

超声电机驱动的 CMG 框架系统滑模控制*

梁柱林¹, 徐张凡², 鲁明¹, 潘松²

(1.北京控制工程研究所 北京,100190)

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

摘要 针对超声电机驱动的控制力矩陀螺框架伺服系统具有强非线性、参数摄动和多源扰动力矩等问题,在系统建模和分析的基础上,采用了一种混合积分滑模变结构控制器,在保证框架速度控制快速响应的同时,提高了系统在多源强耦合扰动力矩下的鲁棒性。针对滑模抖振问题,引入了一种滑模观测器补偿框架系统的多源扰动力矩,减小系统不确定项的影响,进而减小滑模切换增益,达到抑制抖振的目的。仿真和实验结果表明,提出的控制力矩陀螺框架速度控制策略可有效抑制滑模控制系统的抖振现象,在多源扰动力矩的影响下,框架系统具有较强的鲁棒性。

关键词 控制力矩陀螺;滑模控制;超声电机;框架控制
中图分类号 TP273

引言

控制力矩陀螺(control moment gyroscope,简称 CMG)是一种有效的角动量转换机构,具有力矩放大能力,在同等质量和体积下可以提供比飞轮高一个数量级的控制力矩^[1]。近年来,CMG 在很多航天任务中取得了成功应用,比如前苏联“和平”号空间站、美国“哈勃”太空望远镜和中国“天宫二号”等^[2-4]。

CMG 主要由高速转子系统、低速框架系统和基座组成,通过大惯量转子高速旋转获得角动量,框架转动改变转子系统的角动量矢量产生输出力矩^[5]。在 CMG 中,主要的运动部件有高速转子系统和低速框架系统。高速转子惯量较大,受干扰小,其速度波动较小;低速框架系统的转动惯量相对较小,速度较低,工况复杂,速度波动相对较大^[6-7]。同时,作为惯性执行机构,CMG 的框架速度精度直接影响其输出力矩,进而影响到航天器姿态控制的精度。因此,CMG 框架速度的高精度控制是航天器执行机构领域的研究热点^[8-11]。

传统的电磁电机驱动的 CMG 框架系统由于响应慢、定角锁定耗电以及体积和质量大,越来越无法满足现代空间载荷对航天器平台高敏捷、高精度的姿态控制需求^[12]。基于逆压电效应和摩擦传动实现电能和机械能转换的超声电机(ultrasonic motor,简称 USM),由于其具备响应快、断电自锁及功率密度

较大等优点,开始作为一种新型作动器被应用到 CMG 框架伺服系统中,尤其是微型 CMG 的研究中^[13-14]。

笔者对 USM 驱动 CMG 框架的高精度控制进行了相关研究,提出了一种高精度鲁棒控制器对高速转子产生的动态干扰力矩进行了有效抑制,并使用比例-积分-微分(proportion-integral-derivative,简称 PID)控制和模式推理控制相结合的控制算法,即使用 PID 控制器实现 CMG 框架高速段控制,使用模式推理控制器实现低速段控制的方法,进一步提高控制精度,减小系统的复杂度^[14-15]。考虑到 CMG 在轨运行的实际情况,框架伺服系统中存在变负载多模态的多源干扰力矩,如高速转子与低速框架的耦合力矩、星体转动产生的牵连力矩及不平衡力矩等,是影响 CMG 输出力矩精度的主要原因^[9],因此有必要将多源干扰引入系统模型以对其进行有效补偿,进一步提高系统的控制精度。

针对这一问题,笔者采用了一种指数趋近的混合积分滑模变结构控制器,该控制器在参数摄动、多源扰动及其他有上界不确定项因素的影响下,系统轨迹始终可收敛至滑模面,具备较好的鲁棒性。本研究还引入了一种滑模观测器补偿框架系统的多源扰动力矩,减小系统不确定项的影响,进而减小滑模切换增益,达到抑制抖振的目的。在此基础上,使用 Matlab/Simulink 仿真环境对控制效果进行了仿真,

* 北京市重点实验室开放基金资助项目(BZ0388201804)
收稿日期:2020-07-29;修回日期:2020-12-27

并搭建了测试样机对仿真结果进行了验证。

1 超声电机驱动的CMG框架系统

1.1 系统结构

一种超声电机驱动的控制力矩陀螺及中空超声电机如图1所示。图1(a)中,高速转子动量轮安装在框架上,动量轮由高速电机驱动,其转速固定为 Ω 。框架结构与超声电机内转子直接连接,由超声电机带动旋转。在框架旋转轴上安装有编码器,用于测量框架转动的速度,框架、超声电机与编码器均安装在底座上。

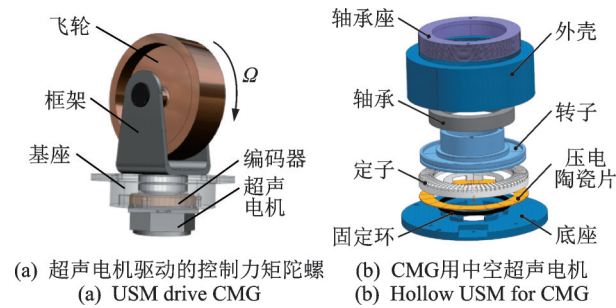


图1 一种超声电机驱动的控制力矩陀螺及中空超声电机
Fig.1 A control moment gyroscope driven by ultrasonic motor and hollow USM

本研究所使用的一种用于驱动CMG框架的中空超声电机如图1(b)所示。由磷青铜制作的电机定子通过固定环安装在底座上,压电陶瓷片(PZT-8)通过导电胶粘贴在电机定子底部。电机转子由调制铝制作而成,轴承安装于轴承座中,轴承座安装在电机外壳上。电机外壳通过螺钉与底座相连,并产生压力,压力通过轴承座与轴承传导到定转子之间。

1.2 框架系统模型

本研究超声电机采用调频驱动控制,USM驱动CMG转子动力学方程为

$$J\dot{\omega} + \delta\omega = T_d - T_r \quad (1)$$

其中: J 为超声电机驱动框架系统的转动惯量; δ 为阻尼系数; ω 为框架角速度; T_d 为超声电机驱动力矩; T_r 为CMG框架系统多源干扰力矩。

采用线性逼近方法^[14],USM驱动力矩可以表示为

$$T_d = f_0[\omega_{id} - \omega] \quad (2)$$

其中: f_0 为系统辨识参数; ω_{id} 为假设超声电机定子之间无相对滑动时的电机理想转速。

考虑定子振幅的死区,理想转速可以表示为

$$\omega_{id} = \begin{cases} (2\pi f)k \frac{h}{b^2} \sin(\varphi)(W - W_{TH}) & (W > W_{TH}) \\ 0 & (0 < W < W_{TH}) \end{cases} \quad (3)$$

其中: k, h, b 为与电机结构设计相关的参数; φ 为两项驱动电压的相位差,一般取为 $\pm\pi/2$; W_{TH} 为定子死区振幅。

综合式(1)~(3),令 $c_0 = 2\pi kh \sin(\varphi)/b^2$,可得USM驱动CMG框架的系统动力学模型为

$$\dot{\omega} = -\frac{f_0 + \delta}{J}\omega + \frac{f_0 c_0}{J}f - \frac{T_r}{J} \quad (4)$$

取 $a = -(f_0 + \delta)/J, b = f_0 c_0/J, \lambda = -1/J$,则

$$\dot{\omega} = a\omega + bf + \lambda T_r \quad (5)$$

CMG实际运行时受到挠性动态不确定阻尼、工况复杂多变和多源强耦合干扰的影响,考虑系统存在参数摄动等问题,构造如下模型

$$\dot{\omega} = (a + \Delta a)\omega + (b + \Delta b)f + \lambda T_r = a\omega + bf + (\Delta a\omega + \Delta b f + \lambda T_r) \quad (6)$$

其中: $\Delta a, \Delta b$ 为系统参数摄动量。

设 $d(t)$ 为框架系统的参数摄动和多源干扰及其他不确定扰动的综合项,则得

$$\dot{\omega}(t) = a\omega(t) + bf(t) + d(t) \quad (7)$$

其中: $|d(t)| = |\Delta a\omega + \Delta b f + \lambda T_r| \leq D$ 有上界。

1.3 多源干扰力矩模型

CMG框架系统在实际工作过程中会受到多源干扰力矩的影响,加上USM自身的强非线性特点,导致CMG框架存在强非线性、系统参数摄动及多源干扰等问题。文献[16]建立了无刷直流电机驱动的单框架控制力矩陀螺(single gimbal control moment gyroscope,简称SGCMG)框架的多源扰动力矩模型,超声电机驱动的CMG框架系统除了没有磁通畸变引起的力矩脉动扰动,多源干扰力矩与电磁电机驱动CMG框架系统的组成相同。

USM驱动CMG框架的多源干扰力矩可表示为

$$T_r = T_G(\theta, \omega, \omega_h, \omega_s) + T_m(\theta, \omega_h) + T_f(\theta, \omega) + T_g(\theta) \quad (8)$$

其中: T_G 为CMG在轨工作时,航天器自身转动、CMG高速转子转动以及CMG框架转动引起的陀螺效应在CMG框架轴上的陀螺力矩投影分量; T_m 为CMG高速转子静、动不平衡质量引起转子高速旋转时在框架轴上产生的不平衡振动力矩; T_f 为框

架轴摩擦干扰力矩; T_g 为由于重力效应产生的干扰力矩, CMG在轨工作时 T_g 会消失; θ 为 CMG 框架角度; ω_h, ω_s 分别为 CMG 高速转子转速、航天器自身转速。

2 控制器设计

超声电机驱动的控制力矩陀螺框架系统运行时存在系统强非线性、参数摄动及多源干扰等问题, 笔者依据滑模控制的强抗扰、对系统参数变化不敏感等特性, 引入了一种混合积分滑模控制器 (hybrid integral sliding mode controller, 简称 HISMIC) 策略。

2.1 混合积分滑模控制器及其稳定性分析

取框架系统的角速度误差为 $e = \omega_{\text{set}} - \omega$, 忽略对不确定项扰动、外部扰动等扰动综合项 $d(t)$ 的求导, 可得

$$\begin{cases} \dot{e} = -\dot{\omega} = -a\omega - bf - d \\ \ddot{e} = -\ddot{\omega} = -a\dot{\omega} - bu - d \end{cases} \quad (9)$$

其中: $u = \dot{f}$ 。

本研究提出的混合积分滑模切换函数为

$$s = \dot{e} + c_1 e + c_2 \int_0^t e dt \quad (10)$$

其中: c_1, c_2 为混合积分滑模控制器参数。

式(10)综合了线滑模面和积分滑模面的优点, 在系统轨迹距离平衡点较远时, 线性滑模控制使系统轨迹快速向滑模面滑动, 进入滑模模态后, 积分环节可消除静态误差以保证系统跟踪的准确性。由式(10)可得

$$\dot{s} = \ddot{e} + c_1 \dot{e} + c_2 e \quad (11)$$

取 $s = \dot{s} = 0$ 时, 则有

$$\ddot{e} + c_1 \dot{e} + c_2 e = 0 \quad (12)$$

由式(12)可知, 通过调整 c_1 和 c_2 的值, 可以使误差方程的极点位于左半平面, 从而使其解趋于 0, 即速度误差 $e(t)$ 收敛于 0, 从而保证系统的能控性。

取 Lyapunov 函数 $V = 0.5s^2$, 趋近律为指数趋近律, 保证系统响应的快速性。由 Lyapunov 稳定理论推导可知, 滑模控制器控制律可设计为

$$f = \frac{1}{b} \int u dt = \frac{1}{b} \int (-c_1 - a)\dot{\omega} + c_2 e + \varepsilon \operatorname{sgn}(s) + ks dt \quad (13)$$

其中: $\varepsilon > 0, k > 0$, 为趋近律参数。

当

$$\varepsilon \geq D \geq |\Delta a \omega(t) + \Delta b f(t) + \lambda T_r(t)| \quad (14)$$

则可保证 $\dot{V} \leq 0$ 。由 Lyapunov 稳定理论可知, 此时控制器可全局稳定。

综上, 在参数摄动、多源扰动及其他有上界不确定项因素的影响下, 系统轨迹始终可收敛至滑模面, 即系统具备较好的稳定性。考虑 CMG 工作时框架存在多源强耦合扰动力矩 T_r , 这将使控制器滑模切换增益过大, 导致系统轨迹进入滑模模态后激发抖振。为了抑制滑模系统的抖振现象, 提高系统的鲁棒性和控制精度, 引入一种滑模观测器补偿框架系统多源扰动力矩, 降低扰动综合项 $d(t)$ 的影响, 进而降低滑模切换增益, 达到抑制抖振的效果。

2.2 扰动滑模观测器及其稳定性分析

滑模观测器观测状态变量为 CMG 框架角速度 ω 和多源干扰力矩 T_r , 输入为框架角速度 ω 和 USM 驱动力矩 T_d , 输出为多源干扰力矩观测值。其中, CMG 框架系统多源干扰力矩相对于滑模控制器的控制周期为缓慢时变信号, 因此 T_r 的微分幅值很小, 可将其忽略^[10], 即 $\dot{T}_r = 0$ 。采用一种滑模观测器^[17], 构造增广状态空间模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{T}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\delta/J & -1/J \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega \\ T_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1/J \\ 0 \end{bmatrix} T_d \quad (15)$$

令 $e_\omega = \omega - \hat{\omega}$, 构造滑模观测器方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\omega}} \\ \dot{\hat{T}}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\delta/J & -1/J \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\omega} \\ \hat{T}_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1/J \\ 0 \end{bmatrix} T_d + \begin{bmatrix} 1 \\ p \end{bmatrix} f(e_\omega) \quad (16)$$

其中: $f(e_\omega)$ 为滑模控制律; p 为滑模观测器增益。

取滑模观测器的切换函数为

$$s_\omega = e_\omega + c_\omega \int_0^t e_\omega dt \quad (17)$$

其中: c_ω 为滑模面积分系数。

由式(17)可得

$$\dot{s}_\omega = \dot{e}_\omega + c_\omega e_\omega \quad (18)$$

取 $s_\omega = \dot{s}_\omega = 0$, 即系统稳定在平衡点时, 有 $e_\omega = \dot{e}_\omega = 0$ 。令 $e_T = T_r - \hat{T}_r$ 为多源干扰力矩观测误差, 综合式(15)~(18), 可推导出多源扰动力矩观测误差解为

$$e_T(t) = e^{pt/J} \quad (19)$$

当滑模观测器增益 $p < 0$ 时, 多源干扰力矩的观测误差能够收敛至 0, 滑模观测器若稳定, 既多源干扰力矩观测器能够完全跟踪实际值, 收敛速度与 p 值相关。

取 Lyapunov 函数 $V_2 = 0.5s_\omega^2$, 趋近律取为等速趋近律,使系统快速到达滑模状态。由 Lyapunov 稳定理论推导可知,观测器控制律可设计为

$$f(e_\omega) = (c_\omega - \delta/J)e_\omega + \epsilon_\omega \operatorname{sgn}(s_\omega) \quad (20)$$

其中: ϵ_ω 为等速趋近律切换系数。

当 $\epsilon_\omega = l_\epsilon |e_T|/J$, 且 $l_\epsilon > 1$ 时,可保证 $\dot{V}_2 = s_\omega \dot{s}_\omega < 0$, 即滑模观测器全局稳定。

当干扰力矩的观测误差比较大时,切换系数 ϵ_ω 也比较大,使系统轨迹加速向滑模面靠近;当轨迹接近滑模面后,切换系数 ϵ_ω 随干扰力矩观测误差的减小而减小,从而达到削弱观测值抖振的效果。

为了降低系统轨迹进入滑动模态后趋近律中的符号函数切换引起的高频抖振,引入饱和函数为

$$\operatorname{sat}(s) = \begin{cases} 1 & (s \geq \Phi) \\ s/\Phi & (|s| < \Phi) \\ -1 & (s \leq -\Phi) \end{cases} \quad (21)$$

引入扰动观测器前馈补偿框架系统的多源干扰力矩后,USM驱动的CMG框架系统滑模控制律为

$$f = \frac{1}{b} \int u dt = \frac{1}{b} \int (-c_1 + a)\dot{\omega} + c_2 e - \lambda \hat{T}_r + \epsilon \operatorname{sat}(s) + ks dt \quad (22)$$

此时滑模切换增益 $\epsilon \geq \tilde{D}$, 其中 $|d'(t)| = |\Delta a \omega(t) + \Delta b f(t) + \lambda(T_r(t) - \hat{T}_r(t))| \leq \tilde{D}$ 。由于观测器已补偿多源干扰中低频高赋值的干扰力矩项,因此有 $\tilde{D} < D$, 滑模切换增益减小,从而达到抑制抖振的目的。

3 仿真与实验

HISMIC滑模控制CMG框架系统框图如图2所示,在Matlab/Simulink中搭建系统仿真模型,微分方程数值解法使用四阶变步长龙格库塔法验证控制策略的有效性。

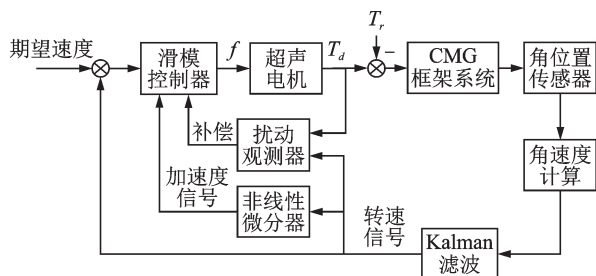


图2 HISMIC滑模控制CMG框架系统框图

Fig.2 HISMIC controller for CMG gimbal system

仿真所引入的多源干扰力矩及观测器输出扰动力矩观测值如图3所示,多源干扰力矩信号按频段分为低频部分的大幅值的耦合力矩、牵连力矩和摩擦力矩,以及高频部分的不平衡力矩。

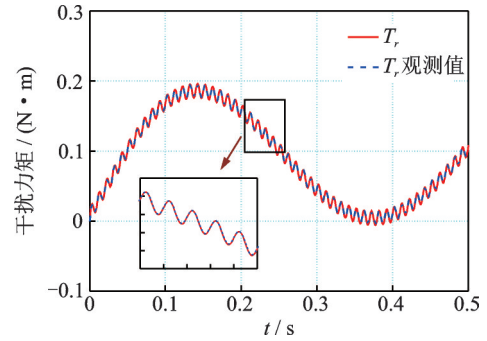


图3 多源干扰力矩

Fig.3 Multi-source disturbance

笔者采用了一种基于传统的多项式滑模控制器 (polynomial sliding mode controller, 简称 PSMC), 并将所设计的 HISMIC 控制器与 PSMC 控制器、PID 控制器的控制性能进行了仿真对比, 扰动力矩作用下阶跃响应对比如图4所示。相较于PID控制器单位阶跃响应上升时间0.35 s, 2种滑模控制器的上升时间明显减小, PSMC的上升时间为0.25 s, HISMIC的上升时间为0.2 s。由对比可得, 笔者提出的 HISMIC 控制策略具有较优的动态响应能力。进入稳态后, 传统的PID控制器对多源干扰起到了一定程度的抑制效果, 框架转速在0.941~1.055(°)/s之间波动, 波动幅值为5.5%。采用多项式滑模控制器 PSMC 后, 框架转速在0.960~1.042(°)/s间波动, 稳态性能较PID变好, 但仍有4.1%的幅值波动。对于本研究所采用的混合积分滑模控制器 HISMIC, 稳态波动进一步降低, 框架转速在0.985~1.015(°)/s之间波动, 波动幅值为1.5%。

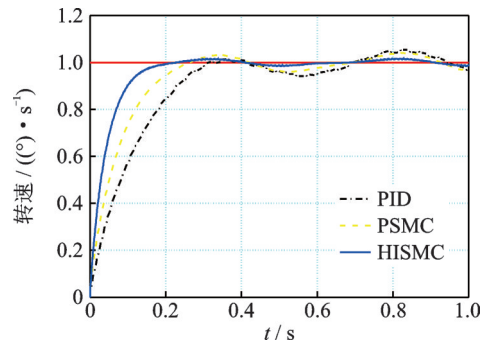


图4 扰动力矩作用下阶跃响应对比

Fig.4 Step response of at multi-source disturbance torque

总之,笔者所采用的混合积分滑模控制器具有较快的动态响应速度,并且对动态干扰具有良好的抑制效果,相较于传统PID控制器与传统多项式滑模控制器具有更优的控制效果。

基于滑模观测器引入补偿扰动力矩的HISMIC阶跃响应如图5所示。引入观测器补偿多源干扰力矩后,HISMIC控制器进一步抑制了多源扰动,框架转速稳态波动在 $0.996\sim 1.004(^{\circ})/s$ 之间,波动幅值降到了 0.4% ,比引入观测器前降低了近4倍。

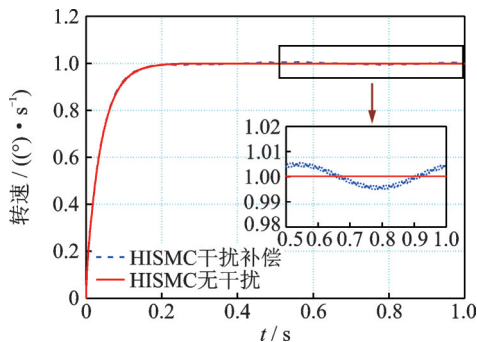


图5 基于滑模观测器补偿扰动力矩的HISMIC阶跃响应
Fig.5 HISMIC step response base on SMO to compensate disturbance torque

在仿真分析基础上,笔者将所采用的控制算法在32位嵌入式微控制器TMS320F28335上使用嵌入式C语言实现。该嵌入式微控制器的脉宽调制频率分辨率可达 6.67 ns ,可用于实现高精度调频控制。超声电机驱动的CMG样机及控制器如图6所示。笔者主要研究高速转子在稳定状况下框架速度变化时的速度控制情况,在实验中SGCMG的高速转子加速到恒定转速后保持稳速,然后进行框架速度的控制,控制中系统采样时间为 1 ms 。

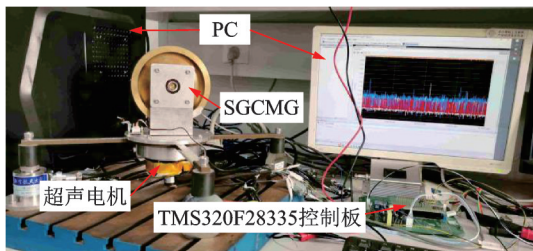


图6 超声电机驱动的CMG样机及控制器
Fig.6 CMG prototype and controller driven by USM

使用本研究所采用的HISMIC控制算法与PSMC算法在陀螺原型机上进行实验,控制效果对比如图7所示。图7(a)主要为上升时间的对比,使用HISMIC的框架速度上升时间为 0.4 s ,使用PSMC的框架速度上升时间为 0.42 s ,2组控制算法

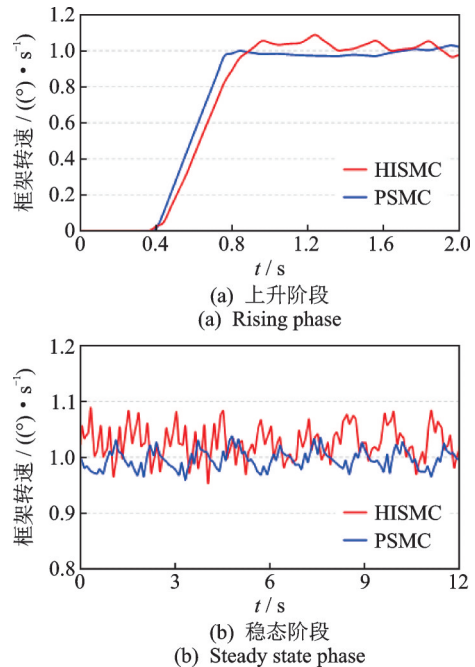


图7 HISMIC与PSMC控制效果对比

Fig.7 Comparison of control performance between the HISMIC controller and the PSMC controller

均具有较好的动态响应能力。在图7(b)中,使用PSMC的框架速度在 $0.96\sim 1.08(^{\circ})/s$ 之间波动,波动幅值为 $0.12(^{\circ})/s$,且系统存在 $0.02(^{\circ})/s$ 的静态误差;使用HISMIC的框架速度波动区间为 $0.98\sim 1.02(^{\circ})/s$,波动幅值为 $0.04(^{\circ})/s$,系统无静态误差。HISMIC算法相较于PSMC算法在稳速控制效果方面有明显提高,转速波动幅值下降 66% ,且消除了静态误差。

针对使用HISMIC控制算法,飞轮在不同转速工况下的控制性能如图8所示。图8(a,b,c)分别为高速动量轮停止、转速为 $2\text{ kr}/\text{min}$ 及转速为 $3\text{ kr}/\text{min}$ 时的控制曲线,其控制效果如图8(d)所示。由图可知,笔者所采用的滑模积分控制器均有明显的控制效果,当目标转速分别为 $1, 2, 5(^{\circ})/s$ 时,所提出的控制系统最大速度波动均为 5% 左右。

由图8(d)可知,随着飞轮转速的增加,多源干扰力矩的频率与幅值均发生变化,对所采用的控制系统产生了影响,但是控制效果相较于飞轮关闭时的控制效果下降较小。当目标转速为 $1(^{\circ})/s$ 时,速度波动从 1% 增加到 4.1% ,速度方差从 0.3×10^{-3} 增加到 0.9×10^{-3} ;当目标转速为 $2(^{\circ})/s$ 时,速度波动从 1.8% 增加到 5.8% ,速度方差从 0.7×10^{-3} 增加到 4.14×10^{-3} ;当目标转速为 $5(^{\circ})/s$ 时,速度波动从 4% 增加到 5.2% ,速度方差从 4.1×10^{-3} 增加到 5.8×10^{-3} 。本控制器有明显的抵抗多源干扰力矩

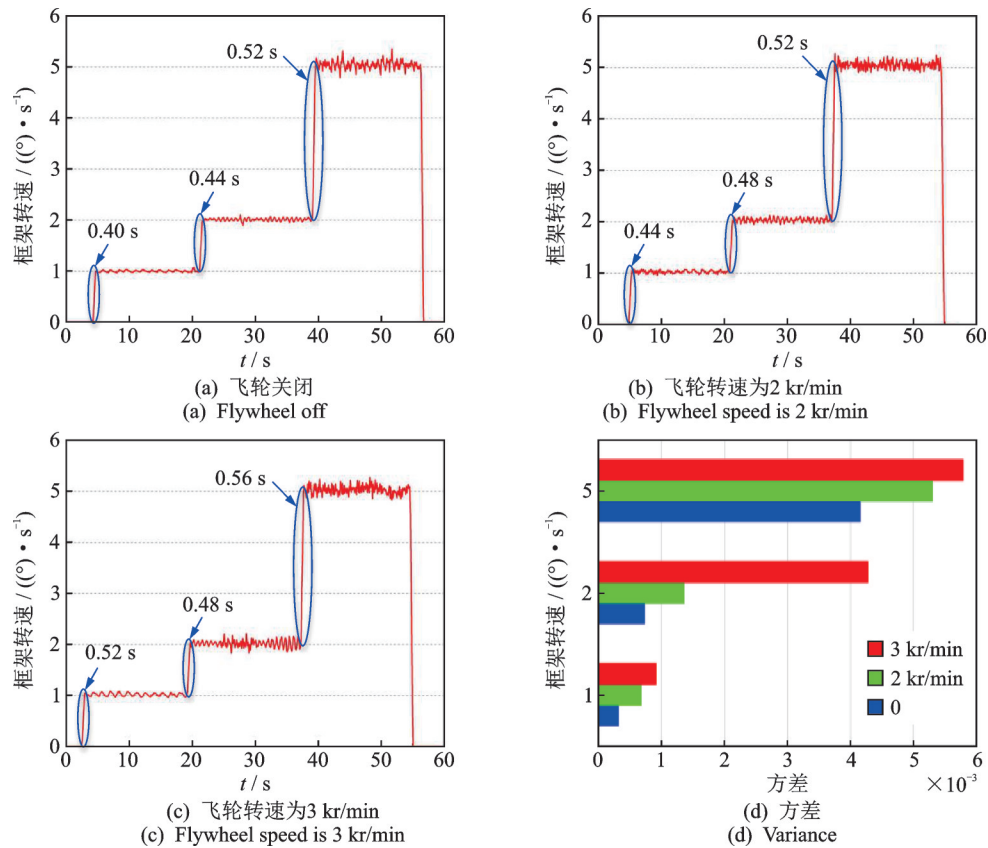


图 8 飞轮在不同转速工况下的 HISMIC 控制性能

Fig.8 HISMIC controller performance at different flywheel speeds

的控制效果。针对阶跃响应速度的动态指标,当飞轮转动后,框架阶跃响应上升时间略有增加,但增加幅度较小;当飞轮关闭时,平均上升时间为 0.453 s;当飞轮转速为 2 kr/min 时,平均上升时间为 0.48 s;当飞轮转速为 3 kr/min 时,平均上升时间为 0.52 s。控制器在干扰力矩作用下,仍具有良好的动态响应能力。

4 结 论

1) 在相同工况与相同目标转速下,HISMIC 控制器具有更优的动态响应性能,阶跃上升时间较 PSMC 提高了 5%,且速度稳定性有明显提高,速度波动幅值较 PSMC 减小了 2/3 以上。

2) 针对飞轮转速不同工况下,对于存在变负载多模态扰动的 CMG 框架系统,HISMIC 控制器具有较强的鲁棒性,对于干扰分量有较好的抑制效果。当 CMG 在飞轮转速为 3 kr/min、框架目标转速为 2 (°)/s 的状态下工作时,框架具有最大速度波动,其波动幅值为 5.8%。

3) 所提出的控制算法可以有效满足 USM 驱动的 CMG 框架伺服系统的需求,但是当飞轮转速与

框架目标转速均增加,陀螺效应增强且多源扰动力矩增大时,框架转速波动幅值上升较快。

参 考 文 献

[1] ROSE X, SGHEDONI M. Control moment gyroscopes (CMG's) and their application in future scientific missions [C]//Proceedings of the 3rd International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems. Netherlands:ESA, 1997:523-528.

[2] 吴忠, 吴宏鑫. “和平号”空间站 SGCMG 系统及其操纵[J]. 航天控制, 1999(2):1-5.
WU Zhong, WU Hongxin. The SGCMG system of the Mir Space Station and its operation[J]. Aerospace Control, 1999(2):1-5.(in Chinese)

[3] LIU F, GAO F, ZHANG W W, et al. The optimization design with minimum power for variable speed control moment gyroscopes with integrated power and attitude control[J]. Aerospace Ence and Technology, 2019, 88: 287-297.

[4] 王一琳. 天宫飞天的“定海神针”——记天宫二号控制力矩陀螺[J]. 中国航天, 2016(11):16-17.
WANG Yilin. The key stand of Tiangong-2 space station—Tiangong-2 control moment gyroscope[J]. Aero-

- space China, 2016(11):16-17.(in Chinese)
- [5] LAPPAS V J , STEYN W H , UNDERWOOD C I . Torque amplification of control moment gyros[J]. Electronics Letters, 2002, 38(15):837-839.
- [6] WANG H , HAN Q K , ZHOU D N . Output torque modeling of control moment gyros considering rolling element bearing induced disturbances [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 115:188-212.
- [7] WU D Y , XIE T , LU M , et al. Modeling and experimental study on the micro-vibration transmission of a control moment gyro[J]. IEEE Access, 2019, 7: 80633-80643.
- [8] 韩邦成, 杨莲慧, 李海涛. 动基座下 DGCMG 框架伺服系统干扰补偿控制[J]. 振动、测试与诊断, 2014, 34(4):686-692.
HAN Bangcheng, YANG Lianhui, LI Haitao. Disturbance compensation control of gimbal servo system for DGCMG used in spacecraft[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2014, 34(4):686-692. (in Chinese)
- [9] 刘宝玉, 金磊, 贾英宏. 大型控制力矩陀螺动力学精细建模与仿真[J]. 空间控制技术与应用, 2014(1): 21-26.
LIU Baoyu, JIN Lei, JIA Yinghong. Dynamic fine modeling and simulation of large-scale control moment gyro[J]. Aerospace Control and Application, 2014(1): 21-26.(in Chinese)
- [10] 鲁明, 张欣, 李耀华. SGCMG 框架伺服系统扰动力矩分析与控制[J]. 中国空间科学技术, 2013(1): 19-24,33.
LU Ming, ZHANG Xin, LI Yaohua. Analysis and control of disturbance torque in SGCMG gimbal servo system[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013(1):19-24,33.
- [11] 张激扬, 周大宁, 高亚楠. 控制力矩陀螺框架控制方法及框架转速测量方法[J]. 空间控制技术与应用, 2008(2):25-30.
ZHANG Jiyang, ZHOU Daning, GAO Yanan. Gimbal control technique and gimbal rate measurement method for the control moment gyro[J]. Aerospace Control and Application, 2008(2):25-30.(in Chinese)
- [12] LU M , WANG Y G , HU Y W , et al. Composite controller design for PMSM direct drive SGCMG gimbal servo system [C] // 2017 IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM). [S.l.]:IEEE, 2017.
- [13] ZHAO C S. Ultrasonic motors: technologies and applications[M]. Berlin:Springer-Verlag, 2011:21-22.
- [14] 潘松, 牛子杰. 超声电机驱动的 SGCMG 框架速度控制研究[J]. 电机与控制学报, 2019, 23(1):73-79,88.
PAN Song, NIU Zijie. Speed control of SGCMG driven by ultrasonic motor[J]. Electric Machines and Control, 2019, 23(1):73-79,88.(in Chinese)
- [15] PAN S , ZHANG J H , HUANG W Q . Robust controller design of SGCMG driven by hollow USM [J]. Microsystem Technologies, 2016, 22(4):741-746.
- [16] LU M , HU Y W , WANG Y G , et al. High precision control design for SGCMG gimbal servo system [C] // IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM). [S.l.]:IEEE, 2015.
- [17] 刘京, 李洪文, 邓永停. 基于新型趋近律和扰动观测器的永磁同步电机滑模控制[J]. 工程科学学报, 2017, 39(6):933-944.
LIU Jing, LI Hongwen, DENG Yongting. PMSM sliding-mode control based on novel reaching law and disturbance observer [J]. Chinese Journal of Engineering, 2017, 39(6):933-944. (in Chinese)



第一作者简介:梁柱林,男,1994年2月生,硕士生。主要研究方向为空间执行机构控制技术。

E-mail:lmuimg@hotmail.com