

文章编号: 1001-0920(2011)12-1872-05

星载光谱仪摆臂系统的变结构空间抗扰控制

施宇锋, 周纯杰, 秦元庆, 王永骥

(华中科技大学 控制科学与工程系, 武汉 430074)

摘要: 针对高精度星载光谱仪摆臂系统的空间微重力、微振动抗扰问题, 提出一种积分滑模变结构控制策略. 首先给出了空间微重力、微振动对摆臂系统的干扰模型; 然后, 根据系统对光程差速度的控制要求以及与电机角速度的非线性关系, 给出了积分滑模变结构控制的设计方法; 最后, 将所提出的控制方法与 PI 调节控制进行抗干扰对比仿真, 所得结果表明, 该方法能有效抑制空间微重力、微振动等引起的扰动, 保证系统的鲁棒性.

关键词: 摆臂系统; 微重力; 微振动; 积分滑模变结构控制

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Disturbance suppression for swing arm in spaceborne spectrograph via variable structure control

SHI Yu-feng, ZHOU Chun-jie, QIN Yuan-qing, WANG Yong-ji

(Department of Control Science and Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China. Correspondent: ZHOU Chun-jie, E-mail: cjiezhou@mail.hust.edu.cn)

Abstract: For the swing arm control of high precision spaceborne spectrograph, an integral sliding mode variable structure control (ISMVSC) is presented to deal with the disturbance problems of micro-gravity and micro-vibration. Firstly, the interference model of micro-gravity and micro-vibration on the swing arm is given. Then, according to the stability requirements of the optical path difference velocity (OPDV), the control method for the swing arm is designed based on the nonlinear relationship between the motor's angular velocity and its OPDV. Finally, the performance of disturbance suppression for the swing arm system is simulated. Compared with the conventional PI control method, the simulation results show that the proposed ISMVSC is effective for guaranteeing the system's robustness and inhibiting the disturbance introduced by the micro-gravity and micro-vibration in space.

Key words: swing arm system; micro-gravity; micro-vibration; integral sliding mode variable structure control

1 引言

基于迈克尔逊干涉原理的傅立叶变换光谱仪具有高通量、高光谱分辨率等特点, 在化学物质、光谱分析等方面的应用越来越广泛. 尤其是随着人类在空间探测领域的不断深入, 作为大气成分探测卫星重要部件的傅立叶变换光谱仪的研究受到越来越多的重视^[1-2]. 但是该类光谱仪动镜运动引起的光程差速度的稳定性对光谱信噪比和分辨率均有很大影响, 系统要求具有高精密的动镜驱动技术^[3-4]. 因此, 高精度的动镜控制技术一直都是该类光谱仪控制的难点, 尤其是基于旋转摆臂式光谱仪.

相比于地面工作环境, 应用于空间探测的星载光

谱仪的空间环境更为复杂. 首先, 空间微重力的影响与卫星自身的运动状态密切相关; 其次, 处于空间自由状态的星载系统受系统自身的微振动干扰更加突出^[5-6]. 因此, 微重力、微振动等不确定干扰作为星载光谱仪动镜高精度驱动的主要干扰源, 严重影响着光谱仪的分辨率.

滑模变结构控制利用高频切换, 迫使系统沿着设计的滑模面滑动, 从而针对系统的不确定因素或外部扰动实现非线性控制, 使得系统具有很强的稳定性、鲁棒性和抗干扰能力等特点, 在航天器控制领域获得了广泛应用. 朱良宽等人^[7]采用滑模控制与后步法对挠性航天器进行了姿态控制; 靳永强等人^[8]针对挠性航天器的姿态跟踪问题, 提出了一种含有挠性模

收稿日期: 2010-07-26; 修回日期: 2010-11-19.

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(60834002); 国家自然科学基金项目(61074145).

作者简介: 施宇锋(1981—), 男, 博士生, 从事星载运动控制与自动化装置的研究; 周纯杰(1965—), 男, 教授, 博士生导师, 从事工业通信与智能系统、星载运动控制与自动化装置等研究.

态观测器的滑模控制律; 胡庆雷等人^[9]则将时变滑模控制和主动振动补偿控制相结合, 有效地实现了挠性卫星的姿态机动控制. 目前在航天器控制方面的研究主要是针对挠性航天器固有振动模态的抗振姿态控制, 而对于卫星载荷设备抵抗来自挠性航天器的微振动干扰以及空间微重力影响方面的研究相对较少. 显然, 增强卫星载荷设备的抗扰性有助于提高该类设备的测量精度, 降低对航天器环境的要求.

本文针对采用基于迈克尔逊干涉原理的旋转摆臂设计的星载傅立叶光谱仪的运行环境, 在分析了空间环境微重力、微振动模型的基础上, 提出一种基于积分滑模变结构控制的空间环境抗扰控制策略. 该策略在常规滑模控制中引入积分变量, 利用饱和函数代替符号函数以降低系统抖动, 从而提高系统的跟踪精度和稳定度. 仿真结果表明, 该控制算法能有效地改善摆臂系统在空间环境干扰下的运行稳定性.

2 控制问题描述与空间干扰模型

星载光谱仪系统的结构如图1所示, 它主要由摆臂系统、参考激光系统和红外采样系统组成. 音圈电机带动摆臂旋转产生干涉, 经采样和傅立叶逆变换形成对应的光谱图^[10]. 由于采用弹性枢轴支撑结构, 系统摩擦力可忽略, 但是增加了与摆臂旋转角度成正比的负载力. 根据音圈电机的工作原理^[11], 带摆臂负载的音圈电机的电压方程和力矩方程分别为

$$E = L\dot{i} + Ri + K_T\omega, \quad (1)$$

$$J_\Sigma\dot{\omega} = K_Ti - k\theta. \quad (2)$$

其中: E 为电机两端电压, R 为电机内阻, L 为电机等效电感, i 为电机电流, J_m 为动圈转动惯量, ω 为电机角速度, K_T 为电机转矩常数, θ 为电机转过角度, k 为弹性枢轴的弹性系数, $J_\Sigma = J_m + J_r$ 为动圈转动惯量与摆臂负载的总转动惯量.

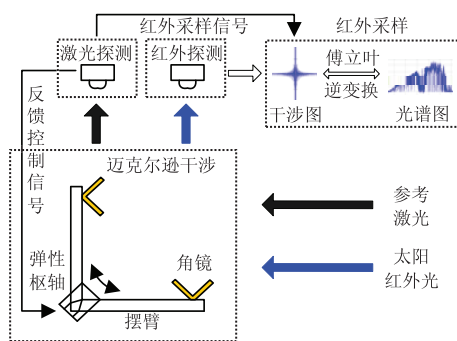


图 1 傅立叶变换光谱仪结构示意图

考虑系统受所处空间环境的影响, 鉴于空间微重力作用方向的不确定性, 假设带角镜的旋转摆臂的质心在角镜端(即摆臂末端), 与转轴相距为摆臂臂长 r ,

以此计算最大微重力干扰力矩. 微重力对旋转摆臂的干扰力矩为

$$T_{gi} = ma \times r \cos \theta_g. \quad (3)$$

其中: T_{gi} 为作用于摆臂的微重力力矩在摆臂运行平面上的投影值; m 为摆臂与角镜的质量和; a 为空间微重力加速度; θ_g 为微重力力矩与摆臂运行平面的夹角, 表征微重力作用方向的变化.

根据微重力力矩对摆臂的影响, 将其作为负载干扰力矩引入电机力矩平衡方程, 即

$$J_\Sigma\dot{\omega} = K_Ti - k\theta - T_{gi}. \quad (4)$$

根据常见的空间微振动特性^[12], 空间微振动引起的干扰力矩建模参见文献[13]的太阳翼热颤振模型. 本文采用的具体模型如下:

$$d(t) = \sum_{i=1}^k A_i \sin(\Omega_i t + \Phi_i). \quad (5)$$

其中: $d(t)$ 为微振动引起的扰动力矩, A_i 为不同频率分量的微振动振幅, Φ_i 为对应的不同频率分量的初始相位.

结合空间微振动模型及其对摆臂的影响, 将其作为负载干扰力矩引入式(2), 有

$$J_\Sigma\dot{\omega} = K_Ti - k\theta - d(t). \quad (6)$$

本文的空间抗扰研究主要是针对微重力、微振动引起的不确定量进行的电机抗扰控制设计.

3 积分滑模变结构控制器设计

针对系统对高稳定性光程差速度的需要, 摆臂系统的控制器采用速度-电流双闭环控制. 其中: 速度环采用积分滑模变结构控制, 电流环采用 PI 调节控制.

3.1 光程差速度与电机角速度的关系

根据光谱仪系统的光路设计, 摆臂旋转引起的光程差速度 v 与其旋转角速度 θ 和摆臂臂长 r 的关系为

$$\begin{cases} \omega = \frac{v}{8r \cos \theta} = \frac{v}{8r} \sec \theta, \\ \theta = \int_0^t \omega dt. \end{cases} \quad (7)$$

因此, 一定的光程差速度变化量 Δv 与其对应电机角速度变化量 $\Delta\omega$ 的关系为

$$\Delta\omega = \frac{\Delta v}{8r} \sec \theta = \frac{\Delta v}{8r} \lambda(t), \quad (8)$$

其中 $\lambda(t)$ 为时变因子. 因摆臂摆角有限(约为 $\pm 15^\circ$), 故 $\lambda(t)$ 有界.

3.2 积分滑模变结构控制设计

根据摆臂系统对光程差速度高精度控制的需要, 并结合音圈电机的动力学方程和实际系统光程差速度与电机角速度的非线性关系, 摆臂系统的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = \left(-\frac{k}{J_\Sigma} - \frac{\ddot{\lambda}(t)}{\lambda(t)}\right)x_1 - \\ \quad 2\frac{\dot{\lambda}(t)}{\lambda(t)}x_2 - \frac{K_T}{J_\Sigma}u + f(t). \end{cases} \quad (9)$$

其中

$$\begin{cases} u = \frac{8r}{\lambda(t)}\dot{i}, \\ f(t) = \frac{8rk}{J_\Sigma\lambda(t)}\omega_0 + \frac{8r}{\lambda(t)}\ddot{\omega}_0 + \frac{8r\dot{T}_f}{\lambda(t)}; \end{cases} \quad (10)$$

x_1, x_2 分别为光程差速度误差及其一阶导数; u 为速度环的输出, 对其积分作为电流环的输入; $f(t)$ 为摆臂系统的扰动; $\frac{8rk}{J_\Sigma\lambda(t)}\omega_0 + \frac{8r}{\lambda(t)}\ddot{\omega}_0$ 为由光程差速度和角速度的非线性引起的系统时变扰动, 其值有界; $8r\dot{T}_f/\lambda(t)$ 为由空间微重力、微振动环境引起的扰动, 其值有界。

选取如下积分滑模面:

$$\begin{cases} z = \int x_1 dt, \\ \sigma = c_1(k_1 z - x) + c_2 x_1 + x_2. \end{cases} \quad (11)$$

其中: z 为光程差速度误差的积分; x 为系统反馈的实际光程差速度; k_1 为积分增益; c_1, c_2 为常系数; σ 为含有误差积分的滑模切换函数。

设计如下滑模变结构控制律:

$$u = \frac{(c_1 k_1 - k/J_\Sigma)x_1 + (c_2 - c_1)x_2}{K_T/J_\Sigma} + u_{sw}. \quad (12)$$

其中 u_{sw} 是为了消除由系统时变参数或扰动带来的影响, 保证系统产生滑模运动而设计的, 即

$$u_{sw} = \phi_1(k_1 z - x) + \phi_2 x_1 + \phi_3 x_2 + \phi \text{sign}(\sigma). \quad (13)$$

定理 1 针对系统的状态方程(9), 如果选择合适的 ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3 和 ϕ 能保证该系统的滑模存在且可达, 则系统全局渐近稳定。

证明 对于系统(9), 定义 Lyapunov 函数为

$$V(t) = \frac{1}{2}\sigma^2. \quad (14)$$

对 $V(t)$ 沿状态轨迹求导, 得

$$\dot{V} = \sigma\dot{\sigma} = \sigma[c_1(k_1\dot{z} - \dot{x}) + c_2\dot{x}_1 + \dot{x}_2]. \quad (15)$$

根据系统光程差反馈速度和系统给定的光程差速度 x_0 (定常数) 以及光程差速度误差之间的关系 $x = x_0 - x_1$, 对其求导, 得

$$\dot{x} = \dot{x}_0 - \dot{x}_1 = -\dot{x}_1. \quad (16)$$

依据滑模存在、可达及其稳定性理论 $\sigma\dot{\sigma} < 0$, 将式(16)代入(15), 并结合(9), (11)和(12), 得

$$\phi_1 = \begin{cases} \alpha_1 > 0, & (k_1 z - z)\sigma > 0; \\ \beta_1 < 0, & (k_1 z - z)\sigma < 0; \end{cases}$$

$$\phi_2 = \begin{cases} \alpha_2 > -\frac{J_\Sigma \ddot{\lambda}(t)}{K_T \lambda(t)}, & x_1 \sigma > 0; \\ \beta_2 < -\frac{J_\Sigma \ddot{\lambda}(t)}{K_T \lambda(t)}, & x_1 \sigma < 0; \end{cases}$$

$$\phi_3 = \begin{cases} \alpha_3 > \frac{2J_\Sigma}{K_T} \left(c_1 - \frac{\dot{\lambda}(t)}{\lambda(t)}\right), & x_2 \sigma > 0; \\ \beta_3 < \frac{2J_\Sigma}{K_T} \left(c_1 - \frac{\dot{\lambda}(t)}{\lambda(t)}\right), & x_2 \sigma < 0; \end{cases}$$

$$\phi = \begin{cases} \alpha > \frac{J_\Sigma}{K_T} f(t), & \sigma > 0; \\ \beta < \frac{J_\Sigma}{K_T} f(t), & \sigma < 0. \end{cases} \quad (17)$$

其中 $\lambda(t)$ 是光程差速度与电机角速度之间的时变系数, 由式(8)定义. 因此有

$$\begin{cases} \dot{\lambda}(t) = \frac{\text{tg } \theta}{\cos \theta}, & \frac{\dot{\lambda}(t)}{\lambda(t)} = \text{tg } \theta; \\ \ddot{\lambda}(t) = \frac{1 + \sin^2 \theta}{\cos^3 \theta}, & \frac{\ddot{\lambda}(t)}{\lambda(t)} = \frac{1 + \sin^2 \theta}{\cos^2 \theta}. \end{cases} \quad (18)$$

由于摆臂在规定的 $\pm 15^\circ$ 范围内来回摆动, 由式(18)计算的参数有界. \square

为了削弱滑模切换带来的系统抖振, 这里采用饱和函数 $\text{sat}(\sigma/\epsilon)$ 代替符号函数. 其中 ϵ 为饱和函数的边界层厚度, 于是式(13)可改写为

$$u_{sw} = \phi_1(k_1 z - x) + \phi_2 x_1 + \phi_3 x_2 + \phi \text{sat}(\sigma/\epsilon). \quad (19)$$

4 仿真结果与分析

为验证本文控制器设计方案的有效性, 将文献[14]的空间微重力加速度水平值作最大化估计处理, 取为 $10^{-3}g_0$; 而对于微振动则根据文献[13]的参数, 在系统共振频率下随机选取一定的振动幅值, 以此在 Synopsys Saber 环境下对摆臂系统的空间抗扰性能进行仿真. 文中采用的实际摆臂系统主要参数见表 1.

表 1 摆臂系统主要参数

| 摆臂参数 | 参数值 |
|---|--------------------|
| 内阻 R/Ω | 5 |
| 电感 L/mH | 4.4 |
| 转矩常数 $K_T/(\text{N}\cdot\text{m}/\text{A})$ | 0.35 |
| 动圈转动惯量 $J_m/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$ | 9×10^{-5} |
| 负载转动惯量 $J_r/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$ | 0.018 2 |
| 摆臂臂长 r/m | 0.135 |
| 枢轴弹性系数 $k/(\text{N}\cdot\text{m}/\text{rad})$ | 1.67 |
| 摆臂及角镜总质量 m/kg | 1.35 |

4.1 微重力仿真

在式(3)计算的摆臂系统的微重力力矩值前提下, 通过输入不同频率的微重力干扰力矩(力矩幅值相同)进行控制器抗扰性能仿真, 确定系统的共振频率及其扰动大小。

图 2 分别为积分滑模变结构控制和 PI 调节控制下不同微重力频率变化引起的电机角速度变化曲线, 具体为 $\text{wrm}(\text{ISVC})$ 和 $\text{wrm}(\text{PI})$. 对比两者的仿真结果可知, 积分滑模变结构控制大约在 30 Hz 时引起的扰

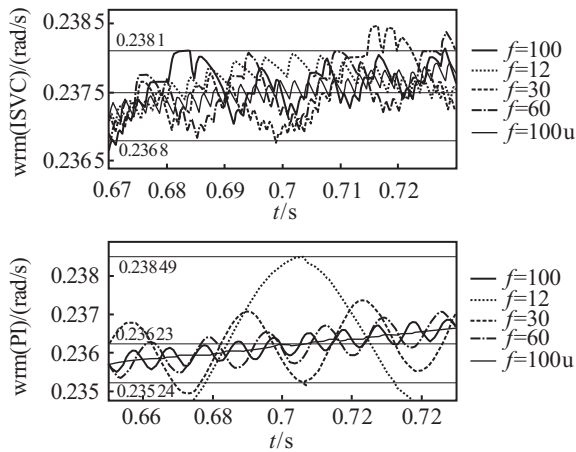
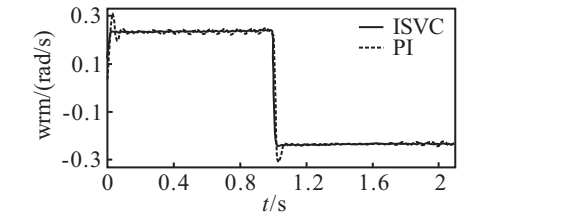
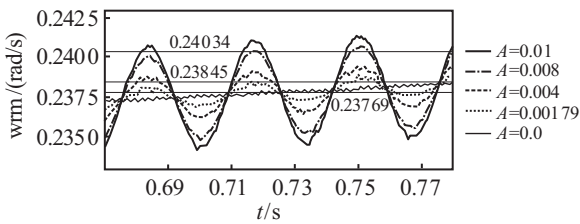
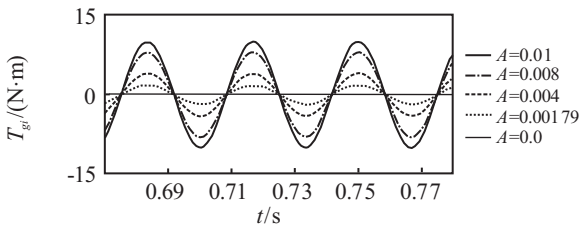


图 2 不同频率下的电机角速度对比

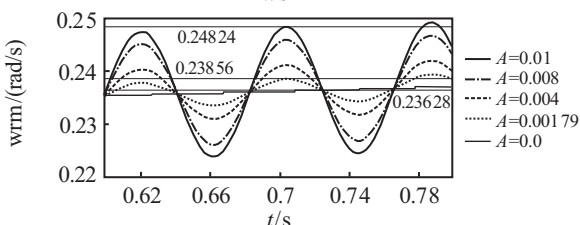
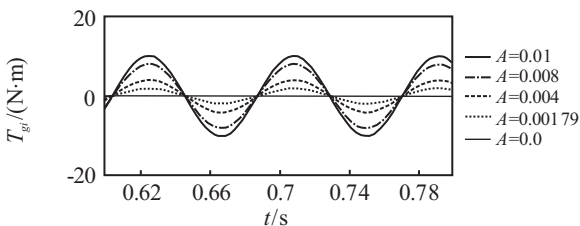
动最大(即共振), 而PI调节控制的共振频率约为 12 Hz. 两者在相同的微重力干扰力矩下 ($T_{gi} = 1.79 \times 10^{-3} \text{ N}\cdot\text{m}$), 0.7~0.71 s 时间区间内共振点的超调分别



(a) 两种控制律下的电机角速度对比



(b) 积分滑模变结构控制律



(c) PI调节控制律

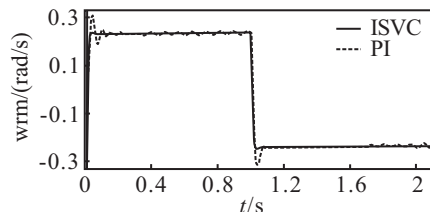
图 3 同微重力力矩幅值电机角速度对比

约为 0.3% 和 0.96%, 其中积分滑模变结构控制下的抗扰性能较为突出.

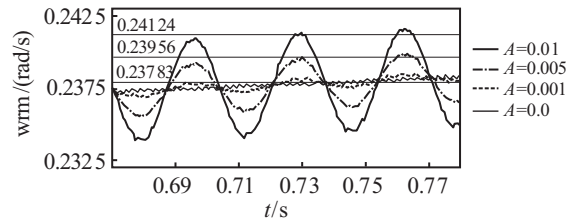
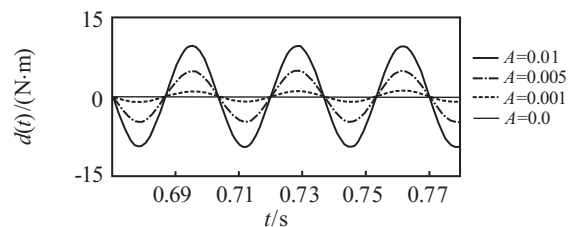
系统共振状态下, 两种控制算法对微重力的抗扰性能对比如图 3 所示, 其中 T_{gi} 为不同幅值的微重力干扰输入. 从图 3(a) 可知, 无论是系统起动性能, 还是对微重力干扰力矩的抑制, 积分滑模变结构控制都明显优于 PI 调节控制. 具体的局部性能对比如图 3(b) 和图 3(c) 所示. 图 3(b) 表明, 30 Hz 共振频率时, 滑模变结构控制在 0.008 N·m 干扰力矩影响下, 超调 1.1%; 图 3(c) 表明, 12 Hz 共振频率时, PI 调节控制在 0.001 79 N·m 干扰力矩影响下, 超调 0.96%. 对于 99% 的光程差速度稳定性要求而言, 滑模变结构控制能承受的最大微重力干扰力矩明显偏大.

4.2 微振动仿真

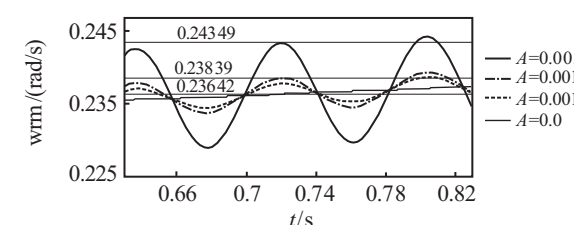
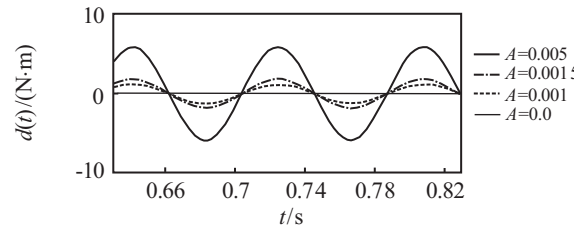
根据空间微振动特点, 在系统共振频率下对不同



(a) 两种控制律下的电机角速度对比



(b) 积分滑模变结构控制律



(c) PI调节控制律

图 4 系统共振状态, 不同微振动幅值电机角速度对比

振动幅值进行仿真并与 PI 调节性能进行对比分析。

图 4 给出了共振状态下, 积分滑模变结构控制和 PI 调节控制下微振动干扰引起的电机角速度扰动对比结果。在两种控制算法下抗扰性能的局部对比如图 4(b) 和 4(c) 所示, 其中 $d(t)$ 为不同幅值的微振动输入。从图 4(b) 可知, 对于 30 Hz 共振频率, 0.005 N·m 的微振动干扰输入, 积分滑模变结构控制下系统超调约为 0.7%。对比图 4(c), PI 调节控制下系统超调约为 0.8% 的扰动输入则是 12 Hz 共振频率以及 0.001 5 N·m 干扰幅值。根据图 4 的结果对比可以发现, 采用积分滑模变结构控制的摆臂系统对微振动的抗扰能力优势较为明显。

通过对比上述滑模变结构控制和 PI 调节控制对空间微重力、微振动的抗干扰仿真结果可知, 本文的滑模变结构控制对空间扰动力矩具有较好的抑制能力。

5 结 论

针对基于迈克尔逊干涉原理的星载傅立叶变换光谱仪空间应用的抗扰问题, 本文在对空间微重力、微振动抽象成负载扰动力矩的基础上, 提出了一种积分滑模变结构控制的抗扰控制方法。根据系统对光程差速度稳定性的要求, 建立以光程差速度误差为状态变量的系统状态方程。在系统滑模面设计中引入积分量, 利用积分滑模控制提高系统对外界扰动的抗扰性, 降低系统的稳态跟踪误差。与 PI 调节控制仿真相比, 积分滑模变结构控制的动态响应更快, 对空间扰动量的控制裕度更大, 具有很好的系统鲁棒性。

参考文献(References)

- [1] Balashov A A, Vagin V A, Viskovatykh A V, et al. An AF-1 analytical Fourier-transform spectrometer for a wide field of applications[J]. *Instruments and Experimental Techniques*, 2003, 46(2): 219-221.
- [2] Yoshida J, Kawashima T, Ishida J, et al. Prelaunch performance test results of TANSO-FTS and CAI on GOSAT[C]. *Proc of the SPIE—The Int Society for Optical Engineering*. Bellingham: SPIE, 2008: 708214-1-708214-9.
- [3] Vaughan A H. Imaging Michelson spectrometer for Hubble space telescope[C]. *Proc of the SPIE—The Int Society for Optical Engineering*. Bellingham: SPIE, 1989: 2-14.
- [4] Junttila M L, Kauppinen J, Ikonen E. Performance limits of stationary Fourier spectrometers[J]. *J of the Optical Society of America A: Optics and Image Science*, 1991, 8(9): 1457-1462.
- [5] Stark H R, Stavrinidis C. ESA microgravity and microdynamics activities — An overview[J]. *Acta Astronautica*, 1994, 34: 205-221.
- [6] Aglietti G S, Stoustrup J, Rogers E, et al. LTR control methodologies for microvibrations[C]. *Proc of the 1998 IEEE Int Conf on Control Applications*. New York: IEEE Press, 1998: 624-628.
- [7] 朱良宽, 马广富, 胡庆雷. 扰性航天器鲁棒后步滑模姿态跟踪及主动振动控制[J]. *控制与决策*, 2008, 23(5): 530-534.
(Zhu L K, Ma G F, Hu Q L. Active vibration control and attitude tracking of flexible spacecraft via robust backstepping sliding mode technique[J]. *Control and Decision*, 2008, 23(5): 530-534.)
- [8] 靳永强, 刘向东, 侯朝楨. 含有参数不确定性的挠性航天器姿态跟踪滑模控制[J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(3): 299-304.
(Jin Y Q, Liu X D, Hou C Z. Sliding-mode attitude tracking control for a flexible spacecraft with parametric uncertainty[J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(3): 299-304.)
- [9] 胡庆雷, 马广富, 姜野, 等. 三轴稳定挠性卫星姿态机动时变滑模变结构和主动振动控制[J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(2): 122-126.
(Hu Q L, Ma G F, Jiang Y, et al. Variable structure control with time-varying sliding mode and vibration control for flexible satellite[J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(2): 122-126.)
- [10] Comolli L, Saggini B. Evaluation of the sensitivity to mechanical vibrations of an IR Fourier spectrometer[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2005, 76(12): 123112-1-123112-8.
- [11] Morcos A C. Latest developments in voice coil actuators[J]. *Power Transmission Design*, 1995, 37(10): 67-71.
- [12] Bely P Y, Lupie O L, Hershey J L. The line-of-sight jitter of the Hubble Space Telescope[C]. *Proc of SPIE—The Int Society for Optical Engineering*. Bellingham: SPIE, 1993: 55-61.
- [13] 张振华, 杨雷, 庞世伟. 高精度航天器微振动力学环境分析[J]. *航天器环境工程*, 2009, 26(6): 528-534.
(Zhang Z H, Yang L, Pang S W. Jitter environment analysis for micro-precision spacecraft[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2009, 26(6): 528-534.)
- [14] Richard D, Kenneth H, Kevin M, et al. Microgravity acceleration environment of the int space station[C]. *Conf and Exhibit on Int Space Station Utilization*. Reston: AIAA, 2001: 15-18.