

信标模式机动目标跟踪数据实时处理

商临峰^{1,2}, 邢科义¹, 甘友谊²

(1. 西安交通大学 系统工程研究所 机械制造系统工程国家重点实验室, 陕西 西安 710049;

2. 太原卫星发射中心 试验技术部, 山西 太原 030027)

摘要: 信标模式下的机动目标测速数据存在较大时变系统误差, 导致目标飞行弹道解算精度降低. 针对此问题, 本文通过增加表征系统误差的分量项, 对机动目标运动模型的状态向量扩维, 并将系统误差引入到测量方程中, 提出一种弹道估计新算法. 利用无迹卡尔曼滤波计算跟踪目标的轨迹, 同时估计系统误差. 仿真试验表明, 该方法无论在应答或信标模式下都可以解算出满足精度要求的弹道.

关键词: 机动目标跟踪; 信标数据处理; 无迹卡尔曼滤波

中图分类号: TN953 **文献标识码:** A

Real-time processing of tracking data of maneuvering target in beacon-mode

SHANG Lin-feng^{1,2}, XING Ke-yi¹, GAN You-yi²

(1. The State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering, Systems Engineering Institute,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an Shaanxi 710049, China;

2. Technique Department, Taiyuan Satellite Launch Center, Taiyuan Shanxi 030027, China)

Abstract: When tracking the maneuvering target in beacon-mode, the accuracy of track estimation is always deteriorated by the system error in beacon-mode measurements. To deal with this problem, a novel method for estimating the target trajectory is proposed by augmenting the state vector with a system error element in target moving model, and adding this system error factor to the measurements equation. An Unscented Kalman filter is employed for estimating the system error and track the target. Simulation results show that the presented method can track the target with desired accuracy either in beacon-mode or in response mode.

Key words: maneuvering target tracking; beacon-mode data processing; unscented Kalman filter

1 引言(Introduction)

在火箭飞行试验中, 连续波测速雷达是地面测控网中高精度测量设备, 按其箭载合作目标类型分两种测量模式, 分别为应答模式和信标模式. 在应答模式下, 箭载合作目标锁定地面站发送的上行频率后转发下行频率, 地面频标源具有较高精度, 测速雷达获取上行站到目标再到下行站的距离和变化率精度就较高, 因此测速雷达传统上采用应答模式, 并有成熟的弹道解算方法^[1-3]. 应答模式缺点是测速雷达能否获得测量数据完全依赖于箭载合作目标能否锁定上行频率. 当目标飞行过程中因火焰干扰等原因应答机接收不到上行频率, 地面多个接收站会同时失去跟踪数据. 为了减少测量数据出现完全缺失的情况, 新型合作目标增加了信标测量模式, 在合作目标失锁上行信号后, 自动转为信标模式, 再次锁定上行信号时再恢复应答模式. 在信标模式下, 弹载合作目标采用自带晶振作为频标源, 自主发送下行频率,

避免了多个测站同时丢失测量信号的情况. 信标模式的不足是自带晶振精度低于地面频标源, 下行信号会在设定频率上发生一定程度的飘移, 与多普勒频移叠加在一起, 导致了地面测量到的距离变化率中引入了较大系统误差, 传统抑制随机误差有效的平滑滤波方法失效, 弹道解算精度显著下降. 如何有效处理这种情况, 各种文献中鲜有报道, 必须展开新的研究.

本文分析了信标测量数据中系统误差的统计特征, 发现了在同一采样时刻多站信标数据中系统误差的统计相似特征; 基于此特征, 将系统误差作为一个待估状态加入到目标运动模型的状态向量中, 在测量模型中借助多测元向量对其实现观测, 最后采用无迹卡尔曼滤波(UKF, unscented Kalman filter)^[4-5]方法在解算弹道的同时估计出了测元的系统误差, 仿真结果表明, 本文所提出的方法是有效的, 无论是在应答模式下, 还是信标模式下都能解算

出满足精度要求的弹道。

2 信标数据误差分析(Beacon-mode data error analysis)

某次飞行试验中采用了新型箭载合作目标,测站接收到应答和信标两种模式数据。但模式切换时,数据处理软件不能同步收到状态标志,传统弹道解算方法失效。事后数据处理中,利用数据时间曲线中的台阶断点并结合遥测信息,可以对两种数据详加区分,采用样条约束的EMBT(error model best estimate of trajectory)方法^[1]可解算出一定精度意义下准确飞行弹道。以此事后弹道为基准,反算测速雷达在正常情况下应测量到的信标数据,再与飞行试验中实际收到的信标数据对比,若对比残差均值的绝对值大于测速数据随机误差的方差指标,则说明该信标数据中存在着不可忽略的系统误差。以两测站接收的信标数据为例,可知实战信标数据中存在着均值约为88 m/s、方差约为0.15 m/s的系统误差,并有随时间变大趋势,速度残差曲线如图1—2所示。

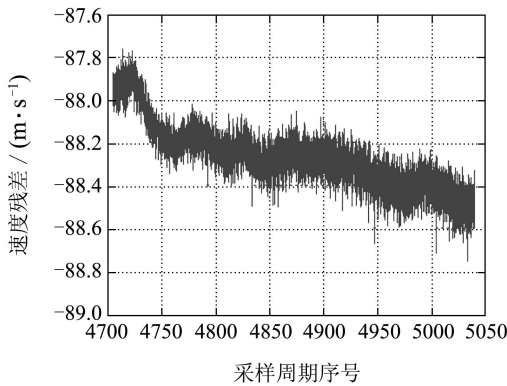


图1 测站1信标数据系统误差

Fig. 1 System error of beacon-mode measurements in Sensor 1

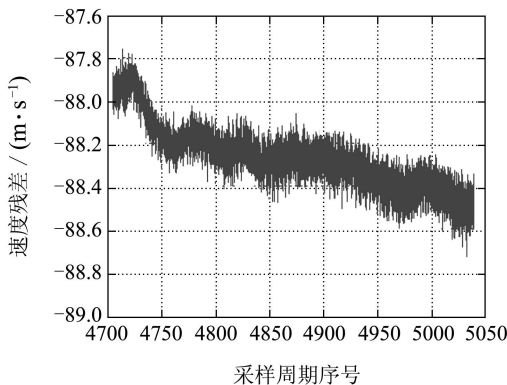


图2 测站2信标数据系统误差

Fig. 2 System error of beacon-mode measurements in Sensor 2

为对比两站间信标数据系统误差之间统计特征相似度,将这两站数据与基准的对比残差再做差对

比,结果如图3所示。两站信标数据系统误差对比残差均值约为 -0.003 m/s、方差约为 0.02 m/s,小于测量数据随机误差指标,可以认为两站信标数据在同一采样时刻的系统误差在统计意义上是相同的。任取其他两站信标数据样本,进行相同试验,获得相似结果,可知两两接收站系统误差对比残差都具有统计等价性。因此在系统误差建模时,可用一个状态变量来代表在同一采样时刻的所有信标测量数据中的系统误差,差异部分归并于测元的随机误差中。考察不同飞行试验中所获得的信标数据,上述情况是相同的,仅在不同飞行试验中存在较大差异。

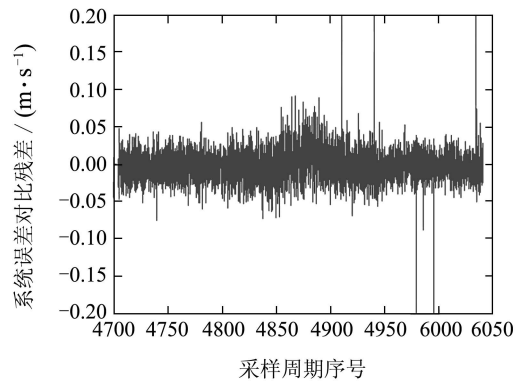


图3 信标模式下的测元系统误差的对比残差

Fig. 3 System error differences between beacon-mode measurements

3 改进的目标状态估计模型(Improved target state estimation models)

机动目标跟踪是典型动态系统状态估计问题。处理此类问题,通常要设计由目标运动模型和测量模型所描述的跟踪滤波器对目标状态进行估计。为了有效处理信标数据系统误差和应对信标和应答两种数据可能交替出现的情况,对目标的“当前”运动模型^[6-7]和测量模型进行了改进。

3.1 状态扩维的目标运动模型(Target moving model with augmented state)

依据火箭运动特点,在一、二、三各级飞行段,发射坐标系下 X, Y, Z 各方向的目标运动加速度变化相对缓慢,仅在一级脱落、二级点火等级间分离时刻发生较大机动。对火箭各方向运动建模可采用“当前”模型。设目标运动状态的向量形式为

$$X_k = [x_k \quad \dot{x}_k \quad \ddot{x}_k \quad y_k \quad \dot{y}_k \quad \ddot{y}_k \quad z_k \quad \dot{z}_k \quad \ddot{z}_k]^T, \quad (1)$$

向量各分量表示发射坐标系下目标在 X, Y, Z 方向的位置、速度和加速度, k 是采样周期或弹道解算周期序号。为了在线估计信标数据中系统误差的大小,对目标状态扩维,将信标数据中的系统误差 δ 扩充为状态向量的一个分量,即

$$X_k = [x_k \quad \dot{x}_k \quad \ddot{x}_k \quad y_k \quad \dot{y}_k \quad \ddot{y}_k \quad z_k \quad \dot{z}_k \quad \ddot{z}_k \quad \delta_k]^T. \quad (2)$$

若将目标运动方程表示为

$$X_{k+1|k} = \Phi X_k + U\bar{a}_k + W_k, \quad (3)$$

则此时状态转移矩阵扩充为

$$\Phi = \begin{bmatrix} A_1 & & 0 \\ & A_2 & \\ & & A_3 \\ 0 & & & 1 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

其中:

$$A_i = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{\alpha^2}(-1 + \alpha T + e^{-\alpha T}) \\ 0 & 1 & \frac{1}{\alpha}(1 - e^{-\alpha T}) \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix}, \quad i = 1, 2, 3,$$

A_1, A_2, A_3 分别是飞行弹道在 X, Y, Z 3 个方向的位置、速度和加速度的状态转移矩阵. 基于火箭 3 个方向的运动加速度, 在级间段缓变和级间分离突变的机动特征相似, 本文对 3 个方向进行相同建模并且采用相同的机动参数 α . 当前加速度匹配系数矩阵扩充为

$$U = \begin{bmatrix} U_1 & & 0 \\ & U_2 & \\ & & U_3 \\ 0 & & & 1 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$U_i = \begin{bmatrix} \frac{1}{\alpha}(-T + \frac{\alpha T^2}{2} + \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha}) \\ T - \frac{1}{\alpha}(1 - e^{-\alpha T}) \\ 1 - e^{-\alpha T} \end{bmatrix}, \quad i = 1, 2, 3,$$

U_1, U_2, U_3 分别是飞行弹道 X, Y, Z 3 个方向的当前加速度输入匹配矩阵, \bar{a}_k 是当前平均加速度向量, 如式(6)所示, 它由 3 个方向的当前加速度估计 $\hat{x}_k, \hat{y}_k, \hat{z}_k$ 和一个 0 值分量构成, 其中 0 值分量用来匹配状态向量中信标数据系统误差分量 δ_k .

$$\bar{a}_k = [\bar{a}_{1,k} \quad \bar{a}_{2,k} \quad \bar{a}_{3,k} \quad 0]^T = [\hat{x}_k \quad \hat{y}_k \quad \hat{z}_k \quad 0]^T. \quad (6)$$

式(3)中的 W_k 是 10 维 0 均值的模型误差向量, 其方差为

$$Q_k = \begin{bmatrix} Q_{1,k} & & 0 \\ & Q_{2,k} & \\ & & Q_{3,k} \\ 0 & & & 1 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$Q_{i,k} = 2\alpha\sigma_{i,k}^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix}, \quad i = 1, 2, 3,$$

其中: $q_{i,j}, i, j = 1, 2, 3$, 计算方法可参阅文献[7]; $\sigma_{1,k}^2, \sigma_{2,k}^2, \sigma_{3,k}^2$ 分别代表第 k 采样周期 X, Y, Z 3 个方向加速度的方差, 其值需要根据输入加速均值 $\bar{a}_{i,k}$ 进

行调整, 计算方法如下:

$$\sigma_{i,k}^2 = \begin{cases} \frac{4 - \pi}{\pi}(a_{i,\max} - \bar{a}_{i,k})^2, & \bar{a}_{i,k} > 0, \\ \frac{4 - \pi}{\pi}(a_{i,-\max} - \bar{a}_{i,k})^2, & \bar{a}_{i,k} < 0, \end{cases} \quad (8)$$

其中: $i = 1, 2, 3$, 代表 X, Y, Z 3 个方向; $\alpha_{i,\max}$ 是 i 方向的正向最大加速度, $\alpha_{i,-\max}$ 是 i 方向的负向最大加速度, 这些值可从飞行目标的理论飞行弹道中事前获得. 式(8)和(6)中 $\bar{a}_{i,k}$ 无法由地面雷达观测, 只能通过在线加速度估计获得; X, Y, Z 3 个方向估计方法相同. 一种方法是假设下一周期的输入平均加速度就是当前估计出的加速度即 $\bar{a}_{k+1} = \hat{a}_k$; 文献[6]中提出的另一种估计方法是

$$\bar{a}_{k+1} = e^{-\alpha T} \hat{a}_k + (1 - e^{-\alpha T}) \bar{a}_k. \quad (9)$$

使用任何一种不影响仿真结论, 本文采用的是前者. α 是机动参数, 从实际飞行情况可知, 跟踪目标仅在级间分离时机动明显, 其他时间加速度变化缓慢, 机动参数 α 可设置为较小的数. 在本文的仿真试验中, 仿真结论受 α 值影响较小, α 可选取为 0.01. T 是数据的采样周期, 可取为 0.05 s.

3.2 双模通用的组网测量模型(General netted measuring model in both beacon-and response-modes)

下面建立一种在信标测量模式和应答测量模式下都有效的测量模型. 设观测设备由 N 个测速站构成, 在严格时间配准后, N 个测速数据 $\dot{R}_i, i = 1, \dots, N$, 构成测量向量:

$$Z_k = [\dot{R}_{1,k} \quad \dot{R}_{2,k} \quad \dots \quad \dot{R}_{N,k}]^T, \quad (10)$$

其中 $\dot{R}_{i,k} (i = 1, \dots, N)$ 分别为第 i 个测站在第 k 个采样周期获得的目标到测站的距离变化率. 其计算表达式为

$$\dot{R}_{i,k} = l_{i,k}\dot{x} + m_{i,k}\dot{y} + n_{i,k}\dot{z} + \varepsilon_{i,k}, \quad (11)$$

$i = 1, \dots, N$, $\varepsilon_{i,k}$ 是假设为正态 0 均值的测量模型的加性噪声; $l_{i,k}, m_{i,k}, n_{i,k}$ 表示目标到地面测站接收机天线的方向余弦, 分别为

$$l_{i,k} = \frac{x_k - x_{oi}}{R_{i,k}}, \quad (12a)$$

$$m_{i,k} = \frac{y_k - y_{oi}}{R_{i,k}}, \quad (12b)$$

$$n_{i,k} = \frac{z_k - z_{oi}}{R_{i,k}}, \quad (12c)$$

其中: x_k, y_k, z_k 为目标在发射坐标系下的坐标, x_{oi}, y_{oi}, z_{oi} 为第 i 个测站接收机天线在发射坐标系下的坐标, $R_{i,k}$ 为目标到接收机天线的距离, 即

$$R_{i,k} = [(x_k - x_{oi})^2 + (y_k - y_{oi})^2 + (z_k - z_{oi})^2]^{\frac{1}{2}}. \quad (13)$$

考虑信标数据中存在的系统误差,将量测方程改写为

$$\begin{aligned} \dot{R}'_{i,k} &= l_{i,k}\dot{x} + m_{i,k}\dot{y} + n_{i,k}\dot{z} + \delta_k + \varepsilon_{i,k}, \\ i &= 1, \dots, N. \end{aligned} \quad (14)$$

由2节的分析可知,所有测站在同一采样时刻信标数据的系统误差之间仅存在一个0均值和0.02 m/s方差的差别,将此差别与原测量模型误差统一用 $\varepsilon_{i,k}$ 代表,则各测站系统误差可以用同一个系统误差变量 δ_k 来代表而与测站序号 i 无关。

将多套测速雷达测量结果联立,量测方程可建立为

$$\begin{cases} \dot{R}'_{1,k} = l_{1,k}\dot{x}_k + m_{1,k}\dot{y}_k + n_{1,k}\dot{z}_k + \delta_k + \varepsilon_{1,k}, \\ \dot{R}'_{2,k} = l_{2,k}\dot{x}_k + m_{2,k}\dot{y}_k + n_{2,k}\dot{z}_k + \delta_k + \varepsilon_{2,k}, \\ \vdots \\ \dot{R}'_{N,k} = l_{N,k}\dot{x}_k + m_{N,k}\dot{y}_k + n_{N,k}\dot{z}_k + \delta_k + \varepsilon_{N,k}, \end{cases} \quad (15)$$

简写为

$$Z_k = H(X_k) + V_k,$$

其中: $V_k = [\varepsilon_{1,k} \ \varepsilon_{2,k} \ \dots \ \varepsilon_{N,k}]^T$, $\varepsilon_{i,k}$ 是第 i 站服从的 $N(0, 0.03^2)$ 的测量误差。

考察实时飞行过程中当信标数据转变为应答数据的情况.已知应答模式的测量方程是

$$\dot{S}_{i,k} = \dot{R}_{i,k,u} + \dot{R}_{i,k,d} + \varepsilon_{i,k}, \quad i = 1, \dots, N, \quad (16)$$

其中: $\dot{R}_{i,k,u}$ 为上行站到目标的距离变化率, $\dot{R}_{i,k,d}$ 为目标到接收站的下行距离变化率.因信标数据也是目标到接收站的下行距离变化率,因此式(14)可改写为

$$\dot{R}'_{i,k} = \dot{R}_{i,k,d} + \delta_k + \varepsilon_{i,k}, \quad i = 1, \dots, N. \quad (17)$$

对比式(16)与式(17),若令 $\dot{R}'_{i,k} = \dot{S}_{i,k}$,则 δ_k 与 $\dot{R}_{i,k,u}$ 的差是服从 $N(0, 0.03^2)$ 的随机变量.即当以式(15)为测量方程处理信标数据时,若合作目标突然锁定上行型号,测量向量中信标数据全都转变为同一上行站激发的应答数据,则待估系统误差 δ_k 的物理意义就转变为对上行距离变化率的估计,在此意义下并不影响测量方程的合理性,滤波器依然可以正常输出弹道估计.基于上述运动模型和测量模型,采用无迹卡尔曼滤波对目标弹道和信标数据的系统误差进行估计。

4 仿真结果分析(Simulation results analysis)

主要待估参数是弹道定位和速度6个分量和信标数据系统误差1个分量,需要在设计理论弹道的地面投影两侧设置 $N(\geq 7)$ 台测速站进行仿真.为保障 N 台测速雷达形成良性测量几何,各测速站应布设于从发射首区到航区上千公里的广泛区域.因

地形影响,假设目标起飞50 s后,才有7台以上测速雷达可同时获得有效测量数据,因此仿真时间段设为50 s到300 s.仿真的测速数据由此时间段的理论弹道反算到测站,并加入 $N(0, 0.03^2)$ 的随机误差后获得.为验证新方法的有效性,设计4项代表性试验。

试验1 采用原方法,以式(11)多站联立作为测量方程,在反算测速数据中加入 $\delta = 5$ m/s常值系统误差作为试验信标数据。

试验2 利用改进的状态估计模型,以式(15)作为测量方程,在反算测速数据中加入220 m/s的常值系统误差作为试验信标数据。

试验3 试验数据改为在反算测速数据中加入式(18)所示的线性频漂系统误差,其他条件与试验2相同。

试验4 试验数据改为在反算测速数据中加入式(19)所示的非线性频漂系统误差,其他条件与试验2相同。

$$\delta = (88 + \varepsilon)t^{0.05} + 0.01t, \quad (18)$$

其中 ε 是服从标准分布的随机变量.该系统误差曲线如图4所示,方差为3.65 m/s,均值为115.12 m/s,具有随机的非线性漂移趋势,特征与实测信标数据中系统误差特征相似。

$$\delta = 0.1 \times t + 220. \quad (19)$$

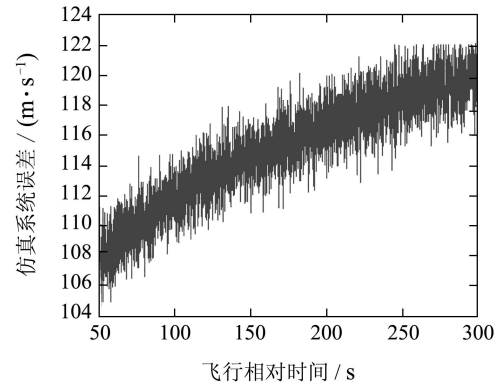


图4 仿真信标数据系统误差

Fig. 4 Simulated system error in beacon-mode measurements

使用无迹卡尔曼滤波对这4种试验数据分别进行弹道解算,滤波器初值设计为准确弹道加入50 m定位误差,1 m/s速度误差.试验2到试验4中,信标数据系统误差估计量的状态初值设为0.对上述试验的弹道解算结果与理论弹道进行做差对比,残差均值与方差分别见表1和表2.表1,2中: $\delta x, \delta y, \delta z$ 代表估计弹道与理论弹道的定位差异,单位是m; $\delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}$ 代表估计弹道与理论弹道的速度差异,单位是m/s; δe 代表估计出的系统误差与仿真的系统误差之间的差异,单位是m/s,因在试验1中无意义,表的相应项中用nan代表。

从表1—2可以看出,传统方法受信标数据中的系统误差影响较大,试验1虽然仅在信标数据中加入5 m/s的系统误差,弹道解算精度已下降一个量级以上,超出有效弹道精度范围,对于实战信标数据中高达均值88 m/s以上的系统误差,传统弹道解算方法不可用;与之对比试验2—4结果表明,新方法弹道处理精度明显提高,在信标数据中加入常值、线性变化、弱非线性变化趋势的系统误差,滤波器都可以有效的估计出满足精度要求的弹道。其中信标数据中包含常值和线性变化系统误差的弹道解算精度相当,包含非线性变化系统误差的弹道解算精度略有下降,随着非线性程度增加,弹道解算精度和系统误差的估计精度有继续下降趋势。系统误差估计值与仿真值之间的残差曲线如图5所示。

表1 数据残差的均值

Table 1 Difference mean value

| 试验 | δx | δy | δz | $\delta \dot{x}$ | $\delta \dot{y}$ | $\delta \dot{z}$ | δe |
|----|------------|------------|------------|------------------|------------------|------------------|------------|
| 1 | 287.9 | 401.4 | 396.7 | 4.84 | 9.14 | 0.62 | nan |
| 2 | -0.84 | -0.37 | -0.15 | -0.01 | 0.05 | -0.00 | -0.01 |
| 3 | -0.85 | -0.22 | 0.01 | -0.01 | 0.05 | -0.00 | -0.02 |
| 4 | -0.47 | 2.49 | -1.74 | 0.01 | 0.12 | 0.01 | 0.02 |

表2 数据残差的方差

Table 2 Difference standard variance

| 试验 | δx | δy | δz | $\delta \dot{x}$ | $\delta \dot{y}$ | $\delta \dot{z}$ | δe |
|----|------------|------------|------------|------------------|------------------|------------------|------------|
| 1 | -78.2 | -554 | 184.5 | 2.05 | 8.12 | 0.65 | nan |
| 2 | 1.00 | 1.84 | 0.22 | 0.14 | 0.30 | 0.04 | 0.19 |
| 3 | 1.04 | 1.87 | 0.28 | 0.15 | 0.30 | 0.04 | 0.19 |
| 4 | 3.72 | 14.23 | 10.12 | 0.63 | 1.11 | 0.48 | 0.70 |

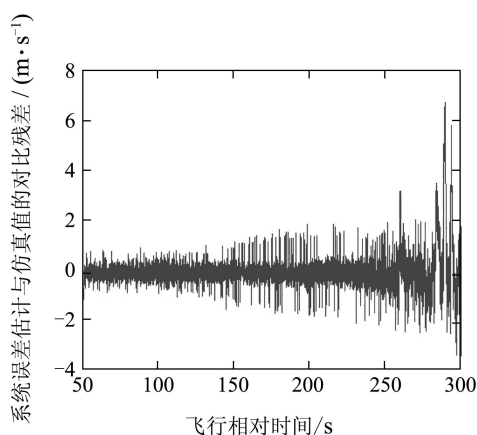


图5 仿真信标数据系统误差和在线估计的对比残差

Fig. 5 Difference of simulated system error in beacon-mode measurements and its online estimation

5 结论(Conclusion)

信标模式下,各测站数据时间精确配准后系统误

差统计特征相同。采用本文设计的信标数据实时处理方法,仅需在目标运动模型中增加一个状态量表征频漂误差,同时加入到测量方程中,采用无迹卡尔曼滤波方法就可以在线估计出频漂误差的大小,并解出满足精度要求的弹道;在信标模式转为应答模式时,对频漂误差的估计转变为对上行距离变化率的估计,新方法依然可解出满足精度要求的弹道。

参考文献(References):

- [1] 王正明. 弹道跟踪数据的校准与评估[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999: 283 - 291.
(WANG Zhengming. *Ballistic Trajectory Data Calibration and Evaluation*[M]. Changsha: Press of National University of Defense Technology, 1999: 283 - 291.)
- [2] 朱炬波, 王正明, 易东云. 测速定轨的实时算法[J]. 宇航学报, 2001, 22(6): 119 - 123.
(ZHU Jubo, WANG Zhengming, YI Dongyun. A real-time algorithm for trajectory determination by velocity measurement[J]. *Journal of Astronautics*, 2001, 22(6): 119 - 123.)
- [3] 赵文策, 潘建平, 陈伟利. 基于弹道动力特性考虑的不完全测量数据处理方法[J]. 飞行器测控学报, 2006, 25(6): 67 - 71.
(ZHAO Wence, PAN Jianping, CHEN Weili. The processing method of incomplete instrumentation data based on consideration of trajectory dynamic characteristics[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2006, 25(6): 67 - 123.)
- [4] 张树春, 胡广大, 刘思华. 关于UKF方法的新探索及其在目标跟踪方面的应用[J]. 控制理论与应用, 2006, 23(4): 569 - 574.
(ZHANG Shuchun, HU Guangda, LIU Sihua. New development of UKF and its applications in target tracking on re-entry[J]. *Control Theory & Applications*, 2006, 23(4): 569 - 574.)
- [5] 李鹏, 宋申民, 陈兴林. 自适应平方根无迹卡尔曼滤波算法[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(2): 143 - 146.
(LI Peng, SONG Shenmin, CHEN Xinglin. Adaptive square-root unscented Kalman filter algorithm[J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(2): 143 - 146.)
- [6] LI X R, JILKOV V P. A survey of maneuvering target tracking, part I: dynamic models[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, 39(4): 1339 - 1340.
- [7] 刘昌云, 刘进忙, 陈长兴, 等. 机动目标跟踪的机动频率自适应算法[J]. 控制理论与应用, 2004, 21(6): 961 - 965.
(LIU Changyun, LIU Jinmang, CHEN Changxing, et al. Maneuvering frequency adaptive algorithm of tracking a maneuvering object[J]. *Control Theory & Applications*, 2004, 21(6): 961 - 965.)

作者简介:

商临峰 (1971—), 男, 高级工程师, 博士研究生, 主要从事机动目标跟踪、信息融合方面的有关研究, E-mail: shanglinfeng@126.com;

邢科义 (1957—), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事混合系统建模、控制与优化、机动目标跟踪等方面的研究, E-mail: kyxing@sei.xjtu.edu.cn;

甘友谊 (1978—), 男, 工程师, 主要从事雷达数据处理系统的有关研究, E-mail: ganyouyi0618@126.com.