

文章编号:1007-2780(2016)09-0902-11

基于多台北斗接收机的测姿精度对目标定位精度影响分析

蔡明兵^{1,2}, 王超¹, 刘晶红^{1*}, 周前飞¹, 宋悦铭¹

(1.中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2.中国科学院大学, 北京 100049; 3.解放军 77110 部队, 四川 什邡 618400)

摘要:飞机姿态测量是无人机系统目标定位的重要环节。该文拟采用多台北斗天线测姿, 分析了北斗接收天线测姿精度对机载光电平台目标定位精度的影响。为此, 本文建立机载光电平台目标定位系统模型, 用蒙特卡洛法分析目标定位误差, 并对飞机姿态测量误差在 $0.05^\circ \sim 1^\circ$ 范围内以及飞行高度在 1 000~8 000 m 时的垂直下视和斜视目标定位误差进行比较。实验结果表明, 在姿态测量误差及飞行高度范围内, 垂直下视目标定位高程误差在 20 m 左右, 平面定位误差为 23~65 m; 斜视定位 (-60° 斜视, 俯仰轴以水平向前为 0°) 大地高误差为 20~30 m, 平面定位误差为 24~71 m。同时分析了天线摆放及基线长度对测姿精度的影响。目标定位误差主要与飞机姿态角测量误差、北斗系统误差、光电平台方位角和高低角测量误差有关, 还与目标与飞机之间的斜距有关。飞行高度越大, 光电平台高低角越小, 斜距越大, 则目标定位误差越大。基线越长, 测姿精度越高, 当基线垂直时, 横滚角误差最小。

关键词: 北斗接收天线; 姿态精度; 蒙特卡洛法; 目标定位误差

中图分类号: V249 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/YJYXS20163109.0902

Impact analysis of attitude determination accuracy to target localization accuracy on Multi-BD receivers

CAI Ming-bing^{1,2}, WANG Chao¹, LIU Jing-hong^{1*},
ZHOU Qian-fei¹, SONG Yue-ming¹(1.Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences,
Changchun 130033, China;

2.University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Liberation Army 77110 Troops, Shifang 618400, China)

Abstract: Aircraft attitude measurement is an important phase in the target location of UAV (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) system. This paper intends to achieve attitude information by using multi-BDS (BeiDou navigation positioning system, BDS) receiver antenna. Furthermore, the influence of the attitude measurement accuracy on the positioning precision of airborne optoelectronics platform is analyzed. To solve these problems, a target location system model of airborne optoelectronics platform is established. After analyzing and calculating the orientation error with Mont Carlo method, the errors are compared among the cases including the airborne attitude measuring error within $0.05^\circ \sim 1^\circ$,

收稿日期:2016-05-17; 修订日期:2016-07-14.

基金项目:吉林省重大科技攻关项目(No.11ZDGG001)

Supported by Jilin Provincial Major Scientific Research Project of China(No.11ZDGG001)

* 通信联系人, E-mail: liu1577@126.com

the positioning precision of vertical view and strabismus in flying height of 1 000 ~ 8 000 meters. The experimental results show that elevation error of vertical view is about 20m, and planar location error is 23 ~ 65 m. Geodetic height error of strabismus positioning (-60° oblique) is about 20 ~ 30 m, and planar location error is 24 ~ 71 m. In addition, the effects of the antenna orientation and length of baseline on the positioning precision are analyzed. Some conclusions can be drawn by simulation. Target location errors relate to the attitude angle error of the aircraft, the error of BDS, azimuth angle error of optoelectronic platform, high and low angle measurement error, and the distance between the target and the aircraft. Moreover, it can be concluded that the high and low angle of optoelectronic platform is smaller when the flying height is higher. The positioning error is larger when slant distance is bigger. The attitude measurement accuracy is greater when the baseline is longer. The error of rolling angle is the minimum when the baseline is vertical.

Key words: BDS receivers; Monte Carlo method; accuracy of the attitude determination; error of target localization

1 引言

目前用于无人机目标定位的常用组合导航系统基本组成包括惯性测量装置、GPS/GLONASS接收机及天线、计算机、电子设备和安装部件组成。绝大部分的飞机姿态测量都是通过机载惯性测量装置进行^[9]。惯性导航系统,具有能够不依赖外界信息,完全独立自主地提供多种高精度的导航位置参数、速度和姿态的优点,具有抗电子辐射干扰、大机动飞行、隐蔽性好等特点。然而,它的系统精度主要取决于惯性测量器件陀螺仪和加速度计,导航参数的误差尤其是位置误差随时间而积累,不适合长时间的单独导航,并且捷联惯导对传感器精度要求高,同时捷联惯无法克服陀螺随时间漂移这一缺点。由于近年来北斗导航系统越来越完善,利用北斗导航在某些场景下结合甚至取代单纯惯性导航设备成为发展趋势,以弥补由惯导带来误差累积的不足。北斗导航既具备GPS和伽利略系统的功能,又具备短报文通信功能。

北斗卫星导航系统的完善无疑为我国在经济、军事、政治实力增强做出了巨大贡献。也促使对北斗导航系统研究力度加强,但国内大多数研究仅限于对北斗伪距单点定位性能分析^[1-5],很少有文献对北斗测姿精度进行深入分析。

针对上述问题,本文建立模型,根据国家颁布北斗ICD接口文件数据信息,进行BDS星座仿真并通过多台北斗接收机天线来获取数据信息以确定飞机平台定位的姿态精度,来分析姿态精度对

目标定位精度的影响。

2 姿态测量原理

2.1 测姿模型

采用北斗或GPS定姿一般需要多台接收机及多个天线,能取得较好的定姿精度。

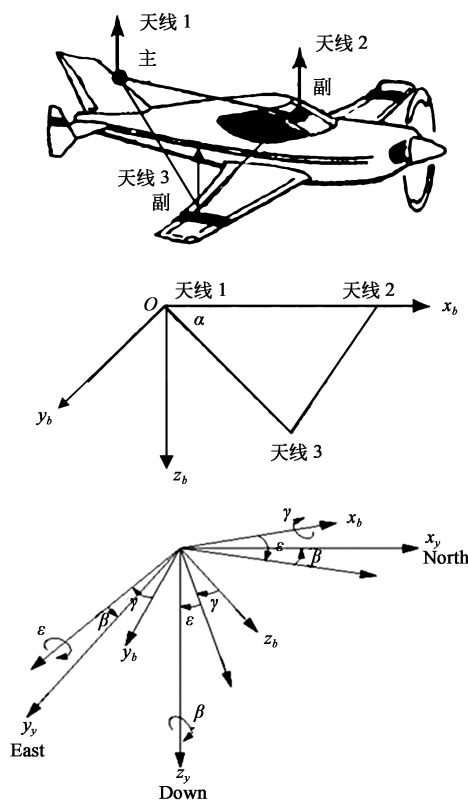


图1 动态测姿模型

Fig.1 Dynamic attitude determination model

所谓姿态,是指载体坐标系相对于当地地理坐标系的 3 个欧拉角。姿态通常用 3 个参数表示:航向角(β)、俯仰角(ϵ)和横滚角(γ),如图 1 所示。

坐标系是进行姿态测量的基础,在北斗姿态测量系统中,用到几种不同的参考坐标系。

载机坐标系:载机坐标系的原点定义在天线阵列的主天线相位中心, X 轴与载机运动方向的中心线(主轴)重合, Y 轴垂直轴指向载机右侧, Z 轴与 X 、 Y 轴构成右手坐标系。

当地地理坐标系:原点与载机原点重合,通常是姿态测量中的参考坐标系,其原点位于主天线的相位中心, X 轴指向当地北子午线, Y 垂直指向东, Z 轴与 X 、 Y 轴正交服从右手坐标系。

2.2 姿态角测量原理

求解姿态角,首先要求得基线坐标矢量,进一步求得其在当地地理坐标系下的坐标,一般要通过载波相位差分法求得基线矢量。

载波相位观测方程有单差观测和双差观测。

单差观测是指两个接收机对同一颗卫星 j 同步载波相位观测值取差,有

$$\Phi_{12}^j(t) = \Phi_2^j(t) - \Phi_1^j(t), \quad (1)$$

双差观测是在单差观测值基础上,不同卫星 j 、 i 之间再求差,有

$$\Phi^{ji12}(t) = \Phi_{12}^j(t) - \Phi_{12}^i(t), \quad (2)$$

其中, $\Phi(t) = \rho - \lambda N + v$, λ 为载波波长, $\rho = \lambda(\varphi_j - \varphi_i)$ 为星站之间的距离, N 为载波相位差($\varphi_j - \varphi_i$)整周部分, v 为观测噪声。

2.3 姿态测量

2.3.1 求解基线向量

观测方程:

$$\Phi = (e^{iT} - e^{jT})b + \lambda N + v, \quad (3)$$

式中: e^i 和 e^j 分别表示接收机天线至卫星 i 和 j 的单位方向矢量; $b = [x \ y \ z]^T$ 为在当地地理坐标系下的基线向量(如图 2)。

需要 4 颗卫星来确定上述 3 个方程,以其中一颗为主卫星,其它卫星的观测值与之作差,得到观测方程组:

$$Sb + W = 0, \quad (4)$$

式中: $S = [e^1 - e^0 \ e^2 - e^0 \ e^3 - e^0]^T$, $W = [W_1 \ W_2 \ W_3]^T$, $W_i = \lambda N_i - \varphi_i$ 。

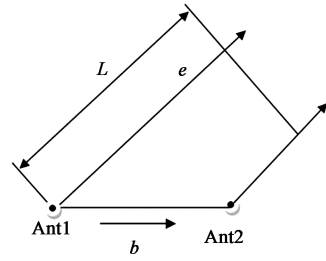


图 2 载波相位差分测量示意图

Fig.2 Schematic diagram of carrier phase difference measurement

得到:

$$b = -S^{-1}W. \quad (5)$$

假如同时观测 n 颗卫星,则能得到 n 组基线矢量坐标,得到观测方程组,

$$\begin{bmatrix} \varphi_1 \\ \varphi_2 \\ \vdots \\ \varphi_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \lambda \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ \vdots \\ N_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_n \end{bmatrix}. \quad (6)$$

2.3.2 直接法解算三姿角

采用直接法解算三姿角需要多台北斗及多个天线,能取得较好的测姿精度。在北斗姿态系统测量中,(如图 1),将两个北斗天线 1、2 分别安放在载体中心轴,天线 3 置于中心轴一侧,以天线 1 为主天线,相位中心为原点,天线 1 到天线 2 和天线 3 组成单基线在体坐标系下坐标分别为:

$$b_{12} = [0 \ l_{12} \ 0]^T,$$

$$b_{13} = [l_{13} \sin \alpha \ l_{13} \cos \alpha \ 0]^T,$$

在当地坐标系下的坐标为,

$$b_{12} = [x_2 \ y_2 \ z_2]^T, b_{13} = [x_3 \ y_3 \ z_3]^T,$$

实现从体坐标系列到当地坐标系的转换,需要将体坐标分别绕 z 轴旋转 β ,绕 y 轴旋转 ϵ ,绕 x 轴旋转 γ ,旋转矩阵:

$$R_x(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix},$$

$$R_y(\epsilon) = \begin{bmatrix} \cos \epsilon & 0 & \sin \epsilon \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \epsilon & 0 & \cos \epsilon \end{bmatrix},$$

$$R_z(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

对于基线矢量 b_{12} , 不考虑绕 x 轴旋转的影响, 只考虑绕 y 和 z 轴旋转, 得

$$b_{12} = R_y(\epsilon) R_z(\beta) u_{12}, \quad (7)$$

将矢量坐标代入上式得:

$$\begin{aligned} \beta &= -\arctan \frac{y_2}{x_2}, \\ \epsilon &= \arctan \left(\frac{z_2}{\sqrt{(x_2)^2 + (y_2)^2}} \right). \end{aligned} \quad (8)$$

由坐标转换得到如下转换关系:

$$X^b = R_x(\gamma) R_y(\epsilon) R_z(\beta) X^l, \quad (9)$$

式中: 上标 b, l 代表体坐标系和大地坐标系, 对于天线 1 到天线 3 的矢量 b_{13} , 由转换关系得到

$$X' = R_y(\epsilon) R_z(\beta) X^l = R_x^{-1}(\gamma) X^b, \quad (10)$$

其中:

$$X'_3 = [x'_3 \ y'_3 \ z'_3]^T, X_3 = [x_3 \ y_3 \ z_3]^T, \quad (11)$$

由式(11)解得:

$$\gamma = -\arctan \frac{z'_3}{y'_3}, \quad (12)$$

其中:

$$\begin{aligned} z'_3 &= y_3 \sin \epsilon \sin \beta - x_3 \sin \epsilon \cos \beta + z_3 \cos \epsilon \\ y'_3 &= y_3 \cos \beta + x_3 \sin \beta, \end{aligned} \quad (13)$$

即有:

$$\gamma = -\arctan \left(\frac{(y_3 \sin \epsilon \sin \beta - x_3 \sin \epsilon \cos \beta + z_3 \cos \epsilon)}{y_3 \cos \beta + x_3 \sin \beta} \right). \quad (14)$$

因此, 要求 3 个姿态角需要至少 3 个天线构成两个基线, 只需要测得在参考坐标系中的基线向量即三天线坐标可解算, 不需要预先确定载体坐标。

2.4 姿态精度与天线布局分析

对式(8)进行微分得到:

$$d\beta = -\frac{x_2 dy_2 - y_2 dx_2}{x_2^2 + y_2^2}, \quad (15)$$

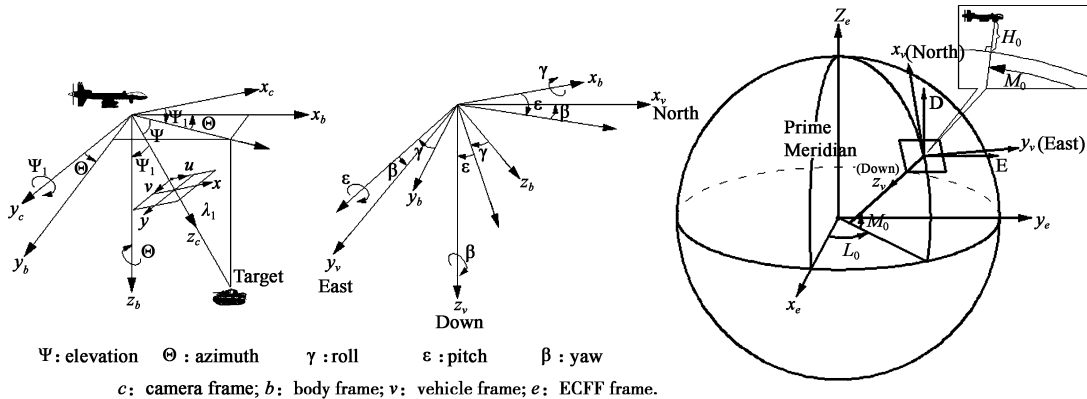


图3 各坐标系的定义及其相互关系示意图

Fig.3 Definition of the coordinate system schematic diagram and their mutual relations

得到航向角误差:

$$\sigma_\beta = \sqrt{\cos^2(\beta) \sigma_{x_2}^2 + \sin^2(\beta) \sigma_{y_2}^2} / l_{12} \cos(\epsilon), \quad (16)$$

同理就得俯仰角误差:

$$\sigma_\epsilon = \left(\cos^2(\epsilon) \sigma_{z_2}^2 + \sin^2(\epsilon) \sin^2(\beta) \sigma_{x_2}^2 + \sin^2(\epsilon) \cos^2(\beta) \sigma_{y_2}^2 \right) / l_{12}, \quad (17)$$

横滚角误差:

$$\sigma_\gamma = \sqrt{\cos^2(\gamma) \sigma_{z'_3}^2 + \sin^2(\gamma) \sigma_{y'_3}^2} / l_{13} \cos(\alpha). \quad (18)$$

由公式分析可得, 偏航角误差和俯仰角误差与基线 b_{12} 长度成反比, 横滚角与基线 b_{13} 长度成反比, α 为两基线夹角, 由此可以得到当基线越长, 则姿态精度越高, 并且当两基线垂直时, 横滚角误差最小。

3 目标定位算法与误差分析

3.1 机载目标定位基本原理

首先根据航拍图像中像点在像片坐标系中的位置, 算出像点在摄像机坐标系中的坐标, 这里目标位于摄像机视场中心, 在摄像机坐标系中的齐次坐标为 $[x_c \ y_c \ z_c \ 1]^T = [0 \ 0 \ \lambda_1 \ 1]^T$, 然后经过从摄像机坐标系到载机机体坐标系的转换, 再根据载机机体坐标系与载机地理坐标系间的转换关系到载机地理坐标系, 经过地固坐标系最后到大地坐标系等多个坐标系的坐标转换, 可计算出主目标在大地坐标系中的地理坐标。

3.2 坐标转换数学模型

该系统使用了 5 个坐标系^[14], 如图 3 所示。摄像机坐标系: 原点为摄像机投影中心, x_c 轴、 y_c 轴分

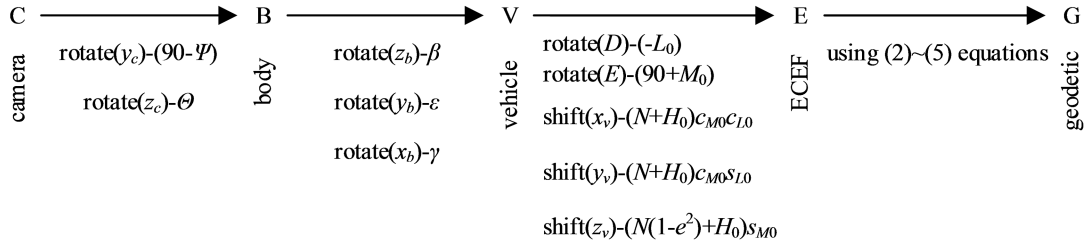


图 4 目标自主定位的坐标转换流程

Fig.4 Process of self-determination orientation coordinate conversion

别与图像平面 u 轴(标记图像的列)、 v 轴(标记图像的行)平行且方向一致。载机机体坐标系 $O_b-x_b y_b z_b$, 载机地理坐标系 $O_v-x_v y_v z_v$, 地固坐标

$O_e-x_e y_e z_e$ 。

先根据公式(19)计算出主目标在地心空间直角坐标系(ECEF)中的坐标为:

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_{L_0} s_{M_0} & -s_{L_0} & -c_{L_0} c_{M_0} & (N+H_0)c_{M_0} c_{L_0} \\ -s_{L_0} s_{M_0} & c_{L_0} & -c_{M_0} s_{L_0} & (N+H_0)c_{M_0} s_{L_0} \\ c_{M_0} & 0 & -s_{M_0} & [N(1-e^2)+H_0]s_{M_0} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c_{\epsilon} c_{\beta} & -c_{\gamma} s_{\beta} + s_{\gamma} s_{\epsilon} c_{\beta} & s_{\gamma} s_{\beta} + c_{\gamma} s_{\epsilon} c_{\beta} & 0 \\ c_{\epsilon} s_{\beta} & c_{\gamma} c_{\beta} + s_{\gamma} s_{\epsilon} s_{\beta} & -s_{\gamma} c_{\beta} + c_{\gamma} s_{\epsilon} s_{\beta} & 0 \\ -s_{\epsilon} & s_{\gamma} c_{\epsilon} & c_{\gamma} c_{\epsilon} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_{\theta} s_{\Psi} & -s_{\theta} & c_{\theta} c_{\Psi} & 0 \\ s_{\Psi} s_{\theta} & c_{\theta} & s_{\theta} c_{\Psi} & 0 \\ -c_{\Psi} & 0 & s_{\Psi} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

其中: $c_* = \cos(*)$, $s_* = \sin(*)$ 。

然后根据地心空间直角坐标系(ECEF)到大地坐标系(geodetic)的转换公式(20)~(23), 得到目标的大地坐标如下:

$$L = \arctan\left(\frac{y_e}{x_e}\right), \quad (20)$$

$$L = \begin{cases} \arctan(y_e/x_e) & x_e > 0 \\ \pi + \arctan(y_e/x_e) & x_e < 0 \text{ 且 } y_e > 0 \\ -\pi + \arctan(y_e/x_e) & x_e < 0 \text{ 且 } y_e < 0 \end{cases}, \quad (21)$$

$$M = \arctan\left(\frac{z_e}{\sqrt{x_e^2 + y_e^2}} \left(1 - \frac{e^2 N}{(N+H)}\right) - 1\right), \quad (22)$$

$$H = \frac{\sqrt{x_e^2 + y_e^2}}{\cos M} - N. \quad (23)$$

式(19)~(23)中: L, M, H 分别为目标的大地经度, 大地纬度和大地高, 椭球长半轴 $a = 6\,378\,137.0$ m, 椭球短半轴 $b = 6\,356\,752.0$ m, 椭球第一偏心率 $e = \sqrt{a^2 - b^2}/a$, 椭球第二偏心率 $e' = \sqrt{a^2 - b^2}/b$, 椭球卯西圈曲率半径 $N = a/\sqrt{1 - e^2 \sin^2 M}$ 。

3.3 蒙特卡洛法分析目标定位误差

蒙特卡洛法又称统计模拟法、随机抽样技术, 是一种随机模拟方法, 以概率和统计理论方法为基础的一种计算方法, 是使用随机数(或更常见的伪随机数)来解决很多计算问题的方法。

蒙特卡洛法的理论基础为大数定理和伯努利定理, 根据蒙特卡洛法建立目标定位误差模型:

$$[\Delta L \quad \Delta M \quad \Delta H]^T = F'(X) - F'(X - \Delta X), \quad (24)$$

式中: $\Delta L, \Delta M, \Delta H$ 为目标的定位误差, ΔX 为定位参数误差, F 为目标定位模型

4 试验与分析

实验分为 3 部分:

(1) 根据北斗导航系统接口文件仿真 BDS 卫星星座, 并基于多台北斗接收机天线实现对飞机姿态精度测量。

(2) 建立机载光电平台目标定位系统模型, 根据实验一得到的姿态角参数, 利用蒙特卡洛对目标定位误差分析。

(3)分析测姿精度、平台高低角以及飞机飞行高度对目标定位误差的影响。

4.1 实验一:仿真北斗二代星座及测量姿态参数

目前北斗二代导航系统组网尚未完成,根据2012年国家正式公布的北斗卫星导航系统接口文件(ICD文件)对北斗二代卫星星座仿真,并基于该仿真下对飞机姿态角测量。部分仿真数据如表1所示。

表1 北斗各参数名义值

Tab.1 Parameters of the nominal value of BDS

序号	变量名称	名义值
1	组网卫星	5GEO+(24-30)MEO
2	卫星轨道/km	21 500
3	轨道平面数	3
4	轨道倾角	55°
5	周期	12H55M
6	星历参考时间 $t_{oe/s}$	≤ 604792
7	近地点角距	0
8	平近点角 $M_0/(^\circ)$	0,40,80...280,320
9	升交点赤经 $\Omega_0/(^\circ)$	(0°120°240°)E
10	开普勒常数 Mu	3.986×10^{14}
11	测地坐标	CGCS-2000
12	椭球长半轴 a/m	6378137.0
13	椭球短半轴 b/m	6356752.0
14	地球自转角速度(rad/s)	7.29×10^{-5}
15	使用频率/MHz	B1 1561.08
16	卫星识别码	CDMA
17	历元数	200
18	基线长度/m	1
19	基线夹角/ $(^\circ)$	90
20	北斗接收机天线数	3

设飞机飞行高度为3 600 m,地面海拔高度为1 100 m,飞机与地面之间相对高度为2 500 m,飞行位置经度为125.672 813°,纬度为42.125 187°。

仿真过程:

(1)根据ICD文件数据及表1数据求解北斗导航系统27颗卫星(EMO)在ECEF坐标下的

坐标;

(2)需要4颗卫星来确定式(3)方程,以其中一颗为主卫星,其它卫星的观测值与之作差,得到观测方程,然后求解基线向量在当地地理坐标下坐标;

(3)根据上述仿真数据及直接法,求解飞机姿态角误差。

仿真结果如下,表2为姿态角误差。

表2 姿态角误差

Tab.2 Error of attitude angle

定义名	航向角	俯仰角	横滚角
姿态角误差/ $(^\circ)$	0.511	0.525	0.827

实验结果:北斗导航系统测得飞机姿态角误差的范围 $0^\circ \sim 1^\circ$,根据仿真实验数据绘制姿态角误差如图5所示。

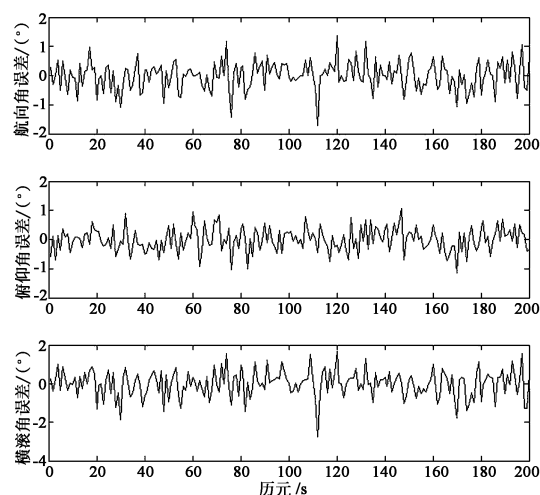


图5 姿态角误差

Fig.5 Error of attitude angle

基线的长短会对姿态角误差产生影响,表3是不同长度的基线对姿态角误差产生的影响。

表3 基线长度对姿态误差的影响

Tab.3 Influence of baseline length to error of attitude angle

基线长度/m	航向角误差/ $(^\circ)$	俯仰角误差/ $(^\circ)$	横滚角误差/ $(^\circ)$
0.5	1.086 9	1.051 0	1.774 0
1	0.534 8	0.574 8	0.848 4
2	0.264 4	0.254 8	0.429 8

续表			
基线长度/m	航向角误差/(°)	俯仰角误差/(°)	横滚角误差/(°)
3	0.169 4	0.189 4	0.269 6
4	0.128 4	0.142 1	0.218 2
5	0.112 0	0.113 6	0.174 1
6	0.088 7	0.089 9	0.146 2
7	0.076 8	0.077 9	0.124 2
8	0.070 8	0.070 4	0.114 3
9	0.062 1	0.060	0.099 0
10	0.055 5	0.055 6	0.093 1

根据表 3 结果绘制基线长度对姿态误差的影响曲线如图 6 所示。

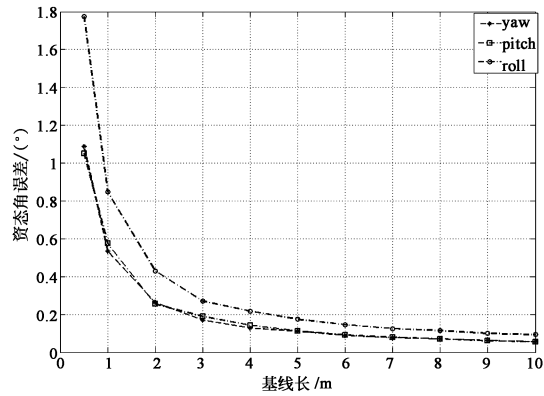


图 6 基线长度对姿态误差的影响
Fig. 6 Influence of baseline length to error of attitude angle

由于基线 L_{12} 沿飞机纵轴摆放,基线 L_{13} 与基线 L_{12} 有一定的夹角,而基线夹角不影响航向角与俯仰角的误差,只影响横滚角误差,表 4 是 5 m 基线夹角对横滚角误差的影响。

表 4 基线夹角对横滚角误差的影响	
Tab.4 Influence of baseline angle to error of roll	
基线夹角/(°)	横滚角误差/(°)
15	0.400 6
30	0.251 3
45	0.202 2
60	0.179 5
75	0.176 1
90	0.174 1

根据表 4 数据绘制基线夹角对横滚角误差的影响曲线如图 7 所示。

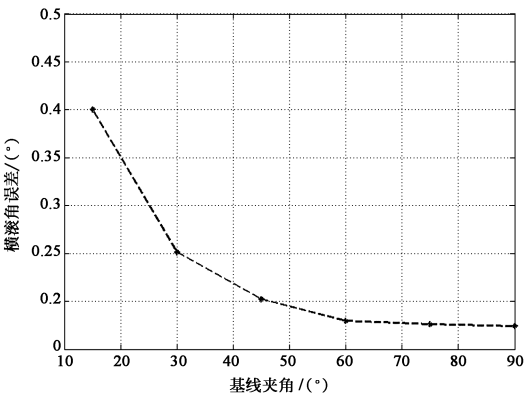


图 7 基线夹角对横滚角误差的影响
Fig.7 Influence of baseline angle to error of roll

通过图 6 和图 7 可以看出基线越长姿态角误差越小,当基线超过一定长度,姿态误差变化量将小到忽略不计,趋近于恒值。基线夹角越大,横滚角误差越小,当基线垂直时,横滚角误差最小。

4.2 实验二:蒙特卡罗法分析目标定位误差

以某航拍图像数据作为实验对象。光电平台俯仰轴以水平方向为 0° ,垂直向下为 -90° 。飞机姿态角测量误差以实验一得到的数据为准,即航向角误差为 0.511° 、俯仰角误差为 0.525° 、横滚角误差为 0.827° 。平台高低角为 -90° (垂直下视)时,平台方位角为 0° ,高低角和方位角的测量误差为 0.5 mrad (约 $0.028\text{ }65^{\circ}$),激光测距精度为 5 m 。

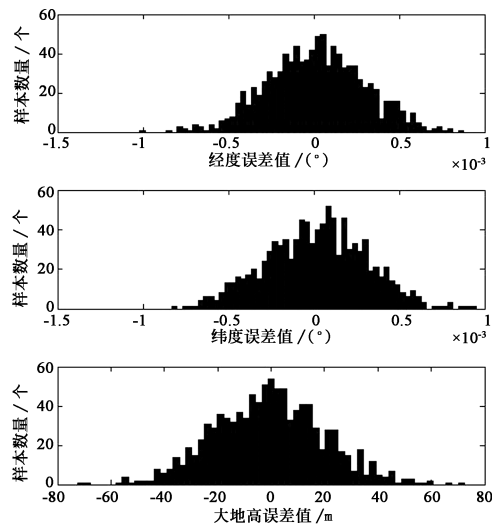


图 8 蒙特卡罗法分析目标定位误差
Fig.8 Analysis of target localization error by Monte Carlo method

北斗定位系统固有精度在 E 方向的定位偏差小于 10 m, N 和 U 方向的偏差较大,为 20 m^[1],对应经度误差为 1×10^{-4} (°), 纬度误差为 2×10^{-4} (°), 大地高误差为 20 m。

根据上述各参数的名义值和误差,在 MATLAB 中建立 1 000 个随机变量数组的样本模型,利用式(19)~(24),通过蒙特卡洛法计算出目标定位误差如图 8 所示。图 9~图 10 平台高低角为 -90° (垂直下视) 时,飞机姿态角误差对目标定位误差影响情况。

通过蒙特卡洛法对随机变量数组进行统计分析如上图所示,目标定位误差(经度误差、纬度误差、大地高误差)呈正态分布,随误差增大,样本个

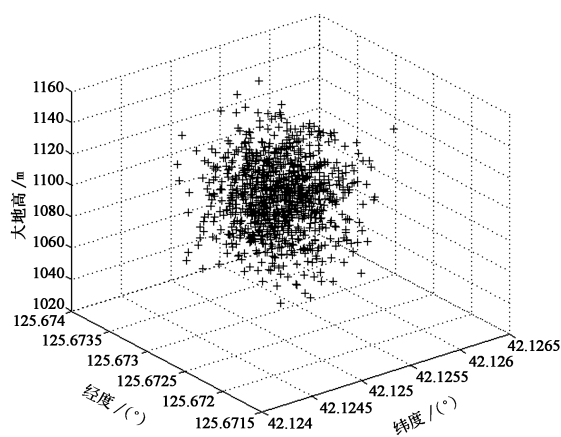


图9 3D-目标定位样本分布

Fig.9 3D-sample distribution of target location

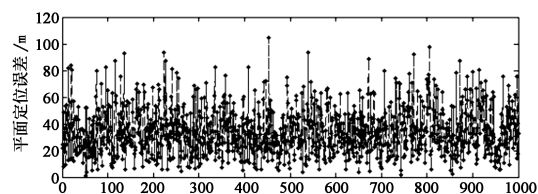
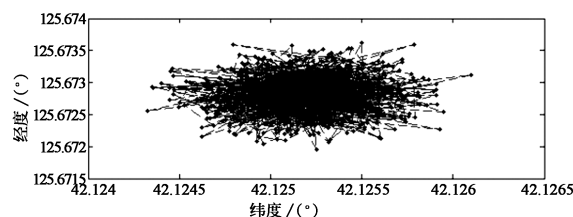


图10 2D-目标定位样本分布及误差

Fig.10 2D-sample distribution of target location and error

数减少。

对数据进行统计分析,计算目标的平面定位误差和大地高定位误差均方根值,得到以下结论:飞机姿态角测量误差为实验一数据时,目标的平面定位误差和大地高定位误差分别为 37.54 m 和 20.81 m。(在这里平面定位误差取东向误差与北向误差平方和的根,即 $\sigma_{DPM} = \sqrt{\sigma_N^2 + \sigma_E^2}$)。

4.3 实验三:不同因素对目标定位误差影响

实验二是通过蒙特卡洛对飞机姿态角误差为定值时目标定位误差分析情况,接下来分析当飞机平台高低角为 -90° (垂直下视) 时,在姿态角误差为 $0.05^\circ \sim 1^\circ$ 时的目标定位误差,结果如表 5 所示。

表5 平台高低角为 -90° (垂直下视),飞机姿态角测量误差为 $0.05^\circ \sim 1^\circ$ 时的目标定位误差

Tab.5 Angle of platform, high and low is -90° (vertical), the airplane attitude Angle measurement error is $0.05^\circ \sim 1^\circ$ target positioning error

飞机姿态角 精度/(°)	经度定位 误差/(°)	纬度定位 误差/(°)	大地高定位 误差/m	平面定位 误差/m
0.05	0.000 103 4	0.000 200 6	20.47	23.34
0.1	0.000 111 9	0.000 203 7	20.66	24.39
0.2	0.000 145 6	0.000 217 2	20.75	26.60
0.3	0.000 188 0	0.000 232 6	20.68	29.57
0.4	0.000 236 5	0.000 252 6	20.58	34.10
0.5	0.000 281 4	0.000 280 4	20.81	37.54
0.6	0.000 336 8	0.000 307 6	20.33	43.55
0.7	0.000 386 6	0.000 345 1	20.52	48.29
0.8	0.000 430 8	0.000 368 6	20.63	52.65

续表

飞机姿态角 精度/°	经度定位 误差/°	纬度定位 误差/°	大地高定位 误差/m	平面定位 误差/m
0.9	0.000 486 4	0.000 407 0	20.57	58.70
1.0	0.000 541 8	0.000 438 5	20.47	65.42

下面分析平台高低角为 -60° (斜视),飞机姿态角测量误差为 $0.05^{\circ}\sim 1^{\circ}$ 时的目标定位误差,结果如表 6 所示。
根据表 5、表 6 中数据绘制目标平面定位精

表 6 平台高低角为 -60° ,飞机姿态角测量误差为 $0.05^{\circ}\sim 1^{\circ}$ 时的目标定位误差

Tab.6 Angle of platform, high and low is -60° , the airplane attitude Angle measurement error is $0.05^{\circ}\sim 1^{\circ}$ target positioning error

飞机姿态角 精度/(°)	经度定位 误差/(°)	纬度定位 误差/(°)	大地高定位 误差/m	平面定位 误差/m
0.05	0.000 106 0	0.000 201 1	20.37	24.36
0.1	0.000 117 2	0.000 205 4	20.47	24.94
0.2	0.000 159 0	0.000 218 8	21.38	27.24
0.3	0.000 206 6	0.000 230 5	21.85	31.78
0.4	0.000 263 2	0.000 254 7	22.86	35.76
0.5	0.000 318 2	0.000 282 7	23.86	42.31
0.6	0.000 383 0	0.000 313 3	25.27	46.17
0.7	0.000 436 4	0.000 343 7	26.99	51.65
0.8	0.000 495 7	0.000 371 1	28.94	59.05
0.9	0.000 557 4	0.000 405 0	30.33	63.98
1.0	0.000 614 5	0.000 444 2	32.60	71.10

度、高程定位精度与飞机姿态角精度的关系曲线如下图 11、12 所示。

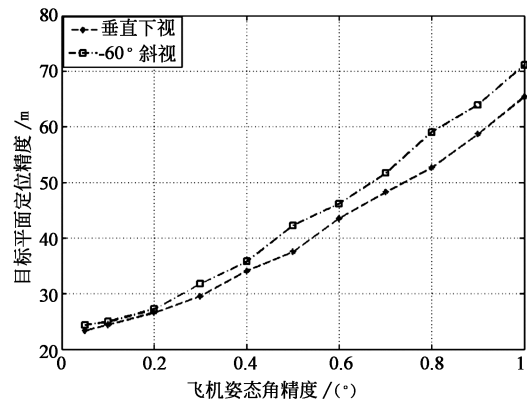


图 11 目标平面定位精度与飞机姿态角精度的关系
Fig.11 Connection between target location precision and accuracy of airplane attitude angle

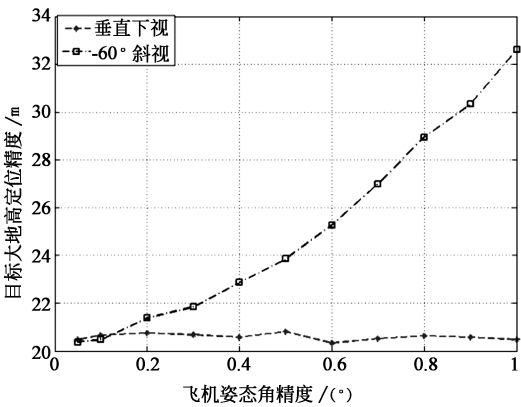


图 12 目标高程定位精度与飞机姿态角精度的关系
Fig.12 Connection between high error and accuracy of airplane attitude angle

不同飞机飞行高度的目标定位误差如表 7 所示。

表7 不同飞机飞行高度的目标定位误差

Tab.7 Different aircraft height, target location error

飞机飞行 高度/m	高程误差/m		大地平面误差/m	
	垂直 下视	-60° 斜视	垂直 下视	-60° 斜视
1 000	20.03	20.62	23.55	24.36
2 000	20.53	21.11	25.38	26.92
3 000	20.61	21.45	28.15	31.21
4 000	20.65	22.13	30.68	33.21
5 000	20.71	22.93	33.16	36.62
6 000	20.92	23.68	36.53	40.68
7 000	21.12	25.12	40.54	44.23
8 000	21.19	27.43	46.07	48.86

根据表7中数据绘制飞机飞行高度的目标定位误差曲线如图13。

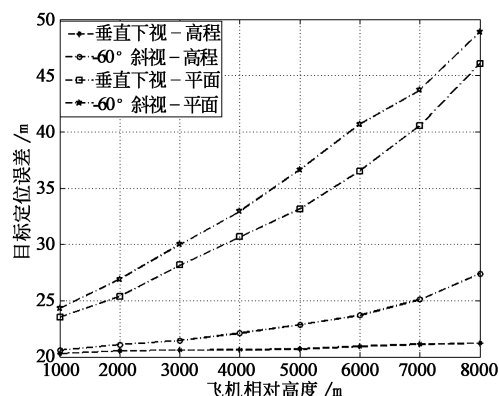


图13 目标定位误差与飞机相对高度的关系

Fig.13 Connection target location error between and accuracy of airplane attitude angle

从表5、6、7及曲线图11、12、13中可以看出,垂直下视时(平台高低角为 -90°),目标大地高定位误差与飞机姿态角精度及飞行高度关系不大,主要取决于北斗系统定位精度,目标平面定位误差随飞机姿态角测量误差增大而急剧增大;平台高低角为 -60° 时,目标大地高定位误差随飞机姿态角测量误差增大逐渐增大,目标平面定位误差随飞机姿态角测量误差增大而增大,当飞机姿态角精度相同时,斜视图像的平面定位误差比垂直下视图像的平面定位误差更大。飞机飞行高度对目标定位误差有很大影响,飞机越高产生更大的目标定位误差,同时平面误差较高程误差受到更大的影响。

4 结束语

本文对北斗二代导航系统组网仿真,并基于该仿真星座系统下对飞机姿态参数进行测量。然后用蒙特卡洛算法,对样本进行统计模拟得到姿态角精度对目标定位误差的影响。考虑飞机振动和动态定姿的影响,可认为飞机各姿态角的测量精度为 0.5° 左右($0.4^\circ \sim 0.6^\circ$),此时目标平面定位误差为 $30 \sim 45$ m;当姿态角测量精度提高到 0.05° 时,目标平面定位精度提高到24 m左右,此时目标定位精度主要受北斗导航定位系统的定位精度限制。

此外,目标定位精度还受到飞机飞行高度和大斜距的影响,在相同外在条件下,飞机相对高度越大、大斜视定位对目标定位精度产生更大偏差。

参 考 文 献:

- [1] 孙辉.机载光电平台目标定位与误差分析[J].中国光学,2013,6(6):912-918.
SUN H. Target localization and error analysis of airborne electro-optical platform[J].Chinese Optics, 2013, 6(6): 912-918. (in Chinese)
- [2] 张健,张雷,曾飞,等.机载激光3D探测成像系统的发展现状[J].中国光学,2011,4(3):213-232.
ZHANG J, ZHANG L, ZENG F, et al. Development status of airborne 3D imaging lidar systems[J]. Chinese Optics, 2011, 4(3): 213-232. (in Chinese)
- [3] 闫辉,许廷发,吴青青,等.多特征融合匹配的多目标跟踪[J].中国光学,2014,6(2):163-170.
YAN H, XU T F, WU Q Q, et al. Multi-object tracking based on multi-feature joint matching[J]. Chinese Optics, 2014, 6(2): 163-170. (in Chinese)
- [4] 孙辉,李志强,张建华,等.机载光电平台目标交会定位[J].中国光学,2015,8(6):987-996.
SUN H, LI Z Q, ZHANG J H, et al. Target localization with intersection measurement for air borne electro-optical

- platform[J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(6): 987-996. (in Chinese)
- [5] 安向东. GPS 与北斗伪距单点定位性能对比分析[J]. 全球定位系统, 2014, 39(3): 8-14.
AN X D. The comparative analysis of performance about GPS and BDS in single point positioning [J]. *Global Positioning System*, 2014, 39(3): 8-14. (in Chinese)
- [6] 陈万通, 李峰. GNSS 多频观测对定姿精度的影响分析[J]. 航空科学技术, 2012(3): 42-46.
CHEN W T, LI F. Analysis on GNSS multi-frequency observation of attitude determination accuracy [J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2012(3): 42-46. (in Chinese)
- [7] 高源骏. GPS 测姿算法与天线布局研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
GAO Y J. Research on GPS Attitude determination system Algorithm and Antenna configuration[D]. Harbin: *Harbin Engineering University*, 2011. (in Chinese)
- [8] 刘晶红, 孙辉, 张葆, 等. 航空光电成像平台的目标自主定位[J]. 光学 精密工程, 2007, 15(8): 1305-1310.
LIU J H, SUN H, ZHANG B, et al. Target self-determination orientation based on aerial photoelectric imaging platform [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2007, 15(8): 1305-1310. (in Chinese)
- [9] 周前飞, 刘晶红, 熊文卓, 等. 机载光电成像平台的多目标自主定位系统研究[J]. 光学学报, 2015, 35(1): 112005.
ZHOU Q F, LIU J H, XIONG W Z, et al. Multi-target self-determination orientation system based on airborne photoelectric imaging platform[J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(1): 112005. (in Chinese)
- [10] RAPOPORT L, MOGILNITSKYV, ASHJAEI J. Octopus: four-antenna RTK system and new attitude determination technique[C]// *Proceedings of the 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 2001)*, Salt Lake City: The Institute of Navigation, 2001: 2972-2979.
- [11] 宋悦铭, 孙敬辉, 王帅. 基于 GPS 基准点的航空吊舱垂直下视目标定位方法研究[J]. 液晶与显示, 2012, 27(5): 713-717.
SONG Y M, SUN J H, WANG S. Air pod target location method research using GPS datum mark in vertical down of view[J]. *Chinese Journal of Liquid Crystals and Displays*, 2012, 27(5): 713-717. (in Chinese)
- [12] 张明, 顾晓雪. 北斗接收机定位误差分析[J]. 电子与封装, 2015, 15(9): 40-43.
ZHANG M, GU X X. Error analysis in Beidou receiver positioning[J]. *Electronics & Packaging*, 2015, 15(9): 40-43. (in Chinese)

作者简介: 蔡明兵(1990—), 男, 山东潍坊人, 硕士研究生, 研究方向: 导航定位。E-mail: 1617335036@qq.com

刘晶红(1967—), 女, 吉林长春人, 研究员, 博士生导师, 主要从事机载光电成像与测量技术方面的研究。

E-mail: liu1577@126.com