

## 航天器姿态的自抗扰控制与滑模控制的性能比较

康莹<sup>1</sup>, 李东海<sup>2†</sup>, 老大中<sup>1</sup>

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081; 2. 电力系统国家重点实验室; 清华大学热能工程系, 北京 100084)

**摘要:** 针对一般航天器动力学姿态控制问题, 提出了一种二阶线性自抗扰控制方法. 该控制方法对航天器系统中存在的不确定性及外界干扰具有很强的抑制能力, 且具有比较简单的结构, 解决了传统控制方法过多依赖航天器精确模型的问题. 在此基础上对航天器进行指令跟踪、抗扰性及性能鲁棒性实验, 并与带趋近律的滑模控制进行比较. 仿真结果表明, 在参数不确定和外界干扰影响下, 自抗扰控制方法能获得良好的动态性能、抗扰性和较强的性能鲁棒性.

**关键词:** 自抗扰控制; 滑模控制; 抗扰性; 性能鲁棒性

**中图分类号:** TP273      **文献标识码:** A

## Performance comparison of active disturbance rejection control and sliding mode control in spacecraft attitude control

KANG Ying<sup>1</sup>, LI Dong-hai<sup>2†</sup>, LAO Da-zhong<sup>1</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. State Key Lab of Power Systems, Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** Considering the dynamics of spacecraft in attitude maneuver, we propose an active disturbance rejection control (ADRC) which has strong rejection ability for perturbations and disturbances. This control technique gets rid of a precise model required in traditional control methods. We have conducted the experiments of command-tracking, disturbance rejection and robustness investigation, and compared the results with those obtained from a sliding mode control (SMC) with a reaching law. The comparison shows that ADRC exhibits better dynamic performance, higher ability in disturbance rejection and stronger robustness against the parameter uncertainty and external disturbance.

**Key words:** active disturbance rejection control; sliding mode control; disturbing resistance; robustness

### 1 引言(Introduction)

随着航天技术的发展, 飞行器的构造越来越复杂, 性能要求也越来越高. 飞行器能在空中按预定的轨迹运动的同时也离不开它的姿态控制系统<sup>[1]</sup>. 飞行器姿态系统的非线性、强耦合、不易获得精确模型及飞行过程中受到多种干扰等特点为航天器姿态控制系统的设计带来了极大挑战<sup>[2]</sup>.

长期以来, 以PID控制为代表的控制理论在飞行器姿态控制的研究和发展中建立起了完整的理论体系和控制方法, 为飞行器的发展起到了巨大的作用<sup>[3]</sup>. 但随着现代信息化战争对飞行器的性能要求越来越高, 经典控制理论不再适合于许多新型飞行器的控制系统分析和设计. 对于现代控制方法在飞行器控制系统设计中的应用, 世界各国已有许多探究和分析. 已有许多学者和科学家对飞行器控制中的现代方法进行了许多研究工作并获得了许多成果. 鲁棒控制方

法<sup>[4-5]</sup>适用于以稳定性和可靠性为首要目标的系统, 虽然不需要精确的过程模型, 但需要一定的离线辨识, 适用范围具有局限性, 且稳态精度较差. 自适应控制方法<sup>[6-7]</sup>将参数辨识和控制结合在一起, 由于其结构的限制, 在实际应用中多需要与其它控制方法结合. 最优控制方法<sup>[8]</sup>是现代控制理论中的重要组成部分, 与PID控制相比, 无论是动态性或者稳态指标, 其控制效果都具有一定优势, 但其明显的缺点是鲁棒性差, 这就限制了它在要求高可靠性的飞行器控制领域中的应用. 反馈线性化方法是通过状态变换将非线性系统动态特性转化成线性系统的动态特性, 从而可以通过线性控制方法来分析解决问题<sup>[9-11]</sup>. 变结构控制具有超调量小、响应快及对外界扰动具有很好的鲁棒性等优点, 因此它在控制领域得到了广泛关注, 很多学者采用该方法来设计飞行器的姿态控制系统<sup>[12-15]</sup>. 自抗扰控制由于具有不依赖于被控对象精确模型、抗

扰性高和鲁棒性强等特点,在飞行器姿态控制领域中也得到了广泛研究<sup>[16-18]</sup>.

虽然滑模变结构控制与自抗扰控制算法在飞行器姿态控制的理论研究成果中都取得了很好的控制效果,但对于两种控制方法的系统的、定量的比较研究还很少,尤其是两种控制算法的性能鲁棒性的比较还很缺乏<sup>[19-20]</sup>.

本文基于一般飞行器的数学模型<sup>[21]</sup>设计了二阶线性ADRC控制器,并与基于趋近律的SMC控制方案作对比,进行了动态响应实验、抗干扰实验及参数摄动实验,验证所设计的ADRC控制方法的有效性并且比较两种控制系统的抗扰能力与鲁棒性强弱.本文结构安排如下:第1节介绍飞行器姿态控制系统的特点及研究现状.第2节介绍了所研究的飞行器动力学模型.第3节叙述了二阶线性ADRC控制器及SMC控制器的设计方法,并针对飞行器模型设计了二阶线性ADRC和基于趋近律的SMC.第4节进行了飞行器滚转、俯仰和偏航三通道的姿态角机动的动态响应实验、控制量扰动实验及性能鲁棒性实验.最后,比较分析所设计的ADRC与SMC两种控制器的性能优劣,得出结论.

## 2 航天器动力学模型(The spacecraft dynamic model)

根据文献[21]中提供的数学模型,假设航天器在圆形轨道上运行,选择原点为航天器质心的轨道坐标系,其滚动轴为航天器前进方向,俯仰轴垂直于轨道平面,偏航轴指向地心方向.如图1所示, $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 和 $\theta_3$ 分别是滚动角、俯仰角和偏航角,航天器本体坐标系相对于轨道坐标系的指向是用“1-2-3”顺序旋转滚转角、俯仰角和偏航角所得到.

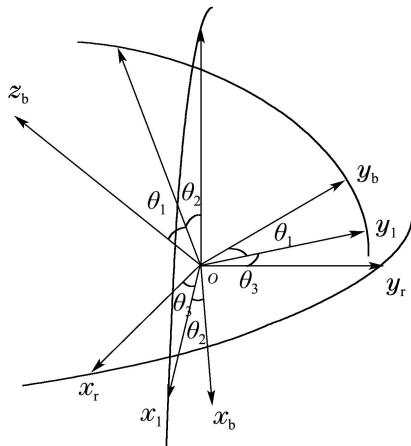


图1 欧拉转动示意图

Fig. 1 Euler's rotation schematic diagram

由此,航天器的姿态角速度可表示为

$$\begin{cases} \omega_1 = \dot{\theta}_1 \cos \theta_2 \cos \theta_3 + \dot{\theta}_2 \sin \theta_3 - \\ \quad \omega_0 (\sin \theta_1 \sin \theta_2 \cos \theta_3 + \cos \theta_1 \sin \theta_3), \\ \omega_2 = -\dot{\theta}_1 \cos \theta_2 \sin \theta_3 + \dot{\theta}_2 \cos \theta_3 + \\ \quad \omega_0 (\sin \theta_1 \sin \theta_2 \sin \theta_3 - \cos \theta_1 \cos \theta_3), \\ \omega_3 = \dot{\theta}_1 \sin \theta_2 + \dot{\theta}_3 + \omega_0 \sin \theta_1 \cos \theta_2, \end{cases} \quad (1)$$

其中 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 分别代表航天器绕第*i*个坐标轴的角速度.

在轨正常运行阶段,航天器的姿态角和姿态角速度都为小量,所以它们的乘积可作小量处理而省略,因此航天器的运动学方程可以简化为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_1 = \omega_1 + \omega_0 \theta_3, \\ \dot{\theta}_2 = \omega_2 + \omega_0, \\ \dot{\theta}_3 = \omega_3 - \omega_0 \theta_1. \end{cases} \quad (2)$$

另外,航天器动力学方程可以表示为

$$\begin{cases} I_1 \dot{\omega}_1 = \\ \quad -\omega_0 (I_2 - I_3) \omega_3 - 4\omega_0^2 (I_2 - I_3) \theta_1 + u_1 + d_1, \\ I_2 \dot{\omega}_2 = -3\omega_0^2 (I_1 - I_3) \theta_2 + u_2 + d_2, \\ I_3 \dot{\omega}_3 = \omega_0 (I_2 - I_1) \omega_1 - \omega_0^2 (I_2 - I_1) \theta_3 + u_3 + d_3, \end{cases} \quad (3)$$

其中: $I_i$  ( $i = 1, 2, 3$ )为飞行器绕第*i*个主轴的转动惯量, $u_i$ 为航天器控制力矩,考虑到实际航天器的执行器饱和问题,此处假设控制力矩受到幅值为 $\pm 1000 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的幅值限制, $d_i$ 为扰动力矩.

结合运动学方程(2)和动力学方程(3)可得到由二阶微分方程描述的飞行器姿态动力学模型

$$M \ddot{\theta} + D \dot{\theta} + K \theta = BU + W, \quad (4)$$

其中:

$$\begin{aligned} M &= \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix}, \quad \theta = \begin{pmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \end{pmatrix}, \\ D &= \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_0 (I_y - I_x - I_z) \\ 0 & 0 & 0 \\ \omega_0 (I_y + I_x - I_z) & 0 & 0 \end{pmatrix}, \\ K &= \begin{pmatrix} 4\omega_0^2 (I_y - I_z) & 0 & 0 \\ 0 & 3\omega_0^2 (I_x - I_z) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_0^2 (I_y - I_x) \end{pmatrix}, \\ B &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad U = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix}, \quad W = \begin{pmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{pmatrix}, \end{aligned}$$

即,一般航天器的姿态动力学模型可以表示为

$$\begin{pmatrix} \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \\ \ddot{\theta}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (-\omega_0 (I_y - I_x - I_z) \omega_3 - 4\omega_0^2 (I_y - I_z) \theta_1 + u_1 + d_1)/I_x \\ (-3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta_2 + u_2 + d_2)/I_y \\ (-\omega_0 (I_x + I_z - I_y) \omega_1 - \omega_0^2 (I_y - I_x) \theta_3 + u_3 + d_3)/I_z \end{pmatrix}. \quad (5)$$

### 3 控制器算法原理及设计(Controller algorithm principle and design)

针对飞行器的姿态控制系统所设计的二阶线性 ADRC 控制器与基于指数趋近律的 SMC 控制器需要满足如下要求:

- 1) 在控制器的作用下, 飞行器的姿态输出可以快速准确的跟踪飞行器姿态机动指令, 并具有很好的动态响应特性.
- 2) 飞行器进入预期姿态后, 航天器要具有一定的抵抗外界扰动的能力, 以保证航天器稳定飞行.
- 3) 本着最优能量消耗的原则, 在保证滚转、俯仰和偏航三通道的姿态输出能跟踪参考指令的前提下, 控制量要尽可能的小.
- 4) 当航天器模型中一些不确定性模型参数在其标称值范围内摄动时, 在控制器的作用下系统保持

$$\begin{cases} \ddot{y}_1 = [g_1(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, x_1, x_2, x_3, d_1) + a_1 u_1 - b_{1,0} u_1] + b_{1,0} u_1 = f_1(*) + b_{1,0} u_1, \\ \ddot{y}_2 = [g_2(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, x_1, x_2, x_3, d_2) + a_2 u_2 - b_{2,0} u_2] + b_{2,0} u_2 = f_2(*) + b_{2,0} u_2, \\ \ddot{y}_3 = [g_3(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, x_1, x_2, x_3, d_3) + a_3 u_3 - b_{3,0} u_3] + b_{3,0} u_3 = f_3(*) + b_{3,0} u_3, \end{cases} \quad (7)$$

其中  $f_i(*)$  分别是各个通道之间和每个通道内的总扰动.

ADRC 的核心思想是利用扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 去实时估计被控对象的“内扰”和“外扰”, 合称“总扰动”. 然后对总扰动进行补偿, 从而使系统变为积分器串联结构, 进而设计反馈控制率, 达到预期的控制效果. 由于有总扰动补偿的存在, 系统具有很强的抗干扰能力, 并且能够获得较强的鲁棒性.

由于线性的 ESO 即对系统输出以及总扰动有很好的观测效果, 故采用参数化的线性 ESO<sup>[22]</sup>.

$$\begin{cases} \dot{z}_{i,1} = z_{i,2} + 3\omega_{i,o}(y_i - z_{i,1}), \\ \dot{z}_{i,2} = z_{i,3} + 3\omega_{i,o}^2(y_i - z_{i,1}) + b_{i,0} u_i, \\ \dot{z}_{i,3} = \omega_{i,o}^3(y_i - z_{i,1}), \\ i = 1, 2, 3, \end{cases} \quad (8)$$

其中: 控制信号  $u_i$  和系统输出  $y_i$  为 ESO 的输入,  $z_{i,1}$ ,  $z_{i,2}$  与  $z_{i,3}$  为 ESO 的输出, 分别估计系统输出  $y_i$ 、系统输出的导数  $\dot{y}_i$  和总扰动信号  $f_i(*)$ , 可调参数  $\omega_{i,o}$  为

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = f_1(*) + b_{1,0} u_1 = f_1(*) + (r_1 - z_{1,1})\omega_{1,c}^2 - 2z_{1,2}\omega_{1,c} - z_{1,3} = (r_1 - y_1)\omega_{1,c}^2 - 2\dot{y}_1\omega_{1,c}, \\ \dot{y}_2 = f_2(*) + b_{2,0} u_2 = f_2(*) + (r_2 - z_{2,1})\omega_{2,c}^2 - 2z_{2,2}\omega_{2,c} - z_{2,3} = (r_2 - y_2)\omega_{2,c}^2 - 2\dot{y}_2\omega_{2,c}, \\ \dot{y}_3 = f_3(*) + b_{3,0} u_3 = f_3(*) + (r_3 - z_{3,1})\omega_{3,c}^2 - 2z_{3,2}\omega_{3,c} - z_{3,3} = (r_3 - y_3)\omega_{3,c}^2 - 2\dot{y}_3\omega_{3,c}. \end{cases} \quad (10)$$

稳定且具有一定的性能鲁棒性.

#### 3.1 二阶线性 ADRC 控制器设计 (2-order linear ADRC controller design)

考虑如下线性多变量系统:

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 = g_1(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, x_1, x_2, x_3, d_1) + a_1 u_1, \\ \ddot{x}_2 = g_2(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, x_1, x_2, x_3, d_2) + a_2 u_2, \\ \ddot{x}_3 = g_3(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, x_1, x_2, x_3, d_3) + a_3 u_3, \\ y_1 = x_1, \\ y_2 = x_2, \\ y_3 = x_3, \end{cases} \quad (6)$$

其中  $g_i(*)$  为  $x_i$  及其各阶导数  $\dot{x}_i$  和扰动  $d_i$  的线性组合.

对式(6)描述的多变量系统, 可改写成积分串联型

观测器带宽. 单通道 ADRC 控制系统结构图如图 2 所示.

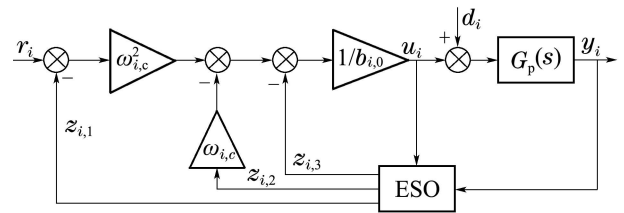


图 2 单通道 ADRC 控制系统结构图

Fig. 2 Single channel ADRC control system diagram

在此基础上对系统总扰动进行补偿, 并设计反馈控制率

$$u_i = \frac{1}{b_{i,0}} [(r_i - z_{i,1})\omega_{i,c}^2 - 2z_{i,2}\omega_{i,c} - z_{i,3}], \quad i = 1, 2, 3, \quad (9)$$

其中:  $\omega_{i,c}$  为控制器带宽,  $r_i (i = 1, 2, 3)$  分别代表滚转、俯仰和偏航三通道参考输入值.

将式(9)代入式(7)得

式(10)为ADRC的预期响应,其频域表达式为

$$\frac{Y_i(s)}{R_i(s)} = \frac{\omega_{i,c}^2}{s^2 + 2\omega_{i,c}s + \omega_{i,c}^2}, i = 1, 2, 3. \quad (11)$$

### 3.2 基于趋近律的SMC控制器设计(SMC controller design based on reaching law)

SMC最主要的特点是控制量是不连续变化的.该控制方法通过一定的控制策略让控制量不断地切换,迫使系统进入预先设定的滑动面进行运动,即滑动模态.由于滑动模态是可以设计的,且与系统的参数变化及外部扰动无关,因此具有鲁棒性强、可靠性高等优点.

SMC控制器设计包括两个步骤:滑动面的设计和变结构控制律的设计.

构造滑动面如下<sup>[21]</sup>:

$$S = \dot{\alpha} + A\alpha = 0, \quad (12)$$

其中:

$$S = \begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ s_3 \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix},$$

显然 $-\lambda_i (i = 1, 2, 3)$ 就是滑模运动的动力学极点.

假设外扰形式已知,选择指数趋近律如下:

$$\dot{S} = -LS - \xi \operatorname{sgn} S, \quad (13)$$

其中:

$$L = \begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \\ 0 & l_2 & 0 \\ 0 & 0 & l_3 \end{bmatrix}, \xi = \begin{bmatrix} \xi_1 & 0 & 0 \\ 0 & \xi_2 & 0 \\ 0 & 0 & \xi_3 \end{bmatrix},$$

$$\operatorname{sgn} S = \begin{bmatrix} \operatorname{sgn} s_1 \\ \operatorname{sgn} s_2 \\ \operatorname{sgn} s_3 \end{bmatrix}, l_i = k_i(\varepsilon + 1 - e^{\delta t}),$$

其中:  $k_i (i = 1, 2, 3)$ ,  $\varepsilon$ ,  $\delta$ 和 $\xi_i (i = 1, 2, 3)$ 为所选正参数,  $\operatorname{sgn}$ 代表符号函数.

### 4 仿真实验(Simulation experiments)

给定飞行器的惯性参数和初始姿态偏差<sup>[21]</sup>为

$$M = \begin{pmatrix} 1054.94 & 0 & 0 \\ 0 & 3015.73 & 0 \\ 0 & 0 & 3041.75 \end{pmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2,$$

$$\begin{pmatrix} \omega_1(0) \\ \omega_2(0) \\ \omega_3(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.1 \\ 0.1 \\ 0.1 \end{pmatrix} (^\circ)/\text{s}.$$

为了比较所设计的飞行器姿态的二阶线性ADRC与基于趋近律的SMC的抗扰性和性能鲁棒性,在相同的控制目标条件下进行仿真实验,比较

两种控制方案的优劣.通过调整ADRC和SMC的控制器参数,以超调量尽量小,调节时间尽量短为目标,使两种控制系统动态过程相近,控制器参数整定结果如表1所示.

表1 控制器参数表

Table 1 The controllers parameter selection

ADRC	$b_1 = b_2 = b_3 = 0.04,$ $\omega_{c1} = 1.856, \omega_{c2} = 1.988, \omega_{c3} = 1.868$
SMC	$l_1 = 0.00081, l_2 = 0.00081, l_3 = 0.00054,$ $\xi_1 = \xi_2 = \xi_3 = 0.0001,$ $\lambda_1 = 57.065, \lambda_2 = 57.5, \lambda_3 = 79$

#### 4.1 飞行器姿态改变实验(Spacecraft attitude maneuver experiments)

令参考输入信号为幅值 $15^\circ$ 、频率为 $0.025 \text{ Hz}$ 的方波信号,进行ADRC与SMC两种控制方案的姿态输出响应实验,响应结果及控制量输出如图3所示.

由图3可以看出,ADRC控制器与SMC控制器都能快速且无超调的跟踪姿态机动指令信号,在系统稳定后,两种控制系统的控制信号均稳定在0值上,具有较小的能量消耗,表明了所设计的两种控制器的合理性.但同时可以发现,在方波指令的“下降沿”SMC的控制量突变很大,在实际应用中难以实现.另外,由实验结果可知,ADRC初始控制量比SMC小近一个数量级,表明系统在跟踪方波指令信号的初始阶段,控制器所耗能量要小得多.

#### 4.2 抗扰性实验(Disturbance rejection experiments)

##### 1) 俯仰通道抗扰性实验.

当飞行器进入了预期姿态后,在稳定的俯仰通道上存在幅值为 $1^\circ$ 的阶跃干扰,SMC控制系统在同样的时间内,俯仰通道上存在相同的阶跃干扰,仿真控制系统的抗扰状况,分析比较干扰源对偏航和滚转通道的影响及系统的抗干扰能力,输出响应对比如图4所示.

由图4可以看出,在俯仰通道中存在阶跃干扰的情况下,ADRC控制器与SMC控制器俯仰角输出所受干扰较小,在干扰消失后仍然可以稳定地跟踪上系统的预期值,表明两种控制器都具有很强的抗干扰性,同时对偏航和滚转通道的影响很小.

##### 2) 三通道控制量抗扰性实验.

假设飞行器的滚转、俯仰和偏航三通道的控制量存在幅值为 $1^\circ$ 的阶跃干扰,SMC控制系统在相同的时间内,滚转、俯仰和偏航三通道控制量上存在相同的阶跃干扰,仿真系统的受干扰情况,并观察比较两种系统的抗干扰能力,输出响应对比如

图5所示.

由图5中可以看出, 在控制通道上加入阶跃干扰信号后, ADRC控制系统与SMC的俯仰、偏航和滚转通道的角度输出受到的影响都很小, 表明两种控制器都具有很好的抗扰性. 但由局部放大图可以看

出, ADRC控制系统受到的扰动的影响更小, 且很快可以恢复到预期状态, 而SMC控制系统在分别加入阶跃干扰信号和方波干扰信号后, 角度输出会出现稳态误差, 且无法消除, 表明了ADRC的抗干扰能力强于SMC.

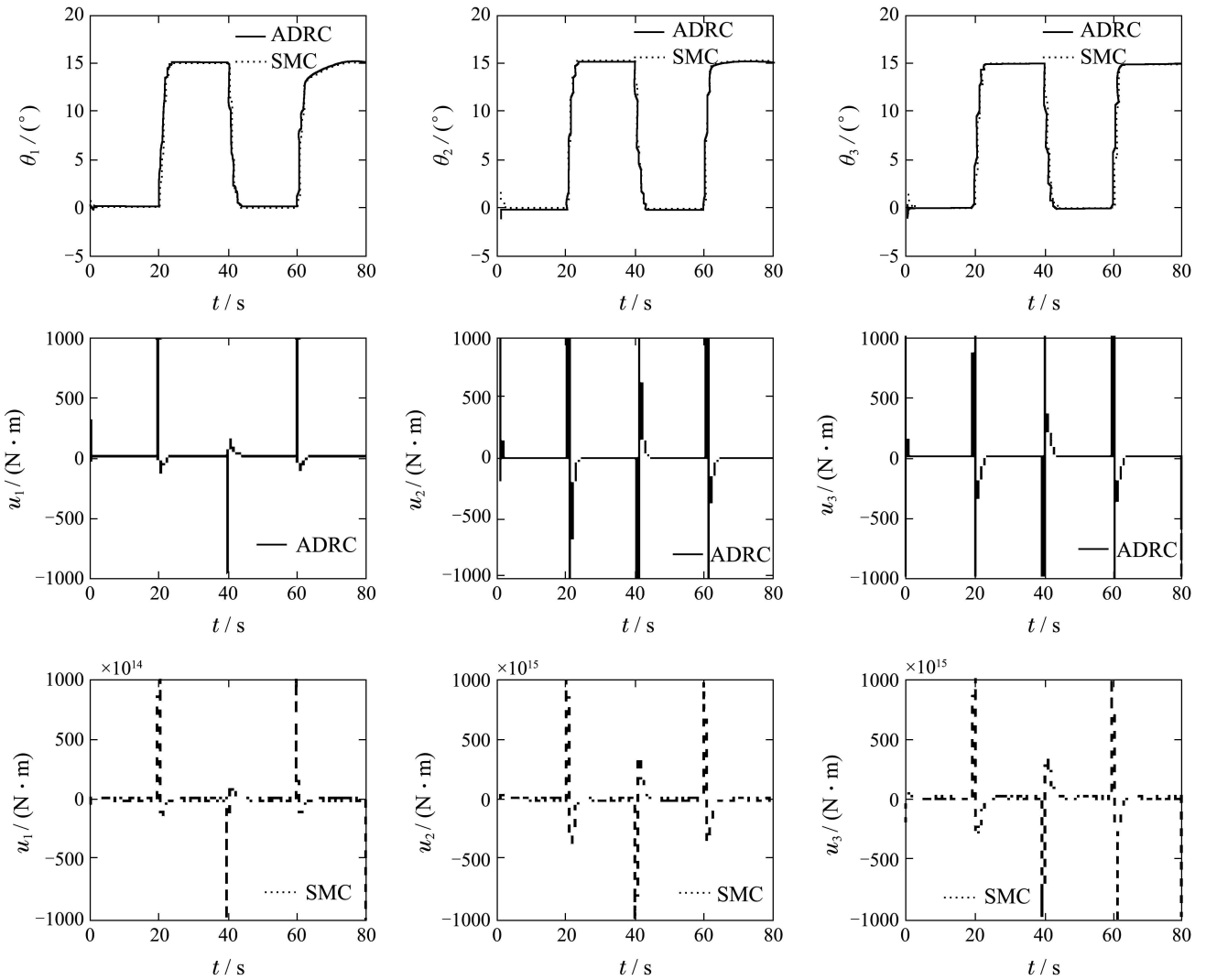


图 3 滚转、俯仰和偏航角输出响应及控制量输出

Fig. 3 The output response and control output of the spacecraft

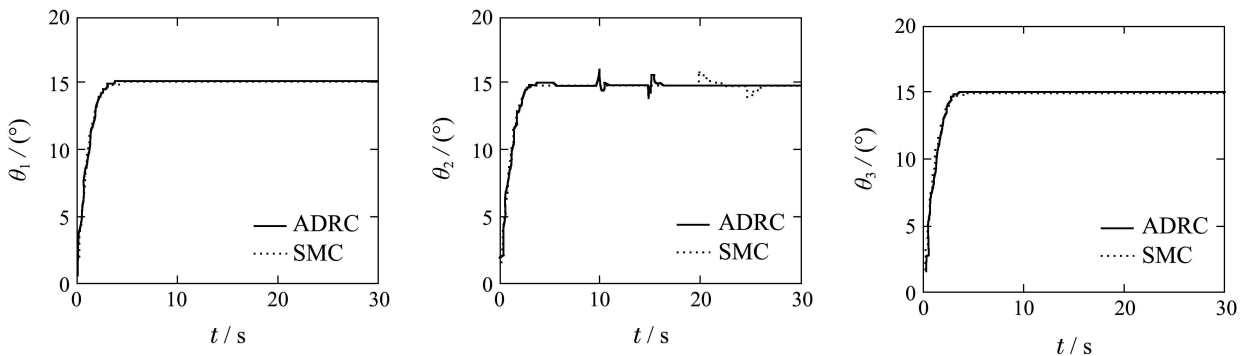


图 4 俯仰通道存在干扰时滚转、俯仰和偏航角输出响应及控制量输出

Fig. 4 The output response and control output of the spacecraft when disturbance in pitch channel

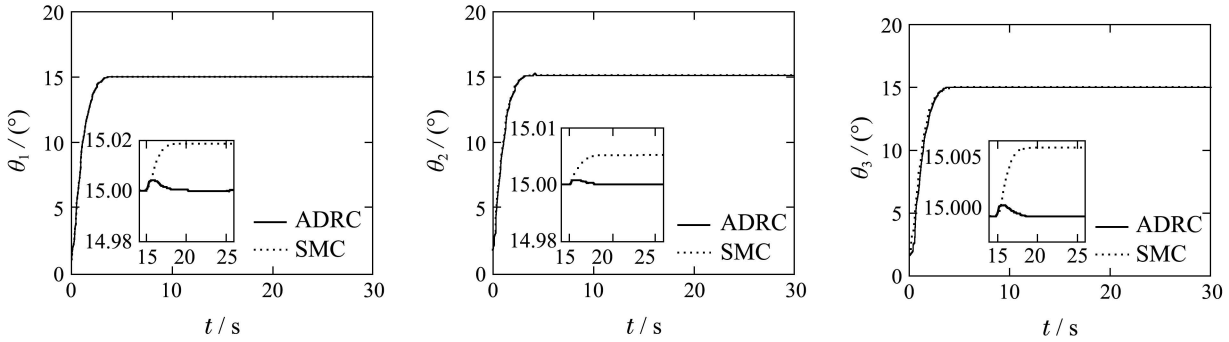


图5 控制量通道存在干扰时滚转、俯仰和偏航角输出响应及控制量输出  
Fig. 5 The output response and control output of the spacecraft when input

### 4.3 控制器性能鲁棒性比较(Comparison of the controller performance robustness)

蒙特卡罗(Monte-Carlo)方法也称为随机抽样(random sampling)技术或统计试验(statistical testing)方法. 以概率统计论为其主要理论基础, 其实施的主要手段是随机抽样(随机变量的抽样). 对于控制系统而言, 过程参数一般具有随机性, 且随着运动状态的改变, 参数也会变化. 故而结合蒙特卡罗方法, 将参数在合理的区域里随机摄动, 每次试验先根据特定的规则在所建立的模型集中得到一个具体模型, 仿真计算其各性能指标.

本文采用Monte-Carlo实验方法比较系统性能鲁棒性, 令模型中的各个转动惯量 $I_x, I_y, I_z$ 分别在其标称值的 $\pm 50\%$ 范围内发生随机摄动 $N$ 次, 进行 $N$ 次阶跃响应实验. 当增大 $N$ 值系统性能指标无更大范围变化时终止实验<sup>[23]</sup>(本文中,  $N$ 取为500).

将ADRC控制系统与SMC控制系统的输出响应的超调量 $\sigma\%$ 和ITAE指标作为性能鲁棒性指标, 进行200次Monte-Carlo实验, 绘制在 $\sigma\%$ -ITAE平面上, 性能指标点越靠近左下角说明动态性能越好, 分布越密集说明时域性能鲁棒性越好. 实验结果如图6所示.

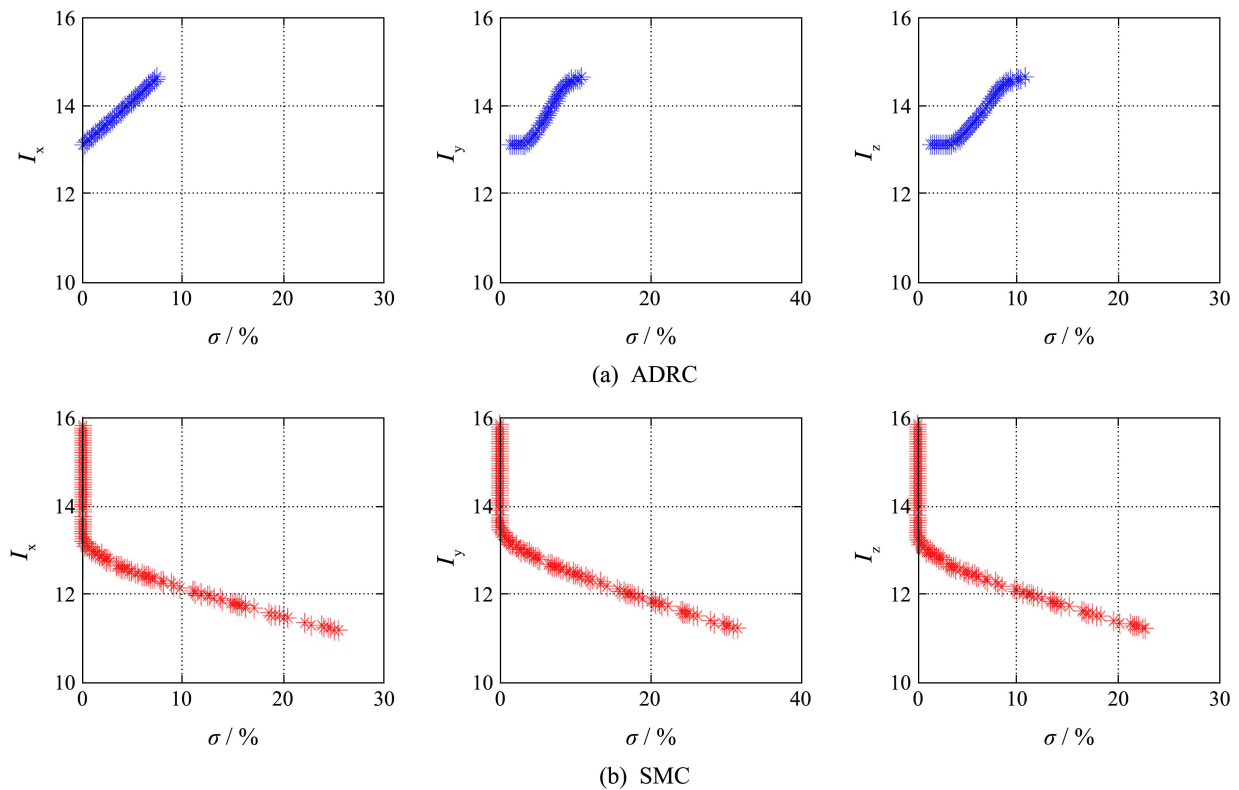


图6 控制器性能鲁棒性比较(50%)

Fig. 6 The performance of robustness comparison(50%)

从图6可以看出,当飞行器的主转动惯量发生摄动时,ADRC控制系统与SMC控制系统的输出超调量 $\sigma\%$ 和ITAE值的变化范围较小,表明了两种控制器都具有很强的鲁棒性。二者相比,ADRC控制系统的输出超调量和ITAE值的变化范围比SMC控制系统的变化范围要小,这表明ADRC控制器相比SMC控制器具有更强的性能鲁棒性。

## 5 结论(Conclusion)

针对航天器姿态控制问题,设计了二阶线性自抗扰控制方法,并详细分析了该方法如何被用于多变量系统。在此基础上通过阶跃响应实验、抗干扰实验以及参数摄动实验等,全面比较了ADRC与带趋近律的SMC控制器两种方法的有效性、抗扰能力和鲁棒性。仿真结果表明,两种方法都能有效地控制此航天器姿态,但与带趋近律的SMC相比,ADRC具有更强的抗干扰能力和性能鲁棒性。

## 参考文献(References):

- [1] 杜孝儒. 飞行器姿态控制的研究 [D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2008. (DU Xiaoru. *The study of aircraft attitude control* [D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2008.)
- [2] 朱宏玉. 航天器姿态控制的正规矩阵方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008. (ZHU Hongyu. *The study of normal matrices method of spacecraft attitude control* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.)
- [3] ROBERT C, NELSON. 飞行稳定性和自动控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008. (ROBERT C, NELSON. *Flight Stability and Automatic Control* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008)
- [4] 邹新生. 飞行器非线性参数辨识与鲁棒控制研究 [D]. 北京: 清华大学, 2006. (ZOU Xinsheng. *Aircraft nonlinear parameter identification and its robust control research* [D]. Beijing: Tsinghua University, 2006.)
- [5] BUSCHEK H, CALISE A J. Calise. Robust control of hypersonic vehicles considering propulsive and aeroelastic effects [J]. *AIAA Guidance, Navigation and Control*, 1993, (93): 3755 – 3762.
- [6] 胡庆雷, 李波, 张爱华, 等. 考虑推力器安装偏差的航天器姿态机动有限时间控制 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(4): 417 – 424. (HU Qinglei, LI Bo, ZHANG Aihua, et al. Finite-time attitude maneuver control of spacecraft under control saturation and misalignment [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(4): 417 – 424.)
- [7] CHEN Z, HUANG J. Attitude tracking and disturbance rejection of rigid spacecraft by adaptive control [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(3): 600 – 605.
- [8] BURKEN J, NGUYEN N, GRIFFIN B. Adaptive flight control design with optimal control modification on an f-18 aircraft model [C] // *AIAA Infotech@Aerospace Conference*. Atlanta: AIAA, 2010: 2010 – 3364.
- [9] KIM J H, JANG J S. Nonlinear model inversion control for bank-to-turn missile [C] // *Guidance, Navigation, and Control Conference*. Washington, DC: AIAA, 1995: 1308 – 1315.
- [10] SCHUMACHEER C J. Stability analysis of missile control system with a dynamic inversion controller [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(3): 508 – 514.
- [11] REINER J, BALAS G J, GARRARD W L. Flight control design using robust dynamic inversion and time-scale separation [J]. *Automatica*, 1996, 32(11): 1493 – 1504.
- [12] 曹开田. 滑模变结构控制理论在飞行器姿态控制系统中的应用研究 [D]. 武汉: 武汉大学, 2004. (CAO Kaitian. *The application and research of sliding mode variable structure control theory in spacecraft attitude control system* [D]. Wuhan: Wuhan University, 2004.)
- [13] 李敏丽. 基于滑模变结构的航天器姿态控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009. (LI Minli. *The research of spacecraft attitude control method based on sliding mode variable structure* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.)
- [14] 靳永强, 刘向东, 侯朝桢. 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 Yongqiang, LIU Xiangdong, HOU Chaozhen. Sliding-mode attitude tracking control for a flexible spacecraft with parametric uncertainty [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(3): 299 – 304.)
- [15] SINGH S N, IYER A. Nonlinear decoupling sliding mode control and attitude control of spacecraft [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1989, 25(5): 621 – 633.
- [16] 杨瑞光, 孙明玮, 陈增强. 飞行器自抗扰姿态控制优化与仿真研究 [J]. *系统仿真学报*, 2010, 22(11): 2689 – 2693. (YANG Ruiguang, SUN Mingwei, CHEN Zengqiang. ADRC-based attitude control optimization and simulation [J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(11): 2689 – 2693.)
- [17] 韩眼铨, 周凤岐, 周军. 一种飞行器姿态控制的三通道独立设计方法 [J]. *弹箭与指导学报*, 2004, 24(2): 5 – 11. (HAN Yanhua, ZHOU Fengqi, ZHOU Jun. An independent design method for three channels of aircraft attitude control [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2004, 24(2): 5 – 11.)
- [18] 赖爱芳, 郭毓, 郑立君. 航天器姿态机动及稳定的自抗扰控制 [J]. *控制理论与应用*, 2012, 29(3): 401 – 406. (LAI Aifang, GUO Yu, ZHENG Lijun. Active disturbance rejection control for spacecraft attitude maneuver and stability [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(3): 401 – 406.)
- [19] 夏元清, 付梦印, 邓志红, 等. 滑模控制和自抗扰控制的研究进展 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(2): 137 – 147. (XIA Yuanqiang, FU Mengyin, DENG Zhihong, et al. Recent developments in sliding mode control and active disturbance rejection control [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(2): 137 – 147.)
- [20] XIA Y, FU M. *Compound Control Methodology for Flight Vehicles* [M]. Heidelberg, Berlin: Springer Berlin, 2013.
- [21] 张景瑞, 李俊峰. 航天器能量/姿控一体化控制器设计及功率规划 [J]. *清华大学学报: 自然科学版*, 2005, 45(2): 280 – 284. (ZHANG Jingrui, LI Junfeng. Integrated power and attitude control system (IPACS) and power controller for spacecraft [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2005, 45(2): 280 – 284.)
- [22] GAO Z. Scaling and bandwidth – parameterization based controller tuning [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. Denver, Colorado: IEEE, 2003: 4989 – 4996.
- [23] 李明大, 李东海, 王京. 两种PID参数整定方法性能鲁棒性比较研究 [C] // 2009年中国智能自动化会议论文集. 南京: [s.n.], 2009: 552 – 553. (LI Mingda, LI Donghai, WANG Jing. Performance robustness comparison research of two PID tuning methods [C] // *Proceedings of Chinese Intelligent Automation Conference*. Nanjing: [s.n.], 2009: 552 – 553.)

## 作者简介:

康莹 (1987–), 女, 硕士研究生, 主要从事航天器姿态控制方面研究, E-mail: monica1987mail@163.com;

李东海 (1963–), 男, 副教授, 博士生导师, 主要从事控制理论方面的研究, E-mail: lidongh@mail.tsinghua.edu.cn;

老大中 (1957–), 男, 副教授, 主要从事控制理论分析及其工程化应用方面的研究, E-mail: laodazhong@tsinghua.org.cn.