

文章编号: 1000-8152(2009)02-0122-05

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

胡庆雷¹, 马广富¹, 姜野¹, 刘亚秋²

(1. 哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 东北林业大学 信息与计算机工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150040)

摘要: 针对带有控制受限的挠性卫星的姿态机动和振动控制问题, 给出了一类仅利用输出信息的变结构控制和基于智能材料的主动振动控制技术相结合的复合控制方法. 首先给出变结构姿态控制器的设计来完成卫星姿态机动, 并给出一种切换机制以实现挠性卫星快速姿态机动; 其次, 采用分布式压电元件作为作动器, 设计了应变速率反馈补偿器以增加挠性结构的阻尼, 使其振动能够很快衰减. 最后, 将本文提出的方法应用于三轴稳定挠性卫星的姿态机动控制, 仿真结果表明: 在推力器的控制受限条件下, 完成姿态机动的同时, 有效地抑制挠性附件的振动.

关键词: 挠性卫星; 变结构控制; 姿态机动; 控制受限; 主动振动控制

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Variable structure control with time-varying sliding mode and vibration control for flexible satellite

HU Qing-lei¹, MA Guang-fu¹, JIANG Ye¹, LIU Ya-qiu²

(1. Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China;

2. College of Information and Computer Engineering, Northeast Forestry University, Harbin Heilongjiang 150040, China)

Abstract: A hybrid control scheme is proposed which combines the variable structure control and the intelligent vibration control. Based on the variable structure control theory, a discontinuous control law is developed with a new type of sliding surface. The variable structure control law based on a time-varying sliding surface is applied in the exterior of a small sliding region, while the conventional variable structure control law with a linear sliding surface is activated in the interior of the region. For actively damping the excited elastic vibrations, the strain-rate feedback control is also employed by using piezoelectric materials as additional sensors and actuators. Finally, simulation results show that the rotational maneuver and the vibration suppression are realized in spite of the presence of disturbance torque and control input constraint.

Key words: flexible satellite; variable structure control; attitude maneuver; control input constraint; active vibration control

1 引言(Introduction)

变结构控制由于具有良好的鲁棒性和处理非线性问题的优点, 在航天器的控制上得到了广泛的应用^[1~8]. 通常的变结构控制使用全状态信息进行反馈控制, 文献[2]提出了变结构输出反馈控制方法; 为了使系统表现出较强的鲁棒性, 总是要求执行机构能够提供有足够的控制力矩来克服系统的各种不确定性因素及外部干扰力矩; 但由于物理结构的限制, 使得执行机构的输出力矩总是有限的, 这种受限控制输入的存在降低了系统的性能, 甚至使系统表现出不稳定的特性. 因此, 研究执行结构输出力矩控制受限时航天器的姿态控制系统的稳定性和鲁棒

性就显得很有必要了. 针对刚体卫星, 文献[3,4]在这方面进行了深入的研究, 并取得了一些有益的结论; 关于挠性卫星这方面的研究也有一些报导^[5]. 另外, 航天器由于挠性结构的存在, 其结构振动会严重影响航天器的稳定度. 近年来, 采用智能材料、智能结构进行振动主动控制的研究受到很多学者的广泛注意^[5~7]. 在基于智能材料的控制方法方面, 应变率反馈(strain rate feedback, SRF)^[6]控制作为一种鲁棒控制方法被提出, 简单方便、可以大幅度地提高结构的阻尼, 而且对模态频率的变化也具有很好的鲁棒性.

针对上述问题, 提出了将时变滑模面变结构控制与基于压电智能元件的振动控制技术相结合的复合

收稿日期: 2006-10-25; 收修改稿日期: 2008-07-16.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60774062); 高校博士点专项科研基金资助项目(20070213061); 教育部留学回国人员科研启动基金资助项目; 黑龙江省留学回国人员科学基金资助项目(LC08C01).

控制方法. 在基于拉格朗日方法建立的挠性卫星非线性、低阶动力学模型基础上, 给出了变结构输出反馈姿态控制器的设计方法, 并通过采用将线性滑模面和时变滑模面相结合的一种切换机制来完成卫星的快速姿态机动; 为了减小抖动, 将控制器中的符号函数替代为双曲正切函数. 为了抑制挠性结构的振动, 采用分布式压电元件作为作动器, 设计了应变率反馈补偿器以增加挠性结构的阻尼, 使其振动能够快速衰减. 最后, 将提出的控制方法应用于三轴挠性卫星的姿态机动控制, 结果表明该方法在推力器的控制受限条件下, 完成姿态机动的同时, 有效地抑制挠性附件的振动, 具有良好的过渡过程品质.

2 挠性卫星模型(Flexible satellite model)

采用四元数描述卫星姿态, 其运动学方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \mathcal{Q}^T(q_0, q) \omega. \quad (1)$$

其中: ω 为星体角速度, $[q_0 \ q^T]^T$ 为姿态四元数, 且满足 $q_0^2 + q^T q = 1$. 这里

$$\mathcal{Q}(q_0, q) = \begin{bmatrix} -q_1 & q_0 - q_3 & q_2 \\ -q_2 & q_3 & q_0 - q_1 \\ -q_3 - q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

为了有效地抑制帆板的振动, 在挠性帆板上粘贴具有各相同性的压电作动器来抑制挠性结构的振动, 粘贴有压电智能元件挠性卫星的动力学模型^[7]:

$$\mathcal{J} \dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = \text{sat}(u(t)) - \omega \times (\mathcal{J} \omega + \delta^T \dot{\eta}) + T_d, \quad (3)$$

$$\ddot{\eta} + C \dot{\eta} + K \eta + \delta \dot{\omega} = -\delta_1 \mu_p, \quad (4)$$

其中模型中的参数定义可参考文献^[7]. 如果将外部干扰力矩 T_d , 耦合项 $\delta^T \ddot{\eta}$ 和 $\omega \times \delta^T \dot{\eta}$ 看作为系统的总的干扰项, 则式(3)可改写为

$$\mathcal{J} \dot{\omega} = -\omega \times \mathcal{J} \omega + \text{sat}(u(t)) + \bar{T}_d(t), \quad (5)$$

式中 $\bar{T}_d(t) = T_d - \delta^T \ddot{\eta} - \omega \times \delta^T \dot{\eta}$.

在给出主要结论之前, 首先给出下面2个假设:

假设 1 控制力矩向量 $\mu(t)$ 的分量满足约束

$$|u_i(t)| \leq u_{\max}, \quad \forall t > 0, \quad i = 1, 2, 3, \quad (6)$$

式中 $u_{\max} = \min_i [u_{\max(i)}]$ 定义为执行结构饱和值.

假设 2 假设挠性结构的振动位移及其速率在机动过程中, 通过设计控制 u_p , 使得 $\|\eta(t)\|$ 和 $\|\dot{\eta}(t)\|$ 有界; 另外, 假设外部干扰力矩也是有界, 则总的干扰力矩 \bar{T}_d 满足下面约束:

$$|\bar{T}_d(t)| \leq d_{\max} < (1 - \beta) u_{\max}, \quad \forall t > 0, \quad i = 1, 2, 3. \quad (7)$$

3 变结构姿态控制器设计(Variable structure attitude controller design)

3.1 线性滑模面变结构控制器设计(Variable structure attitude controller design with linear sliding surface(VSCLSS))

选取如下的滑模面:

$$\sigma = \omega + kq, \quad (8)$$

式中矩阵 k 为待设计的正定矩阵. 设计如下线性和非线性控制相结合的控制规律:

$$u = \omega \times \mathcal{J} \omega - \frac{1}{2} \mathcal{J} k(q_0 \omega) + [q \times] \omega - K_1 \sigma - D_1 \text{sgn} \sigma. \quad (9)$$

式中: 矩阵 K_1 和 D_1 为正定矩阵, 且 D_1 满足 $\min_i D_{1i} > \|\bar{T}_d\|$. 利用控制规律式(9)可得

$$\sigma^T \dot{\sigma} = \sigma^T \mathcal{J}^{-1} [\bar{T}_d - K_1 \sigma - D_1 \text{sgn} \sigma] < 0. \quad (10)$$

为了克服传统变结构控制的缺点, 下面给出一种时变滑模变结构控制的设计方法.

3.2 时变滑模面的变结构控制器设计(VSCTVSS)(Variable structure attitude controller design with time-varying sliding surface)

选取类似线性滑模面(8)的时变滑模面^[4]:

$$\sigma = \omega + k(t)q. \quad (11)$$

其中 $k(t)$ 为时变控制参数, 其时间导数为

$$\begin{aligned} \dot{k}(t) = & -\gamma_k \gamma_c k(q^T q + \gamma_d) + \gamma_k (1 - \beta) \times \\ & u_{\max} q^T \{ \tanh(\sigma/p^2) + \tanh(kq/p^2) \}. \end{aligned} \quad (12)$$

这里: $0 < \beta \leq 1$, γ_k , γ_d 和 γ_c 为正常数, 而 $p^2(t)$ 定义为

$$\begin{aligned} p^2(t) = & p_0^2 e^{-\gamma_p 6\alpha(1-\beta)u_{\max} t} + \\ & \gamma_p \gamma_c \int_0^t (\exp[-\gamma_p 6\alpha(1-\beta)] u_{\max}(t - \tau) \times \\ & k(\tau)^2 [q(\tau)^T q(\tau) + \gamma_d]) d\tau. \end{aligned} \quad (13)$$

其中: 参数 γ_p 为正常数, α 的选取满足下面的不等式:

$$0 \leq q|x|(1 - \tanh|x/y|) \leq \alpha q|y| \quad (14)$$

对所有的实数 x 及非零实数 y .

对于时变滑模面(11), 设计如下的线性控制和非线性控制相结合的控制规律:

$$u = -\beta u_{\max} q - (1 - \beta) u_{\max} \tanh(\sigma/p^2). \quad (15)$$

定理 1 考虑系统(2)~(5), 满足假设1,2, 如果选择控制律的参数 γ_k , γ_d 及初值 $k(0)$ 使得参数 $k(t)$ 慢

于 q 收敛于0,则系统最终到达滑膜面 $\sigma = 0$,且当 $t \rightarrow +\infty$ 时,姿态四元数和姿态角速度分别收敛于0,即 $q \rightarrow 0, \omega \rightarrow 0$.

证 对于系统(2)~(5),定义Lyapunov函数为

$$V = \frac{1}{2}\omega^T \mathcal{J}\omega + 2\beta u_{\max}(1 - q_0) + \frac{k^2}{2\gamma_k} + \frac{p^2}{\gamma_p}, \quad (16)$$

对其求时间导数并利用式(12)~(15)可得

$$\dot{V} \leq [d_{\max} - (1 - \beta)u_{\max}](\|\sigma\|_1 + \|kq\|_1) \leq 0. \quad (17)$$

这里: $\|\cdot\|_1$ 定义为 $\|x\|_1 = \sum_{i=1}^3 |x_i|$,对向量 $x \in \mathbb{R}^3$,或称作为向量的1范数.由于 $\|\omega_1\|$ 和 $\|kq_1\|$ 在区间 $[0, +\infty)$ 是一致连续函数,根据Barbalat's引理^[8],下面式(18)的极限存在:

$$\lim_{t \rightarrow +\infty} \omega = 0, \quad \lim_{t \rightarrow +\infty} kq = 0. \quad (18)$$

由式(12)可知, $k(t)$ 收敛于0的快慢取决于参数 γ_k, γ_d 及其初值 $k(0)$.为此,为了保证 q 快于 k 收敛于0,要选择合适的控制器参数 γ_k, γ_d 和 $k(0)$,使得当 $\lim_{t \rightarrow +\infty} \omega = 0$ 和 $\lim_{t \rightarrow +\infty} q = 0$,即时变滑膜面 $\lim_{t \rightarrow +\infty} \sigma(t) = 0$ 时,仍未收敛于0.由此,姿态四元数和姿态角速度将分别收敛于0, $q \rightarrow 0, \omega \rightarrow 0$. 证毕.

3.3 线性-时变滑膜面相结合的变结构控制器设计(VSCSM)(Variable structure attitude controller design with switching mechanism)

由3.2节的分析可知,为了保证 q 快于 k 收敛于0,需要对控制器参数进行在线的反复调整,这将给设计者带来很多的不便.而对于传统的变结构控制,由式(8)可知,其滑膜面为线性的,当 $t \rightarrow +\infty$ 时,一旦滑动条件满足,则有 $q \rightarrow 0, \omega \rightarrow 0$.为此,为了充分利用两者的优点,本节提出了一种切换机制,使得将3.1节提出的线性滑膜面和3.2节提出的时变滑膜面进行有机的相结合.其切换机制的描述如为

$$\begin{cases} \text{时变滑膜面} \rightarrow \text{线性滑膜面, 当}\|\sigma\|_1 < \varepsilon, \\ \text{线性滑膜面} \rightarrow \text{时变滑膜面, 当}\|\sigma\|_1 < \varepsilon + \Delta. \end{cases} \quad (19)$$

式中:“ \rightarrow ”表示切换, ε 和 Δ 为正常数,其中 Δ 是为了防止当系统在线性滑膜面运动时,由于外部干扰而使系统状态滑动到时变滑膜面的滞后参数.根据上述的切换机制,可得如下新的滑膜面:

$$\sigma = \begin{cases} \omega + k(t)q, & \text{当}\|\sigma\|_1 > \varepsilon, \\ \omega + \bar{k}q, & \text{当}\|\sigma\|_1 < \varepsilon. \end{cases} \quad (20)$$

式(20)中的参数 $k(t)$ 满足

$$\begin{cases} \dot{k}(t) = \\ -\gamma_k(1 - \beta)u_{\max}q^T \{ \tanh(\sigma/p^2) + \\ \tanh(\frac{kq}{p^2}) \} - \gamma_k\gamma_c k(q^T q + \gamma_d), & \text{当}\|\sigma\|_1 > \varepsilon, \\ \dot{k}(t) = 0 \text{和} k = \bar{k}, & \text{当}\|\sigma\|_1 < \varepsilon. \end{cases} \quad (21)$$

这里 $\bar{k}(t)$ 为正定矩阵,其设计原理同式(8).

设计如下控制规律:

$$u = -\beta u_{\max}q - (1 - \beta)u_{\max} \tanh(\sigma/p^2), \quad (22)$$

式中参数定义同式(15).

4 主动振动抑制补偿器设计(Active vibration compensator design)

考虑到姿态角速度和其加速度将趋于零,也即当 $t \rightarrow 0$ 时, $\lim_{t \rightarrow 0} \omega = \dot{\omega} = 0$;此时,挠性结构的振动方程将从姿态运动方程中解耦出来,解耦的挠性结构振动方程为

$$\ddot{\eta}(t) + C\dot{\eta}(t) + K\eta(t) = -\delta_1 u_p(t). \quad (23)$$

设计应变速率反馈(SRF)振动补偿器的结构为^[6]

$$\ddot{\xi}(t) + \bar{C}_f \dot{\xi}(t) + \bar{K}_f \xi(t) = \bar{K}_f \dot{\eta}(t). \quad (24)$$

其中: $\eta(t)$ 为结构的模态坐标, $\xi(t)$ 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,则结构振动方程和补偿器方程可写为矩阵方程为

$$\begin{bmatrix} \ddot{\eta}(t) \\ \dot{\xi}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C & 0 \\ -\bar{K}_f & \bar{C}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\eta}(t) \\ \xi(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K & \delta_1 GK \\ 0 & \bar{K}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta(t) \\ \xi(t) \end{bmatrix} = 0, \quad (25)$$

其中 G 为增益矩阵.由文献^[6]可知,为了取得较好的振动效果,补偿器频率应尽量大于某阶抑制模态的频率.

5 仿真结果和比较(Simulation results and comparison)

为了验证本文设计方法的有效性,采用文献^[7]中所给出的挠性卫星的物理参数.在仿真过程中,考虑卫星为了完成某项任务需要进行 160° 的大角度姿态机动.给定的任务是使卫星从初始状态 $[0.173648 \quad -0.263201 \quad 0.789603 \quad -0.526402]^T$ 和 $\omega(0) = 0$ 机动到期望的状态 $[q_{0d} \quad q_d]^T = [1 \quad 0]^T$ 和 $\omega_d(0) = 0$.另外,模态的振动能量用 $E = \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \eta^T \eta$ 来表示.将上述3种控制方案分别与主动振动控制相结合来实现大角度的姿态机动,其仿真结果如图1~图3所示.挠性结构的振动能够显著地被抑制

掉, 从而使得推力器的开关次数明显减少, 且对3种不同姿态控制系统, 其到达期望位置时间也有所减少, 分别约为40 s, 140 s和50 s. 图中(a)为姿态四元数和姿态角速度曲线, (b)为振动模态和振动能量曲线.

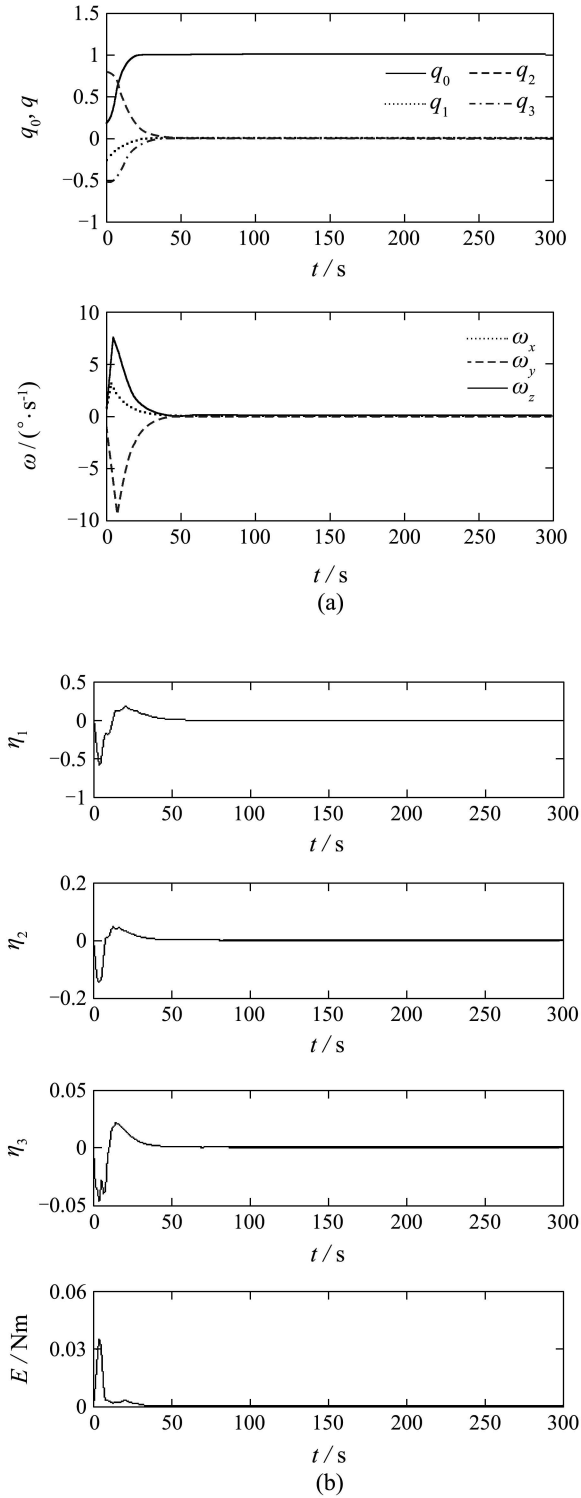


图 1 采用线性滑模面变结构控制器与主动振动 SRF 补偿器
Fig. 1 Attitude maneuver using VSCLSS integrated with SRF compensator

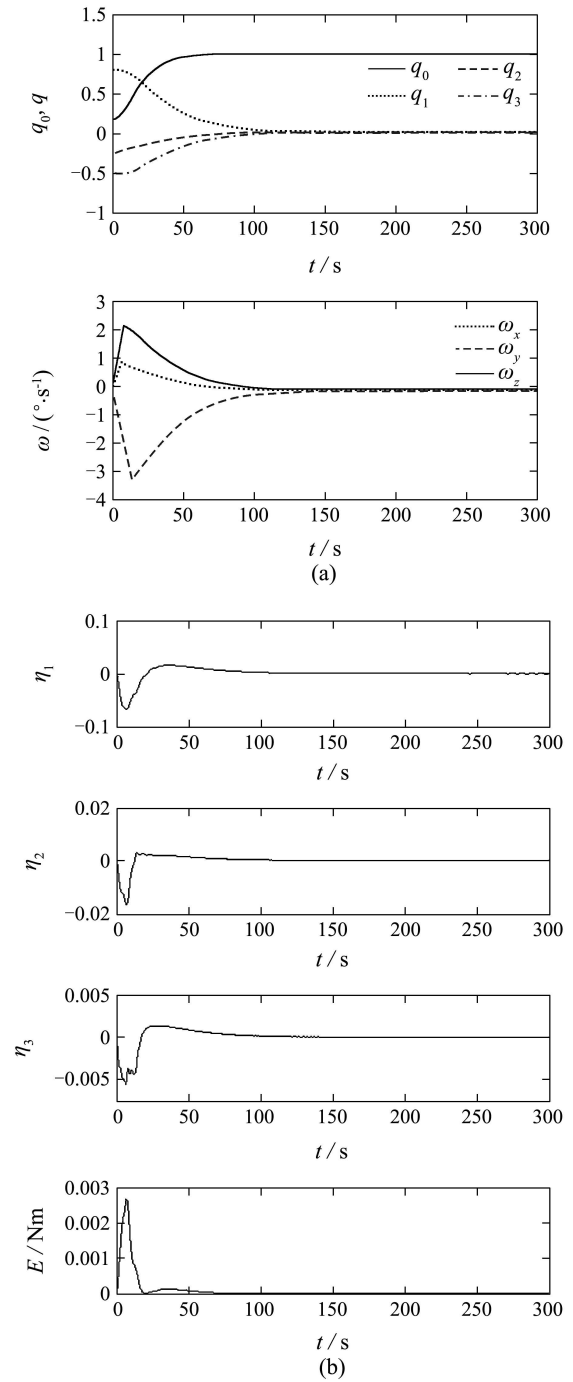
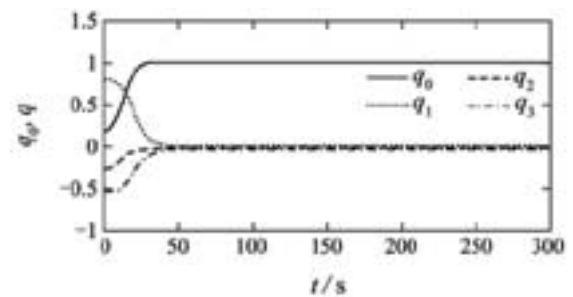


图 2 采用时变滑模面变结构控制器与主动振动 SRF 补偿器
Fig.2 Attitude maneuver using VSCTVSS integrated with SRF compensator



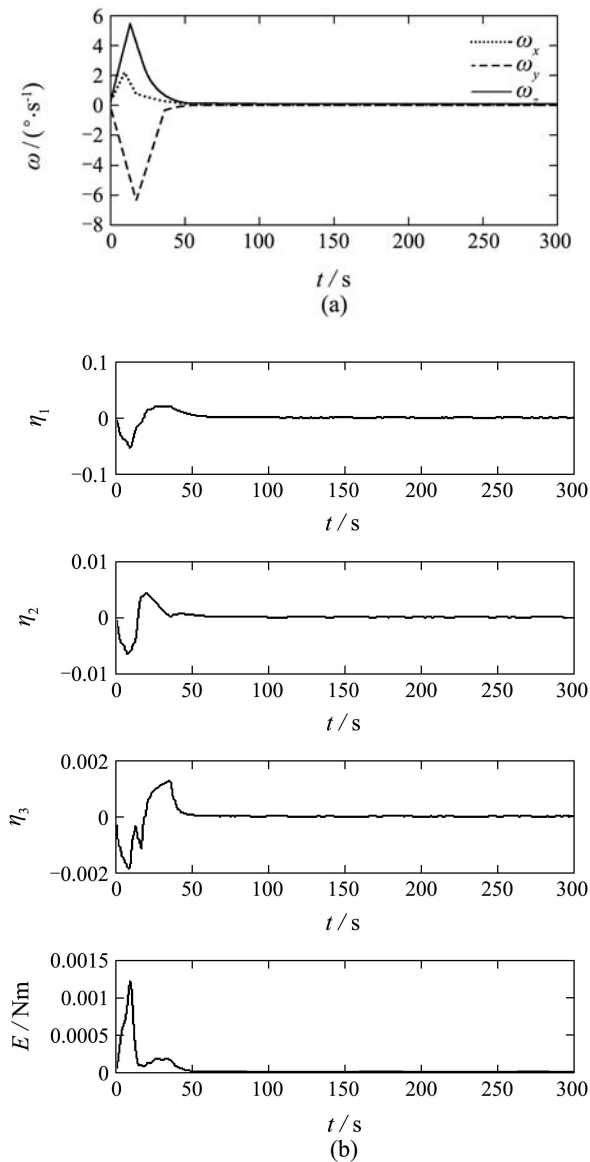


图3 采用线性-时变滑模面变结构控制器与主动振动SRF补偿器

Fig.3 Attitude maneuver using VSCSM integrated with SRF compensator

6 结论(Conclusion)

针对带有输入受限的挠性卫星三轴姿态机动与振动抑制问题,提出了一种改进型线性-时变滑模面变结构控制和基于压电智能材料的主动振动抑制技术相结合的复合控制方法.通过将线性滑模面和时

变滑模面进行有机的结合,并且显示考虑执行机构的饱和特性,使得推力器开关次数显著减少,明显提高了系统的收敛速度;以压电陶瓷作为作动器,基于主动振动控制方法设计的应变率反馈补偿器可以大幅度地提高挠性结构振动模态的阻尼,进一步抑制了挠性结构的残余振动.仿真表明,挠性结构的振动能够迅速衰减,对挠性结构的振动抑制有着十分明显的效果.

参考文献(References):

- [1] CRASSIDIS J L, MARKLEY F L. Sliding mode control using modified Rodrigues parameters[J]. *Journal 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] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Robust tracking control design for spacecraft under control input saturation[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(4): 627 – 633.
- [4] WALLSGROVE R J, AKELLA M R. Globally stabilizing saturated attitude control in the presence of bounded unknown disturbances[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2005, 28(5): 957 – 963.
- [5] HU Q L, MA G F. Control of three-axis stabilized flexible spacecrafts using variable structure strategies subject to input nonlinearities[J]. *SAGE Journal of Vibration and Control*, 2006, 12(6): 659 – 681.
- [6] SONG G, KOTEJOSHYER B. Vibration reduction of flexible structures during slew operations[J]. *International Journal of Acoustics and Vibration*, 2002, 7(2): 105 – 109.
- [7] GENNARO S D. Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, 2003, 39(3): 747 – 759.
- [8] SLOTINE J J E, LI W. *Applied Nonlinear Control*[M]. New York: Prentice-Hall, 1991.

作者简介:

胡庆雷 (1979—),男,博士,哈尔滨工业大学副教授,研究方向为变结构控制、航天姿态控制、主动振动控制等, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn;

马广富 (1963—),男,哈尔滨工业大学教授,博士生导师,研究方向为深空探测、测试技术、挠性系统、振动控制等, E-mail: magf@hit.edu.cn;

姜野 (1976—),男,哈尔滨工业大学博士研究生,研究方向为非线性控制、航天姿态控制等, E-mail: jiangye@hit.edu.cn;

刘亚秋 (1971—),男,东北林业大学副教授,研究领域为智能控制与软计算理论、自适应控制等, E-mail: yqliu@hit.edu.cn.