

基于 LPV 的主动隔振平台单支腿鲁棒控制器设计

唐育聪, 朱庆华*, 刘付成, 曹赫扬

(上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘 要: 利用控制力矩陀螺 (CMG) 实现敏捷姿态机动控制时, 保证机动过程控制输出力矩快速响应的同时, 还需要保证机动到位后有效隔离 CMG 的机械振动以实现高稳定度姿态控制。针对控制 CMG 主动隔振平台, 将控制 CMG 外框角速度作为变参数, 提出单支腿主动隔振平台控制器的一种基于线性变参数 (LPV) 控制设计实现方法, 通过与其他主动隔振控制方法性能比较分析, 所提方法在兼顾敏捷姿态机动期间和机动到位后对主动隔振平台不同的力学传递要求方面有更好的性能。

关 键 词: 控制力矩陀螺; 主动隔振; 姿态机动; 线性变参数; 鲁棒控制

中图分类号: TP273

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)07-1796-06

敏捷姿态机动卫星的执行机构均选用控制力矩陀螺群 (control moment gyros, CMGs) 以保证其快速机动性能。为提高姿态机动到位后卫星的姿态稳定度, 需要对 CMGs 配套安装隔振平台, 以消除 CMG 的机械振动对姿态稳定度的影响。在对 CMG 进行隔振时, 主动隔振方式虽然工程代价相对较高, 但可以获取比被动隔振方式更好的振动抑制性能。主动隔振平台的控制器可以采用不同的方法设计和实现, 传统的比例积分微分 (proportion integral derivative, PID) 控制器可以得到低转折频率且没有谐振的响应特性。当卫星根据机动任务需求可以自主调节 CMGs 的响应快慢时, 需要 CMGs 根据需求调节其外框最大转速以具备不同的力矩输出能力, 当 CMGs 的外框转速根据机动任务不断动态调整时, 对其主动隔振平台的参数适应性提出了新的需求, 固定转折频率的主动隔振平台已不能完全适应。

目前较为广泛应用于主动隔振平台的控制器有 PID^[1-2]、H_∞^[2] 控制器等, 2 种控制器都能起到较好的隔振效果, 但也存在参数适应性的局限性, 无法兼顾不同机动需求下 CMGs 变带宽工况的高精度

力矩传递和高性能隔振。为改善这一情况, 考虑应用线性变参数 (linear parameter varying, LPV) 控制器, 根据系统中实时可测的变参数来改变控制器的增益, 并依靠 H_∞ 控制器的范数度量, 使变参数能够直接影响控制器的参数。现有 LPV 控制器广泛用于高速飞行器等变参数范围广、速率快的背景下, 对主动隔振平台的控制器设计应用较少。文献 [3-5] 介绍了 LPV 控制器的相关概念和求解过程, 文献 [6-7] 介绍了凸分解方法, 文献 [8] 介绍了高阶奇异值分解 (higher order singular value decomposition, HOSVD) 方法的 LPV 控制器建模过程, 文献 [9-10] 介绍了控制器的线性矩阵不等式 (linear matrix inequality, LMI) 求解方法, 提供了 LPV 控制器的设计思路和完整的求解过程。

本文主要针对 CMGs 的变带宽主动隔振性能和鲁棒性综合需求^[11-15], 考虑星体快速机动和机动到位 2 种工况下控制器的自适应性。通过引入 CMG 外框架角速度作为系统变参数设计了 LPV 控制器, 具备不同机动需求的主动隔振平台控制器自适应变带宽的能力。先建立了单支腿主动隔振平台单

收稿日期: 2021-09-05; 录用日期: 2021-11-26; 网络出版时间: 2021-12-16 12:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211215.1227.001.html

*通信作者. E-mail: zhuqh_79@sina.com

引用格式: 唐育聪, 朱庆华, 刘付成, 等. 基于 LPV 的主动隔振平台单支腿鲁棒控制器设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (7): 1796-1801. TANG Y C, ZHU Q H, LIU F C, et al. Design of robust controller for single outrigger of vibration active isolation platform based on LPV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (7): 1796-1801 (in Chinese).

通道控制的动力学模型和输出加权模型,在此基础上针对输出加权模型,引入了 CMG 外框架角速度作为 LPV 控制器的变参数,并通过极点配置方法设计出相应的鲁棒控制器。最后通过数学仿真比较了本文设计的 LPV 控制器与 PID、H ∞ 控制器之间的主动隔振性能差异。

1 单支腿主动隔振平台模型描述

图 1 为单支腿隔振的简化结构模型,弹簧隔振模块对振动干扰进行被动隔振,音圈电机驱动模块通过控制器调节支腿隔振带宽,提升振动抑制效果,实现对振动的主动和被动抑制。

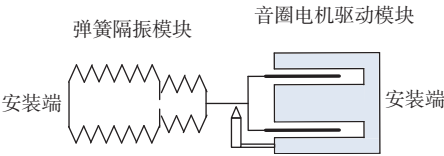


图 1 单支腿隔振的简化结构模型
Fig. 1 Simplified structure model of single vibration isolation outrigger

根据文献 [11] 中的主动隔振描述方法,给出单支腿主动隔振平台控制器的动力学模型如图 2 所示。

考虑 CMG 端为输入端,振源端位移大小为 s_1 ,质量为 m ;支腿连接的星体端的位移大小为 s_0 ,质量为 M ;弹簧等效弹性系数为 k ,音圈电机内阻为 R ,内感为 L ,传导常数 $T=nBc$,其中 n 为电机线圈匝数, B 为电机内磁场强度, c 为切割电机内磁场的导线周长。

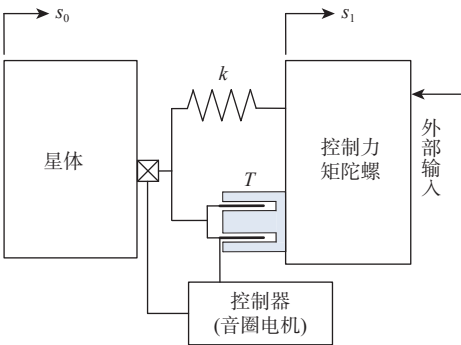


图 2 单支腿主动隔振平台控制器动力学模型
Fig. 2 Dynamic model of single leg isolation platform controller

根据牛顿第二定律和电磁学相关物理原理确定含控制器的主动隔振平台力学方程为

$$\begin{cases} m\ddot{s}_1 + k(s_1 - s_0) - Ti = 0 \\ M\ddot{s}_0 - k(s_1 - s_0) + Ti = 0 \\ L\dot{i} + T(s_1 - \dot{s}_0) + Ri = u \end{cases} \quad (1)$$

式中: $u=Hy$ 为控制器, H 为控制器传递函数, $y=k(s_1-s_0)-Ti$ 为力传感器测量值。为得到完全可控的系统模型并用于系统综合,选取单支腿主动隔振

平台单通道相对位移大小 $l=(s_1-s_0)$ 、相对速度 $\dot{l}$ 和电机线圈电流 i 作为系统状态量构建状态方程,振源端加速度 $\ddot{s}_1$ 作为系统的外部扰动输入 w ,力传感器作为测量 y 构建观测方程,可得到系统模型为

$$\begin{cases} -M\ddot{l} - kl + Ti = -M\ddot{s}_1 \\ L\dot{i} + Tl + Ri = u \\ kl - Ti = y \end{cases} \quad (2)$$

整理得到系统状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1w + B_2u \\ y = C_2x + D_{21}w + D_{22}u \end{cases} \quad (3)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -k/M & 0 & T/M \\ 0 & -T/L & -R/L \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/L \end{bmatrix},$$
$$C_2^T = \begin{bmatrix} k \\ 0 \\ -T \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, x = \begin{bmatrix} l \\ \dot{l} \\ i \end{bmatrix},$$
$$D_{21} = 0, D_{22} = 0, w = \ddot{s}_1。$$

考虑到主动隔振平台支腿低频段刚性,高频段衰减的特性,引入 $\ddot{s}_0$ 作为系统的被调输出,对 $\ddot{s}_0$ 添加加权函数 W_z 得到加权后的变量 z ,使 w 到 z 的传递函数的无穷范数 $\|T_{wz}\|_\infty$ 近似等于 1,保证单支腿在低频段实现 $\ddot{s}_1$ 与 $\ddot{s}_0$ 为 1:1 输入输出,构建加权函数后的系统框图如图 3 所示,其中 $H(s)$ 为控制器传递函数, $\ddot{z}$ 为被调输出。

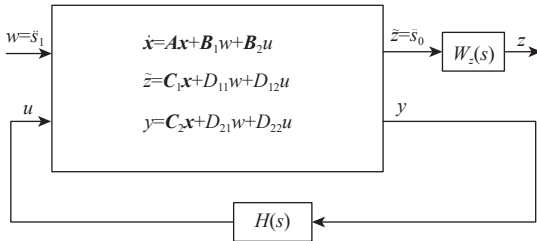


图 3 构建加权函数后的系统框图
Fig. 3 Block diagram of system with weighting function

对式(3)构建加权函数后的状态方程为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ B_zC_1 & A_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ B_zD_{11} \end{bmatrix} w \\ \quad + \begin{bmatrix} B_2 \\ B_zD_{12} \end{bmatrix} u \\ z = [D_zC_1, C_z] \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} + D_zD_{11}w + D_zD_{12}u \\ y = [C_2, 0] \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} + D_{21}w + D_{22}u \end{cases} \quad (4)$$

式中: $C_1 = [k/M, 0, -T/M]$; $D_{11} = 0$; $D_{12} = 0$;
 $W_z(s): \begin{cases} \dot{z} = A_z z + B_z \ddot{z} \\ y_z = C_z z + D_z \ddot{z} \end{cases}; \ddot{z} = \ddot{s}_0; \frac{z(s)}{\ddot{z}(s)} = W_z(s); W_z$ 为加权函数; x_z 为矩阵增广变量; A_z 、 B_z 、 C_z 、 D_z 为增广后的系数矩阵一维参数。

主动隔振平台的工作特性需要高精度传递低频段的 CMG 输出力矩,隔离高频段的 CMG 机械振动。

最终表征出的物理特性为:输入低频信号时,CMG 端的输入与星体端输出保持一致,主动隔振平台体现跟踪性能;输入为高频信号时,CMG 端的输入不影响星体端的输出,主动隔振平台体现干扰抑制效果。

2 单支腿主动隔振平台 LPV 模型设计

设计 LPV 模型首先需要确定变参数,当卫星姿态快速机动时,CMG 外框架角速度变化较大,此时主动隔振平台应当确保 CMG 高精度的输出力矩传递;当卫星机动到位后的姿态稳定控制时,CMG 外框架角速度较小,此时主动隔振平台应当确保 CMG 的各频段机械振动尽可能被隔离。为兼顾机动过程中 CMG 外框转速的大范围变化和机动到位后 CMG 外框转速的小范围波动,利用 LPV 变参数控制器设计方法,引入外框架角速度 ω_{out} 为变参数,根据不同的外框架角速度调整不同带宽的加权函数。以实现主动隔振平台同时具备自适应带宽和较宽频段内对 CMG 振动高效隔离的能力。

本文设计方案主要考察控制器对单支腿隔振的动态性能和稳态精度的影响,控制器设计目标主要考虑阶跃输入下稳态调节时间 t_s 及对一定频率 f_c 的高频输入信号振动衰减率 σ 。

引入变参数 ω_{out} (角速度变化范围 $[\omega_{min}, \omega_{max}]$ (°/s)的加权函数频率特性如图 4 所示,设计闭环系统带宽 f_0 为开环系统特征频率的 1/10,高频衰减转折频率为开环系统特征频率的 10 倍。因此 $f_0=0.1$ Hz,常数系数 $\alpha=100$, f_1 为添加变参数后的系统带宽,表达式为

$$f_1 = f_0 + 5\omega_{out} \tag{5}$$

f_2 为添加变参数后的高频衰减转折频率,表达式为

$$f_2 = \alpha f_1 \tag{6}$$

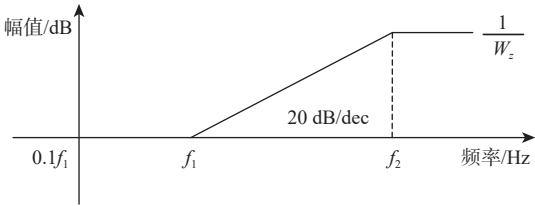


图 4 ω_{out} 的加权函数频率特性
Fig. 4 Weighting function of ω_{out} frequency characteristics

由图 4 频率特性可以得到加权函数为

$$W_z(s) = \frac{1 + 1/2\pi (f_0 + 5\omega_{out})s}{1 + 1/2\pi\alpha (f_0 + 5\omega_{out})s} = \frac{\alpha s + 2\pi\alpha (f_0 + 5\omega_{out})}{s + 2\pi\alpha (f_0 + 5\omega_{out})} \tag{7}$$

式中: s 为传递函数拉氏空间下的微分算子。式(7)化简后整理可得

$$W_z(s) = \alpha + \frac{2\pi\alpha (f_0 + 5\omega_{out})(1 - \alpha)}{s + 2\pi\alpha (f_0 + 5\omega_{out})} = \alpha + \frac{c_3 + c_4\omega_{out}}{s + (c_1 + c_2\omega_{out})} \tag{8}$$

式中: $c_1 = 2\pi\alpha f_0, c_2 = 10\pi\alpha, c_3 = 2\pi\alpha(1 - \alpha)f_0, c_4 = 10\pi\alpha \times (1 - \alpha)$, 均为常数。

整理状态空间可得

$$\begin{cases} \dot{x}_z = A_z\omega_{out}x_z + B_z\tilde{z} \\ y_z = C_z\omega_{out}x_z + D_z\tilde{z} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \dot{x}_z = -(c_1 + c_2\omega_{out})x_z + \tilde{z} \\ y_z = (c_3 + c_4\omega_{out})x_z + \alpha\tilde{z} \end{cases} \tag{9}$$

因此,加权函数状态空间模型中的状态转移参数 A_z 和观测参数 C_z 均为外框旋转角速度 ω_{out} 的一阶线性函数,从而得到用于控制器设计的线性变参数系统状态方程形式如式(4)所示,并且相关矩阵包含变参数 ω_{out} 。

式(4)中 w 为外部扰动输入,本节选取的是 CMG 端加速度为输入;式(4)中 z 为被调输出,本节选取的是通过权函数的支腿加速度为输出。依据文献[9]和文献[6]中的 LMI 求解和极点配置方法,考虑设计一个状态反馈 控制器 $u=Kx_k$, K 为控制器矩阵, $x_k = [x^T, x_z]^T$ 。

使 w 到 z 的闭环系统为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_z \end{bmatrix} = (\overline{A} + \overline{B}_2K) \begin{bmatrix} x \\ x_z \end{bmatrix} + \overline{B}_1w \\ z = (\overline{C}_1 + \overline{D}_{12}K) \begin{bmatrix} x \\ x_z \end{bmatrix} + \overline{D}_{11}w \end{cases} \tag{10}$$

式中:

$$\begin{cases} (\overline{A} + \overline{B}_2K) = \begin{bmatrix} A & 0 \\ B_zC_1 & A_z\omega_{out} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_2 \\ B_zD_{12} \end{bmatrix} K \\ (\overline{C}_1 + \overline{D}_{12}K) = [D_zC_1, C_z\omega_{out}] + D_zD_{12}K \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} \overline{B}_1 = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_zD_{11} \end{bmatrix} \\ \overline{D}_{11} = D_zD_{11} \end{cases} \tag{12}$$

为保证系统渐进稳定,并且使系统闭环传递函数 $\|T_{wz}\|_\infty < \gamma$, 其中 γ 为范数的界,通常 $\gamma > 0$ 。通过求解 LMI 将极点配置到稳定区域,保证系统的性能。图 5 为极点配置区域, $0 < \theta < 90^\circ, \beta > 0$ 。 θ 约束保证极点处于左半平面, r 为极点配置范围约束, β 为最小衰减率,最小阻尼比 $\xi = \cos \theta$ 和最大无阻尼自然频率 $\omega_d = r \sin \theta$ 。

根据本节相关状态反馈控制器设计的内容,参考文献[11]可知, $\gamma > 0$ 为保证矩阵中 γZ 为负,使矩阵满足 < 0 的负定条件,存在正定对称矩阵 X 和矩阵 $W=KX$,使得以下 LMI 组成立:

$$\begin{bmatrix} M + M^T & \overline{B}_1 & N^T \\ \overline{B}_1^T & -\gamma I & \overline{D}_{11} \\ N & \overline{D}_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \tag{13}$$

$$\boldsymbol{M}+\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}+2 \beta \boldsymbol{X}<\mathbf{0} \quad(14)$$

$$\left[\begin{array}{cc}-r \boldsymbol{X} & \boldsymbol{M} \\ \boldsymbol{M}^{\mathrm{T}} & -r \boldsymbol{X}\end{array}\right]<\mathbf{0} \quad(15)$$

$$\left[\begin{array}{cc}\sin \theta\left(\boldsymbol{M}+\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}\right) & \cos \theta\left(\boldsymbol{M}-\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}\right)^{\mathrm{T}} \\ \cos \theta\left(\boldsymbol{M}-\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}\right) & \sin \theta\left(\boldsymbol{M}+\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}\right)\end{array}\right]<\mathbf{0} \quad(16)$$

式中:

$$\boldsymbol{M}=\bar{\boldsymbol{A}} \boldsymbol{X}+\bar{\boldsymbol{B}}_2 \boldsymbol{W}, \quad \boldsymbol{N}=\bar{\boldsymbol{C}}_1 \boldsymbol{X}+\bar{\boldsymbol{D}}_{12} \boldsymbol{W}。$$

参考文献[3]和文献[6]中的凸分解方法。将CMG外框架角速度 $\omega_{\text {out}}$ 的上下限($[\omega_{\min }, \omega_{\max }](^{\circ}) / \mathrm{s}$)分别代入式(13)~式(16)进行求解,可以分别解出 $\omega_{\text {out}}=\omega_{\max }$ 的状态反馈增益矩阵 $\boldsymbol{K}_{\max }$ 和 $\omega_{\text {out}}=\omega_{\min }$ 的状态反馈增益矩阵 $\boldsymbol{K}_{\min }$,根据凸分解的几何调度策略可得状态反馈增益矩阵和CMG外框架角速度之间的关系为

$$\boldsymbol{K}\left(\omega_{\text {out}}\right)=\frac{\left(\omega_{\max }-\omega_{\text {out}}\right)}{\left(\omega_{\max }-\omega_{\min }\right)} \boldsymbol{K}_{\min }+\frac{\left(\omega_{\text {out}}-\omega_{\min }\right)}{\left(\omega_{\max }-\omega_{\min }\right)} \boldsymbol{K}_{\max } \quad(17)$$

通过输入不同的 $\omega_{\text {out}}$ 可以获得与变参数相对应的状态反馈控制增益矩阵,随后即可利用状态反馈增益阵算出对应外框架角速度下的 H_{∞} 控制器,实现变参数控制器的设计。

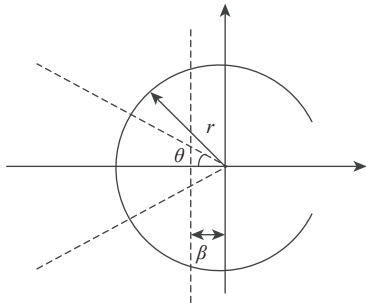


图 5 极点配置区域
Fig. 5 Pole placement area

3 仿真验证与结果分析

为验证本文 LPV 控制器及模型的性能及姿态快速机动的效果,同第 2 节中设计的 PID 控制器和 H_{∞} 控制器与 LPV 相关控制器的控制效果进行比较。

根据极点配置方法^[12],最终确定 $\beta=1, r=6, \theta=\pi / 4$ 。利用极点配置计算方法得到的状态反馈增益矩阵为

$$\left\{\begin{array}{l}\boldsymbol{K}_{\max }=\left[-1190.66,24.82,9.97,1776.81\right] \\ \boldsymbol{K}_{\min }=\left[-404.28,24.58,7.35,256.79\right]\end{array}\right. \quad(18)$$

再将 $\boldsymbol{K}_{\max }, \boldsymbol{K}_{\min }$ 代入式(17)完成变参数控制器的设计。

第 2 节中得到的 PID 控制器为 $H(s)=k_{\mathrm{p}}+k_{\mathrm{d}} s /\left(a s+1\right)+k_{\mathrm{i}} / s$,依据 Bode 图中谐振峰出现在 1.24 Hz 处,确定系统带宽,通过多次调节控制器参数得到满足带宽和性能要求的控制器。其中 PID 控制器比例系数 $k_{\mathrm{p}}=30$,积分系数 $k_{\mathrm{i}}=7$,微分系数 $k_{\mathrm{d}}=0.3$,滤

波系数 $a=0.001$ 。

依据第 2 节 H_{∞} 控制器求解方法得到的 H_{∞} 控制器为

$$K(s)=\frac{3.41(s+115.5)\left(s^2+76.32 s+4986\right)}{\left(s+0.0715\right)\left(s^2+269.2 s+38899.46\right)} \quad(19)$$

根据解算的控制器,分别绘制出各个控制器下闭环 Bode 图,如图 6 所示。由图可知,本文 LPV 控制器相较于其他控制器而言有更高的带宽,可以保证在 CMG 快速机动时,控制信号能够完全传递到星体端而不衰减,在该频段之后,本文 LPV 控制器又有一个快速的衰减频段,提升了对高频信号的隔振效率,保证了星体机动到位后能够保持高稳定性。

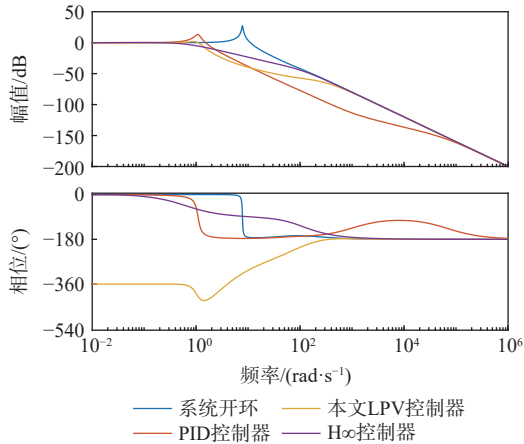


图 6 不同控制器的闭环 Bode 图

Fig. 6 Closed-loop Bode diagrams of different controllers

验证控制器动态性能,可以考虑时域响应结果。当外部输入端输入为不同信号时,PID、 H_{∞} 和本文 LPV 控制器的控制效果图如图 7~图 9 所示。

当输入为阶跃输入时,此时主要用来模拟快速机动后,姿态稳定状态的控制效果。

可知在 3 种控制器作用下,PID 控制的调节时间大于 H_{∞} 控制的调节时间,大于本文 LPV 控制的调节时间。因此,在本文 LPV 控制器作用下,卫星

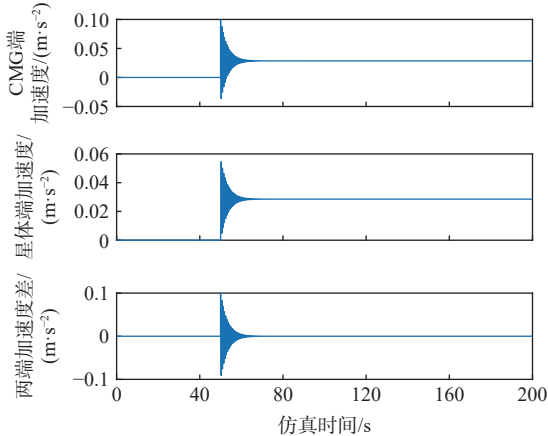


图 7 阶跃输入 PID 控制器

Fig. 7 PID controller of step input

快速机动后能够迅速进入稳态。

考虑高频干扰信号($f_c=25\text{ Hz}$)输入,此时主要模拟机动到位后隔振平台的隔振效果,验证星体稳定度,隔振效果如图 10 所示。

表 1 为不同控制器的隔振性能比较。可知,3 种控制器均对高频干扰能起到隔振作用,高频振

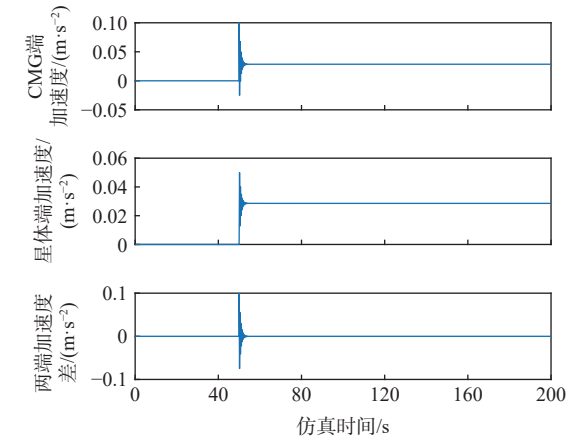


图 8 阶跃输入 H_∞ 控制器
Fig. 8 H_∞ controller of step input

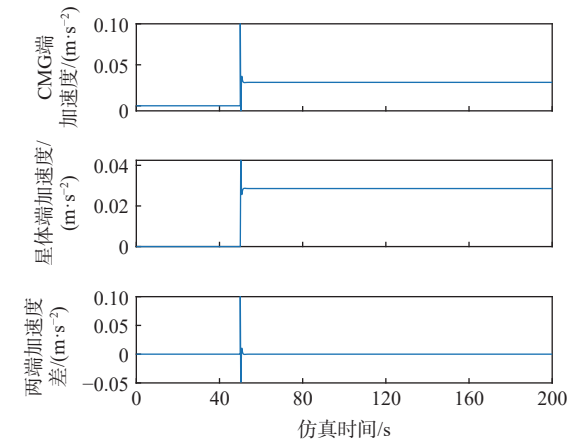


图 9 阶跃输入本文 LPV 控制器
Fig. 9 LPV controller of step input

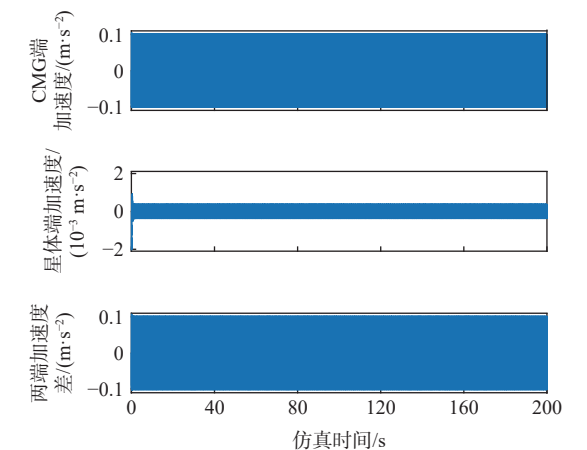


图 10 高频干扰($f_c=25\text{ Hz}$)输入本文 LPV 控制器
Fig. 10 LPV controller of high frequency interference ($f_c=25\text{ Hz}$) input

表 1 不同控制器的隔振性能比较				
Table 1 Comparison of vibration isolation performance with different controllers				
控制器类型 ($f_c=25\text{ Hz}$)	CMG端 加速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)	星体端加 速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)	稳态调节 时间/ t_s/s	振动衰 减率/ $\sigma/\%$
PID	0.100 4	0.000 18	9.360	99.82
H_∞	0.100 8	0.000 35	4.330	99.65
本文 LPV	0.100 9	0.000 36	2.448	99.64

动对星体端的干扰能抑制到 5‰以下,且本文 LPV 控制器进入稳态所需要的时间比 PID 和 H_∞ 控制器要短,有利于执行后续快速机动的工况。

因此,本文 LPV 控制器相较于 PID 控制器和 H_∞ 控制器,具有良好的参数适应性,能够实现预期的变带宽效果,也可以保证星体在快速机动情况下,主动隔振平台能够准确地将高频控制信号从 CMG 端传输到星体端;在机动到位后也能快速稳定,隔离高频信号的同时提升星体的姿态稳定度。

4 结 论

1) 通过极点配置的方法调整系统性能,利用凸分解方法确定了各个顶点处控制器与变参数的线性关系,最终得到以 CMG 外框架角转速为变参数的 LPV 鲁棒控制器。

2) 本文 LPV 控制器与 PID 和 H_∞ 控制器相比有着更好的动态性能和隔振效果,能够满足不同工况的系统性能。

本文采用的凸分解几何调度策略计算量相对较小,方法简单,也存在一定的保守性,如果要求更精确的方法可以采用系统广义距离调度策略或者高阶奇异值分解方法来确定变参数关系。

参考文献 (References)

[1] 张尧,张景瑞. 隔振平台对姿态控制系统影响分析及参数选择[J]. 宇航学报, 2013, 34(5): 657-664.
ZHANG Y, ZHANG J R. Analysis of influence of vibration isolation platform on attitude control system and its parameter selection[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(5): 657-664(in Chinese).

[2] 焦健. 柔性连接主动隔振平台的动力学建模与试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
JIAO J. Dynamic modeling and experimental research on active vibration isolation platform with flexible connection[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018 (in Chinese).

[3] 李文强. LPV 系统鲁棒变增益控制研究及其应用[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
LI W Q. Research and application of robust gain-scheduling based on LPV system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009 (in Chinese).

[4] APKARIAN P, GAHINET P. A convex characterization of gain-

- scheduled H_∞ controllers[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1995, 40(5): 853-864.
- [5] APKARIAN P, ADAMS R J. Advanced gain-scheduling techniques for uncertain systems[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1998, 6(1): 21-32.
- [6] 虞忠伟, 胡东, 陈辉堂. 基于 LPV 方法的机器人鲁棒 H_∞ 控制[C]//第十九届中国控制会议. 北京: 中国自动化学会控制理论专业委员会, 2000: 715-719.
- YU Z W, HU D, CHEN H T. Robust H_∞ control of robot based on LPV method[C]//Proceedings of the 19th Chinese Control Conference. Beijing: TCCT Press, 2000: 715-719(in Chinese).
- [7] 虞忠伟, 陈辉堂. 机器人多胞变增益输出反馈 H_∞ 控制[J]. 控制理论与应用, 2003, 20(6): 925-932.
- YU Z W, CHEN H T. Polytopic gain scheduling output feedback H_∞ control for robotic manipulators[J]. Control Theory & Applications, 2003, 20(6): 925-932(in Chinese).
- [8] 孙斌, 杨凌宇, 张晶. 基于高阶奇异值分解的 LPV 鲁棒控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1536-1542.
- SUN B, YANG L Y, ZHANG J. Robust LPV control design based on HOSVD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7): 1536-1542.
- [9] GAHINET P, APKARIAN P. A linear matrix inequality approach to H_∞ control[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1994, 4(4): 421-448.
- [10] 俞立. 鲁棒控制—线性矩阵不等式处理方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002: 20-40.
- YU L. Robust control linear matrix inequality processing method[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002: 20-40(in Chinese).
- [11] DE MARNEFFE B, AVRAAM M, DERAEMAEKER A, et al. Vibration isolation of precision payloads: A six-axis electromagnetic relaxation isolator[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 395-401.
- [12] CHILALI M, GAHINET P. H_∞ design with pole placement constraints: An LMI approach[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1996, 41(3): 358-367.
- [13] 胡艳梅. 线性参变系统的有限时间控制及其应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- HU Y M. Finite-time control for linear parameter-varying system and its application[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020 (in Chinese).
- [14] 乔盼盼. 一类 LPV 系统的最优控制数值解问题[D]. 大连: 大连理工大学, 2020.
- QIAO P P. Numerical solution of optimal control for a class of LPV systems[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020 (in Chinese).
- [15] 温暖, 刘正华, 祝令谱, 等. 非仿射参数依赖 LPV 模型的变体飞行器 H_∞ 控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(10): 2073-2080.
- WEN N, LIU Z H, ZHU L P, et al. H_∞ control for morphing aircraft via non-affine parameter dependent LPV model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(10): 2073-2080(in Chinese).

Design of robust controller for single outrigger of vibration active isolation platform based on LPV

TANG Yucong, ZHU Qinghua*, LIU Fucheng, CAO Heyang

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: When the control moment gyro (CMG) is used to achieve agile attitude maneuvering control, the mechanical CMG vibration should be effectively isolated after the maneuvering is in place to achieve high-stability attitude control, while the rapid response of the control output torque is ensured during the maneuvering. This paper presents a design of outrigger controller for CMG vibration isolation platform based on linear parameter varying (LPV), setting the angular velocity of the CMG outer frame as a variable parameter. A comparison with other active vibration isolation methods demonstrates better performance of the design in different mechanical transmission requirements for the vibration isolation platform during agile attitude maneuvering and after the maneuvering in place.

Keywords: control moment gyro; active vibration isolation; attitude maneuver; linear parameter varying; robust control