文章编号: 1000−8152(2011)03−0321−08

带有控制受限的卫星编队飞行六自由度自适应协同控制

吕跃勇, 胡庆雷, 马广富, 周稼康

(哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对存在参数不确定性以及干扰的卫星编队飞行六自由度协同控制问题, 提出了一种满足控制输入有界的自适应L_2增益干扰抑制控制方法. 该方法首先在不考虑干扰的条件下, 针对卫星编队六自由度协同运动模型存在参数不确定性提出了一种自适应协同控制器; 接着, 考虑到系统存在干扰, 进一步设计了具有L_2增益干扰抑制能力且满足输入有界条件的自适应协同控制器. 在MATLAB/Simulink平台上进行了仿真验证, 结果表明, 本文所提出的方法不仅能够对系统不确定性进行有效的自适应估计, 还对干扰具备L_2增益干扰抑制能力, 同时具有良好的过渡品质.

关键词: 六自由度协同控制; 自适应控制; L_2增益干扰抑制; 输入有界

中图分类号: V412.4　　**文献标识码**: A

Adaptive synchronized control with 6 degrees of freedom and bounded input for satellite formation flight

LÜ Yue-yong, HU Qing-lei, MA Guang-fu, ZHOU Jia-kang

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

Abstract: An adaptive synchronized control scheme with 6 degrees of freedom(DOF) and bounded input is proposed for a satellite formation flight(SFF) to attenuate its disturbances. For the 6 DOF synchronized dynamic model of SFF with parameter uncertainties, we first design an adaptive synchronized controller in which the external disturbance is temporary ignored. Considering the existence of disturbance, we improve the controller to make the closed-loop system attenuates the disturbance with L-two-gain. Numerical simulations have been performed on the platform of MATLAB/Simulink. Results indicate that the proposed controller estimates the parameter uncertainties adaptively and attenuates the disturbance with L-two-gain, while keeping a good performance in the transient process.

Key words: 6 DOF synchronized control; adaptive; L-two-gain disturbance attenuation; bounded inputs

1 引言(Introduction)

卫星编队飞行(satellite formation flying, SFF)通过形成一定的空间构型, 相互作用, 协同工作, 以类似一颗虚拟单体卫星的方式来完成空间任务. 卫星编队飞行因其结构灵活、性能强大、可靠性高、生命周期长以及发射风险低等优点, 成为近年来研究的焦点[1].

在主–从结构中, 从星只需跟踪由主星产生的参考轨迹, 物理意义明确、稳定性易于分析, 尤其在编队数量较小时具备良好的应用前景, 因此得到了广泛的研究[2]. 完整的天体运动具备6个自由度(degree of freedom, DOF), 包括轨道平动(3个平动自由度)和姿态转动(3个转动自由度). 六自由度协同运动控制在编队飞行控制中占有重要地位, 通过协同控制从星相对主星的位置和姿态可以获得期望的编队构型及精度, 进而完成其空间任务. Clohessy-Wiltshire (C-W)方程[3]常用来描述主星与从星之间的相对位置运动即编队的轨道平动, 但C-W方程只是一个仅适用于近乎正圆的参考轨道的线性化运动方程. 针对这种情况, 文献[4]在C-W方程的基础上提出了一个适用任何近地轨道的完整非线性方程. 文献[5]研究了编队飞行卫星的姿态运动, 文献[6]进一步研究了卫星编队飞行的相对姿态控制. 文献[7, 8]讨论了六自由度航天器控制问题, 但并未考虑姿态运动和轨道运动之间的耦合. 文献[9]通过重力梯度力矩将这六自由度运动进行了耦合, 并结合滑模控制和神经网络控制方法设计的控制器解决了建模误差和未知干扰的影响. 文献[10]设计了一个基于交叉耦合(cross-coupling)概念的自适应协同控制器, 但其采用欧拉角表示的姿态运动方程可能存在奇异的问

收稿日期: 2010−04−11; 收修改稿日期: 2010−06−13.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60774062); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20070213061); 黑龙江省留学回国人员科学基金资助项目(LC08C01); 哈尔滨市科技创新人才研究专项基金资助项目(2010RFLXG001).

题. 执行机构, 包括动量轮、反作用飞轮和喷气推力器的脉冲作用问题在文献[11]中同样加以了考虑.

然而, 上述协同控制器在设计的过程中却没有对卫星执行机构的输出即卫星的控制输入有界问题加以考虑, 而这在实际应用中却是不容回避的. 一些控制方法可以解决这个问题, 如指令滤波器法[12,13]和抗饱和控制(anti-windup control, AWC)[14], 但是其缺点也是十分明显的. 指令滤波器法的设计过程复杂, 而AWC的稳定性从理论上又难于证明. 因此, 设计一个形式简单、易于实现且满足输入有界条件的卫星编队飞行协同控制器是十分必要的.

本文针对双星编队的协同控制问题, 提出了一种满足输入有界条件并具备L_2干扰抑制能力的自适应协同控制方法.

2 编队卫星六自由度运动模型(6 DOF model of SFF)

2.1 相对位置动力学方程(Relative position dynamic)

为了描述主–从策略下卫星的轨道关系即相对位置, 需要建立下面两个主要坐标系: 地心惯性坐标系C_{ECI}和主星参考坐标系C_{L}, 其定义如图1所示[15].

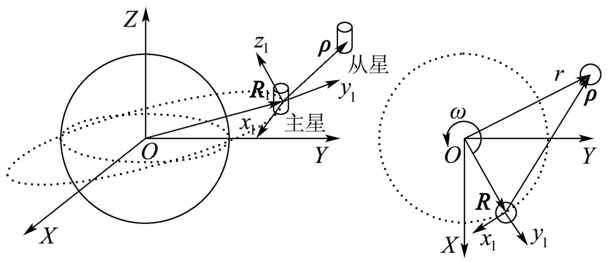

图 1 双星编队飞行示意图

Fig. 1 Schematic diagram of two-agent satellite formation

主星参考坐标系C_{L}是附着在主星上且以主星位置为原点的移动坐标系, o_1x_1指向主星圆周运动瞬时速度的反方向, o_1y_1沿着$\boldsymbol{R}$的方向, o_1z_1轴与o_1x_1和o_1y_1轴构成右手系. 其中$\boldsymbol{R}$为主星位置矢量, 在C_{L}内有$\boldsymbol{R}=[0\quad 0\quad R]^{\mathrm{T}}$; $\boldsymbol{\rho}=x\vec{i}_1+y\vec{j}_1+z\vec{k}_1$则为$C_{\mathrm{L}}$下从星相对于主星的相对位置矢量.

主星、从星绕地飞行的轨道动力学方程分别为

$$m_{\mathrm{l}}\ddot{\boldsymbol{R}}+\frac{\mu m_{\mathrm{l}}}{\|\boldsymbol{R}\|^3}\boldsymbol{R}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{l}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{l}}, \tag{1}$$

$$m_{\mathrm{f}}(\ddot{\boldsymbol{R}}+\ddot{\boldsymbol{\rho}})+\frac{\mu m_{\mathrm{f}}}{\|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}\|^3}(\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho})+\boldsymbol{d}_{\mathrm{f}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}. \tag{2}$$

其中: μ为地球引力常量, $m_{\mathrm{l}}, m_{\mathrm{f}}$分别表示主星和从星的质量, $\boldsymbol{d}_{\mathrm{l}}, \boldsymbol{d}_{\mathrm{f}}$分别表示主星、从星受到的干扰, $\boldsymbol{u}_{\mathrm{l}}, \boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}$则为各自的控制力.

在式(1)两侧同时乘以$m_{\mathrm{f}}/m_{\mathrm{l}}$, 然后再与式(2)相加可得

$$m_{\mathrm{f}}\ddot{\boldsymbol{\rho}}+m_{\mathrm{f}}\mu\Big(\frac{\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}}{\|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}\|^3}-\frac{\boldsymbol{R}}{\|\boldsymbol{R}\|^3}\Big)+\boldsymbol{d}_{\mathrm{t}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{t}}. \tag{3}$$

注 1 本文假定主星在其轨道上自由飞行, 即可以忽略其控制量$\boldsymbol{u}_{\mathrm{l}}$, 因此, 式(3)中的编队控制量$\boldsymbol{u}_{\mathrm{t}}$实质上就是作用在从星上的控制量$\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}$.

$\boldsymbol{\rho}$是在主星坐标系下的矢量, 它在惯性坐标系下对时间的全倒数为[16]

$$\begin{aligned}\ddot{\boldsymbol{\rho}}=&(\ddot{x}-2\omega_0(\dot{y})-\omega_0^2x)\vec{i}_1+\\&(\ddot{y}-2\omega_0(\dot{x})-\omega_0^2y)\vec{j}_1+\ddot{z}\vec{k}_1.\end{aligned} \tag{4}$$

将式(4)代入到式(3)中, 可以得到主–从策略下卫星编队飞行的非线性动力学方程, 如下式所示:

$$m_{\mathrm{f}}\ddot{\boldsymbol{\rho}}+m_{\mathrm{f}}C(\omega_0)\dot{\boldsymbol{\rho}}+m_{\mathrm{f}}\boldsymbol{N}(\boldsymbol{\rho},\omega_0,\boldsymbol{R})+\boldsymbol{d}_{\mathrm{t}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{t}}, \tag{5}$$

其中Coriolis矩阵$C(\cdot)$为

$$C(\omega_0)=2\omega_0\begin{bmatrix}0&-1&0\\1&0&0\\1&1&0\end{bmatrix}. \tag{6}$$

$\boldsymbol{N}(\cdot)$为非线性项,

$$\boldsymbol{N}_{\mathrm{t}}=\begin{bmatrix}\mu\dfrac{x}{\|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}\|^3}-\omega_0^2x\\ \mu\Big(\dfrac{y+\|\boldsymbol{R}\|}{\|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}\|^3}-\dfrac{1}{\|\boldsymbol{R}\|}\Big)-\omega_0^2y\\ \dfrac{\mu z}{\|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}\|^3}\end{bmatrix}. \tag{7}$$

2.2 姿态动力学方程(Attitude dynamic)

刚体卫星姿态运动的动力学和运动学方程分别为[5]

$$J\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}^{\times}J\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{a}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}, \tag{8}$$

$$\begin{cases}\dot{q}_0=-\dfrac{1}{2}\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega},\\ \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}}=T(\boldsymbol{q})\boldsymbol{\omega}=\dfrac{1}{2}[q_0\boldsymbol{I}_{3\times3}+\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}^{\times}]\boldsymbol{\omega},\end{cases} \tag{9}$$

其中: J表示卫星的转动惯量, $\boldsymbol{\omega}$为星体相对于惯性空间的角速度在本体坐标系内的投影; 四元数$\boldsymbol{q}=[q_0\quad \boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}]^{\mathrm{T}}\in\mathbb{R}^4$, q_0表示标量部分, $\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}$为矢量部分. 对于任意一个矢量$\boldsymbol{a}=[a_1\quad a_2\quad a_3]^{\mathrm{T}}$, 叉乘算子$\boldsymbol{a}^{\times}$表示如下的斜对称矩阵:

$$\boldsymbol{a}^{\times}=\begin{bmatrix}0&-a_3&a_2\\a_3&0&-a_1\\-a_2&a_1&0\end{bmatrix}. \tag{10}$$

在式(8)中: $\boldsymbol{d}_{\mathrm{a}}$表示干扰力矩, 在本文中将由重力梯度力矩$\boldsymbol{T}_{\mathrm{GT}}$充当干扰力矩, 其定义如下:

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{GT}}=3\mu\frac{\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{F}}^{\times}J\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{F}}}{\|\boldsymbol{R}+\boldsymbol{\rho}\|^3}, \tag{11}$$

其中$\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{F}}$是代表从星位置的单位矢量. 通过重力梯度力矩, 卫星的轨道运动和姿态运动得以一定程度的耦合.

令$F = T^{-1}$, 对式(9)两端同时求导并左乘JF, 可得

$$\begin{aligned} JF\ddot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}} = JF(\dot{T}\boldsymbol{\omega} + T\dot{\boldsymbol{\omega}}) = JF\dot{T}\boldsymbol{\omega} + J\dot{\boldsymbol{\omega}} = \\ JF\dot{T}\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^{\times}J\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{d} + \boldsymbol{u}. \end{aligned} \tag{12}$$

在式(12)两端同时左乘F^{T}, 可得

$$\begin{aligned} F^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u} = F^{\mathrm{T}}((F\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}})^{\times}J - JF\dot{T})F\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}} + \\ F^{\mathrm{T}}JF\ddot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}} + F^{\mathrm{T}}\boldsymbol{d}. \end{aligned} \tag{13}$$

令

$$J^* = F^{\mathrm{T}}JF,\ C^* = F^{\mathrm{T}}((F\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}})^{\times}J - JF\dot{T})F,$$
$$\boldsymbol{u}^* = F^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u},\ \boldsymbol{d}_{\mathrm{a}}^* = F^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}.$$

整理式(13)可得形如式(5)的卫星二阶姿态动力学方程如下:

$$J^*\ddot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}} + C^*\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}} + \boldsymbol{d}_{\mathrm{a}}^* = \boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}^*. \tag{14}$$

2.3 六自由度协同动力学方程(6 DOF synchronized motion dynamic)

本文所描述的协同运动根据任务要求可以等价为主星绕地运动, 从星对主星产生的参考轨迹进行跟踪控制, 同时保持对地惯性定向. 在相对位置动力学方程和姿态动力学方程的基础上, 可以得到编队飞行卫星六自由度协同运动模型.

为了描述六自由度运动, 选择状态变量如下:

$$\boldsymbol{x} = [\boldsymbol{\rho}\ \ \boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}]^{\mathrm{T}}, \tag{15}$$

则卫星编队六自由度协同运动动力学方程为

$$M\ddot{\boldsymbol{x}} + C\dot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{G} + \boldsymbol{d} = \boldsymbol{u}, \tag{16}$$

其中:

$$M = \begin{bmatrix} m_{\mathrm{f}}I_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & J^* \end{bmatrix},\ C = \begin{bmatrix} C(\omega_0) & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & C^* \end{bmatrix},$$
$$\boldsymbol{G} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{N}_{\mathrm{t}} \\ 0 \end{bmatrix},\ \boldsymbol{d} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{d}_{\mathrm{t}} \\ \boldsymbol{d}_{\mathrm{a}}^* \end{bmatrix},\ \boldsymbol{u} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{u}_{\mathrm{t}} \\ \boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}^* \end{bmatrix}.$$

经过简单推导, 不难发现该六自由度动力学方程具备如下两条性质, 并将在后面的控制器设计与分析中得以应用.

性质 1 增广惯量矩阵M是正定的、对称矩阵, 且满足如下不等式关系:

$$m_1\|\boldsymbol{\xi}\|^2 \leqslant \boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}M\boldsymbol{\xi} \leqslant m_2\|\boldsymbol{\xi}\|^2,\ \forall\boldsymbol{\xi}\in\mathbb{R}^n, \tag{17}$$

其中m_1, m_2是确定的正常数.

性质 2 增广惯量矩阵$\boldsymbol{M}$的导数与Corilis矩阵C之差是斜对称矩阵, 满足

$$\boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}(\frac{1}{2}\dot{M} - C)\boldsymbol{\xi} = 0,\ \forall\boldsymbol{\xi}\in\mathbb{R}^n. \tag{18}$$

3 控制器设计(Design of controller)

本节将针对上文所述的六自由度协同运动方程进行控制器的设计, 目标是设计一个满足输入有界条件的自适应L_2增益干扰抑制控制器. 定义状态跟踪误差

$$\boldsymbol{e} = \boldsymbol{x}_{\mathrm{d}} - \boldsymbol{x}, \tag{19}$$

其中$\boldsymbol{x}_{\mathrm{d}} = [\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{T}}\ \ \boldsymbol{q}_{\mathrm{vd}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为期望轨迹, 且假设其具有连续有界的一阶、二阶导数. 控制的目标就是使系统的状态从初始状态转移到期望状态$\boldsymbol{x}_{\mathrm{d}}$, 同时具备$\mathrm{L}_2$增益干扰抑制能力.

3.1 预备知识(Preliminaries)

为了便于控制器的设计与分析, 定义双曲正切向量函数$\tanh\boldsymbol{\xi}$和双曲余弦矩阵函数$\cosh\boldsymbol{\xi}$如下:

$$\tanh\boldsymbol{\xi} = [\tanh\xi_1\ \ \cdots\ \ \tanh\xi_n]^{\mathrm{T}}, \tag{20}$$
$$\cosh\boldsymbol{\xi} = \mathrm{diag}\{\cosh\xi_1, \cdots, \cosh\xi_n\}, \tag{21}$$

其中: $\boldsymbol{\xi} = [\xi_1\ \ \cdots\ \ \xi_n]^{\mathrm{T}} \in \mathbb{R}^n$. 根据式(20)和(21)的定义可知, 其具备以下性质:

$$\|\boldsymbol{\xi}\| \geqslant \|\tanh\boldsymbol{\xi}\|,\ \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\tanh\boldsymbol{\xi} = \cosh^{-2}(\boldsymbol{\xi})\boldsymbol{\xi}. \tag{22}$$

本文考虑了L_2干扰抑制问题, 所谓L_2干扰抑制器的设计, 就是在某个给定的正常数γ的情况下, 构造一个反馈控制律, 对于任意L_2有界干扰$\boldsymbol{d}$, 使得闭环系统满足L_2增益耗散不等式[17]

$$V(\boldsymbol{x}) - V(\boldsymbol{x}_0) \leqslant \gamma^2\int_0^t\|\boldsymbol{d}\|^2\mathrm{d}t - \int_0^t\|\boldsymbol{y}\|^2\mathrm{d}t, \tag{23}$$

式中: $V(\boldsymbol{x})$是需要构造的系统存储函数, 一般均为Lyapunov函数, $\boldsymbol{y}$是定义的系统性能输出. 此时系统从干扰$\boldsymbol{d}$到性能输出$\boldsymbol{y}$的L_2增益小于或等于γ, 达到了干扰抑制的目的.

3.2 输入有界的自适应协同控制器设计(Design of adaptive synchronized controller with bounded input)

对于实际的航天器编队飞行控制系统, 存在着一些难以精确确定的系统参数, 如随着燃料的消耗和航天器本身的转动, 编队成员的质量、质心位置及转动惯量等都会发生缓慢的变化, 因此, 设计的控制器需要具备对参数不确定性的自适应能力.

下面将在不考虑干扰的情况下, 进行输入有界的自适应控制器的设计. 首先定义一个非线性滤波误差$\boldsymbol{r}$:

$$\boldsymbol{r} = \dot{\boldsymbol{e}} + \alpha\tanh\boldsymbol{e}, \tag{24}$$

其中: 增益矩阵$\alpha \in \mathbb{R}^{6\times6}$为常值正定对角矩阵, 向

量函数tanh(·)如式(20)定义所示, 因此可以得到其对时间的导数

$$\dot{\boldsymbol r}=\ddot{\boldsymbol e}+\alpha\cosh^{-2}(\boldsymbol e)\dot{\boldsymbol e}.\tag{25}$$

为了设计自适应控制器, 首先需要对不确定的系统参数进行线性提取, 这里定义需要自适应估计的系统参数为

$$\boldsymbol\theta=[\theta_{\mathrm t}\quad \boldsymbol\theta_{\mathrm a}^{\mathrm T}]^{\mathrm T},\tag{26}$$

其中:

$$\boldsymbol\theta_{\mathrm a}=[J_{11}\ \ J_{12}\ \ J_{13}\ \ J_{22}\ \ J_{23}\ \ J_{33}]^{\mathrm T},\ \theta_{\mathrm t}=m_{\mathrm f}.$$

对式(16)中不确定的系统参数进行线性提取, 可得

$$M\ddot{\boldsymbol x}+C\dot{\boldsymbol x}+\boldsymbol G=W\boldsymbol\theta=\begin{bmatrix}W_{\mathrm t}&0\\0&W_{\mathrm a}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\theta_{\mathrm t}\\\boldsymbol\theta_{\mathrm a}\end{bmatrix},\tag{27}$$

其中:

$$W_{\mathrm t}=\begin{bmatrix}\xi_x-2\omega_0\dot y-\omega_0^2x+\dfrac{\mu x}{(x^2+(R+y)^2+z^2)^{3/2}}\\\xi_y+2\omega_0\dot x-\omega_0^2y+\dfrac{\mu(R+y)}{(x^2+(R+y)^2+z^2)^{3/2}}-\dfrac{\mu}{R^2}\\\xi_z+\dfrac{\mu z}{(x^2+(R+y)^2+z^2)^{3/2}}\end{bmatrix},\tag{28}$$

$$W_{\mathrm a}=F^{\mathrm T}L(F\ddot{\boldsymbol\xi})+F^{\mathrm T}(F\dot{\boldsymbol\xi})^{\times}L(F\dot{\boldsymbol\xi})-F^{\mathrm T}L(F\dot TF\dot{\boldsymbol\xi}),\tag{29}$$

式中$L(\cdot):\mathbb R^3\rightarrow\mathbb R^{3\times6}$为一线性算子, 其定义为

$$L(\boldsymbol\xi)=\begin{bmatrix}\xi_1&\xi_2&\xi_3&0&0&0\\0&\xi_1&0&\xi_2&\xi_3&0\\0&0&\xi_1&0&\xi_2&\xi_3\end{bmatrix},\ \forall\boldsymbol\xi=\begin{bmatrix}\xi_1\\\xi_2\\\xi_3\end{bmatrix}.\tag{30}$$

在式(25)的两端同时左乘M, 并将式(16)和式(24)代入, 整理后可以得到

$$\begin{aligned}&M\dot{\boldsymbol r}=M\ddot e+M\alpha\cosh^{-2}(\boldsymbol e)\dot{\boldsymbol e}=\\&M(\ddot x_{\mathrm d}+\alpha\cosh^{-2}(\boldsymbol e)\dot{\boldsymbol e})+\\&C(\dot{\boldsymbol x}_{\mathrm d}+\alpha\tanh\boldsymbol e)+\boldsymbol G-\boldsymbol u-C\boldsymbol r.\end{aligned}\tag{31}$$

根据式(27), 把式(31)右侧需要自适应估计的参数进行线性提取, 可得

$$\begin{aligned}&M(\ddot{\boldsymbol x}_{\mathrm d}+\alpha\cosh^{-2}(\boldsymbol e)\dot{\boldsymbol e})+\\&C(\dot{\boldsymbol x}_{\mathrm d}+\alpha\tanh\boldsymbol e)+\boldsymbol G-\boldsymbol u-C\boldsymbol r=\\&W((\ddot{\boldsymbol x}_{\mathrm d}+\alpha\cosh^{-2}(\boldsymbol e)\dot{\boldsymbol e}),(\ddot{\boldsymbol x}_{\mathrm d}+\alpha\cosh\boldsymbol e))\boldsymbol\theta-\\&\boldsymbol u-C\boldsymbol r.\end{aligned}\tag{32}$$

定义系统实际参数与参数估计值之差为$\tilde{\boldsymbol\theta}$,

$$\tilde{\boldsymbol\theta}=\boldsymbol\theta-\hat{\boldsymbol\theta}.\tag{33}$$

根据上述定义及推导, 本文给出一种有界的自适应跟踪控制器和参数自适应更新律, 如下式所示:

$$\boldsymbol u=W_{\mathrm d}\hat{\boldsymbol\theta}+K_{\mathrm p}\tanh\boldsymbol e+K_{\mathrm v}\tanh\boldsymbol r,\tag{34}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol\theta}}=\mathrm P(\varGamma W_{\mathrm d}^{\mathrm T}\boldsymbol r),\tag{35}$$

其中: $W_{\mathrm d}=\mathrm{diag}\{W_{\mathrm{td}},W_{\mathrm{ad}}\}$, $K_{\mathrm p},K_{\mathrm v}$均为正对角矩阵, 自适应增益矩阵$\varGamma$为一正定对称阵; P(·)为投影算子[18], 可以确保参数的自适应估计值在如下合理的范围内:

$$\underline{\theta}_i\leqslant\theta_i\leqslant\overline{\theta}_i,\ i=1,2,\cdots,7,\tag{36}$$

其中$\underline{\theta}_i,\overline{\theta}_i$分别表示$\theta_i$的下界、上界.

注 2 根据假设条件期望状态$\boldsymbol x_{\mathrm d}$具有连续有界的一阶、二阶导数, 易知$\|W_{\mathrm d}\|$是有界的; 再根据向量函数tanh(·)及投影算子作用下$\hat{\boldsymbol\theta}$的有界性, 可得自适应控制器(34)是有界的, 即

$$\|\boldsymbol u\|\leqslant\|W_{\mathrm d}\|\bar\theta_i+\|K_{\mathrm p}\|+\|K_{\mathrm v}\|.\tag{37}$$

显然, 可以通过合理地调节控制器参数$K_{\mathrm p}$, $K_{\mathrm v}$及α使得$\|\boldsymbol u\|$满足一定的限制要求.

定理 1 对于如式(16)所描述的系统, 如果采用如式(34)的输入有界非线性自适应控制律及式(35)的参数自适应律, 且控制参数满足以下约束条件:

$$\lambda_{\min}(K_{\mathrm p}\alpha)>0,\tag{38}$$

$$\lambda_{\min}(K_{\mathrm v})-\zeta_1\frac{\|\boldsymbol r\|}{\tanh^2(\|\boldsymbol r\|)}>0,\tag{39}$$

$$\begin{aligned}&\lambda_{\min}(K_{\mathrm p}\alpha)(\lambda_{\min}(K_{\mathrm v})-\zeta_1\frac{\|\boldsymbol r\|}{\tanh^2(\|\boldsymbol r\|)})>\\&\frac{\zeta_0^2}{4}\frac{\|\boldsymbol e\|\|\boldsymbol r\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol e\|^2)\tanh^2(\|\boldsymbol r\|)},\end{aligned}\tag{40}$$

则闭环系统是渐近稳定的.

证 选取如下的Lyapunov函数:

$$V=\frac12\boldsymbol r^{\mathrm T}M\boldsymbol r+\sum_{i=1}^nK_{pi}\ln(\cosh e_i)+\frac12\tilde{\boldsymbol\theta}^{\mathrm T}\varGamma^{-1}\tilde{\boldsymbol\theta}.\tag{41}$$

由式(22)可知

$$\begin{aligned}&\frac12\lambda_1\tanh^2(\|\boldsymbol y\|)\leqslant\\&\lambda_1\ln(\cosh\|\boldsymbol y\|)\leqslant V\leqslant\lambda_2\|\boldsymbol z\|^2,\end{aligned}\tag{42}$$

其中: $\boldsymbol y=[\boldsymbol e^{\mathrm T}\quad\boldsymbol r^{\mathrm T}]^{\mathrm T}$, $\boldsymbol z=[\boldsymbol e^{\mathrm T}\quad\boldsymbol r^{\mathrm T}\quad\tilde{\boldsymbol\theta}^{\mathrm T}]^{\mathrm T}$. 因此, 易知所选Lyapunov函数是正定的. 对式(41)两边求导, 整理后可以得到

$$\begin{aligned}\dot V=&\frac12\boldsymbol r^{\mathrm T}\dot M\boldsymbol r+\boldsymbol r^{\mathrm T}M\dot{\boldsymbol r}+\\&\sum_{i=1}^nK_{p_i}\tanh e_i\dot e_i-\tilde{\boldsymbol\theta}^{\mathrm T}\varGamma^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol\theta}}=\\&\boldsymbol r^{\mathrm T}(\frac12\dot M-C)\boldsymbol r+\boldsymbol r^{\mathrm T}W\boldsymbol\theta-\\&\boldsymbol r^{\mathrm T}W_{\mathrm d}\hat{\boldsymbol\theta}-r^{\mathrm T}K_{\mathrm v}\tanh\boldsymbol r-\end{aligned}$$

$$\tanh^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e})K_{\mathrm{p}}\alpha\tanh\boldsymbol{e}-\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}= -\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}K_{\mathrm{v}}\tanh\boldsymbol{r}-\tanh^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e})K_{\mathrm{p}}\alpha\tanh\boldsymbol{e}+ \boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}(W-W_{\mathrm{d}})\boldsymbol{\theta}+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}(W_{\mathrm{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}-\Gamma^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}). \quad (43)$$

把式(35)代入到$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}$中, 易知式(43)的最后一项始终为非正数, 即$\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}(W_{\mathrm{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}-\Gamma^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}})\leqslant 0$.

根据文献[18], 可知

$$\|W-W_{\mathrm{d}}\|\boldsymbol{\theta}\leqslant\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|+\zeta_1\|\boldsymbol{r}\|, \quad (44)$$

其中ζ_0和ζ_1是与卫星质量有关的常数.

进一步可得

$$\|\boldsymbol{r}\|\theta\leqslant\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|+\zeta_1\|\boldsymbol{r}\|^2= \zeta_0\frac{\|\boldsymbol{e}\|}{\tanh\|\boldsymbol{e}\|}\frac{\|\boldsymbol{r}\|}{\tanh\|\boldsymbol{r}\|}\tanh\|\boldsymbol{e}\|\tanh\|\boldsymbol{r}\|+ \zeta_1\frac{\|\boldsymbol{r}\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|)}. \quad (45)$$

接下来, 令

$$\boldsymbol{\eta}=[\tanh\|\boldsymbol{e}\| \quad \tanh\|\boldsymbol{r}\|]^{\mathrm{T}}, \quad (46)$$

$$Q=\begin{bmatrix}\lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha) & -\frac{\zeta_0}{2}\frac{\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|}{\tanh\|\boldsymbol{e}\|\tanh\|\boldsymbol{r}\|}\\ -\frac{\zeta_0}{2}\frac{\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|}{\tanh\|\boldsymbol{e}\|\tanh\|\boldsymbol{r}\|} & \lambda_{\min}(K_{\mathrm{v}})-\zeta_1\frac{\|\boldsymbol{r}\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|)}\end{bmatrix}, \quad (47)$$

其中$\lambda_{\min}(\cdot)$表示矩阵的最小特征值.

再将式(45)代入式(43)中, 可得

$$\dot{V}\leqslant-\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}Q\boldsymbol{\eta}. \quad (48)$$

根据定理1给出的约束条件式(38)～(40), 可知Q为一正定矩阵. 至此, 定理1得证.

3.3 考虑L_2干扰抑制的输入有界协同控制器设计(Design of adaptive L_2-gain disturbance attenuation synchronized controller with bounded input)

形如式(34)和式(35)的协同控制器能够保证闭环系统渐近稳定, 并对系统参数不确定性具有自适应能力, 但该控制器只适用于不存在干扰的系统, 而在实际的系统中, 干扰问题是必须加以考虑的. 基于这种考虑, 本文在式(34)的基础上, 给出一种具备L_2干扰抑制能力的控制器

$$\boldsymbol{u}=W_{\mathrm{d}}\hat{\theta}+K_{\mathrm{p}}\tanh e+K_{\mathrm{v}}\tanh r+ K_{\mathrm{r}}\mathrm{diag}\{\tanh|e_i|\}\mathrm{sgn}\,\boldsymbol{r}, \quad (49)$$

其中K_{r}为一正定对角矩阵.

定理 2 对于式(16)所描述的系统, 如果采用如式(49)的输入有界非线性自适应控制律, 且对于任意给定的$\gamma>0$控制参数满足下列约束条件:

$$\lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha)-\frac{\|\boldsymbol{e}\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol{e}\|)}>0, \quad (50)$$

$$\lambda_{\min}(K_{\mathrm{v}})-(1+\frac{1}{4\gamma^2})\frac{\|\boldsymbol{r}\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|)}>0, \quad (51)$$

$$\frac{(\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|-\lambda_{\min}(K_{\mathrm{r}})\sum\limits_{i=1}^{6}(\tanh|e_i||r_i|))^2}{4\tanh^2(\|\boldsymbol{e}\|)\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|)}< \lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha)(\lambda_{\min}(K_{\mathrm{v}})-\frac{(\zeta_1+1+\frac{1}{4\gamma^2})\|\boldsymbol{r}\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|)}), \quad (52)$$

那么, 在干扰$\boldsymbol{d}\neq 0$时, 闭环系统是一致最终有界稳定的, 且从干扰$\boldsymbol{d}$到性能输出$\boldsymbol{y}$的L_2增益不大于γ.

证 依旧选取如式(41)的Lyapunov函数, 且已知其为正定的.

对式(41)求导, 并代入式(49), 整理可以得到

$$\begin{aligned}\dot{V}=&\frac{1}{2}\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}\dot{M}\boldsymbol{r}+\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}M\dot{\boldsymbol{r}}-\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}+\\ &\sum_{i=1}^{n}K_{\mathrm{p}_i}\tanh e_i\dot{\boldsymbol{e}}_i=\\ &\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}(\frac{1}{2}\dot{M}-C)\boldsymbol{r}+\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}(W\boldsymbol{\theta}-W_d\hat{\boldsymbol{\theta}})-\\ &\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}K_v\tanh\boldsymbol{r}-K_{\mathrm{r}}\mathrm{diag}\{\tanh|e_i|\}\mathrm{sgn}\,\boldsymbol{r}+\\ &\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{d}-\tanh^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e})K_{\mathrm{p}}\alpha\tanh\boldsymbol{e}-\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}\leqslant\\ &-\lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha)\|\boldsymbol{e}\|^2-\lambda_{\min}(K_v)\|\boldsymbol{r}\|^2+\\ &\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|+\zeta_1\|\boldsymbol{r}\|^2+\|\boldsymbol{r}\|\|\boldsymbol{d}\|-\\ &\lambda_{\min}(K_{\mathrm{r}})\sum_{i=1}^{6}(\tanh|e_i||r_i|). \end{aligned} \quad (53)$$

定义函数

$$H=\dot{V}+\|\boldsymbol{y}\|^2-\gamma^2\|\boldsymbol{d}\|^2, \quad (54)$$

其中$\boldsymbol{y}=[\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}} \ \boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为定义的性能输出函数.

将式(53)代入(54)中, 整理可得

$$\begin{aligned}H=&\dot{V}+\|\boldsymbol{y}\|^2-\gamma^2\|\boldsymbol{d}\|^2\leqslant\\ &-\lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha)\|\boldsymbol{e}\|^2-\\ &\lambda_{\min}(K_v)\|\boldsymbol{r}\|^2+\zeta_1\|\boldsymbol{r}\|^2+\\ &\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|+\|\boldsymbol{r}\|\|\boldsymbol{d}\|+\|\boldsymbol{y}\|^2-\gamma^2\|\boldsymbol{d}\|^2-\\ &\lambda_{\min}(K_{\mathrm{r}})\sum_{i=1}^{6}(\tanh|e_i||r_i|)=\\ &-\lambda_{\min}(K_v)\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|)-\\ &\lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha)\tanh^2(\|\boldsymbol{e}\|)+\\ &(\zeta_1+1+\frac{1}{4\gamma^2})\|\boldsymbol{r}\|^2-(\frac{1}{2\gamma}\|\boldsymbol{r}\|-\gamma\|\boldsymbol{d}\|)^2+\\ &\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\|-\lambda_{\min}(K_{\mathrm{r}})\sum_{i=1}^{6}(\tanh|e_i||r_i|). \end{aligned} \quad (55)$$

相同地, 令

$$\boldsymbol{\eta} = [\tanh \|\boldsymbol{e}\| \ \ \tanh \|\boldsymbol{r}\|],$$

式(55)可以写成

$$H \leqslant -\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\bar{Q}\boldsymbol{\eta} - (\frac{1}{2\gamma}\|\boldsymbol{r}\| - \gamma\|\boldsymbol{d}\|)^2, \tag{56}$$

其中:

$$\bar{Q} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} \end{bmatrix}, \tag{57}$$

其中:

$$\bar{Q}_{11} = \lambda_{\min}(K_{\mathrm{p}}\alpha),$$

$$\bar{Q}_{12} = -\frac{\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\| - \lambda_{\min}(K_{\mathrm{r}})\sum\limits_{i=1}^{6}(\tanh|e_i||r_i|)}{2\tanh\|\boldsymbol{e}\|\tanh\|\boldsymbol{r}\|},$$

$$\bar{Q}_{21} = -\frac{\zeta_0\|\boldsymbol{e}\|\|\boldsymbol{r}\| - \lambda_{\min}(K_{\mathrm{r}})\sum\limits_{i=1}^{6}(\tanh|e_i||r_i|)}{2\tanh\|\boldsymbol{e}\|\tanh\|\boldsymbol{r}\|},$$

$$\bar{Q}_{22} = \lambda_{\min}(K_v) - (\zeta_1 + 1 + \frac{1}{4\gamma^2})\|\boldsymbol{r}\|^2/\tanh^2(\|\boldsymbol{r}\|).$$

根据约束条件式(50)~(52)可知, Q是正定的, 因此可以得出, 当系统存在有界干扰$\boldsymbol{d} \neq 0$时, 闭环系统是一致最终有界稳定的. 将式(56)两边积分可得如式(23)所示的耗散不等式, 即从干扰$\boldsymbol{d}$到性能输出$\boldsymbol{y}$的L_2增益不大于γ.

注 3 由于下式的成立, 通过选择合适的控制参数$K_{\mathrm{p}}, K_{\mathrm{v}}$和$\alpha$, 约束条件式(50)~(52)是易于实现的:

$$\lim_{\boldsymbol{\xi}\to 0}\frac{\|\boldsymbol{\xi}\|^2}{\tanh^2(\|\boldsymbol{\xi}\|)} = 1. \tag{58}$$

注 4 控制器(49)是有界的, 且有

$$\|\boldsymbol{u}\| \leqslant \|W_{\mathrm{d}}\|\bar{\theta}_i + \|K_{\mathrm{p}}\| + \|K_{\mathrm{v}}\| + \|K_{\mathrm{r}}\|, \tag{59}$$

合理地调节控制器参数K_{p}, α, K_{v}及K_{r}, 便可确保$\|\boldsymbol{u}\|$满足一定的限制要求.

4 仿真及分析(Simulation and analysis)

在MATLAB/Simulink环境下进行了数学仿真, 采用了文献的卫星物理参数. 在仿真中, 假定双星编队中主星绕地球做半径为42240 km的圆周运动, 从星为一0.4 m×0.4 m×0.6 m的质量均匀的长方体, 其质量为$m_{\mathrm{f}} = 10.9$ kg[9]. 在仿真中, 假定从星在主星轨道平面内绕主星进行半径100 m的圆周运动, 同时保持对地定向, 即给定的任务要卫星从初始状态$\boldsymbol{\rho}_0 = [15 \ \ 85 \ \ -10]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{q}_0 = [0.3 \ \ 0.4 \ \ 0.5 \ \ 0.707]^{\mathrm{T}}$机动到期望状态

$$\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{d}} = [100\sin(\omega_{\mathrm{d}}t) \ \ \ 100\cos(\omega_{\mathrm{d}}t) \ \ 0]^{\mathrm{T}}$$

和

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}} = [1 \ \ 0 \ \ 0 \ \ 0]^{\mathrm{T}}.$$

本文为姿态控制力矩和相对位置控制力设定的上限分别为1 N·m和10 N, 根据约束条件式(50)~(52)最终选取控制器参数如下:

$K_{\mathrm{p}} = \mathrm{diag}\{1, 1, 1, 2, 2, 2\}$,

$K_{\mathrm{v}} = \mathrm{diag}\{3, 3, 3, 4, 4, 4\}$,

$K_{\mathrm{r}} = \mathrm{diag}\{0.3, 0.3, 0.3, 0.1, 0.1, 0.1\}$,

$\alpha = \mathrm{diag}\{0.2, 0.2, 0.2, 0.3, 0.3, 0.3\}$,

$\varGamma = \mathrm{diag}\{3, 0.1, 0.025, 0.025, 0.14, 0.025, 0.13\}$.

经验证以上参数满足约束条件. 系统的仿真结果如图2～图5所示.

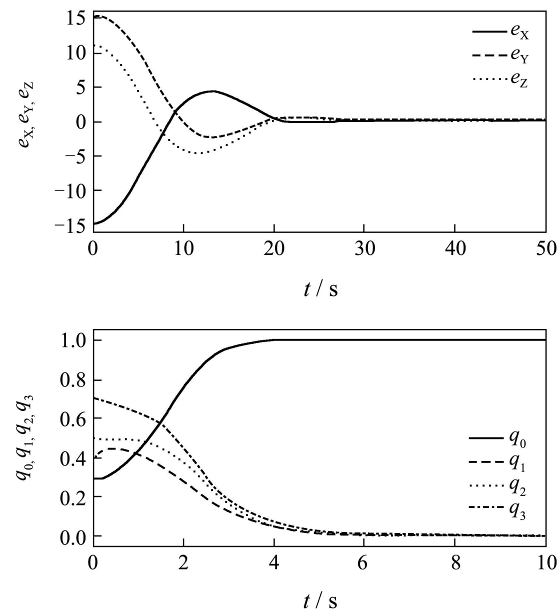

图 2 从星姿态四元数

Fig. 2 Quaternion of the follower

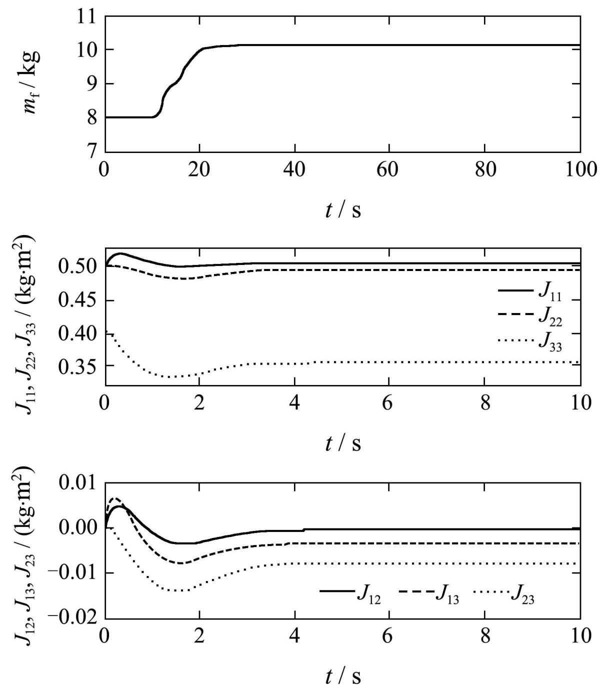

图 3 参数自适应估计值

Fig. 3 Estimation of parameters

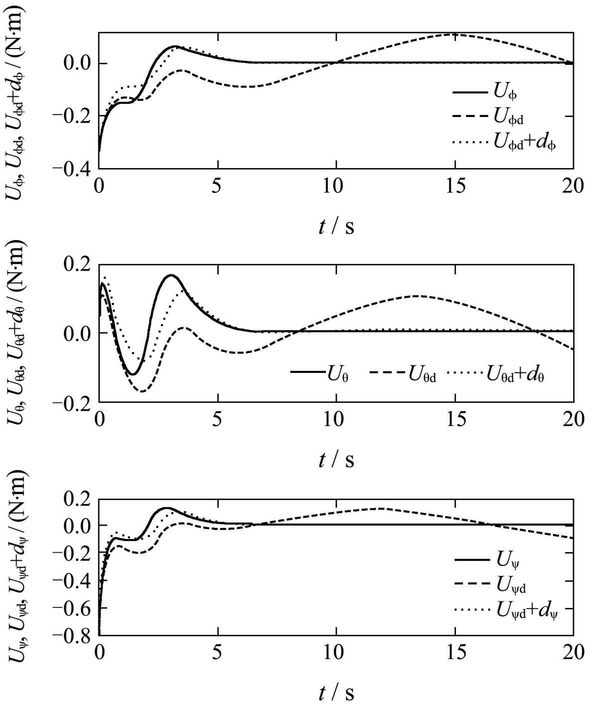

图 4 姿态控制力矩对比

Fig. 4 Comparison of attitude control torque

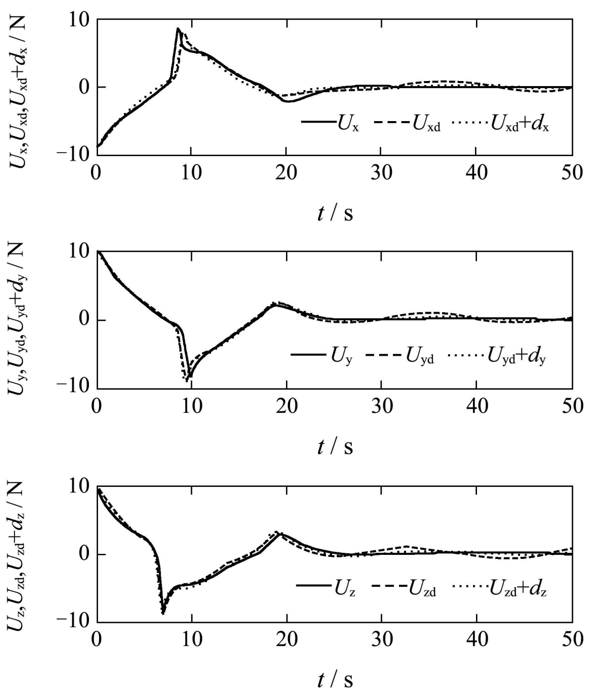

图 5 相对位置控制力对比

Fig. 5 Comparison of relative position control force

从图2、图3中可以看出, 卫星编队能够以较高的精度快速达到期望状态, 对系统参数的自适应估计能够稳定收敛且准确度较高, 充分验证了本文所提的控制器在编队协同控制方面的有效性.

由于本文所考虑的干扰主要为重力梯度力矩和轨道摄动力, 其数量级远远小于控制量, 因此难以体现出本文设计的控制器的干扰抑制能力. 为此, 本文加入了数量级与控制量可比的正弦干扰进行仿真, 以此验证干扰抑制能力. 所考虑的干扰分别设定为

$$\boldsymbol{d}_{\mathrm{t}} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} \sin\dfrac{\pi t}{10} \\ \sin(\dfrac{\pi t}{10}+\dfrac{\pi}{6}) \\ \sin(\dfrac{\pi t}{10}+\dfrac{\pi}{3}) \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{d}_{\mathrm{a}} = \frac{1}{10}\begin{bmatrix} \sin\dfrac{\pi t}{10} \\ \sin(\dfrac{\pi t}{10}+\dfrac{\pi}{6}) \\ \sin(\dfrac{\pi t}{10}+\dfrac{\pi}{3}) \end{bmatrix}.$$

图4、图5给出了控制量的对比, 图中: $(\cdot)_\zeta$表示不人为加入正弦干扰条件下的控制量在ζ轴的分量; $(\cdot)_{\zeta\mathrm{d}}$表示人为加入正弦干扰后的控制量; $(\cdot)_{\zeta\mathrm{d}}+d_\zeta$表示最终作用在卫星上的控制量. ζ代表ϕ,θ,ψ.

仿真结果表明, 即便加入更高量级的干扰, 闭环系统仍能稳定收敛. 由于控制器的输出和干扰同时作用在星体上, 即二者之和为决定系统状态的最终控制量, 因此能体现出控制器对干扰的抑制效果. 从图4、图5中可以清晰地看到, 干扰得到了明显的抑制, 说明本文设计的控制器不仅对实际的干扰, 即便是幅值远大于实际的干扰, 同样具备很强的抑制能力. 这充分验证了本文设计的控制器对干扰抑制功能的有效性, 同时也表明该控制器对未知干扰的抑制具有较好的鲁棒性.

5 结论(Conclusion)

针对存在参数不确定性和干扰的双星编队六自由度协同控制问题, 设计了一种满足输入有界条件的自适应L_2增益干扰抑制控制器, 并进行了仿真验证. 结果表明, 在初始误差较大的情况下, 编队的相对位置和姿态都能够以较高的精度快速跟踪并达到期望状态, 对存在不确定性参数的自适应估计快速准确; 对于干扰具备良好的L_2增益干扰抑制能力, 系统具有较好的鲁棒性.

参考文献(References):

[1] SCHARF D P, HADAEGH F Y, PLOEN S R. A survey of spacecraft formation flying guidance and control (part Ⅱ): control[C] //*Proceeding of the 2004 American Control Conference*. New York: IEEE, 2004: 2976 – 2985.

[2] KRISTIANSEN R, NICKLASSON P J. Spacecraft formation flying: a review and new results on state feedback control[J]. *Acta Astronautica*, 2009, 65(11/12): 1537 – 1552.

[3] CLOHESSY W H, WILTSHIRE R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous[J]. *Aerospace Science*, 1960, 27(9): 653 – 658.

[4] XU Y J, FITZ-COY N G. Generalized relative dynamics and control in formation flying system[C] //*The 26th Annual AAS Guidance and*

Control Conference. [S.l.]: AAS, 2003.

[5] 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.

[6] 高有涛, 陆宇平, 徐波. 基于估计参数的飞行器编队飞行相对姿态控制[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(3): 283 – 288.
(GAO Youtao, LU Yuping, XU Bo. Parameter-estimation-based control for relative attitude of spacecraft formation flying[J]. *Control Theory & Applications,* 2010, 27(3): 283 – 288.)

[7] TERUI F. Position and attitude control for a spacecraft by sliding mode control[C] //*Proceedings of the 1998 American Control Conference.* New York: IEEE, 1998: 217 – 221.

[8] STANSBERY D T, CLOUTIER J R. Position and attitude control for a spacecraft using the state-dependent riccati equation technique[C] //*Proceedings of the 2000 American Control Conference*. New York: IEEE, 2000: 1867 – 1871.

[9] BAE J, KIM Y, PARK C. Spacecraft formation flying control using sliding mode and neural networks controller[C] //*AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference.* [S.l.]: AIAA, 2009.

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

[11] SHAN J J. Synchronized attitude and translational motion control for spacecraft formation flying[J]. *Journal of Aerospace Engineering,* 2009, 223(6): 749 – 768.

[12] FARRELL J, POLYCARPOU M, SHARMA M. On-line approximation based control of uncertain nonlinear systems with magnitude, rate and bandwidth constraints on the states and actuators[C] //*Proceeding of the 2004 American Control Conference.* New York: IEEE, 2004: 2557 – 2562.

[13] FARRELL J, SHARMA M, POLYCARPOU M. Backstepping-based flight control with adaptive function approximation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* 2005, 28(6): 1089 – 1102.

[14] BANG H, TANK M J, CHOI H D. Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation[J]. *Control Engineering Practice*, 2003, 11(9): 989 – 997.

[15] DE QUEIROZ M S, KAPILA V, YAN Q G. Adaptive nonlinear control of multiple spacecraft formation flying[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(3): 385 – 390.

[16] KAPILA V, SPARKS A G, BUFFINGTON J M, et al. Spacecraft formation flying: dynamics and control[C] //*Proceedings of the 1999 American Control Conference.* Piscataway, NJ: IEEE, 1999: 4137 – 4141.

[17] VAN DER SCHAFT A J. L_2-*gain and Passivity Techniques in Nonlinear Control*[M]. London: Springer-Verlag, 2000.

[18] DIXON W E, DE QUEIROZ M S M S, ZHANG F, et al. Tracking control of robot manipulators with bounded torque inputs[J]. *Robotica,* 1999, 17(2): 121 – 129.

作者简介:

吕跃勇 (1983—), 男, 博士研究生, 研究方向为航天器编队飞行控制、卫星姿态控制, E-mail: lyy0206@163.com;

胡庆雷 (1979—), 男, 副教授, 博士生导师, 研究方向为航天器编队姿态控制、容错控制, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn;

马广富 (1962—), 男, 教授, 博士生导师, 研究方向为卫星姿态控制, E-mail: magf@hit.edu.cn;

周稼康 (1982—), 女, 博士研究生, 研究方向为航天器编队飞行控制、卫星姿态控制, E-mail:zhou_jia_kang@126.com.