

<http://htkz.cn>

引用格式:王献忠,张肖. 基于内模控制和频域  $H_2$  太阳帆板挠性振荡抑制[J]. 航天控制, 2025, 43(3): 60-65. (WANG Xianzhong, ZHANG Xiao. Solar panel flexible oscillation suppression based on internal model control and frequency domain  $H_2$  [J]. Aerospace Control, 2025, 43(3): 60-65. )

## 基于内模控制和频域 $H_2$ 太阳帆板挠性振荡抑制

王献忠<sup>1,2</sup>, 张肖<sup>1,3</sup>

1. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109
2. 上海航天技术研究院, 上海 201109
3. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109

**摘 要** 针对太阳帆板挠性振荡严重的问题, 采用在内模控制结构和频域二次性能指标的基础上进行姿态频域  $H_2$  控制器设计, 并采用串级控制工程应用方式, 增加 PI 调节器, 增强控制对模型参数变化的鲁棒性。仿真结果表明  $H_2$  串级控制对太阳帆板挠性振荡抑制能力优于 PID 控制, 并对模型参数变化具有较强的适应性。

**关键词** 卫星姿态控制; 挠性振荡; 太阳帆板; 内模控制; 鲁棒性

中图分类号: V448.22

文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2025)03-0060-06

### Solar panel flexible oscillation suppression based on internal model control and frequency domain $H_2$

WANG Xianzhong<sup>1,2</sup>, ZHANG Xiao<sup>1,3</sup>

1. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China
2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China
3. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China

**Abstract** According to serious flexible oscillation of solar panels, based on the internal mode control structure and the frequency domain secondary performance index, the frequency domain  $H_2$  controller of small satellite attitude is designed for a class of error transfer functions, and the cascade control engineering application mechanism is adopted to add PI regulator to enhance the robustness of the control to the change of model parameters. The simulation results show that the  $H_2$  cascade control is better than PID control in suppressing the flexible oscillation of solar panels and has strong adaptability to the model parameter changes.

**Key words** Satellite attitude control; Flexible oscillation; Solar panel; Internal model control; Robustness

收稿日期: 2025-02-19

作者简介: 王献忠 (1971-), 男, 博士, 研究员, 主要从事航天器 GNC 系统设计与研制工作。

## 0 引言

星链等小卫星一般配置较大的柔性太阳翼,太阳帆板模态频率低、增益高,即使采用飞轮控制,帆板挠性振荡仍影响卫星姿态控制,高精度控制时太阳帆板挠性振荡严重影响卫星姿态角速率稳定,导致姿态振荡发散。

国内外学者广泛研究了太阳帆板挠性振荡抑制方法,文献[1]分析了帆板挠性和液体晃动干扰力矩,基于虚功率法建立航天器动力学方程,并采用相平面控制律控制姿态;文献[2]基于输入整形与PD相结合控制航天器姿态,对控制脉冲进行整形和前馈控制,抑制太阳帆板挠性振动;文献[3]利用反馈线性化,基于状态转移和模型预测控制卫星姿态,抑制帆板挠性振动;文献[4]基于图论与一致性理论设计帆板挠性振动分布式抑制控制器,并分析了系统的稳定性和鲁棒性;文献[5]基于输入成型与  $H_\infty$  鲁棒控制技术进行空间站大型帆板驱动控制设计,仿真验证了控制的有效性和鲁棒性;文献[6]针对存在转动惯量不确定性和外部干扰的挠性航天器,通过构造一个部分状态观测器估计挠性模态并设计自适应律对转动惯量不确定性和外部干扰组成的函数的上界进行估计;文献[7]提出了多环路复合控制策略,在传统姿态控制闭环回路的基础上,引入执行机构隔振回路和载荷指向精确控制回路,实现对执行机构振动的隔离和对载荷指向的精确补偿。

本文在内模控制结构和频域二次性能指标的基础上,针对一类误差传递函数进行小卫星姿态频域  $H_2$  控制器设计,并采用串级控制工程应用方式,增加PI调节器,增强最优控制对模型参数变化的鲁棒性。

## 1 帆板不转动挠性动力学模型

不考虑帆板转动,也不考虑轨控,卫星采用飞轮控制, $n$ 阶模态帆板挠性动力学模型如下:

$$I_s \dot{\omega} + \omega^\times (I\omega + H_c + F_s \dot{\eta}) + F_s \ddot{\eta} = -\dot{H}_c + T_d \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta + F_s^T \dot{\omega} = 0 \quad (2)$$

式中: $\omega$ 为卫星相对惯性空间的姿态角速度, $H_c$ 为飞轮控制输出角动量, $T_d$ 为环境干扰力矩, $I_s$ 为卫星的惯量阵, $F_s$ 为帆板振动运动与星体转动运动的耦合矩阵, $\eta$ 为帆板挠性模态坐标, $\xi$ 为帆板挠性模态阻

尼系数, $\Lambda$ 为帆板挠性模态振型频率。

忽略飞行器惯量积:

$$I_s \approx \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) \quad (3)$$

令

$$\omega = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T \quad (4)$$

$$\dot{\omega} = [\dot{\omega}_x \quad \dot{\omega}_y \quad \dot{\omega}_z]^T \quad (5)$$

$$\eta = [\eta_1 \quad \eta_2 \quad \dots \quad \eta_i \quad \dots \quad \eta_n]^T \quad (6)$$

$$\dot{\eta} = [\dot{\eta}_1 \quad \dot{\eta}_2 \quad \dots \quad \dot{\eta}_i \quad \dots \quad \dot{\eta}_n]^T \quad (7)$$

$$\ddot{\eta} = [\ddot{\eta}_1 \quad \ddot{\eta}_2 \quad \dots \quad \ddot{\eta}_i \quad \dots \quad \ddot{\eta}_n]^T \quad (8)$$

$$F_s = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & \dots & c_{1n} \\ c_{21} & c_{22} & \dots & c_{2n} \\ c_{31} & c_{32} & \dots & c_{3n} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$H_c = [H_{cx} \quad H_{cy} \quad H_{cz}]^T \quad (10)$$

$$T_d = [T_{dx} \quad T_{dy} \quad T_{dz}]^T \quad (11)$$

$$\xi \approx \text{diag}(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_i, \dots, \xi_n) \quad (12)$$

$$\Lambda \approx \text{diag}(\Lambda_1, \Lambda_2, \dots, \Lambda_i, \dots, \Lambda_n) \quad (13)$$

求得

$$I_s \omega + H_c + F_s \dot{\eta} = \begin{bmatrix} I_{xx} \omega_x + H_{cx} + \sum_{k=1}^n c_{1k} \dot{\eta}_k \\ I_{yy} \omega_y + H_{cy} + \sum_{k=1}^n c_{2k} \dot{\eta}_k \\ I_{zz} \omega_z + H_{cz} + \sum_{k=1}^n c_{3k} \dot{\eta}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$T_h = \omega^\times (I_s \omega + H_c + F_s \dot{\eta}) = \begin{bmatrix} \omega_y H_z - \omega_z H_y \\ \omega_z H_x - \omega_x H_z \\ \omega_x H_y - \omega_y H_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{hx} \\ T_{hy} \\ T_{hz} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$T_\eta = F_s \ddot{\eta} = \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^n c_{1k} \ddot{\eta}_k \\ \sum_{k=1}^n c_{2k} \ddot{\eta}_k \\ \sum_{k=1}^n c_{3k} \ddot{\eta}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{\eta x} \\ T_{\eta y} \\ T_{\eta z} \end{bmatrix} \quad (16)$$

姿态动力学写成如下形式:

$$I_s \dot{\omega} = -\dot{H}_c + T_{da} \quad (17)$$

$$T_{da} = T_d - T_h - T_\eta = \begin{bmatrix} T_{dx} - T_{hx} - T_{\eta x} \\ T_{dy} - T_{hy} - T_{\eta y} \\ T_{dz} - T_{hz} - T_{\eta z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{dax} \\ T_{day} \\ T_{daz} \end{bmatrix} \quad (18)$$

飞轮转速控制与角动量线性关系如下:

$$H_c = k_w U_c = [k_{wx} U_{cx} \quad k_{wy} U_{cy} \quad k_{wz} U_{cz}]^T \quad (19)$$

式中: $k_w = \text{diag}(k_{wx}, k_{wy}, k_{wz})$ 为转速与角动量关系矩阵。

忽略飞行器惯量积,三轴姿态动力学方程如下:

$$I_{xx}\dot{\omega}_x = -k_{wx}\dot{U}_{cx} + T_{dax} \quad (20)$$

$$I_{yy}\dot{\omega}_y = -k_{wy}\dot{U}_{cy} + T_{day} \quad (21)$$

$$I_{zz}\dot{\omega}_z = -k_{wz}\dot{U}_{cz} + T_{daz} \quad (22)$$

三轴姿态动力学方程拉氏变换为

$$\omega_x(s) = k_{wx}G_{px}(s)U_{cx}(s) + \omega_{dx}(s) \quad (23)$$

$$\omega_y(s) = k_{wy}G_{py}(s)U_{cy}(s) + \omega_{dy}(s) \quad (24)$$

$$\omega_z(s) = k_{wz}G_{pz}(s)U_{cz}(s) + \omega_{dz}(s) \quad (25)$$

$$\text{式中: } G_{px}(s) = \frac{-1}{I_{xx}}, G_{py}(s) = \frac{-1}{I_{yy}}, G_{pz}(s) = \frac{-1}{I_{zz}},$$

$$\omega_{dx}(s) = \frac{T_{dax}(s)}{I_{xx}s}, \omega_{dy}(s) = \frac{T_{day}(s)}{I_{yy}s}, \omega_{dz}(s) = \frac{T_{daz}(s)}{I_{zz}s}。$$

三轴姿态运动学方程拉氏变换如下:

$$A_x(s) = \omega_x(s)/s \quad (26)$$

$$A_y(s) = \omega_y(s)/s \quad (27)$$

$$A_z(s) = \omega_z(s)/s \quad (28)$$

## 2 帆板挠性频域 $H_2$ 控制器设计

设  $G_p(s)$  为飞行器动力学模型,  $G_c(s)$  为频域  $H_2$  控制器,  $U_c(s)$  为控制器输出,  $G_w(s)$  为飞轮模型,  $H_c(s)$  为飞轮输出角动量,  $\omega(s)$  为星体角速率,  $\omega_d(s)$  为干扰产生的角速率。

飞行器三轴姿态可以近似解耦,某一轴飞轮内模控制结构如图 1 所示。

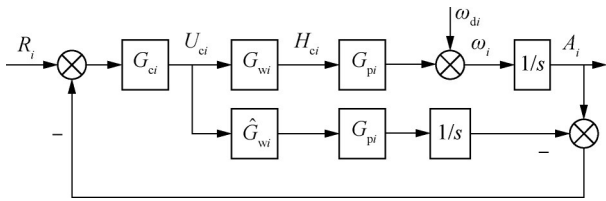


图 1 某轴一飞轮内模控制结构

图中:  $G_{pi}(s) = \frac{-1}{I_{ii}}, i = x, y, z。$

在阶跃响应输入,即  $R_i(s) = \frac{1}{s}$  下进行频域  $H_2$  控制器设计。

设  $\widehat{G}_{pi}(s) = G_{pi}(s), \widehat{G}_{wi}(s) = G_{wi}(s) = k_{wi}$ , 求得从设定  $R_i(s)$  到输出  $A_i(s)$  的传递函数为

$$\frac{A_i(s)}{R_i(s)} = \frac{k_{wi}}{s} G_{pi}(s) G_{ci}(s) \quad (29)$$

求得

$$A_i(s) = \frac{k_{wi}}{s} R_i(s) G_{pi}(s) G_{ci}(s) \quad (30)$$

求得误差传递函数如下:

$$E(s) = R_i(s) - A_i(s) =$$

$$R_i(s) - \frac{k_{wi}}{s} R_i(s) G_{pi}(s) G_{ci}(s) \quad (31)$$

取控制系统的性能指标(或目标函数)如下式所示:

$$J = \int_0^{\infty} e^2(t) dt = \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} [E(s)E(-s)] ds \quad (32)$$

$$E(s) = L[e(t)] = R_i(s) - A_i(s) \quad (33)$$

式中:  $e(t) = R_i(t) - A_i(t)$  为跟踪误差。

令

$$B_i(s) = \frac{k_{wi}}{s} R_i(s) G_{pi}(s) = \frac{1}{s} \frac{1}{s} \frac{-k_{wi}}{I_{ii}} = \frac{-k_{wi}}{I_{ii}s^2} \quad (34)$$

$$G_{ci}(s) = P_i(s) + \lambda Q_i(s) \quad (35)$$

式中:  $P_i(s)$  为使性能指标  $J$  最小的频域  $H_2$  控制器,  $P_i(s)$  及  $Q_i(s)$  的全部极点均在  $S$  的左半平面。

求得

$$J = \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} Y(s)Y(-s) ds \quad (36)$$

式中:  $Y(s) = R_i(s) - B_i(s)P_i(s) - \lambda B_i(s)Q_i(s)。$

根据拉格朗日乘子法,目标函数  $J$  取得极小值时:

$$\left. \frac{\partial J}{\partial \lambda} \right|_{\lambda=0} = 0 \quad (37)$$

$$\left. \frac{\partial^2 J}{\partial \lambda^2} \right|_{\lambda=0} > 0 \quad (38)$$

令

$$X_i(s) = [R_i(s) - B_i(s)P_i(s)] \cdot B_i(-s) \quad (39)$$

求得

$$\int_{-j\infty}^{+j\infty} [X_i(s)Q_i(-s) + X_i(-s)Q_i(s)] ds =$$

$$2 \int_{-j\infty}^{+j\infty} X_i(s)Q_i(-s) ds = 0 \quad (40)$$

$$\int_{-j\infty}^{+j\infty} B_i(s)B_i(-s) \cdot Q_i(s)Q_i(-s) ds > 0 \quad (41)$$

由式(41)可知,被积函数是  $S$  的偶函数,式(41)所示的条件显然成立。

由式(40)求得

$$\int_{-j\infty}^{+j\infty} X_i(s)Q_i(-s) ds = 0 \quad (42)$$

由于  $Q_i(-s)$  的全部极点在  $S$  右半平面,应用留数求定积分,上式的积分可转化为沿虚轴,并以  $\infty$  为半径的路径  $c_p$  包围整个  $S$  左半平面的封闭曲线

积分:

$$\int_{-\infty}^{+\infty} X_i(s)Q_i(-s)ds = \oint_{c_p} X_i(s)Q_i(-s)ds = 0 \quad (43)$$

上式积分为 0,由留数定理可知,被积函数在 S 左半平面内解析。由留数定理可知,目标函数 J 达到最小的充要条件是 X<sub>i</sub>(s)的全部极点也应在 S 右半平面,即在 S 左半平面内解析。

B<sub>i</sub>(s)B<sub>i</sub>(-s)是 S 的偶函数,其可以表示成如下形式:

$$B_i(s)B_i(-s) = \frac{-k_{wi} - k_{wi}}{I_{ii}s^2} = \frac{k_{wi}}{I_{ii}s^2} \frac{k_{wi}}{I_{ii}s^2} \quad (44)$$

令

$$B_i(s)B_i(-s) = Z \cdot \bar{Z} \quad (45)$$

$$Z = Z(s) = [B_i(s)B_i(-s)]^+ = \frac{k_{wi}}{I_{ii}s^2} \quad (46)$$

$$\bar{Z} = Z(-s) = [B_i(s)B_i(-s)]^- = \frac{k_{wi}}{I_{ii}s^2} \quad (47)$$

式中:[ ]内表示为零极点乘积形式,[·]<sup>+</sup>表示全部零极点在 S 左半平面的因式,[·]<sup>-</sup>表示全部零极点在 S 右半平面的因式。

将式(44)代入 X<sub>i</sub>(s),两边除以  $\bar{Z}$  得

$$\frac{X_i(s)}{\bar{Z}} = \frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} - Z \cdot P_i(s) \quad (48)$$

再把  $\frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}}$  分解成两项:

$$\frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} = \left\{ \frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} \right\}^+ + \left\{ \frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} \right\}^- \quad (49)$$

式中:{ }<sup>+</sup>内分解为极点的和式形式,{ }<sup>-</sup>表示全部极

点在 S 左半平面的分式,{ }<sup>-</sup>表示全部极点在 S 右半平面的分式。

将式(49)代入式(48)得:

$$\frac{X_i(s)}{\bar{Z}} - \left\{ \frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} \right\}^- = \left\{ \frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} \right\}^+ - Z \cdot P_i(s) \quad (50)$$

上式等号左边两项的全部极点都在 S 右半平面,即在 S 左半平面内解析,而等号右边两项的全部极点都在 S 左半平面,即在 S 右半平面内解析,因此只有等号两边都等于 0,上式才能成立,即使目标传递函数 J 最小的频域 H<sub>2</sub> 控制器表达式为:

$$G_{ci}(s) = P_i(s) = \left\{ \frac{R_i(s)B_i(-s)}{\bar{Z}} \right\}^+ / Z \quad (51)$$

求得频域 H<sub>2</sub> 控制器如下:

$$G_{ci}(s) = \left\{ \frac{1 - k_{wi}}{s} \frac{I_{ii}s^2}{k_{wi}} \right\}^+ \cdot \frac{I_{ii}s^2}{k_{wi}} = \left\{ -\frac{1}{s} \right\}^+ \frac{I_{ii}s^2}{k_{wi}} = -\frac{1}{s} \frac{I_{ii}s^2}{k_{wi}} = -\frac{I_{ii}s}{k_{wi}} \quad (52)$$

上式所示的频域 H<sub>2</sub> 控制器,由于分子的阶数高于分母的阶数,加入一阶的滤波环节,得到物理上可实现的频域 H<sub>2</sub> 控制器如下:

$$G_{ci}(s) = -\frac{I_{ii}s}{k_{wi}(1 + \lambda_i s)} \quad (53)$$

式中:λ<sub>i</sub> > 0。

### 3 工程应用方式及仿真检验

为增强 H<sub>2</sub> 控制对模型参数变化的适应性,增加 PI 调节器,形成串级控制结构如图 2 所示。

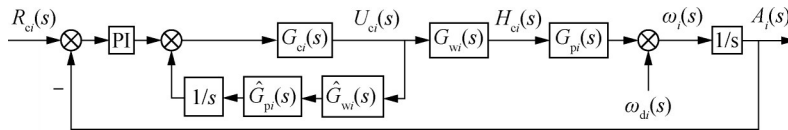


图 2 某一轴飞轮 H<sub>2</sub> 串级控制结构

小卫星惯量如下:

$$I_s = \begin{bmatrix} 467 & 6.4 & -13.17 \\ 6.4 & 626 & -14.96 \\ -13.17 & -14.96 & 209 \end{bmatrix}$$

太阳帆板前 5 阶模态频率如下:

$$f_s = [0.18 \quad 0.23 \quad 0.33 \quad 1.00 \quad 1.29]$$

轮控帆板阻尼系数为 0.005,耦合关系矩阵

如下:

$$F_s = \begin{bmatrix} -16 & -0.006 & -10 & -4.62 & 1.87 \\ 0.0 & -12 & 0.09 & 0.0 & 0.0 \\ -1.43 & -0.41 & 2.49 & -0.78 & 0.42 \end{bmatrix}$$

小卫星基频模态增益为

$$k_x = \frac{c_x^2}{I_{xx}} = \frac{(-16)^2}{467} \approx 0.8155 \quad (54)$$

小卫星飞行于 568 km 高度太阳同步轨道,降交点地方时间为 6:30,飞轮角动量为  $5 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ ,轮控周期为  $0.2 \text{ s}$ 。

取  $\lambda_i = 20 \text{ s}$ ,  $H_2$  串级控制仿真结果如图 3,基于 PID 控制角速率仿真结果如图 4 所示,PID 控制角速率约  $0.12 \text{ (}^\circ\text{)/s}$ ,姿态已发生挠性振荡。

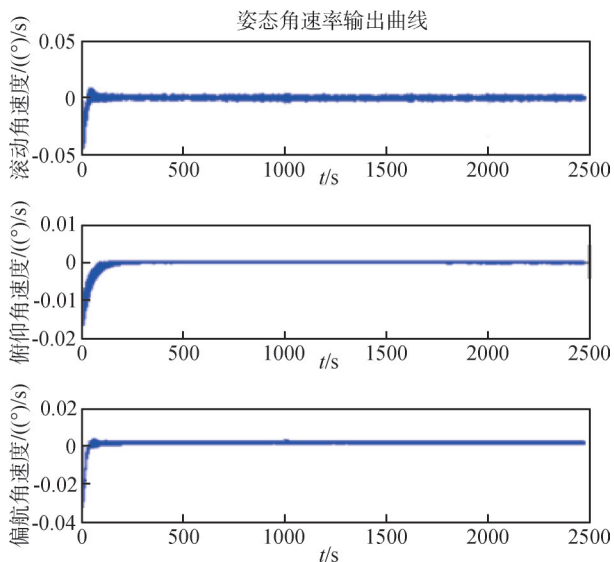


图 3  $H_2$  串级控制姿态角速率曲线

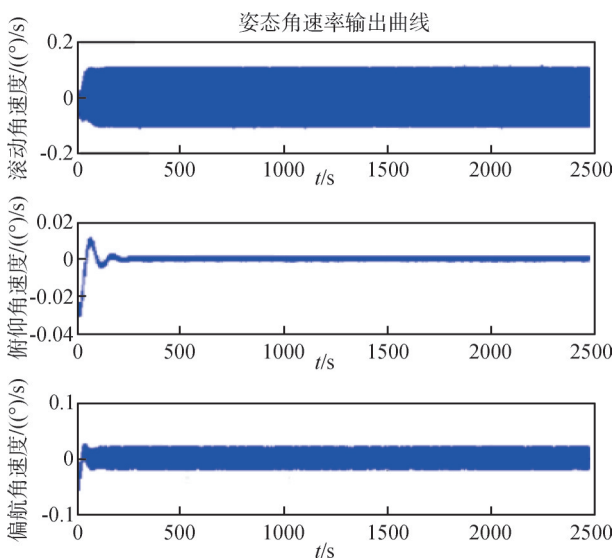


图 4 PID 控制姿态角速率曲线

模态增益降为  $k_i = 0.8001$  时,PID 控制角速率仿真结果如图 5 所示,模态增益 0.8 已接近 PID 控制稳定极限。

模态基频拉偏为  $0.05 \text{ Hz}$ ,模态增益拉偏至  $k_i = 0.9521$ , $H_2$  串级控制参数仍按未拉偏状态设计,即控制参数保持不变。模态基频和模态增益拉偏后

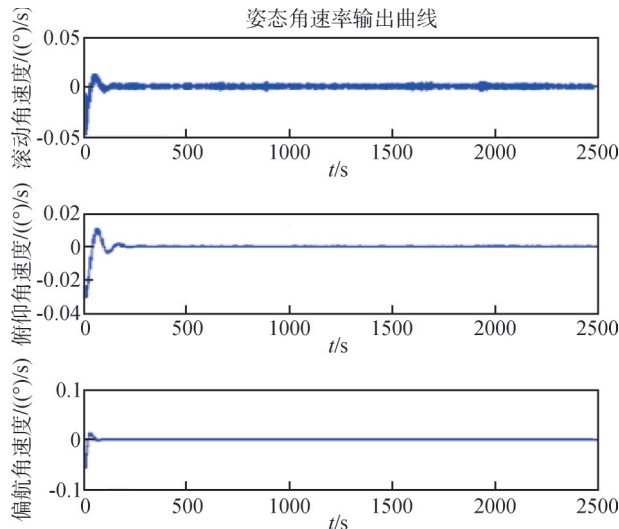


图 5 模态增益 0.8 时 PID 控制角速率曲线

进行较长时间仿真, $H_2$  串级控制角速率仿真结果如图 6 所示,小卫星姿态角速率仍稳定,说明  $H_2$  串级控制具有较好的挠性振荡抑制能力,且对模态参数变化具有较强的鲁棒性。

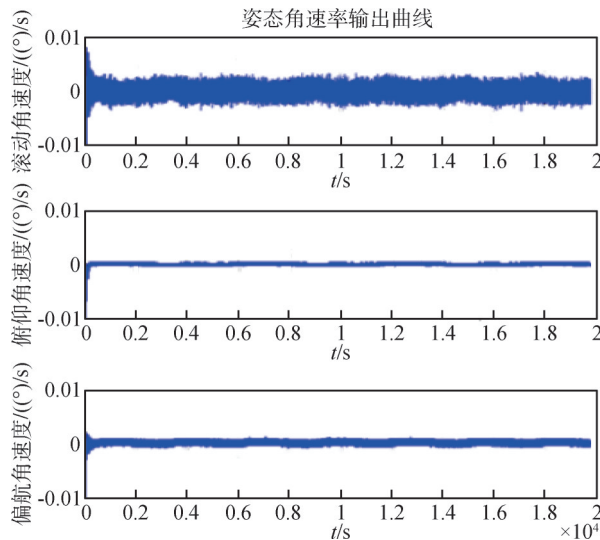


图 6 参数拉偏  $H_2$  串级控制角速率曲线

## 4 结 论

在内模控制结构和频域二次性能指标的基础上,针对一类误差传递函数进行小卫星姿态频域  $H_2$  控制器设计,并采用串级控制工程应用方式,增加 PI 调节器,增强控制对模型参数变化的鲁棒性。仿真结果表明  $H_2$  串级控制对太阳帆板挠性振荡抑制能力优于 PID 控制,并对模型参数变化具有较强的

适应性。

### 参 考 文 献

- [ 1 ] 林晓冬, 张锐, 刘芳, 等. 基于变分模态分解的复杂航天器姿态扰动分析[J]. 振动与冲击, 2019, 42(13): 303-309. (LIN Xiaodong, ZHANG Rui, LIU Fang, et al. Attitude disturbance analysis for complex spacecraft based on variational mode decomposition [J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 42(13): 303-309.)
- [ 2 ] 倪韵竹, 戈新生. 航天器太阳帆板振动抑制的输入整形方法研究[J]. 应用力学学报, 2020, 37(1): 293-300. (NI Yunzhu, GE Xinsheng. Input shaping for vibration suppression of spacecraft solar sail [J]. Chinese Journal of Application Mechanics, 2020, 37(1): 293-300.)
- [ 3 ] 谭天乐. 卫星姿态的状态转移控制[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(5): 655-662. (TAN Tianle. State transition control of satellite attitude [J]. Control Theory & Application, 2017, 34(5): 655-662.)
- [ 4 ] 周威亚, 邬树楠, 王恩美. 基于一致性理论的太阳能帆板分布式振动控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(6): 909-917. (ZHOU Weiya, WU Shunan, WANG Enmei. Distributed vibration control of satellite solar panels based on consensus theory [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(6): 909-917.)
- [ 5 ] 胡恒建, 李英波, 施桂国, 等. 空间站帆板驱动输入成型鲁棒控制[J]. 上海航天, 2016, 33(1): 13-17. (HU Hengjian, LI Yingbo, SHI Guiguo, et al. Input shaping robust control for space station solar array driving [J]. Aerospace Shanghai, 2016, 33(1): 13-17.)
- [ 6 ] 董瑞琦, 吴爱国, 张颖, 等. 转动惯量存在不确定性的挠性航天器自适应滑模姿态控制[J]. 飞控与探测, 2019, 2(5): 1-8. (DONG Ruiqi, WU Aiguo, ZHANG Ying, et al. Dynamic adaptive sliding attitude control for flexible spacecraft with Inertia Uncertainty [J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(5): 1-8.)
- [ 7 ] 操宏磊, 朱庆华, 孙建党, 等. 大型挠性结构航天器姿态精确指向控制[J]. 飞控与探测, 2019, 2(5): 17-24. (CAO Honglei, ZHU Qinghua, SUN Jiandang, et al. Precise orientatin control of large flexbile spacecraft [J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(5): 17-24.)