

文章编号: 1001-0920(2008)05-0530-05

## 挠性航天器鲁棒后步滑模姿态跟踪及主动振动控制

朱良宽, 马广富, 胡庆雷

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 针对挠性航天器姿态跟踪及振动抑制问题, 提出一种双回路鲁棒控制方法. 首先, 采用滑模控制与后步法设计了姿态跟踪控制器, 基于 Lyapunov 方法分析系统的渐近稳定性, 并从实际应用角度考虑了反作用飞轮的动态特性; 其次, 为抑制挠性结构的振动, 采用压电智能材料作为敏感器和作动器, 设计了应变速率反馈补偿器. 仿真结果表明, 所提方法在保证完成姿态跟踪任务的同时, 能有效抑制挠性附件的振动.

**关键词:** 挠性航天器; 滑模控制; 执行器动态; 后步法; 姿态跟踪

**中图分类号:** V448 **文献标识码:** A

## Active vibration control and attitude tracking of flexible spacecraft via robust backstepping sliding mode technique

ZHU Liang-kuan, MA Guang-fu, HU Qing-lei

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China. Correspondent: HU Qing-lei, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn)

**Abstract:** A dual-loop robust control approach is presented for the attitude tracking control and vibration damping of a spacecraft with flexible appendages. Based on the sliding mode control (SMC) and backstepping technique, a attitude tracking controller is derived to control the attitude motion of spacecraft, in which the asymptotic stability is analyzed by using a Lyapunov method and the reaction wheel dynamics is also considered from the real applications point of view. For actively suppressing the induced vibration, strain rate feedback control methods are provided by using piezoelectric materials as additional sensors and actuators. Numerical simulations are performed to show that both tracking maneuver and vibration suppression can be accomplished effectively.

**Key words:** Flexible spacecraft; Sliding mode control; Actuator dynamic; Backstepping; Attitude tracking

### 1 引言

随着航天技术的发展, 现代的航天器通常带有诸如大型太阳帆板或其他轻型结构的挠性附件. 在轨道运行中, 随着挠性的展开和收缩, 星体的转动惯量变化很大, 同时还受到外部扰动力矩的作用, 这些因素使得航天器对象具有很大的不确定性; 另外, 在此过程中, 由于中心刚体和挠性附件之间存在强耦合, 导致挠性结构的持续振动, 进而影响航天器的运动和控制. 因此, 在挠性航天器姿态控制设计中, 寻求一种鲁棒主动控制方法同时进行姿态控制和挠性结构的振动抑制显得尤为重要.

滑模变结构控制由于其很强的鲁棒性和处理非线性问题的一些优点, 在航天器控制领域中得到了

广泛应用<sup>[1-7]</sup>. 这些控制器往往直接设计成控制力矩并应用于力矩装置, 如推力器或反作用飞轮, 执行器的动态特性通常被忽略.

然而, 在实际应用中, 由于系统响应特性仍直接依赖于实时推力器与反作用飞轮的输入电压, 执行器动态将会影响整个控制系统的性能.

另一方面, 对于挠性结构的振动问题, 一种可行且有效的解决方法是通过采用压电智能材料作为执行器的补偿器进行补偿振动抑制. 在基于智能材料的控制方法中, 应变率反馈<sup>[8]</sup> (SRF) 控制策略作为一种鲁棒控制方法, 设计简单方便, 可大幅度提高模态的阻尼, 对模态频率的变化具有很好的鲁棒性.

针对上述问题, 本文将后步滑模变结构控制与

收稿日期: 2007-02-21; 修回日期: 2007-06-07.

基金项目: 国家自然科学基金项目(60774062); 高等学校博士学科点专项科研基金项目(20050213010); 哈尔滨工业大学优秀青年教师培养计划项目(HITQNJ S2007001).

作者简介: 朱良宽(1978—), 男, 辽宁宽甸人, 博士生, 从事航天器姿态控制等研究; 马广富(1963—), 男, 河北唐山人, 教授, 博士生导师, 从事飞行器控制、系统建模与仿真等研究.

基于压电智能材料的 SRF 控制相结合,提出一种双回路鲁棒控制策略,并利用仿真实验对该方法的有效性进行了分析和验证.

### 2 挠性航天器的数学模型及控制问题

#### 2.1 挠性航天器的数学模型

为避免欧拉角带来的大角度奇异问题,采用如下修正罗德里格参数(MRPs)描述的挠性航天器姿态运动学方程<sup>[1]</sup>:

$$\dot{p} = \frac{1}{4} \{ (1 - p^T p) I_{3 \times 3} + 2[p \times] + 2pp^T \} \omega = F(p) \omega \quad (1)$$

其中:  $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$  为星体角速度;  $p = [p_1 \ p_2 \ p_3]^T$  代表 MRP 航天器相对于惯性空间的姿态描述,即

$$p = n \tan(\phi/4), \quad (2)$$

这里:  $n$  为欧拉主轴向量,  $\phi$  为欧拉轴旋转角;

$$[p \times] = \begin{bmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

利用拉格朗日方法可得到挠性航天器的数学模型,由于推导过程比较复杂,直接利用文献[9]的结果,给出挠性帆板表面粘贴有压电智能元件 PZT 的航天器动力学模型为

$$(J - J_r) \ddot{\theta} + \tau \dot{\theta} + \theta \times (J + J_r) \dot{\theta} = u_r(t) + T_d, \quad (4a)$$

$$J_r (\ddot{\theta} + \dot{\theta}) = u_r(t), \quad (4b)$$

$$\ddot{u}_p + \bar{C} \dot{u}_p + K u_p = -u_p. \quad (4c)$$

其中:  $J, J_r$  分别为整星体与反作用飞轮的转动惯量矩阵;  $\tau$  为刚体与挠性附件的耦合矩阵;  $\theta$  为挠性模态;  $\dot{\theta}$  为反作用飞轮相对于星体的角速度;  $u_r(t)$  为反作用飞轮产生的控制力矩;  $u_p$  为压电作动器的输入;  $T_d$  为作用在星体上的外干扰力矩;  $\bar{C} = \text{diag}\{2 \zeta_i \omega_i\}$ ,  $K = \text{diag}\{k_i^2\}$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ) 分别为阻尼矩阵和刚度矩阵,这里  $N$  为模态个数,  $\omega_i$  和  $\zeta_i$  分别为帆板振动模态的频率矩阵和阻尼比.

如果将外干扰力矩  $T_d$ , 耦合项  $\tau \dot{\theta}$  和  $\theta \times \tau \dot{\theta}$  看作系统总的干扰项,则式(4a)可改写为

$$(J - J_r) \ddot{\theta} = -\theta \times (J + J_r) \dot{\theta} - u_r(t) = \bar{T}_d, \quad (5)$$

其中  $\bar{T}_d = T_d - \tau \dot{\theta} - \theta \times \tau \dot{\theta}$ .

对式(1)求微分,得

$$\dot{\omega} = F^1(p) \ddot{p} + \dot{F}^1(p) \dot{p}, \quad (6)$$

将式(1)和(6)带入(4)可得

$$M(p) \ddot{p} + C(p, \dot{p}) \dot{p} = u + d. \quad (7)$$

其中

$$M(p) = (F^1(p))^T (J - J_r) F^1(p),$$

$$\begin{aligned} C(p, \dot{p}) &= (F^1(p))^T (J - J_r) \dot{F}^1(p) - \\ &\quad (F^1(p))^T [h \times] F^1(p), \\ h &= J + J_r, \quad u = -(F^1(p))^T u_r, \\ d &= (F^1(p))^T \bar{T}_d. \end{aligned}$$

在给出主要结论之前,首先给出以下3个假设:

假设1  $\omega(t)$  和  $\dot{\omega}(t)$  范数存在.

假设2 外部干扰力矩  $T_d$  有界.

假设3 矩阵  $(J - J_r)$  对称正定.

在上述假设条件下,航天器系统(7)具有如下性质:

性质1  $M(p)$  对称正定,且  $(\dot{M}(p) - 2C(p, \dot{p}))$  为斜对称阵,即

$$x^T (\dot{M}(p) - 2C(p, \dot{p})) x = 0, \quad \forall x \in R^3. \quad (8a)$$

性质2 存在常数  $c_1, c_2 > 0$ ,使下面不等式成立:

$$M(p) \geq c_1, \quad C(p, \dot{p}) \leq c_2 \dot{p}. \quad (8b)$$

性质3  $d$  有界,即存在正常数  $c_3, c_4$  和  $c_5$ ,使得下面不等式成立:

$$d \leq c_3 \dot{p} + c_4 p + c_5. \quad (8c)$$

#### 2.2 执行机构的动态特性

通常,反作用飞轮是一个 DC 电机,可配置在航天器的任何轴方向上.如果反作用飞轮采用 3 轴正交配置,则 DC 电机的电路微分方程为

$$L_a \frac{di_a}{dt} + R_a i_a + K_b \omega = e_a. \quad (9)$$

其中:  $R_a = \text{diag}[R_{a1} \ R_{a2} \ R_{a3}]$ ,  $R_{ai}$  ( $i = 1, 2, 3$ ) 为电枢电阻;  $L_a = \text{diag}[L_{a1} \ L_{a2} \ L_{a3}]$ ,  $L_{ai}$  为电枢自感应系数;  $K_b = \text{diag}[K_{b1} \ K_{b2} \ K_{b3}]$ ,  $K_{bi}$  为后电动势常数;  $\omega = \text{diag}[\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]$ ,  $\omega_i$  为电机角速度;  $i_c$  和  $e_a$  分别为电枢电流和电枢电压向量.

由电机产生的控制力矩  $u_r$  与电枢电流成比例,即

$$u_r = K_m i_a. \quad (10)$$

其中:  $K_m = \text{diag}[K_{m1} \ K_{m2} \ K_{m3}]$ ,  $K_{mi}$  为电机力矩常数;电机输入电压  $e_a$  视为控制输入变量.

#### 2.3 控制问题

挠性航天器姿态跟踪及挠性结构主动振动抑制问题可描述为:给定航天器的初始姿态和期望姿态,设计控制器使初始姿态跟踪到期望姿态,并在跟踪过程中和跟踪结束后抑制挠性帆板的振动,使系统稳定在给定的平衡点附近.即:基于简化后的模型(1)和(7),设计输入电压  $e_a$  及控制力矩  $u_p$ ,使

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} p(t) &= p_d(t), \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \dot{p}(t) = \dot{p}_d(t), \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \ddot{p}(t) &= \lim_{t \rightarrow \infty} \ddot{p}_d(t) = 0, \end{aligned} \quad (11)$$

其中  $p_d(t)$  和  $\dot{p}_d(t)$  为期望姿态轨迹及期望姿态角

速度.

### 3 控制策略

如图 1 所示,整个控制系统由两个相互独立的子系统组成:利用作用于刚体中心的反作用飞轮实现姿态跟踪控制的姿态控制子系统和利用压电智能材料实现挠性结构的主动振动控制的振动抑制子系统.

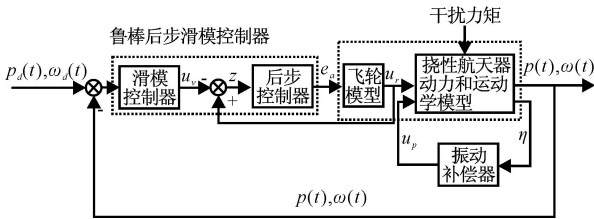


图 1 控制策略框图

#### 3.1 鲁棒后步滑模姿态控制器设计

基于后步法原理<sup>[10]</sup>,控制器设计分为两步:首先,根据跟踪误差及其对时间的导数信息利用滑模控制原理产生虚拟控制  $u_v$ ;然后,针对电机执行器动态利用后步法控制器设计输入电压  $e_a$ ,使得电机产生实际控制力矩.下面给出具体设计.

##### Step1 滑模控制器设计

假设  $u_v = u$  作为系统的虚拟输入,设计如下滑模面:

$$s = K_1 \tilde{p} + K_2 \int_0^t \tilde{p} dt + \tilde{p}. \quad (12)$$

其中:  $\tilde{p} = p - p_d$  为跟踪误差,  $p_d$  为期望轨迹.通过设计  $K_1$  和  $K_2$  使得在滑模面  $s = 0$  上系统稳定,即  $\tilde{p}$  和  $\dot{\tilde{p}}$  趋近于零.引入变量  $\dot{p}_r = \dot{p} - s$ ,由  $s$  的定义,有

$$\dot{p}_r = \dot{p}_d - K_1 \tilde{p} - K_2 \int_0^t \tilde{p} dt.$$

重新整理方程(7),得到如下动力学方程:

$$Ms + Cs = u + d - (Mp_r + Cp_r).$$

定义

$$y^T = [ (\dot{p}_r - s), \dot{p} - \dot{p}_r, \dot{p}, p, 1 ],$$

$$T = [ c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 ], \quad (13)$$

其中  $c_i > 0$ .

定理 1 考虑航天器系统(7)和滑模面(12),设计如下控制器:

$$u_v = -K_3 s - \frac{Y}{s} s. \quad (14)$$

其中:  $K_3$  为正定对称矩阵,  $\gamma$  为正常数.若假设 1~3 成立,则: 1) 控制器(14)使滑模面  $s(t)$  指数收敛到零点; 2) 控制误差  $\tilde{p}$  及其对时间的导数  $\dot{\tilde{p}}$  指数收敛于零,系统渐近稳定.

证明 首先证明 1). 选择 Lyapunov 函数  $V =$

$\frac{1}{2} s^T Ms$ , 当  $s \rightarrow 0$  时对  $V$  求导得

$$\dot{V} = s^T M \dot{s} + \frac{1}{2} s^T \dot{M} s =$$

$$s^T [ u_v + d - (Mp_r + Cp_r) ] +$$

$$\frac{1}{2} s^T (\dot{M} - 2C) s. \quad (15)$$

注意到  $\dot{M} - 2C$  为协对称阵,则上面的方程可简化为

$$\dot{V} = -2V + s^T [ u_v - d ], \quad (16)$$

其中  $d = M(\dot{p}_r - s) + Cp_r - d$ .

由性质 2, 性质 3 及方程(13), 并利用控制律(14), 得

$$\dot{V} = -2V - s^T K_3 s - \gamma s^T Y ( - )$$

$$= -2V - s^T K_3 s, \quad (17)$$

则  $V(t) = V(0)e^{-2t}$ , 即证明  $s$  呈指数收敛到零点.

然后证明 2). 由 1) 的证明及滑模面的定义

(12) 可知,误差  $\tilde{p}$  和  $\dot{\tilde{p}}$  将指数收敛于零,于是所设计的控制器能保证系统渐近稳定.

##### Step2 后步法控制器设计

首先,引入  $z$  作为辅助变量,定义如下:

$$z = u - u_v.$$

由航天器系统(7),  $\dot{z}$  可写成

$$\dot{z} = \dot{u} - \dot{u}_v. \quad (18)$$

其中

$$\dot{u} = - (F^{-1}(p))^T \dot{u}_r - (\dot{F}^{-1}(p))^T u_r =$$

$$- (F^{-1}(p))^T K_m (di_a/dt) z +$$

$$(\dot{F}^{-1}(p))^T (F(p))^T (z + u_v),$$

$$\dot{u}_v = [\partial u_v / \partial x]^T,$$

$$\dot{x} = [\partial u_v / \partial x]^T [f(x) + g(x)(u_v + z + d)], \quad (19)$$

$$f(x) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -M^{-1}C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \dot{p} \end{bmatrix},$$

$$g(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{bmatrix}, \quad (20)$$

其中状态变量  $x$  定义为  $x^T = [p^T \dot{p}^T]^T$ .

定理 2 考虑系统(7)和执行器动态(9),通过采用如下的控制律(21),滑模面  $s(t)$  及辅助变量  $z(t)$  将一致渐近有界,即当  $t \rightarrow \infty$  时,跟踪误差  $\tilde{p}$  及其导函数  $\dot{\tilde{p}}$  将指数衰减到一个球域.

$$e_a = L_a K_m^{-1} (F(p))^T \left[ \frac{1}{4} z - \right.$$

$$\left. \gamma_1 z + \gamma_2 \right] + K_b. \quad (21)$$

其中:  $\gamma_1$  为正常数,  $\gamma_2 > 0$ ,  $\gamma_3 > 0$ ,

$$\gamma_1 = [ (F^{-1}(p))^T L_a^{-1} R_a + (\dot{F}^{-1}(p))^T (F(p))^T +$$

$$[\partial u_v / \partial x]^T g(x) ],$$

$$\gamma_2 = s - [ L_a^{-1} R_a + (\dot{F}^{-1}(p))^T (F(p))^T +$$

$$\left[ \frac{\partial u_v}{\partial x} \right]^T g(x) u_v - \left[ \frac{\partial u_v}{\partial x} \right]^T f(x).$$

证明 定义 Lyapunov 函数

$$V_b = \frac{1}{2} s^T M s + \frac{1}{2} z^T z,$$

通过对  $V_b$  沿式(6)和(18)求导,采用式(15)~(17)的处理手段,得

$$\dot{V} = -2V - s^T K s + z^T (s + \dot{u} - \dot{u}_v). \quad (22)$$

再将式(19)和(20)代入方程(22),可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -2V - s^T K s - z^T [L_a^{-1} R_a + \\ & (\dot{F}^{-1}(p))^T (F(p))^T + \left[ \frac{\partial u_v}{\partial x} \right]^T g(x)] z + \\ & z^T \{ s - (F^{-1}(p))^T K_m L_a^{-1} (e_a - K_b) - \\ & [L_a^{-1} R_a + (\dot{F}^{-1}(p))^T (F(p))^T + \\ & \left[ \frac{\partial u_v}{\partial x} \right]^T g(x) ] u_v - \\ & \left[ \frac{\partial u_v}{\partial x} \right]^T [f(x) + g(x) d] \}. \end{aligned} \quad (23)$$

令

$$\alpha_3 = [\partial u_v / \partial x]^T g(x) d,$$

$$\alpha_2 = \alpha_1 - \alpha_3 > 0,$$

$$\alpha_3 = \alpha_3^T > 0,$$

则不等式(23)可写成

$$\dot{V} = -2V - s^T K s - z^T \alpha_2 z + \alpha_3,$$

可得

$$\dot{V} = -2V - s^T K s - z^T \alpha_2 z + \left[ \partial u_v / \partial x \right]^T g(x) Y.$$

由此可知,滑模面  $s(t)$  及辅助变量  $z(t)$  的一致渐近有界性得以保证<sup>[10]</sup>. 进而,由方程(12),跟踪误差  $\tilde{p}$  及其对时间的导函数  $\dot{\tilde{p}}$  也一致渐近有界,并且,通过增益  $\alpha_2$  和  $\alpha_3$ ,可对指数收敛率及渐近的跟踪误差进行调节.

### 3.2 挠性模态主动振动抑制补偿器设计

对于式(4c),如果忽略耦合项  $\tilde{p}$ ,则挠性结构的振动方程将从姿态运动方程中解耦出来,即解耦的挠性结构振动方程可表示为

$$\ddot{u}_p(t) + \bar{C}_f \dot{u}_p(t) + \bar{K}_f u_p(t) = -\alpha_1 u_p(t).$$

为有效抑制挠性附件的振动,基于 PZT 压电智能元件作为作动器/敏感器,应用 SRF 主动控制技术来设计振动补偿器以增加结构的阻尼. 应变速率反馈的原理是:挠性结构的模态速率坐标直接输入到一个二阶补偿器中,补偿器的输出乘以一个负的增益,然后直接输入到结构中,其结构形式为<sup>[8]</sup>

$$\ddot{u}_p(t) + \bar{C}_f \dot{u}_p(t) + \bar{K}_f u_p(t) = \bar{K}_f \dot{u}_p(t).$$

其中  $\dot{u}_p$  为补偿器的模态坐标,  $\bar{C}_f$  和  $\bar{K}_f$  分别为补偿器的阻尼矩阵和刚度矩阵.

通过选取  $u_p(t) = GK(t)$ ,则结构振动方程和补偿器方程可写为

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} \ddot{u}_p(t) \\ \dot{u}_p(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C & 0 \\ -\bar{K}_f & \bar{C}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_p(t) \\ \dot{u}_p(t) \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} K & \alpha_1 GK \\ 0 & \bar{K}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_p(t) \\ \dot{u}_p(t) \end{bmatrix} = 0, \end{aligned}$$

其中  $G$  为增益矩阵. 为了设计方便,将特征根配置法用于设计反馈增益矩阵  $G$ ,使系统矩阵的所有特征值取负值.

### 4 仿真分析

为验证本文设计方法的有效性,采用文献[9]中挠性航天器的物理参数进行仿真.

$$\begin{aligned} J = & \begin{bmatrix} 350 & 3 & 4 \\ 3 & 270 & 10 \\ 4 & 10 & 190 \end{bmatrix} \text{ kg/m}^2, \\ = & \begin{bmatrix} 6.45637 & 1.27814 & 2.15629 \\ -1.25619 & 0.91756 & -1.67264 \\ 1.11687 & 2.48901 & -0.83674 \\ 1.23637 & -2.6581 & -1.12503 \end{bmatrix} \text{ kg}^{1/2} \text{ m/s}^2, \\ I = & \begin{bmatrix} 2.342552 \times 10^{-2} \\ -4.225368 \times 10^{-3} \\ 3.912984 \times 10^{-2} \\ 7.026176 \times 10^{-2} \end{bmatrix} \text{ kg}^{1/2} \text{ m/(Vs}^2\text{)}. \end{aligned}$$

仅考虑挠性帆板的前 4 阶挠性模态,其振动频率和阻尼比分别为  $\omega_{n1} = 0.7681 \text{ rad/s}$ ,  $\omega_{n2} = 1.103 \text{ rad/s}$ ,  $\omega_{n3} = 1.8733 \text{ rad/s}$ ,  $\omega_{n4} = 2.5496 \text{ rad/s}$  和  $\zeta_1 = 0.0056$ ,  $\zeta_2 = 0.0086$ ,  $\zeta_3 = 0.013$ ,  $\zeta_4 = 0.025$ ; 反作用飞轮主要参数  $J_f = \text{diag}[10, 10, 10] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $R_a = \text{diag}[1, 1, 1] \text{ ohm}$ ,  $K_m = \text{diag}[0.2, 0.2, 0.2] \text{ N} \cdot \text{m/A}$ ,  $K_b = \text{diag}[0.0005, 0.0005, 0.0005]$ .

在仿真过程中,给定的航天器初始状态为  $p_1(0) = -0.22425$ ,  $p_2(0) = 0.67278$ ,  $p_3(0) = -0.44852$ ,  $\dot{p}(0) = [0 \ 0 \ 0]^T$ ,期望姿态轨迹、角速度分别为  $p_d = \frac{1}{2} [\cos(0.2t) \ \sin(0.2t) \ \sqrt{3} \tan(\pi/4)]$  和  $\dot{p}_d(0) = [0 \ 0 \ 0]^T$ . 所考虑外部干扰力矩  $T_d(t)$  为

$$T_d(t) = \begin{bmatrix} 0.3 \cos(0.1t) + 0.1 \\ 0.15 \sin(0.1t) + 0.3 \cos(0.1t) \\ 0.3 \sin(0.1t) + 0.1 \end{bmatrix}.$$

为了比较,同时采用文献[5]提出的传统滑模控制方法实现期望的姿态跟踪控制,其控制结构原理如图 2 所示,其中模态的振动能量用  $E = \dot{u}_p^T + u_p^T K$  表示.

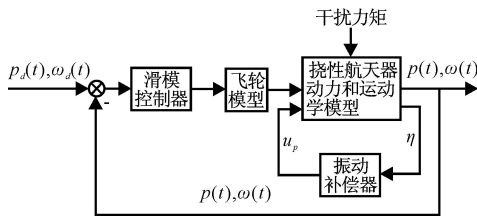
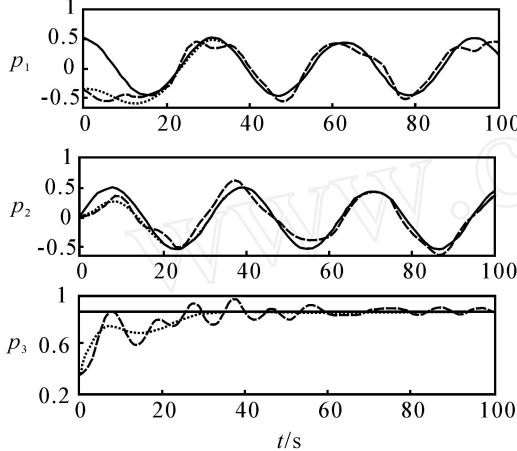
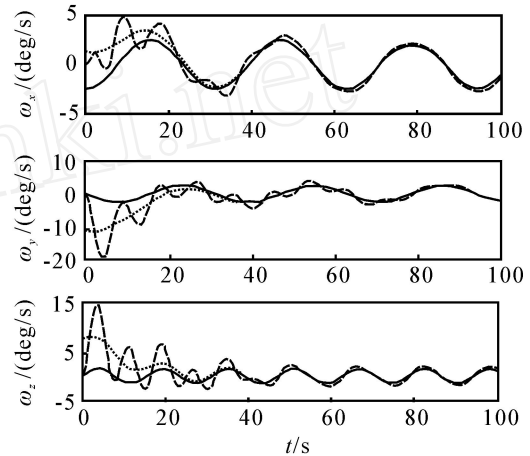


图 2 直接采用滑模控制器设计框图

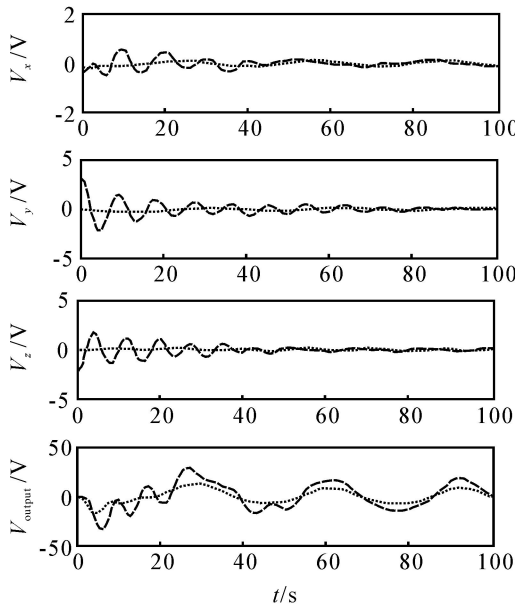
图 3 为采用本文方法和传统方法得到的响应曲线. 其中实线代表 Reference, 虚线代表 TSMC 和 SRF, 点线代表 SMC, backstepping 和 SRF. 从仿真结果可知, 由于受到飞轮动态特性的影响, 传统方法



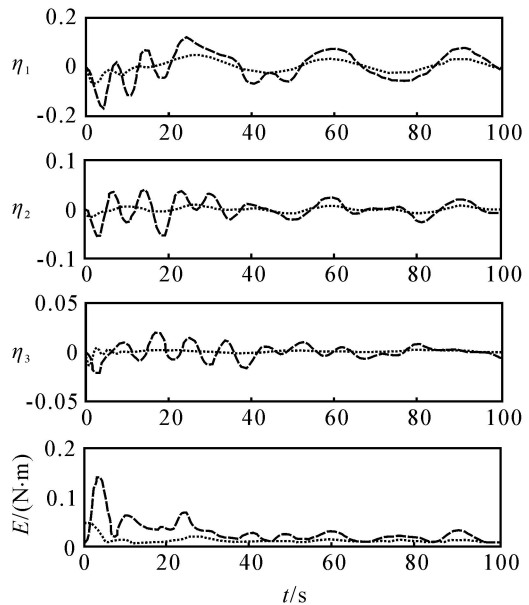
(a) MPRs 响应曲线



(b) 姿态角速度响应曲线



(c) 飞轮的控制电压响应曲线



(d) 振动模式和振动能量曲线

图 3 本文方法和传统方法响应曲线

### 5 结 论

本文将鲁棒后步滑模控制和基于压电智能材料的主动振动抑制技术相结合, 用于 3 轴挠性航天器的姿态控制及振动抑制. 通过采用后步控制技术, 在控制的设计过程中着重考虑飞轮执行机构的动态特性, 并将其与滑模控制相结合, 可增加系统的鲁棒

跟踪误差很大, 不能满足期望的跟踪要求. 而采用本文方法则能很快地跟踪上期望轨迹 (约 30 s), 在抑制外部干扰的同时满足了系统设计的要求, 具有较好的鲁棒性. 并且, 当振动抑制补偿器与其相结合时, 挠性结构的振动得到很好的抑制, 其振动幅值和振动能量也大幅度减少, 从而, 进一步提高了星体的精度和稳定度.

此外, 为进一步验证该方法对系统参数变化的鲁棒性, 考虑转动惯量矩阵变化  $\pm 10\%$  及改变干扰力矩的形式, 同样得到了满意的仿真效果.

性, 提高系统的收敛速度和稳定度. 以压电元件作为作动器, 基于主动振动控制方法设计 SRF 补偿器, 可大幅度提高挠性结构振动模式的阻尼, 进一步抑制挠性结构的残余振动. 仿真结果验证了该方法的有效性. 进一步的工作是将本文方法应用于挠性结构振动抑制试验研究中. (下转第 540 页)

- J of Computer Security, 2003, 11(3) : 431-448.
- [3] Gordon L, Loeb M, Lucyshyn W. Information security expenditures and real options: A wait-and-see approach [J]. Computer Security, 2003, 19(2) : 1-7.
- [4] Gordon L, Loeb M, Lucyshyn W. Sharing information on computer systems security: An economic analysis [J]. J of Accounting Public Policy, 2003, 22(6) : 461-485.
- [5] Gordon L, Loeb M. The economics of information security investment[J]. ACM Trans IS Security, 2002, 5(4) : 438-457.
- [6] Hoo KJ S. How much is enough? A risk management approach to computer security [D]. San Francisco: Stanford University, 2000.
- [7] Lee W, Fan W, Miller M, et al. Toward cost-sensitive modeling for intrusion detection and response [J]. J of Computer Security, 2001, 10(1) : 5-22.
- [8] Meadows C. A cost-based framework for analysis of denial of service in networks [J]. J of Computer Security, 2001, 9(1/2) : 143-164.
- [9] Wei H, Frinke D, Carter O, et al. Cost-benefit analysis for network intrusion detection system [C]. CSI 28th Annual Computer Security Conf. Washington, 2001 : 29-31.
- [10] Gordon L A, Loeb M P. Budgeting process for information security expenditures [J]. Communication of the ACM, 2006, 49(1) : 121-125.
- [11] RT Mercuri. Security watch: Analyzing security costs [J]. Communications of the ACM, 2003, 46(6) : 15-18.
- [12] Bistarelli S, Fioravanti F, Peretti P. Defense trees for economic evaluation of security investments [C]. Proc of the 1st Int Conf on Availability, Reliability and Security. Vienna, 2006: 416-423.
- [13] Cremonini M, Martini P. Evaluating information security investments from attackers perspective: The return on attack (ROA) [C]. Proc of the 4th Workshop on the Economics of Information Security. Cambridge: Massachusetts, 2005.
- [14] Cavusoglu H, Mishra B, Raghunathan S. The value of IDS in IT security architecture [J]. Information Systems Research, 2005, 19(1) : 28-46.
- [15] Cavusoglu H, Mishra B, Raghunathan S. A model for evaluating IT security investments [J]. Communications of the ACM, 2004, 47(7) : 87-92.
- [16] Mc Hugh J, Christie A C, Allen J. Defending yourself: The role of intrusion detection systems [J]. IEEE Software, 2000, 17(5) : 42-51.
- [17] NIST Publication 800-12, An introduction to computer security [S].

(上接第 534 页)

### 参考文献 (References)

- [1] Crassidis J L, Markley F L. Sliding mode control using modified Rodrigues parameters [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(6) : 1381-1383.
- [2] Zeng Y, Araujo A D, Singh S N. Output feedback variable structure adaptive control of a flexible spacecraft [J]. Acta Astronautica, 1999, 44(1) : 11-22.
- [3] Hu Q L, Ma G F. Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuvers [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(2) : 377-380.
- [4] Hu Q L, Ma G F. Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(1) : 307-317.
- [5] Hu Q L, Ma G F. Control of three-axis stabilized flexible spacecrafts using variable structure strategies subject to input nonlinearities [J]. SAGE J of Vibration and Control, 2006, 12(6) : 659-681.
- [6] Hu Q L, Ma G F. Spacecraft vibration suppression using variable structure output feedback control and smart Materials [J]. ASME J of Vibration and Acoustics, 2006, 128(2) : 221-230.
- [7] Iyer A, Singh S N. Variable structure slewing control and vibration damping of flexible spacecraft [J]. Acta Astronautica, 1991, 25(1) : 1-9.
- [8] Song G, Kotejoshyer B. Vibration reduction of flexible structures during slew operations [J]. Int J of Acoustics and Vibration, 2002, 7(2) : 105-109.
- [9] Di Gennaro S. Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(3) : 747-759.
- [10] Krstic M, Kanellakopoulos I, Kokotovic P. Nonlinear and adaptive control design [M]. New York: Wiley, 1995.