

文章编号 1004-924X(2007)08-1305-06

航空光电成像平台的目标自主定位

刘晶红¹, 孙 辉¹, 张 葆¹, 戴 明¹, 贾 平¹, 沈宏海¹, 张 雷²

(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. 沈阳航空学院, 辽宁 沈阳 110034)

摘要: 为了提高航空光电成像系统对地面目标的定位精度, 提出了平台目标自主定位的方法, 并给出了实现的方法和途径, 即将 GPS 系统和航空姿态测量系统直接固联在航空光电成像平台上, 与光电成像平台系统结合直接实现目标定位。分析了影响目标定位精度的因素, 分析结果表明, 目标自主定位的方法可以消除传统方法中减振器带来的误差。一般情况下, 平台自主定位比飞机系统定位的精度至少高 25%。

关键词: 航空光电平台; 自主定位; 坐标转换; 定位精度

中图分类号: V249 **文献标识码:** A

Target self-determination orientation based on aerial photoelectric imaging platform

LIU Jing-hong¹, SUN Hui¹, ZHANG Bao¹, DAI Ming¹,
JIA Ping¹, SHEN Hong-hai¹, ZHANG Lei²

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China*; 2. *Shenyang Aviation College, Shenyang 110014, China*)

Abstract: In order to enhance the ground object orientaton accuracy of a aerial photoelectric imaging system, a self-determination orientation method is proposed, in which the GPS system and aviotion posture measurement system are directly fixed on aerial photoelectric imaging platform to realize the target orientation combing with the platform. The analysis of the effect factors on the orientation accuracy shows that self-determnation orientation method can eliminate the error of the traditional method brought by a absorber. Generally, the accuracy of self-determination orientation system is at least 25% higher than that of the aircraft system.

Key words: aerial photoelectric platform; self-determination orientation; coordinate transformation; orientation accuracy

1 引言

一般的航空光电成像平台能够对地面目标进行跟踪、测量,但不能独立实现对目标的定位。通常情况下,航空光电成像平台将自身相对飞机的角度值和对目标的激光测距值传给飞机,飞机将其与飞机上的 GPS、惯导数据结合在一起,通过坐标变换,完成目标定位,也就是说完成目标定位这项工作最终是由飞机来完成。这种测量定位平台对飞机具有依赖性,同时需与飞机进行标校、数据通讯、同步,对飞机系统也提出了要求,无形中延长了系统的研制周期。航空光电成像平台结合 GPS 和航空姿态测量系统进行目标定位,从节约系统成本和减轻飞机载荷重量上考虑是非常适合的,从另一角度考虑,如果航空光电成像平台能够自主定位,运用起来则更加灵活,不但省去了与飞机进行姿态数据通讯、时钟同步对接、安装标校等烦琐步骤,还可以去除一些误差因素,可以随意挂载在任意飞机上,能够大大缩短联调周期,适应我国现代化建设快速性要求。如果进一步拓展应用范围,可广泛应用于车载等系统上,也可用于民用监控系统、反恐系统中。

2 航空光电成像平台目标定位方法

2.1 系统组成及工作过程

系统由航空光电成像平台、GPS 定位系统、航空姿态测量系统组成。其中航空光电成像平台包括摄像机(可见光或红外)、电视跟踪器、激光测距机、角度传感器等,如图 1 所示。GPS 定位系统、航空姿态测量系统固定于航空光电成像平台水平基准面上。航空光电成像平台搜索到地面目标后,将目标锁定在视场中心,输出视轴相对航空姿态测量系统的方位角和俯仰角、航空光电成像平台相对目标的距离信息,同时采集 GPS 定位系统输出的定位数据、航空姿态测量系统输出的航空光电成像平台姿态数据,进行坐标转换,最后算出目标定位数据。

2.2 目标定位的坐标转换方法

由于航空光电成像平台、GPS、航空姿态测量系统所输出的数据分别相对于不同的坐标系,因此需要进行坐标变换。光电侦察平台输出的角度

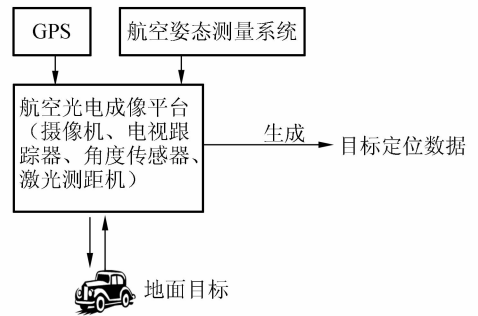


图 1 航空光电成像平台目标定位系统组成示意图
Fig. 1 Sketch of target orientation system of aerial photoelectric imaging platform

数据是相对于航空姿态测量系统的,这里定义为“航姿坐标系”;GPS 输出的载机自身位置是相对于 WGS-84 坐标系下的;航空姿态测量系统所输出的数据是通常所说的 NED 坐标系,这里定义为“航姿地理坐标系”。最终的目的是将目标定位在 WGS-84 坐标系中^[1]。坐标转换过程如图 2 所示。

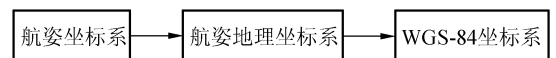


图 2 目标定位的坐标转换过程
Fig. 2 Transformation process of target orientation coordinate

2.2.1 航姿坐标系

航姿坐标系的原点定义为航空姿态测量系统质心, x 轴定义为航空姿态测量系统的 0° 方向, y 轴定义为航空姿态测量系统的 90° 方向, z 轴通过右手螺旋定则确定^[2],如图 3 所示。

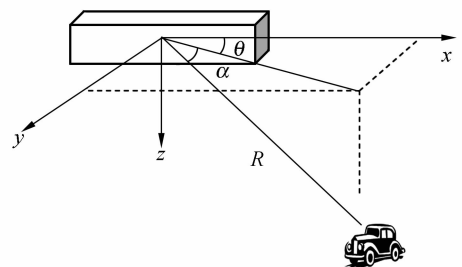


图 3 目标与航姿坐标系的关系
Fig. 3 Relation between target and aviation posture

$$\text{则有 } x_p = R \cos \alpha \cos \theta, \quad (1)$$

$$y_p = R \cos \alpha \sin \theta, \quad (2)$$

$$z_p = R \sin \alpha, \quad (3)$$

其中 R 、 α 、 θ 分别为光电平台到目标的距离、航空光电成像平台相对航姿系统的俯仰角、方位角。

2.2.2 航姿地理坐标系

航姿地理坐标系为 NED(North East Down) 坐标系,其原点定义为航空姿态测量系统质心, x 轴(N)定义为地理指北方向(北), y 轴(E)定义为地球自转切向(东), z 轴(D)定义为航姿到地平面之垂线,并指向下。

航姿坐标系到航姿地理坐标系的转换通过 3 个参数旋转而成,即航姿航向角 β ,航姿俯仰角 ϵ ,航姿横滚角 γ ,经过矩阵变换推导,得出目标在航姿地理坐标系中的坐标为^[2]:

$$x = x_p \cos \epsilon \cos \beta + y_p (\sin \epsilon \cos \beta \sin \gamma - \sin \beta \cos \gamma) + z_p (\sin \epsilon \cos \beta \cos \gamma - \sin \beta \sin \gamma), \quad (4)$$

$$y = x_p \cos \epsilon \sin \beta + y_p (\sin \epsilon \sin \beta \sin \gamma + \cos \beta \cos \gamma) + z_p (\sin \epsilon \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma), \quad (5)$$

$$z = -x_p \sin \epsilon + y_p \cos \epsilon \sin \gamma + z_p \cos \epsilon \cos \gamma. \quad (6)$$

2.2.3 WGS-84 坐标系

WGS-84 世界大地坐标系即美国国防部 1984 年世界大地坐标系(GPS 采用 WGS-84)。其坐标原点是地球质心, z 轴指向 BIH1984.0 定义的协议地极(CTP)方向, x 轴指向 BIH1984.0 的零度子午面和 CTP 赤道的交点, y 轴和 z 、 x 轴构成右手坐标系^[3]。

WGS-84 大地坐标系中,

a 为椭球长半轴, $a = 6\,378\,137\text{ m}$;

b 为椭球短半轴, $b = 6\,356\,752\text{ m}$;

f 为椭球扁率, $f = (a - b) / a =$

$1 / 298.257\,223\,563$;

e 为椭球第一偏心率, $e = \frac{a^2 - b^2}{a^2}$;

N 为椭球卯西圈曲率半径, $N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 M}}$;

设飞机所在位置的大地经度为 L_0 、大地纬度为 B_0 和大地高为 H_0 ,则目标在 WGS-84 大地坐标系中的空间坐标 (x_1, y_1, z_1) 为:

$$x_1 = -x \cos L_0 \sin B_0 - y \sin L_0 - z \cos L_0 \cos B_0 + (N + H_0) \cos L_0 \cos B_0, \quad (7)$$

$$y_1 = -x \sin L_0 \sin B_0 + y \cos L_0 - z \sin L_0 \cos B_0 +$$

$$(N + H_0) \sin L_0 \cos B_0, \quad (8)$$

$$z_1 = x \cos B_0 - z \sin B_0 + (N(1 - e^2) + H_0) \sin B_0. \quad (9)$$

根据空间直角坐标与大地坐标的关系,则目标在 WGS-84 大地坐标系中的坐标可用式(10)~(13)推出。大地坐标系是采用大地经度(L)、大地纬度(B)和大地高(H)来描述空间位置的。纬度是空间的点与参考椭球面的法线与赤道面的夹角,经度是空间中的点与参考椭球的自转轴所在的面与参考椭球的起始子午面的夹角,大地高是空间点沿参考椭球的法线方向到参考椭球面的距离。

$$L = \arctan \frac{y_1}{x_1}, \quad (10)$$

$$L = \begin{cases} L & x_1 > 0 \\ \pi + L & x_1 < 0 \text{ 且 } y_1 > 0 \\ -\pi + L & x_1 < 0 \text{ 且 } y_1 < 0 \end{cases}, \quad (11)$$

$$B = \arctan \left[\frac{z_1}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2}} + \left(1 - \frac{e^2 N}{(N + H)}\right)^{-1} \right], \quad (12)$$

$$H = \frac{\sqrt{x_1^2 + y_1^2}}{\cos B} - N. \quad (13)$$

3 目标定位的实现

3.1 安装与校准

航空光电成像平台在结构设计时预留一个水平基准面,安装角度传感器时俯仰角零位以该水平基准面为基准。一般情况下,由于航姿系统的体积都较大,因此安装在平台吊舱的上表面是比较适合的,在设计加工时需将该表面制成基准面。

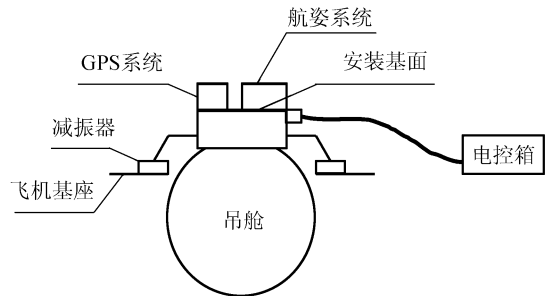


图 4 自主定位系统安装示意图

Fig. 4 Sketch of self-determination orientation system

航空姿态测量系统安装在该水平基准面上,其俯仰角零位与水平面进一步校准,航空姿态测量系统的零位与航空光电成像平台方位角零位安装严格一致。GPS 系统也可安装在该表面。需注意的是一旦吊舱拆上盖,需重新标校航姿系统。如图 4 所示。

3.2 目标定位跟踪系统的电子设计

3.2.1 目标解算处理器芯片的选择

作为机载设备,硬件电路设计要求重量轻,功

耗低,同时需要快速解算,视频图像大约 25 ms/frame,根据采样定理需要 10 ms 左右完成解算,所以要选择高速 DSP 芯片。考虑到成本及速度,选用 TMS320C6205,其时钟最高为 200 MHz,指令周期为 5 ns,每个周期可执行 8 条 32 bit 指令,峰值指令数为 1 600 MIPS,可满足计算的实时性要求。

3.2.2 目标解算接口电路的设计

电路示意图如图 5 所示。

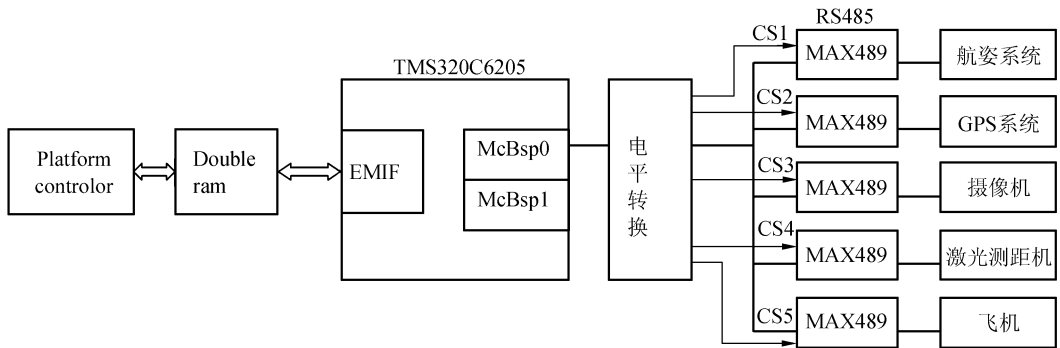


图 5 接口电路示意图

Fig. 5 Schematic diagram of interface circuit

C6205 分别与航姿系统、GPS 系统、摄像机、激光测距机、飞机通过 RS485 总线进行通信,选用支持双全工串行 RS485 的 MAX489 作为接口芯片。由于 C6205 仅有两个多功能串行通信口 (McBsp),可将 McBsp1 配置为 I/O 口控制 MAX489 的片选信号,McBsp0 配置为串行口,与 McBsp1 配合实现同航姿系统、GPS 系统、摄像机、激光测距机、飞机的串行通信。由于 C6205 的输出电平为 3.3 V,还需要电平转换为 5 V 电平。

C6205 配置外设接口 (EMIF) 通过双口 RAM 实现与航空光电成像平台控制器的通信,传送航空光电成像平台的俯仰及方位引导信息,使平台控制器控制主光轴指向目标点,同时接收航空光电成像平台视轴相对航姿系统的俯仰及方位角度信息。另一方面,RS485 总线通信将航姿系统、GPS 系统、摄像机、激光测距机的测量值采集进来,与角度信息一起进行目标定位的解算,解算出的目标定位值通过飞机传送给地面。

3.2.3 DSP 程序设计

DSP 芯片在系统中不仅承担目标点计算功

能,还承担数据传输功能。利用 DSP 芯片中的 DMA 控制 EMIF 和 McBsp 的数据传输,将数据缓冲区设置为 ping-pong 数据结构,减少 CPU 等待时间。充分利用 DSP 的 BIOS 操作系统,完成分时多任务系统的程序设计。

另外 C6205 的 McBsp 串行口不支持标准串行接口 (UART),还需要用设计软件仿真出 UART。

4 影响目标定位精度的误差分析^[4-6]

由前面坐标转换公式可知,目标在大地坐标系中的大地经度(L)、大地纬度(B)和大地高(H)是参数($R, \alpha, \theta, \beta, \epsilon, \gamma, L_0, M_0, H_0$)的函数,也就是说航空光电成像平台对目标的定位误差取决于($R, \alpha, \theta, \beta, \epsilon, \gamma, L_0, M_0, H_0$)各量的测量误差。

4.1 误差分析

4.1.1 激光发散角带来的测距误差

航空光电成像平台用激光测距机测量航空光电成像平台与目标的距离,其误差主要受激光发散角误差的影响。

若激光发散角误差为 1 mrad,飞机在不同的高度、不同平台视轴俯仰角 α (也就是斜距不同)的情况下,所带来的地面定位误差一览表见表 1。

表 1 激光发散角带来的测距误差

Tab.1 Measuring error of laser radiation angle

序号	飞机高度(m)	平台俯仰角(°)	地面定位误差(m)
1	10 000	20	85
		60	14
2	8 000	20	68
		60	11.2
3	5 000	20	42.5
		60	7
4	3 000	20	25.5
		60	4.2

由表中数据可以看出,平台俯仰角 α 越小,激光发散角带来的地面定位误差越大。

4.1.2 航空光电成像平台角度输出精度带来的误差

经过计算,航空光电成像平台在 10 000 m 的高空,俯仰角 α 为 20°,航空光电成像平台角度输出精度为 1 mrad 的条件下,带来的定位误差在 120 m 之内。这种情况下,斜距已达 29 238 m。一般情况下,光电平台用于目标定位时的俯仰角不会 $<20^\circ$ 。

4.1.3 航姿系统精度直接带来的误差

由于航姿系统的俯仰角、横滚角及偏航角直接参与坐标转换,因而航姿系统精度对目标定位精度的影响基本等效于光电平台方位、俯仰等的影响,其精度直接影响定位精度。实际应用中,根据不同的系统定位精度要求,考虑性价比,选用不同精度的航姿系统进行测试。航姿系统精度为 2'~3',在 10 000 m 的高空下带来定位误差为几十米到百米,航姿系统精度为 2°时,则带来千米的定位误差。

4.1.4 GPS 输出的信号频率相对飞机航位的变化缓慢带来的飞机定位误差

由于 GPS 输出的数据更新率为 1~100 Hz,考虑到经济成本(频率较高的 GPS 造价十分昂贵),在飞机的速度已知时,可以采用频率稍低的 GPS,加上航位推算,来补偿由 GPS 输出的数据更新率所带来的误差^[7-8]。

在 WGS-84 空间坐标系下,飞机的推算坐标

为:

$$X_{84} = X_{84} + \int_0^n V_x \cdot dt, \quad (14)$$

$$Y_{84} = Y_{84} + \int_0^n V_y \cdot dt. \quad (15)$$

根据上述航位推算公式,可将这部分误差消除。

4.2 举例

在通常情况下,俯仰角 α 工作在 30~60°,航空光电成像平台在对目标进行跟踪定位时效果较好,根据以上的误差因素分析,以飞机在 10 000 m 高空为例,激光发散角误差为 1 mrad,航空光电成像平台角度输出精度 1 mrad,航姿系统精度为 1 mrad,各分系统带来的误差及总误差见表 2。

表 2 航空光电成像平台目标自主定位系统误差

Tab.2 Self-determination orientation system error of aerial photoelectric imaging platform

平台俯仰角(°)	激光发散角带来的定位误差(m)	平台角度输出带来的定位误差(m)	航姿系统精度带来的定位误差(m)	合计
30	40	56	96	192
60	13	18	31	62

一般情况下,减振器环节给出的最大角位移误差约为 1 mrad,安装误差作为系统误差可以消除,那么在与上表同等条件下,减振器环节给出的最大角位移误差应等效于平台俯仰角的误差,因此平台自主定位比飞机系统定位精度至少高 25%。

4.3 减小误差的可能性^[9]

显而易见,通过以上的分析可知,通过减小激光发散角、提高光电成像平台测角精度、选用高精度航姿测量系统、GPS 系统,是可以大大减小航空光电成像平台自主定位误差的。这几项相对比较容易实现是提高光电成像平台测角精度和 GPS 系统测量精度,而减小激光发散角,则会带来激光器体积的增大,这要根据吊舱实际尺寸的大小来决定可能性;另一方面,选用高精度航姿测量系统带来的是十分昂贵的价格问题,这也要结合实际情况通盘考虑。单纯从技术角度考虑,进一步减小航空光电成像平台自主定位误差是没有问题的。

5 结 论

航空光电成像平台的目标自主定位较飞机系统定位相比较具有以下先进性:

- (1) 消除了减振器位移误差;
- (2) 消除了与飞机的安装误差;
- (3) 不存在与飞机时钟同步的问题;
- (4) 能够大大缩短试验周期。

在讨论影响目标定位精度的误差因素过程中可以看到航空光电成像平台目标自主定位这种方

式除了不用与飞机进行种种校准外,最大优点在于没有通过减振器环节。测距误差、测角误差、航姿系统误差都是明确的,只有减振器这个环节随飞机的姿态变化和各種振动带来的角位移误差是不确定的,而自主稳定则去掉了减振器这个环节,因而其先进性是明显的。

从以上的举例可以看出,航空光电成像平台目标自主定位系统去掉了与飞机对接的几种误差环节,定位精度至少提高 25%。若进一步提高测量设备精度,则系统定位精度也随之进一步改善。

参考文献:

- [1] 廖龙灵. 直升机载雷达侦察系统目标定位精度分析[J]. 电讯技术, 2005, 45(4): 107-110.
LIAO L L. Goes straight up the airborne radar approach sensory system localization of target precision analysis[J]. *Telecommunication Technology*, 2005, 45(4): 107-110. (in Chinese)
- [2] 常军. 机载雷达目标的大地坐标定位[J]. 电讯技术, 2003, 43(2): 97-100.
CHANG J. Airborne radar approach goal geodetic coordinates localization[J]. *Telecommunication Technology*, 2003, 43(2): 97-100. (in Chinese)
- [3] 朱华统. 常用大地坐标及其变换[M]. 北京: 解放军出版社, 1990.
ZHU H T. *Commonly Used Geodetic Coordinates and its Transformation*[M]. Beijing: People's Liberation Army Publishing House, 1990. (in Chinese)
- [4] 王家骥, 金光, 阎昌翔. 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.
WANG J Q, JIN G, YAN CH X. Aircraft-borne photo electricity track measurement equipment localization of target error analysis[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(2): 105-116. (in Chinese)
- [5] 金光, 王家骥, 倪伟. 星体弧长法标定经纬仪指向精度[J]. 光学精密工程, 1999, 7(4): 91-95.
JIN G, WANG J Q, NI W. Calibration of pointing accuracy with electro-optic phototheodolities by the star arc-length[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999, 7(4): 91-95. (in Chinese)
- [6] 李岷, 马军, 周兴义. 机载光电稳定平台检测技术的研究[J]. 光学精密工程, 2006, 14(5): 847-852.
LI M, MAR J, ZHOU X Y. Air craft-borne photo electricity steady platform examination technology research[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(5): 847-852. (in Chinese)
- [7] 董续荣, 张首信, 华仲褒. GPS/INS 组合导航定位及其应用[M]. 国防科技大学出版社, 1998.
DONG X R, ZHANG SH X, HUA ZH B. *GPS/INS Combined Navigation Localization and its Application*[M]. Beijing: National University of Defense Technology publishing Press, 1998. (in Chinese)
- [8] 周立. GPS 测量技术[M]. 郑州: 黄河水利出版社, 2006.
ZHOU L. *GPS Survey Technology*[M]. Zhengzhou: Yellow River Water Conservation Publishing Press, 2006. (in Chinese)
- [9] 金光. 机载光电跟踪测量的目标定位误差分析和研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2001.
JIN G. *Aircraft-borne photo electricity track survey localization of target error analysis and research*[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2001. (in Chinese)

作者简介: 刘晶红(1967—), 女, 吉林长春人, 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所研究员, 从事航空成像测量技术方面的研究。E-mail: liu1577@126.com

(本栏目编辑 黄廉卿)