空间电磁对接鲁棒姿态控制*

张元文,杨乐平,朱彦伟,黄 涣
(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:面向在轨服务的空间电磁对接技术具有广阔应用前景,但其姿态控制设计存在强非线性及耦合性问题需要解决,电磁/地磁力矩干扰姿态系统稳定。针对绝对/相对姿态动力学模型,分别采用反馈线性化以及鲁棒 H_∞ 控制综合方法、扩张状态观测器以及鲁棒 H_∞ 控制综合方法设计姿态控制系统。理论研究、对比分析两种控制策略特点,并通过仿真验证了所设计控制系统的可行性。理论研究及仿真结果表明:两种控制策略都是可行的,对模型参数变化及外界干扰具有较强鲁棒性;基于相对姿态动力学的综合控制设计方法能有效利用航天器相对姿态测量信息,且无需额外设计状态估计器。

关键词: 空间电磁对接; 电磁力矩干扰; 鲁棒姿态控制; 反馈线性化; 扩张状态观测器; H_∞ 控制
中图分类号: V448.2 **文献标志码**: A **文章编号**:1001-2486(2012)05-0005-05

Robust attitude control of space electromagnetic docking

ZHANG Yuanwen, *YANG Leping*, *ZHU Yanwei*, *HUANG Huan*
(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Space electromagnetic docking technology has perfect application for on-orbit servicing, but the electromagnetic and geomagnetic torques it brings create disturbances to the docking attitude. Also, the problems resulted from nonlinearity and coupling properties exist in the attitude controller design of space electromagnetic docking. The combined method of feedback linearization and H_∞, extended state observer and H_∞ was proposed to design robust attitude controller for absolute/relative dynamics respectively, and the mentioned problems are better resolved. The advantages and shortages of the two control strategies are compared and researched, and the feasibility of designed controllers is verified by simulation. From theoretical research and simulation verification, it is right to put forward that the two control strategies are feasible and have better robust performance to model parameter change and outer disturbance, and the strategy of relative attitude control design is better for its preferably using measure information and no state estimator needs to be added.

Key words: space electromagnetic docking; electromagnetic torque disturbance; robust attitude control; feedback linearization; extended state observer; H_∞ control

空间电磁对接技术有效利用电磁力实现航天器柔性对接操作,具有不消耗推进剂、对航天器表面光学镜头无羽流污染以及可逆连续控制等优势,在小卫星领域具有广阔应用前景[1]。

空间电磁对接装置为两航天器上的电磁线圈,当两线圈不正对时,其不但能产生对接控制所需电磁力,也会产生额外电磁力矩,给对接姿态控制系统设计带来一定困难。同时,由于地磁场与两航天器上电磁线圈相互作用产生外界干扰力矩,对接姿态控制系统设计还必须考虑该干扰力矩的影响[2-4]。另外,电磁场对星上电子存在一定干扰,需要考虑适当的屏蔽及抗干扰措施,比如在重要电子设备附近配置负向电磁场、采用屏蔽套等。

空间电磁对接属于航天器交会对接的最终逼近阶段,姿态控制可以采用绝对姿态运动方程形式,也可以采用相对姿态运动方程形式。绝对姿态控制动力学方程相对较简单,但电磁对接阶段测量值一般为相对状态,控制设计需要将相对状态转换到绝对姿态;相对姿态控制动力学方程较复杂,非线性及耦合性比绝对姿态情况强,但测量值不需要转换,能避免转换过程所引入的误差。

空间电磁对接姿态运动方程具有强非线性及强耦合性、存在外界干扰力矩、模型未建模动态等问题需要解决,要求姿态控制系统具有较强鲁棒性及适应性。刘鲁华基于反馈线性化(EFL, Exact Feedback Linearization)以及终端滑模控制技术研究了绝对姿态鲁棒控制[5];朱承元采用双

* **收稿日期**:2012-02-18
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11172322)
作者简介:张元文(1983—),男,贵州安顺人,博士研究生,E-mail:zhangyuanwen1983@163.com;
杨乐平(通信作者),男,教授,博士生导师, E-mail:ylp_1964@163.com

闭环自抗扰方法(ADRC, Active Disturbance Rejection Control)设计某大挠性多体卫星的绝对姿态控制,并与PID控制作了详细比较[6];袁长清等基于期望逆系统及滑模控制技术设计航天器编队飞行的多目标鲁棒姿态跟踪控制[7]。

基于空间电磁对接任务背景,论文分别针对绝对/相对姿态动力学模型开展鲁棒控制设计,并对比研究两种控制策略。

1　姿态动力学建模

空间电磁对接采用-V-bar向对接,两航天器系统如图1所示。其中,$o_T x_{Tb} y_{Tb} z_{Tb}$,$o_C x_{Cb} y_{Cb} z_{Cb}$分别为目标航天器与追踪航天器的体坐标系。

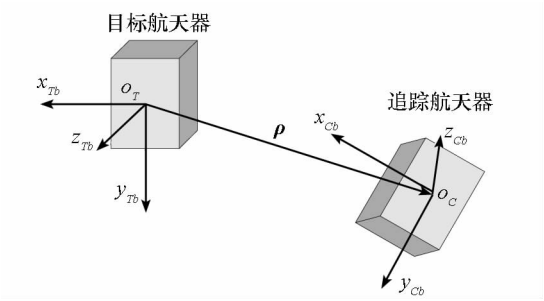


图1　两航天器体坐标系

Fig. 1　Body coordinates systems of two spacecraft

1.1　相对姿态动力学模型

追踪航天器相对姿态基于目标航天器体坐标系$o_T x_{Tb} y_{Tb} z_{Tb}$定义。空间电磁对接阶段相对姿态角较小,以欧拉角表示不会出现奇异,故论文基于321转序,以俯仰角θ_r,偏航角ψ_r及滚动角γ_r表示追踪航天器相对姿态角。以追踪航天器体坐标系$o_C x_{Cb} y_{Cb} z_{Cb}$为计算坐标系,建立相对姿态动力学方程如下

$$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_{rx}\\ \dot{\omega}_{ry}\\ \dot{\omega}_{rz}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{(J_y-J_z)(\omega_{ry}+\omega_T s\gamma_r c\psi_r)(\omega_{rz}+\omega_T c\gamma_r c\psi_r)}{J_x}\\ \dfrac{(J_z-J_x)(\omega_{rx}-\omega_T s\psi_r)(\omega_{rz}+\omega_T c\gamma_r c\psi_r)}{J_y}\\ \dfrac{(J_x-J_y)(\omega_{rx}-\omega_T s\psi_r)(\omega_{ry}+\omega_T s\gamma_r c\psi_r)}{J_z}\end{bmatrix}+\omega_T\begin{bmatrix}0 & -\omega_{rz} & -\omega_{ry}\\ \omega_{rz} & 0 & -\omega_{rx}\\ -\omega_{ry} & \omega_{rx} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-s\psi_r\\ s\gamma_r c\psi_r\\ c\gamma_r c\psi_r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}M_x/J_x\\ M_y/J_y\\ M_z/J_z\end{bmatrix}\tag{1}$$

式(1)的推导过程假设了目标航天器对地定向,即目标航天器体坐标系与其轨道系$o_T x_{To} y_{To} z_{To}$关系保持如图2所示。ω_T为目标航天器轨道角速度,ω_{rx},ω_{ry},ω_{rz}为追踪航天器相对$o_T x_{Tb} y_{Tb} z_{Tb}$的转动角速度ω_r在$o_C x_{Cb} y_{Cb} z_{Cb}$上投影;M_x,M_y,M_z为作用在追踪航天器上的外力矩之和;不考虑追踪航天器的惯量积,J_x,J_y,J_z分别为其体轴主惯量;$s\psi_r$表示$\sin\psi_r$,$c\psi_r$表示$\cos\psi_r$,其他类推。

1.2　绝对姿态动力学模型

追踪航天器绝对姿态基于地心赤道惯性坐标系定义。转序仍然为321,以θ,ψ,γ表示绝对姿态角。以$o_C x_{Cb} y_{Cb} z_{Cb}$为计算坐标系,建立绝对姿态动力学模型如式(2)所示。其中$\omega_x,\omega_y,\omega_z$为追踪航天器相对地心赤道坐标系的转动角速度$\omega$在$o_C x_{Cb} y_{Cb} z_{Cb}$上投影。

$$\begin{cases}J_x\dot{\omega}_x+(J_z-J_y)\omega_y\omega_z=M_x\\ J_y\dot{\omega}_y+(J_x-J_z)\omega_x\omega_z=M_y\\ J_z\dot{\omega}_z+(J_y-J_x)\omega_x\omega_y=M_z\end{cases}\tag{2}$$

1.3　姿态运动学方程

基于321转序的绝对/相对姿态运动学方程形式一致,如式(3)所示。

$$\begin{cases}\dot{\theta}=\dfrac{(\omega_y\sin\gamma+\omega_z\cos\gamma)}{\cos\psi}\\ \dot{\psi}=\omega_y\cos\gamma-\omega_z\sin\gamma\\ \dot{\gamma}=\omega_x+\dot{\theta}\sin\psi\end{cases}\tag{3}$$

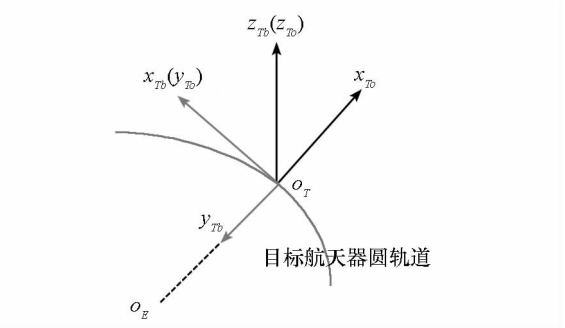


图2　目标航天器轨道系及其体坐标系

Fig. 2　Orbit and body coordinates system of target spacecraft

2　姿态控制

2.1　绝对姿态鲁棒跟踪控制

绝对姿态运动方程是典型的非线性方程,且3个控制通道之间存在强耦合。论文采用反馈线性化方法将方程线性化,针对该方法所需高精度模型的不足,采用H_∞方法设计绝对姿态鲁棒跟踪控制器。

反馈线性化设计的关键在于状态微分同胚映射以及输入变换。微分同胚映射设计如式(4)所示,状态变量为$\boldsymbol{X}=[\omega_x\ \ \omega_y\ \ \omega_z\ \ \theta\ \ \varphi\ \ \gamma\ ]^{\mathrm{T}}$。

$$\begin{cases}\Phi_1^1(x)=x_4,\Phi_2^1(x)=\dfrac{(x_2\sin x_6+x_3\cos x_6)}{\cos x_5}\\ \Phi_1^2(x)=x_5,\Phi_2^2(x)=x_2\cos x_6-x_3\sin x_6,\Phi_1^3(x)=x_6\\ \Phi_2^3(x)=x_1+\tan x_5(x_2\sin x_6+x_3\cos x_6)\end{cases}\tag{4}$$

定义新状态变量如式(5)所示,推导得到标准相变量形式的解耦动力学方程如式(6)所示。

$$\begin{aligned}\xi &= [\xi_1^1,\xi_2^1,\xi_1^2,\xi_2^2,\xi_1^3,\xi_2^3]^{\mathrm{T}}\\ &= [\Phi_1^1,\Phi_2^1,\Phi_1^2,\Phi_2^2,\Phi_1^3,\Phi_2^3]^{\mathrm{T}}\end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{cases}\dot{\xi}_1^i = \xi_2^i\\ \dot{\xi}_2^i = b_i + a_{i1}u_1 + a_{i2}u_2 + a_{i3}u_3\end{cases}, i = 1,2,3 \quad (6)$$

式中,参数 $a_{ij}, i,j = 1,2,3$ 和 b_i 形式如文献[5]所示。

基于式(6)设计输入变换:

$$v_i = b_i + a_{i1}u_1 + a_{i2}u_2 + a_{i3}u_3 - k_{2i}\xi_2^i - k_{1i}\xi_1^i \quad (7)$$

通过状态微分同胚映射以及输入变换,被控系统线性化模型推导如式(8)所示。分析该式可知原非线性模型已解耦成 3 个相同的二阶伪线性模型。

$$\begin{cases}\dot{\xi}_1^i = \xi_2^i\\ \dot{\xi}_2^i + k_{2i}\xi_2^i + k_{1i}\xi_1^i = k_i v_i\end{cases}, i = 1,2,3 \quad (8)$$

其中,$k_i = 4, k_{1i} = 4, k_{2i} = 2, i = 1,2,3$。

基于式(8)开展绝对姿态控制设计,限于篇幅考虑,在此仅以俯仰通道开展仿真分析,其他两通道设计分析类似。被控对象开环频域特性如图 3 所示。依据被控对象频率特性设计 3 个加权函数如式(9)所示。

$$W_1 = \frac{10}{(s+1)}, W_2 = 1\times 10^{-5}, W_3 = 0.1 \quad (9)$$

目标航天器对地定向,绝对姿态角变化如式(10)所示。其中,ω_T 为目标航天器轨道角速度,以 500km 计算,为 0.0011rad/s。

$$\theta_d(t) = \omega_T t, \psi_d(t) = \gamma_d(t) = 0 \quad (10)$$

追踪航天器初始姿态设计如式(11)所示。

$$\theta(t) = 2°, \psi(t) = \gamma(t) = 0 \quad (11)$$

考虑转动惯量有 ±20% 的偏差,电磁力矩干扰以均值为 0,方差为 0.001Nm 的高斯白噪声表征。仿真结果如图 4、图 5 所示。

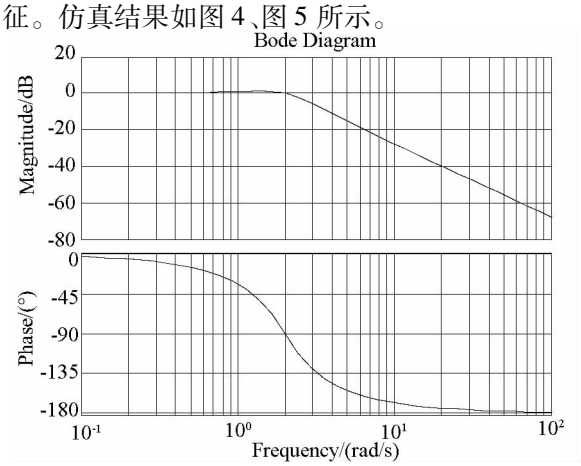


图 3　被控对象开环频率特性

Fig. 3　Bode diagram of controlled plant

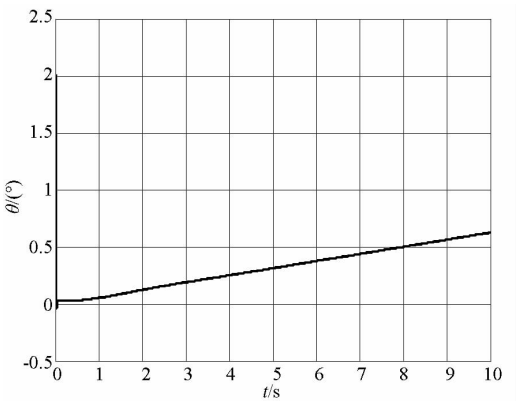


图 4　追踪航天器俯仰姿态角

Fig. 4　Pitch angle of tracking spacecraft

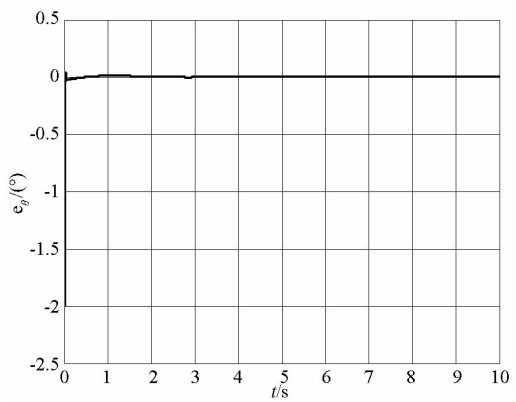


图 5　追踪航天器俯仰姿态角偏差

Fig. 5　Resulted error of pitch angle of tracking spacecraft

从图中可分析得出,基于 EFL + H_∞ 绝对姿态鲁棒控制设计能较好跟踪目标航天器姿态变化,对模型参数变化及外界干扰具有较好鲁棒性。

2.2　相对姿态鲁棒调节控制

相对姿态运动方程比绝对姿态运动方程复杂,采用反馈线性化方法不易解决。论文综合采用 ESO 和 H_∞ 方法设计相对姿态的鲁棒调节控制。

空间电磁对接阶段两航天器相距较近,姿态控制目的是实现高精度调节,相对姿态偏差较小。根据小角度条件下的三角函数近似:cos(*) = 1, sin(*) = *,以及小姿态角速度假设,略去二阶以上小量,相对姿态运动学方程可简化为如式(12)所示。

$$\dot{\theta} = \omega_z, \dot{\psi} = \omega_y, \dot{\gamma} = \omega_x \quad (12)$$

综合式(1)和式(12)可得空间电磁对接相对姿态控制模型如式(13)所示。

$$\begin{bmatrix}\ddot{\gamma}_r\\ \ddot{\psi}_r\\ \ddot{\theta}_r\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\dfrac{(J_y - J_z)(\dot{\psi}_r + \omega_T s\gamma_r c\psi_r)(\dot{\theta}_r + \omega_T c\gamma_r c\psi_r)}{J_x}\\ \dfrac{(J_z - J_x)(\dot{\gamma}_r - \omega_T s\psi_r)(\dot{\theta}_r + \omega_T c\gamma_r c\psi_r)}{J_y}\\ \dfrac{(J_x - J_y)(\dot{\gamma}_r - \omega_T s\psi_r)(\dot{\psi}_r + \omega_T s\gamma_r c\psi_r)}{J_z}\end{bmatrix}$$

$$+\omega_T\begin{bmatrix}0 & -\dot{\theta}_r & \dot{\psi}_r\\ \dot{\theta}_r & 0 & -\dot{\gamma}_r\\ -\dot{\psi}_r & \dot{\gamma}_r & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-s\psi_r\\ s\gamma_r c\psi_r\\ c\gamma_r c\psi_r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}M_x/J_x\\ M_y/J_y\\ M_z/J_z\end{bmatrix} \tag{13}$$

将姿态角之间耦合项、电磁力矩模型偏差及外界干扰等效为总扰动，分别记为$f_{d\gamma}$,$f_{d\psi}$,$f_{d\theta}$，控制量为反作用飞轮力矩，将式(13)线性化如式(14)所示。

$$\begin{bmatrix}\ddot{\gamma}_r\\ \ddot{\psi}_r\\ \ddot{\theta}_r\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}f_{d\gamma}\\ f_{d\psi}\\ f_{d\theta}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}u_x/J_x\\ u_y/J_y\\ u_z/J_z\end{bmatrix} \tag{14}$$

由式(14)可知，各姿态角控制通道之间已完全解耦，控制系统设计的关键在于对$f_{d\gamma}$,$f_{d\psi}$,$f_{d\theta}$的实时估计。论文基于三阶ESO设计实时观测该总扰动，并在控制回路中引入干扰补偿。三通道ESO设计一致，为节约篇幅以下仅就俯仰通道开展设计。三阶ESO设计如式(15)所示。

$$\begin{cases}e=z_1-y\\ \dot{z}_1=z_2-\beta_1 e\\ \dot{z}_2=z_3-\beta_2 e+\dfrac{u_z}{J_z}\\ \dot{z}_3=-\beta_3\mathrm{fal}(e,\alpha,\delta)\end{cases} \tag{15}$$

其中，y为系统测量输出，$\mathrm{fal}(e,\alpha,\delta)$如式(16)所示。

$$\mathrm{fal}(e,\alpha,\delta)=\begin{cases}|e|^{\alpha}\mathrm{sgn}(e) & |e|>\delta\\ e/\delta^{1-\alpha} & |e|\leqslant\delta\end{cases},\ 0\leqslant\alpha\leqslant1,\delta>0 \tag{16}$$

为设计方便，通过如式(18)所示控制输入变化将式(14)转换成如式(17)所示。其中，状态变量为$x_1=\theta$,$x_2=\dot{\theta}$。

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=4v-2x_2-4x_1\end{cases} \tag{17}$$

$$v=\frac{1}{4}\left(\frac{u_z}{J_z}+2x_2+4x_1+f_{d\theta}\right) \tag{18}$$

新控制变量v的设计同绝对姿态鲁棒控制情况一致，ESO能实时估计系统状态及总扰动量[8-9]，即$e\to0$,$z_2\to x_2$,$z_3\to f_{d\theta}$，待整定参数为：β_1,β_2,β_3,α,δ。β_1,β_2,β_3由系统采样步长确定，α,δ用以实现$fal(*)$函数特性：小误差，大增益；大误差，小增益。

经过仿真实验的多次迭代优化，三阶ESO参数整定如式(19)所示。

$$\alpha=0.1,\delta=0.1,\beta_1=100,\beta_2=20,\beta_3=1 \tag{19}$$

初始相对姿态角设计为2°，期望姿态角调节律设计如式(20)所示。

$$\theta_r(t)=\theta_{r0}-\theta_{r0}\cdot t/80 \tag{20}$$

基于实际工程考虑，反作用飞轮力矩限幅为0.2N·m，转动惯量和电磁力矩干扰设置同绝对姿态一致。仿真结果如图6～图10所示。分析可知，基于ESO和H_∞的相对姿态鲁棒调节控制是可行的。俯仰姿态角稳定收敛到0，控制偏差较小；ESO能较好估计系统状态，相对姿态角估计误差较小，几乎可忽略不计，相对姿态角速度估计初始有一定抖振，但在15s以后稳定到实际值附近；所需反作用飞轮力矩满足限幅要求，仅在初始及设计角速度变化处(80s)附近有较窄段的最大控制力矩需求；控制系统仿真加入了模型参数误差及外界干扰，说明所设计控制系统对模型不确定性及外界干扰具有较好鲁棒性。

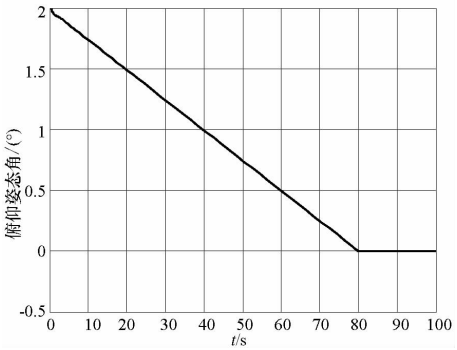


图6　俯仰姿态角

Fig. 6　Pitch attitude angle

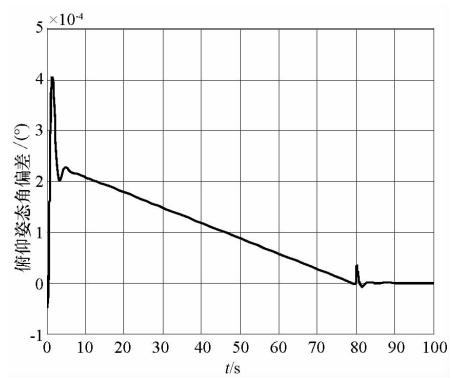


图7　俯仰姿态角控制偏差

Fig. 7　Control error of pitch attitude angle

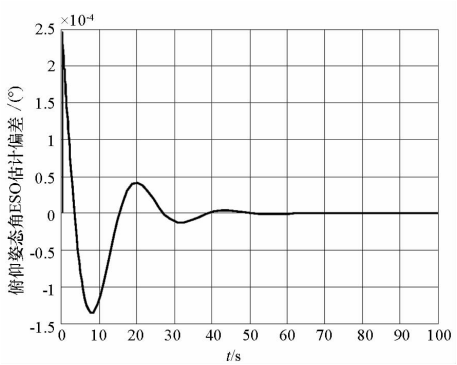


图8　俯仰姿态角ESO估计偏差

Fig. 8　ESO estimate error of pitch attitude angle

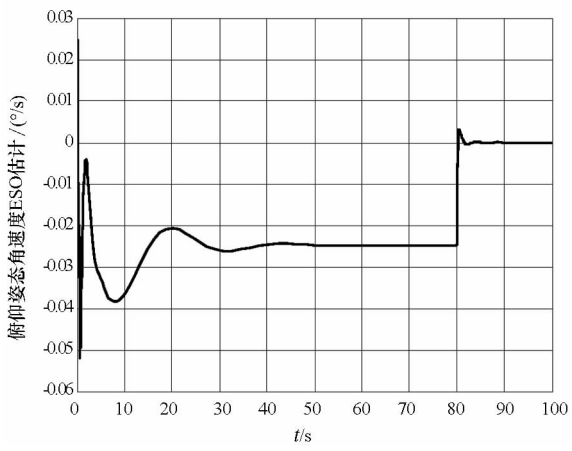


图 9　俯仰姿态角速度 ESO 估计

Fig. 9　ESO estimate of pitch angle velocity

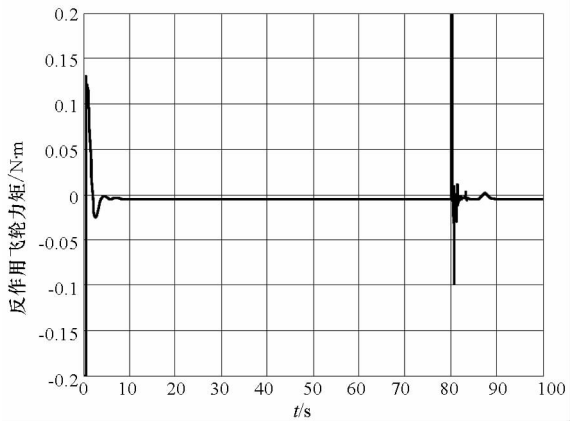


图 10　所需反作用飞轮控制力矩

Fig. 10　Required torque of reaction wheel

2.3　比较分析

绝对姿态鲁棒跟踪控制和相对姿态鲁棒调节控制在动力学模型、控制器设计以及工程实用等方面各有优缺点,简要比较分析如表 1 所示。

表 1　绝对/相对姿态鲁棒控制比较分析

Tab. 1　Compare analysis of robust absolute/relative attitude control

	绝对姿态鲁棒控制	相对姿态鲁棒控制
动力学模型	相对简单,相对测量值需要转换到绝对值	相对复杂,测量值不需转换
控制系统设计	EFL + H_∞,鲁棒性及适应性较好,需要额外状态估计设计。	ESO + H_∞,鲁棒性及适应性都较好,不需要额外状态估计设计
工程实用	适用于绝对参数测量情况	适用于电磁对接等近距离相对测量情况

3　结　论

(1) 空间电磁对接姿态控制系统设计必须考虑干扰电磁力矩影响;

(2) 空间电磁对接控制设计存在非线性及耦合性问题需要解决;

(3) 基于绝对/相对姿态动力学模型,分别采用 EFL + H_∞/ESO + H_∞ 开展控制设计都能满足需求,具有较好鲁棒性。基于 ESO + H_∞ 的相对姿态控制设计不但可以有效利用相对姿态测量信息,且不用额外设计状态估计器。

下一步将开展角动量管理研究,利用地磁场与航天器上电磁线圈的相互作用有效卸载反作用飞轮角动量,确保姿态控制系统的有效性及工程适用性。

参考文献(References)

[1] Jessica W, Jesse F, Clark N, et al. Electromagnetically guided autonomous docking and separation in micro-gravity [R]. Austin, TX: University of Texas at Austin, March 2005.

[2] Umair A. Dynamics and control of electromagnetic satellite formation in low earth orbit[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Colorado, August 21 - 24, 2006.

[3] Umair A. Dynamics and control of electromagnetic satellite formations[D]. Massachusetts Institute of Technology, 2007.

[4] Samuel A S. Electromagnetic formation flight dipole solution planning[D]. Massachusetts Institute of Technology, 2005.

[5] 刘鲁华, 汤国建, 余梦伦. 采用终端滑模控制实现交会对接逼近段姿态跟踪[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(2): 16 - 21.
LIU Luhua, TANG Guojian, YU Menglun. Space RVD terminal approach to attitude tracking by terminal sliding mode control [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(2): 16 - 21. (in Chinese)

[6] 朱承元, 杨涤, 杨旭. 大挠性多体卫星的自抗扰姿态控制系统设计[J]. 航天控制, 2004, 22(6): 25 - 31.
ZHU Chengyuan, YANG Di, YANG Xu. Design of the active disturbance rejection attitude control system for large flecible multi - body satellite[J]. Aerospace Control, 2004, 22(6): 25 - 31. (in Chinese)

[7] 袁长清, 李俊峰, 王天舒, 等. 航天器编队飞行多目标姿态快速跟踪鲁棒控制[J]. 应用数学和力学, 2008, 29(2): 161 - 180.
YUAN Changqing, LI Junfeng, WANG Tianshu, et al. Robust attitude control for rapid multi-target tracking in spacecraft formation flying[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2008, 29(2): 161 - 180. (in Chinese)

[8] Han J Q. From PID to active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900 - 906.

[9] Wang W W, Gao Z Q. A comparison study of advanced state observer design techniques [C]//proceedings of The 29th American Control Conference, Denver, USA, June 4 - 6, 2003.