

文章编号: 1001 - 2486(2011)03 - 0033 - 05

## 空间电磁对接的鲁棒协调控制\*

张元文, 杨乐平, 朱彦伟, 任仙海

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**空间电磁对接具有不消耗推进剂、连续可逆控制能力和无羽流污染等优点,应用前景广阔。空间电磁对接控制难点在于强非线性、不确定性以及耦合性等问题。为此,论文综合采用线性扩张状态观测器(LESO, Line Extended State Observer)、反馈线性化以及鲁棒  $H_\infty$  控制技术,设计空间电磁对接的鲁棒协调控制,并通过仿真检验所设计控制方案的性能及其鲁棒性。仿真结果表明,所设计的控制器不但可以观测到系统所有状态变量,而且能提高系统对模型不确定性以及外界干扰的鲁棒性,跟踪控制性能良好。

**关键词:**空间电磁对接;鲁棒协调控制;LESO;反馈线性化;鲁棒  $H_\infty$  控制;鲁棒性

中图分类号:V448.2 文献标识码:A

## Coordinated Robust Control of Space Electromagnetic Docking

ZHANG Yuan-wen, YANG Le-ping, ZHU Yan-wei, REN Xian-hai

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Space electromagnetic docking is characterized by such advantages as no propellant consuming, continuous reversible ability and no plume contaminations, thus ensuring a broad prospect of application. The control difficulties of space electromagnetic docking lie in nonlinearity, uncertainty and coupling, etc. Given these, this paper synthesized LESO, feedback linearization and robust  $H_\infty$  control technology, designed a coordinated robust control and verified the performance and robust ability of the proposed control scheme through simulation. Simulation results show that the proposed control scheme is capable of observing all states, improving the robust ability to model error and external disturbance and performing good tracking control functions.

**Key words:** space electromagnetic docking; robust and coordinated control; LESO; feedback linearization; robust  $H_\infty$  control; robust ability

空间电磁对接采用航天器上太阳能帆板提供的电能作用于电磁线圈,使其产生电磁力,通过线圈电流的连续可逆控制改变电磁力大小及方向,进而实现航天器对接任务。空间电磁对接不消耗推进剂,也不产生燃烧产物,不会对航天器表面的光学镜头等敏感器件产生影响;电流的连续及可逆控制为空间电磁对接提供了一种更精细的控制方式,使得柔性空间对接得以可能实现;电磁对接装置结构简单,不带有如喷气储箱之类的晃动部件,可靠性高;具有较高性价比,比较适合小卫星使用,等等。总的来说,空间电磁对接具有较大优势,在小卫星的发展应用中具有广阔前景<sup>[1-2]</sup>。

电磁力的固有特性决定了空间电磁对接控制存在非线性、耦合性以及不确定性等问题需要解决<sup>[3]</sup>。目前对非线性和耦合性问题的研究很多,主要有两类方法:一是基于特征点的小偏差线性化方法;二是基于微分几何的反馈线性化方法。

电磁对接不同于电磁编队飞行<sup>[4-5]</sup>,其相对距离是逐渐减小的,基于特征点的小偏差线性化方法不适合。基于微分几何的反馈线性化方法可以实现被控对象非线性模型大范围精确线性化及动态解耦,但要求系统模型相对实际被控对象是精确的,电磁力模型不确定性决定了基于反馈线性化方法的控制设计需要考虑控制性能对模型不确定性的鲁棒性问题。不确定性问题的研究目前主要是采用鲁棒  $H_\infty$  控制方法,控制性能及稳定鲁棒性通过3个加权函数设计体现,控制性能与稳定鲁棒性需要折中,如何在保证稳定鲁棒性前提下提高控制性能需要进一步研究<sup>[6]</sup>。利用近十年发展起来的LESO技术能较好观测系统所有状态、模型不确定性以及外界干扰的影响<sup>[7-8]</sup>,基于LESO技术开展控制设计能进一步降低鲁棒  $H_\infty$  的保守度,提高鲁棒控制性能。

\* 收稿日期:2010-07-12

作者简介:张元文(1983—),男,博士生。

为此,论文采用内外环控制设计方案,内环基于反馈线性化方法实现空间电磁对接非线性模型的线性化,外环基于线性鲁棒  $H_\infty$  控制方法设计空间电磁对接控制,通过 LESO 设计观测系统所有状态、模型不确定性以及外界干扰,通过控制输入变换设计补偿模型不确定性以及外界干扰的影响,提高闭环控制系统的鲁棒性。

### 1 动力学模型

综合 Hill 模型以及远场电磁力模型建立空间三维电磁对接动力学模型。不失一般性,假设目标航天器仅在主对接轴向布置 1 个电磁线圈,追踪航天器沿体坐标轴布置 3 个相互垂直的电磁线圈。空间三维电磁对接过程中,假设追踪航天器姿态一直保持不变,使得体坐标轴一直保持与目标航天器轨道系一致。在控制设计中,目标航天器上电磁线圈磁矩  $\mu_s$  保持不变,追踪航天器上电磁线圈磁矩  $\mu_{cx}, \mu_{cy}, \mu_{cz}$  为待设计变量。基于偶极子假设建立远场电磁力模型,矢量模型如式(1)所示<sup>[9]</sup>。

$$F_c = -\frac{3\mu_0}{4\pi} \left( -\frac{\mu_s \cdot \mu_c}{d^5} d - \frac{\mu_s \cdot d}{d^5} \mu_c - \frac{\mu_c \cdot d}{d^5} \mu_s + 5 \frac{(\mu_s \cdot d)(\mu_c \cdot d)}{d^7} d \right) \quad (1)$$

其中,  $\mu_0$  为真空磁导率,  $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{T} \cdot \text{m/A}$ ,  $\mu_s, \mu_c$  分别为目标航天器和追踪航天器上线圈磁矩矢量,  $d$  为两电磁线圈中心相对距离矢量。

$\mu_s, \mu_c, d$  在目标航天器轨道系上投影如式(2)所示。

$$\begin{cases} \mu_s = [0, \mu_s, 0]^T, & \mu_c = [\mu_{cx}, \mu_{cy}, \mu_{cz}]^T \\ d = [x, y, z]^T \end{cases} \quad (2)$$

将式(2)代入式(1),并投影到目标航天器轨道坐标系,可得追踪航天器所受电磁力标量模型:

$$F_c = \begin{bmatrix} F_{cx} \\ F_{cy} \\ F_{cz} \end{bmatrix} = \frac{3\mu_0\mu_s}{4\pi d^5} \begin{bmatrix} y - 5x^2y/d^2 & x - 5xy^2/d^2 & -5xyz/d^2 \\ x - 5xy^2/d^2 & 3y - 5y^3/d^2 & z - 5y^2z/d^2 \\ -5xyz/d^2 & z - 5y^2z/d^2 & y - 5yz^2/d^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{cx} \\ \mu_{cy} \\ \mu_{cz} \end{bmatrix} \quad (3)$$

考虑远场电磁力模型误差  $\Delta$ , 建立空间三维电磁对接模型, 如式(4)所示。其中,  $(f_{cdx}, f_{cdy}, f_{cdz})^T, (f_{sdx}, f_{sdy}, f_{sdz})^T$  分别为追踪航天器和目标航天器受外界干扰而产生的加速度。

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = \frac{2F_{cx}(1+\Delta)}{m} + f_{cdx} - f_{sdx} \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = \frac{2F_{cy}(1+\Delta)}{m} + f_{cdy} - f_{sdy} \\ \ddot{z} + n^2z = \frac{2F_{cz}(1+\Delta)}{m} + f_{cdz} - f_{sdz} \end{cases} \quad (4)$$

### 2 鲁棒协调控制设计

空间电磁对接控制设计采用远场电磁力模型式(3)作为系统动力学模型,可以看出动力学模型具有强非线性特性,且各控制通道之间相互耦合;远场电磁力模型基于偶极子假设建立,当两航天器相对距离小于线圈半径 6~8 倍距离时,远场模型有较大不确定性。本文综合采用反馈线性化方法、鲁棒  $H_\infty$  方法以及 LESO 技术,设计空间电磁对接鲁棒协调控制,较好解决该强非线性、耦合性及不确定性问题,控制构型如图 1 所示。

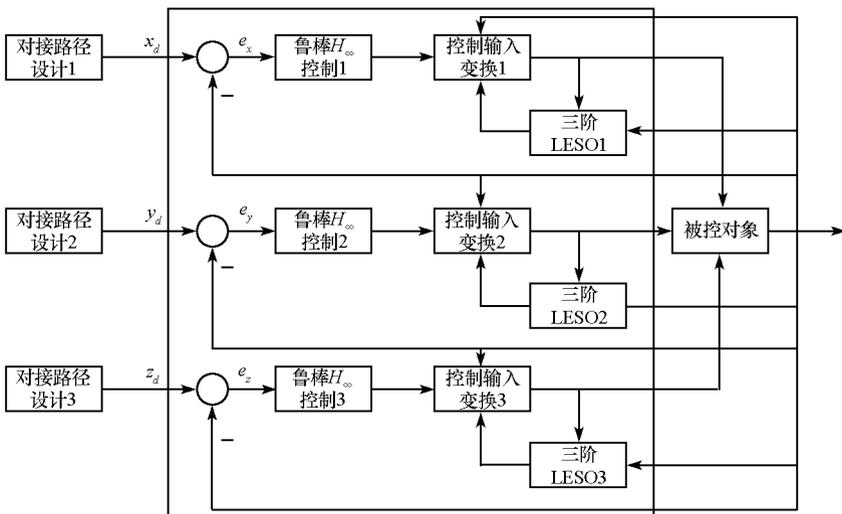


图 1 空间电磁对接鲁棒协调控制构型

Fig.1 Coordinated robust control diagram of space electromagnetic docking

## 2.1 反馈线性化设计

反馈线性化基于理想精确模型设计,设计鲁棒性通过外环基于 LESO 估计的鲁棒  $H_\infty$  控制保证。基于输入变换及状态反馈的反馈线性化设计如式(5)所示。

$$\begin{cases} v_x - \dot{x} - 1/m \cdot x \\ v_y - \dot{y} - 1/m \cdot y \\ v_z - \dot{z} - 1/m \cdot z \end{cases} = \frac{3\mu_0\mu_s}{2\pi md^5} \begin{bmatrix} (y - 5x^2y/d^2) & (x - 5xy^2/d^2) & -5xyz/d^2 \\ (x - 5xy^2/d^2) & (3y - 5y^3/d^2) & (z - 5y^2z/d^2) \\ -5xyz/d^2 & (z - 5y^2z/d^2) & (y - 5yz^2/d^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{cx} \\ \mu_{cy} \\ \mu_{cz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2n\dot{y} + 3n^2x \\ -2n\dot{x} \\ -n^2z \end{bmatrix} \quad (5)$$

线性化所得模型如式(6)所示,其中,  $v_x, v_y, v_z$  为新控制变量。

$$\begin{cases} \ddot{x} + \dot{x} + 1/m \cdot x = v_x \\ \ddot{y} + \dot{y} + 1/m \cdot y = v_y \\ \ddot{z} + \dot{z} + 1/m \cdot z = v_z \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = \frac{3\mu_0\mu_s}{2\pi md^5} [(y - 5x^2y/d^2)\mu_{cx} + (x - 5xy^2/d^2)\mu_{cy} - 5xyz/d^2 \cdot \mu_{cz}] (1 + \Delta_x) + d_x \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = \frac{3\mu_0\mu_s}{2\pi md^5} [(x - 5xy^2/d^2)\mu_{cx} + (3y - 5y^3/d^2)\mu_{cy} + (z - 5y^2z/d^2)\mu_{cz}] (1 + \Delta_y) + d_y \\ \ddot{z} + n^2z = \frac{3\mu_0\mu_s}{2\pi md^5} [-5xyz/d^2 \cdot \mu_{cx} + (z - 5y^2z/d^2)\mu_{cy} + (y - 5yz^2/d^2)\mu_{cz}] (1 + \Delta_z) + d_z \end{cases} \quad (9)$$

选取状态变量  $X = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}]^T$ , 控制变量  $u = [\mu_{cx}, \mu_{cy}, \mu_{cz}]^T$ , 输出  $Y = [x, y, z]^T$ , 将式

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = 3n^2x_1 + 2nx_4 + (1 + \Delta_x) \sum_{i=2}^3 f_{xi}(y)u_i + f_{x1}(y)u_1\Delta_x + d_x + f_{x1}(y)u_1 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = -2nx_2 + (1 + \Delta_y) \sum_{i=1, i \neq 2}^3 f_{yi}(y)u_i + f_{y2}(y)u_2\Delta_y + d_y + f_{y2}(y)u_2 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = -n^2x_5 + (1 + \Delta_z) \sum_{i=1, i \neq 3}^3 f_{zi}(y)u_i + f_{z3}(y)u_3\Delta_z + d_z + f_{z3}(y)u_3 \end{cases} \quad (10)$$

将各通道之间的耦合作用、远场电磁力模型误差、外界干扰扩张为新状态变量,如式(11)所示。

## 2.2 鲁棒 $H_\infty$ 控制设计

基于如式(6)所示线性模型开展外环线性鲁棒  $H_\infty$  控制设计。分析式(6)可以得出,空间电磁对接动力学模型已完全解耦成3个相同二阶系统,则3个通道的控制设计一致。

基于对接轴向  $oy$  通道开环频率特性,选取性能加权函数  $W_1$ , 控制输出加权函数  $W_2$ , 鲁棒性能加权函数  $W_3$  如下式所示:

$$\begin{cases} W_1 = \frac{2}{s + 0.1} \\ W_2 = 1 \\ W_3 = \frac{10(s + 1)}{s + 12} \end{cases} \quad (7)$$

设计鲁棒  $H_\infty$  控制如式(8)所示。

$$K_{H_\infty}(s) = \frac{413.8s^3 + 5379s^2 + 4974s + 99.31}{s^4 + 199.6s^3 + 2754s^2 + 6130s + 585.7} \quad (8)$$

## 2.3 LESO 及控制输入变换设计

将式(3)代入式(4),可得控制变量  $(\mu_{cx}, \mu_{cy}, \mu_{cz})^T$  表示的控制模型如下式所示:

(9)整理为状态方程形式,如式(10)所示。

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = 2nx_4 + (1 + \Delta_x) \sum_{i=2}^3 f_{xi}(y)u_i + f_{x1}(y)u_1\Delta_x + d_x \\ \dot{x}_8 = -2nx_2 + (1 + \Delta_y) \sum_{i=1, i \neq 2}^3 f_{yi}(y)u_i + f_{y2}(y)u_2\Delta_y + d_y \\ \dot{x}_9 = (1 + \Delta_z) \sum_{i=1, i \neq 3}^3 f_{zi}(y)u_i + f_{z3}(y)u_3\Delta_z + d_z \end{cases} \quad (11)$$

则可得新的状态模型如式(12)所示。

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = 3n^2 x_1 + x_7 + f_{x1}(y) u_1 \\ \dot{x}_7 = \dot{x}_7 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = x_8 + f_{y2}(y) u_2 \\ \dot{x}_8 = \dot{x}_8 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = -n^2 x_5 + x_9 + f_{z3}(y) u_3 \\ \dot{x}_9 = \dot{x}_9 \end{cases} \quad (12)$$

基于式(12)设计3个三阶LESO如式(13)所示。

$$\begin{cases} e_x = \hat{x}_1 - x_1 \\ \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + l_{x1} e_x \\ \dot{\hat{x}}_2 = 3n^2 x_1 + \hat{x}_7 + f_{x1}(y) u_1 + l_{x2} e_x \\ \dot{\hat{x}}_7 = l_{x3} e_x \\ e_y = \hat{x}_3 - x_3 \\ \dot{\hat{x}}_3 = \hat{x}_4 + l_{y1} e_y \\ \dot{\hat{x}}_4 = \hat{x}_8 + f_{y2}(y) u_2 + l_{y2} e_y \\ \dot{\hat{x}}_8 = l_{y3} e_y \\ e_z = \hat{x}_5 - x_5 \\ \dot{\hat{x}}_5 = \hat{x}_6 + l_{z1} e_z \\ \dot{\hat{x}}_6 = -n^2 x_5 + \hat{x}_9 + f_{z3}(y) u_3 + l_{z2} e_z \\ \dot{\hat{x}}_9 = l_{z3} e_z \end{cases} \quad (13)$$

综合反馈线性化、鲁棒  $H_\infty$  控制以及LESO设计结果,通过输入变换得到被控对象实际控制输入  $u$ ,如式(14)所示。

$$\begin{cases} u_1 = \frac{1}{f_{x1}(y)} \left( v_1 - \left( \frac{1}{m} + 3n^2 \right) x_1 - \hat{x}_2 - \hat{x}_7 \right) \\ u_2 = \frac{1}{f_{y2}(y)} \left( v_2 - \frac{1}{m} x_3 - \hat{x}_4 - \hat{x}_8 \right) \\ u_3 = \frac{1}{f_{z3}(y)} \left( v_3 - \left( \frac{1}{m} - n^2 \right) x_5 - \hat{x}_6 - \hat{x}_9 \right) \end{cases} \quad (14)$$

### 3 仿真算例

空间电磁对接属于最终逼近段,在该阶段,主对接轴向的相对运动控制是至关重要的,要求实现轨迹跟踪控制。垂直于主对接轴向的其他两个方向相对运动偏差较小,采用误差盒控制方式,即只有当相对误差大于一定数值时,该方向电磁线圈才加电以产生电磁力,施加控制。

主对接轴向相对运动速度设计如式(15)所示,初始相对距离设计为  $-0.5\text{m}$ 。

$$\begin{cases} v_y = 0.01 + 0.001t & 0\text{s} \leq t \leq 10\text{s} \\ v_y = 0.02 & 10\text{s} < t \leq 20\text{s} \\ v_y = 0.02 - 1/750 \cdot (t - 20) & 20\text{s} < t \leq 35\text{s} \end{cases} \quad (15)$$

垂直于主对接轴的两个方向相对速度设计都为  $0\text{m/s}$ ,即  $v_x = v_z = 0$ ,初始相对距离设计为  $0\text{m}$ 。误差盒的相对误差阈值设计为  $1\text{cm}$ 。

目标航天器轨道设计为  $500\text{km}$  高度的圆轨道。仿真设计中在各通道加入初始偏差和过程噪声。其中,初始偏差为零均值高斯白噪声,均方差如式(16)所示。

$$\begin{aligned} dx = dy = dz &= 3\text{mm} \\ dv_x = dv_y = dv_z &= 0.3\text{mm/s} \end{aligned} \quad (16)$$

过程噪声为远场电磁力模型误差和外界干扰力影响,仿真中设计为零均值高斯白噪声,模型误差均方差为  $0.6$ ,外界干扰力均方差为  $3.0 \times 10^{-4}\text{N}$ 。仿真结果如图2~图4所示。

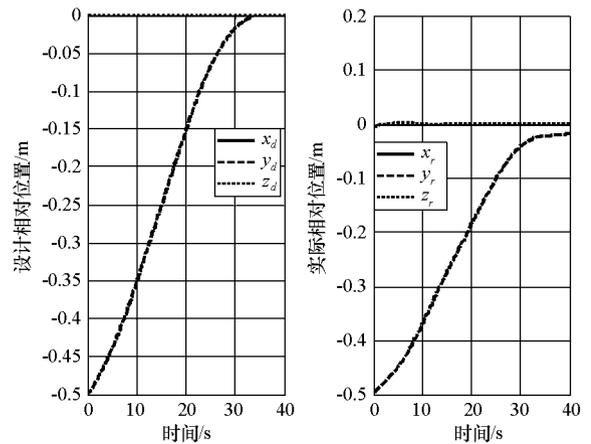


图2 空间电磁对接设计/实际相对轨迹  
Fig.2 Designed and actual relative position of space electromagnetic docking

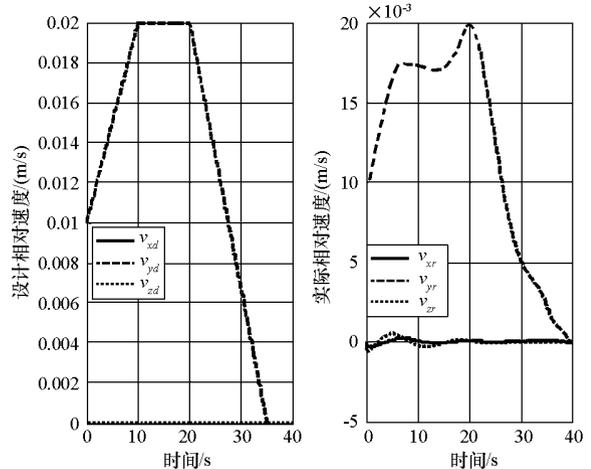


图3 空间电磁对接设计/实际相对速度  
Fig.3 Designed and actual relative velocity of space electromagnetic docking

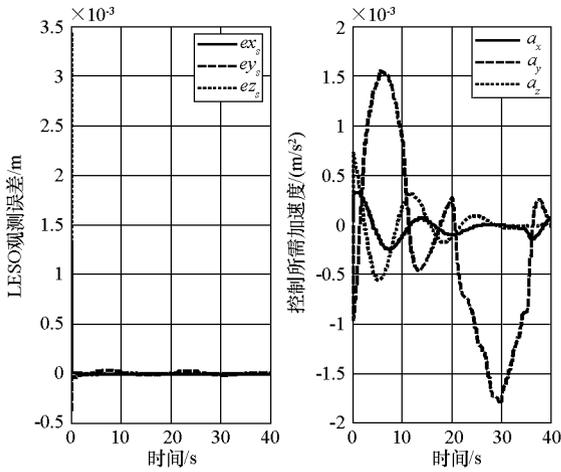


图4 LESO估计误差及控制需求加速度

Fig.4 Estimate error of LESO and required acceleration

分析仿真结果可知,基于所提出的控制方案以及所设计的控制器,空间电磁对接  $y$  向相对距离/相对速度都能较快稳定跟踪设计曲线,跟踪误差较小; $x, z$  向的相对距离偏差一直没超出误差盒设计值,满足协调控制要求;LESO 对系统状态的估计收敛,精度较高;控制加速度,也即是控制电流需求曲线幅值满足电磁装置性能限制,频率在工程设计范围之内。

## 4 结论

(1)基于 LESO,反馈线性化以及鲁棒  $H_\infty$  控制技术的空间电磁对接鲁棒协调控制方案是可行的,鲁棒稳定性及控制性能得到进一步提高。

(2)在空间电磁对接阶段,对接轴向采用连续跟踪控制及垂直于对接轴向采用误差盒控制是可

行的,满足空间对接需求。

下一步将分析姿态控制的影响,进一步研究空间六自由度电磁对接的鲁棒协调控制。

## 参考文献:

- [1] Ocampo C, Williams J. Electromagnetically Guided Autonomous Docking and Separation in Micro-gravity [R]. Texas U. S: University of Texas Department of Aerospace Engineering. 2005: 1-32.
- [2] Fredrickson S, Mitchell J. Managing Technology Development: Insights from the Mini AERCAM R&D Project [R]. Houston U. S.: NASA Johnson Space Center, 2006: 1-39.
- [3] 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.
- [4] Sakaguchi A. Micro-electromagnetic Formation Flight of Satellite Systems [D]. Massachusetts U. S.: Massachusetts Institute of Technology. 2007.
- [5] Ahsun U. Dynamics and Control of Electromagnetic Satellite Formations [D]. Massachusetts U. S.: Massachusetts Institute of Technology. 2007.
- [6] 周克敏, Doyle J C, Glover K. 鲁棒与最优控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [7] Schweighart S A. Electromagnetic Formation Flight Dipole Solution Planning [D]. Massachusetts U. S.: Massachusetts Institute of Technology. 2005.
- [8] Zheng Q, Gao L D Q, Gao Z Q. On Stability Analysis of Active Disturbance Rejection Control for Nonlinear Time-varying Plant with Unknown Dynamics [C]//46<sup>th</sup> IEEE Conference on Decision and Control, New Orleans, LA, 2007.
- [9] Zheng Q, Gao Z Q. On Estimation of Plant Dynamics and Disturbance form Input-output Data in Real Time [C]//16<sup>th</sup> IEEE International Conference on Control and Applications, 2007.