文章编号: 1000−8152(2010)03−0283−06

基于估计参数的飞行器编队飞行相对姿态控制

高有涛[1], 陆宇平[1,2], 徐 波[2]

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 本文建立了空间飞行器编队飞行的相对姿态动力学模型, 用姿态四元数表示的动力学模型避免了大角度相对姿态变化时的奇异问题. 利用Lyapunov理论控制方法, 设计了带神经网络参数估计器的自校正控制器, 减轻了编队飞行器的测量和通信负担. 证明了控制器对模型误差具有较好的鲁棒性. 仿真结果验证了参数估计器可以准确的估计未知参数; 基于估计参数的控制器可以实现相对姿态的较精确控制.

关键词: 相对姿态; 神经网络; 参数估计; 自校正控制器

中图分类号: V412.4　　**文献标识码**: A

Parameter-estimation-based control for relative attitude of spacecraft formation flying

GAO You-tao[1], LU Yu-ping[1,2], XU Bo[2]

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China;
2. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: A relative attitude model represented by a quaternion is presented for the spacecraft formation flying. This model can avoid singularities. A self-tuning controller with a neural network estimator is proposed to reduce the measuring equipment and communications between spacecrafts in a formation flying. It is proved that the control system has good robustness to uncertainties of system model. Simulation results illustrate that the estimator can successfully estimate the unknown parameters and the relative attitude can be controlled accurately.

Key words: relative attitude; neural network; parameter estimation; self-tuning controller

1 引言(Introduction)

空间飞行器编队飞行的任务大多会依靠编队飞行器间的相互姿态配合完成, 例如, 卫星编队组成的SAR雷达, 要求每颗卫星的合成孔径雷达天线在指定的位置以指定的相对姿态指向空间某个方向; 又如美国早期由EO-1和LandSat7两颗卫星组成的编队, 要求编队卫星在一天或两天之内必须同时指向地球表面的某一点. 因此, 研究空间飞行器编队飞行的相对姿态运动具有重要的现实意义. Ahmed[1]研究了卫星编队飞行的姿态运动, 利用式$J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega) = T$给出了卫星编队飞行的姿态运动模型, 姿态系统的理想状态为角速度的函数, 基本原理就是保持和跟踪一个理想的角速度. 基于这个模型, 文献[2]设计了一个利用模糊方法和$\mathrm{H}_2/\mathrm{H}_\infty$方法结合的自适应控制器, 限制了外部干扰和模糊近似误差对姿态的影响, 减小了跟踪误差, 降低了燃料消耗; Kim[3]提出了一种与干扰相关的滑模控制方法, 比一般的滑模控制方法在减小稳态误差方面控制的更好; 文献[4]利用相对姿态运动学和动力学方程, 将跟踪控制问题转化为常规控制问题, 设计了相应的控制器. 文献[5,6]研究了主从星相对轨道参数和姿态角很小的情况下的卫星编队飞行相对姿态运动, 但用欧拉角表示的相对姿态运动可能会出现奇异情况. 文献[7]采用修改的Rodrigues参数表示相对姿态矩阵, 将姿态状态的跟踪控制设计问题转变成姿态状态控制的调节器设计问题. 以上研究均假设参与编队飞行的飞行器轨道是已知的, 飞行器的姿态角和角速度都是可以测量得到的. 但实际上, 模型中有些参数是无法测量的, 或者需要安装额外的测量设备或增加飞行器之间的通信量.

本文针对空间飞行器编队飞行相互姿态配合的情况, 建立了空间飞行器编队飞行相对姿态动力学模型. 用姿态4元数表示的动力学模型避免了大角度相对姿态变化时的奇异问题. 利用Lyapunov理论设计的非线性控制器将参考飞行器的参数作为未知

收稿日期: 2009−04−24; 收修改稿日期: 2009−06−26.
基金项目: 国家“863”计划资助项目(2008AA12Z301).

参数, 依靠神经网络参数估计器的较精确估计能力来在线估计未知参数. 通过设计对模型误差具有鲁棒性的控制算法, 最终实现相对姿态的较精确控制. 从而使得被控飞行器不必再安装额外的测量设备或通过飞行器之间的通信来获得其他飞行器的一些参数. 此控制器不但对合作目标编队飞行具有重要的应用价值, 而且对非合作目标编队飞行的相对姿态控制具有重要的参考价值, 因为非合作目标编队飞行中, 目标飞行器的很多参数通常是无法测量的.

2 相对姿态动力学(Dynamics of relative attitude)

设H^{F}为惯性坐标系下伴随飞行器的动量矩矢量, 根据动量矩定理可得

$$\frac{\mathrm{d}H^{\mathrm{F}}}{\mathrm{d}t}=T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}+T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}. \tag{1}$$

记H^{F}在伴随飞行器本体坐标系中对时间求导为$\dot H^{\mathrm{F}}$, 则有

$$\dot H^{\mathrm{F}}+\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}}\times H^{\mathrm{F}}=T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}+T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}, \tag{2}$$

即

$$J^{\mathrm{F}}\dot\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}}=-\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}}\times(J^{\mathrm{F}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}})+T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}+T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}. \tag{3}$$

公式中的矢量右上标F表示是关于伴随飞行器的矢量, J^{F}为伴随飞行器的惯性张量, $T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}$, $T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}$分别为伴随飞行器的重力梯度力矩和控制力矩, $\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}}$为伴随飞行器本体坐标系相对惯性坐标系的角速度矢量.

在惯性系下, 定义矢量ω_{rel}满足式(4):

$$\omega_{\mathrm{rel}}=\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}}-\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}. \tag{4}$$

$\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}$为参考飞行器本体坐标系相对惯性坐标系的角速度. ω_{rel}为伴随飞行器本体坐标系相对参考飞行器本体坐标系的相对角速度矢量. 文献[8]证明了角速度矢量的可叠加性.

将式(4)代入式(3)可得

$$J^{\mathrm{F}}(\dot\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}+\dot\omega_{\mathrm{rel}})+(\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}+\omega_{\mathrm{rel}})\times J^{\mathrm{F}}(\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}+\omega_{\mathrm{rel}})=T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}+T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}. \tag{5}$$

令

$$T_{\mathrm{model}}=-J^{\mathrm{F}}\dot\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}-\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}\times(J^{\mathrm{F}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}})-\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}\times(J^{\mathrm{F}}\omega_{\mathrm{rel}})-\omega_{\mathrm{rel}}\times(J^{\mathrm{F}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}), \tag{6}$$

则惯性系下的相对姿态动力学方程为

$$J^{\mathrm{F}}\dot\omega_{\mathrm{rel}}=-\omega_{\mathrm{rel}}\times(J^{\mathrm{F}}\omega_{\mathrm{rel}})+T_{\mathrm{model}}+T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}+T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}. \tag{7}$$

定义

$$[{}^{\mathrm{bF}}H^{\mathrm{F}},\ {}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}},\ {}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}},\ {}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}},\ {}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{rel}},\ {}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}]\triangleq F_{\mathrm{bF}}\cdot[H^{\mathrm{F}},\ \dot\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}},\ T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}},\ T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}},\ \dot\omega_{\mathrm{rel}},\omega_{\mathrm{rel}}]. \tag{8}$$

F_{bF}为伴随飞行器本体坐标系的矢量列阵, 矢量的左上标bF表示变量或矢量是表示在伴随飞行器本体坐标系下, 缺省为惯性坐标系.

将式(8)代入式(7)得到表示在伴随飞行器的本体坐标系下的相对姿态动力学方程为

$${}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}}\cdot{}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{rel}}=-{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}\times({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}}\cdot{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}})+{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{model}}+{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}+{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}. \tag{9}$$

其中

$$\begin{aligned}{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{model}}=&({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}})^{-1}({}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{F}})\times\\&(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}})(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}})-\\&({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}{}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}})^{-1}C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}({}^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{L}}+{}^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{L}})-\\&(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}})\times({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}})-\\&(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}})\times({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})({}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}})-\\&{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}\times({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})(C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}\cdot{}^{\mathrm{bL}}\omega_{\mathrm{Ib}}^{\mathrm{L}}).\end{aligned} \tag{10}$$

$C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}$为参考飞行器本体坐标系到伴随飞行器本体坐标系的姿态矩阵, ${}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}}$为参考飞行器的转动惯量矩阵, ${}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}}$为伴随飞行器的转动惯量矩阵, ${}^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}}\triangleq{}^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{L}}+{}^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{L}}$为施加在参考飞行器上的控制力矩与参考飞行器重力梯度力矩的和.

将式(9)两端同乘以$({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})^{-1}$, 得到飞行器编队飞行的相对姿态动力学方程为

$${}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{rel}}=({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})^{-1}\cdot[-{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}\times({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}}\cdot{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}})+{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{model}}+{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{g}}^{\mathrm{F}}]+({}^{\mathrm{bF}}J^{\mathrm{F}})^{-1}\cdot{}^{\mathrm{bF}}T_{\mathrm{c}}^{\mathrm{F}}. \tag{11}$$

相对姿态运动学方程用四元数表示为

$$\begin{bmatrix}\dot{\bar q}_{\mathrm{rel}}\\\dot q_{4\mathrm{rel}}\end{bmatrix}=\frac12E(\bar q_{\mathrm{rel}},q_{4\mathrm{rel}})\,{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}, \tag{12}$$

$$E(\bar q_{\mathrm{rel}},q_{4\mathrm{rel}})=\begin{bmatrix}\bar q_{\mathrm{rel}}^{\times}+q_{4\mathrm{rel}}I_{3\times3}\\-\bar q_{\mathrm{rel}}^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}, \tag{13}$$

$$C_{\mathrm{bF}}^{\mathrm{bL}}=(q_{4\mathrm{rel}}^2-\bar q_{\mathrm{rel}}^{\mathrm{T}}\cdot\bar q_{\mathrm{rel}})I_{3\times3}+2\bar q_{\mathrm{rel}}\cdot\bar q_{\mathrm{rel}}^{\mathrm{T}}-2q_{4\mathrm{rel}}\bar q_{\mathrm{rel}}^{\times}. \tag{14}$$

其中$\bar q_{\mathrm{rel}}=[q_{1\mathrm{rel}},q_{2\mathrm{rel}},q_{3\mathrm{rel}}]^{\mathrm{T}}$, 对任意向量

$$a=[a_1,a_2,a_3]^{\mathrm{T}},\ \ a^{\times}=\begin{bmatrix}0&-a_3&a_2\\a_3&0&-a_1\\-a_2&a_1&0\end{bmatrix}.$$

对式(12)求导得

$$\ddot q_{\mathrm{rel}}=\frac12\begin{bmatrix}-{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}^{\times}&{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}\\-{}^{\mathrm{bF}}\omega_{\mathrm{rel}}^{\mathrm{T}}&0\end{bmatrix}\dot q_{\mathrm{rel}}+\frac12\begin{bmatrix}-{}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{rel}}^{\times}&{}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{rel}}\\-{}^{\mathrm{bF}}\dot\omega_{\mathrm{rel}}^{\mathrm{T}}&0\end{bmatrix}q_{\mathrm{rel}}. \tag{15}$$

将式(11)代入式(15)得到以姿态四元数表示的相对姿态动力学方程:

$$\ddot{q}_{\rm rel}=\frac{1}{2}\begin{bmatrix}-{}^{\rm bF}\omega_{\rm rel}^{\times} & {}^{\rm bF}\omega_{\rm rel}\\ -{}^{\rm bF}\omega_{\rm rel}^{\rm T} & 0\end{bmatrix}\dot{q}_{\rm rel}+\frac{1}{2}\begin{bmatrix}-h^{\times} & h\\ -h^{\rm T} & 0\end{bmatrix}q_{\rm rel}+\begin{bmatrix}\bar{q}_{\rm rel}^{\times}+q_{4\rm rel}I_{3\times3}\\ -\bar{q}_{\rm rel}^{\rm T}\end{bmatrix}({}^{\rm bF}J^{\rm F})^{-1}\cdot{}^{\rm bF}T_{\rm c}^{\rm F}. \tag{16}$$

其中:

$$h=({}^{\rm bF}J^{\rm F})^{-1}[-{}^{\rm bF}\omega_{\rm rel}\times({}^{\rm bF}J^{\rm F}\cdot{}^{\rm bF}\omega_{\rm rel})+{}^{\rm bF}T_{\rm model}+{}^{\rm bF}T_{\rm g}^{\rm F}],$$

$${}^{\rm bF}\omega_{\rm rel}=2\begin{bmatrix}\bar{q}_{\rm rel}^{\times}+q_{4\rm rel}I_{3\times3}\\ \bar{q}_{\rm rel}^{\rm T}\end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix}\dot{\bar{q}}_{\rm rel}\\ \dot{q}_{4\rm rel}\end{bmatrix}, \tag{17}$$

$I_{3\times3}$为单位矩阵.

3 自校正控制器设计(Design of the self-tuning controller)

为了减少编队飞行器的设备载荷和测量、通信任务, 本文设计了基于神经网络参数估计器的自校正控制器. 将相对姿态运动模型中的一些参数, 如${}^{\rm bL}T_{\rm g}^{\rm L}$, ${}^{\rm bL}J^{\rm L}$, ${}^{\rm bL}T_{\rm c}^{\rm L}$作为未知参数, 利用神经网络的非线性逼近能力来逼近系统状态与未知参数之间的映射关系, 通过离线训练, 使得估计器能够根据系统可测状态准确的估计出系统的未知参数. 系统工作原理图如图1所示.

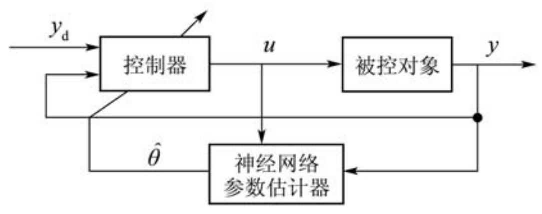

图 1　基于神经网络参数估计器的自校正控制

Fig. 1　Self-tuning control based on neural network parameter estimator

为了方便分析, 将相对姿态动力学方程(16)表示成式(18)的形式:

$$\ddot{x}=f(\dot{x},x,\theta)+Bu. \tag{18}$$

其中:

$$x=[q_{1\rm rel},q_{2\rm rel},q_{3\rm rel},q_{4\rm rel}]^{\rm T},\ u={}^{\rm bF}T_{\rm c}^{\rm F},$$

$$B=\begin{bmatrix}\bar{q}_{\rm rel}^{\times}+q_{4\rm rel}I_{3\times3}\\ -\bar{q}_{\rm rel}^{\rm T}\end{bmatrix}({}^{\rm bF}J^{\rm F})^{-1}.$$

定义未知参数为

$$\theta\triangleq[{}^{\rm bL}J_{ii}^{\rm L},\cdots,{}^{\rm bL}T_{d_i}^{\rm L}]^{\rm T},\ i=1,2,3. \tag{19}$$

3.1 神经网络参数估计器设计(Design of estimator)

神经网络的输出为不确定参数的评估量, 神经网络的输入为系统可观测量$x,\dot{x},u$, 即

$$\hat{\theta}=N(\dot{x},x,u). \tag{20}$$

$N(\cdot)$表示神经网络反映的映射关系. 通过训练, 使得神经网络能够根据系统的可观测量推导出系统的未知参数. 评估算法的收敛性能取决于神经网络的训练程度和观测量的噪声. 实际过程中, 观测量不可避免的会掺杂进噪声. 可以采用$K-$均值算法减弱噪声对网络评估参数的精度的影响, $K-$均值算法的基本思想是: 从n个数据对象中随机选择k个对象, 每个对象初始的代表了一个类(一组估计参数)的平均值, 即为初始聚类的中心, 然后将剩余的每个对象根据与这些聚类中心的相似度, 分别赋予与其最相似的聚类. 再重新计算新聚类的聚类中心, 不断重复, 直到聚类中心值不再变化. 在计算估计参数中心值的过程中, 噪声的影响被平均化. 于是将神经网络的输出改为评估参数的均值:

$$\bar{\theta}_t=N(\dot{x},x,u). \tag{21}$$

评估参数由式(22)求得

$$\hat{\theta}_t=\hat{\theta}_{t-1}+\alpha{\rm e}^{-\frac{|\bar{\theta}_t-\hat{\theta}_{t-1}|^2}{\sigma^2}}(\bar{\theta}_t-\hat{\theta}_{t-1}). \tag{22}$$

$0<\alpha<1$为步长系数, σ为方差, α和σ的选择取决于系统对收敛速度和均方差的要求. 选择α接近1, 并且选择较小的$1/\sigma^2$会使$\hat{\theta}$快速的趋近θ, 但会产生较大的稳态误差. 选择α接近0, 并且选择较大的$1/\sigma^2$, 会得到较小的稳态误差.

定义神经网络估计参数与真实参数之间的误差为

$$\tilde{\theta}\triangleq\hat{\theta}-\theta. \tag{23}$$

神经网络的训练指标为

$$J=\frac{\tilde{\theta}^{\rm T}\tilde{\theta}}{2}. \tag{24}$$

在训练过程中, 采用梯度下降算法对神经网络的权值进行更新, 即

$$\varDelta w_{ij}=-\beta\frac{\partial J}{\partial w_{ij}}. \tag{25}$$

选择神经网络权值的更新算法[9,10]:

$$w_{ij}(t)=w_{ij}(t-1)+\varDelta w_{ij}+\delta(w_{ij}(t-1)-w_{ij}(t-2)). \tag{26}$$

3.2 控制器设计(Design of controller)

定义一个滤波误差量$\gamma \triangleq \dot{e} + \lambda e$, $e = x - x_{\mathrm{d}}$为系统状态误差, 假设估计参数误差引起的系统模型误差有界, 即

$$|f_i - \hat{f}_i| \leqslant d_i,\ B = (I + \Delta)\hat{B},$$
$$|\Delta_{ij}| \leqslant \tau \leqslant 1,\ i \in [1, \cdots, 4].$$

利用李雅普诺夫控制方法, 选择控制律为

$$u = \hat{B}^{-1}[-\hat{f} + \ddot{x}_{\mathrm{d}} + (\lambda^2 - I)e - (\lambda + \eta)\gamma]. \tag{27}$$

其中λ, η均为正定对角矩阵, 且η的对角线元素满足

$$\begin{cases} \eta_{ii} = \\ k_i + \dfrac{d_i + \tau|-\hat{f}_i + \ddot{x}_{d_i} + (\lambda_{ii}^2 - 1)e_i - \lambda_{ii}\gamma_i|}{\gamma_i(1-\tau)}, \\ k_i > 0. \end{cases} \tag{28}$$

式(17)(27)中用到了矩阵求广义逆.

3.3 稳定性分析(Stability analysis)

选取一个李雅普诺夫函数如式(29):

$$V_i = \frac{e_i^2}{2} + \frac{\gamma_i^2}{2}. \tag{29}$$

对李雅普诺夫函数求导得

$$\begin{aligned} &\dot{V}_i = e_i\dot{e}_i + \gamma_i\dot{\gamma}_i = \\ &e_i(\gamma_i - \lambda_{ii}e_i) + \gamma_i(\ddot{e}_i + \lambda_{ii}\dot{e}_i) = \\ &-\lambda_{ii}e_i^2 + \gamma_i(\ddot{x}_i - \ddot{x}_{d_i} + \lambda_{ii}\dot{e}_i + e_i) = \\ &-\lambda_{ii}e_i^2 + \gamma_i\{f_i - \hat{f}_i - \eta_{ii}\gamma_i + \\ &\Delta_{ii}[-\hat{f}_i + \ddot{x}_{d_i} + (\lambda_{ii}^2 - 1)e_i - (\lambda_{ii} + \eta_{ii})\gamma_i]\} \leqslant \\ &-\lambda_{ii}e_i^2 + \gamma_i[d_i - \eta_{ii}(1 + \Delta_{ii})\gamma_{ii} + \tau|-\hat{f}_i + \\ &\ddot{x}_{d_i} + (\lambda_{ii}^2 - 1)e_i - \lambda_{ii}\gamma_i|]. \end{aligned} \tag{30}$$

将式(28)代入式(30)得

$$\dot{V}_i \leqslant -\lambda_{ii}e_i^2 - k_i\gamma_i^2 \leqslant 0. \tag{31}$$

由式(29)可知, $(\gamma_i, e_i) \to \infty$时, $V_i \to \infty$, 且所有使$\dot{V}_i = 0$的点的集合$E_i = \{(\gamma_i, e_i)|\dot{V}_i = 0\}$只包含$(0,0)$点. $M_i = \{(0,0)\}$即为集合E_i的最大不变集. 结合式(31), $\forall(\gamma_i, e_i), \exists\dot{V}_i \leqslant 0$. 根据Lasalle不变集定理, 当$t \to \infty$时, 所有$(\gamma_i, e_i)$渐进收敛于$M_i$, 即$\lim\limits_{t\to\infty} \gamma_i = \lim\limits_{t\to\infty} e_i = 0$. 由$\gamma_i$的定义得$\lim\limits_{t\to\infty} \dot{e}_i = 0$, 所以控制器能够实现系统的全局渐近稳定.

4 仿真实验(Simulation)

本文选择两颗飞行器构成的编队飞行进行仿真, 任务要求参考飞行器对地定向, 伴随飞行器体坐标轴$\hat{x}^F$始终指向参考飞行器. 初始时刻参考飞行器和伴随飞行器的体坐标系如图2所示. 假设飞行器所能提供的最大控制力矩为0.01 N·m. 在确保空间飞行器编队飞行保持较精确的相对位置运动的前提下, 飞行器编队飞行的理想姿态可以通过相对位置信息获得[11].

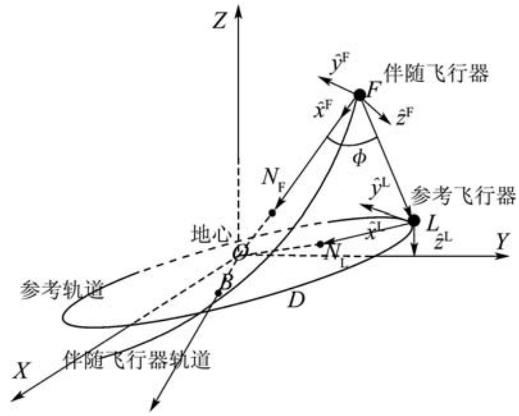

图 2 飞行器编队飞行的初始相对姿态

Fig. 2 Initial relative attitude of spacecraft formation

神经网络参数估计器采用3层神经网络结构, 输入层、中间层、输出层的神经元数目分别为9, 12, 6. 中间层传递函数采用hyperbolic tangent sigmoid函数. 输出层采用线性函数. 选取中间层和输出层的权值修正系数分别为: $\beta_{\mathrm{in}} = \beta_{\mathrm{out}} = 0.1$, $\delta_{\mathrm{in}} = 0.02$, $\delta_{\mathrm{out}} = 0.0035$. 在仿真实验中, 先后针对不同的参数值, 每组参数值分别采集3000组数据, 对神经网络进行训练和测试. 图3～6给出了刚开始训练时, 系统未知参数为${}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}} = \mathrm{diag}\{10, 15, 16\}$, ${}^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}} = [0.0011, 0.0002, 0.0003]^{\mathrm{T}}$的评估误差. 图3、图5为无噪声的评估误差, 图4、图6为加入幅值为±0.05的输出测量噪声的评估误差, 可见噪声只会引起评估误差超调值产生微小的变化, 因此, 系统可以较好的抑制测量噪声的影响.

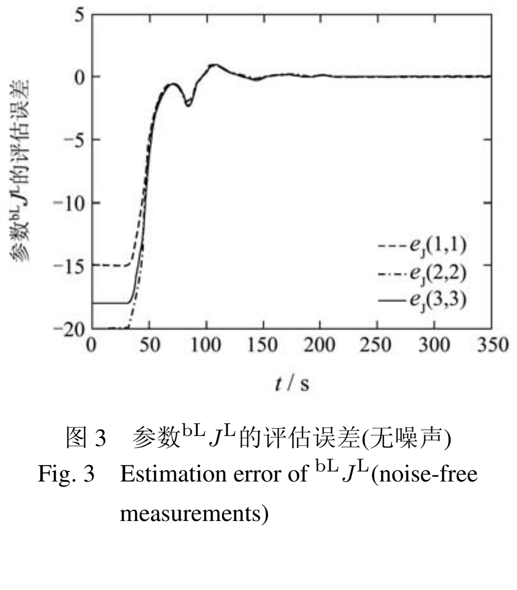

图 3 参数${}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}}$的评估误差(无噪声)

Fig. 3 Estimation error of ${}^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}}$(noise-free measurements)

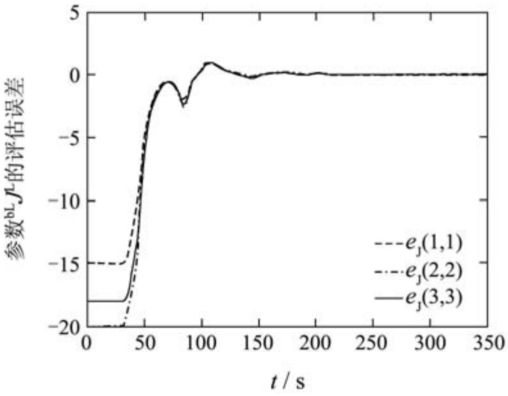

图 4 参数$^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}}$的评估误差(有噪声)

Fig. 4 Estimation error of $^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}}$(noisy measurements)

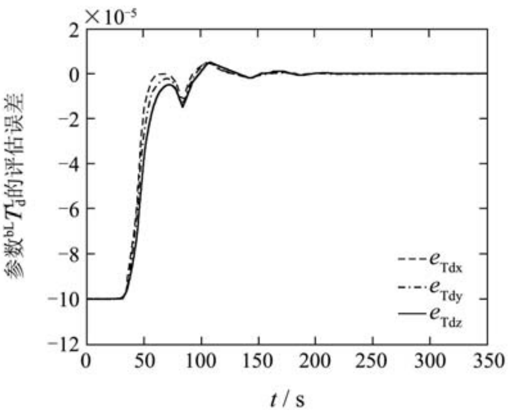

图 5 参数$^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}}$的评估误差(无噪声)

Fig. 5 Estimation error of $^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}}$(noise-free measurements)

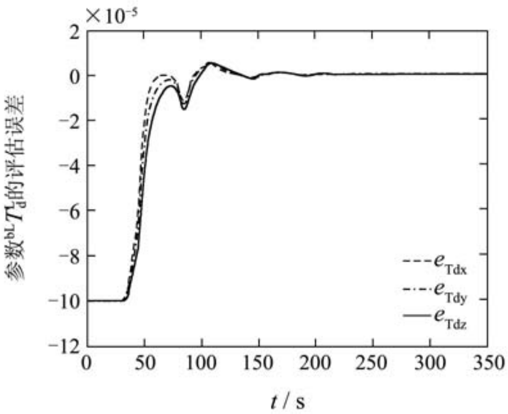

图 6 参数$^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}}$的评估误差(有噪声)

Fig. 6 Estimation error of $^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}}$(noisy measurements)

图7、图8分别为训练完成后, 利用估计器的估计参数的相对姿态控制力矩和相对姿态控制误差. 其中, 未知参数的实际值为$^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}} = \mathrm{diag}\{15, 20, 18\}$, $^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{\mathrm{L}} = [0.0001, 0.0001, 0.0001]^{\mathrm{T}}$. 参数估计器给出的评估值为$^{\mathrm{bL}}J^{\mathrm{L}} = \mathrm{diag}\{15.0009, 20.0012, 18.0011\}$, $^{\mathrm{bL}}T_{\mathrm{d}}^{L} = [0.0001, 0.0001, 0.0001]^{\mathrm{T}}$. 因为自校正控制器对参数扰动具有鲁棒性, 在评估参数存在一定的误差的情况下, 相对姿态四元数稳态误差仍被控制在10^{-6}数量级. 相对姿态误差的收敛速度与参数λ, k有关, 此处选取$k = [0.001, 0.01, 0.001, 0.001]^{\mathrm{T}}$, $\lambda = \mathrm{diag}\{2, 2, 2, 10\}$, 在误差较大的初始阶段控制力矩会在一段时间内保持极限值0.01 N·m, 对应的相对姿态在250秒内被控制到稳态. 若想加快相对姿态收敛速度, 可以适当增大λ, k, 但会引起控制力矩的增加.

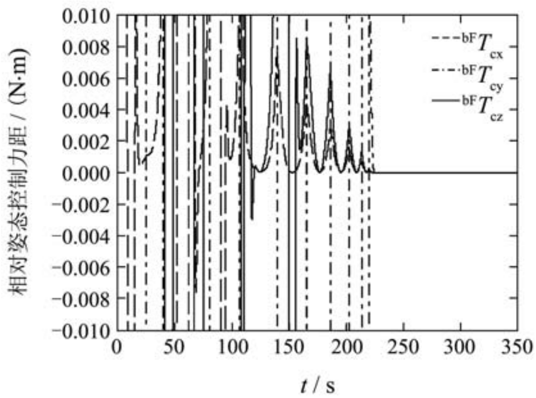

图 7 相对姿态控制力矩

Fig. 7 Control torques of the relative attitude

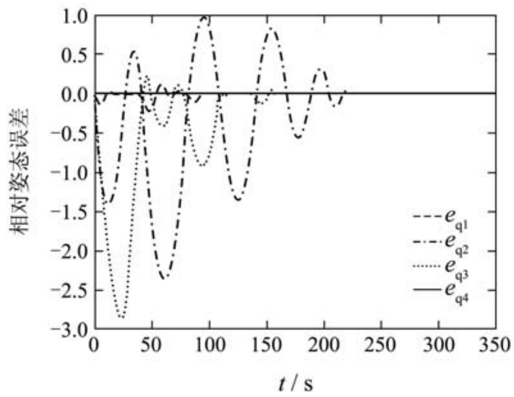

图 8 相对姿态四元数误差

Fig. 8 Errors of the relative attitude

5 结论(Conclusion)

针对含有未知参数的空间飞行器编队飞行的相对姿态运动, 设计了基于神经网络估计器的自校正控制器. 仿真结果表明: 神经网络参数估计器在经过训练后可以准确的估计模型未知参数; 自校正控制器对模型误差具有鲁棒性, 因此, 即使参数估计器的估计参数存在一定误差, 也不会降低相对姿态的控制精度, 不影响系统的稳定性; 利用本文带参数估计器的自校正控制系统, 可以对参考飞行器参数未知或不能精确测量的相对姿态系统进行较精确控制.

参考文献(References):

[1] AHMED J, VINCENT T C, DENNIS S B. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(5): 684 – 692.

[2] CHEN B, WU C S, JAN Y W. Adaptive fuzzy mixed H_2/H_∞ attitude control of spacecraft[J]. *Aerospace and Electronic Systems*, 2000, 36(4): 1314 – 1359.

[3] KIM J, OHN L C. Disturbance accommodating sliding mode controller for spacecraft attitude maneuvers[C] //*Proceedings of the AAS/GSFC International Symposium on Space Flight Dynamic*. Maryland: American Astronautical Society Publication, 1998, 5: 141 – 153.

[4] GUANG Q X, SHABBIR A P. Nonlinear attitude state tracking control for spacecraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(3): 624 – 626.

[5] 苏罗鹏, 李俊峰, 高云峰. 卫星编队飞行的相对姿态控制[J]. 清华大学学报, 2003, 43(5): 683 – 685, 689.
(SU Luopeng, LI Junfeng, GAO Yunfeng. Relative attitude control in satellite formation flying[J]. *Tsinghua Science and Technology*, 2003, 43(5): 683 – 685, 689.)

[6] SHAN J. Six-degree-of-freedom synchronized adaptive learning control for spacecraft formation flying[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2008, 2(10): 930 – 949.

[7] 陈刚, 康兴无, 乔洋, 等. 航天器相对大角度姿态跟踪非线性控制器设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 556 – 559.
(CHEN Gang, KANG Xingwu, QIAO Yang, et al. Thenonlinear controller designing for spacecraft large angle attitude state tracking[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(2): 556 – 559.)

[8] 杨大明. 空间飞行器姿态控制系统[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000: 41 – 42.
(YANG Daming. *Attitude Control System of Spacecraft*[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2000: 41 – 42.)

[9] HAGAN M T, DEMUTH H B, BEALE M. *Neural Network Design*[M]. Beijing: China Machine Press, 2002: 437 – 438.

[10] 张日东, 王树青. 基于神经网络的非线性系统预测函数控制[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(6): 949 – 953.
(ZHANG Ridong, WANG Shuqing. Neural network based predictive functional control for nonlinear systems[J]. *Control Theory & Applications*, 2007, 24(6): 949 – 953.)

[11] XU Y J. Chattering free sliding mode control for a 6 DOF formation flying mission[C] //*AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. California: AIAA, 2005, 8: 1 – 10.

作者简介:

高有涛 (1983—), 男, 博士研究生, 研究方向为飞行器编队飞行动力学与控制, E-mail: ytgao@nuaa.edu.cn;

陆宇平 (1957—), 男, 教授, 博士生导师, 国家863−7领域专家, 研究方向为先进飞行控制技术、高超声速飞行控制、鲁棒控制、复杂系统建模与控制、远程控制与组合导航技术, E-mail: yplac@nuaa.edu.cn;

徐　波 (1966—), 男, 教授, 研究方向为航天器姿态控制、航天器轨道动力学与控制、柔性机器人控制、神经网络控制, E-mail: xeubo@hotmail.com.