文章编号: 1000−8152(2012)06−0797−06

基于反步法的主从航天器相对姿态控制

马广富, 张海博, 胡庆雷

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 对主从航天器的相对姿态控制问题, 考虑从航天器系统不确定因素, 提出了一种基于反步法的姿态控制方法, 并引入自适应控制律. 该方法首先根据主从航天器的相对位置信息, 解算出从航天器观测轴指向主航天器以及从航天器跟踪主航天器轨道坐标系等两种任务的期望姿态; 然后基于修正罗德里格参数(MRP)描述的从航天器姿态误差动力学模型设计了姿态控制器以及针对航天器惯量的不确定性设计了自适应控制律; 并基于Lyapunov方法从理论上证明了该方法能够实现全局渐近稳定的相对姿态控制. 最后将该方法应用于某编队飞行任务, 仿真结果表明此控制器能够实现其编队飞行控制, 具有良好的控制性能.

关键词: 修正罗德里格参数(MRP); 反步法; 自适应; 指向控制; 轨道系跟踪

中图分类号: V448.2　　**文献标识码:** A

Backstepping-based relative-attitude control for the leader-follower spacecrafts

MA Guang-fu, ZHANG Hai-bo, HU Qing-lei

(School of Astronatics, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: An attitude-control scheme based on the backstepping technique is developed for controlling the relative attitude between the leader spacecraft and the follower spacecraft, and the adaptive control law is applied to deal with the uncertainties in the follower spacecraft attitude system. According to the current relative positions between the leader and the follower, this scheme determines the required attitude of the follower to align its observation axis to the leader, and the required attitude of the follower to track the orbital coordinates of the leader. With the above-obtained results, an adaptive backstepping attitude controller is synthesized for the follower with unknown inertia matrix, based on the follower attitude-error dynamic model represented by modified Rodrigues parameters (MRP). Lyapunov stability analysis shows that the developed controller ensures the relative-attitude control system for globally asymptotical stability. Simulation results of the application to a spacecraft formation flying show the effectiveness and feasibility of the designed controller.

Key words: modified Rodrigues parameters (MRP); backstepping; adaptive; alignment control; tacking the orbital coordinates

1 引言(Introduction)

航天器编队飞行极大地拓展了航天器空间应用的范围, 很多单颗星无法完成的复杂任务, 可以通过多颗航天器协同工作得以实现. 航天器编队飞行除了对主从航天器的相对轨道设计提出新的要求外, 对主从航天器的相对姿态也依不同飞行任务有不同的要求. 如从航天器在主航天器周围以编队的方式飞行, 需要对主航天器进行绕飞观测, 此时它需要从航天器的某个部位始终对准目标. 为此, 近年来主从航天器的相对姿态控制问题引起了国内外学者广泛的关注.

文献[1]利用主从航天器本体坐标系之间的转换矩阵, 给出了从航天器始终指向主航天器所需的目标姿态和角速度, 然后针对3个反作用飞轮设计了经典的PD控制律. 针对非合作目标卫星编队飞行问题, 文献[2]设计了相对姿态角速度观测器和跟踪控制器, 该混合控制器可实现运动目标的无误差快速跟踪. 文献[3]针对航天器的某一个面进行观测任务中需要同时进行相对轨道和相对姿态的跟踪控制问题, 提出了一种姿态轨道的耦合控制方法. 文献[4]给出了相对姿态和一阶近似相对轨道动力学方程, 并基于线性反馈和Lyapunov稳定性理论, 针对航天器转动惯量的不确定性, 设计了自适应控制器, 具有较好的鲁棒性. 文献[5–7]详述了姿态和轨道的耦合

收稿日期: 2011−01−18; 收修改稿日期: 2011−06−24.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61004072, 61174200); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20102302110031); 哈尔滨市留学回国基金资助项目(2010RFLXG001); 中央高校基本科研业务费专项基金资助项目(HIT.NSRIF.2009003); 教育部新世纪优秀人才计划(NCET-11-0801).

控制, 提出了状态反馈控制和输出反馈控制, 理论上证明了该算法使系统全局一致渐近稳定. 文献[8]建立了非线性六自由度动力学模型, 应用滑模变结构控制方法, 设计了鲁棒性较强的控制器, 能实现从航天器的快速绕飞.

为此, 考虑主从航天器为合作航天器, 针对从航天器朝向主航天器及跟踪主航天器轨道坐标系的主从航天器编队的相对姿态控制问题, 本文提出了一种基于反步法的控制器设计方法. 该方法首先根据编队飞行中主从航天器的轨道信息, 解算出实现从航天器跟踪主航天器的期望姿态. 然后基于修正罗德里格参数(MRP)描述的从航天器姿态跟踪动力学模型, 考虑其系统参数不确定性设计了自适应反步姿态控制器, 并且基于Lyapunov方法分析了从航天器对主航天器姿态的全局渐近跟踪特性. 最后, 将该控制方法应用于某航天器编队飞行任务, 并进行了仿真研究, 结果表明该方法可实现高精度的编队控制, 具有较好的控制性能.

2 航天器数学模型(Spacecraft mathematical model)

由于MRP是一种全局的非奇异姿态描述, 因此本文采用MRP来描述刚体航天器姿态, 此时其姿态运动学及动力学方程为[9]

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = G(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}, \tag{1}$$

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = S(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{u}, \tag{2}$$

其中: $\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_1\ \ \sigma_2\ \ \sigma_3]^{\mathrm{T}}$表示航天器姿态, $\boldsymbol{\omega}$为航天器本体坐标系相对于参考坐标系的角速度在本体系中的投影, $\boldsymbol{J}$为正定对称的航天器转动惯量阵, $S(\boldsymbol{l}) = -\boldsymbol{l}^{\times}$, $\boldsymbol{l}^{\times}$定义为3×3斜对称矩阵, $\boldsymbol{u}$为作用于航天器上的控制输入, 且式(1)中

$$G(\boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{2}[\frac{1-\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}}{2}\boldsymbol{I}_3 - S(\boldsymbol{\sigma}) + \boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}],$$

其中$G(\boldsymbol{\sigma})$具有如下的性质:

$$\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}G(\boldsymbol{\sigma}) = [\frac{1+\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}}{4}]\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}, \tag{3}$$

且该性质将在后续的推导证明中得以应用.

令航天器期望的姿态、角速度分别为$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$和$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}$, 实际姿态为$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{b}}$, 则期望角速度$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}$与航天器实际角速度$\boldsymbol{\omega}$之间的角速度误差可计算为

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{\omega} - C(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}, \tag{4}$$

其中: $\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}$表示航天器姿态$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{b}}$到期望姿态$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$的旋转偏差, $C(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})$表示由MRP参数$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}$描述的方向余弦阵.

式(4)对时间求导, 并两边同乘以$\boldsymbol{J}$, 便可得到航天器的非线性误差动力学方程为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}} =\ & S(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} + C(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} + C(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}) - \\ & \boldsymbol{J}S(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}})C(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}} - \boldsymbol{J}C(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{d}} + \boldsymbol{u}.\end{aligned} \tag{5}$$

航天器误差运动学方程可表示为

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{e}} = G(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}. \tag{6}$$

3 目标姿态的解算(Target attitude resolver)[10–11]

3.1 任务1: 从航天器指向控制(Mission I: pointing control of the follower spacecraft)

本任务要求从航天器的光轴(相对测量装置)对准主航天器的特定面或者点, 本文假设对准主航天器的质心.

从航天器上的相对测量装置可测量主航天器在从航天器本体系中的位置, 如图1所示, 图中: α为方位角, β为高程角, $\boldsymbol{R}$为位置矢量. 设$\boldsymbol{r}$为$\boldsymbol{R}$的单位矢量, 很容易得出当本任务的控制目标达到时, $\boldsymbol{r}$在从航天器本体坐标系中表示为$\boldsymbol{r} = (1,0,0)^{\mathrm{T}}$.

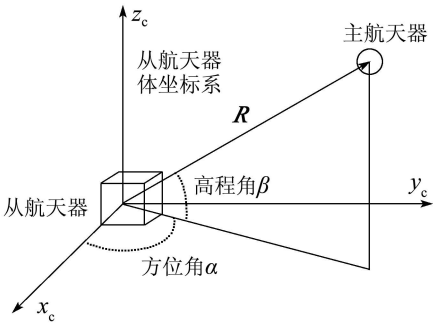

图 1 主航天器与从航天器的相对关系

Fig. 1 The relationship of the leader spacecraft and follower spacecraft

选取从航天器本体坐标系的X轴和单位位置矢量$\boldsymbol{r}$组成的平面为旋转平面, 该旋转平面法向方向为欧拉轴的方向, 则欧拉轴的矢量形式为

$$\boldsymbol{e} = (0, -\sin\beta, \cos\beta\sin\alpha)^{\mathrm{T}},$$

则可使从航天器本体坐标系绕欧拉轴一次转动到期望姿态, 即光轴对准主航天器特定点, 相应的绕欧拉轴转动的角度为

$$\Phi = \arccos(\cos\beta\cos\alpha), \tag{7}$$

则根据MRP定义[9]便可计算出$\boldsymbol{\sigma}$, 并最终得到误差MRP为$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}} = (-\sigma_1, -\sigma_2, -\sigma_3)^{\mathrm{T}}$.

注 1 这里笔者得到了从航天器本体系与期望姿态的误差MRP, 控制目标是使得误差MRP为零, 即方位角α和高程角β为零, 从而实现了从航天器测量装置光轴对准主航天器, 从航天器达到了期望姿态.

针对该任务1, 对从航天器作如下的假设:

假设 1 从航天器期望姿态的角速度满足如下关系式:

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}} \cdot \boldsymbol{r} = 0. \tag{8}$$

根据假设1, 可得出从航天器的期望姿态的角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_{\rm d} = \boldsymbol{r} \times \dot{\boldsymbol{r}}. \tag{9}$$

至此, 从航天器与主航天器的姿态误差MRP与从航天器的期望角速度得以设计.

3.2 任务2: 从航天器跟踪主航天器轨道系 (Mission II: tracking control the orbital coordinate of the leader spacecraft)

本任务设计的要求是从航天器的本体系跟踪主航天器的轨道系.

在任务2中, 定义如图2所示的主航天器轨道坐标系$X_{\rm L}Y_{\rm T}Z_{\rm L}$, 其中: $Z_{\rm L}$轴指向地心, $X_{\rm L}$轴在轨道平面内, 且指向航天器飞行方向, $Y_{\rm L}$满足右手坐标系, 且该坐标系以主航天器质心为原点.

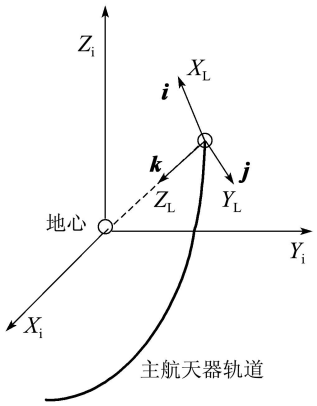

图 2 主航天器轨道坐标系

Fig. 2 The orbital coordinate system of the leader spacecraft

根据主航天器的轨道信息得到某时刻主航天器轨道坐标系三轴在地心惯性系中的表示为

$$\boldsymbol{i} = \frac{\boldsymbol{j} \times \boldsymbol{k}}{\|\boldsymbol{j} \times \boldsymbol{k}\|},\ \boldsymbol{j} = -\frac{\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{v}}{\|\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{v}\|},\ \boldsymbol{k} = -\frac{\boldsymbol{r}}{r}, \tag{10}$$

其中$\boldsymbol{i}$, $\boldsymbol{j}$, $\boldsymbol{k}$分别表示3个方向矢量.

那么可得地心惯性坐标系到主航天器轨道坐标系的方向余弦阵$\boldsymbol{A}_{\rm lo}^{i}$为

$$\boldsymbol{A}_{\rm lo}^{i} = [\boldsymbol{i}\ \ \boldsymbol{j}\ \ \boldsymbol{k}]^{\rm T}, \tag{11}$$

进一步可得到从航天器的期望姿态$\boldsymbol{\sigma}_{\rm d}$.

注 2　对于方向余弦与MRP的转换关系, MATLAB/Simulink中有相关模块, 这里不再给出具体的形式.

此外由主航天器轨道信息得到其轨道坐标系在地心惯性坐标系中的角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_{\rm il} = \boldsymbol{A}_{\rm lo}^{i}[0\ \ \frac{-\|\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{v}\|}{r^2}\ \ 0]^{\rm T}, \tag{12}$$

式(12)即为从航天器的期望角速度$\boldsymbol{\omega}_{\rm d} = \boldsymbol{\omega}_{\rm il}$.

4 基于反步法的控制器设计(Backstepping-based controller design)

根据式(5)和式(6)组成的航天器姿态误差动力学方程可知, 此时该系统是一个标准的级联系统, 因此可采用反步法进行姿态控制器设计[12–13]. 为此引入如下的变量变换:

$$\boldsymbol{z}_1 = \boldsymbol{\sigma}_{\rm e}, \tag{13}$$

$$\boldsymbol{z}_2 = \boldsymbol{\omega}_{\rm e} - \boldsymbol{\omega}_{\rm e}^{s}, \tag{14}$$

$\boldsymbol{\omega}_{\rm e}^{s}$是一虚拟控制输入, 其值将在后面给出.

由式(13)−(14), 则采用反步法设计控制的具体步骤如下所示:

Step 1　选取正定的Lyapunov函数

$$V_1 = 2\ln(1 + \boldsymbol{z}_1^{\rm T}\boldsymbol{z}_1), \tag{15}$$

则式(15)两边同时对时间t求导并结合式(3)得

$$\dot{V}_1 = \boldsymbol{\sigma}_{\rm e}^{\rm T}(\boldsymbol{z}_2 + \boldsymbol{\omega}_{\rm e}^{s}). \tag{16}$$

此时选取虚拟控制输入

$$\boldsymbol{\omega}_{\rm e}^{s} = -\eta\phi(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}), \tag{17}$$

式中η为正常数, 且非线性函数$\phi(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e})$为

$$\phi(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}) = \alpha\arctan(\beta\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}), \tag{18}$$

其中α与β的选取的原则是使非线性函数$\phi(\cdot)$尽可能的接近符号函数的性质, 本文一律选择$\alpha = 0.65$, $\beta = 8$.

由式(17)可得

$$\dot{V}_1 = \boldsymbol{\sigma}_{\rm e}^{\rm T}\boldsymbol{\omega}_{\rm e}^{s} = \boldsymbol{\sigma}_{\rm e}^{\rm T}\boldsymbol{z}_2 - \eta\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}^{\rm T}\phi(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}), \tag{19}$$

由此式可知当$\boldsymbol{z}_2 = 0$时$\dot{V}_1 \leqslant -\eta\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}^{\rm T}\phi(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}) \leqslant 0$, 从而有$\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}$将渐近收敛至零.

Step 2　考虑到系统惯量的不确定性, 文中设计自适应控制律[14–16]. 首先对式(14)求时间的导数得

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{z}}_2 = \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\rm e} - \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\rm e}^{s}. \tag{20}$$

结合式(5)(17)−(18), 得

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{z}}_2 = S\left(\boldsymbol{\omega}_{\rm e} + C(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e})\boldsymbol{\omega}_{\rm d}\right)\boldsymbol{J}\left(\boldsymbol{\omega}_{\rm e} + C(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e})\boldsymbol{\omega}_{\rm d}\right) + \boldsymbol{J}\boldsymbol{\xi} + \boldsymbol{u}, \tag{21}$$

式中

$$\boldsymbol{\xi} = \eta\dot{\varphi}(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e}) - S(\boldsymbol{\omega}_{\rm e})C(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e})\boldsymbol{\omega}_{\rm d} - C(\boldsymbol{\sigma}_{\rm e})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\rm d} \in \mathbb{R}^3,$$

整理式(21), 得

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{z}}_2 = \boldsymbol{Y}\boldsymbol{\Theta} + \boldsymbol{u}, \tag{22}$$

其中:

$$\boldsymbol{Y} = \begin{bmatrix} \xi_1 & \omega_2\omega_3 & -\omega_2\omega_3 & \xi_2 + \omega_1\omega_3 & \xi_3 - \omega_1\omega_2 & \omega_3^2 - \omega_2^2 \\ -\omega_1\omega_3 & \xi_2 & \omega_1\omega_3 & \xi_1 - \omega_2\omega_3 & \omega_1^2 - \omega_3^2 & \xi_3 + \omega_1\omega_2 \\ \omega_1\omega_2 & -\omega_1\omega_2 & \xi_3 & \omega_2^2 - \omega_1^2 & \xi_1 + \omega_2\omega_3 & \xi_2 - \omega_1\omega_3 \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\Theta} = [J_{11}\ \ J_{22}\ \ J_{33}\ \ J_{12}\ \ J_{13}\ \ J_{23}]^{\rm T},$$

其中$\boldsymbol{\Theta}$为航天器的惯量参数. 假设$\hat{\boldsymbol{\Theta}}$为航天器惯量的估计值, 且按照以下自适应控制律进行更新:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\Theta}}} = \boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2, \tag{23}$$

式中$\boldsymbol{\Lambda} \in \mathbb{R}^{6\times 6}$为对称正定矩阵, 定义航天器惯量阵的估计误差为$\tilde{\boldsymbol{\Theta}} = \boldsymbol{\Theta} - \hat{\boldsymbol{\Theta}}$, 则$\dot{\tilde{\boldsymbol{\Theta}}} = -\dot{\hat{\boldsymbol{\Theta}}}$.

针对航天器动力学系统(5), 选取如下Lyapunov函数:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{z}_2 + \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\Theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\Theta}}. \tag{24}$$

结合式(4)−(5)(20), V_2对时间t的导数为

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{z}}_2 + \tilde{\boldsymbol{\Theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}^{-1}\dot{\tilde{\boldsymbol{\Theta}}} = \boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2 - \eta\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\varphi(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}) + \boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{Y}\boldsymbol{\Theta} + \boldsymbol{u}) - \tilde{\boldsymbol{\Theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2. \tag{25}$$

此时设计如下的控制器:

$$\boldsymbol{u} = -\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}} - \zeta\boldsymbol{z}_2 - \boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\Theta}}, \tag{26}$$

其中ζ为正常数.

将式(26)代入式(25), 得

$$\dot{V}_2 = -\eta\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\varphi(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}) - \zeta\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2 \leqslant 0. \tag{27}$$

这里应用$\tilde{\boldsymbol{\Theta}} = \boldsymbol{\Theta} - \hat{\boldsymbol{\Theta}}$和$\dot{\tilde{\boldsymbol{\Theta}}} = -\dot{\hat{\boldsymbol{\Theta}}}$. 此时在平衡点$\boldsymbol{x}(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}, \boldsymbol{z}_2) = 0$处有$V_2(0) = 0$成立, 且对$\forall \boldsymbol{x} \neq 0$有$V_2(\boldsymbol{x}) > 0$; 此外当$||\boldsymbol{x}|| \to \infty$, 即$||\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}|| \to \infty$或$||\boldsymbol{z}_2|| \to \infty$, 有$V_2(\boldsymbol{x}) \to \infty$, 因此由式(27)可得, 对任意$\boldsymbol{x} \neq 0$, 都有$\dot{V}_2(\boldsymbol{x}) < 0$, 因此由Barbashin-Krasovskii定理[17]以及$V_2(\boldsymbol{x})$的径向无界性可得闭环系统的状态将收敛到零点附近的邻域内, 因此闭环系统的零平衡点是全局渐近稳定的. 而根据式(16)与式(20)可知, 当$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}} \to 0$以及$\boldsymbol{z}_2 \to 0$时有$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \to 0$成立, 由此便可得出如下定理.

定理 1 考虑航天器姿态误差动力学系统(5)−(6), 考虑航天器惯量参数的不确定性, 设计自适应反步控制器(26), 选择合适的参数, 则可保证航天器姿态对期望姿态的全局渐近跟踪控制, 即有$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}} \to 0$, $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \to 0$当$t \to \infty$时.

证 定理1的证明可由上述第1步与第2步的推导得到, 此处略去.

5 仿真结果(Simulation results)

为了验证文中基于反步法所设计的跟踪控制器(26)的有效性, 在MATLAB/Simulink环境下对某主从航天器跟踪控制系统进行了仿真研究.

主从航天器的初始轨道参数如表1所示, 且从航天器初始姿态为$\boldsymbol{\sigma}_0 = (0.3, 0.2, -0.3)^{\mathrm{T}}$, 初始角速度为$\boldsymbol{\omega}_0 = (0.001, 0.001, -0.001)^{\mathrm{T}}$rad/s, 其转动惯量为

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} 100 & 6 & 8 \\ 5 & 150 & 4 \\ 8 & 4 & 200 \end{bmatrix} \mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2,$$

航天器惯量参数的估计初值为

$$\boldsymbol{\Theta}_0 = (95, 145, 205, 5, 5, 5)^{\mathrm{T}}\ \mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2.$$

表 1 两航天器的初始轨道根数

Table 1 Initial orbital elements of the two spacecraft

轨道根数	从航天器	主航天器
半长轴/(km)	7065	6971
偏心率	0	0
轨道倾角/(°)	100	97.785
升交点赤经/(°)	31	31
近地点幅角/(°)	0	0
真近点角/(°)	两航天器相位差任意	

5.1 任务1仿真结果(Simulation results of the mission I)

为了实现任务1的从航天器指向控制, 控制器(26)的控制参数选择如下: $\eta = 3$, $\zeta = 100$, $\boldsymbol{\Lambda} = \mathrm{diag}\{125, 250, 500, 25, 25, 25\}$.

在控制器(26)的作用下, 主从航天器之间的姿态误差和误差角速度的时间响应曲线如图3−4所示. 由图3−4所示的主从航天器姿态和姿态角速误差曲线可看出本文所设计的控制器在25 s完成了从航天器特定轴(即光轴)对主航天器的指向控制, 即主从航天器的姿态偏差和姿态角速度偏差都趋向于零.

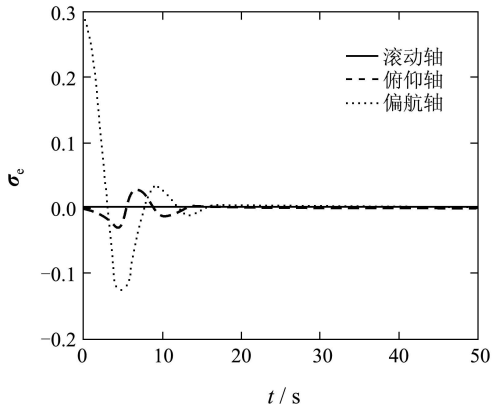

图 3 任务1主从航天器姿态误差曲线

Fig. 3 Attitude error of the mission Ⅰ

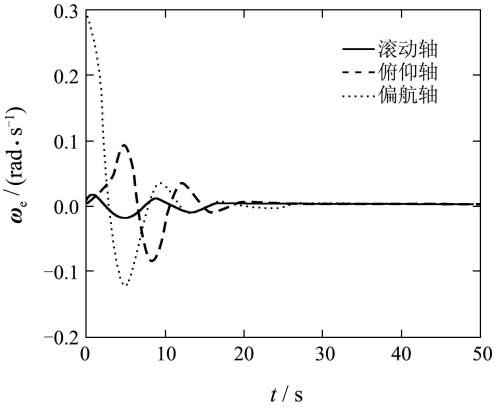

图 4 任务1主从航天器角速度误差曲线

Fig. 4 Attitude angle velocity error of the mission Ⅰ

5.2 任务2仿真结果(Simulation results of the mission II)

图5和图6所示为任务2从航天器跟踪主航天器轨道系的仿真曲线, 由图5和图6所示的主从航天器姿态和姿态角速误差曲线可看出本文所设计的控制器大约20 s完成了从航天器对主航天器轨道系的跟踪控制, 并且有较高的控制精度, 可以满足工程中对跟踪姿态的精度要求.

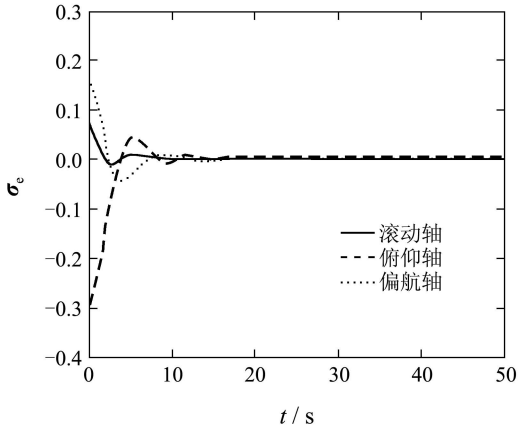

图 5 任务2主从航天器姿态误差曲线

Fig. 5 Attitude error of the mission Ⅱ

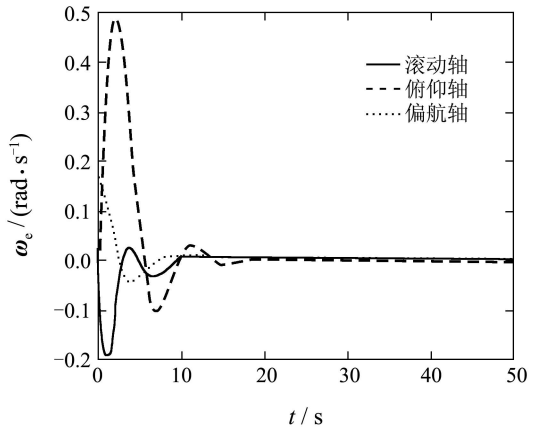

图 6 任务2主从航天器角速度误差曲线

Fig. 6 Attitude angle velocity error of the mission Ⅱ

综合任务1与任务2的仿真结果可知, 采用文中设计的反步控制器(26), 可实现主从航天器相对姿态的高精度控制; 且该控制器设计简单, 因此在实际的工程应用中有着广泛的前景.

6 结论(Conclusion)

本文研究了编队飞行中考虑从航天器指向主航天器的相对姿态控制问题, 这里讨论的仅仅是从航天器的姿态指向. 基于修正罗德里格参数(MRP)姿态描述, 利用主从航天器的相对位置(主从航天器的轨道信息)解算出从航天器的期望姿态, 并基于反步法, 在考虑系统参数不确定性的情况下, 设计了一种自适应控制器. 仿真结果表明该方法在保证完成了航天器编队飞行任务的同时, 具有良好的控制性能, 并有着广泛的应用前景.

本文下一步的工作是考虑主从航天器相对姿态和相对轨道的耦合, 以及对非合作主航天器的跟踪.

参考文献(References):

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

[2] 李化义, 张迎春, 强文义, 等. 与非合作目标编队的相对姿态控制 [J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1210 – 1214.
(LI Huayi, ZHANG Yingchun, QIANG Wenyi, et al. Relative attitude control in non-cooperative target formation flying [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(5): 1210 – 1214.)

[3] 林来兴. 空间交会对接技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
(Lin Laixing. *Space Rendezvous and Docking Technology* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1995.)

[4] 张治国, 李俊峰. 卫星编队飞行轨道和姿态控制研究 [J]. 应用数学和力学, 2008, 29(1): 38 – 46.
(ZHANG Zhiguo, LI Junfeng. Study on the orbit and attitude control of spacecraft formation flying [J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2008, 29(1): 38 – 46.)

[5] KRISTIANSEN R. *Dynamic synchronization of spacecraft* [D]. Norway: Norwegian University of Science and Technology, 2008.

[6] GROTLI E, GRAVDAHL J. Passivity based controller-observer schemes for relative translation of a formation of spacecraft [C] //*Proceedings of the 2007 American Control Conference*. 2007: 4684 – 4689.

[7] KRISTIANSEN R, NICKLASSON P, GRAVDAHL J. Spacecraft coordination control in 6DOF: integrator backstepping vs passivity-based control [J]. *Automatica*, 2008, 44(11): 2896 – 2901.

[8] 朱彦伟, 杨乐平. 航天器快速绕飞任务的六自由度滑模控制研究 [J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1482 – 1488.
(ZHU Yanwei, YANG Leping. 6-DOF sliding mode control for fast spacecraft circumnavigation mission [J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(4): 1482 – 1488.)

[9] SHUSTER M. Survey of attitude representations [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1993, 41(4): 439 – 517.

[10] 张海博. 星–星跟踪的相对姿态确定及姿态控制研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
(ZHANG Haibo. *Reseach on relative attitude determination and control for satellite-to-satellite tracking* [D]. Harbin：Harbin Institute of Technology, 2009.)

[11] 李洋. 航天器编队保持与姿态协同控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
(LI Yang. *Research on formation keeping and coordinated attitude control for formation spacecraft* [D]. Harbin：Harbin Institute of Technology, 2010.)

[12] KIM K, KIM Y. Robust backstepping control for slew maneuver using nonlinear tracking function [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2003, 11(6): 822 – 829.

[13] ALI I, RADICE G, KIM J. Backstepping control design with actuator torque bound for spacecraft attitude maneuver [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2010, 33(1): 254 – 259.

[14] HU Qinglei. Robust adaptive backstepping attitude and vibration control with L_2-gain performance for flexible spacecraft under angular velocity [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 327(3/5): 285 – 298.

[15] 胡庆雷, 马广富, 姜野. 控制受限的挠性航天器姿态机动自适应变结构输出反馈控制 [J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 875 – 879.
(HU Qinglei, MA Guangfu, JIANG Ye. Adaptive variable structure output feedback maneuvering control for flexible spacecraft with input constraints [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(4): 875 – 879.)

[16] 宋斌, 李传江, 马广富. 航天器姿态机动的鲁棒自适应控制器设计 [J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 121 – 125.
(SONG Bin, LI Chuanjiang, MA Guangfu. Robust adaptive controller design for spacecraft during attitude maneuver [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(1): 121 – 125.)

[17] KHALIL H, GRIZZLE J. *Nonlinear Systems* [M]. 3rd edition. New York: Prentice Hall Englewood Cliffs, 1996.

作者简介:

马广富 (1963–), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为航天器姿态控制、非线性控制以及航天器编队飞行控制, E-mail: magf@hit.edu.dn;

张海博 (1983–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为航天器姿态控制及航天器编队飞行控制, E-mail: zhanghb@hit.edu.cn;

胡庆雷 (1979–), 男, 博士, 副教授, 博士生导师, 目前研究方向为非线性控制、航天器编队控制及容错控制等, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn.