

拦截卫星相对导航算法研究

邓 泓¹, 仲惟超¹, 孙兆伟¹, 张 健²

(1. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150001 哈尔滨; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 100094 北京)

摘 要: 空间攻防中, 拦截卫星相对目标卫星导航参数的确定, 对拦截卫星的拦截轨道设计十分重要. 本文针对目标卫星轨道为椭圆轨道且拦截卫星存在机动的情况, 研究了拦截卫星的相对导航算法. 首先, 推导了目标卫星轨道为椭圆轨道时拦截卫星的相对运动方程, 并根据星间测量几何关系推导了测量方程; 其次, 通过引入拦截卫星的机动加速度并考虑其控制误差, 设计了改进的扩展卡尔曼滤波器, 以提高拦截卫星的相对导航精度; 最后, 通过仿真验证了算法的有效性, 并获得了较好的相对导航精度.

关键词: 空间攻防; 轨道机动; 相对导航; 卡尔曼滤波

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2013)02-0083-05

Relative navigation research of intercepting satellite

DENG Hong¹, ZHONG Weichao¹, SUN Zhaowei¹, ZHANG Jian²

(1. Research Center of Satellite, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, 100094 Beijing, China)

Abstract: In space attack-defense system, relative position and velocity estimation between intercepting satellite and target satellite is very important for orbit designing of intercepting satellite. In this paper, relative navigation is researched under the condition that orbit of target satellite is elliptical orbit and that the intercepting satellite has orbit maneuvering. Firstly, relative motion equations are derived with elliptical orbit of target satellite, and measurement equations are developed according to the geometric relation of measurement. Then the acceleration of intercepting satellite is introduced with its error, and the improved EKF algorithm is designed to increase navigation accuracy. Finally, the numerical simulation results verify the validity of this navigation method and show higher navigation accuracy.

Key words: space attack-defense; orbit maneuvering; relative navigation; Kalman filter

近年来, 空间攻防已逐渐成为各国空间技术与军事领域研究的热点问题^[1]. 在各种空间反卫星武器中, 反卫星卫星是指对目标卫星实施打击或使其失效的人造地球卫星, 亦称拦截卫星^[2]. 拦截卫星在执行拦截任务时, 其拦截轨道的设计是任务能否完成的关键, 而相对目标卫星轨道参数的确定是实现轨道设计的前提和基础. 因此, 拦截卫星相对导航算法的研究, 成为亟待解决的问题.

卫星导航中常用的滤波算法有 EKF 滤波 (Extended Kalman Filter) 和 UKF 滤波 (Unscented Kalman Filter). 文献[3]中还提出了基于直接矩积分的非线性滤波 (DQMOM, Direct Quadrature Method of Moments), 但其计算量大, 难以实现在轨实时计算. EKF 滤波简单适用, 在工程实践中得到了广泛的应用^[4], 因此本文基于 EKF 滤波, 针对目标卫星和拦截卫星的特性, 提出了改进 EKF 滤波算法. 国内外很多学者对基于 EKF 滤波的卫星导航算法进行了研究^[5-7], 但这些研究都是在假设卫星没有机动的情况下进行的. 由于拦截卫星必须通过轨道机动以接近目标卫星, 因而这些算法并不适合拦截卫星. 为此, 本文通过改进 EKF 滤波, 研究了存在轨道机动时拦截卫星的导

收稿日期: 2012-02-13.

作者简介: 邓 泓 (1986—), 女, 博士研究生;

孙兆伟 (1963—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 邓 泓, denghong@yeah.net.

航算法. 文献[8-9]也对卫星机动时的导航算法进行了研究. 但文献[8]中机动量非常小且没有考虑卫星机动的控制误差. 文献[9]的滤波状态方程则是建立在 Hill 方程上. 目前, 大多数相对导航算法的研究都是建立在 Hill 方程上的^[5-6,10], 但 Hill 方程是基于目标卫星轨道为圆轨道的特设条件下推导得到的. 为了不失一般性, 本文推导了目标轨道为椭圆轨道时的相对运动方程, 并基于此设计了滤波状态方程.

本文针对空间攻防中目标卫星轨道为椭圆轨道且拦截卫星存在机动的情况, 提出了基于改进 EKF 滤波的拦截卫星相对导航算法. 推导了目标卫星轨道为椭圆轨道时拦截卫星的相对运动方程, 并根据星间测量几何关系推导了测量方程; 通过引入拦截卫星的轨道机动加速度并考虑其控制误差, 设计了改进的扩展卡尔曼滤波器, 以提高拦截卫星的相对导航精度, 并通过仿真验证了本文算法的有效性.

1 相对运动方程

本小节将推导目标卫星轨道为椭圆轨道时, 拦截卫星的相对轨道运动方程.

1.1 坐标系定义

地心惯性坐标系 $OXYZ$: 坐标原点 O 为地心, XY 平面与地球赤道平面重合, X 轴指向春分点 γ , Z 轴沿地球自转轴指向地球北极, Y 轴与 X 轴、 Z 轴组成右手正交坐标系, 如图 1 所示.

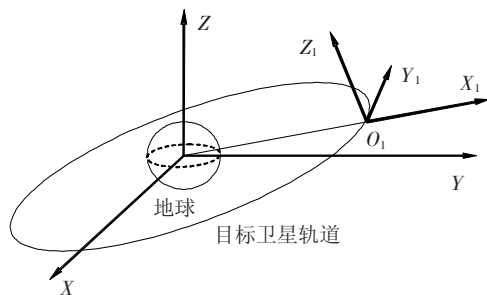


图 1 坐标系示意图

相对参考坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$: 坐标原点 O_1 为目标卫星, X_1 轴沿目标卫星的矢径方向, Z_1 轴垂直于目标卫星轨道平面并与轨道角动量矢量方向一致, Y_1 与 X_1 轴和 Z_1 轴构成右手直角坐标系, 如图 1 所示.

拦截卫星本体坐标系 $O_bX_bY_bZ_b$: 坐标原点 O_b 为拦截卫星质心, X_b 轴、 Y_b 轴和 Z_b 轴分别为卫星的特征轴, 并构成右手直角坐标系.

1.2 相对轨道运动方程

拦截卫星和目标卫星在地心惯性坐标系下的轨道运动方程分别为

$$\ddot{\vec{r}}_C = -\frac{\mu}{r_C^3}\vec{r}_C + \vec{a}_C, \quad (1)$$

$$\ddot{\vec{r}}_T = -\frac{\mu}{r_T^3}\vec{r}_T. \quad (2)$$

式中: $\vec{r}$ 为卫星的位置矢量, μ 为地球引力常数, $\vec{a}$ 为轨道推力加速度矢量, 下标 C 代表拦截卫星, 下标 T 代表目标卫星.

令 $\vec{\rho}$ 为拦截卫星相对目标卫星的位置矢量, 则有

$$\vec{\rho} = \vec{r}_T - \vec{r}_C. \quad (3)$$

将式(1)和式(2)代入式(3), 并在相对参考坐标系下展开, 可得

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{y} - \dot{\omega}y - \omega^2x = 2\frac{\mu}{r_T^3}x + a_x, \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} + \dot{\omega}x - \omega^2y = -\frac{\mu}{r_T^3}y + a_y, \\ \ddot{z} = -\frac{\mu}{r_T^3}z + a_z. \end{cases} \quad (4)$$

式中: $(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ 为相对参考坐标系下拦截卫星的相对位置和相对速度分量, (a_x, a_y, a_z) 为相对参考坐标系下拦截卫星的推力加速度分量, ω 为目标卫星的轨道角速度, $\dot{\omega}$ 为目标卫星的轨道角加速度, r_T 为目标卫星地心距.

当目标卫星的运行轨道为椭圆轨道时, 它的轨道角速度可表示为

$$\omega = \dot{\theta} = \sqrt{\frac{\mu}{r_T^3}(1 + e\cos\theta)}. \quad (5)$$

式中: θ 为目标卫星的真近点角, e 为其轨道的偏心率, 则其轨道角加速度为

$$\dot{\omega} = -2\frac{\mu}{r_T^3}e\sin\theta. \quad (6)$$

将式(5)和式(6)代入式(4), 整理得

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{y} - \dot{\omega}y - \frac{3 + e\cos\theta}{1 + e\cos\theta}\omega^2x = a_x, \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} + \dot{\omega}x - \frac{e\cos\theta}{1 + e\cos\theta}\omega^2y = a_y, \\ \ddot{z} + \frac{1}{1 + e\cos\theta}\omega^2z = a_z. \end{cases} \quad (7)$$

式(7)即为目标卫星运行轨道为椭圆轨道时, 拦截卫星的相对轨道运动方程. 当 $e = 0$ 时, 由式(6)知 $\dot{\omega} = 0$, 则式(7)即可简化为 Hill 方程.

2 相对轨道测量方程

利用微波雷达、光学相机等设备可以获取目标卫星相对拦截卫星的相对距离 ρ 、方位角 α 和俯仰角 δ 信息^[11]. 图 2 为相对测量几何模型示意图.

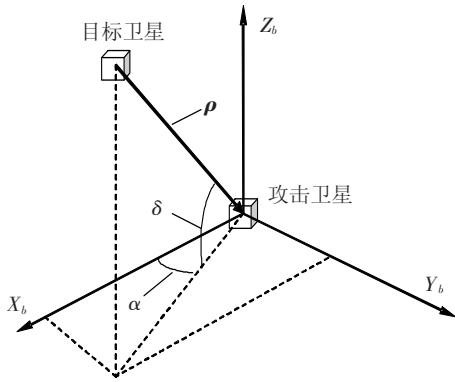


图2 测量模型

由图2可得到如下测量方程:

$$\begin{cases} \rho = \sqrt{x_b^2 + y_b^2 + z_b^2}, \\ \alpha = \arctan\left(\frac{y_b}{x_b}\right), \\ \delta = \arcsin\left(-\frac{z_b}{\sqrt{x_b^2 + y_b^2 + z_b^2}}\right). \end{cases} \quad (8)$$

式中: (x_b, y_b, z_b) 为拦截卫星相对目标卫星的位置矢量在拦截卫星本体系下的分量形式. 易知,

$$(x_b, y_b, z_b)^T = C_{bl}(x, y, z)^T. \quad (9)$$

式中: C_{bl} 为相对参考坐标系到拦截卫星本体系的坐标转换矩阵.

3 相对导航滤波器设计

在拦截卫星接近目标卫星过程中,往往要求导航系统不仅能提供相对位置信息,还要提供相对速度信息. 在获得相对距离和视线角测量信息后,可通过设计相对导航滤波器来估计相对位置和相对速度. 针对拦截卫星存在机动的特性,本文设计了改进的 EKF 滤波,对相对轨道参数进行估计.

选取相对参考系中拦截卫星的位置矢量和速度矢量 $\mathbf{X} = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ 为状态向量,选取相对参考系下拦截卫星的轨道推力加速度矢量 $\mathbf{a} = (a_x, a_y, a_z)^T$ 为控制量输入项,并令 $\mathbf{U}_{k-1}$ 为其控制误差. 将式(7)离散化,可得到系统状态方程为

$$\mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1}\mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} + \mathbf{G}_{k,k-1}(\mathbf{a}_{k-1} + \mathbf{U}_{k-1}). \quad (10)$$

式中: $\mathbf{W}_{k-1}$ 为系统动态噪声, $\Phi_{k,k-1}$ 为状态转移矩阵, $\mathbf{G}_{k,k-1}$ 为控制量的系数矩阵,形式如下:

$$\Phi_{k,k-1} = \begin{pmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} \\ \phi_{21} & \phi_{22} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G}_{k,k-1} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & \tau & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \tau & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \tau \end{pmatrix}^T.$$

式中:

$$\phi_{11} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad \phi_{12} = \begin{pmatrix} \tau & 0 & 0 \\ 0 & \tau & 0 \\ 0 & 0 & \tau \end{pmatrix},$$

$$\phi_{22} = \begin{pmatrix} 1 & 2\omega\tau & 0 \\ -2\omega\tau & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$\phi_{21} = \begin{pmatrix} \frac{3 + e\cos\theta}{1 + e\cos\theta} & \dot{\omega}\tau & 0 \\ -\dot{\omega}\tau & \frac{e\cos\theta}{1 + e\cos\theta}\omega^2\tau & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{1 + e\cos\theta}\omega^2\tau \end{pmatrix}.$$

其中, τ 为采样时间.

选取 $\mathbf{y} = (\rho, \alpha, \delta)^T$ 为观测量,将式(8)离散化,可得到系统的观测方程为

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{X}_k + \mathbf{V}_{k-1}. \quad (11)$$

式中: $\mathbf{V}_{k-1}$ 为测量噪声, $\mathbf{H}_k$ 为式(8)对系统状态向量的偏导数矩阵,形式如下:

$$\mathbf{H}_k = \begin{pmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & 0 & 0 & 0 \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & 0 & 0 & 0 \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

式中:

$$\begin{aligned} h_{11} &= \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}, & h_{12} &= \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}, \\ h_{13} &= \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}, & h_{21} &= \frac{C_{21}x_b - C_{11}y_b}{x_b^2 + y_b^2}, \\ h_{22} &= \frac{C_{22}x_b - C_{12}y_b}{x_b^2 + y_b^2}, & h_{23} &= \frac{C_{23}x_b - C_{13}y_b}{x_b^2 + y_b^2}, \\ h_{31} &= \frac{xz_b - C_{31}(x^2 + y^2 + z^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x_b^2 + y_b^2}}, \\ h_{32} &= \frac{yz_b - C_{32}(x^2 + y^2 + z^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x_b^2 + y_b^2}}, \\ h_{33} &= \frac{zz_b - C_{33}(x^2 + y^2 + z^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x_b^2 + y_b^2}}. \end{aligned}$$

采用改进的 EKF 滤波方法对状态进行估计,具体公式为

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} + \mathbf{K}_k(\mathbf{y}_k - \mathbf{H}_k\hat{\mathbf{X}}_{k,k-1}), \\ \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1}\hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{G}_{k,k-1}\mathbf{a}_{k-1}, \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k,k-1}\mathbf{H}_k^T(\mathbf{H}_k\mathbf{P}_{k,k-1}\mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \\ \mathbf{P}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1}\mathbf{P}_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} + \mathbf{G}_{k,k-1}\mathbf{S}_{k-1}\mathbf{G}_{k,k-1}^T, \\ \mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k\mathbf{H}_k)\mathbf{P}_{k,k-1}. \end{cases} \quad (12)$$

式中: $\hat{\mathbf{X}}_k$ 为利用 k 时刻测量值对系统状态 $\mathbf{X}_k$ 的估计, $\hat{\mathbf{X}}_{k,k-1}$ 为一步预测值, $\mathbf{K}_k$ 为滤波增益矩阵, $\mathbf{P}_{k,k-1}$ 为 k 时刻状态估计误差的协方差矩阵预测

值, $\mathbf{P}_k$ 为 k 时刻状态估计误差的协方差矩阵更新值, $\mathbf{Q}_{k-1}$ 为动态噪声方差矩阵, $\mathbf{R}_k$ 为测量噪声方差矩阵, $\mathbf{S}_{k-1}$ 为控制误差方差矩阵, $\mathbf{I}$ 为单位阵.

由式(12)可以看出,改进的 EKF 滤波与常用的 EKF 滤波相比,在其状态估计中增加了控制量的输入,并在状态估计误差的协方差矩阵中增加了控制误差项. 由此,可以更精确地估计带轨道机

动的拦截卫星的相对轨道参数.

4 仿真实验

为验证本文算法的正确性和有效性,本文运用 MATLAB 对所提出的算法进行了仿真实验. 目标卫星轨道参数如表 1 所示.

表 1 目标卫星轨道参数

半长轴 a/km	偏心率 e	轨道倾角 $i/(\text{^\circ})$	升交点赤经 $\Omega/(\text{^\circ})$	近心点角距 $\omega/(\text{^\circ})$	真近点角 $f/(\text{^\circ})$
6 829. 737 234	0. 003 718	89. 040	30. 274	124. 897	154. 755

拦截卫星的初始相对位置为 $(-2.01, -1\,196.02, -235.82)\text{ m}$, 相对速度初始条件为 $(0.004\,5, 0.002\,1, 0.044)\text{ m/s}$, 滤波初始条件为 $(10, -2\,000, -50, 0, 0, 0)$ 测量设备测距精度为 0.02 m , 方位角和俯仰角的测量精度为 0.01° , 采样周期为 0.1 s , 仿真时间为 $3\,000\text{ s}$. 拦截卫星的机动加速度为

$$\mathbf{a} = (0.02\sin t, 0.02\sin t, 0.02\sin t)^\text{T}.$$

控制误差均为 $0.000\,1\text{ m/s}^2$, 采用 EKF 和改进 EKF 的滤波结果分别如图 3 和图 4 所示.

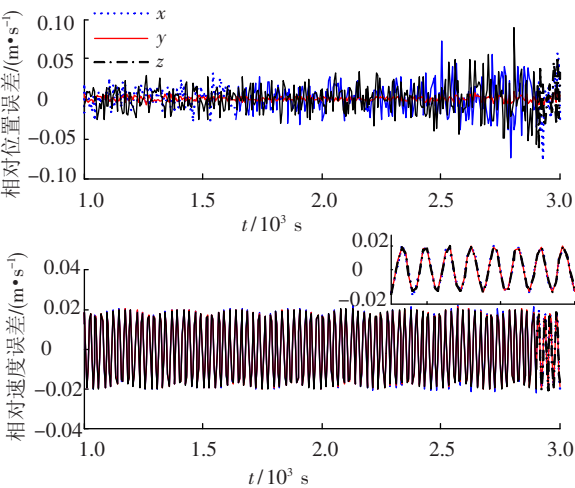


图 3 EKF 滤波下的相对轨道参数估计误差图

图 3 为采用 EKF 滤波时相对轨道参数估计误差图. 由图可知,相对位置误差收敛并稳定于 0.1 m 内,相对速度误差收敛并稳定于 0.02 m/s 内. 图 4 为采用改进 EKF 滤波时相对轨道参数估计误差图. 由图可知,相对位置误差收敛并稳定于 0.05 m 内,相对速度误差收敛并稳定于 0.002 m/s 内.

对比图 3 和图 4 可知,当拦截卫星存在机动时,采用改进 EKF 滤波的相对轨道参数估计精度均高于采用 EKF 滤波的估计精度. 其中,采用 EKF 滤波时,其相对位置估计精度不低,但相对

速度估计精度较低. 这是因为测量信息中包含相对距离信息,可对相对位置的估计进行修正. 而相对速度的估计则是根据滤波状态方程进行递推. 当滤波状态方程不能准确描述相对速度的变化时,估计误差就会增大. 从图 3 的局部图也可看出,相对速度的估计误差与机动加速度的幅值相同,且同样呈正弦变化. 这也说明卫星存在机动时,相对速度的估计精度与机动加速度有关. 因此,若在滤波中引入与机动相对应的控制项,相对速度的估计精度则会大幅提高,这就是本文改进 EKF 滤波的基本思想.

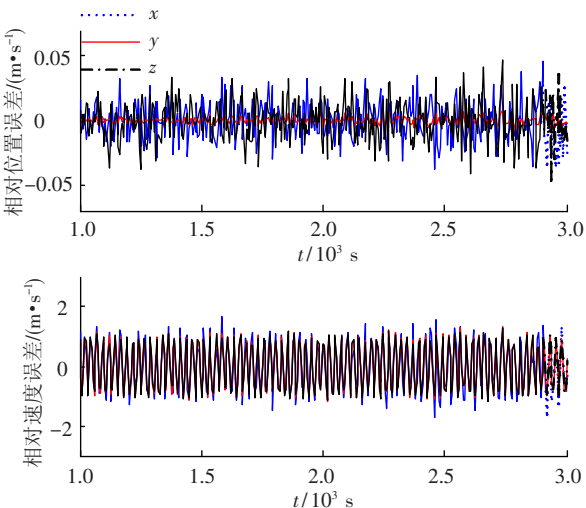


图 4 改进 EKF 滤波下的相对轨道参数估计误差图

为考察本文滤波算法对参数不确定性和扰动的鲁棒性,在仿真中将系统状态模型中的轨道角速度增加 50% 的不确定性并将控制误差放大 10 倍. 结果表明,相对位置和相对速度误差依然能收敛并具有较好的精度. 可见,该滤波算法具有良好的鲁棒性.

为进一步验证本文算法的有效性,现对比文献[12]UKF 滤波与本文改进 EKF 滤波的导航精

度. 采用文献[12]中的仿真条件, 如表 2 所示, 则算法导航精度较高. 相对导航精度如表 3 所示. 从表 3 可以看出, 本文

表 2 仿真初始条件

轨道根数	半长轴 a/km	偏心率 e	轨道倾角 $i/(\text{^\circ})$	升交点赤经 $\Omega/(\text{^\circ})$	近心点角距 $\omega/(\text{^\circ})$	真近点角 $f/(\text{^\circ})$
目标卫星	6 878	0.000 072 71	51.6	100	90	0
拦截卫星	6 878	0.000 072 71	51.6	100	45	45

表 3 UKF 和改进 EKF 相对导航精度

滤波	相对位置误差/m			相对速度误差/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)		
	X 方向	Y 方向	Z 方向	X 方向	Y 方向	Z 方向
UKF 滤波	0.094 0	0.057 6	0.076 2	0.016 7	0.016 2	0.015 7
改进 EKF 滤波	0.073 7	0.015 2	0.067 4	0.002 5	0.001 6	0.001 5

5 结 语

本文针对空间攻防中目标卫星轨道为椭圆轨道且拦截卫星存在机动的情况, 提出了基于改进 EKF 滤波的拦截卫星相对导航算法. 首先, 推导了目标卫星轨道为椭圆轨道时拦截卫星的相对运动方程, 并根据星间测量几何关系推导了测量方程; 其次, 通过引入拦截卫星的轨道机动加速度并考虑其控制误差, 设计了改进的扩展卡尔曼滤波器, 以提高拦截卫星的相对导航精度. 仿真结果表明, 在拦截卫星存在机动时, 本文导航算法有效且获得了较理想的相对轨道参数估计精度.

参考文献

[1] 陈洪波, 杨涤. 美国空间攻防对抗概念体系下的空间武器平台[J]. 现代防御技术, 2006, 34(3): 1-5.

[2] 周克强, 高晓光, 白奕. 反卫星卫星攻击方式研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 80-83.

[3] XU Yunjun, VEDUL P. A quadrature based method of moments for nonlinear filtering[J]. Automatica, 2009, 45(5): 1291-1298.

[4] 王辉, 顾学迈. 确定编队卫星相对轨道的容错 UKF 方法[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1593-1599.

[5] KIM Songoo, CRASSIDIS J L, CHENG Yang, et al. Kalman filtering for relative spacecraft attitude and position estimation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(1): 133-143.

[6] 张洪华, 林来兴. 卫星编队飞行相对轨道的确定[J]. 宇航学报, 2002, 23(6): 77-80.

[7] ICHIKAWA T. A study of the navigation for formation flying of spacecraft[C]//Proceedings of the SICE Annual Conference. Kagawa, Japan: [s. n.], 2007: 2247-2252.

[8] LEUNG S, MONTENBRUCK O. Real-time navigation of formation-flying spacecraft using global positioning system measurements[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2005, 28(2): 226-235.

[9] QIU Yue, GUO Bibo, LIANG Bin, et al. Hardware-in-loop simulation of autonomous relative navigation for noncooperative spacecraft[J]. Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2008 (5): 1-6.

[10] DOOLITTLE C M, CHAVEZ F R, LOVELL T A. Relative orbit element estimation for satellite navigation[C]//AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit. San Francisco, United States: [s. n.], 2005: 1-11.

[11] 车汝才, 张洪华. 跟踪空间非合作目标的一种相对轨道确定方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2007 (4): 7-13.

[12] SUN Dong, ZHOU Fengqi, ZHOU Jun. Relative navigation based on UKF for multiple spacecraft formation flying[C]//AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit. Rhode Island, United States: [s. n.], 2004: 1-8.

(编辑 苗秀芝)