

# 基于双星 TDOA 和主星 DOA 的空中动目标联合定位技术

朱建丰<sup>1</sup>, 何新生<sup>1</sup>, 郝本建<sup>2</sup>

(1. 中国电子科技集团公司第三十六研究所, 浙江嘉兴 314033; 2. 西安电子科技大学 ISN 国家重点实验室, 陕西西安 710071)

**摘 要:** 现有基于星载的空中动目标定位方法工程实现复杂度与代价过大, 本文提出了一种应用于空中动目标定位的新型双星定位技术, 联合双星到达时差信息 (TDOA) 和主星来波方向信息 (DOA) 可以获得目标的三维定位. 通过矢量求解方法, 建立了空中动目标定位的数学模型. 同时, 在考虑多种误差因素的前提下, 建立了用于 Monte Carlo 分析的定位误差模型. 最后, 以空间站及其辅星作为应用场景进行了算例仿真. 结果表明该技术能够实现空中动目标的地面航迹和三维位置的精确估计, 可应用于空间站与卫星联合的空中动目标联合定位系统.

**关键词:** 双星定位技术; 空中动目标; 到达时差; 来波方向

**中图分类号:** TN971. +5      **文献标识码:** A      **文章编号:** 0372-2112 (2018)06-1378-06

**电子学报 URL:** <http://www.ejournal.org.cn>

**DOI:** 10.3969/j.issn.0372-2112.2018.06.015

## A Hybrid Localization Technology for an Aerial Moving Target Based on TDOA of Dual-Satellite and DOA of Main Satellite

ZHU Jian-feng<sup>1</sup>, HE Xin-sheng<sup>1</sup>, HAO Ben-jian<sup>2</sup>

(1. No. 36 Research Institute of China Electronic Technical Corporation, Jiaxing, Zhejiang 314033, China;

2. State Key Laboratory of Integrated Services Networks, Xidian University, Xi'an, Shaanxi 710071, China)

**Abstract:** The existing localization methods for an aerial moving target based on satellites are too complex and costly to be used in practical applications. A new localization technology based on two satellites for an aerial moving target is proposed. By combining two localization parameters named time difference of arrival (TDOA) between two satellites and direction of arrival (DOA) from the main satellite, the three-dimensional locations of an aerial moving target can be achieved. The three-dimensional mathematical localization model for an aerial moving target is established with the vector solution method. Moreover, for Monte Carlo analysis, the localization error model is established in consideration of many error factors. Lastly, the proposed localization technology is used in the suppositional scene which is composed of space station and one small satellite, and the numerical simulation is carried out. The simulation results show that the proposed localization technology can realize accurate estimation of the ground track and the three-dimensional position for an aerial moving target.

**Key words:** dual-satellite localization technology; aerial moving target; time difference of arrival; direction of arrival

### 1 引言

现代战争是信息化战争, 战场环境复杂多变, 谁能优先感知战争态势, 特别是空中动目标的态势, 谁就能主宰整个战争. 无线电侦察技术作为战争态势感知的手段之一, 其在现代战争中起着重要的作用, 特别是天基无线电侦察系统具有覆盖范围广、截获概率高、布置灵活、情报反应速度快、费效比高等优点, 对空中动目标

的探测具有独特优势. 所以, 天基无线电侦察系统已经成为各军事强国的竞争焦点.

利用天基无线电侦察系统, 不仅可以获得目标的无线电特征信息及情报信息, 而且可以对目标进行定位、探知目标活动规律. 通过融合目标的无线电信息与位置信息, 能够提供更加有价值的军事情报. 依靠目标无线电辐射特征, 对目标进行精确定位是无线电侦察系统的重要技术要求之一.

目前,针对空中目标的定位问题,国内外学者开展了一定研究.文献[1~3]通过测量空中运动目标的信号到达时间、到达方向和方位角变化率,实现单站对三维运动辐射源的无源定位;文献[4]实现了三星时差定位系统对空中运动目标的滤波跟踪定位;文献[5]基于 TDOA、FDQA 的测量,实现了高程已知空中目标的定位.但是,这些方法都需要目标满足匀速直线运动或高程已知假设.当对目标具有较多观测量时,可以不需要这些假设就能实现空中运动目标的定位,如文献[6]提出了在方位信息辅助条件下,三星时差定位系统对空中运动目标的跟踪定位,并通过 UKF 滤波改善定位精度;文献[7]给出了基于四星时差的空中目标定位系统;文献[8]在双星都是阵列天线条件下,基于 TDOA/DOA 测量,采用两步初始化进行 EHF 处理,得到辐射源 3D 位置的高精度估计.文献[9]基于多个传感器同时接收导弹遥测信号获得 FDOA、TDOA 信息,再通过卡尔曼滤波实现导弹实时空间位置的估计.但是,这些方法都需要较多观测量,工程实现复杂度与代价都比较大.因而,本文考虑采用双星 TDOA 和主星 DOA 的方法实现空中运动目标的定位,以简化工程复杂度与降低经济代价.这方面有学者进行了类似的研究,如文献[10~12]基于对目标时差和方位角的测量,给出了二维运动辐射源的定位求解及精度分析,但其结果并不适用于三维定位;文献[13,14]将由固定站得到的 AOA,与由机载站得到的 TDOA 相结合,通过多次测量给出了空中静止目标的定位估计,但不适应空中运动目标的定位,且没有考虑各站的自定位误差.

所以,本文将采用矢量求解的方法,对双星 TDOA 和主星 DOA 构成的定位系统进行空中运动目标的 3D 位置求解,并考虑双星位置误差、双星速度误差、主星姿态误差等误差因素的前提下,采用 Monte Carlo 方法分析定位系统的定位误差.

## 2 定位系统描述及算法数学推导

### 2.1 定位系统描述

基于双星 TDOA 和主星 DOA 的空中动目标联合定位系统,如图 1 所示.主星采取阵列天线及多通道侦收方式对目标进行测向,获得测向矢量信息;辅星采取单元天线及单通道侦收方式测量信号到达时间,并与主星测量的信号到达时间相比,获得时差测量信息.通过融合测向信息与时差信息,就能解算出空中目标的位置信息.

### 2.2 定位原理及算法推导

如图 2 所示,描述了主星( $S_1$ )、辅星( $S_2$ )及空中目标( $P$ )在地心赤道惯性坐标系下(简称  $S_i$ )的位置关系,坐标系的具体定义可参考文献[15](下同).

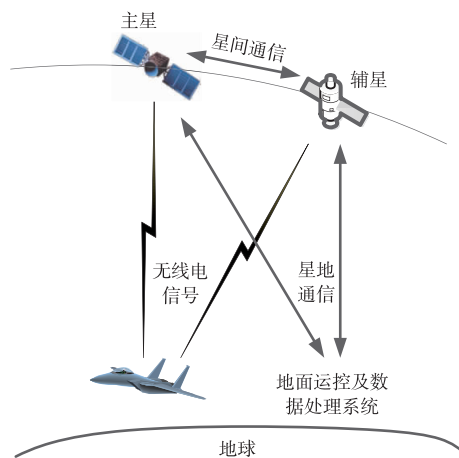


图1 双星定位系统示意

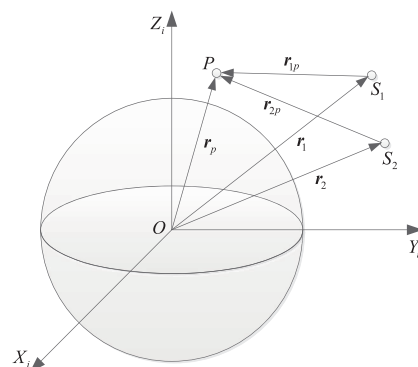


图2 惯性坐标下的卫星与空中目标的位置关系

令空中目标、主星  $S_1$ 、辅星  $S_2$  在惯性系中的位置矢量与速度矢量分别为  $\mathbf{r}_p, \mathbf{v}_p, \mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1, \mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2$ , 则可以分别得到双星时差方程与主星测向方程如下所示:

$$\Delta t_{21} = \|\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_p\|/c - \|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_p\|/c \quad (1)$$

$$\mathbf{u}_{1p} = (\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_1) / \|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_1\| \quad (2)$$

式中,  $\Delta t_{21}$  是信号到达主星  $S_1$  相对到达辅星  $S_2$  的时差,  $\mathbf{u}_{1p}$  为主星通过测向得到的卫星到目标的单位矢量, 其在天线测量坐标系  $S_a$  中可以表示为:

$$(\mathbf{u}_{1p})_a = [\cos\varphi_a \cos\alpha_a \quad \cos\varphi_a \sin\alpha_a \quad \sin\varphi_a]^T \quad (3)$$

式中,  $(\cdot)_a$  表示矢量在坐标系  $S_a$  中的分量列阵,  $\alpha_a$ 、 $\varphi_a$  分别为矢量  $\mathbf{u}_{1p}$  在天线测量坐标系中的方位角、俯仰角, 如图 3 所示.

图中,  $\alpha_a$  为单位矢量在平面  $O_a X_a Y_a$  上的投影与轴  $X_a$  的夹角, 符合右手法旋转为正,  $\varphi_a$  为单位矢量与平面  $O_a X_a Y_a$  的夹角, 指向正  $Z_a$  轴为正.

令  $r_{1p} = \|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_1\|$ , 则式(2)可表示为:

$$\mathbf{r}_p = r_{1p} \mathbf{u}_{1p} + \mathbf{r}_1 \quad (4)$$

将上式代入式(1), 同时考虑  $\mathbf{u}_{1p}$  为单位矢量, 则可化简得到:

$$r_{1p} - c\Delta t_{21} = \|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 - r_{1p} \mathbf{u}_{1p}\| \quad (5)$$

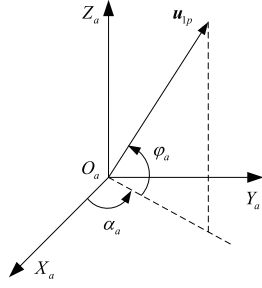


图3 无线电测向单位矢量在天线测量坐标系中的表示

将上式两边分别平方可得:

$$r_{1p} = \frac{r_2^2 + r_1^2 - 2\mathbf{r}_2 \cdot \mathbf{r}_1 - c^2 \Delta t_{21}^2}{2(\mathbf{r}_2 \cdot \mathbf{u}_{1p} - \mathbf{r}_1 \cdot \mathbf{u}_{1p} - c\Delta t_{21})} \quad (6)$$

式中,  $r_2 = \|\mathbf{r}_2\|$ ,  $r_1 = \|\mathbf{r}_1\|$ , 符号“ $\cdot$ ”表示两个矢量的点积.

式(6)中的矢量在不同坐标系中的分量列阵具有如下关系:

$$\begin{aligned} (\mathbf{r}_1)_e &= \mathbf{C}_{ei}(\mathbf{r}_1)_i \\ (\mathbf{r}_2)_e &= \mathbf{C}_{ei}(\mathbf{r}_2)_i \\ (\mathbf{u}_{1p})_e &= \mathbf{C}_{ei}(\mathbf{C}_{bo} \mathbf{C}_{oi})^T \mathbf{C}_{ba}(\mathbf{u}_{1p})_a \end{aligned} \quad (7)$$

式中,  $(\cdot)_e$ 、 $(\cdot)_i$  分别表示矢量在  $S_e$  (地心赤道旋转坐标系)、 $S_i$  中的分量列阵; 矩阵  $\mathbf{C}_{bo}$ 、 $\mathbf{C}_{oi}$ 、 $\mathbf{C}_{ba}$  都是关于主星  $S_1$  的转换矩阵;  $\mathbf{C}_{ei}$  表示坐标系  $S_i$  到  $S_e$  的转换矩阵,  $\mathbf{C}_{bo}$  表示坐标  $S'_o$  (第二轨道坐标系) 到  $S_b$  中 (主星本体坐标系) 的转换矩阵 (即姿态矩阵),  $\mathbf{C}_{oi}$  表示坐标系  $S_i$  到  $S'_o$  的转换矩阵,  $\mathbf{C}_{ba}$  表示坐标系  $S_a$  到  $S_b$  的转换矩阵 (即天线安装矩阵), 转换矩阵的具体定义可参考文献 [15] (下同). 确定的双星定位系统在某一时刻时,  $(\mathbf{r}_1)_i$ 、 $(\mathbf{r}_2)_i$ 、 $(\mathbf{u}_{1p})_a$ 、 $\mathbf{C}_{ei}$ 、 $\mathbf{C}_{bo}$ 、 $\mathbf{C}_{ba}$  都为已知量,  $\mathbf{C}_{oi}$  可通过如下方法求解.

令坐标系  $S'_o$  的坐标轴  $X'_o$ 、 $Y'_o$ 、 $Z'_o$  的单位矢量分别为  $\mathbf{i}'_o$ 、 $\mathbf{j}'_o$ 、 $\mathbf{k}'_o$ , 根据  $S'_o$  的定义, 具有如下关系式:

$$\begin{aligned} \mathbf{k}'_o &= -\mathbf{r}_1 / \|\mathbf{r}_1\| \\ \mathbf{j}'_o &= \mathbf{v}_1 \times \mathbf{r}_1 / \|\mathbf{v}_1 \times \mathbf{r}_1\| \\ \mathbf{i}'_o &= \mathbf{j}'_o \times \mathbf{k}'_o \end{aligned} \quad (8)$$

上述单位矢量在坐标系  $S_i$  中的分量列阵可表示为:

$$\begin{aligned} (\mathbf{k}'_o)_i &= -(\mathbf{r}_1)_i / \|\mathbf{r}_1\| \\ (\mathbf{j}'_o)_i &= (\mathbf{v}_1)_i \times (\mathbf{r}_1)_i / \|\mathbf{v}_1\| \|\mathbf{r}_1\| \\ (\mathbf{i}'_o)_i &= (\mathbf{j}'_o)_i \times (\mathbf{k}'_o)_i \end{aligned} \quad (9)$$

式中,  $(\mathbf{r}_1)_i$ 、 $(\mathbf{v}_1)_i$  为已知量. 则可得到由惯性坐标系  $S_i$  变换到第二轨道坐标系  $S'_o$  的变化矩阵  $\mathbf{C}_{oi}$  为:

$$\mathbf{C}_{oi} = [(\mathbf{i}'_o)_i \quad (\mathbf{j}'_o)_i \quad (\mathbf{k}'_o)_i]^T \quad (10)$$

将式(7)、(10)及已知量代入到式(6), 就能计算得到  $r_{1p}$ . 则可得到  $\mathbf{r}_p$  在  $S_e$  中的分量列阵可表示为:

$$(\mathbf{r}_p)_e = r_{1p}(\mathbf{u}_{1p})_e + (\mathbf{r}_1)_e \quad (11)$$

式中,  $(\mathbf{r}_p)_e$  即为空中目标在坐标系  $S_e$  中的定位结果.

通过上述推导可知, 定位算法的计算流程如下:

- (1) 根据主、辅星的实时轨道、姿态参数及其他已知参数, 获得  $(\mathbf{r}_1)_i$ 、 $(\mathbf{r}_2)_i$  及转换矩阵  $\mathbf{C}_{ei}$ 、 $\mathbf{C}_{bo}$ 、 $\mathbf{C}_{oi}$ 、 $\mathbf{C}_{ba}$ ;
- (2) 根据主星的测向结果  $(\mathbf{u}_{1p})_a$ , 计算获得  $(\mathbf{u}_{1p})_e$ , 同时计算得到  $(\mathbf{r}_1)_e$ 、 $(\mathbf{r}_2)_e$ ;
- (3) 根据式(6), 计算获得  $r_{1p}$ ;
- (4) 根据式(11), 计算获得空中目标在坐标系  $S_e$  中的表示  $(\mathbf{r}_p)_e$ .

从双星定位系统的定位原理及算法推导过程可以看出: 该定位技术没有采用地球面约束方程, 也就是说, 该技术同样适用于其他目标, 如地面目标、空间目标等.

### 3 定位误差分析方法

本文采用 Monte Carlo 方法对定位误差进行分析.

定义测向误差坐标系  $S_\sigma$ , 其原点  $O_\sigma$  与天线坐标系原点  $O_a$  重合, 坐标系  $S_\sigma$  可以由  $S_a$  两次旋转得到, 如下:

$$S_a \xrightarrow{L_x(\alpha_a)} O \xrightarrow{L_y(\pi/2 - \varphi_a)} S_\sigma \quad (12)$$

式中,  $L_x$ 、 $L_y$  为基元转换矩阵 [11]. 坐标系  $S_\sigma$  与  $S_a$  的关系如图 4 所示.

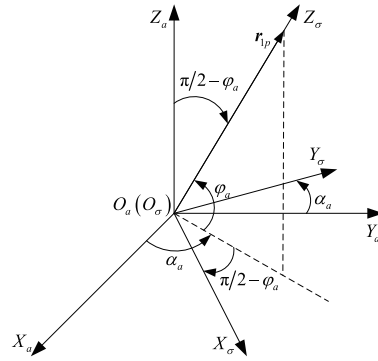
图4 坐标系  $S_\sigma$  与  $S_a$  的关系示意

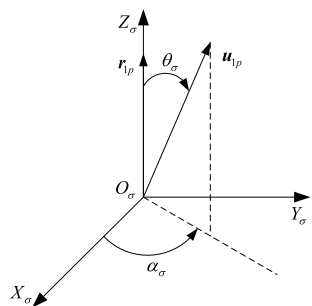
图 4 中,  $\mathbf{r}_{1p}$  为主星到目标的矢量. 定义了测向误差坐标系  $S_\sigma$ , 就可以在该坐标系中表示出真实的测向单位矢量  $\mathbf{u}_{1p}$ . 令测向误差为  $\theta_\sigma$  (真实指向与测向指向的夹角, 服从正态分布误差), 则  $\mathbf{u}_{1p}$  在坐标系  $S_\sigma$  中的关系如图 5 所示.

$\mathbf{u}_{1p}$  在  $S_\sigma$  中的分量列阵  $(\mathbf{u}_{1p})_\sigma$  可以表示为:

$$(\mathbf{u}_{1p})_\sigma = \begin{bmatrix} \cos(\pi/2 - \theta_\sigma) \cos \alpha_\sigma \\ \cos(\pi/2 - \theta_\sigma) \sin \alpha_\sigma \\ \sin(\pi/2 - \theta_\sigma) \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中,  $\alpha_\sigma \in [0, 2\pi)$ , 并服从随机均匀分布.

同时, 定义站心视线坐标系  $S_g$ , 其原点  $O_g$  在当地观测站, 轴  $X_g$  沿当地纬线切向指向向东; 轴  $Y_g$  指向正北;  $Z_g$  垂直向上, 并满足右手法则. 坐标系  $S_g$  可以由  $S_e$  两次旋转得到, 如下:

图5  $u_{1p}$ 在坐标系 $S_{\sigma}$ 中的示意

$$S_e \xrightarrow{L_z(\pi/2+L)} o \xrightarrow{L_x(\pi/2-B)} S_g \quad (14)$$

式中,  $B$  为大地纬度;  $L$  为大地经度;  $L_x$  为基元转换矩阵<sup>[11]</sup>. 则坐标系  $S_g$  到  $S_e$  的转换矩阵  $C_{ge}$  可以表示为:

$$C_{ge} = L_x(\pi/2-B)L_z(\pi/2+L) \quad (15)$$

到此可以得到, 定位误差分析的计算流程如下:

(1) 根据卫星的星下点经纬度, 设定目标的经纬度计算范围;

(2) 根据主、辅星的姿轨参数, 获得各种计算过程中需要的转换矩阵;

(3) 按照设置的经纬度范围进行网格划分, 依次对每一个节点进行以下步骤计算;

(4) 按照目标经纬度、高度(设定恒值), 并通过坐标变换, 计算得到主星到目标的矢量  $r_{1p}$ ;

(5) 考虑测向误差, 得到测向测量值  $(u_{1p})_{\sigma}$ , 通过坐标变换, 得到  $u_{1p}$  在  $S_b$  中的分量列阵表示;

(6) 考虑姿态测量误差  $\Delta\phi$ 、 $\Delta\theta$ 、 $\Delta\psi$ , 获得姿态矩阵  $C_{bo}$ , 联合  $C_{ei}$ 、 $C_{oi}$ , 得到  $(u_{1p})_e$ , 同时计算得到  $(r_1)_e$ 、 $(r_2)_e$ ;

(7) 通过相关式子, 计算得到  $r_{1p}$ 、 $(r_p)_e$ , 并与真值比较, 得到目标单次定位误差  $(\Delta r_p)_e$ ;

(8) 重复步骤(5)~(7), 统计得到该计算节点定位误差;

(9) 返回步骤(3), 获得各个节点的定位误差, 并将计算结果与转换矩阵  $C_{ge}$  相乘, 表示成坐标系  $S_g$  中的定位误差, 即为目标定位误差的 GDOP.

#### 4 计算机仿真验证与分析

由于测向误差传播到远端目标时, 定位误差会被放大, 且距离越远误差放大越大. 所以, 测向误差对本文提出的双星定位系统的定位误差起决定作用. 可以考虑通过两条途径实现定位精度的提高: (1) 提高主星测向精度; (2) 降低双星的轨道高度. 按照前者, 则天线阵列口径将相应变大, 如要达到  $0.02^\circ$  ( $1\sigma$ ) 的测向精度, LS 频段天线阵列口径将达到十几米, UHF 频段将达到几十米. 如此大的天线阵列口径在一般卫星上实现较为困难, 但在空间站是可以实现的, 且空间站的轨道

高度比较低, 也有利于提高系统的定位精度. 所以下面将以空间站作为实际应用的算例, 进行空中目标的定位与定位误差分析.

令空间站的轨道高度为 400km, 测向精度为  $0.02^\circ$  ( $1\sigma$ ), 姿态测量精度为  $0.005^\circ$  ( $1\sigma$ ). 辅星与空间站处于同一轨道上, 星间距为 150km. 空间站与辅星的位置、速度定位误差分别为  $2m$  ( $1\sigma$ )、 $0.1m/s$  ( $1\sigma$ ), 时差测量误差为  $60ns$  ( $1\sigma$ ). 空中目标的高度为 20km, 飞行速度为  $300m/s$  (飞行过程中有转弯机动), 定位系统侦收无线电信号的观测时间为 2min30s, 1s 给出一次观测结果. 下面将依此为初始条件进行仿真分析.

在没有辅星协作下, 只有空间站进行单站测向, 对空中目标进行定位, 可以得到空中目标的地面航迹如图 6 所示.

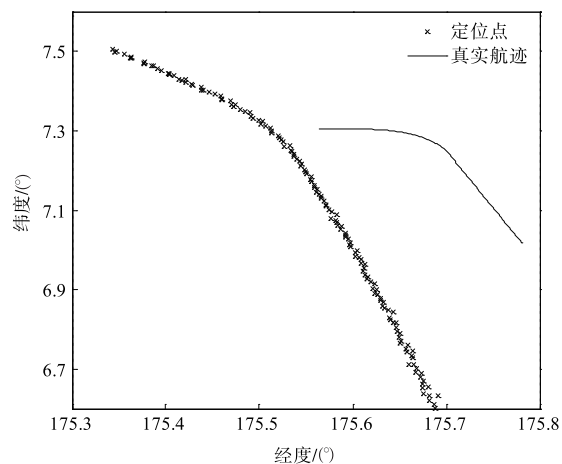


图6 单站测向定位对空中目标的定位跟踪示意(地面航迹)

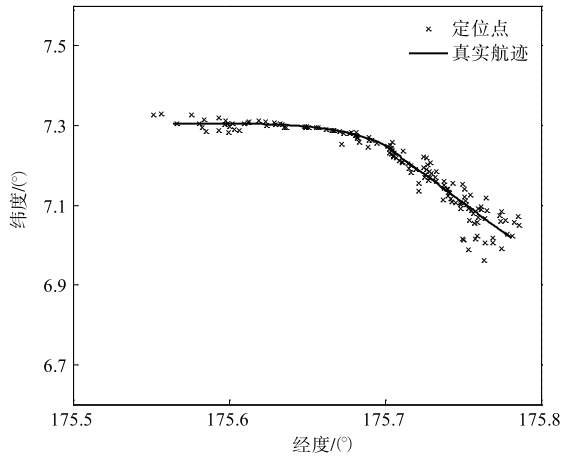
从图 6 中可以看出, 由于单站测向定位缺失目标的高度信息, 使得定位结果完全不能反映目标的真实位置信息, 地面航迹与真实航迹完全不一致, 且没有目标的高度信息.

在辅星协作下, 得到双星时差信息, 并与空间站得到的测向信息进行联合定位, 可以得到空中目标的地面航迹与 3D 位置如图 7 所示, 获得的定位误差变化曲线如图 8 所示.

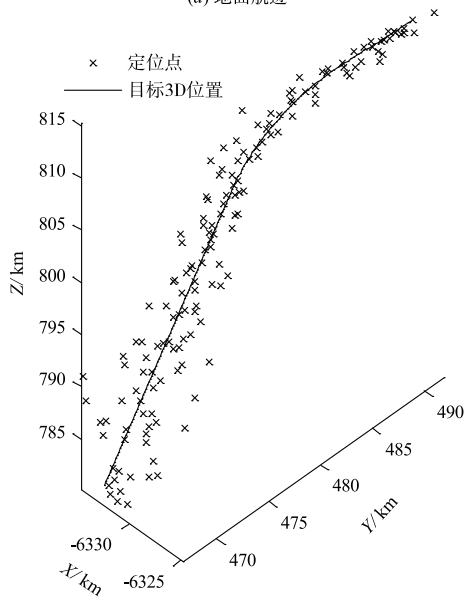
从图 7、图 8 可看出, 由于本文提出的双星定位技术可以单次测量实现空中目标的 3D 位置定位, 所以, 即使在空中目标存在机动的情况下, 仍然能够对空中目标的地面航迹和 3D 位置进行精确估计, 经纬度定位误差在  $0.04^\circ$  范围之内, 高度定位误差在 4km 范围之内.

采用 Monte Carlo 方法对定位系统的定位误差分布 (GDOP) 进行仿真分析, 仿真条件如上所述, 每个节点仿真 100000 次, 统计分析的结果如图 9 所示.

从图 9 中可以看出, 水平方向和垂直方向的定位精度都达到了公里级, 在星下点附近的定位精度最高, 随



(a) 地面航迹



(b) 3D位置

图7 双星定位系统对空中目标的定位跟踪示意

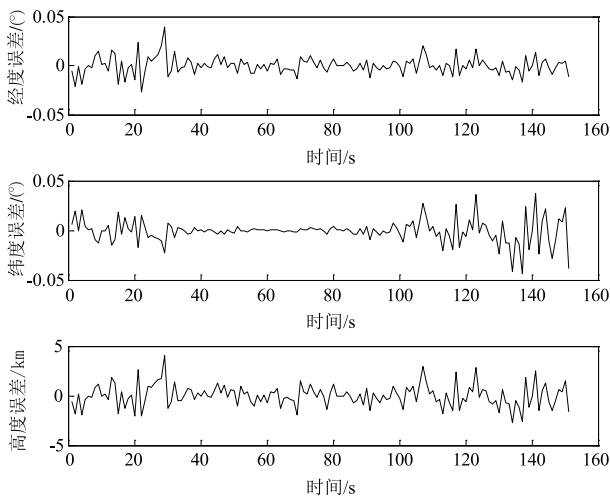
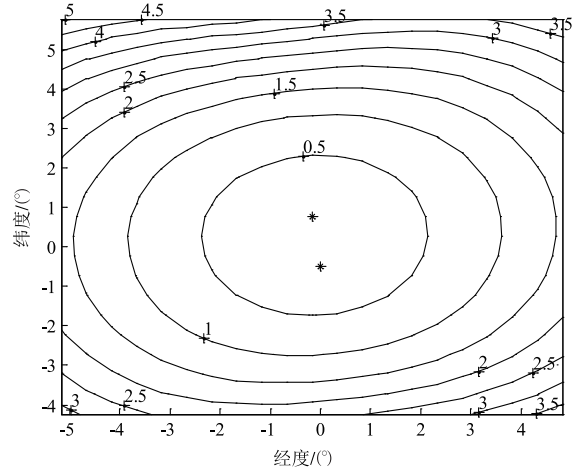
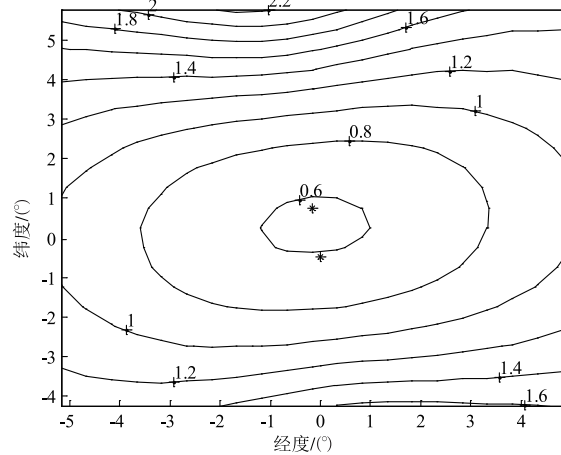


图8 定位误差变化曲线



(a) 水平方向定位误差分布



(b) 垂直方向定位误差分布

图9 双星定位系统的定位误差分布(GDOP)统计结果

着远离星下点,定位精度逐渐变差.在该定位精度条件下,能够很好的反应空中目标的高度信息,而且单次测量就能实现目标定位,所以该定位系统可以实现空中动目标的高精度3D定位与跟踪.

### 5 结论

本文给出了一种应用于空中动目标定位的双星定位技术.文中通过联合目标信号的TDOA信息和DOA信息,获得了目标三维定位的数学模型.同时,在考虑各种误差因素的前提下,进行了空中动目标的3D位置求解与定位误差的Monte Carlo仿真.仿真结果表明本文提出的定位技术对空中动目标的定位具有较高优越性,在实际应用中具有重要意义.

### 参考文献

[1] 李宗华,冯道旺,孙仲康,等.对空中辐射源的快速无源定位算法及其可观测性分析[J].宇航学报,2003,24(5):473-477.

- Li Zong-hua, Feng Dao-wang, Sun Zhong-kang, et al. Passive location and tracking algorithm for air-emitters and its observability analysis[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5):473-477. (in Chinese)
- [2] 李宗华, 冯道旺, 周一宇, 等. 估计目标速度矢量对运动辐射源的固定单站无源定位算法[J]. 电子学报, 2004, 32(6):953-956.
- Li Zong-hua, Feng Dao-wang, Zhou Yi-yu, et al. Passive location algorithm for moving emitter by estimating its velocity vector based on single non-moving observer[J]. Acta Electronica Sinica, 2004, 32(6):953-956. (in Chinese)
- [3] 周一宇, 孙仲康. 利用 DOA 和 TOA 测量对三维运动辐射源的定位与跟踪[J]. 电子学报, 1991, 19(2):69-73.
- Zhou Yi-yu, Sun Zhong-kang. Location and tracking of 3-D moving emitter using DOA and TOA measurements[J]. Acta Electronica Sinica, 1991, 19(2):69-73. (in Chinese)
- [4] 陈曦, 彭华峰, 同武勤. 基于卡尔曼滤波的三星时差运动目标定位技术[J]. 电讯技术, 2011, 51(5):77-81.
- Chen Xi, Peng Hua-feng, Tong Wu-qing. Tri-satellite differential time offset location technology for moving target based on Kalman filter[J]. Telecommunication Engineering, 2011, 51(5):77-81. (in Chinese)
- [5] HO K C, CHAN Y T. Geolocation of a known altitude object from TDOA and FDOA measurements[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1997, 33(3):770-783.
- [6] 程小震, 唐宏, 王元利, 等. 高精度测向辅助的三星时差定位算法[J]. 电子信息对抗技术, 2010, 25(6):11-16.
- Cheng Xiao-zhen, Tong Hong, Wang Yuan-li, et al. Passive location method for three-satellite TDOA system using accurate bearings[J]. Electronic Warfare Technology, 2010, 25(6):11-16. (in Chinese)
- [7] 李建军. 四星时差定位算法研究[J]. 电子对抗技术, 2004, 19(4):3-6, 15.
- Li Jian-jun. Research of location algorithm on TDOA with four satellites[J]. Electronic Warfare Technology, 2004, 19(4):3-6, 15. (in Chinese)
- [8] Wang Zhong-hai, Khanh Pham, Erik Blasch, et al. Ground jammer localization with two satellites based on the fusion of multiple parameters[A]. Khanh D Pham. Sensors and Systems for Space Applications IV[C]. Orlando: Society of Photo-optical Instrumentation Engineers, 2011. Vol. 8044 804402:1-8.
- [9] Heng C L. Kalman Filter of FDOA/TDOA Missile Tracking System [D]. California: Naval Postgraduate School, 2001.
- [10] 朱福成. 基于测量时差和方位角的定位方法的误差分析[J]. 兵工自动化, 2011, 30(2):80-81, 84.
- Zhu Fu-cheng. Error analysis of positioning method based on measure time difference and azimuth[J]. Ordnance Industry Automation, 2011, 30(2):80-81, 84. (in Chinese)
- [11] 王洪. 两机动平台协同测向测时差定位分析[J]. 电子对抗, 2014, 2014(5):6-10.
- Wang Hong. Analysis of two-mobile-platforms co-operative locating method by using DF and TDOA measurements[J]. Electronic Warfare, 2014, 2014(5):6-10. (in Chinese)
- [12] Liu Cong-feng, Yang Jie, Wang Feng-shuai. Joint TDOA and AOA location algorithm[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(2):183-188.
- [13] Du Huai-jing, Jim P Y Lee. Simulation of Multi-platform Geolocation Using a Hybrid TDOA/AOA Method[R]. Ottawa Ontario: Defence R&D Canada-Ottawa Technical Memorandum, 2004.
- [14] 林雪原, 骆卉子, 范文强. 一种 TDOA/AOA 联合定位的算法[J]. 兵工自动化, 2010, 29(6):1-3, 7.
- Lin Xue-yuan, Luo Hui-zi, Fan Wen-qiang. A algorithm for TDOA/AOA combined position[J]. Ordnance Industry Automation, 2010, 29(6):1-3, 7. (in Chinese)
- [15] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1995. 38-40, 144-148.

#### 作者简介



**朱建丰** 男, 1979 年 11 月出生于江苏省吴江市. 现为中国电子科技集团公司第三十六研究所高级工程师, 主要从事无线电探测总体技术.  
E-mail: little\_zhu@126.com



**何新生** 男, 1981 年 4 月出生于湖北省随州市. 现为中国电子科技集团公司第三十六研究所高级工程师, 主要从事无线电探测总体技术.  
E-mail: Hexins@126.com



**郝本建 (通信作者)** 男, 1982 年出生于山东省泰安市, 博士, 现为西安电子科技大学讲师、硕士生导师, 主要研究方向: 无线通信, 电磁频谱监测, 无线传感器网络, 信号源定位与跟踪.  
E-mail: bjhao@xidian.edu.cn