

# 机载光电平台目标定位测量技术

王晶, 杨立保, 高利民

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘要: 在导弹的运动轨迹测量方面, 机载光电测量平台比地基光电测量具有机动性强和不受地理条件限制的优点。本文利用齐次坐标变换方法进行了机载光电测量系统仿真。仿真结果证明在导弹轨迹测量方面, 机载光电测量是可行的。

关键词: 齐次坐标转换; 定位; 误差分析

中图分类号: TH74

文献标识码: A

文章编号: 1672 - 9870 (2009) 04 - 0531 - 04

## Target Orientation Measuring of Airborne EO Platform

WANG Jing, YANG Libao, GAO Limin

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033)

Abstract: In the missile trajectory measurement, airborne EO platform has the advantage of flexibility, and works anywhere without the limitation of geographical location compared with Ground-based optical measurements. We constructed the measurement equations of the orientation by Homogeneous coordinate conversion, and simulation analyzed the error. Simulation proves airborne OE measuring is workable for track measuring of missile.

Key words: Homogeneous coordinate conversion; orientation; error analysis

以往对空间目标的跟踪和测量, 都是基于地面的靶场光电测量, 该技术已相当成熟, 测量精度也较高, 然而它只适用于空中目标在特定区域内。但对一些导弹飞行试验区域范围很大, 同时又受地面地理环境限制, 无法对导弹目标进行地面布战测量, 而机载光电平台则可以随目标运动, 不受地理条件限制, 完成对空中运动目标的全程位置测量。

现代技术的发展对飞行器性能的要求越来越高, 从而对跟踪测量的设备要求也越来越高。由于搜索方法、目标识别技术、载机速度和振动、气流扰动等因素的影响而造成捕获目标和跟踪测量更加困难, 因此研究机载光电测量技术是十分必要的, 但由于机载测量是在动机座的状态下测量, 测量精度与经纬仪等地面测量设备相比要低, 如何提高机载测量设备的测量精度, 是影响机载测量设备能否更广泛应用的关键。本文主要通过坐标变换得到目标的测量方程, 求解出目标的大地坐标, 再通过计

算机仿真, 计算出机载平台的测量精度, 为机载平台得到更广泛的应用奠定了理论基础。

### 1 各坐标系间的转换矩阵

首先建立坐标系, 然后按照各坐标系间的关系建立坐标系间的转换方程, 最后综合各个转换方程就可得到目标测量方程。

坐标系

- (1) 大地坐标系  $C(O_c-X_c Y_c Z_c)$
- (2) 大地直角坐标系  $G(O_g-X_g Y_g Z_g)$
- (3) 地理坐标系  $S(O_s-X_s Y_s Z_s)$
- (4) 载机坐标系  $A(O_a-X_a Y_a Z_a)$
- (5) 基座坐标系  $B(O_b-X_b Y_b Z_b)$
- (6) 框架坐标系  $V(O_v-X_v Y_v Z_v)$
- (7) 望远镜坐标系  $T(O_t-X_t Y_t Z_t)$

各坐标系间的转换矩阵 (齐次坐标)

- (1) 从大地坐标系到大地直角坐标系的转换

$$\begin{cases} x_g = (N + H) \cos B \cos L \\ y_g = (N + H) \cos B \sin L \\ z_g = [N(1 - e^2) + H] \sin B \end{cases} \quad (1)$$

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \quad (2)$$

$N$ 为卯酉圈曲率半径； $a$ 为椭球的长半径； $e$ 为椭圆的第一偏心率；

(2) 从大地直角坐标系到地理坐标系的转换

沿 $Z_g$ 轴平移 $-Ne^2 \sin \lambda_s$ 的平移矩阵：

$$Q_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & Ne^2 \sin \lambda_s \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

绕平移后的 $Z_g$ 轴旋转 $\alpha_s$ 的旋转矩阵：

$$Q_1 = \begin{bmatrix} \cos \alpha_s & \sin \alpha_s & 0 & 0 \\ -\sin \alpha_s & \cos \alpha_s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

绕旋转后的 $Y_g$ 轴旋转 $-\lambda_s$ 的旋转矩阵：

$$Q_2 = \begin{bmatrix} \cos(-\lambda_s) & 0 & -\sin(-\lambda_s) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(-\lambda_s) & 0 & \cos(-\lambda_s) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

绕旋转后的 $X_g$ 轴平移 $h_s$ 的平移矩阵：

$$Q_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -h_s \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

(3) 从地理坐标系到载机坐标系的转换

绕 $Y_s$ 轴旋转 $\theta_{as}$ 的旋转矩阵：

$$Q_4 = \begin{bmatrix} \cos \theta_{as} & 0 & -\sin \theta_{as} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta_{as} & 0 & \cos \theta_{as} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

绕旋转后的 $Z_s$ 轴旋转 $\varphi_{as}$ 的旋转矩阵：

$$Q_5 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_{as} & \sin \varphi_{as} & 0 & 0 \\ -\sin \varphi_{as} & \cos \varphi_{as} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

绕旋转后的 $X_s$ 轴旋转 $\psi_{as}$ 的旋转矩阵：

$$Q_6 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_{as} & \sin \psi_{as} & 0 \\ 0 & -\sin \psi_{as} & \cos \psi_{as} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

(4) 从载机坐标系到基座坐标系的转换

绕 $Y_a$ 轴旋转 $\Delta\theta_{BA}$ 的旋转矩阵：

$$Q_7 = \begin{bmatrix} \cos \Delta\theta_{BA} & 0 & -\sin \Delta\theta_{BA} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \Delta\theta_{BA} & 0 & \cos \Delta\theta_{BA} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

绕 $Z_a$ 轴旋转 $\Delta\varphi_{BA}$ 的旋转矩阵：

$$Q_8 = \begin{bmatrix} \cos \Delta\varphi_{BA} & \sin \Delta\varphi_{BA} & 0 & 0 \\ -\sin \Delta\varphi_{BA} & \cos \Delta\varphi_{BA} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

绕 $X_a$ 轴旋转 $\Delta\psi_{BA}$ 的旋转矩阵：

$$Q_9 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\psi_{BA} & \sin \Delta\psi_{BA} & 0 \\ 0 & -\sin \Delta\psi_{BA} & \cos \Delta\psi_{BA} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

(5) 基座坐标系到框架坐标系的转换

绕 $X_b$ 轴旋转 $\Delta\alpha_v$ 的旋转矩阵：

$$Q_{10} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\alpha_v & \sin \Delta\alpha_v & 0 \\ 0 & -\sin \Delta\alpha_v & \cos \Delta\alpha_v & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

绕 $Y_b$ 轴旋转 $\Delta\lambda_v$ 的旋转矩阵：

$$Q_{11} = \begin{bmatrix} \cos \Delta\lambda_v & 0 & -\sin \Delta\lambda_v & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \Delta\lambda_v & 0 & \cos \Delta\lambda_v & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

(6) 框架坐标系到望远镜坐标系的转换

绕 $X_v$ 轴旋转 $\alpha$ 的旋转矩阵：

$$Q_{12} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

绕旋转后的 $Y_v$ 轴旋转 $\lambda$ 的旋转矩阵：

$$Q_{13} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \lambda & 0 & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

(7) 目标点在望远镜坐标系下的坐标值 $T$ 与目标像点在望远镜坐标系下的坐标值 $K$ 之间存在如下比例关系(由于脱靶量很小,故比例因子可近似为 $-f/R$ ):目标点和像点在望远镜坐标系下的位置如图1所示。

$$K = Q_{14} \cdot T \quad (17)$$

$$Q_{14} = \begin{bmatrix} -f/R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -f/R & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -f/R & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

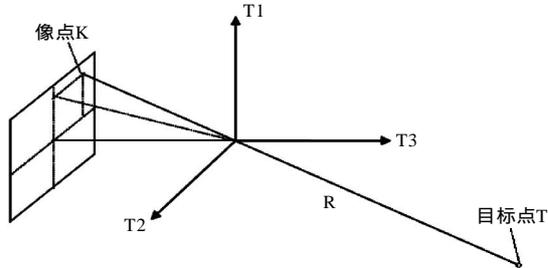


图 1 目标点和像点在望远镜坐标系下的位置  
Fig.1 The position of target and image point in telescope coordinate system

## 2 系统定位的坐标转换

定位过程是已知目标相对框架坐标系的位置  $(\alpha, \lambda, R)$  以及目标在望远镜坐标系中相应像点的位置  $(x_t, y_t, f)$ , 求解目标大地坐标  $(B, L, H)$  的过程。

将  $K = (x_t, y_t, f, 1)^T$   
代入  $G = Q^{-1} \cdot K \quad (19)$

可得  $G = (x_g, y_g, z_g, 1)^T \quad (20)$

其中

$$Q^{-1} = Q_0^{-1} \cdot Q_1^{-1} \cdot Q_2^{-1} \cdot Q_3^{-1} \cdot Q_4^{-1} \cdot Q_5^{-1} \cdot Q_6^{-1} \cdot Q_7^{-1} \cdot Q_8^{-1} \cdot Q_9^{-1} \cdot Q_{10}^{-1} \cdot Q_{11}^{-1} \cdot Q_{12}^{-1} \cdot Q_{13}^{-1} \quad (21)$$

$Q_1, Q_2, Q_4, Q_5, Q_6, Q_7, Q_8, Q_9, Q_{10}, Q_{11}, Q_{12}, Q_{13}$  是正交矩阵, 因此

$$Q_i^{-1} = Q_i^T \quad (i = 1, 2, 4, 5, \dots, 13) \quad (22)$$

另外,

$$Q_0^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -Ne^2 \sin \lambda_s \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$Q_3^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & h_s \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$Q_{14}^{-1} = \begin{bmatrix} -R/f & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -R/f & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -R/f & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

将  $(x_g, y_g, z_g)$  代入公式 (1) 的反算公式

$$\begin{cases} B = \arctan \frac{(z_g + be^2 \sin^3 U)}{(\sqrt{x_g^2 + y_g^2 - ae^2 \cos U^3})} \\ L = \begin{cases} L & x_g > 0 \\ \pi + L & x_g < 0 \text{ 且 } y_g > 0 \\ -\pi + L & x_g < 0 \text{ 且 } y_g < 0 \end{cases} \\ H = \frac{R \cos \Phi}{\cos B} - N \end{cases} \quad (26)$$

其中

$$U = \arctan \left( \frac{z_g a}{\sqrt{x_g^2 + y_g^2 b}} \right)$$

$a$  为椭球的长半径,  $a=6378137$ ;  
 $b$  为椭球的短半径,  $b=6356752$ ;  
 $e$  为椭圆的第一偏心率,  $e=0.08181919$ ;  
 $e'$  为椭圆的第二偏心率,  $e'=0.082094438$ .

## 3 计算程序

### 3.1 程序设计

由以上推导过程, 编写 Matlab 计算程序, 在程序中加入误差仿真评价功能, 采用蒙特卡罗法

$$Y_i = Q(X + \Delta X * T_i) - Q(X)$$

$T_i$  为一个服从标准正态分布随机序列,  $T_i \sim N(0, 1)$ 。程序框图和程序界面如图 2、图 3 所示。

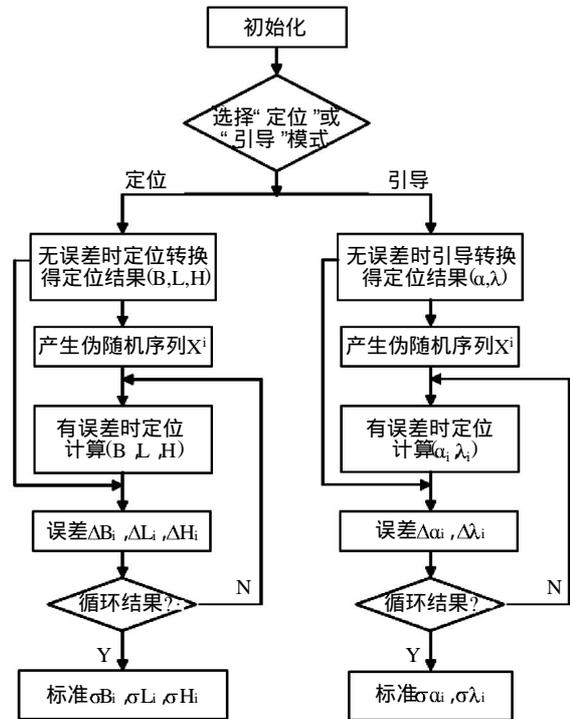


图 2 仿真程序框图

Fig.2 The diagram of simulation program

表 1 仿真算例

Tab. 1 Example of simulation program

名称	符号	名义值	误差 $\sigma$	备注
载机位置(三维笛卡尔坐标)	X	-1232128m	0.3m	换算成大地坐标是 103.78°E
	Y	5023897m	0.3m	
	Z	3735876m	0.3m	
载机姿态	俯仰角	3°	0.025°	
	横滚角	4°	0.025°	
	偏航角	10°	0.05°	
目标相对位置	方位角	30°	0.05°	
	俯仰角	-60°	0.056°	
	距离	10000m	0.5m	
定位结果	X	-1226193.4m	7.13m	103.73695E 36.05747N
	Y	5015986.5m	4.96m	1780.79m 误差合成约是 13.7m
	Z	3734396.8m	9.76m	

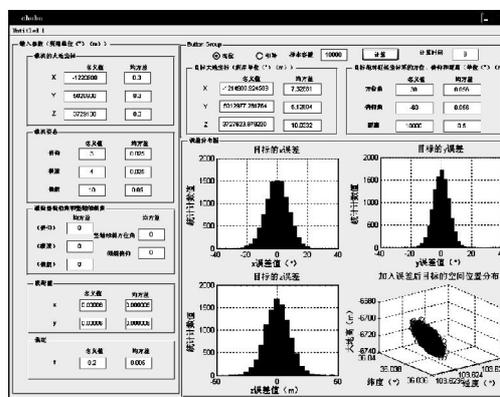


图 3 仿真程序界面

Fig.3 The interface of simulation program

3.2 程序使用说明

打开程序后,在相应名义值框中填入各个仪器的测量值,在均方差框中填入个仪器的测量误差,选择“定位”计算程序,输入选择的样本容量(即蒙特卡洛法计算误差的仿真次数,此处的值越大给出的定位误差评价越好,但是计算时间会增加,通常取 1000 即可),然后点击“计算”按钮,定位结果及对定位的误差评价(此处误差值均为绝对值)将在“目标大地坐标”一栏中显示。右下角的 4 幅图分别显示定位结果的 x, y, z 坐标值的误差分布和定位结果的空间位置分布。

程序中是采用大地直角坐标,即三维笛卡尔坐标。若在实际应用时要用大地坐标(经纬度和海拔),则需要稍稍对源程序作修改,使用程序中的 BtoZ() 和 ZtoB() 函数来换算。

4 机载光电测量导弹飞行轨迹的仿真

导弹能否按照预定轨迹飞行是精确打击目标的保证,由于导弹在飞行过程中受到空气阻力,地球

引力等因素的影响,不可避免的会发生弹道的偏离,对弹道偏离的评价工作就需要将导弹的实际飞行轨迹测绘出来。

以往的测量方法采用的是经纬仪对导弹进行测量,但是在地形复杂,导弹飞行轨迹特殊的情况下,使用经纬仪就会有很大的局限性。采用机载光电测量设备对导弹的跟踪测量可克服这种缺陷,并且通过仿真计算得到瞬时定位误差在 20m 内。仿真算例见表 1。

仿真中一些误差的因素没有考虑,如飞机飞行速度,惯导误差的累积等等,其中一些误差可看作系统误差来修正,而惯导的积累误差采用 GPS 修正。

5 结论

本文利用齐次坐标转换完成机载测量系统跟踪目标时的目标定位测量,并且利用 Matlab 编写了仿真程序。同时,在仿真计算中通过改变各误差参数的输入值进行分析计算和比较,发现载机的位置误差和姿态角误差对目标的定位精度影响较大。从仿真结果看,选用适当精度的传感器可以满足机载光电测量精度要求。

参考文献

[1] 王家骥,金光,颜昌翔.机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J].光学精密工程,2005,13(2):105-116.  
 [2] 张华海,王军,郑南山,等.由空间直角坐标计算大地坐标的简便公式[J].全球定位系统,2002,4(2):9-12.  
 [3] 王家骥.光学仪器总体设计[M].长春光学精密机械与物理研究所研究生部教材,1998.  
 [4] 费业泰.误差理论与数据处理[M].北京:机械工业出版社,2000.