

空间电磁对接的非线性控制

张元文, 杨乐平

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 空间电磁对接技术能避免诸如推进剂消耗、羽流污染和对接冲击等现有基于推力器对接所固有的不足, 对接装置具有较高性价比, 在小卫星领域具有广阔应用前景. 空间电磁对接控制具有强非线性特性, 论文综合采用反馈线性化理论及 PD 控制方法对该控制问题进行研究. 首先基于反馈线性化理论线性化控制模型, 根据空间电磁对接任务特性分析其适用性; 基于线性化模型, 将空间电磁对接路径跟踪问题转换为跟踪误差渐近稳定问题, 采用基于扩展卡尔曼滤波的 PD 控制方法设计控制律; 最后本文做了仿真分析, 其中考虑了电磁力模型误差和地球非球形 J_2 项的影响. 理论研究与仿真分析表明: 该控制方法能有效解决空间电磁对接控制的强非线性问题, 对外界干扰、模型误差具有较好鲁棒性.

关键词: 空间电磁对接; 反馈线性化; 扩展卡尔曼滤波; PD 控制; 柔性对接; 鲁棒性

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Nonlinear control of space electromagnetic docking

ZHANG Yuan-wen, YANG Le-ping

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha Hunan 410073, China)

Abstract: The space electromagnetic docking avoids the inherent shortages of the space docking based on thruster. Such shortages include propellant over consumption, plume contamination and docking impact. Electromagnetic docking devices are of high ratio of performance to cost, and will be widely applied to small satellites in the future. To deal with the strong nonlinearity in the control of space-electromagnetic docking, we employ feedback linearization and the PD control method. First, the control model is linearized based on the feedback linearization theory, and the feasibility of linearization is analyzed according to the characteristics of the electromagnetic docking. Secondly, on the basis of the linearized model, the path tracking problem is transformed to a problem of error stabilization, for which a linear control law is developed by using the PD control and the extended Kalman filter. Finally, the nonlinear space-electromagnetic docking simulation is performed and the results are analyzed, taking into account the additional electromagnetic force model error and the J_2 term of the gravitation. Theoretical research and numerical simulation analysis show that the strong nonlinearity of the electromagnetic docking can be handled by this combined control method, and a high robustness to the external disturbance can be achieved.

Key words: space electromagnetic docking; feedback linearization; extend Kalman filter; PD control; flexible docking; robustness

1 引言(Introduction)

空间交会对接技术是进行空间组装、空间平台补给、空间站人员轮换、在轨维修和深空探测等高级空间操作的一项必需技术. 基于推力器的对接技术存在一些亟待解决的问题: 如何避免航天器接近与停靠过程中的碰撞危险、如何消除推力器带来的羽流污染和冲击载荷、如何有效利用星上能源等. 基于电磁力实现空间对接, 通过采用可再生的星上太阳能系统提供作动能量不仅可以避免推进剂消耗和羽流污染, 而且电磁力的连续与可逆控制, 理论上可以把对接冲击速度控制到 0 m/s, 实现柔性对接. 另

外, 电磁对接装置所具有的小型化及高性价比优势使其有潜力在小卫星上得到广泛应用. 空间电磁对接的技术原理已经得到科学证明, 而且在国外也开展了初步电磁对接实验^[1~4], 在模拟空间微重力环境下验证了电磁对接概念的可行性. 麻省理工学院开展了深入的电磁编队飞行研究^[5~7], 搭建地面二维三自由度气浮试验台并进行了多次地面实验. 国内的王龙等人开展了电磁对接装置设计、电磁力测量以及空间电磁对接控制问题等初步研究^[8,9].

电磁力模型的强非线性是空间电磁对接控制技术难点, 目前解决办法主要是基于特征点线性化模

型, 基于线性模型开展控制研究^[7,10]. 基于特征点线性化模型开展控制研究具有一定限制, 要求实际状态不能偏离特征点太远, 适用条件有限.

论文基于近距离相对运动Hill方程开展空间电磁对接非线性控制研究. 首先, 采用反馈线性化方法将控制模型线性化, 并基于空间电磁对接任务特性分析反馈线性化方法的适用性; 各通道之间的耦合影响设计为等效控制输入, 通过坐标变化方法将模型分解成3个独立的二阶系统; 引入期望对接跟踪轨迹, 将轨迹跟踪控制问题转换为误差渐近稳定问题; 采用基于扩展卡尔曼滤波的固定增益PD方法设计空间电磁对接控制律; 最后通过加入外界 J_2 项干扰和模型误差的非线性仿真验证电磁对接强非线性的解决方法和所设计的控制律.

2 空间电磁对接控制模型(Control model of space electromagnetic docking)

假设目标航天器在近圆轨道上运动, 取其轨道坐标系 $s-xyz$ 作为相对运动参考系. 记目标航天器为 s , 对接航天器为 c , 如图1所示. 坐标系原点与目标航天器质心固连并随其沿轨道运动, x 轴与目标航天器地心矢径重合, 由地心指向 s , y 轴在目标航天器轨道面内垂直于 x 轴并以指向运动方向为正, z 轴由右手规则确定.

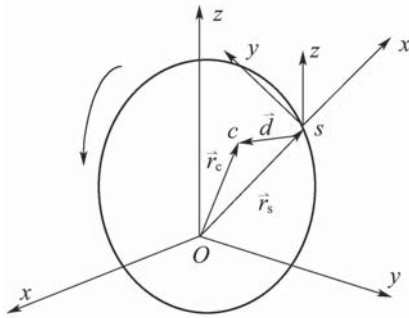


图1 相对运动坐标系

Fig. 1 The coordinate system of relative motion

空间电磁对接相对运动满足Hill模型假设, 建立Hill方程^[11]:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = f_{Ex} + f_{dx}, \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = f_{Ey} + f_{dy}, \\ \ddot{z} + n\dot{z} = f_{Ez} + f_{dz}. \end{cases} \quad (1)$$

其中: x, y, z 为相对距离 \vec{d} 在参考系的投影, n 为目标航天器轨道运动角速度, \vec{f}_s, \vec{f}_c 分别为目标航天器和对接航天器上除地球中心引力以外其他作用力合力的加速度矢量. $\Delta\vec{f}_d, \Delta\vec{f}_E$ 在参考系上的投影为

$$\begin{cases} \Delta\vec{f}_d = \vec{f}_{cd} - \vec{f}_{sd} = (f_{dx}, f_{dy}, f_{dz})^T, \\ \Delta\vec{f}_E = \vec{f}_{cE} - \vec{f}_{sE} = (f_{Ex}, f_{Ey}, f_{Ez})^T. \end{cases} \quad (2)$$

x, y 通道之间的相互耦合影响设计为等效控制作用, 并将其移到方程右边, 可得控制设计模型:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 3n^2x = f_{Ex} + f_{dx} + 2n\dot{y}, \\ \ddot{y} = f_{Ey} + f_{dy} - 2n\dot{x}, \\ \ddot{z} + n\dot{z} = f_{Ez} + f_{dz}. \end{cases} \quad (3)$$

基于偶极子假设建立远场电磁力矢量模型:

$$\begin{aligned} \vec{F}_c = & -\frac{3\mu_0}{4\pi} \left\{ -\frac{\vec{\mu}_s \cdot \vec{\mu}_c}{d^5} \vec{d} - \frac{\vec{\mu}_s \cdot \vec{d}}{d^5} \vec{\mu}_c - \right. \\ & \left. \frac{\vec{\mu}_c \cdot \vec{d}}{d^5} \vec{\mu}_s + 5 \frac{(\vec{\mu}_s \cdot \vec{d})}{d^7} (\vec{\mu}_c \cdot \vec{d}) \vec{d} \right\}, \end{aligned} \quad (4)$$

其中: $\vec{\mu}$ 为偶极子磁矩, μ_0 为真空磁导率, 且

$$\begin{aligned} \vec{\mu} &= N\pi r^2 i, \\ \mu_0 &= 4\pi \times 10^{-7} \text{ Tm/A}. \end{aligned}$$

基于研究重点考虑, 论文假设对接航天器姿态已控制与参考系一致, 且在相对位置控制过程中稳定保持. 将相对距离和偶极子磁矩投影到参考系, 如式(5)所示. 其中: $\vec{\mu}_s$ 设计为常矢量, 而 $\vec{\mu}_c$ 为控制变量.

$$\vec{d} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \vec{\mu}_s = \begin{bmatrix} 0 \\ -\mu_1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \vec{\mu}_c = \begin{bmatrix} \mu_{c1} \\ \mu_{c2} \\ \mu_{c3} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

将式(5)代入式(4)中, 可得参考系中标量电磁力模型:

$$\begin{cases} M = x\mu_{21} + y\mu_{22} + z\mu_{23}, \\ \vec{F}_c = -\frac{3\mu_0\mu_1}{4\pi d^7} \times \mathcal{M}, \end{cases} \quad (6)$$

其中

$$\mathcal{M} = \begin{bmatrix} d^2x\mu_{22} + d^2y\mu_{21} - 5xyM \\ 3d^2y\mu_{22} + d^2x\mu_{21} + d^2z\mu_{23} - 5y^2M \\ d^2z\mu_{22} + d^2y\mu_{23} - 5d^2yzM \end{bmatrix}.$$

根据牛顿第三定律可知, 目标航天器与对接航天器所受电磁力大小相等, 方向相反, 则式(3)右端项的电磁加速度推导如下:

$$\vec{f}_E = \begin{bmatrix} f_{Ex} \\ f_{Ey} \\ f_{Ez} \end{bmatrix} = \frac{\vec{F}_c - (-\vec{F}_c)}{m} = \frac{2\vec{F}_c}{m}. \quad (7)$$

其中 m 为对接航天器质量.

3 反馈线性化方法分析(Analysis based on feedback linearization method)

将式(7)代入式(3)得到空间电磁对接控制模型, 分析可知其具有强非线性特性. 基于控制输入变换

线性化该控制模型, 控制变换如下:

$$\begin{cases} KK = -\frac{3\mu_0\mu_1}{2\pi md^5}, \\ \nu_1 = \frac{KK}{d^2} [(d^2y - 5x^2y)\mu_{21} + \\ ((d^2x - 5xy^2)\mu_{22} - 5xyz)\mu_{23}] + 2n\dot{y}, \\ \nu_2 = \frac{KK}{d^2} [(d^2x - 5xy^2)\mu_{21} + (3d^2y - \\ 5d^2y^3)\mu_{22} + (d^2z - 5y^2z)\mu_{23}] - 2n\dot{x}, \\ \nu_3 = \frac{KK}{d^2} [-5xyz\mu_{21} + (d^2z - 5y^2z)\mu_{22} + \\ (d^2y - 5yz^2)\mu_{23}]. \end{cases} \quad (8)$$

通过如式(8)所示控制变换, 空间电磁对接非线性模型线性化并解耦成如下3个独立二阶系统:

$$\begin{cases} z_1 = x, z_2 = \dot{x}, z_3 = y, \\ z_4 = \dot{y}, z_5 = z, z_6 = \dot{z}, \\ \begin{cases} \dot{z}_1 = z_2, \\ \dot{z}_2 = 3n^2z_1 + \nu_1, \end{cases} \end{cases} \quad (9a)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_3 = z_4, \\ \dot{z}_4 = \nu_2, \end{cases} \quad (9b)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_5 = z_6, \\ \dot{z}_6 = -n^2z_5 + \nu_3. \end{cases} \quad (9c)$$

控制输入逆变换推导如式(10)所示, 故基于控制变换的反馈线性化方法的适用性取决于矩阵 E 是否可逆:

$$\begin{cases} E = \begin{bmatrix} d^2y - 5x^2y & d^2x - 5xy^2 & -5xyz \\ d^2x - 5xy^2 & 3d^2y - 5y^3 & d^2z - 5y^2z \\ -5xyz & d^2z - 5y^2z & d^2y - 5y^2z \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = -\frac{2\pi md^7}{3\mu_0\mu_1} E^{-1} \begin{bmatrix} \nu_1 - 2n\dot{y} \\ \nu_2 + 2n\dot{x} \\ \nu_3 \end{bmatrix}. \end{cases} \quad (10)$$

分析矩阵 E 的可逆性:

1) 当 $y = 0$ 时, 对接轴方向相对距离为0, 矩阵 E 不可逆, 故在实现柔性对接之前 $y \neq 0$.

2) 当 $y \neq 0, x = 0, z = 0$ 时, $d = y$, 且

$$\det E = -2y^3 \neq 0,$$

矩阵 E 不可逆.

3) 当 $y \neq 0, x \neq 0, z = 0$ 时,

$$\det E = -\frac{x^6 + 4x^4y^2 + 5x^2y^4 + 2y^6}{(x^2 + y^2)^2} y \neq 0,$$

矩阵 E 不可逆.

4) 当 $y \neq 0, x = 0, z \neq 0$ 时,

$$\det E = -\frac{z^6 + 4z^4y^2 + 5z^2y^4 + 2y^6}{(z^2 + y^2)^2} y \neq 0,$$

矩阵 E 不可逆.

5) $y \neq 0, x \neq 0, z \neq 0$ 时, 若 x, z 远小于 y , 此类情况可以归类为上述3种情况之一; 当 x, z 与 y 相差无几时, 矩阵的行列式计算太过复杂, 此类可逆性考虑通过仿真验证.

4 控制律设计(Design of controller)

基于3个解耦二阶线性系统开展控制设计. 规划期望对接路径为 $r_d(t)$, 将跟踪控制问题转换为跟踪误差的渐近稳定问题, 基于PD方法设计跟踪控制律:

$$\begin{cases} \nu_1 = \ddot{x}_d - k_{2x}\dot{e}_x - k_{1x}e_x - 3n^2x_d, \\ \nu_2 = \ddot{y}_d - k_{2y}\dot{e}_y - k_{1y}e_y, \\ \nu_3 = \ddot{z}_d - k_{2z}\dot{e}_z - k_{1z}e_z + n^2z_d. \end{cases} \quad (11)$$

其中 $e = r(t) - r_d(t)$, k_{ij} ($i = 1, 2; j = x, y, z$) 为待设计整定参数.

重新选取状态变量为 (e_x, \dot{e}_x) , (e_y, \dot{e}_y) , (e_z, \dot{e}_z) , 将控制律式(11)代入3个解耦二阶线性系统式(9), 得到误差状态模型:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = -k_{2x}x_2 - (k_{1x} - 3n^2)x_1, \\ \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = -k_{2y}x_4 - k_{1y}x_3, \\ \dot{x}_5 = x_6, \\ \dot{x}_6 = -k_{2z}x_6 - (k_{1z} + n^2)x_5. \end{cases} \quad (12)$$

分析误差状态模型式(12)可知, 只要 k_{ij} 满足如式(13)所示条件, 该误差模型就是渐近稳定的, 误差和误差变化率能渐近稳定到0. 误差渐近稳定动态特性可以通过调节 k_{ij} 来获得:

$$\begin{cases} k_{ij} \geq 0, i = 1, 2, j = x, y, z, \\ k_{1x} \geq 3n^2. \end{cases} \quad (13)$$

5 算例仿真分析(Simulation and analysis)

空间柔性电磁对接对相对位置/速度误差提出一定精度要求: 相对位置误差小于1 cm, 相对速度误差小于2 mm/s. 考虑负V-bar向对接, 空间电磁对接控制策略设计为对接轴向的连续渐近跟踪控制和垂直对接轴向的干扰抑制控制. 空间电磁对接阶段, x, z 向相对位置/速度理论上已控制到0, 但实际对接过程存在一定初始偏差和外界干扰引起的运动扰动; y 向为主对接方向, 需控制相对距离/速度跟踪期望变化曲线. 基于柔性电磁对接速度误差要求, 设计 y 向对

接速度为常值1 mm/s, 初始相对距离为0.5 m, 期望对接航天器以恒定柔性速度实现对接. 期望相对距离:

$$y_d(t) = -0.5 + 0.001t. \quad (14)$$

式(14)代入式(11), 可得3个通道控制律:

$$\begin{cases} \nu_1 = -k_{2x}\dot{x} - k_{1x}x, \\ \nu_2 = -k_{2y}(\dot{y} - 0.001) - k_{1y}(y - y_d(t)), \\ \nu_3 = -k_{2z}\dot{z} - k_{1z}z. \end{cases} \quad (15)$$

PD控制参数整定为

$$\begin{cases} k_{1x} = 0.2, k_{2x} = 5, k_{1y} = 0.04, \\ k_{2y} = 10, k_{1z} = 0.2, k_{2z} = 5. \end{cases} \quad (16)$$

设计的控制律式(15)中引入了所有相对运动状态, 控制设计与状态估计必须同时考虑. 在此, 测量值考虑为3个方向的相对位置 x, y, z , 基于扩展卡尔曼滤波方法进行状态估计. 模型误差的来源主要有两个方面: 电磁力模型不确定性以及外界干扰. 电磁力模型不确定性主要通过实时在线修正得到保证, 而外界干扰特性可以以高斯白噪声代替. 估计状态模型采用式(12)表示, 仅考虑外界干扰影响. 输出模型统一为

$$y = [1 \ 0]x + V, \quad (17)$$

其中 V 为观测噪声.

模型误差和观测噪声均考虑为零均值高斯白噪声, 均方差为

$$\begin{cases} \sigma_w = 5 \times 10^{-4}, \\ \sigma_v = 1 \times 10^{-3}. \end{cases} \quad (18)$$

为了验证空间电磁对接非线性控制解决的效

果和所设计控制律的可行性, 以电磁对接非线性模型为基础搭建仿真模型, 同时考虑地球 J_2 项摄动和电磁力模型参数偏差, 仿真结果如图2~图4所示. 其中积分方法采用4阶Runge-Kutta法, 仿真步长取为0.1 s. 分析仿真结果可知, x, z 向相对位置从初始偏差渐近稳定到0 m, 稳态时间小于50 s, 满足 y 向对接时间要求, 超调量较小, 稳态误差为0; y 向对接从初始0.05 m偏差渐近跟踪上期望对接路径变化, 跟踪稳态时间在10 s以内, 稳态误差为0. x, z 向相对速度从初始偏差渐近稳定到0 m/s, 稳态时间约为50 s, 满足 y 向对接时间要求; y 向相对速度从0 m/s快速跟踪0.001 m/s, 稳态跟踪时间约为250 s. 地球 J_2 项摄动和电磁力模型误差对控制性能的影响很小, 相对位置几无振荡, 相对速度有较小振荡, 但数值很小且较快收敛, 说明所设计的控制系统对地球 J_2 项摄动和模型误差有较强鲁棒性.

从控制需求来说, x, z 向相对运动控制目的是消除初始偏差和抑制外界干扰、电磁力模型误差对控制性能的影响, y 向相对运动除了需克服 x, z 向类似干扰外, 还须跟踪期望路径变化. 从仿真结果可以看出, 3个方向控制所需加速度数值都不超过 $1.3 \times 10^{-2} \text{ m/s}^2$, 按如式(19)所示公式转换成电磁线圈需求电流不超过2 A. 总的来说, 实际电磁对接装置能力能满足相对运动控制需求.

$$i = \frac{\mu}{N\pi r^2}. \quad (19)$$

从状态估计可以看出, 估计收敛且收敛速度较快. x, z 向相对状态估计收敛时间不超过50 s, 而 y 向相对状态估计收敛时间不超过250 s, 满足控制系统性能要求.

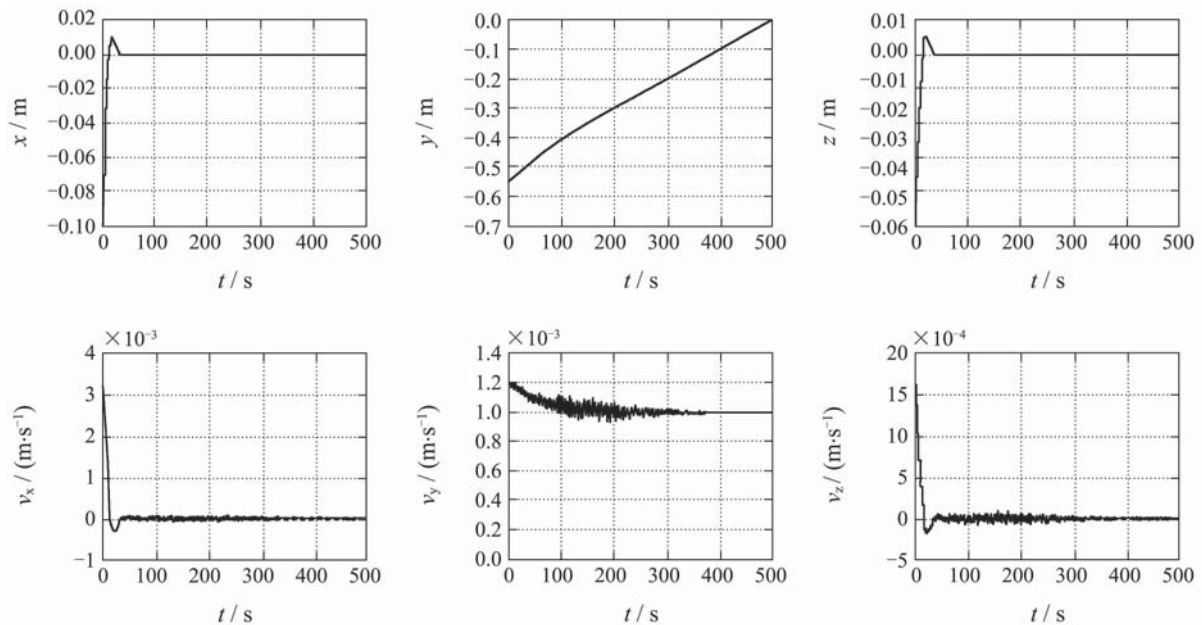


图2 相对位置/速度

Fig. 2 The relative position/velocity

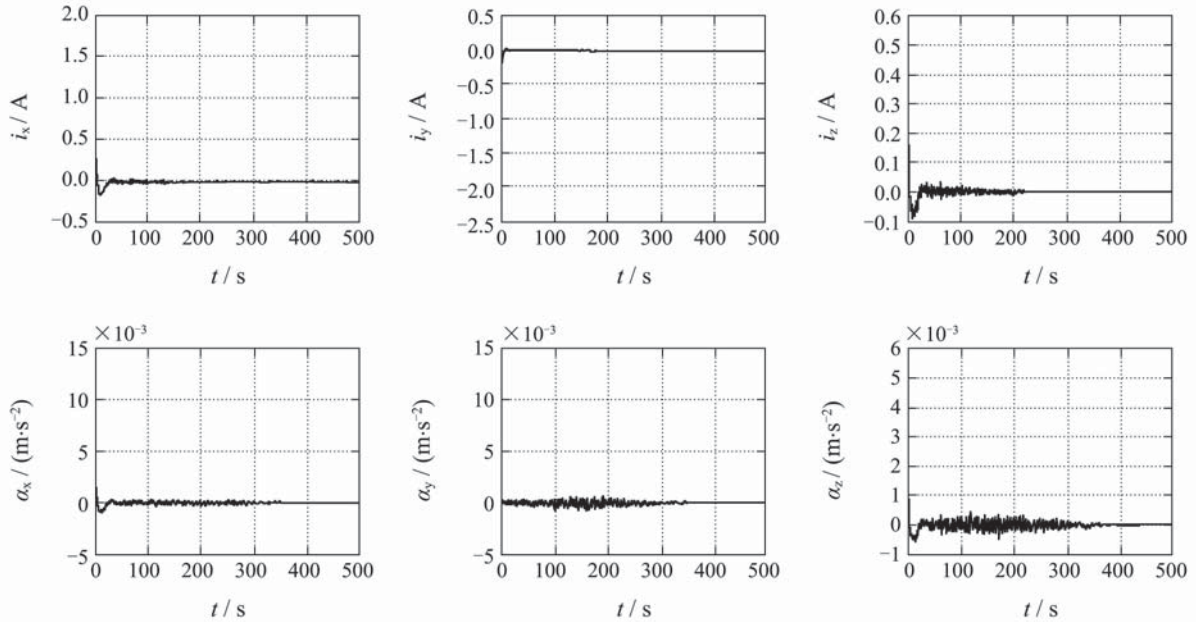


图 3 控制电流/加速度

Fig. 3 Control current/acceleration

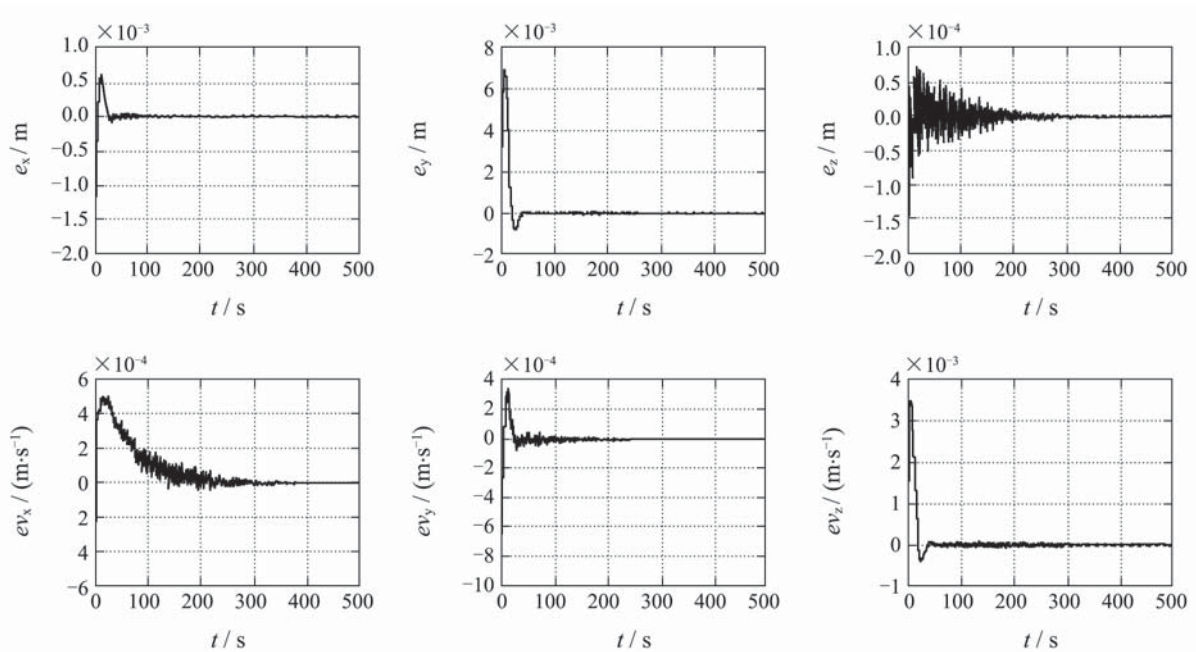


图 4 相对位置/速度估计误差

Fig. 4 The error of relative position/velocity

6 结论(Conclusions)

基于理论研究和非线性数值仿真分析, 论文得到如下结论:

- 1) 空间电磁对接具有现有基于推力器对接所不具备的优势, 在小卫星上将有广阔应用前景。
- 2) 空间电磁对接控制具有强非线性特性, 主要体现在电磁力模型上。基于控制输入变换的反馈线性化方法能较好解决电磁对接强非线性问题。

3) 基于PD方法所设计的空间电磁对接跟踪控制律对外界干扰和模型误差具有较好鲁棒性, 在一定程度上能弥补反馈线性化方法对模型精度要求较高的缺陷。

4) 将扩展卡尔曼滤波方法应用于基于反馈线性化方法得到的线性化模型是可行的, 收敛速度满足控制要求。

下一步工作将基于地面气浮对接实验开展电

磁对接机理研究以及验证控制方法的有效性.

参考文献(References):

- [1] BLOOM J, SANDHU J, PAULSENE M, et al. *On orbit autonomous servicing satellite(OASIS) project preliminary design review*[R]. Washington: University of Washington, 2000.
- [2] OCAMPO C, WILLIAMS J. *Electromagnetically guided autonomous docking and separation in micro-gravity*[R]. Texas: University of Texas, 2005.
- [3] MORRING F. Flying eyeball: NASA pushes tiny robot to provide astronauts a "God's eye view" of shuttle future vehicles[J]. *Space Technology*, 2005, 163(5): 51 – 53.
- [4] FREDRICKSON S, MITCHELL J. *Managing technology development: insights from the Mini AERCam R&D Project*[R]. Houston: NASA Johnson Space Center, 2006.
- [5] KWON D, MILLED D. *Electromagnetic formation flight of satellite arrays*[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [6] SAKAGUCHI A. *Micro-electromagnetic formation flight of satellite systems*[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [7] LEE S I. *Design and implementation of the state estimator for trajectory following of an electromagnetic formation flight testbed*[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2008.
- [8] 王龙, 杨乐平, 许军校. 电磁编队飞行与电磁交会对接关键技术及进展[J]. 装备指挥技术学院学报, 2009, 20(1): 74 – 78.
- (WANG Long, YANG Leping, XU Junxiao. The key technology and development of electromagnetic formation flight and electromagnetic rendezvous docking[J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2009, 20(1): 74 – 78.)
- [9] 张元文, 杨乐平. 空间电磁对接控制问题[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(8): 1069 – 1074.
- (ZHANG Yuanwen, YANG Leping. The control of spatial electromagnetic docking[J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(8): 1069 – 1074.)
- [10] MATTHEW D N. *Dynamic and thermal control of an electromagnetic formation flight testbed*[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [11] 郗晓宁, 王威, 高玉东. 近地航天器轨道基础[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003.
- (XI Xiaoning, WANG Wei, GAO Yudong. *Fundamentals of Near-Earth Spacecraft Orbit*[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2003.)

作者简介:

- 张元文 (1983—), 男, 博士研究生, 研究方向为飞行器动力学与控制, E-mail: zhangyuanwen1983@163.com;
- 杨乐平 (1964—), 男, 教授, 博士生导师, 国家863—709重大项目专家组专家, 主要研究方向为空间任务规划、电磁交会对接等, E-mail: ylp-1964@163.com.