

带有干扰的挠性卫星非线性姿态输出反馈控制*

胡庆雷 肖冰 马广富

(哈尔滨工业大学控制科学与工程系, 哈尔滨 150001)

摘要 针对挠性卫星在飞行过程中存在参数不确定性、干扰(常值扰动和正弦扰动)及挠性附件的振动控制问题,提出了一类基于输出反馈控制系统的鲁棒设计方法,该设计仅利用姿态四元数输出信息,而无需角速度、挠性变形位移及其速率测量信息;同时,在控制中又引入积分环节用于减小常值干扰引起的稳态误差,并且控制器参数的选者并不依赖于系统参数,基于 Lyapunov 理论证明了所设计的控制器保证了姿态的稳定和模态振动的衰减;最后,将该方法应用于挠性卫星的姿态机动控制,仿真结果表明该控制器不仅对参数不确定性具有很好的鲁棒性,而且能够有效消除常值干扰和正弦干扰的影响,在完成姿态机动控制的同时,能够抑制挠性附件的结构振动,具有良好的过渡过程品质.

关键词 挠性卫星, 输出反馈控制, 振动抑制, 姿态控制

引言

现代卫星通常带有大型太阳翼,这种大挠性、低阻尼的结构容易受到外界干扰及其结构自身参数的摄动而发生振动,进而使刚体三轴指向精度降低,甚至使姿态失稳;另外,在轨卫星不可避免地受到各种力矩的干扰,主要包括由于轨控和各种环境力矩引起的常值干扰,以及外部激励诱导的各种周期干扰,并且这些干扰力矩的大小具有不确定性;同时,由于燃料的消耗、太阳帆板的转动以及有效载荷的运动也将会引起卫星惯量参数的变化,即卫星的惯量参数通常也是存在参数不确定性. 因此,寻求一种鲁棒主动控制方法来实现空间挠性卫星的高精度、高稳定控制成为学者关注和研究的热点之一.

变结构控制由于具有良好的鲁棒性和处理非线性问题的一些独到优点,如当系统进入滑动模式后具有对参数变化和外部扰动不敏感的特性,在挠性航天器的控制上得到了很多研究者的关注. 文献[1-4]研究了挠性航天器的变结构控制方法,然而控制器的设计需要预先精确地确定参数不确定性的上确界;通常来说,如果这些变化的上界估计的过高或过低,会加重滑模控制系统的抖振,严重地影响卫星姿态的控制精度. 针对这一问题,文献

[5,6]研究了自适应控制技术在挠性航天器系统中的应用,该方法能够很好的在线估计这些不确定性界函数的上确界. 文献[7-10]通过将自适应与变结构控制相结合,提出了一类复合鲁棒挠性航天器姿态控制方法;但是在这些方法中,一方面控制器的设计并没有考虑外部干扰力矩的影响,即使考虑也是假设其外部干扰力矩为满足一些特定的约束,特别地,常值干扰抑制问题是航天器姿态控制的一个长期以来相关研究者着力攻克的难题;另一方面,由于在线自适应控制技术的引入,使得控制器的计算量增加,从而阻碍这类方法在实际挠性卫星姿态控制的应用.

另外,在实际的航天工程中,角速率敏感器,尤其是高精度的敏感器,一方面由于其费用是相当昂贵,在研制经费有限的情况下,可以考虑不安装这样的速率敏感器,仅通过姿态信息敏感器的测量来完成姿态控制任务;另一方面,即使安装了这些高精度角速率敏感器,如果敏感器存在故障,导致其工作失效,就将无法继续得到角速度信息;因此,为了降低卫星研制成本或者作为角速率敏感器失效后的一种备份方法,研究姿态输出反馈控制有一定的理论和工程价值. 文献[11]针对刚体卫星姿态输出反馈控制问题,设计了基于模型的二阶观测器;文献[12]设计了一类滑模观测器,通过对角速

2009-06-24 收到第1稿,2009-09-11 收到第1稿.

* 国家自然科学基金(60774062),高等学校博士学科点专项科研基金(20070213061),教育部留学回国人员科研启动基金,黑龙江省留学回国人员科学基金(LC08C01)

度信号进行观测,实现了输出反馈控制;然而由于设计观测器和动态补偿器的方法增加了系统的复杂性,并且由于系统存在非线性和不确定性,观测器的状态会和实际的在状态存在偏差,不一定达到理想的控制效果.文献[13]针对刚体航天器设计了非线性PI输出反馈姿态调节控制器,利用Lyapunov定理进行了稳定性证明.文献[14]针对姿态调节问题,采用四元数作为姿态描述,采用无源化方法设计了输出反馈控制器.文献[15]采用修正罗德里格参数描述,在转动惯量未知时采用自适应控制方法实现了对转动惯量的辨识,并且通过构建高通滤波器实现了无需要角速度测量的输出反馈姿态跟踪控制.针对挠性航天器,文献[16,17]考虑仅当姿态角是可测时,设一种动态输出反馈控制器,对姿态角速率、挠性模态和挠性模态速率进行估计,并实现大角度姿态机动和对挠性附件的振动抑制.

在上述研究的基础上,研究了挠性卫星三轴同时姿态机动时的姿态控制和挠性附件的振动抑制问题,提出了一种仅利用姿态输出信息的鲁棒控制方法;该方法通过设计一个低通线性滤波器来实现姿态反馈控制,而无需对姿态角速率、挠性模态和挠性模态速率进行估计,并在控制中引入积分环节,以减小常值干扰引起的常值稳态误差;同时控制器参数的设计不依赖于系统参数、干扰力矩的界函数和挠性模态个数,从而保证对系统具有很强的鲁棒性,并基于Lyapunov方法从理论上证明了系统的稳定性和挠性模态的衰减性.最后,将该方法应用于卫星的姿态机动控制,仿真验证了方法的可行性和有效性,具有潜在的应用前景.

1 挠性卫星姿态动力学与运动学方程

考虑一类带有挠性附件的卫星,假设挠性附件的弹性变形为小量,则其动力学方程为^[18]:

$$J\dot{\omega} + \delta^T \dot{\eta} = -S(\omega)J\omega + u(t) + d(t) \quad (1a)$$

$$\dot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta + \delta\omega = 0 \quad (1b)$$

其中 J 为对称正定转动惯量矩阵, δ 为刚-柔耦合矩阵, $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 为本体坐标系相对于惯性坐标的本体坐标系下的姿态角速度矢量, $u(t)$ 为作用在星体上的控制力矩, $d(t)$ 为卫星受到的外部干扰力矩(并包括一些忽略的非线性耦合项),矩阵 C 和 K 分别为阻尼和刚度矩阵,分别定义为:

$$C = \text{diag} \{ 2\xi_i \Lambda_i^{1/2}, i = 1, 2, \dots, n \},$$

$$K = \text{diag} \{ \Lambda_i, i = 1, 2, \dots, n \} \quad (2)$$

其中 n 为所考虑模态个数, $\Lambda_i^{1/2}$ 为第 i 个模态振动频率, ξ_i 为第 i 个模态的阻尼比,本文所考虑的挠性卫星结构图由图1所示:

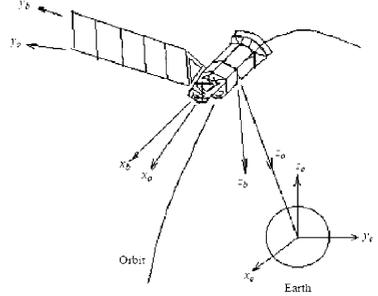


图1 带有太阳帆板的卫星结构图

Fig. 1 Spacecraft with flexible solar arrays

定义叉乘矩阵 $S(\omega)$ 为:

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

本文采用四元素来描述卫星的姿态,则其运动学为^[18]:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} E(q_0, q) \omega \quad (4)$$

其中 $[q_0 \ q^T]^T$ 为定义的四元数,且满足约束 $q_0^2 + q^T q = 1$,矩阵 $E(q_0, q) \triangleq \begin{bmatrix} -q^T \\ q_0 I_{3 \times 3} - S(q) \end{bmatrix}$,且其具有如下性质:

$$E(q_0, q)^T E(q_0, q) = I_{3 \times 3} \quad (5a)$$

$$E(q_0, q)^T q = 0 \quad (5b)$$

$$\omega = 2E(q_0, q)^T \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \end{bmatrix} \quad (5c)$$

这些性质将在后续的证明推导中利用.

控制目标:针对系统(1)和(4),在考虑挠性卫星转动惯量不确定和带有常值干扰力矩存的情况下,仅利用卫星姿态的输出信息,设计一类非线性输出反馈控制器,在完成姿态 rest-to-rest 机动控制的同时,抑制卫星挠性附件的结构振动;即可描述为:设计控制器,使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} q = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} q_0 = 1, \lim_{t \rightarrow \infty} \omega = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \eta = 0$ 和 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\eta} = 0$.

2 非线性输出反馈控制器设计

为实现设计的控制目标,并便于控制器设计,

引入辅助变量

$$\varphi = \eta + \delta\omega \quad (6)$$

利用式(1b),且定义变量 $\psi = [\eta^T \ \varphi^T]^T$,可得

$$\dot{\psi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K & -C \end{bmatrix} \psi + \begin{bmatrix} -\delta \\ C\delta \end{bmatrix} \omega \quad (7)$$

由此,式(1a)可改写为:

$$J_0 \dot{\omega} = -S(\omega)J_0\omega + u(t) + d(t) + \delta^T [K \ C] \psi - (\delta^T C\delta + S(\omega)\delta^T \delta)\omega \quad (8)$$

其中 $J_0 \underline{\underline{\Delta}} J - \delta^T \delta$;这里假设 J_0 仍然为正定对称矩阵.

对于式(8)描述的系统,定义辅助变量^[13]:

$$\dot{\chi}(t) = -\chi(t) + 2k_x q(t) + k_i \int_0^t q(\tau) d\tau \quad (9)$$

其中 $k_x, k_i > 0$,且满足 $k_p - \frac{1}{2}k_i^2 > 0$.

构造非线性输出反馈控制器

$$u(t) = -(k_p + 2k_x(k_x - k_i)q_0)q - k_i(k_x - k_i/2)(q_0 I + S(q)) \int_0^t q(\tau) d\tau - k_i(k_x - k_i/2)(S^T(q) - q_0 I)\chi \quad (10)$$

可有如下结论:

定理 1: 对于式(1)与(4)描述的挠性卫星姿态控制系统,如果 $d=0$,对于选定适当的参数 k_p, k_i 和 k_x ,控制律(10)可以保证闭环系统是全局渐近稳定的,且实现上述的控制目标.

证明:选取 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2}\omega^T J_0 \omega + k_p [(q_0 - 1)^2 + q^T q] + \frac{1}{2}\dot{\chi}^T \dot{\chi} - k_i q^T \dot{\chi} + \frac{1}{2}\psi^T P \psi \quad (11)$$

其中 $P^T = P > 0$,且存在矩阵 $Q^T = Q > 0$ 满足

$$P \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K & -C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -K \\ 1 & -C \end{bmatrix} P^T = 2Q \quad (12)$$

若定义变量:

$$x = [(1 - q_0) \ q^T \ \omega^T \ (\dot{\chi} - k_i q)^T \ \psi^T]^T \quad (13a)$$

和对角矩阵

$$R = \text{diag} \left[k_p, \left(k_p - \frac{1}{2}k_i^2 \right), \frac{1}{2}J_0, \frac{1}{2}, \frac{1}{2}P \right] \quad (13b)$$

且选择参数 k_p 与 k_i 使得 $k_p \neq \frac{1}{2}k_i$,则有

$$c_1 \|x\|^2 \leq V = x^T R x \leq c_2 (R) \|x\|^2 \quad (14)$$

其中 c_1 和 c_2 分别为矩阵 R 的最小和最大奇异值.

对 Lyapunov 函数求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \omega^T J \dot{\omega} + k_p (2(q_0 - 1)\dot{q}_0 + 2q^T \dot{q}) + \dot{\chi}^T \dot{\chi} - k_i q^T \dot{\chi} + \\ & \psi^T P \dot{\psi} = \omega^T (-S(\omega)J_0\omega + u + \delta^T [K \ C] \psi - \\ & (\delta^T C\delta + S(\omega)\delta^T \delta)\omega) + k_p [- (q_0 - 1)q^T \dot{\omega} + \\ & q^T (q_0 I - S(q))\omega] + \dot{\chi}^T (-\dot{\chi} + 2k_x \dot{q} + k_i \dot{q}) - \\ & k_i \dot{\chi}^T \dot{q} - k_i q^T (-\dot{\chi} + 2k_x \dot{q} + k_i \dot{q}) + \psi^T p \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K & -C \end{bmatrix} \psi + \\ & \psi^T p \begin{bmatrix} -\delta \\ C\delta \end{bmatrix} \omega = -(\dot{\chi} - k_i q)^T (\dot{\chi} - k_i q) - \omega^T \delta^T C \delta \omega - \\ & \psi^T Q \psi + \omega^T \delta^T [K - P \ C + CP] \psi \end{aligned} \quad (15)$$

如果选取 Q 和 P 使得

$$\Pi = \begin{bmatrix} \delta^T C \delta & -\frac{\delta^T [K - P \ C + CP]}{2} \\ -\frac{[K - P \ C + CP] \delta}{2} & Q \end{bmatrix} \quad (16)$$

则有

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -(\dot{\chi} - k_i q)^T (\dot{\chi} - k_i q) - [\omega^T \ \psi^T] \Pi \begin{bmatrix} \omega \\ \psi \end{bmatrix} \leq \\ & -(\dot{\chi} - k_i q)^T (\dot{\chi} - k_i q) \leq 0 \end{aligned} \quad (17)$$

由此可知, ω 和 $\dot{\chi}$ 是一致有界的,且 $\lim_{t \rightarrow \infty} V(t) = V(\infty)$ 存在.

对不等式(17)两边积分得:

$$\int_0^\infty \|(\dot{\chi} - k_i q)\|^2 dt = V(0) - V(\infty) \quad (18)$$

并利用 Barbalat 引理可知,当 $t \rightarrow \infty$ 时, $(\dot{\chi} - k_i q) \rightarrow 0$ 和 $(\dot{\chi} - k_i q) \rightarrow 0$;由此可推导出 $\lim_{t \rightarrow \infty} q = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} q_0 = 1$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega = 0$ 和 $\lim_{t \rightarrow \infty} \psi = 0$. 证毕

当考虑外部干扰力矩时,即 $d \neq 0$ 时;假设外部干扰力矩为有界的,则有如下推论:

推论 1: 对于式(1)与(4)描述的卫星姿态控制系统,若外部干扰力矩有界,即 $\sup_{0 \leq \tau \leq t} \|d(\tau)\|$ 存在,对于选定适当的参数 k_p, k_i 和 k_x ,在控制律(10)的作用下,闭环系统是全局一致最终有界稳定的.

证明:取同样的 Lyapunov 函数,对其求时间导数,并考虑式(10),整理后可得:

$$\dot{V} = \omega^T d - [\omega^T \ (\dot{\chi} - k_i q)^T \ \psi^T] \Gamma \begin{bmatrix} \omega \\ (\dot{\chi} - k_i q) \\ \psi \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\text{其中 } \Gamma = \begin{bmatrix} \delta^T C \delta & 0 & -\frac{\delta^T [K - P \ C + CP]}{2} \\ 0 & I & 0 \\ -\frac{[K - P \ C + CP] \delta}{2} & 0 & Q \end{bmatrix}$$

利用不等式

$$\left\| \begin{array}{c} 1 - q_0 \\ q \end{array} \right\|^2 \leq \left\| \begin{array}{c} 1 - q_0 \\ q \end{array} \right\| \quad (20)$$

则有

$$\|x\|^2 = \left\| \begin{array}{c} 1 - q_0 \\ q \\ \omega \\ \dot{\chi} - k_i q \\ \psi \end{array} \right\|^2 \leq \left\| \begin{array}{c} 1 - \beta_0 \\ \beta \end{array} \right\| + \left\| \begin{array}{c} \omega \\ \dot{\chi} - k_i q \\ \psi \end{array} \right\|^2 \quad (21)$$

如果取 $\kappa = \min\{1, \lambda_{\min}(\Gamma)\}$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\kappa \|x\|^2 + \|\omega\| \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|d(\tau)\| + \\ &\kappa \left\| \begin{array}{c} 1 - \beta_0 \\ \beta \end{array} \right\| \leq -\kappa \|x\|^2 + \|x\| (\kappa + \\ &\sup_{0 \leq \tau \leq t} \|d(\tau)\|) \end{aligned} \quad (22)$$

若取 $0 < \theta < 1$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\theta \kappa \|x\|^2 + \|x\| (\kappa + \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|d(\tau)\| - \\ &(1 - \theta) \kappa \|x\|) \end{aligned} \quad (23)$$

如果 $\|x\| > \frac{(\kappa + \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|d(\tau)\|)}{(1 - \theta) \kappa}$, 则有

$$\dot{V}_2 \leq -\theta \kappa \|x\|^2 \leq -\frac{\theta \kappa}{c_2} V(t) \quad (24)$$

有文献[19]可知,

$$\|x\| \leq \max \left\{ 2 \sqrt{\frac{c_2}{c_1}} e^{-\frac{\theta \kappa}{2c_2} t} \|x_0\|, \sqrt{\frac{c_2}{c_1}} \frac{2}{(1 - \theta) \kappa} (\kappa + \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|d(\tau)\|) \right\} \quad (25)$$

由此,系统是全局一致最终有界稳定.

注1:由控制器式(10)可知,控制器的设计不依赖于转动惯量 J 和耦合矩阵 δ , 因此控制器的设计对系统参数变化具有鲁棒性.

注2:由控制器式(10)可知,控制器的设计仅依赖于姿态输出信息,无需模态振动的输出斯信息,因此通过选取适当的控制参数,可以有效地抑制挠性附件结构振动,且不存在模态溢出问题.

注3:控制器式(10)的另外一个特点,在于其设计中引入了积分环节 $\int_0^t q(\tau) d\tau$, 该积分环节的优点在于可以减小常值干扰引起的常值稳态误差;一般来说,在控制律中显式地考虑积分环节,会给系统的稳定性分析与控制器综合带来很大困难. 本文采用一种非线性输出反馈的方法,对引入积分环节后的闭环系统稳定性进行了证明,所设计的控制

器保证了系统是一致最终有界稳定的.

注4:对于控制器式(10),在消除常值干扰的同时,对于时变外部干扰力矩也同样具有抑制作用,并且控制器参数设计也不依赖于干扰力矩的界.

3 仿真结果

为了验证本文方法的有效性,利用 MATLAB/SIMULINK 软件,对挠性卫星姿态机动控制过程进行仿真研究. 所采用的文献[17]的挠性卫星参数:

$$J = \begin{bmatrix} 1543.9 & -2.3 & -2.8 \\ -2.3 & 471.6 & -35 \\ -2.8 & -35 & 1713.3 \end{bmatrix} (\text{kgm}^2), \text{ 耦合矩阵 } \delta = \begin{bmatrix} -9.4733 & -15.5877 & 0.0052 \\ -0.5331 & 0.4855 & 18.0140 \\ 0.5519 & 4.5503 & 16.9974 \\ -12.1530 & 11.7138 & -0.0002 \\ -0.0289 & 0.0199 & 6.2378 \end{bmatrix} (\text{kg}^{1/2} \text{m}), \text{ 这$$

里仅考虑前五阶振动模态,其中振动频率分别为: $\sqrt{\Lambda_1} = 0.7400$, $\sqrt{\Lambda_2} = 0.7500$, $\sqrt{\Lambda_3} = 0.7600$, $\sqrt{\Lambda_4} = 0.7600$ 和 $\sqrt{\Lambda_5} = 1.1600$ (rad/s), 阻尼比为: $\xi_1 = 0.004$, $\xi_2 = 0.005$, $\xi_3 = 0.0064$, $\xi_4 = 0.008$ 和 $\xi_5 = 0.0085$. 在控制器的设计中,仅考虑期前四阶振动模态.

在仿真过程中,姿态和姿态角速度初值设定为: $[q_0(0) \quad q^T(0)] = [0.1736 \quad -0.5264 \quad -0.2632 \quad 0.7896]^T$, $\omega(0) = [0 \quad 0 \quad 0]^T$ (rad/s); 其中外部干扰力矩设定为:

$$d(t) = \begin{bmatrix} 3\cos(10\omega_0 t) + 4\sin(3\omega_0 t) - 10 \\ -1.5\sin(2\omega_0 t) + 3\cos(5\omega_0 t) + 15 \\ 3\sin(10\omega_0 t) - 8\sin(4\omega_0 t) + 10 \end{bmatrix} \times 10^{-4} \quad (26)$$

其中 $\omega_0 = 0.1$ (rad/s); 如图2所示. 在仿真中,为了便于与本文提出方法(NAOFC)的比较,将采用传统的PID控制方法完成 rest-to-rest 的机动任务,其中考虑到角速度不可测量,采用如下估计策略来实现角速度得反馈:

$$\omega = 2E(q_0, q)^T \begin{bmatrix} \frac{q_0(t-T) - q_0(t-2T)}{T} \\ \frac{q(t-T) - q(t-2T)}{T} \end{bmatrix} \quad (27)$$

其中 T 为仿真采样时间,这里取 $T = 0.002$ (sec); 两种控制策略的仿真结果如图 3-5 所示,并可以得到如下结论:

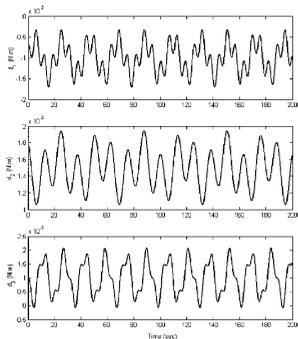


图2 外干扰力矩响应曲线
Fig.2 Time responses of external disturbances

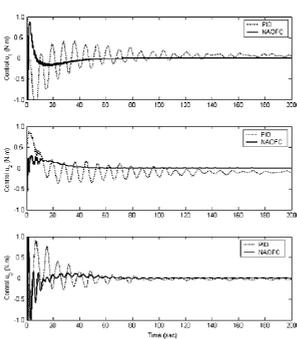


图3 控制力矩响应曲线
Fig.3 Time responses of control torques

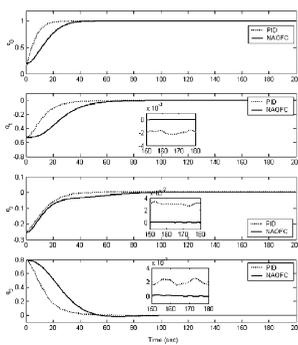


图4 姿态四元数响应曲线
Fig.4 Time responses of quaternions

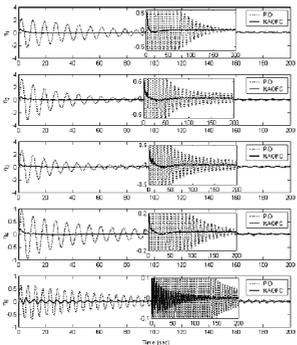


图5 模态振动响应曲线
Fig.5 Time responses of elastic vibration

(1) 比较两组仿真结果可以看出,尽管两种控制算法均可以保证系统是稳定的,并且由于几项控制项的引入,对常值干扰力矩具有抑制作用,但是相对于传统的 PID 控制,其对周期干扰力矩的抑制能力比较差,导致姿态存在轻微的震荡;

(2) 比较两组仿真结果可以看出,对于传统的 PID 控制,其对挠性振动的抑制能力比较差,并且在姿态机动结束后,仍然存在结构的震荡,增加姿态的震荡,从而使得姿态指向精度进一步降低。

另外,对于存在参数不确定性时,考虑转动惯量变化,对其也进行仿真研究,仿真结果具有图 3-5 的趋势,在此其仿真结果略去。

综上所述,所设计的鲁棒控制能保证在姿态角速度输出信息的情况下,使卫星姿态控制指向精度和稳定精度能够达期望的精度要求,仿真结果与理论分析相符合。

4 结论

考虑存在参数不确定性、外部干扰力矩和姿态角速度不能测量的情况下,研究了一类挠性卫星非线性姿态输出反馈控制系统的设计问题;该方法通过设计一个低通线性滤波器来实现姿态反馈控制,而无需对姿态角速率、挠性模态和挠性模态速率进行估计;同时,在控制中引入积分环节,以减小常值干扰引起的常值稳态误差;此外控制器参数的设计不依赖于系统参数、干扰力矩的界函数和挠性模态个数,从而保证对系统具有很强的鲁棒性,并且结构简单,容易工程实现,因此,本文提出的这种非线性输出反馈控制方法有广泛的应用前景,并且为实现卫星在轨长时间自主运行奠定理论基础。

参 考 文 献

- Iyer A, Singh S N. Variable structure slewing control and vibration damping of flexible spacecraft. *Acta Astronautica*, 1991, 25(1):1~9
- 赵艳彬,王萍萍,王本利,马兴瑞. 挠性飞行器姿态稳定鲁棒变结构控制. *动力学与控制学报*, 2005, 3(3):1~6 (Zhao Y B, Wang P P, Wang B L, Ma X G. Application of variable structure robust attitude controller to flexible spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2005, 3(3):1~6 (in Chinese))
- 李俊峰,林原. 重力梯度卫星大角度姿态机动的变结构控制. *动力学与控制学报*, 2003, 1(1):66~69 (Li J F, Lin Y. Sliding mode control for large angle maneuvers of gravity gradient stabilized satellite. *Journal of Dynamics and Control*, 2003, 1(1):66~69 (in Chinese))
- Hu Q L, Ma G F. Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(4):307~317
- Maganti G B, Singh S N. Simplified adaptive control of an orbiting flexible spacecraft. *Acta Astronautica*, 2007, 61(7-8):575~589
- Singh S N, Zhang R. Adaptive output feedback control of spacecraft with flexible appendages by modeling error compensation. *Acta Astronautica*, 2004, 54(4):229~243
- Zeng Y, Araujo A D, Singh S N. Output feedback variable structure adaptive control of a flexible spacecraft. *Acta Astronautica*, 1999, 44(1):11~22

- 8 Hu Q L, Shi P, Gao H J. Adaptive variable structure and commanding shaped vibration control of flexible spacecraft. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(3): 804 ~ 815
- 9 Singh S N, Araujo A D. Adaptive control and stabilization of elastic spacecraft. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1999, 35(1):115 ~ 12???
- 10 Shahravi M, Kabganian M, Alasty A. Adaptive robust attitude control of a flexible spacecraft. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2006, 16(6):287 ~ 302
- 11 Caccavale F, Villani L. Output feedback control for attitude tracking. *Systems and Control Letters*, 1999, 38(2): 91 ~ 98
- 12 McDuffie J H, Shtessel Y B. A sliding mode controller and observer for satellite attitude control. *AIAA Guidance Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 1997: 1613 ~ 1619
- 13 Subbarao K, Akella M R. Differentiator - free nonlinear proportional - integral controllers for rigid - body attitude stabilization. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(6): 1092 ~ 1096
- 14 Lizarralde F, Wen J T. Attitude control without angular velocity measurement: a passivity approach. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1996, 41(3):468 ~ 472
- 15 Wong H, de Queiroz M S, Kapila V. Adaptive tracking control using synthesized velocity from attitude measurements. *Automatica*, 2001, 37(6):947 ~ 953
- 16 Di Gennaro S. Passive attitude control of flexible spacecraft from quaternion measures. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 2003, 116(1):41 ~ 60
- 17 Di Gennaro S. Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, 2003, 39(3):747 ~ 759
- 18 M J Sidi. *Spacecraft Dynamics and Control*. Cambridge University Press, 1997
- 19 H Khalil. *Nonlinear systems*, 3rd ed., Prentice - all, Upper Saddle River, NJ, 2002

NONLINEAR ATTITUDE OUTPUT FEEDBACK CONTROL FOR FLEXIBLE SATELLITE UNDER BOUNDED DISTURBANCES*

Hu Qinglei Xiao Bing Ma Guangfu

(Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract An angular velocity - free attitude control system is designed for an orbiting three - axis stabilized satellite with flexible appendages, which took into account parametric uncertainties and external disturbances (constant and periodic ones). The designed controller, incorporates a low - pass linear filter, which is derived without explicit differentiation of attitude to synthesize angular velocity - like signals. Moreover, an integral feedback of the attitude was explicitly included to compensate the constant disturbances. The associated stability proof is constructive and accomplished by the development of a Lyapunov function candidate, which contains cross states and elastic vibration variables. The uniformly bounded stability of the closed - loop system is guaranteed and the elastic vibration is also passively reduced provided that the appropriate robustness conditions on the controller gains are satisfied. These conditions use partial knowledge of the parameters to describe the elastic dynamics. The closed - loop performance of the control solution derived here was evaluated extensively through numerical simulations.

Key words flexible satellite, output feedback control, vibration suppression, attitude control

Received 24 Jun 2009, revised 11 September 2009.

* National Natural Science Foundation of China (60774062), Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education of China (20070213061), Scientific Research Foundation for the Returned Overseas Chinese Scholars of State Education Ministry, Scientific Research Foundation for the Returned Overseas Chinese Scholars of Heilongjiang Province (LC08C01)