

机载光电平台自主引导精度分析

王增发, 孙丽娜, 李刚, 张建华

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 航空光学成像与测量重点实验室, 吉林 长春 130033)

摘要: 航空侦察是为获取敌情、地形和有关作战情报而采取的重要手段, 各种电磁信号侦察、光电信号侦察在同一飞机平台的应用越来越广泛, 电磁信号侦察以及地面其他系统发现目标后, 通过目标的位置信息引导光电侦察系统对目标进行搜索、跟踪、查证的应用也越来越多。当机载光电平台接收到目标的坐标值后, 自行接收 GPS 和惯导信息, 并实时解算出被测目标在光电平台坐标系下的方位角和俯仰角, 引导目标进入光学载荷视场内, 并用图像视频跟踪的方法捕获和跟踪目标。针对飞机平台对地面固定目标或者运动目标的引导进行研究, 将目标点坐标从大地坐标系转换到光电平台载机坐标系, 并建立自主引导测量方程, 利用蒙特卡罗统计的方法分析自主引导测量方程中各个误差因素对最终引导精度的影响, 针对如何提高引导精度提出了一些建议。并在某光电平台上进行飞行试验验证, 目标均能很好地进入跟踪视场内, 完成捕获、跟踪功能。

关键词: 光电平台; 自主引导; 蒙特卡罗; 坐标转换

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)11-3585-07

Accuracy analysis on autonomous guiding of airborne opto-electronic platform

Wang Zengfa, Sun Lina, Li Gang, Zhang Jianhua

(Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: Aerial reconnaissance is an important means to obtain information, terrain and other relevant intelligence of the enemy. Various of electromagnetic and photoelectric signals used in the same aircraft platform are more widely. When the target is found by other reconnaissance means, it needs the position information of the target of the photoelectric reconnaissance system to search, track and verificate. When the photoelectric platform receives the coordinates of the target value, and the GPS and inertial navigation information of the airplane, the azimuth and elevation of the measured target are calculated real-timely. The platform guides target into the optical payload field, and tracks the target using the image tracking video. This paper studied the methods to guide the opto-electronic platform to trace the fixed targets or moving targets on the ground, which established the automatic guiding measurement equation, to translate the target coordinates from geodetic coordinate to the opto-electronic platform coordinate system. To analyze the each factors in automatic guiding measurement equation, using Monte Carlo statistical method,

收稿日期: 2014-03-11; 修订日期: 2014-04-20

基金项目: 国家高科技研究发展计划(2008AA121803)

作者简介: 王增发(1980-), 男, 助理研究员, 主要从事航空成像测量技术方面的研究。Email:erwin1023@163.com

and find how each factors error in measurement equation to affect the precision of the final guidance, in order to improve the guiding precision puts forward some suggestions, the target can be well guided into the track field in a flight test.

Key words: photoelectric platform; automatic guiding; Monte Carlo; coordinate transformation

0 引言

机载光电平台可以完成对地面、空中目标的搜索、捕获与跟踪,同时具有完成对敏感目标进行高精度位置解算和跟踪探测的能力,当光电平台接收到引导信号后,能够快速搜索并锁定目标,并使目标保持在传感器的像面中心^[1-2]。国外许多光电侦察设备都是采用地理定位、地理跟踪和地理扫描^[3-5],国内这方面也在发展中,这就需要光电平台自身能够快速解算出目标信号相对于光电平台的方位角和俯仰角,引导光电平台快速对目标区域进行搜索。

由于飞机处在飞行的状态,飞机所处的位置、姿态等因素,不可避免地会影响测量结果。与地面相比,技术难度更大,影响测量精度的环节更多、更复杂。对引导过程进行全面分析,通过各坐标之间的转换关系,建立测量方程,再假设系统的固定偏差已经消除,只存在多个随机误差因素,分析各个不同的误差因素对测量精度的影响,为提高测量精度提供依据,对航空成像测量设备的研究具有很高的应用价值。

1 光电平台引导方法

1.1 工作原理

光电平台利用载机的 GPS 定位系统和航姿测量系统,通过坐标系转换,将已知目标从 WGS-84 大地坐标系转化到基座坐标系中,实时计算出目标相对于基座坐标系的方位角 α ,俯仰角 β ,伺服系统实时将光电平台的方位角和俯仰角锁定到 α 和 β ,从而稳定跟踪目标^[6]。坐标转换过程如图 1 所示。

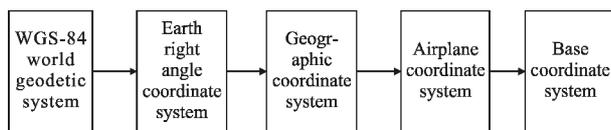


图 1 坐标系转换图

Fig.1 Map of coordinate transform

具体计算过程如下:

(1) 光电平台通过 429 总线接收载机的惯导数据,提取载机的位置信息以及航姿信息;

(2) 光电平台接收来自其他侦察系统或地面控制中心发出的引导信息,目标点在 WGS-84 大地坐标系中的位置为 (B, L, H) (纬度,经度,高度);

(3) 光电平台首先通过坐标转化将目标点从大地坐标系转换到大地直角坐标系 (X_g, Y_g, Z_g) ;

(4) 通过坐标转换矩阵 Q ,使目标点由直角坐标系 (X_g, Y_g, Z_g) 转换到平台基座坐标系 (X_a, Y_a, Z_a) 。

$$\begin{pmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{pmatrix} = Q \begin{pmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{pmatrix}$$

(5) 图 2 所示为目标点在平台基座坐标系中的位置 (X_a, Y_a, Z_a) ,根据公式(1)计算出目标点相对于平台基座坐标系的方位角 α 和俯仰角 β 。

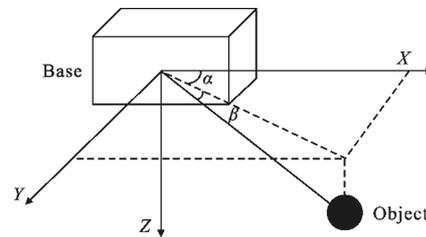


图 2 目标在基座坐标系中的位置

Fig.2 Target position in pedestal

$$\begin{cases} \alpha = \arctan \frac{Y_a}{X_a} \\ \beta = \arctan \frac{X_a}{\sqrt{Y_a^2 + Z_a^2}} \\ R = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2} \end{cases} \quad (1)$$

(6) 伺服系统根据方位角 α 和俯仰角 β 的大小,驱动执行机构,将目标点锁定在光电平台的视场中心。

1.2 坐标转换关系

由于机载光电平台、载机 GPS 位置信息、载机姿态测量系统所输出的数据分别位于不同的坐标

系,因此采用齐次坐标转换法进行坐标转换,大地直角坐标系和地理坐标系示意图 3 所示。

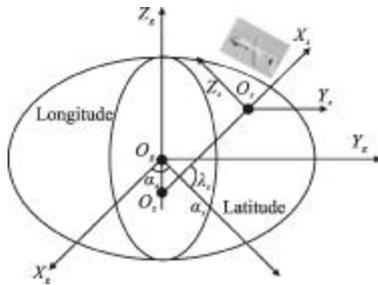


图 3 大地直角坐标系和地理坐标系示意图

Fig.3 Diagram of earth coordinate and geography coordinate

1.2.1 WGS-84 大地坐标系到大地直角坐标系的转换

$$\begin{cases} X_g = (N+H)\cos B \cos L \\ Y_g = (N+H)\cos B \sin L \\ Z_g = [(N(1-e^2)+H)\sin B] \end{cases}$$

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

式中: \$N\$ 为卯酉圈曲率半径; \$a\$ 为地球椭圆的长半径; \$e\$ 为地球椭圆的第一偏心率。

1.2.2 从大地直角坐标系到地理坐标系的转换

地理坐标系中,原点 \$O_s\$ 是某一时刻载机所处的位置 \$(B, L, H) = (\lambda_s, \alpha_s, h_s)\$, 轴 \$Z_s\$ 指向正北方向, \$X_s\$ 指向天顶方向, \$Y_s\$ 与 \$X_s, Z_s\$ 构成右手坐标系。

沿 \$Z_g\$ 轴平移 \$L = -Ne^2\sin\lambda_s\$ 的平移矩阵: 在图 3 中, 过 \$O_s\$ 点与椭圆表面垂直轴 \$X_s\$ 与 \$Z_g\$ 轴交于 \$O_z\$, \$L\$ 等于点 \$O_g\$ 与点 \$O_s\$ 之间的距离, 即 \$L = |O_g O_s|\$。

$$Q_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & L \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

绕平移后的 \$Z_g\$ 轴旋转 \$\alpha_s\$ 的旋转矩阵:

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

绕平移后的 \$Y_g\$ 轴旋转 \$-\lambda_s\$ 的旋转矩阵:

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

绕平移后 \$X_g\$ 轴平移 \$H_s = (h_s + N)\$ 的旋转矩阵:

$$Q_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

1.2.3 地理坐标系到载机坐标系的转换

载机坐标系与地理坐标系的原点重合, 设 \$(\theta_{as}, \varphi_{as}, \psi_{as})\$ 为三轴姿态角, 分别是 \$Y_a\$ (俯仰), \$Z_a\$ (横滚), \$X_a\$ (偏航) 的转角。

绕 \$Y_s\$ 轴旋转 \$\theta_{as}\$ 的旋转矩阵:

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

绕旋转后的 \$Z_s\$ 轴旋转 \$\varphi_{as}\$ 的旋转矩阵:

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

绕旋转后的 \$X_s\$ 轴旋转 \$\psi_{as}\$ 的旋转矩阵:

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

在正常情况下, 载机坐标系与基座坐标系的同名轴重合, 由于受到干扰力矩或控制力矩的情况下, 减震器的变形使两者不一致。为了分析方便, 文中只考虑没有减震器、两坐标系一致的情况; 有减震器的情况与地理坐标系到载机坐标系的分析方法一致。

从大地直角坐标系到基座坐标系的转换矩阵为:

$$Q = Q_6 \cdot Q_5 \cdot Q_4 \cdot Q_3 \cdot Q_2 \cdot Q_1 \cdot Q_0$$

2 仿真分析

2.1 仿真分析

由于转换误差与 \$\theta_{as}, \varphi_{as}, \psi_{as}, \lambda_s, \alpha_s, h_s, B, L, H\$ 有关, 为了得到各参数变化对测量误差的影响, 就需要在其他参数的名义值、误差值不变的情况下, 改变其中一组参数的差值, 利用自主引导测量方程, 通过蒙特卡罗方法分析各参数误差对引导角度误差的影响^[7]。表 1~表 3 分别为仿真所用的数据。

表 1 载机位置及载机姿态

Tab.1 Positon and posture of plane

Category	Symbol	Value
Airplane altitude	λ_s	43.880 1°
Airplane longitude	α_s	125.350 1°
Airplane height	h_s	1 000 m
Airplane pitch	θ_{as}	3.00°
Airplane roll	φ_{as}	4.00°
Airplane Yall	ψ_{as}	5.00°

表 2 目标位置

Tab.2 Position of object

Category	Symbol	Value
Object altitude	B	43.913 3°
Object longitude	L	125.309 5°
Object height	H	5 041.42 m

表 3 目标在载机坐标系之间的坐标

Tab.3 Object in plane coordinate

Category	Symbol	Value
Azimuth	α	-30.044 6°
Pitch	β	-50.034 4°

2.1.1 载机位置测量误差对转换精度的影响

利用 Matlab 提供的 randn() 函数产生服从标准正态分布,均方差分别为 $\sigma=0.000 1$ 、 $\sigma=0.000 5$ 和 $\sigma=0.001$ 三组的随机序列 $\Delta\alpha_s$ 在其他参数不变的情况下,仿真误差如下图 4 所示。由图 4 可知,若载机经度误差的均方差为 $\sigma=0.001$ 时,方位和俯仰的转换误差最大,方位的转换误差最大约为 2.15°,俯仰角

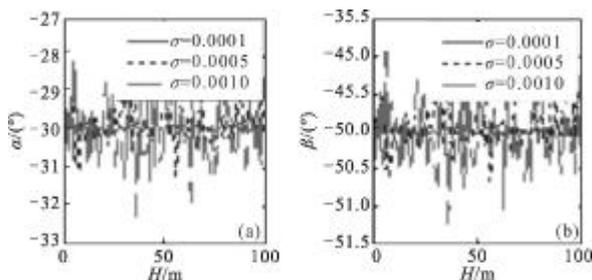


图 4 载机经度位置测量误差对转换误差的影响
Fig.4 Longitude error of plane vs transform error

的转换误差也将达到 1.5°;若将测量精度提升到 $\sigma=0.000 1$,测得的目标在机载坐标系中的方位角、俯仰角误差明显变小,方位最大转换误差为 0.28°,俯仰最大转换误差为 0.11°。

图 5 为载机纬度位置测量误差对转换误差的影响。可以看出,若载机纬度测量误差的均方差为 $\sigma=0.001$ 时,方位和俯仰的转换误差最大,方位的转换误差最大约为 1.98°,俯仰角的转换误差也将达到 0.68°;若将测量精度提升到 $\sigma=0.000 1$,测得的目标在机载坐标系中的方位角、俯仰角误差明显变小,方位最大误差为 0.26°,俯仰最大转换误差为 0.06°。

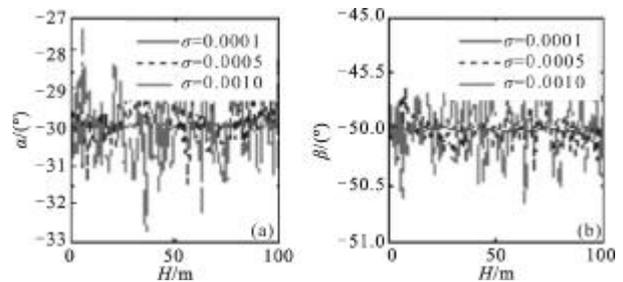


图 5 载机纬度位置测量误差对转换误差的影响
Fig.5 Latitude error of plane vs transform error

2.1.2 载机姿态误差对转换精度的影响

图 6、7、8 为载机姿态角测量误差对转换误差的影响。由图可知,若载机姿态俯仰、横滚、偏航角测量误差的均方差 $\sigma=1$ 时,方位和俯仰的转换误差最大,此时方位角最大转换误差分别为 1.80°、2.66°、2.77°,俯仰角最大转换误差为 2.04°、1.73°、0.02°;若将测量精度提升到 $\sigma=0.1$,测得的目标在机载坐标系中的方位角、俯仰角误差明显变小,此时方位角最大转换误差分别为 0.25°、0.30°、0.32°,俯仰角最大转换误差为 0.18°、0.15°、0.001°。由图 8 可知,载机的偏航角对俯仰角的转换误差影响很小。

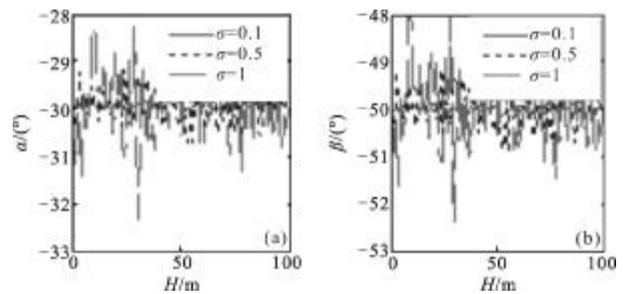


图 6 载机俯仰角测量误差对转换误差的影响
Fig.6 Elevation angle error of plane vs transform error

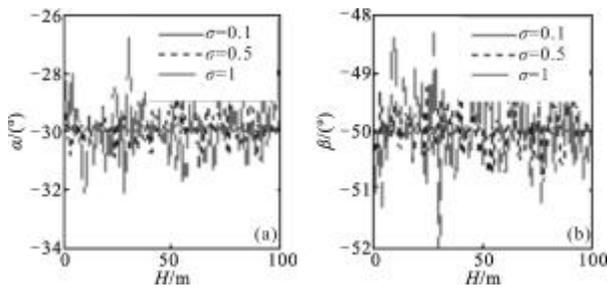


图 7 载机横滚角测量误差对转换误差的影响

Fig.7 Roll angle error of plane vs transform error

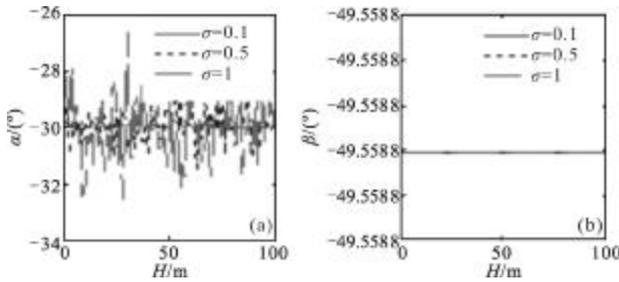


图 8 载机偏航角测量误差对转换误差的影响

Fig.8 Yaw angle error of plane vs transform error

2.1.3 目标位置对转换误差的影响

图 9、10 为目标位置测量误差对转换误差的影响。若目标位置经度、纬度测量误差的均方差为 $\sigma=0.001$ 时,此时方位角最大转换误差分别为 2.10° 、

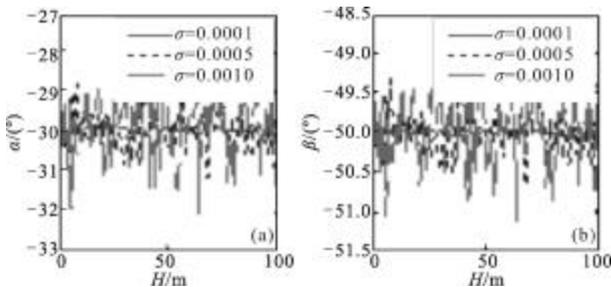


图 9 目标经度位置测量误差对转换误差的影响

Fig.9 Longitude error of object vs transform error

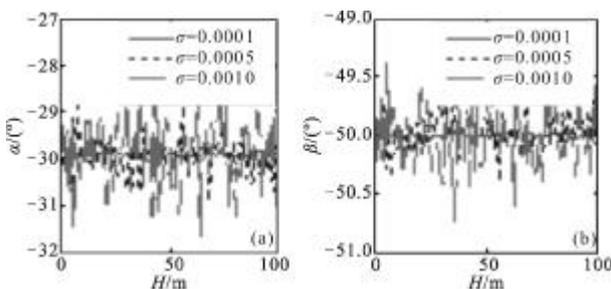


图 10 目标纬度位置测量误差对转换误差的影响

Fig.10 Latitude error of object vs transform error

1.93° ,俯仰角最大转换误差为 1.15° 、 0.69° ;若将测量精度提升到 $\sigma=0.0001$,测得的目标在机载坐标系中的方位角、俯仰角误差明显变小,此时方位角最大转换误差分别为 0.28° 、 0.25° ,俯仰角最大转换误差为 0.11° 、 0.06° 。

2.2 载机坐标系到平台坐标系的误差分析

光电平台的输出角度是光电载荷视轴相对于光电平台基座自身的方位角、俯仰角,光电平台在安装过程中,光电平台视轴与载机基座之间存在固定的安装角度误差(f,t),经过成熟的标定方法,测量出安装角度误差(f,t)的实际大小,通过软件修正的方法,使光电平台视轴水平零位与俯仰零位与载机坐标系之间的安装角度误差为零。

当光电平台基座与载机之间用减震器相连接时,由于载机存在飞行震动,减震器轴向位移使光电平台视轴与载机坐标系之间存在很小的旋转角度($\Delta f, \Delta t$),由于振动引起的旋转角度($\Delta f, \Delta t$)可视为(f,t)的随机误差,可以采用坐标系变换的方法,增加平台坐标系进行讨论。若光电平台与载机之间刚性连接,无减震器,光电平台视轴与载机坐标系之间无随机误差($\Delta f, \Delta t$),此时可视为平台坐标系与载机坐标系重合,减少坐标转换环节。

2.3 提高引导精度的方法

经过以上仿真分析可以看出:目标的位置误差、载机的位置误差以及载机的姿态角的误差是影响引导精度的主要因素,针对以上各参数对测量结果的影响,给出提高测量精度的一些可行性方法^[8-9]。

(1) 利用空间齐次坐标系变换理论对运动目标进行自主引导,其基础是建立科学的坐标系模型,算法的科学性和严谨性是保证引导精度的重要环节。经常使用的与目标引导有关的坐标系有 WGS-84 大地坐标系、大地直角坐标系、地理坐标系、载机坐标系。国内有些论文将坐标系进一步细化出基座坐标系、框架坐标系和望远镜坐标系等,但是实际应用中对这三个坐标系的角度旋转变量很难测量,也难对引导精度进行定量分析。在成熟的标定方法下,将这三个坐标系合成一个平台坐标系进行标定测量,不仅简化了算法,同时也提高了算法的可实施性。

(2) 由仿真分析可知,目标位置纬度、经度、高度精度和载机纬度、经度、高度精度以及载机的姿态角精度高低是影响引导误差的主要因素,因此提高测

量精度可以提高目标的引导精度。

(3) 对原始测量数据如动态目标位置纬度、经度、高度,动态载体纬度、经度、高度等信息进行自适应卡尔曼滤波算法处理,经过滤波处理后目标的纬度、经度、高度精度以及载机的纬度、经度、高度精度都有明显的提高,极大地提高了目标的引导精度。

3 验证

某光电平台挂在某飞机机腹处,光电平台与飞机采用刚性连接,无减振器。通过标定,修正光电平台视轴水平零位、俯仰零位与载体坐标系之间的安装误差,使误差为零。标定方法如图 11 所示。

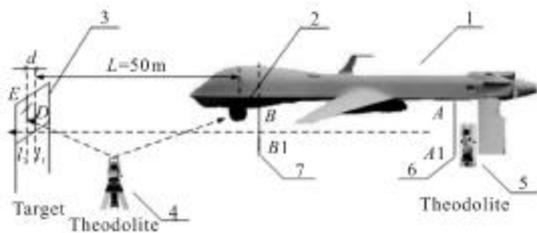


图 11 光电平台零位标定方法图

Fig.11 Calibration method of zero position of electro-optical platform

台位机软件通过RS429 总线实时采集飞机惯导信息,并将分离出的飞机姿态信息和位置信息通过串口发送给光电平台,上位机软件采集窗口如图 12 所示。载体采用精度较高的 GPS/IMU 组合导航系统,由图 12 可知,该系统的测量精度很高,飞机位置精度为 0.0001° ,飞机姿态测量精度为 0.01° 。

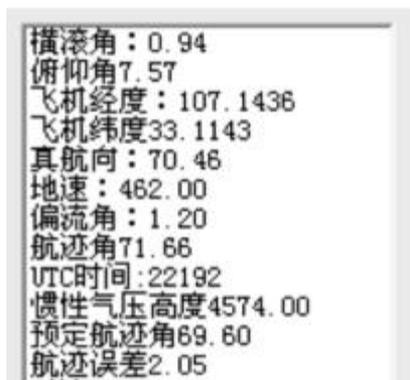


图 12 飞机惯导数据图

Fig.12 Figure of inertia navigation data

3.1 试验验证

利用实际飞行数据进行验证,飞行时给出引导目标 1 和目标 2,并读取当前飞机的 GPS 和航姿信息,通过坐标转换计算出目标在载体坐标系中的坐标,如表 4 所示。

表 4 试验数据

Tab.4 Test data

Category	Object 1	Object 2
Object altitude	33.653 3°	33.292 5°
Object longitude	106.685 8°	106.575 3°
Airplane altitude	33.675 5°	33.213 9°
Airplane longitude	106.552 2°	106.390 3°
Airplane height	8 000 m	8 000 m
Airplane pitch	2.05°	2.96°
Airplane roll	1.59°	0.68°
Airplane yaw	-155.24°	-156.97°
Azimuth	101.28°	63.15°
Pitch	-32.41°	-22.58°

3.2 飞行验证

飞机在执行飞行试验时,地面指挥中心通过通信链路给光电平台发来一个目标地理位置,光电平台实时计算出目标相对于载体光电平台的方位角、俯仰角,伺服控制系统根据方位角和俯仰角的大小,驱动光电平台对目标进行实时引导跟踪,当目标被引导进光学视场内,就可以采用图像视频跟踪的方法持续跟踪目标。

4 结论

机载光电平台通常需要在长焦距(小视场)下对目标进行跟踪,由于光学载荷在长焦距状态下视场小,并且目标与飞机的高速飞行产生高速相对运动,因此要对目标进行跟踪测量,首先要解决的就是如何尽快地发现和捕获目标,一般需要其他设备进行引导。文中利用齐次坐标转换的方法将目标点坐标转换到载体坐标系,建立自主引导测量方程,利用蒙特卡罗方法对影响引导精度的误差因素进行分析,根据误差分析提出提高引导精度的几点建议。通过飞行试验验证,对动态目标和静态目标进行引导,目标均能快速跟踪,完成捕获、跟踪功能。

参考文献:

- [1] Ma Jianguang, Tang Tao. Review of compound axis servo mechanism tracking control technology [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(1): 218-226. (in Chinese)
马佳光, 唐涛. 复合轴精密跟踪技术的应用与发展 [J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(1): 218-226.
- [2] Zhang Bao, Yao Junfeng, Gao Limin. Measuring orientation technology based on airborne GPS [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(1): 172-178. (in Chinese)
张葆, 姚俊峰, 高利民. 机载 GPS 测量定位技术研究 [J]. *光学精密工程*, 2009, 17(1): 172-178.
- [3] Miller Michael D, Drummond Oliver E. Comparison of methodologies for mitigating coordinate transformation bias in target tracking[C]//*SPIE*, 2000, 4048: 414-427.
- [4] James Underwood, Andrew Hill, Steve Scheduling. Calibration of range sensor pose on mobile platforms[C]//*Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2007: 3866-3871.
- [5] Yavin G. Airborne reconnaissance system: US, 7136726[P]. 2006-11-14.
- [6] Wang Jing, Gao Limin, Yao Junfeng. Analysis on coordinate conversion error of airborne measuring device[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(2): 388-394. (in Chinese)
王晶, 高利民, 姚俊峰. 机载测量平台中的坐标转换误差分析[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(2): 388-394.
- [7] Wang Jiaqi, Jin Guang, Yan Changxiang. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(2): 388-394. (in Chinese)
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*, 2009, 17(2): 388-394.
- [8] Chen Wenjian, Ji Ming, Zhang Jianfeng, et al. Electro-optical pod inertial orientation during geographic tracking [J]. *Journal of Applied Optic*, 2009, 28(6): 675-679. (in Chinese)
陈文建, 纪明, 张建峰, 等. 地理跟踪过程中光电吊仓惯性定位技术研究[J]. *应用光学*, 2009, 28(6): 675-679.
- [9] Wang Dezhou, Li Yaomin. Design of radar guidance system based on GPS[J]. *Computer Measurement & Control*, 2013, 21(1): 139-141. (in Chinese)
王德周, 李耀民. 基于 GPS 技术辅助雷达引导系统设计 [J]. *计算机测量与控制*, 2013, 21(1): 139-141.