

## GPS 诱骗下 GPS/INS 组合导航偏差分析

史密<sup>1</sup>, 牟京燕<sup>2</sup>, 陈树新<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学信息与导航学院, 西安 710077; 2. 空司航技室, 北京 100038)

**摘要:** 为分析 GPS/INS 组合导航在 GPS 受诱骗时产生的导航定位偏差, 在建立松耦合组合导航模型和 GPS 诱骗模型的基础上, 利用多维泰勒分析的方法推导了转发时延与 GPS 诱骗偏差的解析关系, 进而结合卡尔曼滤波递推式分析了 GPS 诱骗偏差对组合导航定位结果的影响。理论推导和模拟仿真表明: 对 GPS 实施诱骗可有效影响松耦合组合导航的定位结果, 当前时刻组合导航定位偏差同时受到之前时刻偏差与当前时刻 GPS 诱骗偏差的影响, 且之前时刻偏差权重较大。

**关键词:** GPS 诱骗; 转发时延; 组合导航; 卡尔曼滤波

**中图分类号:** TN972 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)02-0016-05

## Bias Analysis of GPS/INS Integrated Navigation Under GPS Deception

SHI Mi<sup>1</sup>, MU Jing-yan<sup>2</sup>, CHEN Shu-xin<sup>1</sup>

(1. Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

2. ATC Equipment Technology Room of PLA, Beijing 100038, China)

**Abstract:** To analyze the bias of GPS/INS integrated navigation under GPS deception, the loose coupled integrated navigation model and GPS spoofing model were established. On the basis of these models, the analytic relationship between deception time-delay and GPS deception bias was deduced by using the method of multidimensional Taylor analysis, and the effect of GPS deception bias on the locating result of integrated navigation was analyzed by Kalman recursion. The theoretical derivation and simulation analysis proved that: 1) GPS deception has an effective jamming effect on the locating result of loose coupled integrated navigation; and 2) The bias in integrated navigation at the present moment is affected by the former bias and GPS deception bias at the present moment synchronously, and the former bias has greater weight.

**Key words:** GPS deception; repeating time-delay; integrated navigation; Kalman filter

### 0 引言

随着导航技术的快速发展, GPS/INS 组合导航越来越多地运用在巡航导弹和无人机的导航过程中, 在现代战争中发挥了巨大作用<sup>[1]</sup>。有效干扰非合作目标组合导航系统对赢得战争主动权至关重要。然而, GPS/INS 组合导航兼具惯性导航(INS)自主性、封闭性的优点和卫星导航(GPS)高精度特性, 克服了 INS 误差累积与 GPS 易受干扰等缺点, 使得对其干扰存在一定难度<sup>[2]</sup>。

目前, 国内外针对组合导航干扰的研究主要集中

于 GPS 压制式干扰<sup>[3]</sup>。该方法迫使 INS 得不到卫星导航的修正, 利用其自身的误差漂移特性使组合导航偏离预定航线<sup>[4]</sup>。但是压制式干扰也存在诸多不足, 如干扰信号容易被 GPS 接收机智能天线屏蔽, 压制 P(Y) 码接收机所需功率大, 干扰源易受到反辐射武器打击, 干扰效果不可控等<sup>[5]</sup>。由于组合导航通过 GPS 与外界进行导航信息交互, 使得 GPS 诱骗成为干扰 GPS/INS 组合导航的一种可行方法。对 GPS/INS 组合导航实施 GPS 诱骗, 就是通过向接收机注入虚假 GPS 信号, 使其获得错误的 GPS 定位信息, 从而人为可控地改变组合导航解算结果。国内针对组合导航的 GPS 诱骗起步较晚、研究较少, 主要分析了诱骗的可能性<sup>[4]</sup>; 国际上, 该方法已有先例, 针对伊朗诱骗美国 RQ-170 无人侦察机事件, 2012 年美国德克萨斯州大学 HUMPHREYS T

收稿日期: 2015-03-26

基金项目: 国家自然科学基金(61071014)

作者简介: 史密(1991—), 男, 河北保定人, 硕士生, 研究方向为 GPS 干扰。

E 教授进行了 GPS 诱骗无人机组导航的实验,验证了 GPS 诱骗攻击的可行性<sup>[6]</sup>。

本文在研究 GPS 诱骗基本原理的基础上,根据组合导航 Kalman 滤波递推式,分析在诱骗信号进入 GPS 接收机的情况下偏差在诱骗中的传递过程,推导诱骗时延对组合导航定位偏差的影响,并结合仿真说明组合导航偏差同时受到之前时刻偏差与当前时刻 GPS 诱骗偏差的影响。

## 1 组合导航的 GPS 诱骗模型

### 1.1 组合导航模型

GPS/INS 组合导航系统就是把 INS 和 GPS 进行有机组合,按照 INS 和 GPS 在组合使用中耦合程度和深度的不同,把组合导航分为非耦合、松耦合、紧耦合和超紧耦合<sup>[7]</sup>。由于 GPS/INS 松耦合结构简单、便于工程实现,两个系统独立工作,有很大的使用范围,因此本文着重以松耦合组合导航为干扰对象研究 GPS 诱骗。

松耦合模式又称位置、速度组合,采用 Kalman 滤波对 INS 和 GPS 数据进行融合。当组合系统采用线性 Kalman 滤波器时,常常利用间接法进行估计。滤波器的量测值为 INS 与 GPS 输出的速度、位置之差,滤波器的状态为导航参数误差。滤波器估值的主要部分是导航参数误差估值  $\hat{X}$ ,然后利用  $\hat{X}$  去校正 INS 的导航参数作为组合导航的输出。松耦合组合导航系统如图 1 所示。

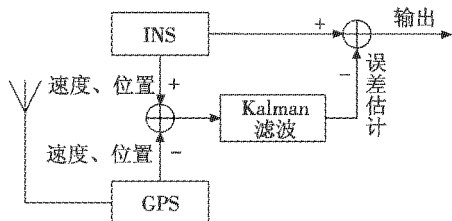


图 1 松耦合组合导航系统框图

Fig.1 The diagram of loosely coupled integrated navigation system

其中,Kalman 滤波器的状态变量  $X$  取 INS 的误差状态变量,包括平台姿态误差、速度误差、位置误差、惯性仪表误差共 18 维<sup>[8]</sup>。系统量测值  $Z$  由纬向、经向和高度 3 个方向 INS 测得的位置、速度与 GPS 测得的位置、速度分别做差得到,即

$$Z = \begin{bmatrix} (L_I - L_G) R_M \\ (\lambda_I - \lambda_G) R_N \cos L \\ h_I - h_G \\ v_{IN} - v_{GN} \\ v_{IE} - v_{GE} \\ v_{IU} - v_{GU} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $R_M$  为地球参考椭球子午圈上各点的曲率半径; $R_N$  为地球参考椭球卯酉圈上各点的曲率半径; $L, \lambda, h$ ,

$\nu$  分别代表纬度、经度、高度和速度;INS 数据和 GPS 数据用下角标 I 和 G 区分,北、东、天 3 个方向用下角标 N, E, U 区分。

### 1.2 GPS 诱骗模型

GPS 接收机利用信号到达时间(TOA)测量卫星与接收机之间的伪距并用三球交汇原理定位。由于接收机与卫星之间存在钟差,因此定位时至少需要捕获跟踪到 4 颗卫星。GPS 诱骗是基于 GPS 转发式欺骗的原理,设置空基干扰源高保真转发接收到的 GPS 信号,并根据诱骗需要控制增加信号到达接收机的时间,从而改变 GPS 定位方程中的各路伪距,诱导 GPS 接收机定位到虚假位置<sup>[9]</sup>。诱骗模型如图 2 所示。

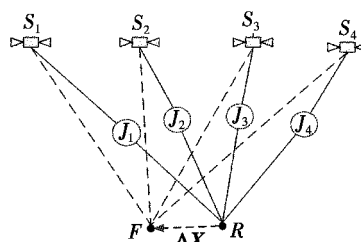


图 2 GPS 诱骗模型示意图

Fig.2 The schematic diagram of GPS deception model

图中: $S_i (i = 1, 2, 3, 4)$  为组合导航定位所使用的 4 颗卫星,第  $i$  颗卫星在地球直角坐标系下的坐标设为  $(x_i, y_i, z_i)$ ;  $J_i (i = 1, 2, 3, 4)$  表示干扰转发器,第  $j$  个转发器坐标为  $(x_j, y_j, z_j)$ ;接收机所在真实位置  $R$  坐标为  $(x_R, y_R, z_R)$ ;  $F$  为 GPS 诱骗位置,其坐标设为  $(x_F, y_F, z_F)$ ;  $\Delta X$  定义为 GPS 诱骗偏差,包括实施诱骗后 GPS 定位偏差和接收机钟差改变量  $\tau$ 。

$$\Delta X = [x_F - x_R \quad y_F - y_R \quad z_F - z_R \quad \tau]^T = [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad \tau]^T \quad (2)$$

实际诱骗过程中,为保证 GPS 接收机捕获跟踪到虚假信号,应先进行一段时间的压制式干扰,使接收机跟踪环路失锁进入搜索状态,再对其定向发送转发信号。空基转发干扰源优先选择部署在卫星与真实点的连线上,以增大 GPS 诱骗位置可选范围<sup>[10]</sup>。另一方面,由于组合导航普遍设置误差告警门限,为避免接收机定位结果跳变产生的告警,对运动目标的 GPS 诱骗应在态势信息的支援下,在目标真实运动轨迹的基础上,逐渐增大诱骗偏差。

## 2 组合导航诱骗偏差分析

### 2.1 GPS 诱骗偏差分析

对组合导航实施 GPS 诱骗,其本质是通过延迟 GPS 信号到达组合导航接收机的时间,使量测值产生较大偏差,该偏差经过 Kalman 滤波传递,进而使导航参数误差估计值产生偏差。因为组合导航利用误差估

计去校正 INS 的导航参数作为组合导航的输出,因此误差估计值的偏差即为组合导航定位结果的偏差。组合导航的 GPS 诱骗过程的偏差传递如图 3 所示。

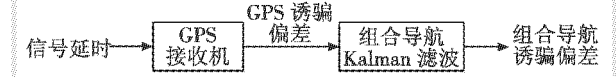


图3 偏差传递示意图

Fig.3 The diagram of bias propagation

下面基于 GPS 定位方程推导诱骗延时与 GPS 诱骗偏差的解析关系。

如图 2 所示,在转发干扰源部署在卫星与真实点的连线上, GPS 接收机捕获跟踪到 4 路转发欺骗信号,忽略电离层延时等因素影响,设此时接收机测得的伪距为  $\rho_i$ ,接收机定位方程为

$$\rho_i = |S_i J_i| + |J_i R| + ct_i + ct_R \quad i=1,2,3,4 \quad (3)$$

式中:  $|S_i J_i|$  为卫星  $S_i$  到转发器  $J_i$  之间的距离;  $|J_i R|$  为  $J_i$  到接收机真实位置  $R$  的距离;  $t_i$  为 GPS 信号在  $J_i$  中的时延;  $t_R$  为接收机时钟与 GPS 卫星时钟的钟差。其中,  $J_i$  位置满足方程  $|S_i J_i| + |J_i R| = |S_i R|$ 。

而为了使接收机定位到  $F$  点,其接收机测得的伪距  $\rho'_i$  必须满足

$$\rho'_i = |S_i F| + ct_F \quad i=1,2,3,4 \quad (4)$$

式中:  $|S_i F|$  为卫星  $S_i$  到虚拟点  $F$  的距离;  $t_F$  为诱骗时接收机钟差。

设 GPS 诱骗对接收机钟差改变量为  $\tau = t_F - t_R$ , 联立式(3)、式(4),即

$$\begin{aligned} & \sqrt{(x_i - x_R)^2 + (y_i - y_R)^2 + (z_i - z_R)^2} + ct_i = \\ & \sqrt{(x_i - x_F)^2 + (y_i - y_F)^2 + (z_i - z_F)^2} + c\tau \quad i=1,2,3,4 \end{aligned} \quad (5)$$

由于 GPS 接收机被诱骗至真实点附近,将式(5)等号右侧的 4 个非线性方程在  $(x_R, y_R, z_R, 0)^T$  处按泰勒级数展开,并忽略一阶偏导以后的项,化简得

$$ct_i = \frac{x_R - x_i}{R_i} \Delta x + \frac{y_R - y_i}{R_i} \Delta y + \frac{z_R - z_i}{R_i} \Delta z + c\tau \quad (6)$$

式中,  $R_i = \sqrt{(x_i - x_R)^2 + (y_i - y_R)^2 + (z_i - z_R)^2}$ ,  $i=1, 2, 3, 4$ 。将式(6)写成矩阵形式为

$$\Delta t = M \Delta X \quad (7)$$

$$\text{式中: } \Delta t = \begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \\ t_3 \\ t_4 \end{bmatrix}; M = \frac{1}{c} \begin{bmatrix} \frac{x_R - x_1}{R_1} & \frac{y_R - y_1}{R_1} & \frac{z_R - z_1}{R_1} & c \\ \frac{x_R - x_2}{R_2} & \frac{y_R - y_2}{R_2} & \frac{z_R - z_2}{R_2} & c \\ \frac{x_R - x_3}{R_3} & \frac{y_R - y_3}{R_3} & \frac{z_R - z_3}{R_3} & c \\ \frac{x_R - x_4}{R_4} & \frac{y_R - y_4}{R_4} & \frac{z_R - z_4}{R_4} & c \end{bmatrix}; \Delta X = [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad \tau]^T。$$

由于 Kalman 滤波器中载体坐标为大地坐标系,为方便下文推导 GPS 诱骗偏差对组合导航的影响,将 GPS 诱骗偏差由地球直角坐标系转换到大地坐标系。地球直角坐标系和大地坐标系关系为

$$\Delta X = D [\Delta L \quad \Delta \lambda \quad \Delta h \quad \tau]^T \quad (8)$$

$$\text{式中, } D = \begin{bmatrix} -(R_N + h) \sin L \cos \lambda & -(R_N + h) \cos L \sin \lambda & \cos L \sin \lambda & 0 \\ -(R_N + h) \sin L \sin \lambda & (R_N + h) \cos L \cos \lambda & \cos L \cos \lambda & 0 \\ [R_N(1 - e^2) + h] \cos L & 0 & \sin L & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}。$$

结合式(7)与式(8),得 GPS 转发式欺骗时延与诱骗偏差的关系为

$$\Delta t = MD [\Delta L \quad \Delta \lambda \quad \Delta h \quad \tau]^T \quad (9)$$

## 2.2 GPS 诱骗偏差对组合导航的影响

在对组合导航实施 GPS 诱骗时,所产生的 GPS 诱骗偏差直接影响 Kalman 滤波器的量测值,进而通过 Kalman 滤波器传递至误差估计值。为分析 GPS 诱骗偏差对组合导航的影响,直接给出 GPS/INS 组合导航 Kalman 滤波<sup>[11]</sup>求解过程为

$$\begin{cases} \hat{X}_k = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} + K_k (Z_k - H_k \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1}) \\ P_{k|k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \\ K_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ P_k = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $\hat{X}_k$  表示 INS 导航参数误差估值;  $\Phi_{k,k-1}$  为  $k-1$  时刻到  $k$  时刻的系统状态转移矩阵;  $K_k$  为滤波增益矩阵;  $Z_k$  为系统  $k$  时刻量测值;  $H_k$  为  $k$  时刻的量测矩阵;  $P_{k|k-1}$  为一步预测误差协方差矩阵;  $P_k$  为估计误差协方差矩阵;  $Q_{k-1}$  为系统的噪声方差阵;  $R_k$  为量测噪声方差阵。

不失一般性,设时刻 1 之前组合导航处于正常工作状态,在时刻 1 开始受到 GPS 诱骗,引入 GPS 诱骗偏差。将  $i$  时刻受到诱骗的量测量设为  $Z'_i$ ,  $Z'_i$  由  $i$  时刻真实量测值与量测量偏差  $\Delta_i$  组成,即  $Z'_i = Z_i + \Delta_i$ 。量测量偏差与 GPS 诱骗偏差关系为

$$\Delta_i = [-\Delta L R_M \quad -\Delta \lambda R_N \cos L \quad -\Delta h \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \quad (11)$$

根据式(10)分析增益矩阵  $K_i$ : 诱骗仅改变量测值,进而影响量测噪声方差阵  $R_k$ 。当量测值作为白噪声处理时,方差阵  $R_k$  由 GPS 水平精度因子(HDOP)、垂直精度因子(VDOP)以及伪距、伪距率量测误差确定。由于 GPS 诱骗采用转发式欺骗干扰的手段,一方面,转发不会改变卫星位置,诱骗偏差相对所带来的 GPS 卫星空间几何分布变化可以忽略不计;另一方面,虽然诱骗改变 GPS 接收机定位,但是其高质量转发 GPS 信号时不会影响信号质量,即伪距、伪距率误差与干扰前保持一致。综上所述,忽略在 Kalman 滤波过程

中 GPS 诱骗对增益矩阵  $K_i$  的影响,即

$$K_i = K'_i \quad (12)$$

对于系统状态转移矩阵  $\Phi_{i,i-1}$ ,由于矩阵各元素取值由 INS 的平台误差角方程、速度误差方程、位置误差方程、惯性仪器误差以及 INS 结构(平台式或捷联式)确定;而  $H_i$  矩阵取值由 GPS/INS 组合模式确定。因此,对组合导航实施 GPS 诱骗时,不会影响到矩阵  $\Phi_{i,i-1}$  和  $H_i$ 。

将式(11)和式(12)代入式(10)中,可得 GPS 诱骗下的组合导航 INS 误差估计值为

$$\hat{X}'_i = \Phi_{i,i-1} \hat{X}'_{i-1} + K_i [(Z_i + \Delta_i) - H_i \Phi_{i,i-1} \hat{X}'_{i-1}] \quad (13)$$

结合式(10)和式(13),可以进一步推导 GPS 诱骗导致的组合导航误差估计偏差  $\Delta \hat{X}'_i$ ,如式(14)所示。由于组合导航输出结果为经过误差估计修正后的 INS 导航参数,因此误差估计偏差即为组合导航偏差。

$$\Delta \hat{X}'_i = \hat{X}'_i - \hat{X}_i = \begin{cases} K_i \Delta_i \\ (I - K_i H_i) \Phi_{i,i-1} \Delta \hat{X}'_{i-1} + K_i \Delta_i \end{cases} \quad (14)$$

$i = 2, 3, \dots$

综上所述,式(9)、式(11)、式(14)表示了 GPS 诱骗时延影响组合导航定位结果的过程。可见组合导航偏差为递推式,当前时刻的偏差与上一时刻偏差与引入的 GPS 诱骗时延有关,两者的权重系数矩阵分别为  $(I - K_i H_i) \Phi_{i,i-1}$  和  $K_i$ 。由增益矩阵性质得,上一时刻偏差较 GPS 诱骗偏差权重较大,但为保持组合导航偏差随时间增大,需要持续对组合导航接收机实施 GPS 诱骗。

### 3 实验仿真

实验对松耦合模式的组合导航实施 GPS 诱骗干扰。仿真中 INS 和 GPS 接收机参数取低精度典型值进行计算。把陀螺漂移误差建模为一阶马尔可夫过程,3 个方向随机漂移误差均方根取  $0.1 (^{\circ})/h$ ;3 个方向白噪声均方根为  $0.01 (^{\circ})/h$ ,3 个方向相关时间为  $300 s$ 。加速度计建模为一阶马尔可夫过程,3 个方向加速度计随机漂移误差均方根取  $1 \times 10^{-4} g$ ;3 个方向相关时间为  $1000 s$ 。GPS 接收机伪距测量误差标准差为  $15 m$ ,定位误差标准差为  $40 m$ 。组合导航运动轨迹设计为复杂的高动态轨迹,包括平飞、爬坡和转弯等过程。INS 实验数据由 Simulink 计算产生。组合导航的初始位置为北纬  $40.1^{\circ}$ ,东经  $118.6^{\circ}$ ,高度  $100 m$ 。滤波初始状态为:东北天(ENU)速度误差  $1 m/s$ ;纬度、经度误差  $3''$ ,高度误差  $20 m$ ;水平姿态角误差  $300''$ ,方位角误差  $600''$ 。仿真时间为  $500 s$ 。卫星位置在地球直角坐标系下的位置坐标引用文献[9]的数据,由于仿真时间较短,忽略卫星空间位置变化。

由于组合导航实际工作时 INS 高度通道不稳定,由

外界辅助,因此实验时仅在纬度(北向)和经度(东向)上实施 GPS 诱骗。从  $100 s$  开始引入 GPS 诱骗偏差,北向偏差与东向偏差均为  $5 m/s$ ,即北向、东向偏差每秒递增  $5 m$ ,换算为纬度、经度变化率分别为  $0.508 (^{\circ})/s$  和  $0.726 (^{\circ})/s$ 。根据式(9)计算各个转发器时延,如图 4 所示。经计算,各转发器时延在微秒量级且均为正数,物理可实现。

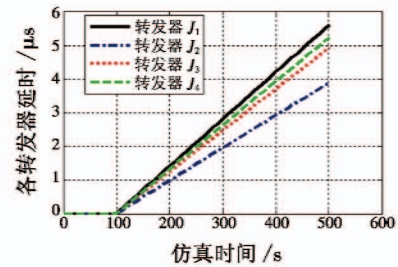


图 4 各转发器时延

Fig.4 Time delay of repeaters

在图 4 所示的转发器时延的影响下,仿真计算组合导航偏差结果及飞行器轨迹,结果如图 5 ~ 图 6 所示。

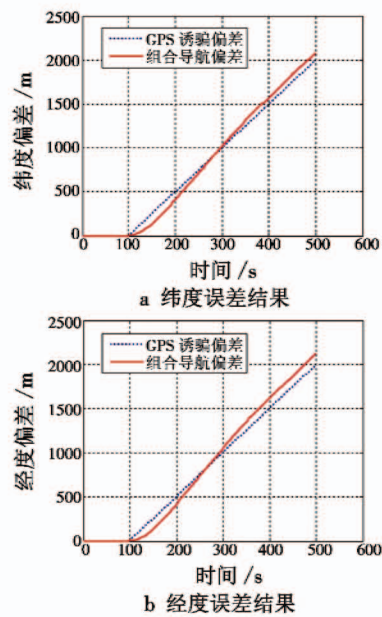


图 5 GPS 诱骗偏差与组合导航偏差结果

Fig.5 GPS deception bias and integrated navigation bias

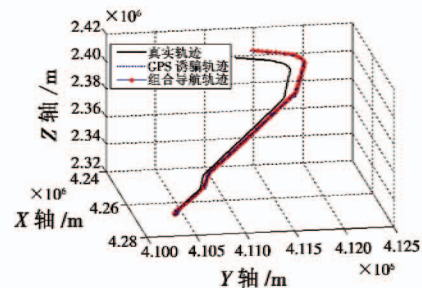


图 6 真实、诱骗轨迹仿真示意图

Fig.6 Authentic trajectory and deception trajectory

图 5 表明,从  $100 s$  开始引入 GPS 诱骗偏差后,组

合导航解算结果并未立即出现偏差(以 GPS 定位误差标准差  $40\text{ m}(1\sigma)$  为偏差出现评定界限)。纬度偏差、经度偏差分别开始于 125 s 和 129 s。这是因为,当前时刻组合导航偏差由前一时刻偏差和当前时刻 GPS 诱骗偏差两部分偏差加权所得,其中前一时刻偏差权重较大,而在诱骗初始阶段,由于组合导航偏差很小,当前时刻组合导航偏差主要由引入的 GPS 偏差驱动;随着持续引入 GPS 偏差,组合导航偏差逐渐增加,当前时刻组合导航偏差中前一时刻偏差逐渐占主要成分,组合导航解算结果逐渐跟随 GPS 诱骗的牵引,偏离预设真实轨迹,符合算式推导结果。仿真结果表明,组合导航在持续受到 GPS 诱骗 400 s 后,纬度偏差为 2079 m,经度偏差为 2162 m。结合图 6 可以看出,受到 GPS 诱骗的影响,组合导航解算得到的轨迹逐渐偏离真实轨迹。

#### 4 结束语

本文在建立的松耦合 Kalman 滤波模型和 GPS 诱骗数学模型的基础上,推导了 GPS 诱骗偏差与转发时延的解析关系,研究了 GPS 诱骗偏差对组合导航偏差的影响,从而说明 GPS 诱骗时延改变组合导航定位结果的作用过程。最后通过计算机模拟,仿真了诱骗偏差的传递过程,评估了 GPS 诱骗手段干扰组合导航的干扰效果。实验表明:GPS 诱骗可以有效干扰松耦合组合导航,诱骗所形成的组合导航偏差与引入的 GPS 偏差近似。然而由于组合导航种类多、复杂度高,诸如虚假信号捕获问题、组合导航抗误差能力以及对紧耦合的组合导航诱骗还有待深入研究。

#### 参 考 文 献

- [1] QIN H L, CONG L, SUN X L. Accuracy improvement of GPS/MEMS-INS integrated navigation system during GPS signal outage for land vehicle navigation[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2012, 23(2): 256-264.
- [2] 秦红磊,柴璐璐,丛丽. GPS/INS 超紧组合抗干扰性能分析[J]. *计算机工程与设计*, 2013, 34(1): 333-336. (QIN H L, CHAI L L, CONG L. Analysis on anti-jamming of GPS/INS ultra-tight coupled system[J]. *Computer Engineering and Design*, 2013, 34(1): 333-336.)
- [3] 汪捷,赵学军. 导航对抗背景 GPS 信号宽带压制干扰分析[J]. *海军工程大学学报*, 2010, 22(6): 30-34. (WANG J, ZHAO X J. Analysis of wideband suppressing jamming on GPS in counterwork facing navigational system[J]. *Journal of Naval University of Engineering*, 2010, 22(6): 30-34.)
- [4] 周坤芳,周湘蓉,李德武. 对 GPS/INS 制导巡航导弹 GPS 干扰方法的探讨[J]. *航空电子技术*, 2005, 36(3): 1-4. (ZHOU K F, ZHOU X R, LI D W. Exploration for GPS jamming to GPS/INS guided cruise missile[J]. *Avionics Technology*, 2005, 36(3): 1-4.)
- [5] 刘海波,吴德伟,董成喜,等. GPS 抗干扰技术发展趋势[J]. *火力与指挥控制*, 2011, 33(1): 1-4. (LIU H B, WU D W, DONG C X, et al. Development trend of GPS anti-jamming technique[J]. *Fire Control & Command Control*, 2011, 33(1): 1-4.)
- [6] 居永忠,倪建军,张志河. 国外无人机诱骗情况分析[J]. *通信导航与指挥自动化*, 2013(4): 6-9. (JU Y Z, NI J J, ZHANG Z H. Analysis on deception of the foreign UAV[J]. *Communication Navigation and Command Automation*, 2013(4): 6-9.)
- [7] BIAN H W, JIN Z H, TIAN W F. IAE-adaptive Kalman filter for INS/GPS integrated navigation system[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2006, 17(3): 502-508.
- [8] SHI J, MIAO L J, NI M L. Robust fault detection filter and its application in MEMS-based INS/GPS[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2011, 22(1): 113-119.
- [9] 杨景曙,曾芳玲,盛琥,等. 通过区域映射实现诱导的 GPS 干扰系统[J]. *电子报*, 2005, 33(6): 1036-1038. (YANG J S, ZENG F L, SHENG H, et al. A jamming system through section mapping for GPS navigation[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2005, 33(6): 1036-1038.)
- [10] 闫占杰,吴德伟,刘海波,等. GPS 转发欺骗式干扰时延分析[J]. *空军工程大学学报:自然科学版*, 2013, 14(4): 68-70. (YAN Z J, WU D W, LI H B, et al. Analysis of time-delay in GPS repeater deception jamming[J]. *Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition*, 2013, 14(4): 68-70.)
- [11] HU H D, HUANG X L. SINS/CNS/GPS integrated navigation algorithm based on UKF[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2010, 21(1): 102-109.