

基于液体晃动干扰观测器的航天器混沌姿态 H_∞ 控制*

秦利 刘福才† 梁利环 侯甜甜

(燕山大学, 工业计算机控制工程河北省重点实验室, 秦皇岛 066004)

(2013年12月15日收到; 2014年1月18日收到修改稿)

针对航天器受液体燃料晃动及内外周期性微小激励耦合影响产生混沌运动的问题, 提出了基于神经网络干扰观测器的自适应 H_∞ 鲁棒控制方案, 以实现充液航天器混沌姿态运动的消除与液体燃料晃动的抑制. 基于神经网络的非线性逼近能力设计干扰观测器, 自适应跟踪补偿液体晃动、参数不确定及外扰引起的耦合扰动, 解决液体燃料晃动角速度及外扰不易直接测量的问题, 提高控制器对系统不确定的自适应能力及液体晃动的抑制能力. 同时考虑观测误差与模型不精确问题, 利用 H_∞ 控制策略提高控制器的鲁棒性. 通过与现有常用控制策略的对比仿真研究, 验证了控制方案的有效性及其优势.

关键词: 航天器姿态运动, 混沌控制, 液体晃动抑制, 干扰观测器

PACS: 05.45.Gg, 05.45.-a

DOI: 10.7498/aps.63.090502

1 引言

航天器姿态的可预测性在航天工程中是至关重要的, 而混沌姿态运动的存在会使原有的姿态预测失效, 导致航天器的故障甚至航天任务的失败, 因此, 航天器姿态动力学中的混沌现象受到该领域研究人员的广泛关注. 如文献[1]探讨了在微小扰动下卫星混沌运动的预测准则. 文献[2]分析了引力场干扰造成的一类陀螺体卫星混沌姿态. 文献[3]对航天器平面和球面姿态运动中的混沌进行了总结. 随着大型航天器液体推进剂比重与控制精度要求的逐渐增长, 液体燃料晃动造成的非线性耦合扰动及混沌现象成为航天器混沌姿态动力学研究中一个十分重要的课题. 如文献[4]建立了筒形贮罐内液体晃动的非线性方程, 并在稳定性分析的基础上给出了设计参数的选择原则. 文献[5]阐述了液体晃动现象对航天器结构及运动稳定性有很大影响. 文献[6]研究了航天器燃料在持续消耗情

况下, 液体晃动特性的变化. 文献[7]分析了部分充液航天器在外部扰动激励作用下的混沌运动. 文献[8]推导了基于等效摆的充液航天器动力学方程及哈密尔顿函数, 并探讨了系统的稳定性与混沌运动行为. 现有充液航天器混沌姿态研究主要聚焦于混沌运动预测与参数分析准则, 这些研究成果为航天器与储液腔的设计提供了一个避免潜在不确定混沌的分析工具. 然而, 真实的液体晃动模型是难以建立的, 现有等效模型在一些特殊的操作环境下(如远地点发动机点火阶段)并不能有效模拟燃料的非线性晃动特性. 因此, 基于简化液体晃动模型, 如何通过改进控制算法消除液体晃动引起的混沌姿态现象, 是一个不可忽视的研究问题.

在航天器混沌姿态控制方面, 文献[9]提出一种双自旋航天器典型自旋机动中局部异宿环混沌的消除/避免方法. 文献[10]通过构造改进的Melnikov函数设计控制律, 消除陀螺体转子转轴微小不对称扰动引起的航天器混沌运动. 文献[11]基于

* 国家自然科学基金(批准号:61304025)、国家高技术研究发展计划(863计划)和河北省自然科学基金(批准号: F2014203234)资助的课题.

† 通讯作者. E-mail: lfc@ysu.edu.cn

Lyapunov 方法设计了单刚体航天器参数自适应控制器. 对于考虑液体晃动效应的姿态控制, 主要有基于 Lyapunov 理论、PI 和滑模变结构等策略的控制方案 [12-14]. 综上所述, 现有混沌姿态控制主要基于稳定性分析与前馈理论设计控制策略, 这类方案对于模型的依赖性较强, 对模型不精确与外扰不可预测的自适应性较差, 而且, 同时考虑混沌运动消除及液体晃动抑制的控制方案研究较少.

基于上述分析, 在复杂充液航天器存在液体晃动与其他干扰耦合影响的情况下, 为了能够实现航天器混沌姿态运动的消除与液体燃料晃动的抑制, 本文研究了一种基于神经网络干扰观测器 (NNDO) 的 H_∞ 控制策略, 利用 RBF 神经网络的非线性逼近能力设计了复合干扰观测器, 对液体燃料晃动及典型周期性外扰进行跟踪补偿, 并将 H_∞ 策略应用于系统鲁棒能力的提高, 最终实现航天器姿态控制中混沌的脱离与期望目标的稳定跟踪, 同时使液体晃动得到抑制.

2 问题描述

假设航天器为一单刚体, 考虑液体晃动效应, 将液体燃料腔等效为包裹于黏性边界层内的球状块 [8], 可得到充液航天器动力学模型为

$$\begin{aligned} (I_1 - J)\dot{\omega}_1 &= (I_2 - I_3)\omega_2\omega_3 + \mu\eta_1 + f_{d1} + u_1, \\ (I_2 - J)\dot{\omega}_2 &= (I_3 - I_1)\omega_1\omega_3 + \mu\eta_2 + f_{d2} + u_2, \\ (I_3 - J)\dot{\omega}_3 &= (I_1 - I_2)\omega_1\omega_2 + \mu\eta_3 + f_{d3} + u_3, \\ \dot{\eta}_1 &= -\dot{\omega}_1 - \omega_2\eta_3 + \omega_3\eta_2 - \mu\eta_1/J, \\ \dot{\eta}_2 &= -\dot{\omega}_2 - \omega_2\eta_1 + \omega_3\eta_3 - \mu\eta_2/J, \\ \dot{\eta}_3 &= -\dot{\omega}_3 - \omega_2\eta_2 + \omega_3\eta_1 - \mu\eta_3/J, \end{aligned} \quad (1)$$

其中, ω_i 表示航天器角速度; η_i 表示燃料块相对于航天器的角速度; I_i 表示航天器主惯量 (含液体燃料块); J 表示燃料块转动惯量; f_{di} 表示系统外部扰动总和; u_i 表示系统的控制力矩.

Yue 等 [15] 通过时间尺度及线性仿射变换建立了不受控情况下的充液航天器角动量无量纲动力学方程, 利用这种方法, 定义

$$\begin{aligned} \tilde{t} &= Ht/I_2, \quad \lambda = J/I_2, \quad \tilde{\omega}_i = I_i\omega_i/H, \\ \tilde{\eta}_i &= I_2\eta_i/\varepsilon H, \quad \tilde{\mu} = \mu/H, \quad r_1 = I_3/I_2, \\ r_2 &= I_1/I_2, \quad r_3 = I_1/J, \quad r_4 = I_2/J, \\ r_5 &= I_3/J, \quad H = \sum_{i=1}^3 (I_i\omega_i + J\eta_i)^2, \end{aligned}$$

则模型 (1) 可变换为如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\omega}}_1 &= \left(\frac{1-r_1}{r_1} + \lambda \left(\frac{1}{r_1^2} - 1 \right) \right) \tilde{\omega}_2\tilde{\omega}_3 \\ &\quad + \lambda (\tilde{\mu}\tilde{\eta}_1 + \tilde{f}_{d1}) + O(\lambda^2), \\ \dot{\tilde{\omega}}_2 &= \left(\frac{r_1-r_2}{r_1r_2} + \lambda \left(\frac{1}{r_2^2} - \frac{1}{r_1^2} \right) \right) \tilde{\omega}_1\tilde{\omega}_3 \\ &\quad + \lambda (\tilde{\mu}\tilde{\eta}_2 + \tilde{f}_{d2}) + O(\lambda^2), \\ \dot{\tilde{\omega}}_3 &= \left(\frac{r_2-1}{r_2} + \lambda \left(1 - \frac{1}{r_2^2} \right) \right) \tilde{\omega}_1\tilde{\omega}_2 \\ &\quad + \lambda (\tilde{\mu}\tilde{\eta}_3 + \tilde{f}_{d3}) + O(\lambda^2), \\ \lambda\dot{\tilde{\eta}}_1 &= -\frac{\tilde{\omega}_1}{r_2} + \frac{\tilde{\omega}_3\tilde{\eta}_2}{r_5-1} - \frac{\tilde{\omega}_2\tilde{\eta}_3}{r_4-1} - \tilde{\mu}\tilde{\eta}_1 + O(\lambda), \\ \lambda\dot{\tilde{\eta}}_2 &= -\frac{\tilde{\omega}_2}{r_3-1} + \frac{\tilde{\omega}_1\tilde{\eta}_3}{r_3-1} - \frac{\tilde{\omega}_3\tilde{\eta}_1}{r_5-1} - \tilde{\mu}\tilde{\eta}_2 + O(\lambda), \\ \lambda\dot{\tilde{\eta}}_3 &= -\frac{\tilde{\omega}_3}{r_1} + \frac{\tilde{\omega}_2\tilde{\eta}_1}{r_4-1} - \frac{\tilde{\omega}_1\tilde{\eta}_2}{r_3-1} - \tilde{\mu}\tilde{\eta}_3 + O(\lambda). \end{aligned} \quad (2)$$

取系统参数为

$$\begin{aligned} r_1 &= 1.39, \quad r_2 = 0.45, \quad r_3 = 34.615, \\ r_4 &= 76.923, \quad r_5 = 106.923, \quad \varepsilon = 0.014, \\ \mu &= 0.6; \end{aligned}$$

系统初始状态为

$$x_0 = [\cos(\pi/36), -\sin(\pi/36), 0.5, 0.2, 0.2, 0.2],$$

假设外部扰动为 $\tilde{F}_i = 1.8 \sin(0.3\tilde{t})$ 时, 系统在外力矩作用下会随时间推移进入混沌运动状态, 如图 1 所示.

从上述仿真算例我们可以看出, 当外扰动仅为一个小量时 ($\|\varepsilon\tilde{F}_i\| \leq 0.0252$), 系统在某些状态下便可出现混沌特性. 因此, 我们要解决的控制问题可描述为, 需要设计一种控制策略, 使得系统进入混沌状态时, 可通过控制力矩脱离混沌状态并渐近稳定于期望的平衡状态, 同时该控制器应具备抑制液体晃动及不确定扰动的能力.

为方便控制策略的实现, 忽略 $O(\varepsilon)$ 及高级项, 并设

$$\begin{aligned} G_1(x) &= \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{\omega}_3 & \tilde{\omega}_2/r_1 \\ \tilde{\omega}_3/r_2 & 0 & -\tilde{\omega}_1/r_1 \\ -\tilde{\omega}_2/r_2 & \tilde{\omega}_1 & 0 \end{bmatrix}, \\ G_2(x) &= \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{\omega}_3 & \tilde{\omega}_2/r_1^2 \\ \tilde{\omega}_3/r_2^2 & 0 & -\tilde{\omega}_1/r_1^2 \\ -\tilde{\omega}_2/r_2^2 & \tilde{\omega}_1 & 0 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

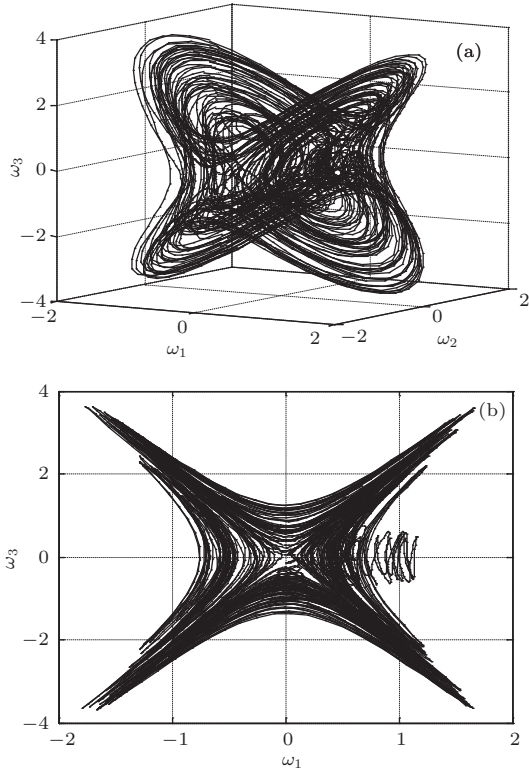


图1 充液航天器角速度相位图 (a) 三维相空间; (b) X-Z 相平面

$$F(x) = \begin{bmatrix} -\tilde{\mu} & \tilde{\omega}_3/r_5 - 1 & -\tilde{\omega}_2/r_4 - 1 \\ -\tilde{\omega}_3/r_5 - 1 & -\tilde{\mu} & \tilde{\omega}_1/r_3 - 1 \\ \tilde{\omega}_2/r_4 - 1 & -\tilde{\omega}_1/r_3 - 1 & -\tilde{\mu} \end{bmatrix},$$

$$A_1 = \text{diag}([\lambda; \lambda; \lambda]), \quad A_2 = \text{diag}([\tilde{\mu}; \tilde{\mu}; \tilde{\mu}]),$$

$$H = \text{diag}([-1/r_2; -1; -1/r_1]),$$

则可将(2)式整理为如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= G(x)x + F_d(x, \sigma, t) + u, \\ A_1 \dot{\sigma} &= F(x)\sigma + H\dot{x}, \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $x = [\tilde{\omega}_1; \tilde{\omega}_2; \tilde{\omega}_3]$ 表示航天器角速度; $\sigma = [\tilde{\eta}_1; \tilde{\eta}_2; \tilde{\eta}_3]$ 表示燃料块相对于航天器的角速度; $u = [u_1; u_2; u_3]$ 表示系统的控制力矩; $F_d = A_1(\Lambda_2\sigma + \omega_d)$ 表示液体晃动、模型不确定及外扰动构成的耦合扰动项; $G(x) = G_1(x) + A_1 \cdot G_2(x)$.

为设计基于液体晃动和系统不确定估计的干扰观测器, 由(3)式得燃料块晃动角速度的动态微分方程为

$$\begin{aligned} \dot{\sigma} &= \Lambda_1^{-1}(F(x)\sigma + H(G(x)x + d_0 + d_1 + u)) \\ &= f(x)\sigma + g(G(x)x + d_1 + u), \end{aligned} \quad (4)$$

其中,

$$\begin{aligned} f(x) &= (\Lambda_1^{-1}F(x) + H\Lambda_2), \quad g = \Lambda_1^{-1}H, \\ d_0 &= \Lambda_1\Lambda_2\sigma \end{aligned}$$

表示液体晃动引起的扰动项, $d_1 = \Lambda_1\omega_d$ 表示模型及外扰动的复合不确定项.

3 基于神经网络干扰观测器的 H_∞ 控制器设计

采用RBF神经网络对不确定项 ω_d 进行自适应逼近, 则有

$$\hat{\omega}_{di} = \hat{\theta}_i^T \Phi_i(x, d, c), \quad (5)$$

其中, $\theta_i = [\theta_{i1}, \theta_{i2}, \dots, \theta_{in}]$ 为神经网络权值, $\Phi_i = [\varphi_{i1}, \varphi_{i2}, \dots, \varphi_{in}]^T$ 为高斯基函数的输出,

$$\begin{aligned} \varphi_{in}(x) &= \exp\left(-\|x - c_{in}\|^2 / 2d_{in}^2\right), \\ c_i &= [c_{i1}, c_{i2}, \dots, c_{in}] \end{aligned}$$

为中心矢量, $d_i = [d_{i1}, \dots, d_{in}]$ 为基宽度参数, n 为隐含层个数, $i = 1, \dots, 3$.

根据万能逼近理论作如下假设:

假设1 神经网络输出 $\hat{\omega}_{di}(x, \hat{\theta}_i)$ 连续.

假设2 存在理想逼近的神经网络输出 $\hat{\omega}_{di}^*(x, \hat{\theta}_i^*)$, 针对一个非常小的正数 ε_0 有

$$\max \|\omega_{di}(x) - \hat{\omega}_{di}^*(x, \hat{\theta}_i^*)\| \leq \varepsilon_0.$$

$$\hat{\theta}^* = \arg \min_{\theta \in M_\theta} \left[\sup_{x \in M_x} \|\omega_{di}(x) - \hat{\omega}_{di}(x, \hat{\theta}_i)\| \right]$$

表示最佳逼近的神经网络权值.

从而得到神经网络模型逼近误差 $\varepsilon = \omega_{di} - \hat{\omega}_{di}^*$ 有界, 即存在

$$\bar{\varepsilon} = \sup \|\omega_{di}(x) - \hat{\omega}_{di}^*(x, \theta_i^*)\|.$$

令参数逼近误差 $\tilde{\theta}_i = \theta_i^* - \hat{\theta}_i$ 则有

$$\omega_{di} - \hat{\omega}_{di} = \tilde{\theta}_i^T \Phi_i + \varepsilon. \quad (6)$$

基于以上复合不确定项逼近设计干扰观测器, 并结合 H_∞ 控制策略得到如(8)式所示的充液航天器姿态控制器, 有如下定理:

定理1 针对上述控制问题, 对于(3)式所示系统, 定义系统误差为 $e = x - x_d$, 假定采用非线性干扰观测器(7)估计扰动, 定义观测误差为 $\xi = \sigma - \hat{\sigma}$, 当设计(8)式作为系统控制器, 并选取

(9) 式为神经网络权值自适应律时, 系统在控制器作用下渐近稳定, 观测误差最终一致有界.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\sigma}} &= f(x)\sigma + g(Gx + \hat{d}_1 + u) + k(d_0 - \hat{d}_0), \\ \hat{d}_0 &= \Lambda_1 \Lambda_2 \hat{\sigma}, \quad \hat{d}_1 = \Lambda_1 \hat{\omega}_d, \quad \hat{F}_d = \hat{d}_0 + \hat{d}_1, \end{aligned} \quad (7)$$

其中, $\hat{\sigma}$ 为液体晃动角速度观测值, \hat{d}_0 为液体晃动引起扰动的观测值, \hat{d}_1 表示模型及外扰动的复合不确定项观测值, $k > 0$ 为调节增益, \hat{F}_d 为观测器输出.

$$u = -Gx + u_a + u_v, \quad (8)$$

其中, $u_v = k_p e + \dot{x}_d - \hat{F}_d$ 为自适应项, $u_a = -Pe/\gamma$ 为鲁棒项, P 为对称正定阵且满足 $A^T P + PA = -Q, Q > 0$.

$$\dot{\hat{\theta}} = \gamma_0 e^T P \Phi + \gamma_0 \xi g \Phi, \quad (9)$$

其中, $\gamma_0 = \gamma \Lambda_1, \gamma > 0$ 为学习率.

证明 对系统误差求导并将 (3) 式、(8) 式代入得到系统误差动态

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \dot{x} - \dot{x}_d = \Lambda_1 \Lambda_2 \xi + \Lambda_1 (\varepsilon + \tilde{\theta}^T \Phi) \\ &\quad - Pe/\gamma + k_p e. \end{aligned} \quad (10)$$

对观测器误差求导根据 (3) 式、(7) 式、(9) 式得到观测误差动态

$$\dot{\xi} = \dot{\sigma} - \dot{\hat{\sigma}} = \Lambda_1 g (\varepsilon + \tilde{\theta}^T \Phi) - k \Lambda_1 \Lambda_2 \xi, \quad (11)$$

选取如下所示的李亚普诺夫函数:

$$V = \frac{1}{2} e^T P e + \frac{1}{2\gamma} \tilde{\theta}^T \tilde{\theta} + \frac{1}{2} \xi^T \xi. \quad (12)$$

对 (12) 式两边求导并将 (9) — (11) 式代入, 并考虑系统干扰的慢变性可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e^T P \dot{e} - \frac{1}{\gamma} \tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\theta}} + \xi \dot{\xi} \\ &= e^T P (\Lambda_1 \Lambda_2 \xi + \Lambda_1 (\varepsilon + \tilde{\theta}^T \Phi) - Pe/\gamma + k_p e) \\ &\quad - \frac{1}{\gamma} \tilde{\theta}^T (\gamma \Lambda_1 e^T P \Phi + \gamma \Lambda_1 \xi g \Phi) \\ &\quad + \xi (\Lambda_1 g (\varepsilon + \tilde{\theta}^T \Phi) - k \Lambda_1 \Lambda_2 \xi) \\ &= e^T P \Lambda_1 \Lambda_2 \xi + e^T P \Lambda_1 \varepsilon + \xi H \varepsilon - \frac{1}{2} k_p e^T Q e \\ &\quad - \frac{1}{\gamma} (e^T P)^2 - k \Lambda_1 \Lambda_2 \xi^2. \end{aligned} \quad (13)$$

因为

$$e^T P \Lambda_1 \Lambda_2 \xi \leq \frac{\Lambda_1 \Lambda_2}{2k} (e^T P)^2 + \frac{1}{2} k \Lambda_1 \Lambda_2 \xi^2, \quad (14)$$

$$e^T P \Lambda_1 \varepsilon \leq \frac{1}{4} k_p e^T Q e + \frac{P^2}{k_p Q} (\Lambda_1 \varepsilon)^2$$

$$\leq \frac{1}{4} k_p e^T Q e + \frac{\lambda_{\max}^2(P)}{k_p \lambda_{\min}(Q)} \|A_1\|^2 \|\varepsilon\|^2, \quad (15)$$

$$\xi H \varepsilon \leq \frac{1}{2} k \Lambda_1 \Lambda_2 \xi^2 + \frac{1}{2k \Lambda_1 \Lambda_2} \|H\|^2 \|\varepsilon\|^2. \quad (16)$$

将 (14) — (16) 式代入 (13) 式, 并考虑假设 2 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\frac{1}{4} k_p \lambda_{\min}(Q) \|e\|^2 - \left(\frac{1}{\gamma} - \frac{\Lambda_1 \Lambda_2}{2k}\right) (e^T P)^2 \\ &\quad + \frac{\lambda_{\max}^2(P)}{k_p \lambda_{\min}(Q)} \|A_1\|^2 \varepsilon^2 + \frac{1}{2k \Lambda_1 \Lambda_2} \|H\|^2 \varepsilon^2. \end{aligned} \quad (17)$$

选择合适的待设计参数取值, 可使 $1/\gamma \geq \Lambda_1 \Lambda_2 / 2k$ 则有

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\frac{1}{4} k_p e^T Q e + \frac{1}{2k \Lambda_1 \Lambda_2} \|H\|^2 \varepsilon^2 \\ &\quad + \frac{\lambda_{\max}^2(P)}{k_p \lambda_{\min}(Q)} \|A_1\|^2 \varepsilon^2 \\ &\leq -\frac{1}{4} k_p \lambda_{\min}(Q) \|e\|^2 + \frac{1}{2k \Lambda_1 \Lambda_2} \|H\|^2 \varepsilon^2 \\ &\quad + \frac{\lambda_{\max}^2(P)}{k_p \lambda_{\min}(Q)} \|A_1\|^2 \varepsilon^2. \end{aligned} \quad (18)$$

当

$$\begin{aligned} \|e\| &> \left(\frac{2\lambda_{\max}(P)}{k_p \lambda_{\min}(Q)} \|A_1\| \right. \\ &\quad \left. + \sqrt{\frac{2}{k \Lambda_1 \Lambda_2 k_p \lambda_{\min}(Q)}} \|H\| \right) \varepsilon \end{aligned}$$

时有 $\dot{V} \leq 0$, 则系统是渐近稳定的, 同时可知观测器误差最终一致有界.

定理 2 对于 (3) 式所示系统, 定义系统误差为 $e = x - x_d$, 假定采用非线性干扰观测器 (7) 估计扰动, 定义观测误差为 $\xi = \sigma - \hat{\sigma}$, 当设计 (8) 式作为系统控制器, 并选取 (9) 式为神经网络权值自适应律时, 系统误差满足给定的性能指标

$$\begin{aligned} &\frac{1}{4} \int_0^T e^T Q e dt \\ &\leq \frac{1}{2k_p} \left(e(0) P e(0) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\theta}^T(0) \tilde{\theta}(0) + \xi^2(0) \right) \\ &\quad + \int_0^T \left(\frac{1}{2k k_p \Lambda_1 \Lambda_2} \|H\|^2 + \frac{\lambda_{\max}^2(P)}{k_p^2 \lambda_{\min}(Q)} \|A_1\|^2 \right) \\ &\quad \times \varepsilon^2 dt. \end{aligned} \quad (19)$$

证明 对 (18) 式第一个不等号两边从 $t = 0$ 到 $t = T$ 取积分可得

$$V(T) - V(0)$$

$$\begin{aligned} &\leq -\frac{1}{4}k_p \int_0^T e^T Q e dt \\ &+ \int_0^T \frac{1}{2k\Lambda_1\Lambda_2} \|H\|^2 \bar{\varepsilon}^2 dt \\ &+ \int_0^T \frac{\lambda_{\max}^2(P)}{k_p \lambda_{\min}(Q)} \|\Lambda_1\|^2 \bar{\varepsilon}^2 dt. \quad (20) \end{aligned}$$

由(12)式可知 $V(T) \geq 0$, 并得到

$$V(0) = \frac{1}{2}e(0)Pe(0) + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\theta}^T(0)\tilde{\theta}(0) + \frac{1}{2}\xi^2(0),$$

代入(20)式则可证明(19)式成立. 因此, 在基于复合干扰观测的 H_∞ 控制器(8)作用下, 系统满足 H_∞ 跟踪性能, 即系统误差满足给定的性能指标.

4 仿真研究

为验证上述控制策略的有效性, 对(3)式所描述的充液航天器进行混沌姿态运动控制仿真研究, 令系统参数与上述2中描述一致, 选择PI、积分滑模控制器(ISMC)、本文所述基于干扰观测器的 H_∞ 控制器(NNDOH $_\infty$) 分别进行姿态控制仿真, 控制参数如表1所示, 并假设参数不确定项为 $\Delta I = \text{diag}([3.5 \ 10.5 \ 15])$, $\Delta J = 5$, 周期性外扰为

$$1.8 \sin(0.3t).$$

仿真过程一共持续36 s, 步长为0.01, 前10 s不施加控制力矩. 系统在不受控情况下会随时间推移进入混沌状态, 之后分别加入PI, ISMC及NNDOH $_\infty$ 控制. 图2描述了PI控制下的系统状态及误差变化曲线, 可见当存在模型不确定及复合扰动项时, 系统无法稳定于期望状态, 且参数适应范围小. 图3描述了积分滑模控制下的系统状态及误差变化曲线, 当系统存在模型变化及复合扰动时, 控制器可以在 2×10^{-3} 范围内稳定系统状态, 然而控制力矩存在明显抖振, 如图5(a)所示, 这对于高精度的姿态控制来说是不可接受的. 图4描述了基于干扰观测器 H_∞ 控制下的系统状态及误差变化曲线, 受控后系统脱离混沌状态, 误差小于 2×10^{-5} , 控制力矩平滑无抖动, 如图5(b)所示. 图6(a)–(c)描述了干扰观测器的输出变化曲线, 表明观测器可在3.5 s内实现对复合扰动的跟踪. 图6(d)描述了燃料块晃动角速度的变化曲线, 说明该控制器对液体晃动的有效抑制能力. 综合上述仿真结果, 表明设计的控制器在航天器考虑液体晃动及其他周期性扰动耦合扰动的混沌状态下, 能够很好的实现控制目的, 与其他常用控制器相比有良好的控制性能.

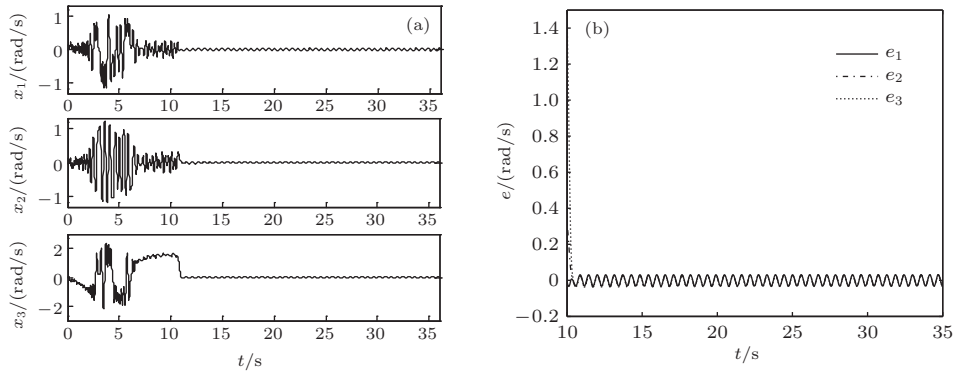


图2 PI控制仿真结果 (a) 系统状态变化曲线; (b) 系统误差曲线

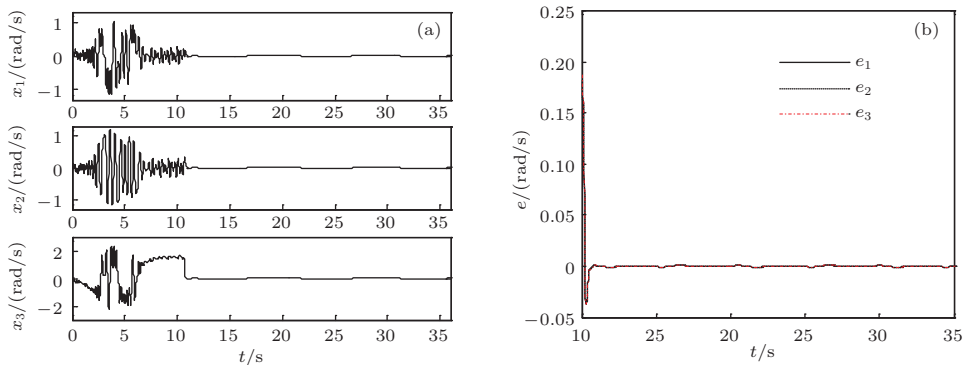


图3 ISMC控制仿真结果 (a) 系统状态变化曲线; (b) 系统误差曲线

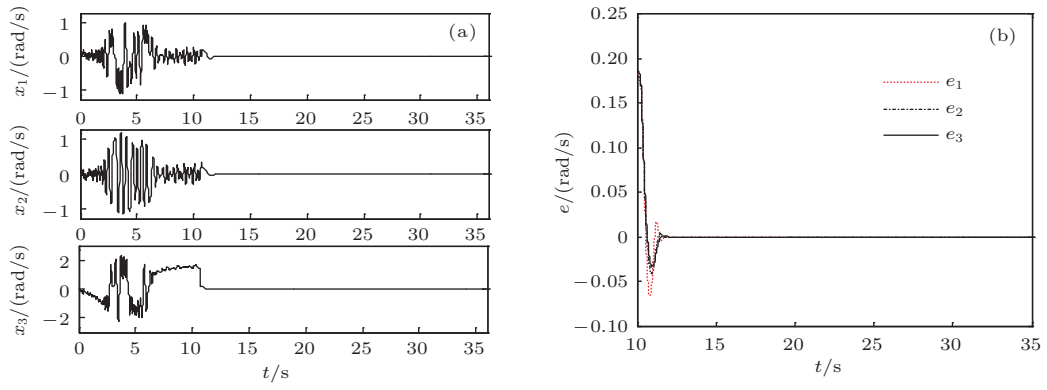


图4 NNDOH $_{\infty}$ 控制仿真结果 (a) 系统状态变化曲线; (b) 系统误差曲线

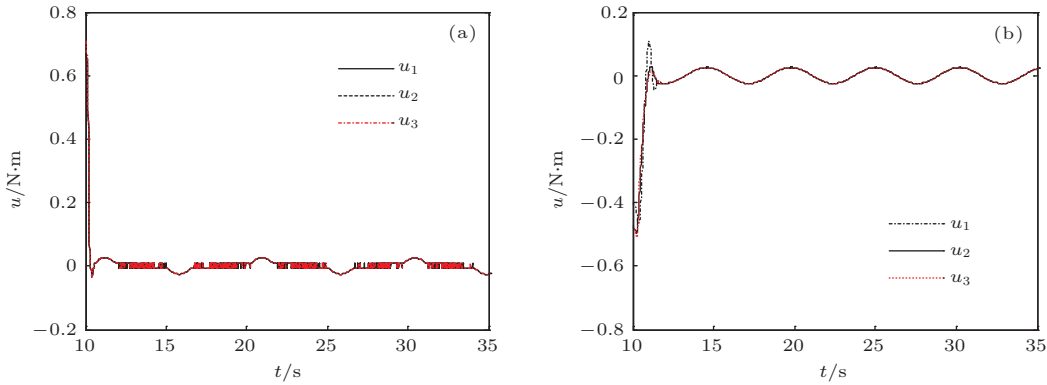


图5 ISMC, NNDOH $_{\infty}$ 控制器输出 (a) ISMC输出曲线; (b) NNDOH $_{\infty}$ 输出曲线

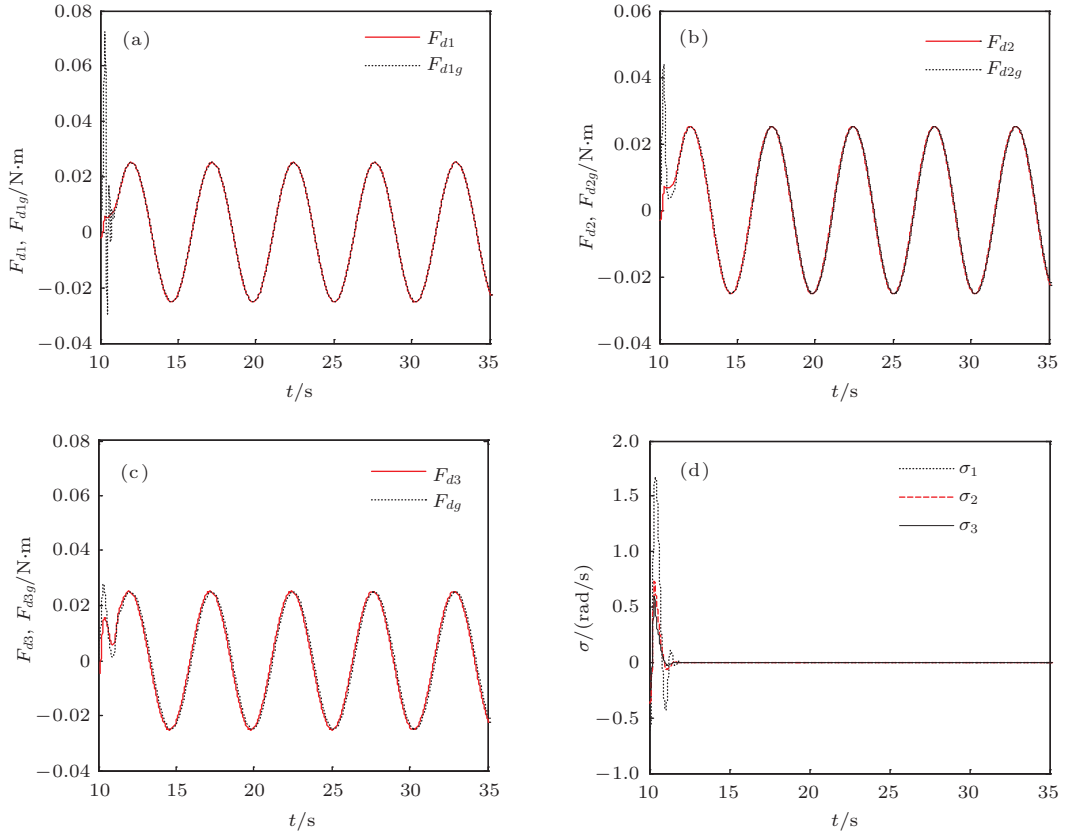


图6 观测器输出及燃料块速度变化曲线 (a) 观测器输出曲线(x轴); (b) 观测器输出曲线(y轴); (c) 观测器输出曲线(z轴); (d) 燃料块速度变化曲线

表1 控制参数表

PI	ISM C	NNDOH _∞
	$U = K_d^{-1}[K_P \dot{e} + K_i e] + \dot{x}_d + K_r \operatorname{sgn}(s/k_i)$	$K_p = \operatorname{diag}([1.95, 2.15, 2.5]);$
$U = K_P e + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau$	$K_p = \operatorname{diag}([1.85, 1.85, 1.85]);$	$K_i = \operatorname{diag}([6.25, 4.25, 3.25]);$
$K_p = \operatorname{diag}([0.75, 0.75, 0.75]);$	$K_i = \operatorname{diag}([3.13, 3.13, 3.13]);$	$K = \operatorname{diag}([15, 55, 10]);$
$K_i = \operatorname{diag}([0.03, 0.03, 0.03]);$	$K_d = \operatorname{diag}([0.5, 0.5, 0.5]);$	$\gamma = \operatorname{diag}([1.75, 1.25, 1.75])$
	$K_r = \operatorname{diag}([0.018, 0.018, 0.018]);$	$Q = I$

5 结 论

大型复杂航天器中液体燃料晃动在微小扰动作用下可引起系统的混沌特性, 本文在对此类混沌现象进行验证的基础上, 考虑这种干扰效应, 设计了非线性干扰观测器对液体晃动和外扰耦合造成的扰动进行观测, 并基于复合干扰观测器研究航天器混沌姿态消除及液体晃动抑制的H_∞控制策略. 通过仿真研究并与常用的PI、积分滑模两种策略进行对比, 证实了控制器的有效性及其在干扰抑制自适应性与鲁棒性方面的优势.

参考文献

[1] Kuang J, Leung A Y T, Tan S 2003 *Physica D* **186** 1
 [2] Shirazi K H, Ghaffari-Saadat M H 2004 *International Journal of Non-Linear Mechanics* **39** 785
 [3] Liu Y Z, Chen L Q 2012 *Chaos in Attitude Dynamics of Spacecraft* (1st Ed.) (Tsinghua University Press) p63
 [4] Zhong S, Chen Y S 2012 *Chin. Phys. B* **21** 124701

[5] Ibrahim R A, Pilipchuk V N, Ikeda T 2001 *Applied Mechanics Review* **54** 133
 [6] Li Q, Ma X R, Wang T S 2011 *Acta Astronautica* **68** 91
 [7] Zhou L Q, Chen Y S, Chen F Q 2009 *Acta Astronautica* **65** 1628
 [8] Ahmad I S, Yue B Z 2012 *Chin. Phys. Lett.* **29** 060501
 [9] Doroshin A V 2014 *Acta Astronautica* **94** 563
 [10] Aslanov V, Yudintsev V 2012 *Chaos, Solitons & Fractals* **45** 1100
 [11] Jia F L, Xu W, Li H N, Hou L Q 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 100503 (in Chinese)[贾飞蕾, 徐伟, 李恒年, 侯黎强 2013 物理学报 **62** 100503]
 [12] Thomas S S, Kang J Y, Victoria L C 2010 *Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference* Toronto, Canada, August 2-5, 2010 p1
 [13] Sira-Ramirez H, Fliess M 2002 *Proceedings of American Control Conference Hilton Anchorage and Egan Convention Center Anchorage, Alaska, USA, May 8-10, 2002* p2909
 [14] Kurode S, Bandyopadhyay B, Gandhi P S 2008 *International Workshop on Variable Structure Systems* Antalya, Turkey, July, 2008 p367
 [15] Yue B Z, Xie J F 2007 *Journal of Sound and Vibration* **302** 643

H_∞ control for spacecraft chaotic attitude motion by liquid sloshing disturbance observer*

Qin Li Liu Fu-Cai[†] Liang Li-Huan Hou Tian-Tian

(Key Lab of Industrial Computer Control Engineering of Hebei Province, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China)

(Received 15 December 2013; revised manuscript received 18 January 2014)

Abstract

To investigate the control problem of chaotic motion in spacecraft system caused by the coupled effect of liquid fuel sloshing and small periodic disturbance inside or outside spacecraft, the H_∞ control strategy based on neural network disturbance observer is presented, which makes liquid spacecraft disengage chaos and liquid fuel sloshing which are inhibited. Disturbance observer is designed to track and compensate the coupled disturbance caused by liquid sloshing, parameter uncertainty, and external disturbance based on the nonlinear approximation capability of neural network. Taking into account the problems of observation error and model inaccuracy, the H_∞ control strategy can be applied to improve the robustness of the control system. Compared with the existing common control algorithm, the proposed strategy proves to be valid and better at adaptability and robustness by simulations.

Keywords: attitude motion of spacecraft, chaotic control, liquid sloshing suppression, disturbance observer

PACS: 05.45.Gg, 05.45.-a

DOI: [10.7498/aps.63.090502](https://doi.org/10.7498/aps.63.090502)

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61304025), the National High Technology Research and Development Program of China (863 Program), and the Natural Science Foundation of Hebei province, China (Grant No. F2014203234).

[†] Corresponding author. E-mail: lfc@ysu.edu.cn