

引用格式:韩蕾蕾,修建娟,董凯,等.基于轨迹预报的空间目标断续航迹关联算法[J].电光与控制,2019,26(12):100-104. HAN L L, XIU J J, DONG K, et al. A space target intermittent track association algorithm based on trajectory prediction[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(12): 100-104.

## 基于轨迹预报的空间目标断续航迹关联算法

韩蕾蕾<sup>a</sup>, 修建娟<sup>a</sup>, 董凯<sup>a</sup>, 李启飞<sup>b</sup>

(海军航空大学, a. 信息融合研究所; b. 研究生大队, 山东 烟台 264001)

**摘要:** 空间目标跟踪过程中,航迹中断会严重干扰航迹融合及加重传感器负担,因此,空间目标断续航迹关联算法研究意义重大。针对传统断续航迹关联算法中直线外推得到的预测航迹具有较大误差,从而导致关联不准确的问题,提出基于轨迹预报的空间目标断续航迹关联算法。该算法基于动力学方程对空间目标进行跟踪,对中断前滤波更新值进行曲线拟合得到预报初值点,并结合目标动力学模型进行轨迹预报,将预测数据与中断后新起始航迹前几个时刻的状态更新值进行关联配对,实现空间目标中断前后航迹的关联融合。仿真实验结果验证了所提算法的有效性。

**关键词:** 空间目标; 断续航迹; 航迹关联; 轨迹预报; 关联融合

中图分类号: TN955 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2019.12.021

## A Space Target Intermittent Track Association Algorithm Based on Trajectory Prediction

HAN Lei-lei<sup>a</sup>, XIU Jian-juan<sup>a</sup>, DONG Kai<sup>a</sup>, LI Qi-fei<sup>b</sup>

(Naval Aviation University, a. Information Fusion Institute; b. Graduate Brigade, Yantai 264001, China)

**Abstract:** The track interruption problem that appears in the space-target tracking process will seriously disturb the track fusion and increase the loads of the sensors. Therefore, the study on the spatial target intermittent track correlation algorithm is of great significance. In the traditional intermittent track correlation algorithm, the track obtained by linear extrapolation prediction has big error, which may lead to inaccurate association. Therefore, a spatial target intermittent track correlation algorithm based on trajectory prediction is proposed in the paper. The algorithm tracks the space target based on the dynamic equation, and makes curve-fitting to the filter update value before the interruption to obtain the predicted initial value point. The trajectory prediction is then combined with the target dynamic model. The predicted data is correlated and matched with the state update values of the first few moments after the interruption, to achieve the correlation fusion of the track before and after the interruption. Finally, the simulation results verify the effectiveness of the proposed algorithm.

**Key words:** space target; intermittent track; track association; trajectory prediction; association fusion

### 0 引言

空间目标具有密集性高、飞行速度快、各目标间的相对速度低及可分性差等特点<sup>[1-2]</sup>,加之受探测器性能等不确定性因素的影响,空间目标航迹经常出现中断的情况。中断一旦产生,传感器检测到新目标后会重新进行编批,致使中断前已获取的目标信息在中断后无法对应使用,会对信息融合造成严重干扰;而且传

感器重新起批跟踪目标,导致多通道跟踪同一目标,加重传感器负担,造成跟踪测量的低效率。因此,解决同一目标中断前后的航迹关联问题,不仅是改善空间目标跟踪连续性和稳定性的关键所在,也是实现空间目标高精度实时跟踪必须要解决的难点问题<sup>[3-5]</sup>。

针对中断航迹关联问题,很多学者进行了相关研究<sup>[6-9]</sup>,这些航迹关联算法的研究均具有十分重要的意义,但是其预测航迹普遍是通过滤波算法对中断前航迹进行直线外推得到的,具有一定的推算误差。如果是针对海面舰船等低速目标,滤波外推预测得到的数据基本上能满足误差精度要求,但是空间目标运动速度非常快,在较短的中断测量时间内运动距离可达很远,这就

收稿日期:2019-01-21

修回日期:2019-09-21

基金项目:国家自然科学基金重大研究计划重点支持项目(91538201)

作者简介:韩蕾蕾(1992—),女,山东栖霞人,硕士生,研究方向为多目标跟踪融合。

对预测精度要求很高。空间目标在飞行中受变化的重力加速度作用,其运动模型相当复杂<sup>[10-12]</sup>,从直观上看,其轨迹为椭圆轨迹,而滤波外推得到的是直线轨迹,利用滤波外推得到的数据明显具有较大的误差。由于预测数据误差过大,该目标航迹可能关联上其他目标的航迹,导致航迹关联错误,也可能超过雷达系统对同一目标的识别门限,导致新旧航迹关联失败,同一目标会被雷达重新起批,因此针对空间目标的断续航迹关联问题,上述文献中的关联算法需要进一步优化改进。

由于空间目标在大气层以外飞行,仅受地球引力的作用,难以进行有效的机动,据此本文提出结合轨迹预报的空间目标断续航迹关联算法。

## 1 基于动力学方程的空间目标跟踪模型

为了更好地对空间目标进行跟踪,本文采用基于目标动力学方程的高精度滤波模型<sup>[10-11,13]</sup>,该模型通过实时修正加速度,能更准确地描述空间目标的运动情况。通过对空间目标的滤波跟踪改善数据的精度,降低随机测量误差的影响,为后续中断航迹关联算法的研究打下良好的基础。

### 1.1 目标动力学模型

研究空间目标跟踪问题时,一般选择将运动模型描述在雷达站 ENU 坐标系下,因此将目标的动力学方程建立在 ENU 坐标系下<sup>[11]</sup>,目标加速度为

$$\mathbf{g}_r = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -\frac{\mu}{r^3} \begin{bmatrix} \left(1 + \frac{c_e}{r^2} \left(1 - 5 \left(\frac{z + \rho_z}{r}\right)^2\right)\right) (x + \rho_x) \\ \left(1 + \frac{c_e}{r^2} \left(1 - 5 \left(\frac{z + \rho_z}{r}\right)^2\right)\right) (y + \rho_y) \\ \left(1 + \frac{c_e}{r^2} \left(3 - 5 \left(\frac{z + \rho_z}{r}\right)^2\right)\right) (z + \rho_z) \end{bmatrix} - 2\boldsymbol{\Omega} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} - \boldsymbol{\Omega}^2 \begin{bmatrix} x + \rho_x \\ y + \rho_y \\ z + \rho_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:\$(x, y, z)\$ 为 ENU 坐标系下的目标位置坐标; \$\mu = 3.986004418 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2\$, 为万有引力常数; \$c\_e = \frac{3}{2} J\_2 r\_e^2\$, \$r\_e = 6378137 \text{ m}\$, 为地球赤道半径, \$J\_2 = 1.08264 \times 10^{-3}\$, 为地球二阶带谐系数, 而目标到地心的距离 \$r\$ 为

$$r = \sqrt{(x + \rho_x)^2 + (y + \rho_y)^2 + (z + \rho_z)^2} \quad (2)$$

地心纬度与大地纬度间的转换关系式为

$$\phi = \arctan\left(\frac{b^2}{a^2} \tan B\right) \quad (3)$$

式中: \$\phi\$ 为雷达站地心纬度; \$a, b\$ 分别为地球椭圆长半轴和短半轴, 且 \$a = 6378137 \text{ m}, b = 6356755 \text{ m}; B\$ 为雷达站大地纬度。

令 \$\theta = B - \phi\$, 则

$$\begin{cases} \rho_x = \rho \sin \theta \\ \rho_y = \rho \cos \theta \\ \rho_z = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中, \$\rho = r\_e + z\$, \$z\$ 为 ENU 坐标系下的 \$z\$ 轴数据。而

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

且

$$\begin{cases} \omega_x = \omega \cos \phi \\ \omega_y = \omega \sin \phi \\ \omega_z = 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中, \$\omega\$ 为地球自转角速度, 且 \$\omega = 7.27 \times 10^{-5} \text{ rad/s}\$。

### 1.2 滤波模型

基于动力学模型的空间目标状态方程为

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{g}_r(k) + \mathbf{V}(k) \quad (7)$$

式中: 系统状态向量为 \$\mathbf{X}(k) = [x \ \dot{x} \ \ddot{x} \ y \ \dot{y} \ \ddot{y} \ z \ \dot{z} \ \ddot{z}]'\$; \$\mathbf{g}\_r(k)\$ 为 \$k\$ 时刻空间目标的加速度, 可由式(1)得到; \$\mathbf{V}(k)\$ 为零均值的高斯白色过程噪声, 设其对应的噪声协方差矩阵为 \$\mathbf{Q}(k)\$; 状态转移矩阵 \$\mathbf{F}(k)\$ 为

$$\mathbf{F}(k) = \mathbf{F}_1 \otimes \mathbf{I}_d, \quad (8)$$

$$\mathbf{F}_1 = \begin{bmatrix} 1 & T & (\alpha T - 1 + e^{-\alpha T})/\alpha^2 \\ 0 & 1 & (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

\$T\$ 为采样间隔, \$\alpha\$ 为机动频率。

式(7)的状态方程中通过 \$\mathbf{D}(k)\mathbf{g}\_r(k)\$ 项来实时进行弹道约束, 提高滤波跟踪的精度, 而

$$\mathbf{D}(k) = \mathbf{D}_1(k) \otimes \mathbf{I}_d \quad (10)$$

且

$$\mathbf{D}_1(k) = \begin{bmatrix} 0.5T^2 & T & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}' \quad (11)$$

目标的量测模型为

$$\mathbf{Z}(k+1) = \mathbf{H}(k+1)\mathbf{X}(k+1) + \mathbf{W}(k+1) \quad (12)$$

式中: \$\mathbf{H}(k+1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}\$, 为量

测矩阵; \$\mathbf{W}(k+1)\$ 为零均值的高斯白色量测噪声, 设其对应的直角坐标系下的转换量测噪声协方差矩阵为 \$\mathbf{R}(k+1)\$。

状态的一步预测为

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = \mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{x}}(k|k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{g}_r(k) \quad (13)$$

协方差的一步预测为

$$\mathbf{P}(k+1|k) = \mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{F}'(k) + \mathbf{Q}(k) \quad (14)$$

量测值的一步预测为

$$\hat{\mathbf{Z}}(k+1|k) = \mathbf{H}(k+1)\hat{\mathbf{X}}(k+1|k) \quad (15)$$

新息协方差为

$$S(k+1) = H(k+1)P(k+1|k)H'(k+1) + R(k+1) \quad (16)$$

增益为

$$K(k+1) = P(k+1|k)H'(k+1)S^{-1}(k+1) \quad (17)$$

状态更新方程为

$$\hat{X}(k+1|k+1) = \hat{X}(k+1|k) + K(k+1) \cdot [Z(k+1) - H(k+1)\hat{X}(k+1|k)] \quad (18)$$

协方差更新方程为

$$P(k+1|k+1) = [I - K(k+1)H(k+1)]P(k+1|k) \cdot [I + K(k+1)H(k+1)]' - K(k+1)R(k+1)K'(k+1) \quad (19)$$

式中,  $I$  为  $9 \times 9$  的单位阵。

## 2 空间目标轨迹预报模型

滤波处理后得到的航迹数据仍然存在一定的误差,为了进一步获得更为准确的预报初值点数据,可采用曲线拟合的方法进行平滑处理,再结合轨迹预报模型<sup>[14]</sup>,得到目标中断后的预测轨迹。

### 2.1 最小二乘拟合平滑法

连续取航迹中断前  $n$  个时刻的航迹滤波估计值作为曲线拟合所需要的数据集,由于九维的滤波估计值的拟合步骤完全相同,因此本文只针对其中一维进行拟合方法介绍。设滤波估计值  $x$  轴的位置分量为  $X_k$ ,  $k=1,2,\dots,n$ ,其对应的雷达采样时间为  $t_k$ ,  $k=1,2,\dots,n$ 。做曲线拟合时,最小二乘法的原理是使得各观测数据与拟合曲线的偏差的平方和最小,这样就能使拟合的曲线更接近于真实函数。设未知函数接近于线性函数,拟合曲线的表达式为

$$X(t) = a \cdot t + b \quad (20)$$

则每一个观测数据点与拟合曲线的偏差为

$$X(t_k) - X_k = a \cdot t_k + b - X_k \quad k=1,2,\dots,n \quad (21)$$

而偏差的平方和为

$$F(a,b) = \sum_{k=0}^n (a \cdot t_k + b - X_k)^2 \quad (22)$$

根据最小二乘原理,应取  $a$  与  $b$  使  $F(a,b)$  有极小值,即  $a$  与  $b$  应满足

$$\frac{\partial F(a,b)}{\partial a} = 2 \sum_{k=0}^n (a \cdot t_k + b - X_k) \cdot t_k = 0 \quad (23)$$

$$\frac{\partial F(a,b)}{\partial b} = 2 \sum_{k=0}^n (a \cdot t_k + b - X_k) = 0 \quad (24)$$

即

$$a \sum_{k=0}^n t_k^2 + b \sum_{k=0}^n t_k = \sum_{k=0}^n t_k X_k \quad (25)$$

$$a \sum_{k=0}^n t_k + bn = \sum_{k=0}^n X_k \quad (26)$$

求解上述方程便可获得  $a, b$  的取值,确定待定系数后即可求解出中断前最后一个时刻的  $x$  轴位置坐标,同样也可以得到该时刻拟合后的其他的位置、速度和加速度信息,并将该坐标点作为外推预报的初值点。

### 2.2 欧拉外推轨迹预报

根据 1.1 节空间目标动力学模型,并结合预报初值点的位置和速度值,即可计算下一时刻的空间目标位置和速度值分别为

$$\begin{cases} x(k+1) = x(k) + \dot{x}(k)T + 0.5\ddot{x}(k)T^2 \\ y(k+1) = y(k) + \dot{y}(k)T + 0.5\ddot{y}(k)T^2 \\ z(k+1) = z(k) + \dot{z}(k)T + 0.5\ddot{z}(k)T^2 \end{cases} \quad (27)$$

$$\begin{cases} \dot{x}(k+1) = \dot{x}(k) + \ddot{x}(k)T \\ \dot{y}(k+1) = \dot{y}(k) + \ddot{y}(k)T \\ \dot{z}(k+1) = \dot{z}(k) + \ddot{z}(k)T \end{cases} \quad (28)$$

以此类推,可逐步推算出航迹中断后各个时刻的外推预报数据值。

## 3 空间目标断续航迹关联算法

空间目标航迹中断时,传统的滤波算法无法及时对预测值进行修正更新,导致航迹预测是直线外推预测,具有很大的预测误差,本文基于目标动力学方程的轨迹预报方法可较好地预测出目标的椭圆运动轨迹,误差相对较小,本文采取关联算法对两种方法的有效性进行验证。

### 3.1 航迹关联样本的选择

设时刻对准后,中断后预测航迹和新起始航迹分别表示为

$$M = \{\hat{X}^1(k|k), k = k_r, \dots, k_t\} \quad (29)$$

$$N = \{\hat{X}^2(k|k), k = k_s, \dots, k_w\} \quad (30)$$

式中:  $k_r, k_t$  分别表示推算航迹的第一个和最后一个时刻;  $k_s, k_w$  分别表示中断后新起始航迹的第一个和最后一个时刻;  $\hat{X}^1(k|k)$  表示  $k$  时刻航迹外推预测后的状态矢量,且

$$\hat{X}^1(k|k) = [x(k) \quad \dot{x}(k) \quad \ddot{x}(k) \quad y(k) \quad \dot{y}(k) \quad \ddot{y}(k) \quad z(k) \quad \dot{z}(k) \quad \ddot{z}(k)]'; \quad (31)$$

而  $\hat{X}^2(k|k)$  表示  $k$  时刻新起始航迹状态估计矢量,数据格式与  $\hat{X}^1(k|k)$  相同。

### 3.2 断续航迹关联

通过欧拉外推预报值代替滤波预测值,在外推预测值和新航迹进行时刻对准后,与新航迹最初的几个时刻状态更新值进行航迹关联判断。由  $\hat{X}^1(k|k)$  和  $\hat{X}^2(k|k)$  构造位置检验统计量  $\lambda(k)$ , 即

$$\lambda(k) = [(\hat{x}^1(k|k) - \hat{x}^2(k|k))^2 + (\hat{y}^1(k|k) - \hat{y}^2(k|k))^2 + (\hat{z}^1(k|k) - \hat{z}^2(k|k))^2]^{1/2} \quad (32)$$

若位置检验统计量  $\lambda(k)$  低于设定的检验门限  $d$ , 则判

定该时刻两条航迹关联上,其中,  $d$  的取值可根据空中目标类型和工程经验确定和调整。为了保证关联正确率,需利用连续多个时刻的数据由滑窗检验的关联质量判定最终的关联对。

定义预测航迹和中断后新起始航迹在  $l$  时刻的关联质量为

$$m(l) = m(l-1) + \Delta m(l) \quad (33)$$

式中,  $\Delta m(l) = \begin{cases} 1 & \lambda(l) \leq d \\ 0 & \lambda(l) > d \end{cases}$ , 且如果航迹在  $l$  时刻第一次关联,则  $m(l-1) = 0$ 。

考虑到空间目标速度比较快,为了减少计算量,取连续 10 个时刻的数据进行关联判断,在连续关联判断后,如果  $m(l) \geq 7$ ,则判断相应的中断前航迹和中断后新起始航迹来自同一个空间目标,否则的话可以等待下个滑窗来继续进行关联判断。

综上,当航迹发生中断时,文中航迹关联算法流程如图 1 所示。

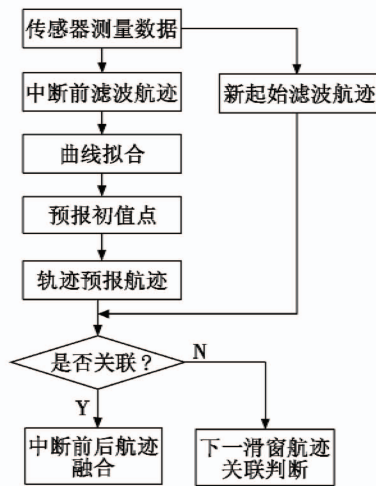
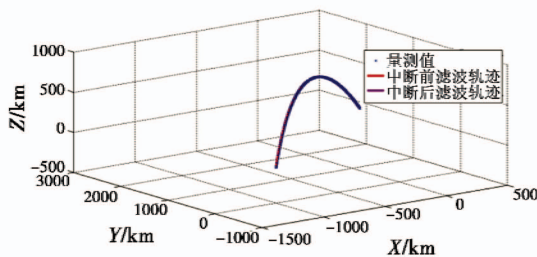


图 1 本文算法流程图

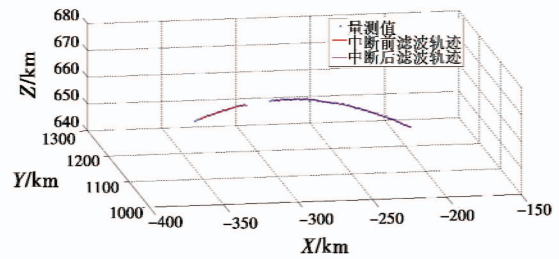
Fig. 1 Flow chart of the proposed algorithm

### 4 仿真分析

设雷达采样间隔  $T = 1$  s, 目标运动时间为 0 ~ 860 s, 中断时间发生在 436 ~ 445 s, 雷达的测距误差均方差为 6 m, 方位和俯仰测角误差均方差均为 0.0014 rad, 利用仿真生成雷达对空间目标的测量数据, 如图 2 所示。



a 原始图



b 中断前后的放大图

图 2 目标量测数据及滤波轨迹

Fig. 2 Target measurement data and filter trajectory

为了验证本文算法的有效性,将其与传统的直接滤波外推关联算法相比较,图 3 所示为两种算法下预测航迹与中断后新起始航迹的关联效果图,表 1 是两种算法下预测值与新起始航迹滤波值的位置误差值。

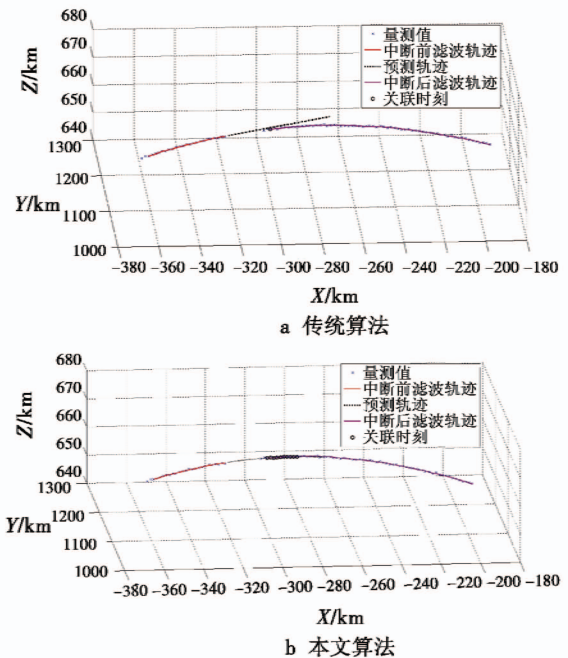


图 3 两种算法航迹关联对比

Fig. 3 Track correlations of the two algorithms

表 1 两种算法下的位置误差

Table 1 RMS position error of the two algorithms m

时刻	传统算法	本文算法(拟合)	本文算法(未拟合)
1	575.95	30.52	93.74
2	625.20	217.78	237.40
3	929.63	192.59	112.79
4	885.72	37.63	134.30
5	935.69	122.96	209.52
6	1071.54	142.39	207.97
7	1211.14	222.78	251.02
8	1368.69	182.53	217.63
9	1544.81	157.76	182.32
10	1677.30	166.93	216.08

由图 3 及表 1 可知,在设定距离门限  $d_1$  并取连续 10 个时刻的数据进行关联判断时,传统的滤波外推预



测只有1个时刻预测航迹与新起始航迹关联上,得出的判断结果是中断前航迹和中断后新起始航迹并非来自同一个空间目标,雷达将重新起批跟踪目标;利用本文算法,10个时刻全部关联上,判断相应的中断前航迹和中断后新起始航迹来自同一个空间目标从而进行航迹融合。虽然随着中断时间的延长,两种算法的预测误差均会逐渐增大,但是本文算法的关联效果明显优于传统滤波方法,而且中断时间越长,本文算法的优势将越明显。

本文也就曲线拟合方法对关联算法的影响进行了仿真验证。在本文算法中,分别针对曲线拟合(采取10个时刻的更新值数据拟合得到预报初值点)和未曲线拟合两种条件,重新设置距离门限 $d_2$ ( $d_2 < d_1$ )并连续取10个时刻的数据进行关联判断,仿真结果分别如表1和图4所示。

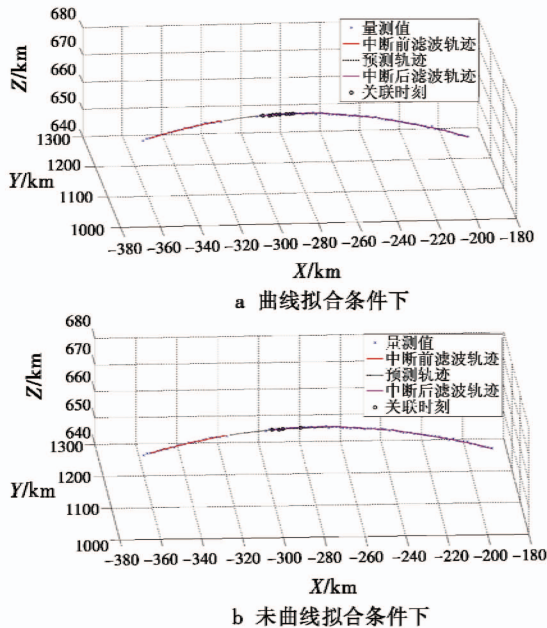


图4 有无曲线拟合条件下关联情况对比

Fig. 4 Correlations with or without curve fitting

仿真表明,在相同的距离判断门限条件下,经过曲线拟合后进行轨迹预测得到的数据有8个时刻与新起始航迹的状态更新值关联上,而未曲线拟合条件下只有4个时刻关联上,可证明曲线拟合方法大大提高了初值预报点的精度,有利于航迹的关联融合。

## 5 结束语

为有效解决空间目标测量数据断续带来的短小航迹多等问题,本文针对断续航迹关联问题中的中断航迹外推预测方法进行了重点研究,提出结合轨迹预报的空间目标断续航迹关联算法。利用空间目标动力学方程对目标运动轨迹进行预报,将航迹预报结果和中断后新起始航迹前几个时刻的状态更新值进行关联配

对,根据目标运动特征等辅助信息设置关联门限和关联检验统计量,实现空间目标中断前后航迹的关联融合,可解决复杂环境下由于空间目标测量数据断续造成的目标时跟时丢、同一目标重复起批、有效跟踪目标批数有限等问题,改善空间目标跟踪的连续性和稳定性,提高雷达系统有效跟踪目标的能力和跟踪精度。

## 参考文献

- [1] 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.
- [2] 饶彬. 对抗条件下弹道目标的雷达跟踪技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [3] 杜渐, 夏学知. 面向航迹中断的模糊航迹关联算法 [J]. 火力与指挥控制, 2013, 38(6): 68-71.
- [4] HE Y, ZHU H W, TANG X M. Joint systematic error estimation algorithm for radar and automatic dependent surveillance broadcasting [J]. IET Radar, Sonar & Navigation, 2013, 7(4): 361-370.
- [5] ARNOLD J, BAR-SHALOM Y, MUCCI R. Track segment association with a distributed field of sensors [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1985, 78(4): 1317-1324.
- [6] 俞建国, 刘梅, 陈锦海. 弹道目标航迹片段关联及优化 [J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1897-1904.
- [7] 齐林, 王海鹏, 熊伟, 等. 基于先验信息的多假设模型中断航迹关联算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(4): 732-739.
- [8] 毛艺帆, 张多林, 王路. 弹道导弹被动段中断航迹关联方法 [J]. 装甲兵工程学院学报, 2016, 30(2): 62-66.
- [9] 毛艺帆, 张多林, 王路. 基于模糊理论和证据组合的被动段弹道导弹中断航迹关联方法 [J]. 电光与控制, 2017, 24(2): 47-50.
- [10] LI X R, JILKOV V P. A survey of maneuvering target tracking—Part II: ballistic target models [C]//Proceedings of SPIE Conference on Signal and Data Processing of Small Targets, 2001: 1-23.
- [11] 赵艳丽. 弹道导弹雷达跟踪与识别研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
- [12] LI X R, JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking. Part II: motion models of ballistic and space targets [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2010, 46(1): 96-119.
- [13] LI X R, JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking. Part V: multiple-model methods [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2005, 41(4): 1255-1321.
- [14] 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.