

挠性卫星姿态跟踪自适应 L_2 增益控制

肖 冰, 胡庆雷, 马广富

(哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对在轨挠性卫星姿态跟踪时存在参数不确定、外部干扰以及控制输入受限等问题, 提出了一种自适应 L_2 增益控制方法. 首先利用神经网络来逼近系统中的未知非线性动态特性, 设计自适应控制律来处理系统中的不确定参数; 其次设计了一鲁棒控制器使得干扰力矩对系统性能输出具有 L_2 增益, 从而实现对于干扰的抑制控制. 最后通过引入附加的输入误差系统, 设计自适应 L_2 增益控制器, 使得当控制输入一旦超出幅值限制时能够立刻恢复到限制范围内, 实现对输入受限问题的解决. 仿真结果表明, 该控制方法能够实现高精度的姿态跟踪控制, 具有一定的可行性和有效性.

关键词: 挠性卫星; 姿态跟踪; 自适应; L_2 增益; 神经网络; 输入受限

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Adaptive L-two-gain controller for flexible spacecraft attitude tracking

XIAO Bing, HU Qing-lei, MA Guang-fu

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

Abstract: An adaptive L-two-gain controller is proposed for the attitude tracking of flexible spacecraft with external disturbances and input constraint. Neural networks are employed for the approximation of unknown system dynamics; an adaptive controller is developed to learn the undetermined parameters. Secondly, a robust controller is designed to achieve the L-two tracking performance with a desired disturbance-attenuation level. Finally, to treat the input constraint problem, the system is augmented with an auxiliary input signal error system. An improved adaptive L-two-gain controller is adopted to rapidly recover the unconstrained input signal when it goes beyond the input constraints. Simulations are carried out to study the effectiveness of the proposed control scheme; results show the theoretical and practical advantages of this approach.

Key words: flexible spacecraft; attitude tracking; adaptive; L-two-gain; neural network; input constraints

1 引言(Introduction)

由于燃料晃动、挠性附件(如太阳能帆板、天线等)的振动, 以及外部干扰力矩的作用(如太阳光压、气动力矩等), 使得在轨卫星是一个含有参数不确定性和外干扰力矩的非线性系统. 另外由于执行机构如飞轮、推力器等提供的控制力矩是有限的, 致使挠性卫星不但是非线性的, 而且还是输入受限的强耦合系统. 因此针对上述问题, 设计一种控制方法使得带有执行机构控制受限的挠性卫星姿态跟踪控制具有很好的跟踪性能便显得十分重要.

自适应控制可以通过在线的参数估计和学习来尽可能地消除系统不确定性的影响, 且基于此设计的控制器易于实现, 目前在卫星的姿态跟踪控制中得到了广泛的应用^[1~3]. 然而自适应控制无法处理干扰等非参数不确定性, 而鲁棒控制通过设计鲁棒控制器在处理系统的非参数不确定性方面有很大的

优势. 目前应用鲁棒控制法来处理存在干扰力矩的卫星姿态跟踪问题的研究成果很多^[4~6], 但此法通常需要获知这些不确定项的上界, 而在实际系统中, 不确定项的上界是很难精确获得的.

为此, 本文结合自适应控制和鲁棒控制的上述优点, 针对带有输入受限的挠性卫星姿态跟踪控制问题, 设计了一个自适应 L_2 增益控制器. 该控制器包含一个神经网络自适应控制器和一个鲁棒控制器, 其中神经网络自适应控制器用来逼近和学习系统中的未知非线性动态特性和不确定参数; 而鲁棒控制器用于确保干扰力矩对系统的性能输出具有 L_2 增益; 同时还设计了一个附加的输入误差信号系统, 使得当控制输入超出其自身幅值限制时, 能够立刻恢复到其幅值限制范围内, 从而保证所设计的控制器幅值不超过执行机构的最大输出值. 最后基于Lyapunov方法证明了此控制器在实现对干扰的抑

制的同时,闭环系统是最终一致有界稳定.

2 挠性卫星数学模型(Mathematical mode of flexible spacecraft)

在小运动的假设下,应用Lagrangian拟坐标法,可以得出带太阳帆板的挠性卫星的姿态运动学与动力学方程为^[7,8]:

$$\omega = R(\Theta)\dot{\Theta} - \omega_e(\Theta), \quad (1a)$$

$$J\dot{\omega} + \omega^\times(J\omega + J_s\Omega_s) + \delta\ddot{\eta} = T_d + u, \quad (1b)$$

$$u = -J_s\dot{\Omega}_s, \quad (1c)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta + \delta^T\dot{\omega} = 0. \quad (1d)$$

其中: 式(1a)中的 $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 表示星体相对于惯性坐标系的角速度, $\Theta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 表示卫星姿态角矢量(分别表示滚动、俯仰和偏航角), 且

$$R(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & -\cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}, \quad (2a)$$

$$\omega_c(\Theta) = \omega_0 \begin{bmatrix} \cos\theta\sin\psi \\ \cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \end{bmatrix}, \quad (2b)$$

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2c)$$

式(1b)~(1d)中 $J = \text{diag}\{J_1, J_2, J_3\}$ 为整星体的惯量矩阵, $u = [u_1 \ u_2 \ u_3]^T$ 为控制力矩向量, ω_0 为轨道角速度, $T_d = [T_{d1} \ T_{d2} \ T_{d3}]^T$ 为外部干扰力矩, $[J_{s1}\Omega_{s1} \ J_{s2}\Omega_{s2} \ J_{s3}\Omega_{s3}]^T$ 代表飞轮的角动量矢量, η 为挠性附件振动模态坐标向量, δ 为卫星星体与太阳帆板的耦合系数矩阵, 且 N 为所考虑的太阳帆板模态个数. $2\xi\Lambda = \text{diag}\{2\xi_1\Lambda_1, \dots, 2\xi_N\Lambda_N\}$ 和 $\Lambda^2 = \text{diag}\{\Lambda_1^2, \dots, \Lambda_N^2\}$ 分别表示阻尼和刚度矩阵.

在小欧拉角运动的情况下, 卫星运动学方程(1a)可以线性化为

$$\omega_1 = \dot{\phi} - \omega_0, \omega_2 = \dot{\theta} - \omega_0, \omega_3 = \dot{\psi} + \omega_0, \quad (3)$$

定义状态变量

$$[x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6]^T = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T.$$

由式(3), 则卫星姿态动力学方程可以如下3个子系统:

$$\text{I) 滚动子系统: } \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = f_1(x) + g_1(x)u_1 + d_1. \end{cases}$$

其中:

$$d_1 = \frac{-\sum_{i=1}^N \delta_{1i}\ddot{\eta}_i + T_{d1}}{J_1} + \frac{J_{s2}\Omega_{s2}}{J_1}(x_6 + \omega_0x_1) -$$

$$\frac{J_{s3}\Omega_{s3}}{J_1}(x_4 - \omega_0),$$

$$f_1(x) = \frac{J_2 - J_3}{J_1}(x_4x_6 + \omega_0x_1x_4 - \omega_0x_6 - \omega_0^2x_1) + \omega_0x_6,$$

以及 $g_1(x) = \frac{1}{J_1}$. 这里把 u_1, d_1 分别看作是滚动子系统的输入和干扰量.

$$\text{II) 俯仰子系统: } \begin{cases} \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = f_2(x) + g_2(x)u_2 + d_2. \end{cases}$$

其中:

$$d_2 = \frac{-\sum_{i=1}^N \delta_{2i}\ddot{\eta}_i + T_{d2}}{J_2} + \frac{J_{s1}\Omega_{s1}}{J_2}(x_6 + \omega_0x_1) -$$

$$\frac{J_{s3}\Omega_{s3}}{J_2}(x_2 - \omega_0x_5),$$

$$f_2(x) = \frac{J_3 - J_1}{J_2}(x_2x_6 + \omega_0x_1x_2 - \omega_0x_5x_6 - \omega_0^2x_1x_5) + \omega_0x_6,$$

以及 $g_2(x) = \frac{1}{J_2}$. 这里把 u_2, d_2 分别看作是俯仰子系统的输入和干扰量.

$$\text{III) 偏航子系统: } \begin{cases} \dot{x}_5 = x_6, \\ \dot{x}_6 = f_3(x) + g_3(x)u_3 + d_3. \end{cases}$$

其中:

$$d_3 = \frac{-\sum_{i=1}^N \ddot{\eta}_i + T_{d3}}{J_3} + \frac{J_{s1}\Omega_{s1}}{J_3}(x_4 - \omega_0) -$$

$$\frac{J_{s2}\Omega_{s2}}{J_3}(x_2 - \omega_0x_5),$$

$$f_3(x) = \frac{J_1 - J_2}{J_3}(x_2x_4 + \omega_0^2x_5 - \omega_0x_2 - \omega_0x_4x_5) - \omega_0x_2,$$

以及 $g_3(x) = \frac{1}{J_3}$. 这里把 u_3, d_3 分别看作是偏航子系统的输入和干扰量.

从上面3个子系统的形式可知, 它们可以写成统一的单输入的非线性形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_{2i-1} = x_{2i}, \\ \dot{x}_{2i} = f_i(x) + g_i(x)u_i + d_i, \end{cases} \quad i = 1, 2, 3. \quad (4)$$

其中: $u_i \in \mathbb{R}$ 和 $d_i \in \mathbb{R}$ 分别为系统的控制输入和外干扰; $f_i(x)$ 和 $g_i(x)$ 为非线性连续函数. 由于惯量矩阵 J 是时变的且不可精确获知, 因此导致 f_i 和 g_i 也是未知的.

对于系统(4), 在全局范围内作如下假设:

假设 1 控制力矩 u_i 满足幅值限制, 即

$$|u_i| \leq u_{\max}.$$

假设2 非线性函数 g_i 是有下界的, 即对 $\forall x$ 有

$$|g_i(x)| \geq |g_i^{\min}| > 0, \quad (5)$$

其中 $g_i^{\min}$ 是已知的.

假设3 期望姿态 $y_i^d(t)$ 的一阶、二阶导数存在, 而且是连续有界的.

至此, 本文的控制目标可以表述为: 针对系统(4), 在假设1~3的前提下, 设计控制律 u_i 确保 x_{2i-1} 能够跟踪上期望的姿态 $y_i^d(t)$, 并且使得闭环系统是稳定的.

3 自适应L₂增益控制器设计(Adaptive L₂-gain controller design)

3.1 输入不受限的自适应L₂增益控制器设计(Adaptive L₂-gain controller design without input constraint)

针对系统(4), 首先采用自适应Backstepping^[9]方法构造如下的变量变换:

$$z_{i1} = x_{2i-1}(t) - y_i^d(t), \quad (6)$$

$$z_{i2} = x_{2i} - \dot{y}_i^d(t) - \alpha_i. \quad (7)$$

式(7)中的 α_i 是一虚拟控制输入, 其值将在后面的控制器设计过程中给出.

定义系统性能输出 $y_i \in \mathbb{R}^2$,

$$y_i = [z_{i1} \ z_{i2}]^T. \quad (8)$$

另外由于(4)中 $f_i(x)$ 和 $g_i(x)$ 是未知的非线性函数, 因此可以采用神经网络^[10]来逼近它们, 其形式如下:

$$f_i = W_{f_i}^T X_{f_i} + \varepsilon_{f_i}, \quad (9)$$

$$g_i = W_{g_i}^T X_{g_i} + \varepsilon_{g_i}. \quad (10)$$

其中: $W_{f_i} \in \mathbb{R}^n$ 和 $W_{g_i} \in \mathbb{R}^n$ 为逼近权重向量, 而 $X_{f_i} \in \mathbb{R}^n$ 和 $X_{g_i} \in \mathbb{R}^n$ 为逼近基函数, ε_{f_i} 和 ε_{g_i} 为逼近误差. 由于最佳逼近权重向量是很难准确得到的, 因此这里不妨用它们的估计值 $\hat{W}_{f_i} \in \mathbb{R}^n$ 和 $\hat{W}_{g_i} \in \mathbb{R}^n$ 来进行计算.

式(6)两边同时对时间求导, 结合式(7)得

$$\dot{z}_{i1} = \dot{x}_{2i-1}(t) - \dot{y}_i^d(t) = z_{i2} + \alpha_{i1}. \quad (11)$$

选取Lyapunov函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} z_{i1}^2. \quad (12)$$

对式(12)求导得

$$\dot{V}_1 = z_{i1}(z_{i2} + \alpha_{i1}). \quad (13)$$

此时, 选取虚拟控制输入

$$\alpha_{i1} = -(k + \frac{1}{2})z_{i1}, \quad (14)$$

式中 k 为正的常数.

由式(14)可得

$$\dot{V}_1 = z_{i1}(z_{i2} - (k + \frac{1}{2})z_{i1}^2). \quad (15)$$

由此式可知当 $z_{i2} = 0$ 时 $\dot{V}_1 < 0$, 从而有 z_{i1} 将渐近收敛至0. 至此便可提出如下的定理:

定理1 考虑系统(4), 在假设2, 3成立以及不考虑输入受限的情况下, 设计控制器和自适应控制律:

$$u_i = \frac{1}{\hat{W}_{g_i} X_{g_i}} (u_{\text{adap}} + u_{\text{robust}}), \quad (16)$$

$$\dot{\hat{W}}_{f_i} = c_1 z_{i2} X_{f_i}, \quad (17a)$$

$$\dot{\hat{W}}_{g_i} = c_2 z_{i2} X_{g_i} u_{\text{adap}}. \quad (17b)$$

其中: c_1 和 c_2 为正的控制参数; u_{adap} 和 u_{robust} 分别表示自适应控制器和鲁棒控制器, 且

$$u_{\text{adap}} = -\hat{W}_{f_i} X_{f_i} + \ddot{y}_i^d + \dot{\alpha}_{i1} - Z_{i1} - p_1 z_{i2}, \quad (18a)$$

$$u_{\text{robust}} = -\frac{\gamma^2 + 1}{2\gamma^2} z_{i2}, \quad (18b)$$

其中 p_1 为正的控制参数. 则闭环系统是一致最终有界稳定的, 且从干扰到性能输出具有L₂增益 γ .

证 定义Lyapunov函数

$$V_2 = \frac{1}{2} z_{i1}^2 + \frac{1}{2} z_{i2}^2 + \frac{\tilde{W}_{f_i}^T \tilde{W}_{f_i}}{2c_1} + \frac{\tilde{W}_{g_i}^T \tilde{W}_{g_i}}{2c_2}, \quad (19)$$

式中: $\tilde{W}_{f_i} = W_{f_i} - \hat{W}_{f_i}$, $\tilde{W}_{g_i} = W_{g_i} - \hat{W}_{g_i}$.

由式(4)(7)(9)(10)和(16)可得出

$$\begin{aligned} \dot{z}_{i2} &= \dot{x}_{2i}(t) - \ddot{y}_i^d - \dot{\alpha}_i = \\ &= W_{f_i}^T X_{f_i} + \varepsilon_{f_i} + \varepsilon_{g_i} u_i + W_{g_i}^T X_{g_i} u_i + \\ &= d_i - \ddot{y}_i^d - \dot{\alpha}_i = \\ &= W_{f_i}^T X_{f_i} + \tilde{W}_{f_i}^T X_{f_i} u_i + u_{\text{adap}} + u_{\text{robust}} + \\ &= \bar{d}_i - \ddot{y}_i^d - \dot{\alpha}_i = \\ &= \tilde{W}_{f_i}^T X_{f_i} + \tilde{W}_{g_i}^T X_{g_i} u_i - z_{i1} - p_1 z_{i2} - \\ &= \frac{\gamma^2 + 1}{2\gamma^2} z_{i2} + \bar{d}_i, \end{aligned} \quad (20)$$

其中 $\bar{d}_i = \varepsilon_{f_i} + \varepsilon_{g_i} u_i$ 看作是外扰力矩.

结合式(17)(20), 对式(19)两边求导, 则

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \\ &= z_{i2}(\tilde{W}_{f_i}^T X_{f_i} + \tilde{W}_{g_i}^T X_{g_i} u_i - z_{i1} - p_1 z_{i2} - \\ &= \frac{\gamma^2 + 1}{2\gamma^2} z_{i2} + \bar{d}_i) - \frac{\tilde{W}_{f_i}^T \dot{\hat{W}}_{f_i}}{c_1} - \frac{\tilde{W}_{g_i}^T \dot{\hat{W}}_{g_i}}{c_2} + \\ &= z_{i1} Z_{i2} - (k + \frac{1}{2})z_{i1}^2 = \\ &= -p_1 z_{i2}^2 - (k + \frac{1}{2})z_{i1}^2 + z_{i2}(-\frac{\gamma^2 + 1}{2\gamma^2} z_{i2} + \bar{d}_i) \leq \\ &= -\frac{1}{2} z_{i1}^2 - \frac{1}{2} z_{i2}^2 - \frac{1}{2} (\frac{z_{i2}}{\gamma} - \bar{d}_i)^2 + \frac{\gamma^2}{2} \bar{d}_i^2 \leq \end{aligned}$$

$$-\frac{1}{2}\|y_i\|^2 + \frac{\gamma^2}{2}\bar{d}_i^2. \quad (21)$$

式(21)两边同时对时间 t 从0到 ∞ 积分,可得

$$2V_2(\infty) - 2V_2(0) \leq \gamma^2 \int_0^\infty \bar{d}_i^2 dt - \int_0^\infty \|y_i\|^2 dt, \quad (22)$$

由上式可知,系统满足耗散不等式,即从干扰 $\bar{d}_i$ 到性能输出 y_i 的 L_2 增益不超过 γ .且由(21)知当 $\bar{d}_i = 0$ 时则系统是一致渐近稳定的;当 $\bar{d}_i \neq 0$ 时,由于 $\bar{d}_i$ 有界,则系统是一致最终有界稳定的. 证毕.

3.2 输入受限的自适应 L_2 增益控制器设计 (Adaptive L_2 -gain controller design with input constraint)

事实上,飞轮输出的控制力矩是有限的,故控制器(16)可能会超出这个界限,致使飞轮控制失效,因此必须考虑飞轮输出有限的情况重新设计控制器,这里不妨设飞轮的输出力矩满足

$$u_{iout} = \begin{cases} u_{\max} \text{sgn } u_i, & |u_i| > u_{\max}, \\ u_i, & |u_i| \leq u_{\max}, \end{cases} \quad (23)$$

则

$$\dot{z}_{i2} = f_i + g_i(u_i + \Delta u_i) - \ddot{y}_i^d - \dot{\alpha}_i + d_i,$$

其中 $\Delta u_i = u_{iout} - u_i$.

由式(9)(10),则式(24)可转化成

$$\begin{aligned} \dot{z}_{i2} = & W_{f_i}^T X_{f_i} + \varepsilon_{f_i} + \varepsilon_{g_i} u_{iout} + \hat{W}_{g_i}^T X_{g_i} \Delta u_i + \\ & \tilde{W}_{g_i}^T X_{g_i} u_{iout} + \hat{W}_{g_i}^T X_{g_i} u_i + d_i - \ddot{y}_i^d - \dot{\alpha}_i. \end{aligned} \quad (24)$$

这里不妨把 Δu_i 看成是干扰信号,为了消除其影响,定义输入误差系统^[11]:

$$\dot{e}_{i1} = -p_1 e_{i1} + \hat{W}_{g_i}^T X_{g_i} \Delta u_i, \quad (25)$$

$$e_{i2} = z_{i2} - e_{i1}. \quad (26)$$

定理 2 考虑系统(4),在假设1~3成立以及考虑输入受限的情况下,设计控制器和自适应控制律:

$$u_i = \frac{1}{\hat{W}_{g_i} X_{g_i}} (u_{\text{adap}} + u_{\text{robust}}), \quad (27)$$

$$\dot{\hat{W}}_{f_i} = c_1 e_{i2} X_{f_i}, \quad (28a)$$

$$\dot{\hat{W}}_{g_i} = c_2 e_{i2} X_{g_i} u_{iout}. \quad (28b)$$

其中: u_{adap} 为自适应控制器,且表达式为式(18); u_{robust} 表示鲁棒控制器,此处改进为

$$u_{\text{robust}} = -\frac{\gamma^2 + 1}{2\gamma^2} e_{i2}, \quad (29)$$

则闭环系统是一致最终有界稳定的,且从干扰到性能输出具有 γ 增益.

证 定义Lyapunov函数

$$V_3 = \frac{1}{2} z_{i1}^2 + \frac{1}{2} e_{i2}^2 + \frac{\tilde{W}_{f_i}^T \tilde{W}_{f_i}}{2c_1} + \frac{\tilde{W}_{g_i}^T \tilde{W}_{g_i}}{2c_2}, \quad (30)$$

由式(24) (26) (27)可得出

$$\begin{aligned} \dot{e}_{i2} = & \tilde{W}_{f_i}^T X_{f_i} + T_{id} - z_{i1} - p_1 e_{i2} + \\ & \tilde{W}_{g_i}^T X_{g_i} u_{iout} + u_{\text{robust}}. \end{aligned} \quad (31)$$

其中 $T_{id} = \varepsilon_{f_i} + \varepsilon_{g_i} u_{iout} + d_i$ 看成是一个新的干扰.应用式(28)(29)(31),式(30)对时间求得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 = & -(k + \frac{1}{2}) z_{i1}^2 - p_1 e_{i2}^2 + e_{i1} z_{i1} + e_{i2} (T_{id} + u_{\text{robust}}) \leq \\ & -\frac{1}{2} z_{i1}^2 - p_1 e_{i2}^2 - \frac{1}{2} e_{i2}^2 - \frac{1}{2} (\frac{e_{i2}}{\gamma} - T_{id})^2 + \frac{\gamma^2}{2} T_{id}^2 \leq \\ & -\frac{1}{2} z_{i1}^2 - p_1 e_{i2}^2 - \frac{1}{2} e_{i2}^2 + e_{i1} (z_{i1} + z_{i2}) + \frac{\gamma^2}{2} T_{id}^2 \leq \\ & -\frac{1}{2} \|y_i\|^2 - p_1 e_{i2}^2 - \frac{1}{2} e_{i2}^2 + e_{i1} (z_{i1} + z_{i2}) + \frac{\gamma^2}{2} T_{id}^2. \end{aligned} \quad (32)$$

由式(32)可知,总可以通过取足够大的 p_1 使得

$$-p_1 e_{i2}^2 - \frac{1}{2} e_{i2}^2 + e_{i1} (z_{i1} + z_{i2}) \leq 0. \quad (33)$$

由上式可知

$$\dot{V}_3 \leq -\frac{1}{2} \|y_i\|^2 + \frac{\gamma^2}{2} T_{id}^2. \quad (34)$$

式(34)两边同时对时间 t 从0到 ∞ 积分,则有

$$2V_3(\infty) - 2V_3(0) \leq \gamma^2 \int_0^\infty T_{id}^2 dt - \int_0^\infty \|y_i\|^2 dt. \quad (35)$$

由此可知,系统满足耗散不等式,即从干扰 T_{id} 到性能输出 y_i 的 L_2 增益不超过 γ .且由式(34)知当 $T_{id} = 0$ 时则系统是一致渐近稳定的;当 $T_{id} \neq 0$ 时,由于 T_{id} 有界,则系统是一致最终有界稳定的. 证毕.

4 仿真结果和比较(Simulations and comparison)

为了验证本文设计方法的有效性,采用文献[12]中所给出的挠性卫星的转动惯量、姿态的初始值和干扰力矩;仅考虑挠性太阳帆板的前三阶模态(即 $N = 3$),帆板与星体的耦合系数矩阵、挠性模态阻尼系数及挠性模态振型频率分别为 $\delta = \text{diag}\{0.3, 1.8, -21\}$, $\xi = \text{diag}\{0.03, 0.03, 0.03\}$ rad/s, $\Lambda = \text{diag}\{1.02, 1.02, 1.1316\}$;卫星的轨道角速度 $\omega_0 = 1.078 \times 10^{-3}$ rad/s;期望的姿态角为 $y_1^d = y_2^d = y_3^d = 0^\circ$;控制力矩的最大幅值为

$$u_{\max} = 0.2 \text{ N}\cdot\text{m}. \quad (36)$$

在飞轮控制输出受限(36)的情况下,采用控制器(27)和自适应控制律(28)来实现姿态跟踪,其中控制参数的选择如下:

$$c_1 = c_2 = 100, k = 5, p_1 = 10, \gamma = 0.2. \quad (37)$$

式(28)中的逼近基函数 $X_{f_i} \in \mathbb{R}^n$, $X_{g_i} \in \mathbb{R}^n$ 都选为高斯型函数, 其第 i 个元素定义为

$$X_{f_i}^i(x) = X_{g_i}^i(x) = \exp\left(-\frac{\|x - c_i\|^2}{\sigma_i^2}\right), i = 1, \dots, n. \quad (38)$$

式中: c_i 为第 i 个基函数的中心, σ_i 为基函数的宽度.

仿真中 $n = 5$, $c_i = 0$ 和 $\sigma_i = 1.5$; 式(28)中 X_{f_i} 与 X_{g_i} 的初值在区间 $(0, 1)$ 中随机选取. 其姿态角、角速度和控制力矩的仿真曲线如图1~4所示; 由于控制器(27)中含有一个鲁棒控制器, 它具有良好的鲁棒性, 约在80 s, 完成姿态跟踪; 由图3可知飞轮的控制输出满足幅值的限制要求, 图4表明在自适应 L_2 增益控制器的作用下, 太阳帆板的振动约在50 s后就衰减下来了.

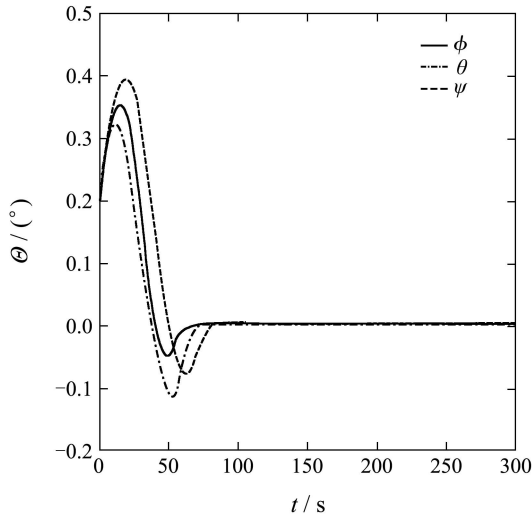


图 1 自适应 L_2 增益控制的姿态角时间响应曲线
Fig. 1 Time response of attitude angle under adaptive L_2 -gain controller

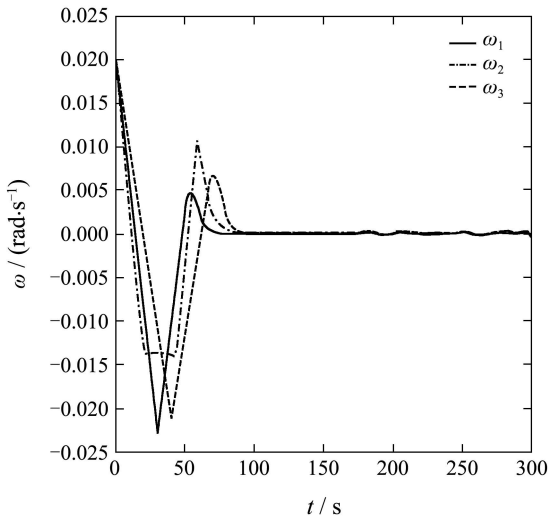


图 2 自适应 L_2 增益控制的角速度时间响应曲线
Fig. 2 Time response of angular velocity under adaptive L_2 -gain controller

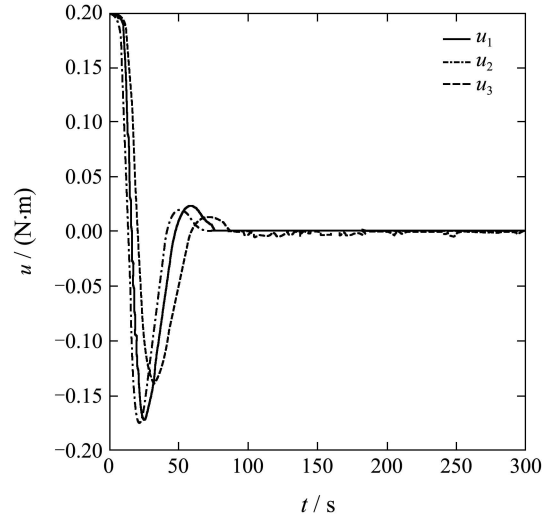


图 3 自适应 L_2 增益控制力矩时间响应曲线
Fig. 3 Time response of control input under adaptive L_2 -gain controller

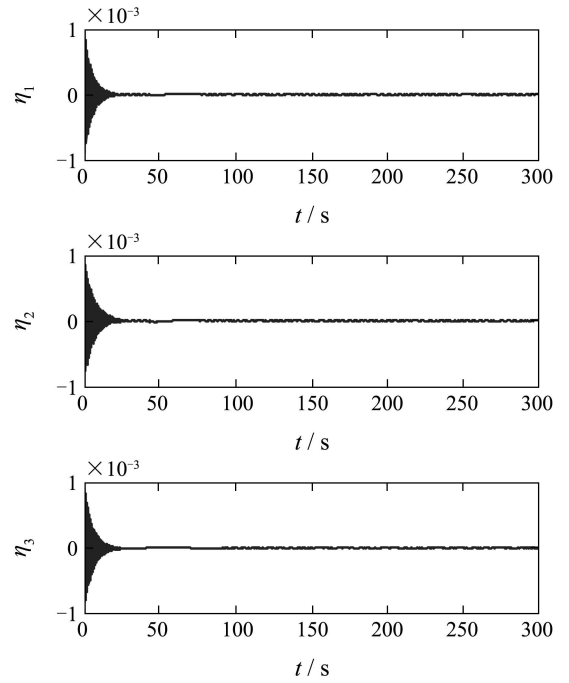


图 4 自适应 L_2 增益控制的帆板模式振动曲线
Fig. 4 Time response of vibration displacement under adaptive L_2 -gain controller

另外, 为了与控制器式(27)对比, 本文也采用传统的比例积分微分(PID)控制器来实现上述姿态跟踪控制, 在输入限制式(36)的情况下, 采用硬限幅值的方法来实现对姿态的跟踪. 其中PID的控制参数选取为 $[2500, 50, 4000]$, 其姿态角、角速度和控制力矩的仿真曲线如图5~8所示. 由图5和7可知PID控制法采用硬限幅值的方法来处理输入受限的问题, 虽然其输入幅值能够满足幅值限制的要求, 但需要近200 s左右才能跟踪上期望的姿态角; 而且太阳帆板的模式振动在300 s后才能衰减下来, 如图8所示.

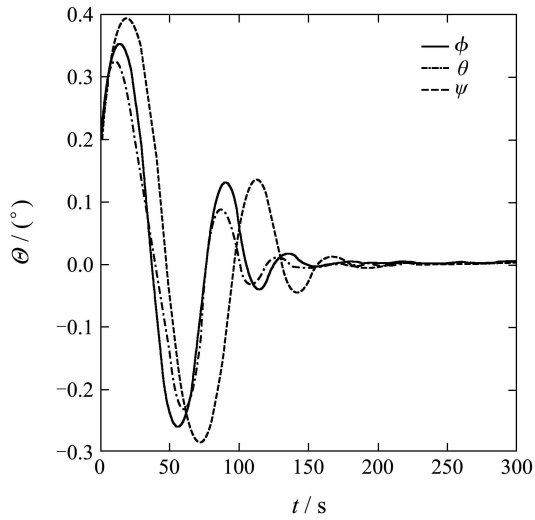


图5 PID控制下姿态角时间响应曲线

Fig. 5 Time response of attitude angle under PID controller

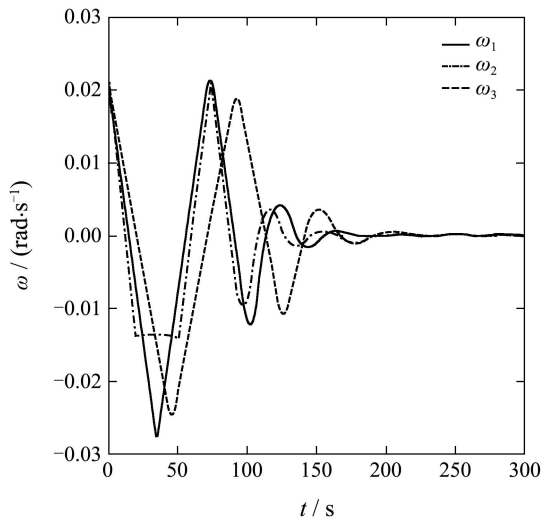


图6 PID控制的角速度时间响应曲线

Fig. 6 Time response of angular velocity under PID controller

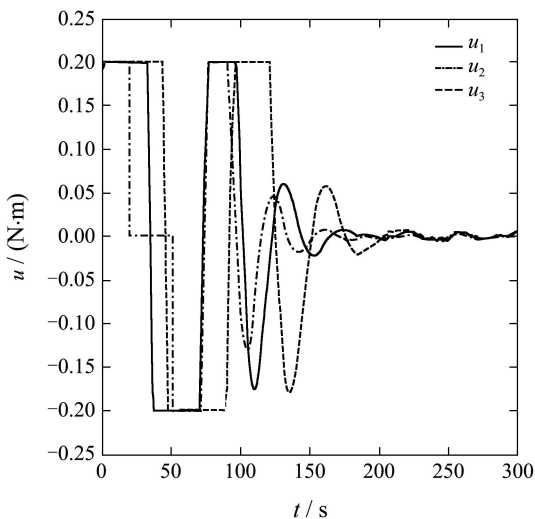


图7 PID控制的控制力矩时间响应曲线

Fig. 7 Time response of control input under PID controller

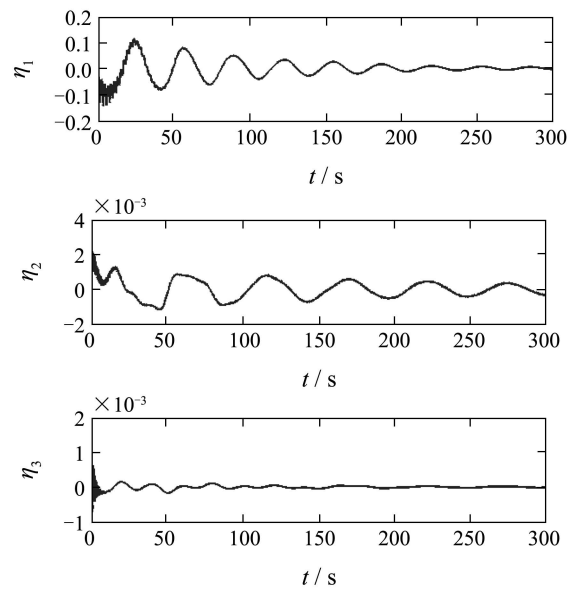


图8 PID控制的帆板模态振动曲线

Fig. 8 Time response of vibration displacement under PID controller

5 结论(Conclusion)

针对挠性卫星本身存在着模型不确定性因素、受到外部扰动的作用以及执行机构输出受限的问题, 本文提出了自适应 L_2 增益控制器设计方法. 该控制器中的神经网络自适应控制律的引入使得控制器对系统中的未知非线性动态具有很好的自适应和自学习能力, 而鲁棒控制器的引入使得系统性能输出对外干扰具有 L_2 增益, 实现对干扰的抑制. 将本文提出的控制方法应用于卫星的姿态跟踪控制, 结果表明该方法能够很好地实现姿态跟踪, 而且具有良好的鲁棒性, 有着广泛的应用前景.

参考文献(References):

- [1] AHMED J, COPPOLA J, BERNSTEIN D S. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1998, 21(5): 684 – 691.
- [2] WONG H, QUEIROZ M S, KAPILA V. Adaptive tracking control using synthesized velocity from attitude measurements[J]. *Automatica*, 2001, 37(6): 947 – 953.
- [3] COSTIC B T, DAWSON D M, KAPILA V. Quaternion-based adaptive attitude tracking controller without velocity measurements[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2001, 24(6): 1214 – 1222.
- [4] CAI W C, LIAO X H, SONG Y D. Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2008, 31(5): 1456 – 1463.
- [5] JIN E D, SUN Z W. Robust controllers design with finite time convergence for rigid spacecraft attitude tracking control[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(4): 324 – 330.
- [6] SHOW L, JUANG J C. Satellite large angle tracking control design: thruster control approach[C] // *American Control Conference*. Denver, CO, USA: [s.n.], 2003: 1098 – 1103.

- [7] SIDI M J. *Spacecraft Dynamics and Control*[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1997.
- [8] HU Q L. Sliding mode maneuvering control and active vibration damping of three-axis stabilized flexible spacecraft with actuator dynamics[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2008, 52(3): 227 – 248.
- [9] KRSTIC M, KANELAKOPOULOS I, KOKOTOVIC P. *Nonlinear and Adaptive Control Design*[M]. New York: Wiley, 1995.
- [10] CHEN P C, HUANG A C. Adaptive multiple-surface sliding control of hydraulic active suspension systems based on the function approximation technique[J]. *Journal of Vibration and Control*, 2005, 11(5): 685 – 706.
- [11] KULKARNI A, PURWAR S. Wavelet based adaptive backstepping controller for a class of nonregular systems with input constraints[J]. *Expert Systems with Applications*, 2009, 36(3): 6686 – 6696.
- [12] 管萍, 陈家斌. 挠性卫星的自适应模糊滑模控制[J]. 航天控制, 2004, 22(4): 62 – 67.
(GUAN Ping, CHEN Jiabin. The adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite[J]. *Aerospace Control*, 2004, 22(4): 62 – 67.)

作者简介:

肖冰 (1986—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为非线性控制、容错控制等, E-mail: xiao.xbing@gmail.com;

胡庆雷 (1979—), 男, 博士, 副教授, 博士生导师, 主要研究方向为非线性控制、容错控制及其应用等, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn;

马广富 (1963—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为导航、制导与控制, E-mail: magf@hit.edu.cn.

下 期 要 目

- 空间分布系统的空间模糊建模..... 胡 赓, 李 柠, 李少远
- 基于时延加权融合技术的无线传感器网络控制..... 杨春曦, 关治洪, 黄 剑, 丁 李
- 基于平行线段对应的运动估计线性算法..... 王耀南, 许海霞, 朱 江, 袁小芳, 周 维
- 航空发动机推力估计新方法..... 李秋红, 孙健国, 王前宇
- 基于资源配置混杂Petri网的混杂系统生产过程动态调度..... 杨 欣, 陈 谋, 费树岷
- 临界状态下三维仿射控制系统的局部光滑镇定..... 倪郁东, 费树岷
- 虚拟控制系数未知的非完整系统的自适应神经网络控制..... 袁占平, 王祝萍, 陈启军
- 基于多变量解耦控制的工业过程运行层次控制方法..... 周 平, 柴天佑
- 面向多目标优化的适应度共享免疫克隆算法..... 林 许, 彭 勇
- 多阶段多产品调度问题的链式智能体遗传算法..... 吴亚丽, 张万良, 张立香
- 细菌菌落优化算法..... 李 明, 杨成梧
- 凸多面体不确定随机时滞系统的参数依赖状态反馈控制..... 高文华, 邓飞其
- 一类非线性系统的控制器和观测器设计..... 董亚丽, 刘金英
- 不确定高次随机非线性系统的自适应控制..... 魏春玲, 王强德, 孔宪福
- 一种状态自动划分的模糊小脑模型关节控制器值函数拟合方法..... 闵华清, 曾嘉安, 罗荣华, 朱金辉
- 多项式光滑的支持向量回归机..... 任 斌, 程良伦