

基于动力学模型约束的空间目标 精确跟踪算法研究

修建娟¹,张敬艳¹,董凯^{1,2}

(1. 海军航空大学, 山东烟台 264000; 2. 中国电子科学研究院, 北京 100041)

摘要: 空间目标监视必须要解决的关键核心问题之一是对目标运动轨迹进行快速、准确地预报,然而空间目标运动轨迹准确预报需要高精度的预报初值点作为前提,对空间目标数据进行滤波处理可以降低随机误差的影响提高数据精度,但还很难达到空间目标高精度轨迹预报的要求.为此,论文从空间目标运动特性出发,利用空间目标动力学方程对状态方程进行实时约束,建立了基于动力学模型约束的空间目标精确跟踪算法,该算法由目标动力学模型实时估计目标加速度,通过将空间目标加速度约束的非线性函数线性化,利用空间目标加速度对状态的实时修正和协方差反馈循环来提高目标跟踪精度,进而获得更高精度的轨迹预报初值点数据.

关键词: 空间目标; 动力学模型; 加速度估计; 非线性滤波; 轨迹预报; 精确跟踪

中图分类号: TP274 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2021)04-0781-07

电子学报 URL: <http://www.ejournal.org.cn> **DOI:** 10.12263/DZXB.20200336

Precise Tracking Algorithm of Space Target Based on Dynamic Model

XIU Jian-juan¹, ZHANG Jing-yan¹, DONG Kai^{1,2}

(1. Naval Aviation University, Yantai, Shandong 264000, China;

2. China Academy of Electronics and Information Technology, Beijing 100041, China)

Abstract: The key problem that must be solved in space target monitoring is fast and accurate prediction of target trajectory. The target's trajectory accurate prediction needs high precision initial value as the premise. Although filtering the target data can reduce the influence of random error and improve the accuracy of data, it is difficult to meet the requirements of high-precision trajectory prediction of space targets. In order to solve this problem, space targets precise tracking algorithm based on dynamic model is proposed, which makes full use of the motion characteristics of space target and establishes the state equation constrained by dynamic model. This algorithm can estimate the real time acceleration of space target by target dynamic model, and the acceleration constrained nonlinear function is turned into approximate linear function, by which the real-time estimation of acceleration and covariance feedback are used to improve the tracking accuracy of space targets. Then, the initial data of trajectory prediction with high accuracy can be obtained.

Key words: space targets; dynamic model; acceleration estimation; nonlinear filtering; trajectory prediction; precise tracking

1 引言

空间目标运动轨迹有效预报是实现不同雷达信息引导交接和空间目标可靠拦截的关键核心所在^[1-3].而空间目标运动轨迹有效预报是以高精度的预报初值点为前提^[4-6],通过对空间目标测量数据进行跟踪滤波可

以降低随机误差的影响^[7-9],进而提高空间目标轨迹预报初值点精度^[10,11].为此,国内外学者对空间目标跟踪问题进行了大量的研究,讨论了空间目标跟踪常用坐标系和不同坐标系间的转换^[12,13]、群目标处理^[14]、东北天(ENU)和地心惯性(ECI)等坐标下的目标跟踪问题^[15-17],给出了相应的滤波算法,但这些算法大多是目

标跟踪普适性算法,没有针对空间目标运动特点进行分析.

空间目标监视雷达的测量精度很高,其径向距离测量误差通常在几米左右,方位角和俯仰角测量误差通常在 0.01 度左右,该情况下由于测量数据中含有的随机误差量值低,所以通过滤波处理可以提高数据精度,但幅度有限,同时由于空间目标运动速度很快,轨迹预报初值点数据的微小偏差都可能出现“失之毫厘,谬以千里”的预报结果,最终导致空间目标拦截失败,所以如何针对空间目标运动特点进一步完善滤波模型以提高跟踪精度,进而提高预报初值点数据精度,是值得深入研究的问题.为此,论文从空间目标运动特性出发,提出了基于动力学模型约束的空间目标自适应跟踪算法,该算法将目标空间方程和跟踪算法相结合,由目标动力学模型实时估计目标加速度,并利用空间目标加速度对目标跟踪系统模型进行修正,建立相应的由线性函数和非线性函数两部分组成的状态方程,并对状态方程中的非线性函数进行线性化,将空间目标加速度约束的非线性滤波问题转化为线性滤波问题,并和已有的线性函数相结合,通过空间目标加速度对状态的实时修正来提高空间目标的跟踪精度,进而获得更高精度的轨迹预报初值点.

2 空间动力学方程约束的系统模型

传统跟踪算法中目标状态方程可用匀速(CV)模型或匀加速(CA)模型来建模,CV模型是把目标速度的随机变化用过程噪声来建模,CA模型是假设目标做匀加速直线运动,并考虑速度的随机变化,这两种模型均可建模为

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}(k) \quad (1)$$

其中: $\mathbf{F}(k)$ 为状态转移矩阵, $\mathbf{X}(k)$ 为状态向量, $\mathbf{V}(k)$ 为零均值的高斯白色过程噪声,其方差为 $\mathbf{Q}(k)$. $\mathbf{F}(k)$ 、 $\mathbf{X}(k)$ 和 $\mathbf{V}(k)$ 的维数会随着 CV 和 CA 模型的变化而不同.

由于空间目标与有动力引擎的舰船目标、飞机目标等有着明显不同的环境背景,空间目标在中段惯性飞行阶段没有推力和阻力的作用,但目标运动会受重力支配^[15,16],而重力加速度根据空间目标飞行距离远近的不同可采用不同的重力模型/空间目标动力学模型^[15]:

(1)当目标飞行距离相对于地球半径要小得多时,可采用最简单的圆球重力模型;

(2)随着飞行距离的增加采用椭球地球模型代替圆球地球模型可以获得更准确的重力加速度;

(3)椭球模型中把地球重力模型中的二阶带谐系

数 J_2 包含进来,则可获得更精确的重力模型^[15,17];

由于式(1)给出的状态方程没有考虑重力加速度对空间目标运动状态的影响,因而其不能很好的对空间目标的运动状态进行建模,为此针对中远程空间目标的运动特点,这里从其运动特性出发,利用空间目标动力学方程实时对状态方程进行修正,建立了空间目标动力学方程约束下状态方程为

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{D}(k)f(\mathbf{X}(k)) + \mathbf{V}(k) \quad (2)$$

其中: $f(\mathbf{X}(k))$ 为空间动力学方程约束下实时加速度估计^[16,17],这里具体为雷达站 ENU 坐标系下的空间目标加速度,即

$$f(\mathbf{X}(k)) = \begin{bmatrix} f_1(\mathbf{X}(k)) \\ f_2(\mathbf{X}(k)) \\ f_3(\mathbf{X}(k)) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{z}(k) \\ \ddot{y}(k) \\ \ddot{x}(k) \end{bmatrix} = -\frac{\mu}{r^3(k)} \begin{bmatrix} \left(1 + \frac{1.5J_2r_e^2}{r^2(k)} \left(1 - 5\left(\frac{z'(k)}{r(k)}\right)^2\right)\right)x(k) \\ \left(1 + \frac{1.5J_2r_e^2}{r^2(k)} \left(1 - 5\left(\frac{z'(k)}{r(k)}\right)^2\right)\right)y(k) \\ \left(1 + \frac{1.5J_2r_e^2}{r^2(k)} \left(3 - 5\left(\frac{z'(k)}{r(k)}\right)^2\right)\right)z'(k) \end{bmatrix} - 2\boldsymbol{\Psi} \begin{bmatrix} \dot{x}(k) \\ \dot{y}(k) \\ \dot{z}(k) \end{bmatrix} - \boldsymbol{\Psi}^2 \begin{bmatrix} x(k) \\ y(k) \\ z'(k) \end{bmatrix} \quad (3)$$

这里 μ 为万有引力常数, J_2 为地球二阶带谐系数, r_e 为地球赤道半径,且

$$\begin{cases} r(k) = \sqrt{x^2(k) + y^2(k) + z'^2(k)} \\ z'(k) = z(k) + r_e + H \end{cases} \quad (4)$$

式中 H 为雷达站的大地高程, $x(k)$ 、 $y(k)$ 、 $z(k)$ 和 $\dot{x}(k)$ 、 $\dot{y}(k)$ 、 $\dot{z}(k)$ 分别为 k 时刻雷达站东北天坐标系下空间目标 x 、 y 、 z 轴位置和速度信息,而

$$\boldsymbol{\Psi} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega \sin B & \omega \cos B \\ \omega \sin B & 0 & 0 \\ -\omega \cos B & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

这里 B 为雷达站大地纬度, ω 为地球自转角速度.

状态向量 $\mathbf{X}(k)$ 为

$$\mathbf{X}(k) = [x(k), y(k), z(k), \dot{x}(k), \dot{y}(k), \dot{z}(k), \ddot{z}(k), \ddot{y}(k), \ddot{x}(k)]' \quad (6)$$

状态转移矩阵 $\mathbf{F}(k)$ 为

$$\mathbf{F}(k) = \boldsymbol{\Phi}(k) \otimes \mathbf{I}_d = \begin{bmatrix} \phi_{11}\mathbf{I}_d & \phi_{12}\mathbf{I}_d & \phi_{13}\mathbf{I}_d \\ \phi_{21}\mathbf{I}_d & \phi_{22}\mathbf{I}_d & \phi_{23}\mathbf{I}_d \\ \phi_{31}\mathbf{I}_d & \phi_{32}\mathbf{I}_d & \phi_{33}\mathbf{I}_d \end{bmatrix} \quad (7)$$

式(7)中, \otimes 为克罗内克积运算符号, \mathbf{I}_d 为 $d \times d$ 维单位阵, d 为空间维数,这里 $d=3$,且

$$\Phi(k) = \begin{bmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} & \phi_{13} \\ \phi_{21} & \phi_{22} & \phi_{23} \\ \phi_{31} & \phi_{32} & \phi_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T & (\alpha T - 1 + e^{-\alpha T})/\alpha^2 \\ 0 & 1 & (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (8)$$

这里 T 为采样间隔, α 是机动时间常数的倒数, 即机动频率. 而系数矩阵 $D(k)$ 为:

$$D(k) = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} & 0 & 0 & T & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{T^2}{2} & 0 & 0 & T & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{T^2}{2} & 0 & 0 & T & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

由于式(2)所建立的状态方程是在 ENU 坐标系下进行的描述, 而目标量测数据是来源于雷达站球坐标, 所以为了更好的利用线性滤波技术对目标进行跟踪, 这里对目标测量数据进行转换, 获得了相应的 ENU 坐标系下的转换测量数据, 相应的空间目标量测方程建模为

$$Z_D(k) = H(k)X(k) + W_D(k) \quad (10)$$

$$A(k) = \begin{bmatrix} \cos(\hat{\gamma}(k)) \sin(\hat{\theta}(k)) & \hat{r}(k) \cos(\hat{\gamma}(k)) \cos(\hat{\theta}(k)) & -\hat{r}(k) \sin(\hat{\gamma}(k)) \sin(\hat{\theta}(k)) \\ \cos(\hat{\gamma}(k)) \cos(\hat{\theta}(k)) & -\hat{r}(k) \cos(\hat{\gamma}(k)) \sin(\hat{\theta}(k)) & -\hat{r}(k) \sin(\hat{\gamma}(k)) \cos(\hat{\theta}(k)) \\ \sin(\hat{\gamma}(k)) & 0 & \hat{r}(k) \cos(\hat{\gamma}(k)) \end{bmatrix} \quad (14)$$

3 空间动力学方程约束的滤波模型

传统扩展卡尔曼滤波(EKF)模型是在式(1)和式(10)给出的状态方程和量测方程基础上得到的, 而基于空间动力学方程约束的滤波模型是在式(2)和式(10)给出的模型的基础上获得的. 由于式(2)是在式(1)的基础上增加了非线性部分 $D(k)f(X(k))$, 该部分需要先进行线性化, 然后才能建立相应的线性滤波方程. 为此, 这里将该非线性部分在当前时刻(k 时刻)的状态更新值 $\hat{X}(k|k)$ 附近利用泰勒级数展开进行线性化, 得到线性化后的状态方程为

$$X(k+1) = F(k)X(k) + D(k)\{f(\hat{X}(k|k)) + f_x(k)[X(k) - \hat{X}(k|k)] + \text{高阶项}\} + V(k) \quad (15)$$

其中: $f(\hat{X}(k|k))$ 可由式(3)获得, 即将式(3)中 $x(k)$ 、 $y(k)$ 、 $z(k)$ 、 $\dot{x}(k)$ 、 $\dot{y}(k)$ 、 $\dot{z}(k)$ 换成状态向量更新值 $\hat{X}(k|k)$ 中对应的位置和速度值即可, $f_x(k)$ 为非线性函数 $f(X(k))$ 对应的雅克比矩阵, 具体计算如下

$$f_x(k) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(X)}{\partial x}, \frac{\partial f_1(X)}{\partial y}, \frac{\partial f_1(X)}{\partial z}, \frac{\partial f_1(X)}{\partial \dot{x}}, \frac{\partial f_1(X)}{\partial \dot{y}}, \frac{\partial f_1(X)}{\partial \dot{z}}, 0, 0, 0 \\ \frac{\partial f_2(X)}{\partial x}, \frac{\partial f_2(X)}{\partial y}, \frac{\partial f_2(X)}{\partial z}, \frac{\partial f_2(X)}{\partial \dot{x}}, \frac{\partial f_2(X)}{\partial \dot{y}}, \frac{\partial f_2(X)}{\partial \dot{z}}, 0, 0, 0 \\ \frac{\partial f_3(X)}{\partial x}, \frac{\partial f_3(X)}{\partial y}, \frac{\partial f_3(X)}{\partial z}, \frac{\partial f_3(X)}{\partial \dot{x}}, \frac{\partial f_3(X)}{\partial \dot{y}}, \frac{\partial f_3(X)}{\partial \dot{z}}, 0, 0, 0 \end{bmatrix}_{x=X(k|k)} \quad (16)$$

其中: $H(k)$ 为量测矩阵, 即

$$H(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$Z_D(k) = \begin{bmatrix} x(k) \\ y(k) \\ z(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{r}(k) \cos(\hat{\gamma}(k)) \sin(\hat{\theta}(k)) \\ \hat{r}(k) \cos(\hat{\gamma}(k)) \cos(\hat{\theta}(k)) \\ \hat{r}(k) \sin(\hat{\gamma}(k)) \end{bmatrix} \quad (12)$$

为 ENU 坐标系下的转换量测数据, 这里 $\hat{r}(k)$ 、 $\hat{\theta}(k)$ 和 $\hat{\gamma}(k)$ 分别为 k 时刻雷达测得的目标径向距离、方位角和俯仰角; $W_D(k)$ 为转换量测噪声序列, 其方差为 $R_D(k)$, 且

$$R_D(k) = A(k) \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\theta^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_\gamma^2 \end{bmatrix} A'(k) \quad (13)$$

式(13)中 σ_r^2 、 σ_θ^2 和 σ_γ^2 分别为雷达径向距离、方位角和俯仰角测量误差的方差, 而 $A(k)$ 为

由式(3)可得

$$f_1(X(k)) = -\frac{\mu x(k)}{r^3(k)} - \frac{1.5\mu J_2 r_e^2 x(k)}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 x(k) z'^2(k)}{r^7(k)} + 2\omega \sin B \dot{y}(k) - 2\omega \cos B \dot{z}(k) + \omega^2 x(k) \quad (17)$$

$$f_2(X(k)) = -\frac{\mu y(k)}{r^3(k)} - \frac{1.5\mu J_2 r_e^2 y(k)}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 y(k) z'^2(k)}{r^7(k)} - 2\omega \sin B \dot{x}(k) + \omega^2 \sin^2 B y(k) - \omega^2 \sin B \cos B z'(k) \quad (18)$$

$$f_3(X(k)) = -\frac{\mu z'(k)}{r^3(k)} - \frac{4.5\mu J_2 r_e^2 z'(k)}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 z'^3(k)}{r^7(k)} + 2\omega \cos B \dot{x}(k) - \omega^2 \sin B \cos B y(k) + \omega^2 \cos^2 B z'(k) \quad (19)$$

进而由式(16)~(19)可得

$$\frac{\partial f_1(X)}{\partial x} = -\frac{\mu}{r^3(k)} + \frac{3\mu x^2(k)}{r^5(k)} + \frac{1.5\mu J_2 r_e^2}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 (x^2(k) + z'^2(k))}{r^7(k)} - 52.5 \frac{\mu J_2 r_e^2 x^2(k) z'^2(k)}{r^9(k)} + \omega^2 \quad (20)$$

$$\frac{\partial f_1(X)}{\partial y} = \frac{3\mu x(k) y(k)}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 x(k) y(k)}{r^7(k)} - 52.5 \frac{\mu J_2 r_e^2 x(k) z'^2(k) y(k)}{r^9(k)} \quad (21)$$

$$\frac{\partial f_1(X)}{\partial z} = \frac{3\mu x(k) z'(k)}{r^5(k)} + \frac{22.5\mu J_2 r_e^2 x(k) z'(k)}{r^7(k)}$$

$$-52.5 \frac{\mu J_2 r_e^2 x(k) z'^3(k)}{r^9(k)} \quad (22)$$

$$\frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial x} = \frac{3\mu x(k)y(k)}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 y(k)x(k)}{r^7(k)} - \frac{52.5\mu J_2 r_e^2 y(k)z'^2(k)x(k)}{r^9(k)} \quad (23)$$

$$\frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial y} = -\frac{\mu}{r^3(k)} + \frac{3\mu y^2(k)}{r^5(k)} - \frac{1.5\mu J_2 r_e^2}{r^5(k)} + \frac{7.5\mu J_2 r_e^2 (y^2(k) + z'^2(k))}{r^7(k)} - \frac{52.5\mu J_2 r_e^2 y^2(k)z'^2(k)}{r^9(k)} - \omega^2 \sin^2 B \quad (24)$$

$$\frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial z} = \frac{3\mu y(k)z'(k)}{r^5(k)} + \frac{22.5\mu J_2 r_e^2 y(k)z'(k)}{r^7(k)} - \frac{52.5\mu J_2 r_e^2 y(k)z'^3(k)}{r^9(k)} - \omega^2 \sin B \cos B \quad (25)$$

$$\frac{\partial f_3(\mathbf{X})}{\partial x} = \frac{3\mu x(k)z'(k)}{r^5(k)} + \frac{22.5\mu J_2 r_e^2 z'(k)x(k)}{r^7(k)} - \frac{52.5\mu J_2 r_e^2 z'^3(k)x(k)}{r^9(k)} \quad (26)$$

$$\frac{\partial f_3(\mathbf{X})}{\partial y} = \frac{3\mu y(k)z'(k)}{r^5(k)} + \frac{22.5\mu J_2 r_e^2 z'(k)y(k)}{r^7(k)} - \frac{52.5\mu J_2 r_e^2 z'^3(k)y(k)}{r^9(k)} - \omega^2 \sin B \cos B \quad (27)$$

$$\frac{\partial f_3(\mathbf{X})}{\partial z} = -\frac{\mu}{r^3(k)} + \frac{3\mu z'^2(k)}{r^5(k)} - \frac{4.5\mu J_2 r_e^2}{r^5(k)} + \frac{45\mu J_2 r_e^2 z'^2(k)}{r^7(k)} - \frac{52.5\mu J_2 r_e^2 z'^4(k)}{r^9(k)} + \omega^2 \cos^2 B \quad (28)$$

$$\frac{\partial f_1(\mathbf{X})}{\partial \dot{x}} = \frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial \dot{y}} = \frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial \dot{z}} = \frac{\partial f_3(\mathbf{X})}{\partial \dot{y}} = \frac{\partial f_3(\mathbf{X})}{\partial \dot{z}} = 0 \quad (29)$$

$$\frac{\partial f_1(\mathbf{X})}{\partial \dot{y}} = 2\omega \sin B, \quad \frac{\partial f_1(\mathbf{X})}{\partial \dot{z}} = -2\omega \cos B \quad (30)$$

$$\frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial \dot{x}} = -2\omega \sin B, \quad \frac{\partial f_3(\mathbf{X})}{\partial \dot{x}} = 2\omega \cos B \quad (31)$$

由于 $\hat{\mathbf{X}}(k|k) = E[\mathbf{X}(k)|\mathbf{Z}^k]$, 所以忽略高阶项后由式(15)可得空间动力学方程约束下状态一步预测为 $\hat{\mathbf{X}}(k+1|k) = E[\mathbf{X}(k+1)|\mathbf{Z}^k]$

$$= \mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{X}}(k|k) + \mathbf{D}(k)f(\hat{\mathbf{X}}(k|k)) \quad (32)$$

式(32)既包含了式(1)所给出的状态方程或式(2)所给出状态方程线性部分对应的滤波公式,又包含了空间动力学方程约束部分 $\mathbf{D}(k)f(\mathbf{X}(k))$ 对应的滤波

公式 $\mathbf{D}(k)f(\hat{\mathbf{X}}(k|k))$.

式(15)和式(32)相减,并忽略高阶项可得

$$\tilde{\mathbf{X}}(k+1|k) = \mathbf{X}(k+1) - \hat{\mathbf{X}}(k+1|k) = \mathbf{F}(k)\tilde{\mathbf{X}}(k|k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{f}_x(k)\tilde{\mathbf{X}}(k|k) + \mathbf{V}(k) \quad (33)$$

其中: $\tilde{\mathbf{X}}(k|k) = \mathbf{X}(k) - \hat{\mathbf{X}}(k|k)$.

由式(33)可得协方差的一步预测为

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k+1|k) &= E[\tilde{\mathbf{X}}(k+1|k)\tilde{\mathbf{X}}'(k+1|k)|\mathbf{Z}^k] \\ &= E[(\mathbf{F}(k)\tilde{\mathbf{X}}(k|k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{f}_x(k)\tilde{\mathbf{X}}(k|k) + \mathbf{V}(k))(\tilde{\mathbf{X}}'(k|k)\mathbf{F}'(k) + \tilde{\mathbf{X}}'(k|k)\mathbf{f}'_x(k)\mathbf{D}'(k) + \mathbf{V}'(k))|\mathbf{Z}^k] \\ &= \mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{F}'(k) + \mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{f}'_x(k)\mathbf{D}'(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{f}_x(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{F}'(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{f}_x(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{f}'_x(k)\mathbf{D}'(k) + \mathbf{Q}(k) \end{aligned} \quad (34)$$

其中: $\mathbf{Q}(k)$ 为过程噪声 $\mathbf{V}(k)$ 的协方差矩阵. 式(34)既包含了式(1)所给出状态方程对应的协方差滤波公式 $\mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{F}'(k)$ 和 $\mathbf{Q}(k)$, 又包含了空间动力学方程约束部分 $\mathbf{D}(k)f(\mathbf{X}(k))$ 对应的协方差滤波公式

$$\mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{f}'_x(k)\mathbf{D}'(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{f}_x(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{F}'(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{f}_x(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{f}'_x(k)\mathbf{D}'(k)$$

新息协方差

$$\mathbf{S}(k+1) = \mathbf{H}(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}'(k+1) + \mathbf{R}_D(k+1) \quad (35)$$

增益

$$\mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}'(k+1)\mathbf{S}^{-1}(k+1) \quad (36)$$

状态更新方程

$$\hat{\mathbf{X}}(k+1|k+1) = \hat{\mathbf{X}}(k+1|k) + \mathbf{K}(k+1)[\mathbf{Z}_D(k+1) - \mathbf{H}(k+1)\hat{\mathbf{X}}(k+1|k)] \quad (37)$$

协方差更新方程

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k+1|k+1) &= [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k+1)\mathbf{H}(k+1)]\mathbf{P}(k+1|k) \\ &\quad \cdot [\mathbf{I} + \mathbf{K}(k+1)\mathbf{H}(k+1)]' \\ &\quad - \mathbf{K}(k+1)\mathbf{R}_D(k+1)\mathbf{K}'(k+1) \end{aligned} \quad (38)$$

其中: \mathbf{I} 为 9×9 的单位阵.

4 跟踪结果仿真分析

空间目标空中关机点速度、关机点经纬高,雷达站经纬度和高程,以及雷达径向距离、方位角和俯仰角测量误差的标准差等相关参数设置如表1所示,过程噪声 $\mathbf{V}(k)$ 的协方差矩阵 $\mathbf{Q}(k)$ 的相关取值采用 Singer 模型^[9],基于动力学模型约束的空间目标跟踪流程图如图1所示.

在仿真环境下对式(1)给出的状态方程相对应的滤波算法和论文所提滤波算法的跟踪结果进行了对比分析,其跟踪轨迹分别称为“原跟踪轨迹”和“现跟踪轨迹”.图2为东北天(ENU)坐标系下空间目标真实轨

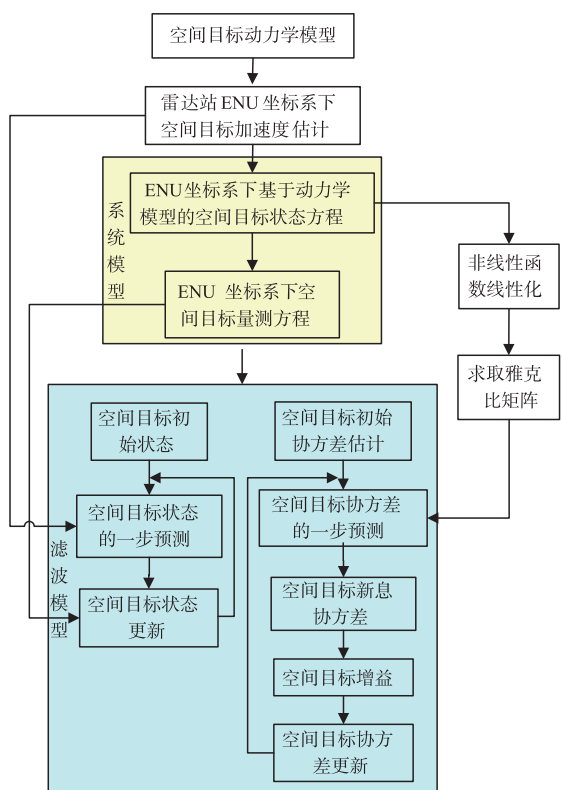


图1 基于动力学模型约束的空间目标跟踪流程图

迹、测量轨迹、原跟踪轨迹和现跟踪轨迹的三维结果对比图,图3为图2的 $x-z$ 轴跟踪结果的局部放大图,图4~6为单次实验原跟踪轨迹和现跟踪轨迹的 x 、 y 、 z 轴误差定量分析对比图,图7为50次蒙特卡洛实验后的径向距离均方根误差对比图,具体计算如下:

表1 仿真参数设置

参数名称	参数值
测量时间	0 ~ 540s
关机点空间目标 x 轴速度	1200m/s
关机点空间目标 y 轴速度	1200m/s
关机点空间目标 z 轴速度	2000m/s
关机点空间目标经度	85°
关机点空间目标纬度	40°
关机点空间目标高度	80km
雷达站经度	70°
雷达站纬度	35°
雷达站大地高程	600m
雷达采样间隔	50ms
雷达距离测量误差标准差	6m
雷达方位测量误差标准差	0.00014rad/s
雷达俯仰测量误差标准差	0.00014rad/s

$$\sigma_p = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\hat{x}_i - x)^2 + (\hat{y}_i - y)^2 + (\hat{z}_i - z)^2} \quad (39)$$

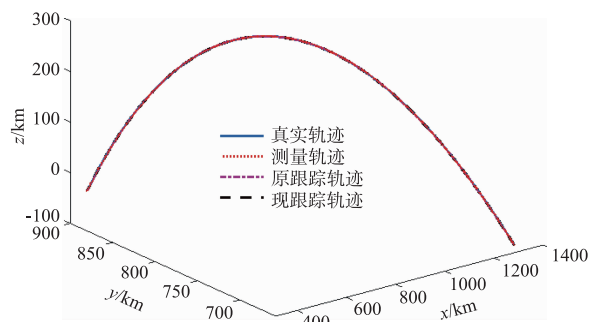


图2 空间目标运动轨迹三维对比图

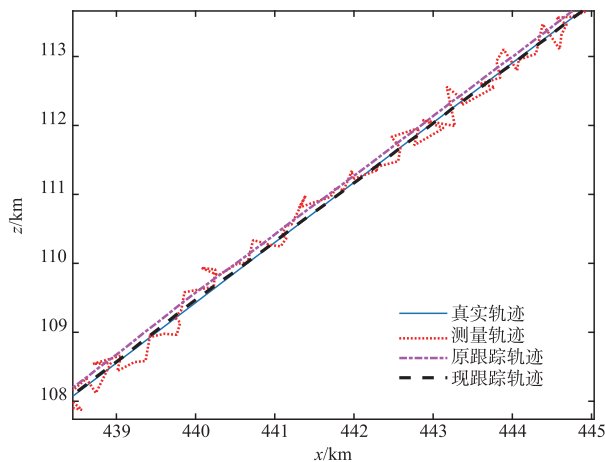


图3 空间目标运动轨迹 $x-z$ 轴结果局部放大图

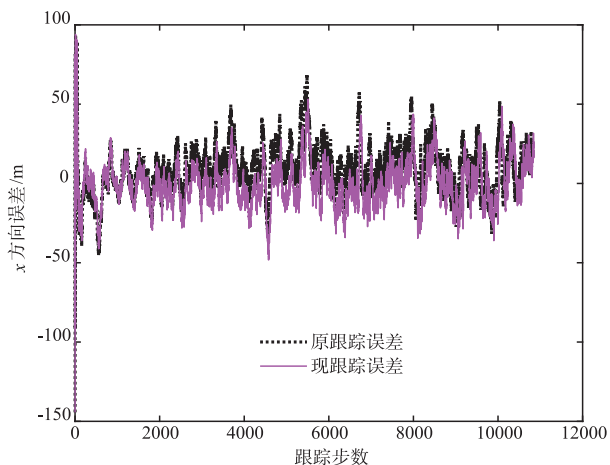


图4 空间目标 x 方向跟踪误差对比图

由图2、图3可看出,式(1)给出的状态方程相对应的滤波算法和论文所提的基于动力学模型约束的滤波算法均可对空间目标进行较好地跟踪,但从图3局部放大结果、图4~6跟踪误差对比图可清晰看出,原滤波方法获得的结果和真实目标运动轨迹偏差较大,而基

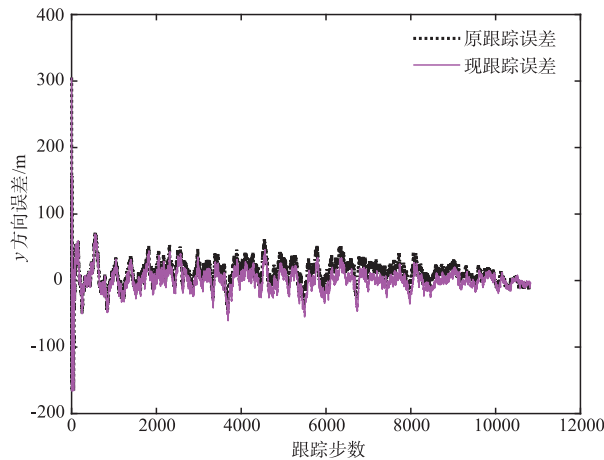


图5 空间目标y方向跟踪误差对比图

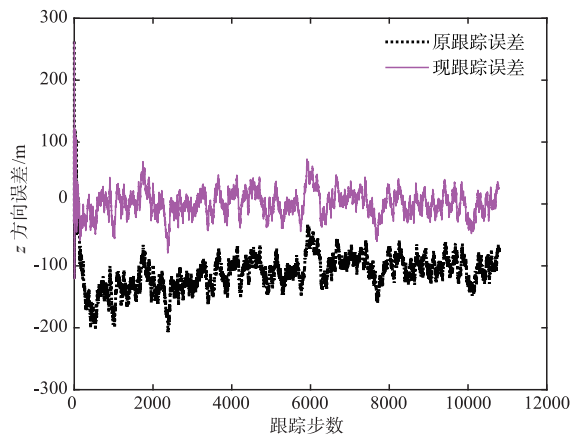


图6 空间目标z方向跟踪误差对比图

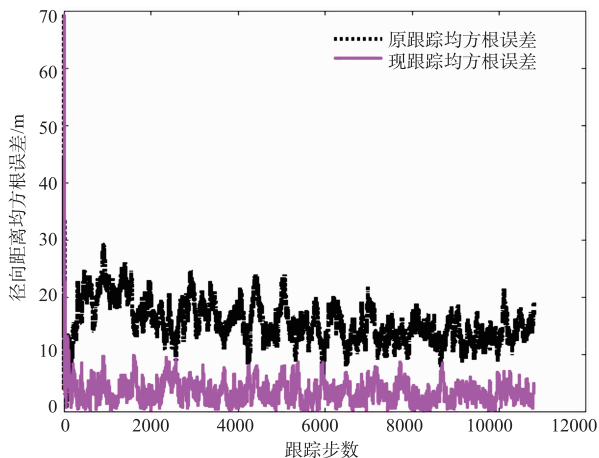


图7 空间目标径向距离均方根误差对比图

于动力学模型约束的方法无论 x 、 y 、 z 轴的跟踪误差均有所降低,其中 z 轴偏差由原来的 100m 左右降低到 5m 左右,由图 7 可看出,50 次蒙特卡洛实验径向距离均方根误差由原来的 15m 左右降到 3m 左右,基于空间动力学方程约束方法的跟踪精度提升明显.另外,由于空间

目标运动后期存在机动变轨等复杂运动场景较难仿真再现,所以论文只给出了空间目标做椭圆轨道运动情况下所提算法的跟踪结果对比图.

5 小结

为有效解决空间目标高精度跟踪问题,论文从空间目标运动特性出发,将目标空间方程和跟踪算法相结合,在空间目标跟踪过程中实时估计目标加速度,并在空间方程约束下利用加速度对空间目标跟踪系统模型进行修正,将空间目标跟踪模型建模为线性和非线性两部分的叠加,并重点解决空间目标跟踪中的非线性问题,通过将非线性模型进行线性化处理,并和已有的线性模型相结合,利用空间目标加速度对滤波模型进行实时修正,达到有效提高空间目标跟踪精度的目的.

参考文献

- [1] 高雁翎,张保庆. 2017 年世界弹道导弹防御发展分析[J]. 战术导弹技术,2018,(1):42-46.
GAO Yanlin,ZHANG Baoqing. Analysis of ballistic missile defense development in 2017 [J]. Tactical Missile Technology,2018,(1):42-46. (in Chinese)
- [2] 肖金科,杜云,李为民,等. 弹道导弹防御系统及其关键技术发展分析[J]. 战术导弹技术,2017,(3):18-22.
XIAO Jinke,DU Yun,LI Weimin,et al. Analysis on development trend of ballistic missile defense system and its key technology[J]. Tactical Missile Technology,2017,(3):18-22. (in Chinese)
- [3] 张博伦,周荻,吴世凯. 临近空间高超声速飞行器机动模型及弹道预测[J]. 系统工程与电子技术,2019,41(9):2072-2079.
ZHANG Bolun,ZHOU Di,WU Shikai. Maneuver model and trajectory prediction of near space hypersonic aircraft [J]. Systems Engineering and Electronics,2019,41(9):2072-2079. (in Chinese)
- [4] 刘彦君,乔士东,黄金才,等. 一种高精度弹道导弹落点预测方法[J]. 弹道学报,2012,24(1):22-26.
LIU Yanjun,QIAO Shidong,HUANG Jincai,et al. A method of impact point prediction of ballistic missile [J]. Journal of Ballistics,2012,24(1):22-26. (in Chinese)
- [5] 杜广洋,郑学合. 雷达群目标跟踪条件下的弹道预报方法[J]. 系统工程与电子技术,2018,40(12):2683-2688.
DU Guangyang,ZHENG Xuehe. Trajectory prediction method under the condition of radar cluster targets tracking [J]. Systems Engineering and Electronics,2018,40(12):2683-2688. (in Chinese)
- [6] 靳俊峰,李川,马敏. 基于动力学的弹道导弹目标轨道维持算法[J]. 雷达与对抗,2015,35(3):15-19.

- JIN Jun-feng, LI Chuan, MA Min. An orbit maintenance algorithm for ballistic missile targets based on dynamics [J]. Radar & ECM, 2015, 35(3): 15 – 19. (in Chinese)
- [7] LAN J, LI X R. Tracking of maneuvering non-ellipsoidal extended object or target group using random matrices[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2014, 62(9): 2450 – 2463.
- [8] 刘妹琴, 兰剑. 目标跟踪前沿理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2015. 38 – 75.
- [9] HE You, XIU Jianjuan, GUAN Xin. Radar Data Processing with Applications [M]. USA: John Wiley & Publishing House of Electronics Industry, 2016. 53 – 71.
- [10] 田野, 万华, 秦国政, 等. STSS 预警卫星目标跟踪能力研究[J]. 中国电子科学研究院学报, 2019, 14(2): 184 – 188.
TIAN Ye, WAN Hua, QIN Guo-zheng, et al. The research of target tracking ability for STSS [J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2019, 14(2): 184 – 188. (in Chinese)
- [11] 刘利生, 郭军海, 刘元, 等. 空间轨迹测量融合处理与精度分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2014. 9 – 12.
LIU Lisheng, GUO Junhai, Liu Yuan, et al. Fusion Processing and Accuracy Analysis of Space Trajectory Measurement [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014. 9 – 12. (in Chinese)
- [12] 郭军海. 弹道测量数据融合技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012. 55 – 92.
- [13] 王思. 多基雷达弹道导弹弹道融合跟踪与预报方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012. 10 – 23.
WANG Si. Research on Technology of Initial Alignment and Inertial Device Calibration off the Lunar Surface [D]. Haibin; Haibin Institute of Technology, 2012. 10 – 23. (in Chinese)
- [14] 周万幸. 空间导弹目标的捕获和处理[M]. 北京: 电子工业出版社, 2013. 109 – 154.
- [15] 赵艳丽. 弹道导弹雷达跟踪与识别研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2007. 16 – 52.
- [16] LI X R, JILKOV V P. A survey of maneuvering target tracking-part ii: ballistic target models [A]. Proceedings of SPIE Conference on Signal and Data Processing of Small Targets [C]. San Diego, USA; CA, 2001. 559 – 581.
- [17] LI X, Rong, JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking-part ii: motion models of ballistic and space targets [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(2): 96 – 119.

作者简介



修建娟 女, 1971年4月生于山东省蓬莱市. 现为海军航空大学信息融合研究所教授、硕士生导师, 在国内外发表学术论文60余篇.
E-mail: xiujianjuan@163.com



张敬艳 女, 1990年6月出生于山东省荣成市, 现为海军航空大学信息融合研究所硕士研究生, 主要研究方向为目标跟踪.
E-mail: 443004224@qq.com



董凯 男, 1986年2月出生于湖南省岳阳市. 现为海军航空大学信息融合研究所副教授, 从事目标跟踪、多源信息融合方面研究工作.
E-mail: 188dongkai@163.com