$

其中: $\hat{F}_1, \hat{F}_2, \hat{G}_1, \hat{G}_2$ 为 F_1, F_2, G_1, G_2 的在线辨识值, $L_1 = 0.382, L_2 = 0.618$ 为黄金分割参数。 Λ 为一常数对角阵,其作用是为了防止参数辨识过程中 G_1 发生奇异。 $\tilde{Y}(k) = Y(k) -$

$Y_d(k)$ 为输出误差。 K_d 是一一对角阵,为了设计简单, K_d 仅在进入稳态时调整一次,即进入稳态前选用小 K_d ,进入稳态后选用大 K_d 。

黄金分割控制律能够加强航天器姿态系统的自适应性和鲁棒性,使系统过渡过程趋于平稳;逻辑微分控制可以加快系统的跟踪速度,减小系统超调和克服挠性附件振动。

3 仿真分析

为验证所提方案的有效性,对挠性航天器姿态机动控制系统进行仿真,航天器参数如文献[9]所述:

$$\mathbf{J}_0 = \begin{bmatrix} 6393.31 & 26.95 & -21.09 \\ 26.95 & 4737.3 & 1868.48 \\ -21.09 & 1868.48 & 8361.13 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A} = \text{diag}(1.02464, 1.23670, 1.91610, 2.85637, 3.87904) \text{ rad/s},$$

$$\xi = \text{diag}(0.001, 0.001, 0.001, 0.001, 0.001),$$

$$\mathbf{C}_0 = \begin{bmatrix} 0.335908 & 18.3213 & -20.8864 \\ -0.0100547 & -20.8362 & -26.3452 \\ 29.7119 & 0.0752216 & 0.561621 \\ 20.0637 & -0.364224 & -0.790376 \\ 0.0240133 & 10.2219 & 27.968 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_d = \begin{bmatrix} 1.4 \times \sin(0.001t + 0.89) \times 10^{-4} + 4.3 \times 10^{-5} \\ 2.1 \sin(0.001t + 2.84) \times 10^{-4} + 3.2 \times 10^{-4} + \\ 2.2 \sin(0.001t + \pi/2) \times 10^{-4} \\ -3 \sin(0.001t + \pi/2) \times 10^{-6} \end{bmatrix},$$

取角误差带为 2×10^{-2} (°),角速度误差带为 2×10^{-3} (°/s)。

三轴姿态初始角度分别为 $-30^\circ, -10^\circ, -10^\circ$;期望角度为 $30^\circ, 10^\circ, 10^\circ$ 。对比采用余弦角加速度路径规划方法和不采用路径规划方法的自适应控制器的仿真结果。余弦角加速度路径规划方法的参数为: $V_{allowed_max} = 2.5$;

$$a_{\cos_max} = [0.5 \quad 0.51 \quad 0.48];$$

$$T_{\cos_max} = [10 \quad 12 \quad 10]$$

基于特征模型的自适应控制参数为:

$$\mathbf{\Lambda} = \text{diag}(0.0002, 0.0004, 0.0003),$$

$$K_{d1} = \text{diag}(1000, 1300, 2100),$$

$$K_{d2} = \text{diag}(1300, 1700, 2800);$$

$$J \in [0.5J_0, 1.5J_0].$$

不加路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器的仿真结果如图3和表1所示,加入余弦角加速度路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器仿真结果如图4和表2所示。

表1 不加路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器的控制性能表

J	进入角误差带时间/s (x轴,y轴,z轴)	进入角速度误差带时间/s (x轴,y轴,z轴)	指向精度 / (°)	稳定度 / (°/s)
J_0	(93.8, 83.4, 86.0)	(100.4, 107.8, 100.5)	(0.8, 2.7, 1.6)	(0.5, 2.2, 1.9)
$0.5J_0$	(60.4, 57.9, 84.9)	(64.5, 65.5, 91.2)	(0.4, 1.1, 0.7)	(0.03, 0.09, 3.3)
$1.5J_0$	(128.2, 103.8, 106.7)	(146.2, 130.7, 137.4)	(3.5, 7.9, 6.5)	(4.1, 7.6, 6.5)

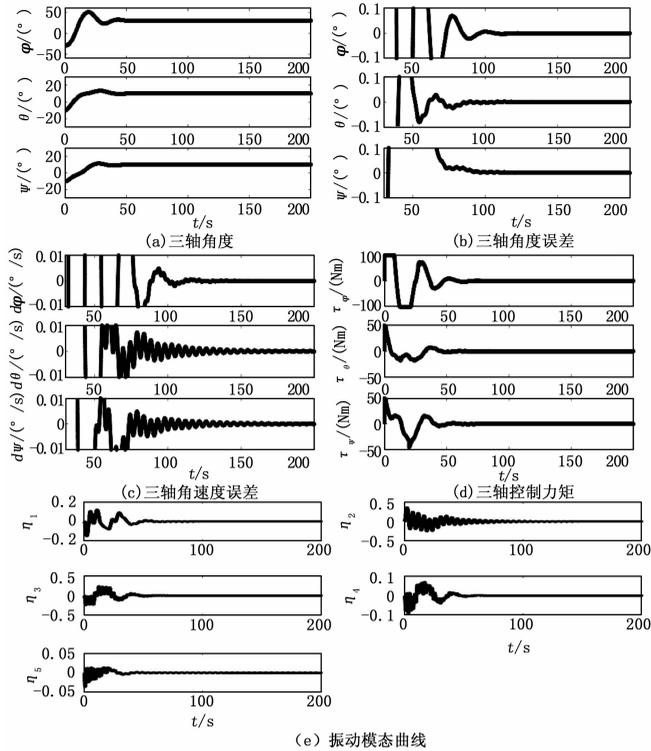


图 3 不加路径规划方法的基于特征模型的自适应控制仿真结果图

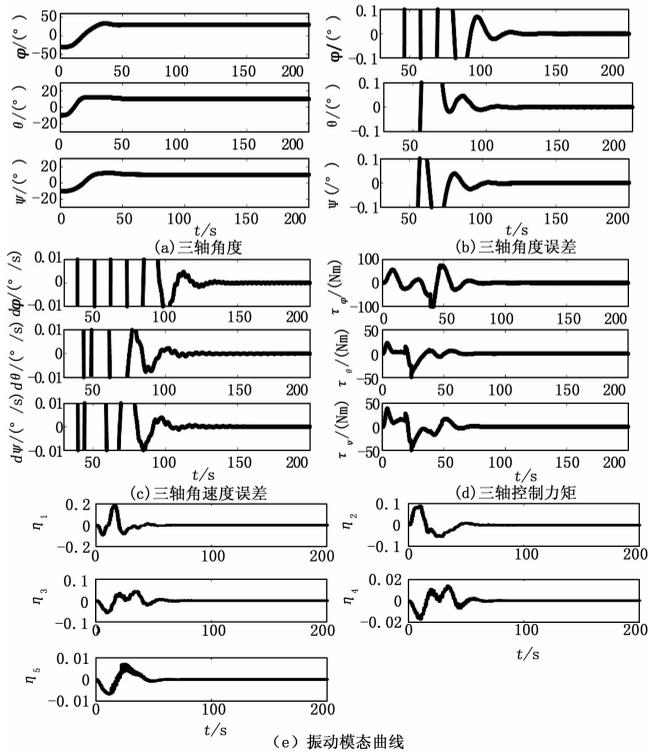


图 4 加入余弦角加速度路径规划方法的基于特征模型的自适应控制仿真结果图

表 2 加入余弦角加速度路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器的控制性能表

J	进入角误差带时间 /s(x轴,y轴,z轴)	进入角速度误差带时 间/s(x轴,y轴,z轴)	指向精度 / (°)	稳定度 /(°/s)
J_0	(99.1,88.7,94.0)	(103.3,102.8,99.4)	(1.1,1.9,1.4)	(0.29,0.23,0.34)
$0.5J_0$	(63.8,69.9,87.7)	(67.0,75.5,95.6)	(0.3,0.8,0.9)	(0.07,0.03,0.19)
$1.5J_0$	(130.8,106.2,110.4)	(127.3,130.8,126.6)	(2.5,3.1,4.3)	(0.50,0.44,0.53)

超调, 而加入余弦角加速度路径规划方法的系统角位置输出超调显著减小。

2) 快速性比较: 不加路径规划方法和加入余弦角加速度路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器在姿态角误差和角速度误差的收敛速度方面基本一致。

3) 指向精度和稳定度比较: 不加路径规划时, 指向精度为 10^{-4} 数量级, 稳定度为 10^{-4} 数量级; 而加入余弦角加速度路径规划方法的系统指向精度为 10^{-4} 数量级, 稳定度可达 10^{-5} 数量级, 可见本实验设计的路径规划方法在指向精度相当的基础上, 稳定度更高。

4) 太阳帆板振动强度比较: 余弦角加速度路径规划下的各个太阳帆板振动模式的强度均明显低于不加路径规划时的振动强度, 且高频振动分量较小。

5) 鲁棒性比较: 当挠性航天器存在着 $\pm 50\%$ 的转动惯量不确定时, 不加路径规划方法和加入余弦角加速度路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器的稳态精度量级均基本不变, 证明了所设计的基于特征模型的自适应控制器在惯量参数不精确的情况下仍具有较好的控制效果。

综上所述, 加入余弦角加速度路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器在挠性航天器姿态机动的稳定度、太阳抑制帆板振动、系统鲁棒性等性能方面, 均优于不加路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器。

4 总结

本文分析了挠性航天器多输入多输出的动力学模型并给出了其特征模型; 在此基础上, 为解决常规控制无法有效抑制挠性附件振动的问题, 设计了基于余弦角加速度的路径规划的特征模型自适应控制方法; 与不加路径规划方法的基于特征模型的自适应控制器相比, 显著提高了姿态控制的稳态精度和动态特性, 通过仿真验证了所设计控制器的有效性。但特征模型的参数辨识比较繁琐, 还需进一步探索更为有效的参数辨识方法。

参考文献:

[1] Arduini C, Baiocco P. Active magnetic damping attitude control for gravity gradient stabilized spacecraft [J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2015, 20 (1): 117-122.
 [2] 乔小林, 姜励锋, 曹延华. 基于矩阵星图识别算法的卫星三轴姿态确定方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (12): 1832-1834, 1860.
 [3] 冉德超, 倪庆, 绳涛, 等. 基于自适应二阶终端滑模的航天器有限时间姿态机动算法 [J]. 国防科技大学学报, 2017 (1): 6-10.

对比以上两张图表, 从以下几个方面比较两种控制器性能:
 1) 超调量比较: 不加路径规划时, 系统角位置输出存在明显