

挠性航天器的非线性PID和PI姿态控制器设计

靳尔东, 孙兆伟

(哈尔滨工业大学 航天学院 卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150080)

摘要: 针对存在模型不确定性和常值干扰的挠性航天器, 提出一种不依赖于模型参数的非线性PID姿态控制器. 该控制器在小姿态偏差的情况下近似经典的线性PID控制器. 另外, 考虑到航天器上陀螺失效情况, 设计了一种仅需姿态测量信息的非线性PI控制器. 这两种控制器在局部均对常值干扰有抑制作用, 并能使无干扰作用的态度控制系统半全局渐近稳定. 闭环系统的稳定性证明采用了奇异扰动理论, 以解决积分项的存在带来的稳定性分析问题. 文章最后用数学仿真验证了控制器的性能.

关键词: 挠性航天器; 姿态控制; 非线性PID/PI; 奇异扰动; 半全局稳定

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A

The design of nonlinear PID and PI attitude-controller for a flexible spacecraft

JIN Er-dong, SUN Zhao-wei

(Research Center of Satellite Technology, School of Astronautics, Harbin Institute of Technology,
Harbin Heilongjiang 150080, China)

Abstract: A model-independent nonlinear PID attitude-controller is proposed for a flexible spacecraft with model uncertainties and constant disturbances. This controller approximates to a classical linear PID controller when the attitude error is small. In addition, a nonlinear PI controller which only requires attitude measurement is also designed for the case of gyros failure. Both of the proposed controllers exhibit the disturbances rejection properties in a local region, and render the attitude control system semi-globally stable in the case of no disturbance. To solve the stability analysis problem arising from the integral term, we employ the singular perturbation theory to analyze the stability of the resulting closed-loop system. Finally, numerical simulations are included to demonstrate the performance of the presented controllers.

Key words: flexible spacecraft; attitude control; nonlinear PID/PI; singular perturbation; semiglobal stability

1 引言(Introduction)

姿态控制是挠性航天器完成其空间任务的一项重要工作. 在实际中, 设计一个高性能的姿态控制器会面临各种困难, 其中包括: 描述挠性附件运动的模态变量难以测得; 航天器的模型参数不能精确获知; 航天器会受到各种空间干扰力矩的影响. 为克服这些困难, 众多的学者进行了深入的研究.

滑模控制方法作为一种对模型不确定性和外界干扰同时具有良好鲁棒性的设计工具在文献[1]中被用来设计挠性航天器的姿态控制器. 但基于这种方法设计的控制器可能会激发挠性附件的模态, 且需要知道模型不确定的界. 为了消除模型不确定性和依赖于航天器转动惯量参数的重力梯度力矩对姿态控制的不利影响, 作者Di Gennaro^[2]利用自适应控制方法构造了一种自适应估计器以保证闭环系统的

稳定性. 然而自适应控制器^[2]只对模型不确定性有鲁棒性. 针对滑模控制和自适应控制存在的问题, 文献[3, 4]分别将自适应控制和自适应模糊控制引入到滑模控制中. 不过依此得到的控制器不能保证挠性附件模态坐标的稳定性. 以上这些文献中给出的控制器皆比较复杂, 不利于实现. 文献[5]中针对挠性多体系统提出了PD控制器, 其简单易实现且不依赖于航天器模型参数. 考虑到航天器上的陀螺失效问题, 文献[6]设计了输出反馈控制器, 该控制器仅需姿态测量信息. 文献[5, 6]提出的控制器均能保证在没有外界干扰力矩存在的情况下闭环系统的全局渐近稳定性, 其中包含描述挠性附件振动的模态变量. 然而在常值干扰的作用下, 要获得高的姿态控制精度, 文献[5, 6]给出的控制器需要有很高的比例增益. 如果在PD控制器中加入积分项, 则可以解决这个问

题. 在常值干扰作用下, PID控制器在相同的比例增益下可以获得比PD控制器更高的控制精度. 但是积分项的引入增加了系统的维数, 这给系统的稳定性分析带来困难. 事实上, 在机器人控制的文献中[7]已经对引入积分项的系统的稳定性给予了证明, 其核心是构造出一个带有交叉项的Lyapunov函数. 这种思想也被引入到文献[8]中用来设计非线性PID控制器和证明闭环姿态控制系统的稳定性. 文献[9]进一步扩展了文献[8]的结果, 利用一个滤波器的输出代替角速度信息, 提出了一种全局渐进稳定的无需角速度测量信息的非线性PI控制器. 遗憾的是, 这两篇文献均局限于刚性航天器, 作者没有将其推广到挠性航天器上.

本文的目的在于将文献[8, 9]的结果推广到存在模型不确定性的挠性航天器上. 针对用非线性数学模型描述其姿态运动的挠性航天器, 给出了无需挠性附件模态变量测量的非线性PID控制器. 另外, 针对航天器上陀螺出现故障的情况, 采用滤波器的输出代替角速度的测量, 设计了无需角速度测量的非线性PI控制器. 受文献[10]的启发, 基于奇异扰动理论严格证明了闭环姿态控制系统的稳定性.

2 数学模型(Mathematical model)

2.1 姿态运动学(Attitude kinematics)

描述姿态的参数有多种形式, 这里采用无冗余且在360度的转动内无奇异的MRP(modified rodrigues parameters)^[11], 其定义如下:

$$\sigma = e \tan \frac{\theta}{4}, \quad (1)$$

式中: e 为欧拉转轴, θ 为欧拉转角.

基于MRP的姿态运动学方程为^[11]

$$\dot{\sigma} = G(\sigma)\omega, \quad (2)$$

式中 ω 为航天器的角速度, $G(\sigma)$ 为

$$G(\sigma) = \frac{1}{4} \left((1 - \sigma^T \sigma) I + 2\sigma^\times + 2\sigma\sigma^T \right), \quad (3)$$

式中 I 为一单位矩阵, $\sigma^\times$ 的表达式为

$$\sigma^\times = \begin{pmatrix} 0 & -\sigma_3 & \sigma_2 \\ \sigma_3 & 0 & -\sigma_1 \\ -\sigma_2 & \sigma_1 & 0 \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$G(\sigma)$ 的逆为^[11]

$$G^{-1}(\sigma) = \frac{4}{(1 + \sigma^T \sigma)^2} G^T(\sigma). \quad (5)$$

2.2 姿态动力学(Attitude dynamics)

本文考虑的挠性航天器呈簇状拓扑结构, 即以中心刚体为核心, 其上附有若干挠性附件的一类构

形^[12]. 这类航天器动力学方程由下式给出^[6]:

$$J_{mb}\dot{\omega} = -\omega^\times (J_{mb}\omega + H\vartheta) + L\vartheta - M\omega + u, \quad (6)$$

$$\dot{\vartheta} = A\vartheta + B\omega. \quad (7)$$

式中

$$\vartheta = (\eta^T \quad (\dot{\eta} + \delta\omega)^T)^T, \quad (8)$$

其中: η 为模态坐标, δ 为中心刚体与挠性附件的耦合矩阵, u 为控制输入. J_{mb} , H , L , M , A 和 B 分别为

$$J_{mb} = J - \delta^T \delta, H = \begin{pmatrix} 0 & \delta^T \end{pmatrix}, \quad (9)$$

$$L = \begin{pmatrix} \delta^T K & \delta^T C \end{pmatrix}, M = M^T = \delta^T C \delta, \quad (10)$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} -\delta \\ C\delta \end{pmatrix}. \quad (11)$$

式中: J 为航天器的转动惯量矩阵, A 为Hurwitz矩阵, K 表示刚度矩阵, C 表示阻尼矩阵, 分别为

$$K = \text{diag}\{2\zeta_i \omega_{ni}\}, i = 1, 2, \dots, N, \quad (12)$$

$$C = \text{diag}\{\omega_{ni}^2\}, i = 1, 2, \dots, N. \quad (13)$$

其中: ζ_i 和 ω_{ni} 分别为挠性附件的阻尼比和固有频率, N 为所考虑的挠性附件模态的阶数.

3 控制器设计(Controllers design)

本文中挠性航天器的姿态控制问题是: 设计控制器 u , 使得平衡点 $\{\sigma = 0, \omega = 0, \vartheta = 0\}$ 是渐近稳定的. 为解决这个问题, 本文提出两种控制器: 第1种为非线性PID控制器, 该控制器需要测量角速度信息; 第2种为非线性PI控制器, 该控制器用一个滤波器的输出代替第一种控制器所需的角速度信息.

3.1 非线性PID控制器(Nonlinear PID controller)

这里给出的控制器为

$$u = -G^T(\sigma) (K_P \sigma + v) - K_D \omega, \quad (14)$$

式中 K_P 和 K_D 为正定矩阵, v 满足

$$\dot{v} = K_I \sigma, \quad (15)$$

其中 K_I 为正定矩阵.

定理1 如果非线性PID控制器的增益矩阵 K_P , K_I 和 K_D 选择合适, 则系统(2)(6)(7)在控制器(14)的作用下对于任意初始状态 $\Delta \subset \mathbb{R}^{2N+6}$ 是渐近稳定的.

证 令

$$x_1 = \sigma, x_2 = \omega, x_3 = \vartheta, \quad (16)$$

$$x = (x_1^T \quad x_2^T \quad x_3^T)^T, \quad (17)$$

$$K_I = \varepsilon \bar{K}_I. \quad (18)$$

其中: $\varepsilon > 0$ 是一个小的常数, $\bar{K}_I$ 为正定矩阵. 引入

一个新的时间尺度 $\tau = \varepsilon t$, 则可以将系统(2)(6)(7)写成标准的奇异扰动系统

$$\varepsilon \frac{dx}{d\tau} = g(x, v), \quad (19)$$

$$\frac{dv}{d\tau} = \bar{K}_I x_1. \quad (20)$$

式中:

$$g(x, v) = (g_1^T \ g_2^T \ g_3^T)^T, \quad (21)$$

$$g_1 = G(x_1) x_2, \quad (22)$$

$$g_2 = J_{mb}^{-1}(-x_2^\times(J_{mb}x_2 + Hx_3) + Lx_3 - Mx_2 - G^T(x_1)(K_P x_1 + v) - K_D x_2), \quad (23)$$

$$g_3 = Ax_3 + Bx_2. \quad (24)$$

系统(19)的平衡点为

$$x_1 = -K_P^{-1}v, x_2 = 0, x_3 = 0. \quad (25)$$

引入一个新的坐标变换

$$y_1 = x_1 + K_P^{-1}v, y_2 = x_2, y_3 = x_3, \quad (26)$$

将(19)的平衡点移到原点. 现在系统(19)(20)在新坐标下可以写成

$$\varepsilon \frac{dy}{d\tau} = \bar{g}(y, v), \quad (27)$$

$$\frac{dv}{d\tau} = \bar{K}_I y_1 - \bar{K}_I K_P^{-1}v. \quad (28)$$

式中:

$$\bar{g}(y, v) = (\bar{g}_1^T \ \bar{g}_2^T \ \bar{g}_3^T)^T, \quad (29)$$

$$\bar{g}_1 = G(y_1 - K_P^{-1}v) y_2 + \varepsilon K_P^{-1} \bar{K}_I (y_1 - K_P^{-1}v), \quad (30)$$

$$\bar{g}_2 = J_{mb}^{-1}(-y_2^\times(J_{mb}y_2 + Hy_3) + Ly_3 - My_2 - G^T(y_1 - K_P^{-1}v) K_P y_1 - K_D y_2), \quad (31)$$

$$\bar{g}_3 = Ay_3 + By_2. \quad (32)$$

要分析系统(27)(28)对于任意初始有界闭集 Λ 的稳定性, 需要证明系统(27)(28)满足Hoppensteadt 定理3的3个条件^[10]: ① 方程(27)(28)的右端导数有界; ② $(0, 0, 0)$ 是系统(27)(28)的唯一平衡点; ③ 系统(27)(28)的降阶系统和边界层系统是全局渐近稳定的, 且是局部是指数稳定的. 方程(27)(28)的右端是属于 C^1 类函数, 因此在任意紧集上其导数是有界的, 由此可知条件①成立; 令方程(28)右端等于零, 可得 $y_1 = K_P^{-1}v$, 再令方程(27)右端等于零, 结合关系式 $y_1 = K_P^{-1}v$, 可知 $(0, 0, 0)$ 是(27)(28)的唯一平衡点, 故条件②成立; 下面要证明条件③也成立.

考察降阶系统

$$\dot{v} = -\bar{K}_I K_P^{-1}v. \quad (33)$$

取备选Lyapunov函数

$$V = \frac{1}{2}v^T \bar{K}_I^{-1}v. \quad (34)$$

对 V 求导, 可得

$$\dot{V} = -v^T K_P^{-1}v. \quad (35)$$

因此降阶系统是全局指数稳定的.

再来分析边界层系统

$$\dot{y} = \tilde{g}(y, v) \quad (36)$$

的稳定性, 式中:

$$\tilde{g}(y, v) = (\tilde{g}_1^T \ \tilde{g}_2^T \ \tilde{g}_3^T)^T, \quad (37)$$

$$\tilde{g}_1 = G(y_1 - K_P^{-1}v) y_2, \quad (38)$$

$$\tilde{g}_2 = \bar{g}_2, \quad (39)$$

$$\tilde{g}_3 = \bar{g}_3. \quad (40)$$

取备选Lyapunov函数

$$V_1 = \frac{1}{2}y_1^T K_P y_1 + \frac{1}{2}y_2^T J_{mb} y_2 + \frac{1}{2}y_3^T P_1 y_3, \quad (41)$$

其中 P_1 为正定矩阵, 满足Lyapunov方程 $A^T P_1 + P_1 A = -Q_1$, 其中 Q_1 为正定矩阵.

V_1 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & -y_2^T K_D y_2 - y_2^T M y_2 + \\ & y_2^T (L + B^T P_1) y_3 - \frac{1}{2}y_3^T Q_1 y_3 = \\ & -y_2^T K_D y_2 - \begin{pmatrix} y_2^T & y_3^T \end{pmatrix} \Pi \begin{pmatrix} y_2 \\ y_3 \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (42)$$

选择合适的矩阵 P_1 , 矩阵

$$\Pi = \begin{pmatrix} M & -(L + B^T P_1)/2 \\ -(L^T + P_1 B)/2 & Q_1/2 \end{pmatrix} \quad (43)$$

可以是半正定的^[6], 此时有

$$\dot{V}_1 \leq -y_2^T K_D y_2. \quad (44)$$

根据Krasovskii定理^[13], 容易得出边界层系统(36)是全局渐近稳定的. 将边界层系统(36)在平衡点线性化(v 看成固定参数), 有

$$\dot{y}_1 = R(v) y_2, \quad (45)$$

$$\dot{y}_2 = J_{mb}^{-1}(Ly_3 - My_2 - R^T(v)K_P y_1 - K_D y_2), \quad (46)$$

$$\dot{y}_3 = Ay_3 + By_2. \quad (47)$$

式中:

$$\begin{aligned} R(v) = & \frac{1}{4}((1 - (K_P^{-1}v)^T(K_P^{-1}v))I - \\ & 2(K_P^{-1}v)^\times + 2(K_P^{-1}v)(K_P^{-1}v)^T). \end{aligned} \quad (48)$$

仍然取备选Lyapunov函数 V_1 , 其导数为与式(42)相

同, 再次应用Krasovskii定理, 可知线性化后的系统(45)(47)是渐近稳定的. 又因线性系统的渐近稳定性等价于指数稳定性, 故系统(45)(47)是指数稳定的, 即边界层系统(36)是局部指数稳定的.

边界层系统的全局渐近稳定性和局部指数稳定性得到了证明, 表明条件③也成立. 根据Hoppens-teadt定理3, 存在一个正常数 ε^* 使得对于所有的 $0 < \varepsilon < \varepsilon^*$, 奇异扰动系统(19)(20)关于任意初始有界闭集 Δ 是渐近稳定的, 也就是说存在正定矩阵 K_I , 系统(2)(6)(7)在控制器(14)的作用下对于任意给定的初始有界闭集 Δ 是渐近稳定的. 证毕.

3.2 非线性PI控制器(Nonlinear PI controller)

3.1节给出的控制器需要同时知道航天器的姿态和角速度信息. 在实际中, 如果航天器的陀螺出现故障, 那么控制器(14)就无法使用. 为避免这个问题, 将姿态控制系统所需的测量信息降低到最少, 本节提出的这样的控制器

$$u = -G^T(\sigma)(K_P\sigma + v + K_F\rho), \quad (49)$$

$$\dot{v} = K_I\sigma, \quad (50)$$

$$\rho = \Xi^T P_2(\Omega\xi + \Xi\sigma), \quad (51)$$

$$\dot{\xi} = \Omega\xi + \Xi\sigma. \quad (52)$$

其中: $K_F = k_f I$, k_f 为正常数, Ω 为Hurwitz矩阵, Ξ 为可逆矩阵, P_2 为正定矩阵且满足Lyapunov方程 $\Omega^T P_2 + P_2 \Omega = -Q_2$, 其中 Q_2 为正定矩阵. 可见, 控制器(49)只需要航天器的姿态测量信息.

定理2 存在增益矩阵 K_P , K_I 和 K_F , 使得系统(2)(6)(7)在控制器(49)的作用下半全局渐近稳定.

定理2的证明与定理1类似: 先将含有控制器的系统写成标准的奇异扰动系统, 然后通过坐标变换将系统的平衡点转移到原点, 最后根据Hoppensteadt定理3分析系统的稳定性. 在分析边界层稳定性的过程中, 需要用到另外一个Lyapunov备选函数

$$V_2 = \frac{1}{2}y_1^T K_P y_1 + \frac{1}{2}y_2^T J_{mb} y_2 + \frac{1}{2}y_3^T P_1 y_3 + \frac{1}{2}k_f y_4^T P_2 y_4, \quad (53)$$

其中

$$y_4 = \dot{\xi}. \quad (54)$$

具体的证明过程可参照定理一的证明完成, 在这里不再赘述.

线性PID控制器由于其良好的控制效果在航天器的姿态控制中有着广泛的应用. 其实, 本文中提出的控制器可以看作是线性PID控制器的推广. 在姿态偏差是小量的情况下, 文中提出的控制

器(14)和(49)可以分别近似为

$$u = -\frac{1}{4}K_P\sigma - \frac{1}{4}v - K_D\omega \quad (55)$$

和

$$u = -\frac{1}{4}K_P\sigma - \frac{1}{4}v - \frac{1}{4}K_F\rho. \quad (56)$$

前者便是一个经典的线性PID控制器, 后者可以看作是前者无需角速度测量的扩展. 这从另一个角度说明了工程中常用的基于单轴解耦的PID姿态控制器的设计方法是能够保证挠性航天器姿态控制系统局部渐近稳定性的.

非线性PID控制器(14)和非线性PI控制器(49)在局部范围内对常值干扰有着较强的抑制作用. 要看到这点, 可将系统(2)(6)(7)在控制器(14)或(49)的作用下于平衡点处线性化, 考察外界干扰到系统状态的传递函数阵, 易知积分项的存在可使得系统的稳态误差为零.

4 数值仿真(Numerical simulations)

这部分内容将对本文提出的控制器(14)和(49)进行数值仿真, 以验证其有效性.

挠性航天器的模型参数取为^[2]

$$J_{mb} = \begin{pmatrix} 800 & 12 & 5 \\ 12 & 400 & 1.5 \\ 5 & 1.5 & 600 \end{pmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

$$\delta = \begin{pmatrix} 10 & 0.5 & 0.2 \\ 0.5 & 2 & 0 \\ 0.1 & 10.9 & 0.8 \\ 1 & 0.5 & 0.5 \end{pmatrix} \text{ kg}^{\frac{1}{2}} \cdot \text{m},$$

$$\omega_{n1} = 1.9, \omega_{n2} = 4.1,$$

$$\omega_{n3} = 5.8, \omega_{n4} = 6.0 \text{ rad/s},$$

$$\zeta_1 = 0.08, \zeta_2 = 0.30, \zeta_3 = 0.60, \zeta_4 = 0.75.$$

选择航天器和控制器的初始条件为

$$\omega(0) = 0, \vartheta(0) = 0, \sigma(0) = (0.5 \ 0.5 \ 0.5)^T,$$

$$v(0) = 0, \xi(0) = 0.$$

为突出积分项的作用, 假定航天器所受的外界常值干扰 $d(t)$ 较大, 为

$$d(t) = (9 \ 8 \ 10)^T \text{ N} \cdot \text{m}.$$

控制器系数分别为

$$K_P = 240I, K_D = 360I,$$

$$K_I = 4I, K_f = 2000I,$$

$$\Omega = -I, \Xi = I, P_2 = I.$$

仿真结果如图1~4所示.

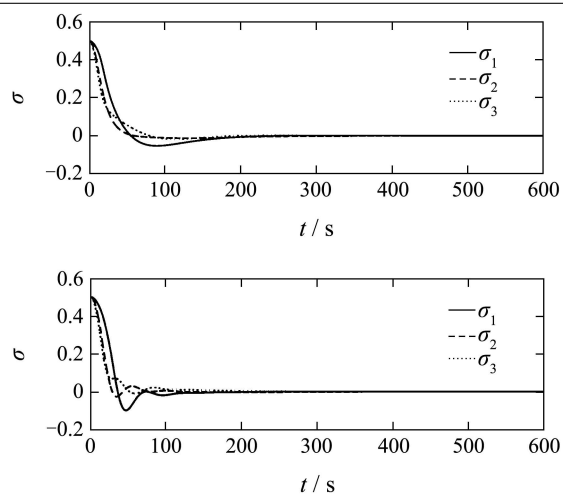


图1 姿态误差响应曲线

Fig. 1 Response of attitude errors

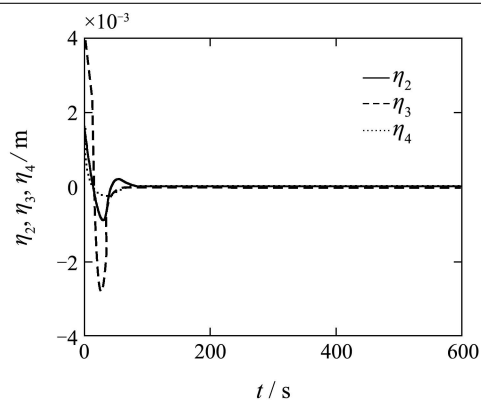
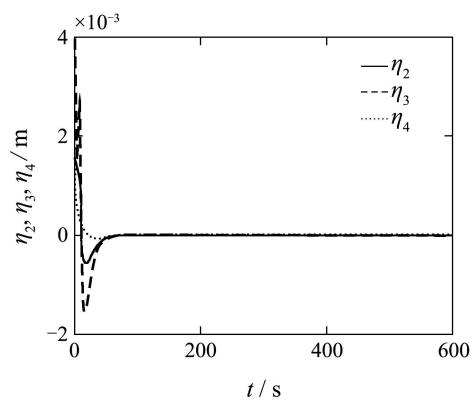
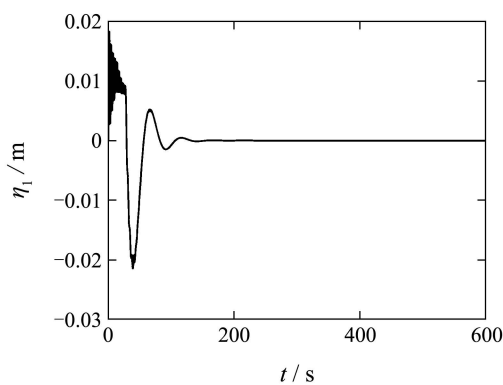
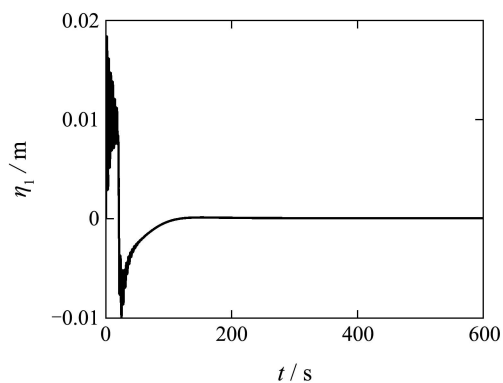


图2 模态响应曲线

Fig. 2 Response of modal displacements

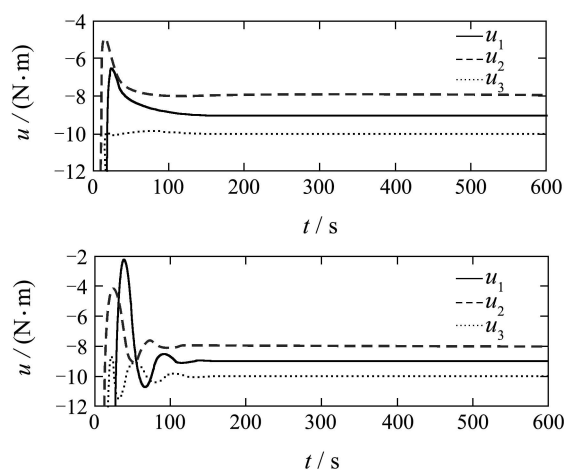
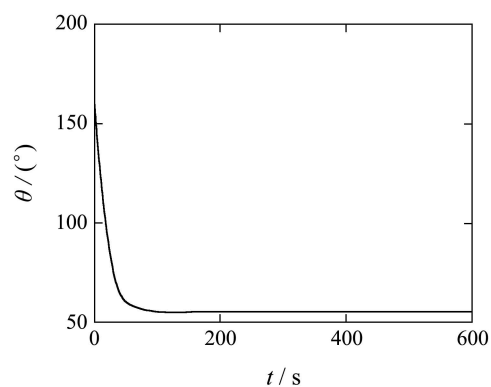
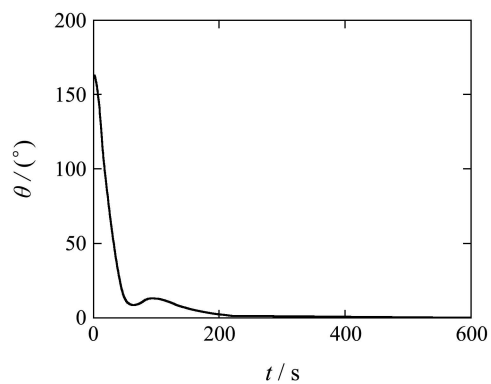


图3 控制力矩变化曲线

Fig. 3 Control torques



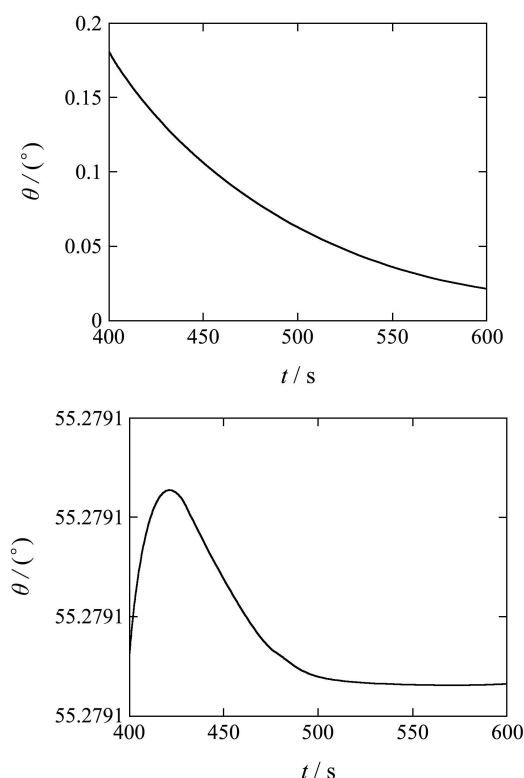


图4 欧拉转角误差变化曲线

Fig. 4 Euler rotation angle errors

图1为控制器(14)和(49)作用下的航天器的姿态响应曲线. 从中可以看出, 尽管存在控制力矩幅值限制和较大的外界干扰力矩的作用, 航天器在大于160度的初始姿态误差下仍然能够很好的收敛于目标姿态, 而且挠性附件的振动幅值很小, 并很快趋于零, 如图2所示. 图3为施加在航天器上控制力矩的变化曲线. 可以发现, 控制力矩的各个分量在幅值上逐渐逼近于常值干扰力矩. 最后一个仿真结果验证的是非线性PID控制器(14)积分项的干扰抑制作用. 通过比较可以看出, 同等参数下非线性PID控制器(14)的姿态误差逐渐趋于零, 而无积分项的非线性PD控制器有着很大的稳态误差.

5 结论(Conclusions)

针对非线性挠性航天器姿态控制模型, 设计了一种非线性PID姿态控制器, 并进一步给出了一种无需角速测量的PI控制算法. 这两种控制器都不依赖于模型参数且无需模态变量测量信息. 为解决系统维数增加而导致的稳定性分析问题, 将系统写成标准的奇异扰动系统, 用奇异扰动理论证明了闭环系统的半全局渐近稳定性. 当姿态误差为小量时, 这两种控制器分别近似线性PID控制器及无需角速度测量的线性PI控制器, 此时可看出积分项的存在对常值

干扰的抑制作用. 文章最后对给出的控制器在常值干扰存在的情况下进行了数值仿真, 仿真结果验证了控制器的有效性和可行性.

参考文献(References):

- [1] DWYER T A W, SIRA RAMIREZ H, MONACO S, et al. Variable structure control of globally feedback-decoupled deformable vehicle maneuvers[C] // *Proceedings of the 26th Conference on Decision and Control*. New York: IEEE Press, 1987: 1281 – 1287.
- [2] DI GENNARO S. Adaptive robust tracking of flexible spacecraft in presence of disturbances[J]. *Journal of Optimization Theory and Application*, 1998, 98(3): 545 – 568.
- [3] SHAHRAVI M, KABGANIAN M, ALASTY A. Adaptive robust attitude control of a flexible spacecraft[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2006, 16(6): 287 – 302.
- [4] 管萍, 刘小河, 刘向杰. 挠性卫星的变结构姿态控制. 控制理论与应用[J]. 2007, 24(3): 480 – 484.
(GUAN Ping, LIU Xiaohu, LIU Xiangjie. Variable structure attitude control of flexible satellite[J]. *Control Theory & Applications*, 2007, 24(3): 480 – 484.)
- [5] KELKAR A G, JOSHI S M, ALBERTS T E. Dissipative controllers for nonlinear multibody flexible space systems[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(5): 1044 – 1052.
- [6] DI GENNARO S. Passive attitude control of flexible spacecraft from quaternion measurement[J]. *Journal of Optimization Theory and Application*, 2003, 116(1): 41 – 60.
- [7] LORIA A, LEFEBER E, NIJMEIJER H. Global asymptotic stability of robot manipulators with linear PID and PI2D control[J]. *Stability and Control: Theory and Applications*, 2000, 3(2): 138 – 149.
- [8] SUBBARAO K. Nonlinear PID-like control for spacecraft attitude regulation[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2004, 52(1/2): 61 – 74.
- [9] SUBBARAO K, AKELLA M R. Differentiator-free nonlinear proportional-integral controllers for rigid body attitude stabilization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 1092 – 1096.
- [10] ALVAREZ J, KELLY R, CERVANTES I. Semiglobal stability of saturated linear PID control for robot manipulators[J]. *Automatica*, 2003, 39(6): 989 – 995.
- [11] SCHAUB H, AKELLA M R, JUNKINS J L. Adaptive realization of linear closed loop tracking dynamics in the presence of large system model errors[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2000, 48(4): 537 – 551.
- [12] 刘瞰, 赵钧. 空间飞行器动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003: 240.
(LIU Tun, ZHAO Jun. *Spacecraft Dynamics*[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2003: 240.)
- [13] KHALIL H K. *Nonlinear Systems*[M]. Third Edition. Upper Saddle River, American: Prentice Hall, 2002: 129.

作者简介:

靳尔东 (1982—), 男, 博士研究生, 从事卫星编队飞行姿态控制的研究, E-mail: jined@hit.edu.cn;

孙兆伟 (1963—), 男, 博士生导师, 从事卫星的动力学与控制及卫星总体设计与仿真研究, E-mail: sunzhaowei@vip.sina.com