

8-3-2020

## Attitude Control of Three-axis flexible Satellite Based on Active-disturbance-rejection Sliding Mode Method

Yunjie Wu

*1. Beihang University State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing 100191, China; ;2. Beihang University School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing 100191, China; ;3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China;*

Li Chen

*1. Beihang University State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing 100191, China; ;2. Beihang University School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing 100191, China; ;3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China;*

Ma Zheng

*1. Beihang University State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing 100191, China; ;2. Beihang University School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing 100191, China; ;3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

## Attitude Control of Three-axis flexible Satellite Based on Active-disturbance-rejection Sliding Mode Method

### Abstract

**Abstract:** By using Kane method, a mathematical model with CMGs as actuators was built for *the three-axis satellite with flexible appendages*. An *active-disturbance-rejection sliding mode* controller was designed for the demand about quickness and stability in attitude control. This controller observed the disturbance by expanded state observer, and compensated the output. The slide mode method in the controller made the system quick and stable. The simulation experiments show that the controller could *control* the attitude of three-axis satellite efficiently and weaken the vibration of *flexible* solar panel. The active-disturbance-rejection sliding mode controller shows the merits of both active-disturbance-rejection method and sliding mode method. It is better in the quickness than traditional PID and sliding mode controllers. It would be valuable to be applied in the attitude control of satellite.

### Keywords

three-axis satellite, flexible appendage, active-disturbance-rejection control, sliding mode

### Recommended Citation

Wu Yunjie, Li Chen, Ma Zheng. Attitude Control of Three-axis flexible Satellite Based on Active-disturbance-rejection Sliding Mode Method[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(8): 1831-1837.

# 基于自抗扰滑模的三轴挠性卫星姿态控制

吴云洁<sup>1,2,3</sup>, 李琛<sup>1,2,3</sup>, 马征<sup>1,2,3</sup>

(1.北京航空航天大学虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100191;  
2.北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 3.飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

**摘要:** 针对带挠性附件三轴卫星姿态控制, 用 Kane 方法对以 CMGs 作为执行机构的三轴卫星进行数学建模; 根据快速性和精确性上的需要, 设计了自抗扰滑模变结构控制器, 通过扩张状态观测器对干扰进行补偿, 通过滑模变结构控制保证快速性和稳定性, 将两种控制方法进行有机结合。仿真实验结果表明自抗扰滑模控制能够抑制挠性太阳能帆板振动, 对卫星姿态进行有效控制。自抗扰滑模变结构控制集合了两种控制方法的优点, 快速性上优于传统 PID 控制和滑模变结构控制, 具有很大的运用价值。

**关键词:** 三轴卫星; 挠性附件; 自抗扰控制; 滑模变结构

中图分类号: TP391.9A 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2015) 08-1831-07

## Attitude Control of Three-axis flexible Satellite Based on Active-disturbance-rejection Sliding Mode Method

Wu Yunjie<sup>1,2,3</sup>, Li Chen<sup>1,2,3</sup>, Ma Zheng<sup>1,2,3</sup>

(1.Beihang University State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing 100191, China;  
2.Beihang University School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing 100191, China;  
3.Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China)

**Abstract:** By using Kane method, a mathematical model with CMGs as actuators was built for the three-axis satellite with flexible appendages. An active-disturbance-rejection sliding mode controller was designed for the demand about quickness and stability in attitude control. This controller observed the disturbance by expanded state observer, and compensated the output. The slide mode method in the controller made the system quick and stable. The simulation experiments show that the controller could control the attitude of three-axis satellite efficiently and weaken the vibration of flexible solar panel. The active-disturbance-rejection sliding mode controller shows the merits of both active-disturbance-rejection method and sliding mode method. It is better in the quickness than traditional PID and sliding mode controllers. It would be valuable to be applied in the attitude control of satellite.

**Keywords:** three-axis satellite; flexible appendage; active-disturbance-rejection control; sliding mode

## 引言

随着空间科学技术的快速发展, 人造地球卫星的运用范围也变得愈加广泛。为了能够更好地使用

卫星, 延长卫星寿命, 完成工作任务, 人们在卫星上加上许多挠性附件, 诸如太阳能电池帆板、挠性天线等。但挠性附件由于结构大, 质量轻, 刚度小, 其振动往往与卫星控制系统发生耦合<sup>[1]</sup>, 影响卫星姿态。而卫星由于任务需要, 常常需要高精度的姿态控制, 确保其指向的准确性。因此, 在建立卫星动力学模型, 设计控制器时, 必须将挠性附件所产生的影响列入考虑的范围。



收稿日期: 2015-04-29 修回日期: 2015-07-02;  
基金项目: 国家自然科学基金(91216304);  
作者简介: 吴云洁(1969-), 女, 河北保定, 教授, 博导, 研究方向为飞行器制导与控制、复杂系统建模/验模/仿真、半物理仿真系统研制/集成、智能控制理论等; 李琛(1992-), 男, 福建诏安, 硕士, 研究方向为导航制导与控制。

<http://www.china-simulation.com>

• 1831 •

尽管目前的卫星多种多样,运用领域涵盖了国防,科研,民用,商用等方面,并且根据任务不同携带相机,望远镜等设备,但卫星的控制,还是以其轨道控制和自身三轴姿态控制为基础。卫星轨道控制包括卫星入轨控制,卫星变轨控制等,目的在于卫星处于合适的轨道,为卫星完成自身任务提供良好的轨道平台。卫星姿态控制是卫星在轨后,为完成特定任务,根据指令或自身程序的期望,调整自身姿态以满足任务对卫星姿态的要求。对带挠性附件卫星三轴姿态的精确快速控制,是带挠性附件卫星完成任务,实现特定功能的前提条件之一。

目前卫星姿态控制方法以 PID 控制和滑模变结构控制为主, PID 控制器由于其简单有效,具有广泛适用性,在成功发送的卫星中,不乏使用 PID 控制方法的卫星;滑模变结构控制器有着对系统参数摄动的不变性,其优秀的鲁棒性使其在多种项目中得到运用。但由于挠性附件的影响,要求控制器必须具有鲁棒性和非线性问题处理能力<sup>[2]</sup>,目前所使用的 PID 控制方法和滑模变结构控制方法的稳定性,精确性和快速性都仍需提高,以满足卫星高精度控制的需要。

本文针对带挠性附件的三轴卫星,建立了将挠性附件影响加入考虑的系统模型。卫星的动力学模型参数基于某具体尺寸的卫星,并以控制力矩陀螺(CMGs)作为执行机构。该模型主要挠性附件为挠性太阳能帆板,在控制器设计时虽然不对太阳能帆板进行直接控制,但要求控制器必须使太阳能帆板振动收敛。在本文中,由于主要考虑三轴姿态控制,因此,假设太阳能帆板已经被有效控制,将挠性附件模型简化,将其反作用力作为干扰,探究了自抗扰变结构控制器的设计,并将其仿真结果与 PID 和滑模控制结果进行了比较。

## 1 卫星姿态模型

为了设计三轴卫星姿态控制器,需要建立三轴卫星姿态模型。在对某型卫星进行必要的简化后,其模型主要包括控制器,执行机构,动力学模型和

姿态确定系统四个部分。模型结构如图 1 所示。

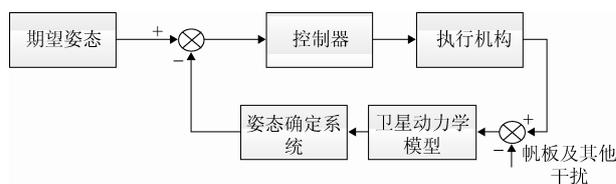


图 1 卫星整体模型

在本项目中,卫星的期望姿态由外界指令给入,而所设计的控制器任务就是将卫星的姿态控制至所给的期望姿态上。使用控制力矩陀螺(CMGs)作为执行机构,避免飞轮作为执行机构时加速度饱和值和速度饱和值导致执行机构失灵。动力学模型包含了卫星本身姿态动力学方程和太阳能帆板以及环境所给入的干扰。而姿态确定系统则由测速精度高的陀螺测速仪和姿态信息测量精度高的星敏感器组成。

### 1.1 卫星系统结构

项目卫星主要由卫星本体和太阳能帆板组成。卫星进入轨道之后,卫星本体两侧太阳能帆板展开,并相对于卫星本体做俯仰转动。卫星内部采用控制力矩陀螺(CMGs)作为执行机构控制卫星姿态。

### 1.2 卫星运动学方程

项目控制卫星三轴姿态,其三轴角速度与姿态角速度之间的关系式如下:

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \cos \theta - \dot{\psi} \cos \varphi \sin \theta - \\ \omega_0 (\sin \psi \cos \theta + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi) \\ \theta + \psi \sin \varphi - \omega_0 \cos \psi \cos \varphi \\ \dot{\varphi} \sin \theta - \dot{\psi} \cos \varphi \cos \theta - \\ \omega_0 (\sin \varphi \cos \theta \cos \psi + \sin \theta \sin \psi) \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中:  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  为三轴角速度;  $\omega_0$  为轨道角速度;  $\varphi, \theta, \psi$  为姿态角。

卫星运动学方程建立了三轴角速度与姿态角的关系,使得控制器可以接受期望姿态数据进行合理控制。

### 1.3 卫星动力学模型

#### 1.3.1 建立卫星动力学模型

为了描述系统运动, 分别引入惯性坐标系, 轨道坐标系, 卫星本体坐标系, 柔性部件体坐标系;

惯性坐标系选取地球中心为原点,  $z$  轴指向北极,  $x$  轴指向春分点, 按右手系建立坐标系;

轨道坐标系选取卫星系统质心为原点,  $z$  轴指向地心,  $y$  轴指向轨道负法线方向, 按右手系规则建立坐标系;

卫星本体坐标系选取卫星本体上任意一点为原点, 将坐标系固连于卫星上。当三个姿态角均为 0 时, 卫星本体坐标系各轴指向与轨道坐标系上各轴指向一致。

柔性部件体坐标系选取柔性部件与卫星本体连接处的质量单元为原点, 其坐标系固连于柔性部件上。

在这些坐标系基础上, 为了建立卫星动力学模型, 可以采用 Newton-Euler 法, Lagrange 法, Hamilton 法以及 Kane 法等。Newton-Euler 法和 Lagrange 法在系统复杂的时候, 其建模过程复杂。Hamilton 法得到的模型常为偏微分方程形式, 系统复杂时边界条件苛刻, 求解困难。因此, 本项目采用 Kane 方法, 通过定义广义主动力和广义惯性力建立广义坐标系, 避免了复杂的对动能二次求导的过程, 同时又可得到“最小方程数”。

通过上述坐标系, 得到各广义加速度矢量和各阶偏速度向量, 对经过简化的挠性附件模型的干扰力矩进行假设, 通过 Kane 方程<sup>[3]</sup>, 得到动力学方程如下:

$$M\dot{u} = F_c + F_{df} + F_{dt} - Q \quad (2)$$

其中:  $M$  为系统质量阵;  $u$  为广义速度,  $u = [v^T \ \omega^T]^T$ ;  $F_{df}$  为太阳帆板转动给系统带来的干扰力矩;  $Q$  为与系统广义速度相关的系统非线性耦合力;  $F_{dt}$  为系统的其他干扰力矩, (包括卫星变轨或其他活动引起的干扰力矩, 环境的干扰力矩等)。

#### 1.3.2 简化卫星动力学模型

由于本文只涉及卫星姿态的控制, 不涉及卫星平动, 因此可以将 1.3.1 中所得动力学方程(2)进行简化, 方便控制器设计; 同时, 利用 1.2 中运动学方程(1), 将广义速度中的三轴角速度转化为姿态角速度, 最终方程为:

$$M\ddot{q} + MC_r\dot{q} = F_c + F_d - Q \quad (3)$$

为三轴卫星的二阶微分方程形式的模型。

其中:  $q = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ ,  $F_d = F_{df} + F_{dt}$ ,

$$C_r = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\omega_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \omega_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}。M, F_{df}, Q \text{ 和 } F_{dt} \text{ 与前式相同。}$$

### 1.4 执行机构

本项目使用控制力矩陀螺(CMGs)作为执行机构<sup>[4]</sup>。为了输出力矩平滑, 准确而尽量简便, 本项目采用金字塔构型的控制力矩陀螺安装模式。

控制力矩陀螺通过改变角动量方向对外输出力矩, 结构如图 2 所示。

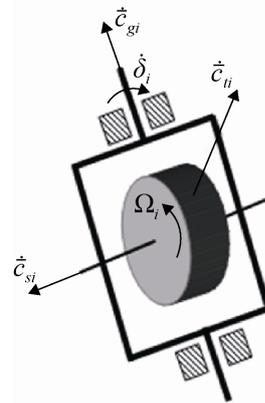


图 2 控制力矩陀螺结构

控制力矩陀螺由可以绕固定的轴转动的框架和固定在框架上的转子构成。当框架绕着固定轴转动时, 将改变转子角动量的方向。此时控制力矩的总角动量会被改变, 进而产生控制输出力矩。

输出的控制力矩  $T_c$  为:  $T_c = -h_r A_t \dot{\delta}$

$h_r$  为常值, 表示陀螺的角动量;

$A_s = [c_{s1} \ c_{s2} \ \dots \ c_{sN}]$ , 为 CMGs 的转子转

速方向矩阵:

$A_i = [c_{i1} \quad c_{i2} \quad \cdots \quad c_{iN}]$  为 CMGs 的横向方向矩阵;

$$\text{其中, } \begin{cases} c_{si} = c_{si0} \cos \delta_i + c_{ii0} \sin \delta_i \\ c_{ii} = c_{ii0} \cos \delta_i - c_{si0} \sin \delta_i \end{cases}$$

$\delta_i$  表示第  $i$  个控制力矩陀螺框架的转角。

## 1.5 卫星姿态确定系统

为了获得卫星的姿态信息,需要建立卫星姿态确定系统。卫星姿态确定系统可以认为是由传感器作为硬件,姿态确定算法作为软件构成的。

传感器指对卫星姿态和速度信息进行测量的敏感器件,在本项目中包括可以高精度测速的陀螺测速仪和可以精确测量姿态信息的星敏感器。陀螺测速仪测量卫星三轴在惯性系下的三轴角速度,星敏感器测量卫星相对于惯性系下的卫星姿态。在建模时,需要模拟其测量误差。

陀螺测速仪由法国物理学家 J.Foucault 与 1850 年发明,经历了一百六十多年的发展,在精度,稳定性,可靠性上均有了长远的发展。陀螺测速仪由于不依赖于外界信息,因此,在其他传感器发生故障失灵后,仍可通过陀螺测速仪积分得到卫星姿态信息。建立陀螺测速仪数学模型如下:

$$g(t) = \omega(t) + b(t) + d(t) + n(t) \quad (4)$$

其中:  $g(t)$  为陀螺输出的测量值;  $\omega(t)$  为三轴星体角速度沿本体坐标系的分量;  $b(t)$  为常值漂移;  $d(t)$  为相关漂移;  $n(t)$  为测量白噪声。

星敏感器通过恒星为参考,姿态测量精度可达角秒级,并且其使用不受时间和磁场的影响。星敏感器通过同时观测两颗以上恒星,将其散焦于相邻几个 CCD 像元,从而确定卫星在惯性系下的姿态,由于星敏感器可编程,通过对其误差进行标定,在输出时补偿,可以认为其模型如下:

$$\begin{bmatrix} \varphi_H \\ \theta_H \\ \psi_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi + \Delta\varphi \\ \theta + \Delta\theta \\ \psi + \Delta\psi \end{bmatrix}$$

在本项目中,姿态确定算法主要利用卡尔曼滤波的方法,对传感器的测量信号进行处理。卡尔曼

滤波由 Kalman 于 1960 年提出,是一种线性最小方差估计法。卡尔曼滤波器将系统状态方程和测量方程在状态量的先验概率分布的一阶参数作泰勒展开得到线性化方程,从而得到近似解。

本项目采用扩展卡尔曼滤波,通过线性化和离散化后,用最优状态进行估计,从而实现滤波。由于空间干扰力矩的作用,三轴稳定的卫星姿态动态漂移角速率远大于自旋航天器。通过非线性系统扩展卡尔曼滤波,可以有效估计各种误差,从而提高姿态确定精度。

## 2 姿态控制器设计

本项目采用自抗扰滑模变结构控制器对卫星三轴姿态进行控制。滑模变结构控制算法简单,鲁棒性好,可靠性高,对系统参数摄动具有不变性,被广泛运用于运动控制中<sup>[4]</sup>。而自抗扰控制则可以利用扩张状态观测器实时观测扰动,提高反馈控制的鲁棒性和稳定性<sup>[5]</sup>。自抗扰滑模通过在自抗扰控制中使用滑膜变结构切换律控制思想,将自抗扰控制的抗扰能力与滑模变结构的快速响应及稳定性有效结合<sup>[6]</sup>,实现了对卫星姿态的有效控制。

### 2.1 滑模变结构控制器设计

本项目中,首先为卫星设计滑模变结构控制器作为自抗扰滑模变结构控制器基础。

定义滑模面为:

$$s = Ka \times \Delta q + \Delta \dot{q} \quad (5)$$

其中:  $Ka$  为设计的正定矩阵,  $\Delta q = q - q_d$  为当前姿态与目标姿态之间的误差。当  $s = 0$  时,  $Ka \times \Delta q + \Delta \dot{q} = 0$ 。

因为  $Ka$  为正定矩阵,  $s = 0$  时,  $\Delta q$  中的行与  $\Delta \dot{q}$  中的行符号相反,因此  $\Delta q \rightarrow 0$ ,  $\Delta \dot{q} \rightarrow 0$ ,即系统在滑模面上收敛于平衡点,滑模面稳定。只需保证系统在任意状态可以到达滑模面  $s = 0$  即可。设计如下控制率:

$$U = M[-E \operatorname{sign}(s) - Kd \Delta \dot{q} + \ddot{q}_d] \quad (6)$$

其中:  $Ka$ ,  $E$  均为正定阵;

在实际中,为了减小滑模控制器抖振,使用双

曲正切函数  $\tanh$  代替符号函数  $sign$ , 即

$$U = M[-E \times \tanh(s) - Ka \times \Delta \dot{q} + \ddot{q}_d] \quad (7)$$

其中,  $\tanh(x) = \frac{e^x - e^{-x}}{e^x + e^{-x}}$

将  $U$  作为  $F_c - Q - MC_r \dot{q}$  代入 1.3.2 节中的简化动力学模型(3), 易得当  $E$  的主对角元分别大于  $f = M^{-1} \times F_d$  的每个值, 有  $s_i \dot{s}_i < 0$ , 系统稳定。

## 2.2 自抗扰(ADRC)滑模控制器设计

自抗扰控制的思想在于将系统的内扰和外扰视为扰动, 同过扩张状态观测器实时观测扰动并补偿, 从而抵消扰动影响。自抗扰控制器主要由跟踪微分器、扩张状态观测器、非线性组合三个部分构成。其结构如图 3 所示。

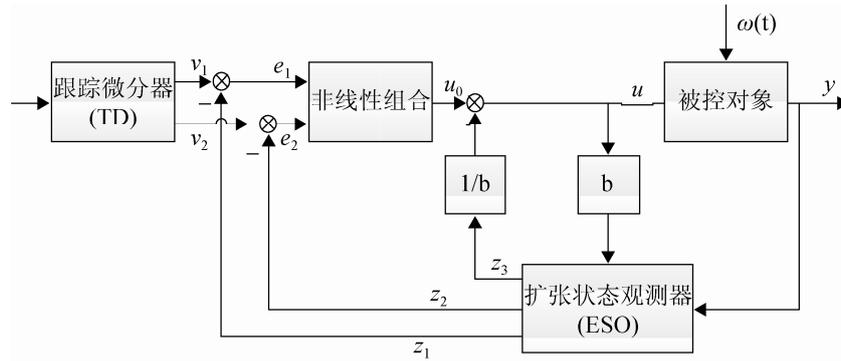


图 3 二阶自抗扰控制器结构

首先设计跟踪微分器(TD), 获取微分信号。二阶 TD 的实现方式如下:

$$\begin{cases} e = v_1 - v_0 \\ \dot{v}_1 = v_2 \\ \dot{v}_2 = fhan(e, v_2, r_0, h) \\ fh = fhan(e, v_2, r_0, h) \end{cases} \quad (8)$$

则  $v_1, v_2$  为 TD 所得的相应阶次信号。其中,  $fhan$  的表达式如下所示:

$$\begin{cases} fhan(x_1, x_2, r, h) = - \begin{cases} r \text{sign}(a), |a| > d \\ r \frac{a}{d}, |a| \leq d \end{cases} \\ d = rh \\ d_0 = hd \\ y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{a_0 - d}{2} \text{sign}(y), |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, |y| \leq d_0 \end{cases} \end{cases} \quad (9)$$

而扩张状态观测器(ESO)除了通过对系统原本的二阶状态进行观测得到观测量  $z_1, z_2$ , 还将异于

积分标准型的部分进行观测, 得到观测量  $z_3$ 。其表达形式如下所示:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 \text{fal}(e, \alpha_1, \delta) + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_3 \text{fal}(e, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (10)$$

其中,  $\text{fal}(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{\alpha-1}}, & |e| \leq \delta \\ |e|^\alpha \text{sign}(e), & |e| > \delta \end{cases}$ 。

与传统自抗扰控制器不同, 本项目使用滑模控制器代替 ADRC 中的非线性组合部分, 设计了自抗扰滑模控制器。与 2.1 节类似, 定义滑模面为:

$$s = Ka \times (z_1 - v_1) + (z_2 - v_2) \quad (11)$$

设计的控制律为:

$$u_0 = M[-E \times \tanh(s) - Ka \times (z_2 - v_2) + \dot{v}_2] \quad (12)$$

则最终控制输出为:

$$u = u_0 - b^{-1} z_3 \quad (13)$$

通过设计适当的  $r, h$  可以完成 TD 的设计, 设计适当的  $\beta_1, \beta_2, \beta_3$  和  $\delta$  可以完成 ESO 设计, 设计适当的正定矩阵  $Ka, Kd, E$  可以完成滑模

变结构部分设计。将这 3 个部分组合即可获得自抗扰滑模变结构控制器。

稳定性证明:

因为

$$s = Ka \times (z_1 - v_1) + (z_2 - v_2) =$$

$$Ka \times (z_1 - v_1) + [(\dot{z}_1 - \dot{v}_1) - \beta_1(y - z_1)]$$

而由[7]可知,  $y - z_1 \rightarrow 0$ , 则当  $s = 0$  时, 有  $v_1 - z_1$  中的行与  $\dot{v}_1 - \dot{z}_1$  中的行符号相反, 滑模面稳定。

同时, 又因为  $\dot{y} - z_2 \rightarrow 0$ ,  $(M^{-1} \times F_d - z_3) \rightarrow 0$ , 将  $u$  作为  $F_c - Q - MC_r \dot{q}$  代入 1.3.2 节中的简化动力学模型(3), 易得当  $E$  的主对角元分别大于  $f = M^{-1} \times F_d$  的每个值, 有  $s_i \dot{s}_i < 0$ , 系统稳定。

### 3 实验仿真

#### 3.1 仿真实验

仿真实验卫星的参数及控制器的参数均通过试错法多次实验后选出。取卫星的初始姿态角为  $(2^\circ, -5^\circ, 3^\circ)$ , 初始三轴角速度为  $(0.5^\circ/s, 0.2^\circ/s, -3^\circ/s)$ ; 期望姿态角为  $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$ , 期望三轴角速度为  $(0^\circ/s, 0^\circ/s, 0^\circ/s)$ , 使用所设计的自抗扰滑模变结构控制器(ADRCSMC)对卫星姿态进行控制。使用自抗扰滑模变结构控制器参数如下:

自抗扰滑模变结构控制器:

$$\text{TD: } r_0 = (1000 \ 1000 \ 1000); h = 0.01$$

ESO:

$$\beta_1 = \text{diag}(65 \ 65 \ 65);$$

$$\beta_2 = \text{diag}(100 \ 100 \ 100);$$

$$\beta_3 = \text{diag}(7.5 \ 7.5 \ 7.5);$$

$$\alpha_1 = 0.25; \alpha_2 = 0.5; \delta = 3$$

滑模控制部分:

$$Ka = \text{diag}(0.2 \ 0.2 \ 0.2);$$

$$E = \text{diag}(0.003 \ 0.003 \ 0.003);$$

仿真结果见图 4-5。

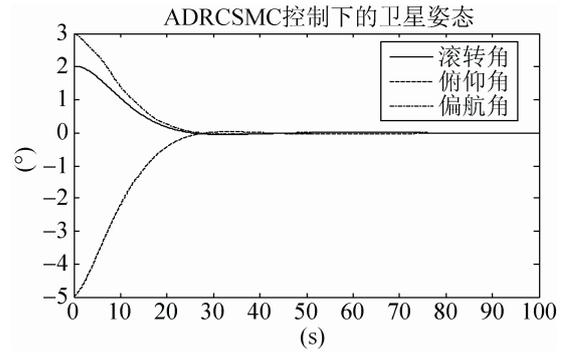


图 4 ADRCSMC 控制卫星姿态

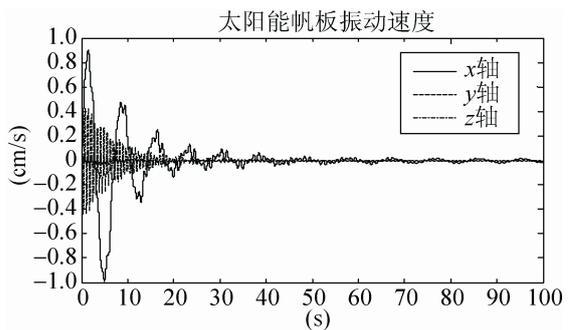


图 5 太阳能帆板振动速度

从仿真结果可以看出, ADRCSMC 可以对卫星姿态进行有效控制, 使其在 30s 以内收敛于目标姿态。并且 ADRCSMC 有效抑制了挠性部件太阳能帆板的振动, 使其振动收敛于 0。

#### 3.2 与其他控制方法结果对比

在实验中分别使用了 PID 控制器, 滑模变结构控制器(SMC)和 ADRCSMC, 并将仿真实验结果进行了比较。

PID 控制器和 SMC 控制器的参数如下:

$$K_p = \text{diag}\left(\frac{2.1}{500} \ \frac{2.1}{500} \ \frac{2.1}{500}\right)$$

$$K_i = \text{diag}\left(\frac{33.3}{500} \ \frac{33.3}{500} \ \frac{33.3}{500}\right)$$

$$K_d = \text{diag}\left(\frac{0.023}{500} \ \frac{0.023}{500} \ \frac{0.023}{500}\right)$$

$$Ka = \text{diag}(0.2 \ 0.2 \ 0.2);$$

$$E = \text{diag}(0.003 \ 0.003 \ 0.003)$$

对三轴控制方法分别进行 100 s 的仿真。结果如图 6 所示。

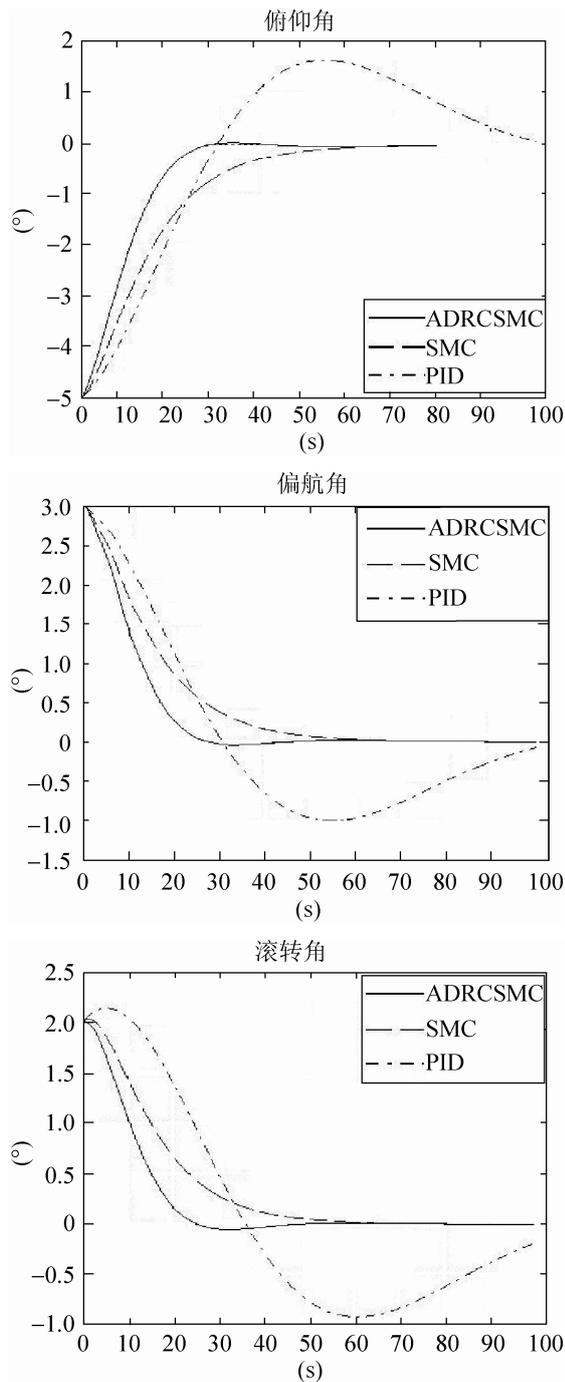


图 6 姿态角仿真结果

从仿真结果可以看出, 3 种控制方法均可对卫星姿态进行控制。从稳态误差上看, SMC 和 ADRCSMC 的稳态精度均可达到, 符合卫星姿态角度控制需要。并且, ADRCSMC 控制方法在快速性上优于 SMC 控制方法和 PID 控制方法, ADRCSMC 在 30s 时可使姿态角进入 5% 的误差

带, 而 SMC 则需要 50s, PID 则由于出现较大超调, 需要更长的时间才能进入 5% 的误差带。

## 4 结论

本文建立了以 CMGs 为执行机构的挠性三轴卫星数学模型, 将卫星挠性附件的影响作为干扰引入卫星动力学方程, 并对卫星姿态确定系统进行了建模。在此基础上, 设计了自抗扰滑模变结构控制器对三轴卫星姿态进行了控制。通过仿真实验表明, 该控制方法可以有效抑制卫星挠性部件的振动。同时, 与 PID 控制方法和滑模变结构控制方法比较, 自抗扰滑模变结构控制方法可以更快地收敛于期望姿态, 有较优的快速性。这是因为自抗扰控制器通过扩张状态观测器对系统受到的扰动进行了观察并合理补偿。

同时自抗扰滑模变结构控制也存在一定缺点。与一般的滑模变结构控制方法一样, 该方法同样会造成输出力矩抖振, 不利于执行机构的平稳运行。

但总体而言, 自抗扰滑模变结构控制有效综合了自抗扰控制和变结构控制的优点, 可以实现卫星姿态快速精准控制, 具有很大的运用价值。

## 参考文献:

- [1] 陈士槽, 祝小平, 唐硕, 等. 挠性航天器动力学的几个研究方向[J]. 世界科技研究与发展, 1998(6): 43-47.
- [2] 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(2): 122-126.
- [3] 缪炳祺, 曲广吉, 程道生. 柔性航天器的动力学建模问题[J]. 中国空间科学技术, 1999(5): 37-42.
- [4] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京: 清华大学出版社有限公司, 2005.
- [5] 高志强. 自抗扰控制思想探究[J]. 控制理论与应用, 2013(12): 1498-1510.
- [6] 李大学, 李懂, 靳其兵. 不确定性系统的滑模自抗扰控制方法研究[C]// 中国自动化学会过程控制专业委员会. 第 25 届中国过程控制会议论文集. 中国自动化学会过程控制专业委员会, 2014: 6.
- [7] 赵志良. 非线性自抗扰控制的收敛性[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2012.