

空间电磁对接控制问题

张元文, 杨乐平

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 航天器空间电磁对接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缺陷, 应用前景广阔. 空间电磁对接控制目前国内外还没有有效研究, 论文主要针对此问题开展初步研究工作. 论文首先重点分析空间电磁对接特性及其主要控制问题, 然后采用反馈线性化方法对地面二维电磁对接控制模型进行线性化处理, 以及基于线性化模型应用Kalman滤波方法估计电磁对接运动状态, 最后采用二阶稳定性方法设计控制律并进行仿真分析. 理论研究和仿真分析表明: 航天器空间电磁对接是可行的, 电磁对接非线性模型可以采用反馈线性化方法实现精确线性化, 基于线性化模型的二阶稳定性方法满足控制律设计要求.

关键词: 航天器; 空间电磁对接; 非线性控制; 反馈线性化; Kalman滤波

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

The control of spatial 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 spatial electromagnetic docking will have favorable applications, because it avoids many disadvantages of the traditional thruster docking, such as the propellant consumption, plume contaminations and the docking impact. The control problems of the spatial electromagnetic docking haven't been effectively solved; this article makes a preliminary investigation at this point. First, the characteristics of the spatial electromagnetic(EM) docking are discussed, and the major control problems are analyzed. Secondly, the two-dimensional EM nonlinear model is linearized by using the feedback linearization technique, and the states of the resultant model are estimated by a Kalman filter. Thirdly, the docking controller is designed by using the second-order stabilization method and the simulation is also performed. Theoretical research and numerical simulation show the feasibility of the proposed method.

Key words: spacecraft; space electromagnetic docking; nonlinear control; feedback linearization; kalman filter

1 引言(Introduction)

空间交会对接是实现在轨加注、在轨维修、空间救援等多种航天任务的基础, 也是发展空间对抗技术与装备的重要手段. 然而, 如何避免航天器对接过程中的碰撞危险、推力器带来的羽流污染和冲击载荷, 仍然是当前和今后空间交会对接技术发展需要解决的重要课题. 利用电磁作用实现航天器空间对接, 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, 实现无冲击对接, 这些对提高空间交会对接性能、拓展空间交会对接应用都具有重要价值.

空间电磁对接不仅在技术原理上已经得到科学证明, 而且在国外已开展了初步工程实验. 2000年, 华盛顿大学启动了“在轨自主服务卫星(on-orbital

autonomous servicing satellite, OASiS)”项目^[1]. 由于卫星质量小, 在距离较近时(<1 m)采用喷气控制会干扰对接, 项目组提出和研究了电磁式对接方法与装置. 德克萨斯大学于2005年启动“微重力条件下的电磁自主交会对接”(electromagnetically guided autonomous docking and separation in micro-gravity, EGADS)项目^[2]. 为了模拟空间环境并验证电磁对接分离这个概念的可行性, 项目组设计了一个在微重力条件下的地面自主对接和分离实验. NASA约翰逊空间中心启动的“MiniAERCam”(miniature autonomous extravehicular robotic camera)项目^[3,4]主要研究微型自主空间站外机器人照相机的设计和控制. 为了更好地实现机器人照相机与空间站的多次对接和分离, 2004年为其增加了一套电磁对接系统. 同年该中心还开发了一套地面实验系统, 通过实验

系统可以测量电磁系统的轴力随三维相对位置的变化,并指导电磁系统的设计。

麻省理工学院开展了深入的电磁编队飞行分析研究^[5~7],搭建了地面二维三自由度气浮试验台并进行了多次地面实验。电磁编队飞行与电磁对接虽然在工作方式和技术细节上存在不同,但是就总体而言,两者在电磁系统的分析、设计与验证方面需要解决一些共性问题。

虽然国外已对空间电磁对接原理开展初步工程试验研究,但其较少涉及控制策略和方法层面。据此,论文主要从控制角度开展空间电磁对接控制问题研究。首先基于三维偶极子远场模型重点分析空间电磁对接特性及主要控制问题,然后采用基于反馈线性化的二阶稳定性方法开展地面二维电磁对接控制仿真分析。

2 空间电磁对接控制特性(Control characteristics of space EM docking)

基于偶极子假设的电磁力/力矩数学模型如式(1)所示^[8],偶极子模型如图1所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} K = \frac{3}{4} \frac{\mu_0 \mu_A \mu_B}{\pi d^4}, \\ F_x = K(2 \cos \alpha \cos \beta - \cos(\delta - \chi) \sin \alpha \sin \beta), \\ F_y = -K(\cos \alpha \sin \beta \cos \delta + \cos \chi \sin \alpha \cos \beta), \\ F_z = -K(\sin \alpha \cos \beta \sin \chi + \cos \alpha \sin \beta \sin \delta), \\ M_x = -\frac{Kd}{3} \sin \alpha \sin \beta \sin(\delta - \chi), \\ M_y = \frac{Kd}{3} (\cos \alpha \sin \beta \sin \delta + 2 \sin \alpha \cos \beta \sin \chi), \\ M_z = \frac{Kd}{3} (\cos \alpha \sin \beta \cos \delta + 2 \sin \alpha \cos \beta \cos \chi). \end{array} \right. \quad (1)$$

式中:真空磁导率 $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ H/m}$,磁矩 $\mu_i = N_i I_i S_i, i = A, B$,其中 N_A, N_B 为绕线匝数, α, β 分别为偶极子 A, B 与轴 ox 之间的夹角,而 χ, δ 分别为偶极子 A, B 绕轴 ox 的转角。

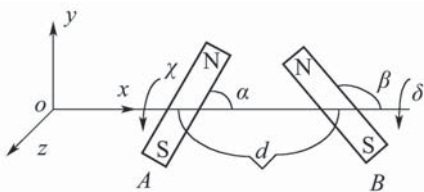


图1 三维偶极子模型

Fig. 1 Three dimensional model of dipole

依据三维偶极子模型及空间对接相对运动分析电磁对接特性及其主要控制问题,归纳如下:

1) 强耦合问题。基于远场模型分析可知,利用电

磁力实现对接控制会引起不必要的电磁力矩,且该力矩与相对距离的三次方成反比,比电磁力的四次方大。故设计控制系统时需要考虑该耦合影响,综合考虑相对位置和相对姿态控制。其次电磁力/力矩与两线圈的磁矩乘积成正比,而线圈磁矩是控制变量,电磁力/力矩的控制存在控制变量耦合,需要通过优化协调两控制变量以实现最优控制。

2) 强非线性问题。基于偶极子模型分析可知,电磁力/力矩分别与相对距离的四次方、三次方成反比。由此可见,首先电磁力/力矩控制具有强非线性,如何处理该非线性控制问题,寻求工程可行的最优控制方法与策略,是实现电磁对接必须解决的技术难题。其次当航天器之间相距较远时电磁作用较小,此时必须考虑现有推力器控制。推力器控制和电磁控制之间存在一个控制切换的问题,或者说是电磁对接的初值确定问题,这对电磁对接的性能影响较大。此外随着航天器之间相对距离减小,电磁力/力矩非线性急剧增大。而航天器对接要求实现柔性对接,此时必须考虑控制系统的快速跟踪性能,确保能控制电流大小和方向的快速伺服变化。

3) 控制模型问题。电磁偶极子假设在近距离不成立,必须采用依据毕奥-萨伐尔定律得到的双重积分模型,但是该模型不是解析的,对于控制系统的设计来说比较困难。目前主要是基于修正远场模型来设计控制系统,设计时考虑两方面因素:其一是通过在线修正远场模型以使模型误差较小,此时必须要考虑修正模型的精度以及实时性要求等问题;其二是通过设计对模型不确定性具有较好鲁棒性的控制系统以保证电磁对接控制性能。

4) 轨道运动的影响问题。在轨航天器空间电磁对接还存在两个主要问题:其一是航天器近距离相对运动的Hill方程成立与否需要作进一步分析,因为Hill方程的建立是基于参考航天器轨道为近似圆轨道假设,电磁对接过程中对接航天器会对参考航天器产生力和力矩作用,圆轨道假设不成立。其二是航天器轨道运动和各种空间摄动因素对电磁对接的影响等。

5) 地球的影响问题。地球的影响主要体现在两点:地球非球形摄动和地磁场。地球非球形摄动主要考虑 J_2 项的影响;根据课题组前一阶段研究可知地磁场产生的作用在航天器上的力矩与航天器作动电磁力矩处于同一数量级;故空间电磁对接姿态控制设计必须考虑地磁场的影响。

6) 动量矩管理问题。航天器姿态控制主要采用反作用飞轮提供的作动力矩,当反作用飞轮动量矩饱和时航天器姿态控制系统就会失效,必须考虑反

作用飞轮的动量矩管理以保证姿态控制系统稳定有效。

3 地面二维电磁对接仿真分析(Two dimensional ground EM docking simulation)

电磁对接模型是典型仿射非线性系统, 基于反馈线性化方法将该模型线性化, 然后依据二阶稳定性分析方法开展地面二维电磁对接仿真研究。

3.1 反馈线性化基本理论(Basic theory of feedback linearization)

反馈线性化主要研究的仿射非线性系统具有如下形式:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = f(X(t)) + g(X(t))U(t), \\ Y(t) = h(X(t)). \end{cases} \quad (2)$$

其中: X 为 n 维状态向量, $f(X)$ 和 $g(X)$ 分别为 n 维和 $n \times m$ 维函数向量, $U(t)$ 为 m 维控制输入向量, $h(X)$ 为 m 维输出函数向量。

反馈线性化设计中, 李导数和相对阶是两个很重要的概念, 下面分别给出它们的定义。

定义 1 给定一个 $X = [x_1 \cdots x_n]^T$ 的标量函数 $\lambda(X)$ 和一个向量场 $f(X) = [f_1 \cdots f_n]^T$, 则如下式所得到的标量函数 $L_f \lambda(X)$ 定义为函数 $\lambda(X)$ 沿向量场 $f(X)$ 的导数, 称为李导数。

$$L_f \lambda(X) = \frac{\partial \lambda(X)}{\partial X} f(X) = \sum_{i=1}^n \frac{\partial \lambda(X)}{\partial x_i} f_i(X), \quad (3)$$

定义 2 对于如式(2)所示的多输入多输出仿射非线性系统中的某一个输出 $y_i(t)$, 其相对阶 r_i 定义为使至少一个输入在 $y_i^{r_i}(t)$ 中出现的最小整数, 也就是在

$$y_i^{r_i}(t) = L_f^{r_i} h_i + \sum_{j=1}^m L_{g_j} L_f^{r_i-1} h_i u_j \quad (4)$$

中, 至少有一个 j 在 X_0 邻域内满足式(5):

$$L_{g_j} L_f^{r_i-1} h_i \neq 0. \quad (5)$$

对每个 $y_i(t)$ 按照该步骤推导可得如式(6)所示方程:

$$\begin{bmatrix} y_1^{r_1} \\ \vdots \\ y_m^{r_m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_f^{r_1} h_1(X) \\ \vdots \\ L_f^{r_m} h_m(X) \end{bmatrix} + EU, \quad (6)$$

其中

$$E = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{r_1-1} h_1(X) & \cdots & L_{g_m} L_f^{r_1-1} h_1(X) \\ \vdots & & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{r_m-1} h_m(X) & \cdots & L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m(X) \end{bmatrix}, \quad (7)$$

如果式 E 可逆, 则系统在 X_0 处具有相对度 (r_1, \cdots, r_m) , 而系统在 X_0 处的总相对度定义为标量 $r = r_1 + \cdots + r_m$ 。

3.2 线性化及控制律设计(Linearization and controller design)

为了验证航天器电磁对接的可行性以及反馈线性化方法对电磁对接模型的适用性, 基于虚拟的地面气浮台电磁对接系统开展仿真分析。该系统由两个航天器组成, 其中一个固定, 称为目标航天器, 另一个可在二维平面上自由运动, 称为追踪航天器。具体坐标关系如图2所示。

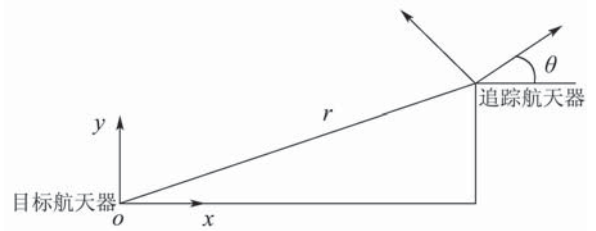


图 2 地面二维三自由度对接坐标模型
Fig. 2 Two dimensional three freedom ground docking model

建立目标航天器体坐标系 $o-xyz$, 其中 ox 轴为主对接方向, oy 轴为平面上与 ox 轴垂直的任一方向, oz 轴由右手定则确定。基于电磁偶极子假设建立二维三自由度地面对接模型, 如式(8)所示^[9]:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = M\{\mu_{mx}(-2x^3 + 3xy^2) + \mu_{my}(-4x^2y + y^3)\}, \\ m\ddot{y} = M\{\mu_{mx}(-4x^2y + y^3) + \mu_{my}(x^3 - 4xy^2)\}, \\ I_z \ddot{\theta} = \frac{M(x^2 + y^2)}{3} \{\mu_{mx}(3xy) - \mu_{my}(2x^2 - y^2)\} + T_{rw}, \\ M = \frac{3\mu_0\mu_s}{4\pi\sqrt{(x^2 + y^2)^7}}. \end{cases} \quad (8)$$

式中: m 为对接航天器质量, I_z 为对接航天器 oz 轴转动惯量,

$$\begin{aligned} \mu_{mx} &= \mu_1 \cos \theta - \mu_2 \sin \theta, \\ \mu_{my} &= \mu_1 \sin \theta - \mu_2 \cos \theta, \end{aligned}$$

μ_1, μ_2 分别为对接航天器 ox, oy 向磁矩, μ_s 为目标航天器 ox 向磁矩, T_{rw} 为反作用飞轮转矩。

选取状态向量 $X = [x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ \theta \ \dot{\theta}]^T$, 控制输入 $U = [\mu_1 \ \mu_2 \ T_{rw}]^T$, 输出向量 $Y = [x \ y \ \theta]^T$ 。基于建立被控对象的仿射非线性模型, $f_i, i = 1 \sim 6$ 可从式(8)推得。3个非线性函数如式(9)所示。

$$\left\{ \begin{aligned} f[X(t)] &= \begin{bmatrix} x_2 \\ 0 \\ x_4 \\ 0 \\ x_6 \\ 0 \end{bmatrix}, h[X(t)] = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_3 \\ x_5 \end{bmatrix}, \\ g[X(t)] &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ f_1 & f_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ f_3 & f_4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ f_5 & f_6 & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned} \right. \quad (9)$$

采用反馈线性化方法对仿射模型进行线性化, 首先检验该模型的相对阶和矩阵E是否满足线性化要求, 然后再通过状态变换和输入变换线性化该模型.

依据下式可知对于 $y_1 = x_1$ 来说 $r_1 = 2$, 同样推导可知 $r_2 = r_3 = 2$.

$$L_g L_f^{r_1 - 1} x_1 = \frac{\partial x_2}{\partial X} g = [f_1 \ f_2 \ 0]. \quad (10)$$

整理E如下式所示, 由 $f_1 f_4 - f_2 f_3 \neq 0$ 即E可逆可知该仿射非线性模型可以输入-状态线性化.

$$E = \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & 0 \\ f_3 & f_4 & 0 \\ f_5 & f_6 & 1 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

依据如式(12)所示的输入变换, 可线性化地面二维电磁对接模型:

$$\begin{cases} v_1 = f_1(X)u_1 + f_2(X)u_2, \\ v_2 = f_3(X)u_1 + f_4(X)u_2, \\ v_3 = f_5(X)u_1 + f_6(X)u_2 + u_3. \end{cases} \quad (12)$$

通过反馈线性化, 电磁对接非线性模型不但实现了线性化, 而且原耦合系统解耦成三个同构二阶系统, 该二阶系统3个特征矩阵如式(13)所示:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = [1 \ 0]. \quad (13)$$

设计控制律 $v_i = \ddot{r}_{di} - k_{1i}\dot{e}_i - k_{2i}e_i, i = 1 \sim 3$, 其中 r_{di} 为期望运动变量, $e_i = r_i - r_{di}$, k_{1i}, k_{2i} 为待设计参数. 将控制律代入线性化模型, 可得如下二阶误差微分方程:

$$\ddot{e}_i + k_{1i}\dot{e}_i + k_{2i}e_i = 0. \quad (14)$$

依据二阶稳定性分析可知, 只要 k_{1i}, k_{2i} 都大于0, 那么系统就是渐近稳定的, 误差最终能收敛到0, 而系统的动态性能可以通过调节 k_{1i}, k_{2i} 得到满足.

3.3 仿真分析(Simulation and analysis)

二维电磁对接系统的测量变量为 x, y, θ . 基于控制律设计分析可知, 实现控制反馈需要得到系统所有状态, 所以必须实时估计系统状态. 采用Kalman滤波方法进行状态估计, 测量噪声和过程噪声都考虑为高斯白噪声. 依据状态变量和输出变量的选取设计过程噪声和测量噪声的参数为

$$\begin{cases} E_w = E_v = 0, \\ Q_v = \begin{bmatrix} 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 10^{-6} \end{bmatrix}, \\ Q_w = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^{-6} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10^{-6} \end{bmatrix}, \end{cases} \quad (15)$$

应用设计控制律和Kalman滤波方法, 基于非线性电磁对接模型开展仿真分析, 得到对接运动状态如图3~图7所示. 初始状态选取如式(16)所示(位置单位为m, 速度单位为m/s):

$$X_0 = [0.5 \ -0.01 \ 0.5 \ -0.01 \ \pi \ 0.05], \quad (16)$$

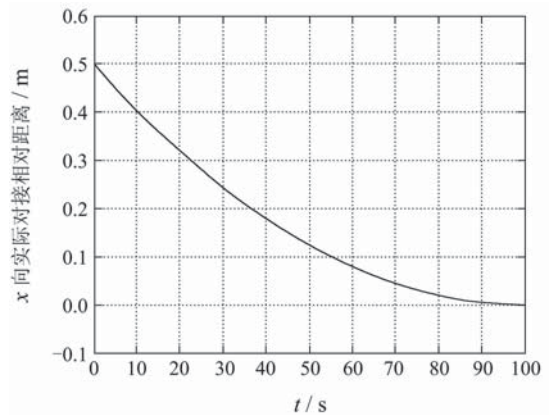


图3 x向实际相对距离

Fig. 3 Real relative distance in x direction

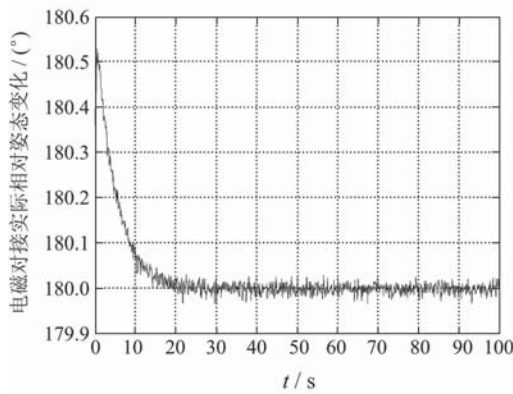


图 4 实际相对姿态
Fig. 4 Real relative angle

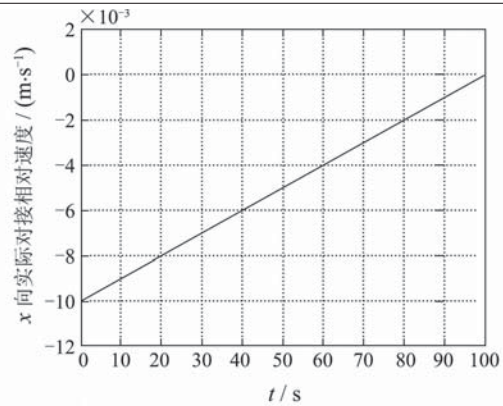


图 5 x 向实际相对速度
Fig. 5 Real relative velocity in x direction

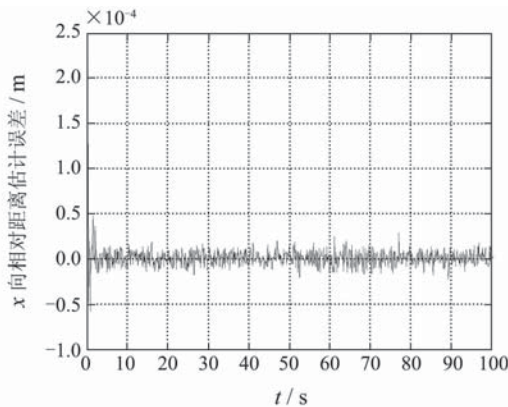


图 6 x 向相对距离估计误差
Fig. 6 Estimate error of relative distance in x direction

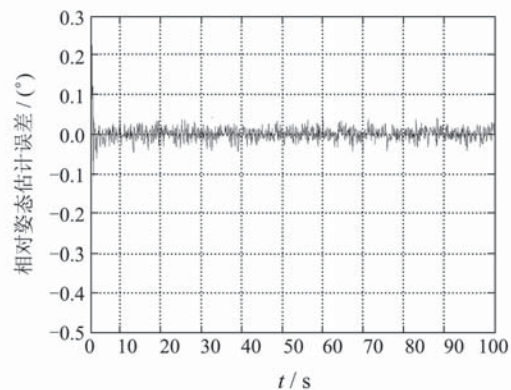


图 7 相对姿态估计误差
Fig. 7 Estimate error of relative angle

分析仿真结果可知, 电磁对接冲击速度小于理论要求 1 mm/s , 基于所设计的控制律能保证地面二维电磁系统实现柔性对接; 基于 Kalman 滤波方法估计电磁对接状态收敛较快, 性能较好。

4 结论(Conclusions)

基于航天器空间电磁对接研究背景, 论文重点开展了空间电磁对接特性及其主要控制问题研究, 采用反馈线性化方法开展了地面二维对接仿真分析。综合分析设计, 得到如下几点结论:

1) 航天器空间电磁对接是可行的, 且具有较大的需求性。

2) 航天器空间电磁对接存在较多有待研究的问题, 其电磁对接模型的强耦合性、强非线性以及柔性对接要求等给控制系统的设计提出了较高要求。

3) 基于反馈线性化方法实现地面二维电磁对接模型的精确线性化需要满足一些特定条件, 这些特定条件影响电磁对接控制变量和输出变量的

选取。

4) 基于反馈线性化方法实现电磁对接模型的精确线性化, 将复杂的非线性控制问题转化成几个解耦的线性系统的控制问题, 然后基于稳定性分析方法设计控制律实现电磁柔性对接是可行的, 控制性能较好。

参考文献(References):

- [1] BLOOM J, SANDHU J, PAULSENE M, et al. *On orbit autonomous servicing satellite(OASIS) project preliminary design review*[D]. Washington, USA: University of Washington Department of Aeronautics & Astronautics, 2000.
- [2] OCAMPO C, WILLIAMS J. *Electromagnetically guided autonomous docking and separation in microgravity*[D]. Texas, USA: University of Texas Department of Aerospace Engineering, 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*[D]. Houston, USA: NASA Johnson Space Center, 2006.
- [5] KWON D, MILLED D. *Electromagnetic formation flight of satellite arrays*[D]. Massachusetts, USA: Massachusetts Institute of Technol-

- ogy, 2005.
- [6] SAKAGUCHI A. *Micro-electromagnetic formation flight of satellite systems*[D]. Massachusetts, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [7] SCHWEIGHART S A. *Electromagnetic formation flight dipole solution planning*[D]. Massachusetts, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [8] 王龙. 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. 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] LEE S I. *Design and implementation of the state estimator for trajectory following of an electromagnetic formation flight testbed*[D]. Massachusetts, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2008.

作者简介:

张元文 (1983—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为航天器动力学、制导与控制, 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.

下 期 要 目

- 考虑预防性维修的ADC效能评估模型.....鲍 鸣, 戴跃伟, 孔建寿, 邹 云
- 基于Uni-Tire轮胎模型的车辆质心侧偏角估计.....郭洪艳, 陈 虹, 丁海涛, 胡云峰
- 移动机器人自适应视觉伺服镇定控制.....张雪波, 方勇纯, 刘 玺
- 超小型水下机器人智能定位系统.....高延增, 叶家玮, 陈远明, 梁富琳
- 基于递归模糊神经网络的机器人鲁棒 H_∞ 跟踪控制.....彭金柱, 王耀南, 王 杰
- 改进的无迹粒子滤波算法.....曲彦文, 张二华, 杨静宇
- 可垂直起降、高速前飞的飞行器设计与控制.....樊鹏辉, 王新华, 蔡开元
- 基于扰动补偿趋近律的准滑模控制.....刘 涛, 刘贺平
- 基于Petri模糊神经网络磁通观测器的感应电动机无速度传感器控制.....王家军, 马国进
- 多优解更新信息素的混合行为蚁群算法.....任志刚, 冯祖仁, 张兆军
- 多输入多输出最小相位系统的执行器故障自适应容错控制.....张绍杰, 刘春生, 胡寿松
- 一类具有数据包丢失的长时延网络控制系统的分析与设计.....谢成祥, 胡维礼
- 特征个体有界交互作用构成的集群模型.....陈世明