

单载荷航空吊舱目标定位方法研究

林旻序^{1,2}, 乔彦峰¹, 戴 明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 130031; 2.中国科学院研究生院, 北京 100039)

摘要: 传统的无人机目标定位技术要求光电转台必须装配激光测距仪, 因此光电转台至少是双装载。这使得转台体积和重量偏大, 影响了飞机系统的续航时间、升限和时速, 不适合挂装在小型无人机上。无人机航空吊舱采用惯导系统, GPS 定位设备, 舱体和光电转台固联的安装方式, 消除了减振器带来的误差。对于平坦地势上的目标可以利用空间坐标系转换理论准确计算出目标在惯性空间中的三维坐标公式, 同时结合飞机与地面的相对高度便可以算出飞机与目标点之间的斜距。再利用空间坐标变换的定位方法就能解算出目标 GPS 坐标。这种方法不依赖激光测距机和无线电测高仪, 单载荷的航空吊舱也能实现对平坦地势地面目标的准确定位。减少了吊舱的体积和重量, 为提高飞机系统整体性能奠定了良好的基础。

关键词: 航空吊舱; 斜距估算; 坐标转换; 目标定位

中图分类号: V249 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-8891(2011)10-0593-05

Research on Single Payload Air Pod Target Location Method

LIN Min-xu, QIAO Yan-feng, DAI Ming, SONG Yue-ming

(1.Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130031, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: Traditional UAS targeting technology needs optical turret load Laser Rangefinder. So optical turret must be double payload at least. This increases the turret volume and weight. Also the airplane's fly time, altitude and speed are affected. So it doesn't adapt to small UAS. INS, GPS, cabin and optical turret must be installed together in air pod and eliminates errors brought by shock absorber. We can calculate object's three-dimensional coordinate formula using coordinate transformation theory. Combining the relative altitude of the plane to ground, we can calculate the side-glance distance of the plane and object. Finally we can calculate the object's GPS coordinate. This method doesn't depend on Laser Rangefinder and Wireless Height Equipment. Single payload air pod also achieve accurate target location. This reduces air pod's volume and weight and establishes good base for enhancing plane holistic capability.

Key words: air pod, calculate the side-glance distance, coordinate transformation, target location

引言

随着国内外航空产业的蓬勃发展, 飞机系统对航空光学吊舱的功能和技术指标要求也越来越高, 航空吊舱已经不再是简单的成像和角度测量传感器, 而是一个对侦查目标具有高精度位置解算和跟踪探测的综合光电侦察设备。尤其是近几年无人攻击机和卫星中继型无人机的迅速发展更是要求航空吊舱必须具备对目标的自主定位/引导功能, 以完善和提高无人机系统的战术指标, 更加准确, 快捷的获取战场情报,

为取得作战胜利提供重要的保证。

传统的无人机目标定位技术要求航空吊舱必须装配激光测距机, 因此吊舱系统至少是双装载。这使得吊舱体积和重量偏大, 影响了飞机系统的续航时间、升限和时速, 不适合挂装在小型无人机上。

本系统采用惯导, GPS 定位设备, 舱体和光电转台固联的安装方式^[1], 消除了减振器带来的误差, 对于平坦地势上的目标可以利用飞机与地面的相对高度估算出飞机与目标点之间的斜距。再利用空间坐标变换的定位方法就能解算出目标 GPS 坐标。这种方法

收稿日期: 2011-05-17.

作者简介: 林旻序 (1981-), 女, 吉林长春人, 硕士研究生, 主要从事光电平台稳定技术和数字图像处理。

基金项目: 国家高技术研究发展计划 (863 计划) 重点项目, 编号: 2008AA121803。

不依赖激光测距机和无线电测高仪,单载荷的航空吊舱也能实现对平坦地势地面目标的准确定位。减少了吊舱的体积和重量,为提高飞机系统整体性能奠定了良好的基础^[2]。

1 系统工作原理

1.1 航空吊舱系统组成

航空吊舱一般挂装在有人侦察机机翼位置或无人侦察机机腹位置处,它可以实现沿飞机纵轴正向、反向 180°两种挂装方式,可分别用于观测飞机前半球和后半球的地面目标^[8]。吊舱系统组成如图 1 所示。

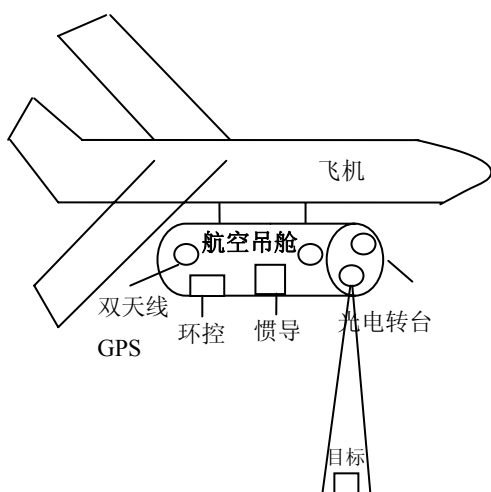


图1 航空吊舱系统组成示意图

Fig.1 Air Pod System frame

航空吊舱的结构由两部分组成,即头部和舱体。头部半球是一个陀螺稳定的二自由度光电转台,内装载可见光摄像机或红外热像仪。可实现变方位的手动或自动电视跟踪。舱体为圆柱形钢质结构。里面装载惯性导航系统、GPS 定位系统和环控等设备。

1.2 航空吊舱目标定位原理

本系统主要是针对平坦地势上的目标利用空间齐次坐标转换的原理对目标进行定位。为了缩小吊舱的体积,光电转台没有装载激光测距机。因此,飞机与目标之间斜距的估算方法成为整个目标定位算法的重点。

在飞机起飞前我们记录下地面的 GPS 海拔高度,假设整个飞行区域的地表为平坦地势。因此,飞机在空中正常飞行过程中,可以用载机的 GPS 海拔高度减去地面的 GPS 海拔高度得到飞机与地面之间的相对高度。然后利用空间坐标系转换原理求解出吊舱视轴相对地理坐标系的夹角。利用此夹角和飞机相对地面高度,并结合三角函数关系就可以解算出飞机与目标之间的斜距了。

2 飞机与目标点之间斜距的估算方法

2.1 坐标系转换矩阵推导

首先要推导目标在地理坐标系中的坐标公式^[3]。已知目标在平台坐标系中的坐标为 M_0 。

$M_0 = (R \cdot \sin(B), R \cdot \cos(B) \cdot \sin(C), R \cdot \cos(B) \cdot \cos(C), 1)'$ (1)
式中: R 是飞机与目标之间的斜距; B 是编码器俯仰角; C 是编码器方位角。

平台坐标系与惯导坐标系方位方向的夹角为 f ,俯仰方向的夹角为 t ,横滚方向的夹角为 p 。则平台坐标系绕 Z 轴旋转 p 的变换矩阵为 M_1 :

$$M_1 = \begin{bmatrix} \cos p & \sin p & 0 & 0 \\ -\sin p & \cos p & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

平台坐标系绕 Y 轴旋转 t 的变换矩阵为 M_2 :

$$M_2 = \begin{bmatrix} \cos t & 0 & -\sin t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin t & 0 & \cos t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

平台坐标系绕 X 轴旋转 f 的变换矩阵为 M_3 :

$$M_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos f & \sin f & 0 \\ 0 & -\sin f & \cos f & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

惯导坐标系与地理坐标系方位方向的夹角为 F ,俯仰方向的夹角为 T ,横滚方向的夹角为 P 。则惯导坐标系绕 Z 轴旋转 P 的变换矩阵为 M_4 :

$$M_4 = \begin{bmatrix} \cos P & \sin P & 0 & 0 \\ -\sin P & \cos P & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

惯导坐标系绕 Y 轴旋转 T 的变换矩阵为 M_5 :

$$M_5 = \begin{bmatrix} \cos T & 0 & -\sin T & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin T & 0 & \cos T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

惯导坐标系绕 X 轴旋转 F 的变换矩阵为 M_6 :

$$M_6 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos F & \sin F & 0 \\ 0 & -\sin F & \cos F & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.2 利用目标点坐标估算斜距

设 m 为目标在地理坐标系下的坐标^[4]:

$$M = (X, Y, Z, 1)' \quad (8)$$

由平台坐标系 $A (O_a - X_a Y_a Z_a)$ 到地理坐标系 $S (O_s - X_s Y_s Z_s)$ 的转换矩阵为 M 。飞机与地面的相对高度为 H , 飞机与目标之间的斜距为 R , 如图2所示。

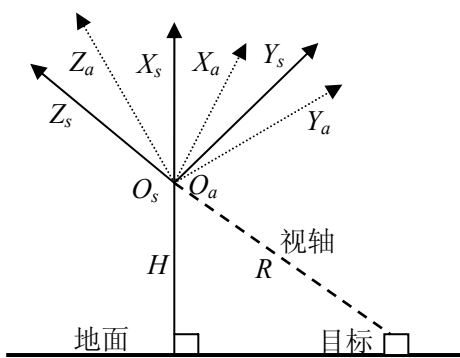


图2 斜距示意图

Fig.2 Side-glance distance sketch map

由空间坐标系转换理论可得^[11]:

$$M = M_1 \cdot M_2 \cdot M_3 \cdot M_4 \cdot M_5 \cdot M_6 \quad (9)$$

$$m = M \cdot M_0 \quad (10)$$

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{pmatrix} = M \cdot \begin{pmatrix} R \cdot \sin(B) \\ R \cdot \cos(B) \cdot \sin(C) \\ R \cdot \cos(B) \cdot \cos(C) \\ 1 \end{pmatrix} \quad (11)$$

因为地理坐标系的 X_s 轴和地球椭球面相垂直, 在半径 5 km 范围以内的平坦地区里可以近似认为地球表面和地球椭球面相平行。这样就有 X_s 轴和地球表面相垂直。因此有:

$$X = -H \quad (12)$$

由公式(11)的矩阵运算可得:

$$X = [(\cos T \cdot \cos P \cdot \cos t + \sin T \cdot \sin t) \cdot \sin B - \cos T \cdot \sin P \cdot \cos B \cdot \sin C + (-\cos T \cdot \cos P \cdot \sin t + \sin T \cdot \cos t) \cdot \cos B \cdot \cos C] \cdot R \quad (13)$$

将公式(13)代入公式(12)得:

$$R = -H / [(\cos T \cdot \cos P \cdot \cos t + \sin T \cdot \sin t) \cdot \sin B - \cos T \cdot \sin P \cdot \cos B \cdot \sin C + (-\cos T \cdot \cos P \cdot \sin t + \sin T \cdot \cos t) \cdot \cos B \cdot \cos C] \quad (14)$$

3 基于空间坐标转换的目标定位方法

3.1 空间坐标系的建立

光电转台目标定位的原理是基于空间各个坐标系之间的齐次变换理论建立测量方程^[7]。以惯导三轴姿态角, 飞机 GPS 坐标和转台编码器方位, 俯仰角, 斜距值作为测量方程的输入量, 实时解算出目标的经度, 纬度和大地高度。为了建立测量方程, 首先建立空间坐标系, 如图3所示。

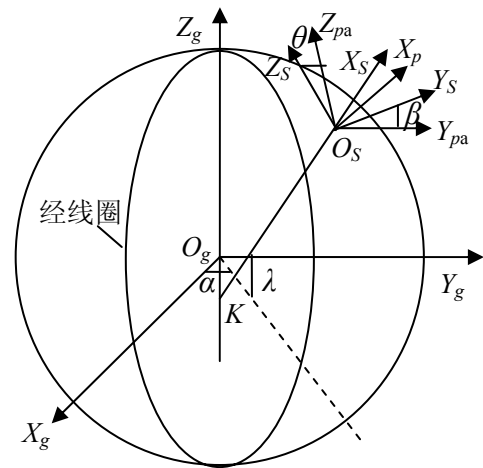


图3 空间坐标系示意图

Fig.3 Space coordinate system

大地坐标系是 $C (O_c - X_c Y_c Z_c)$, 大地直角坐标系是 $G (O_g - X_g Y_g Z_g)$, 地理坐标系是 $S (O_s - X_s Y_s Z_s)$, 平台坐标系是 $P (O_p - X_p Y_p Z_p)$ 。各个坐标系间的转换关系如图3所示^[12]。

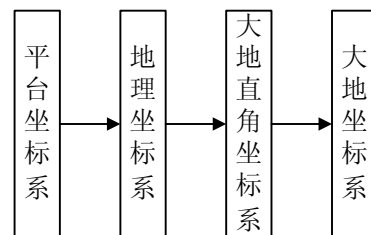


图4 坐标系转换示意图

Fig.4 Coordinate transformation

3.2 目标定位公式推导

飞机的经度是 α , 纬度是 λ , 大地高是 h , N 是飞机卯酉圈曲率半径^[6]:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \lambda}} \quad (15)$$

$$O_s K = N + H \quad (16)$$

$$O_g K = N \cdot e \cdot \sin \lambda \quad (17)$$

从地理坐标系 S 到大地直角坐标系 G 的转换矩阵如下^[13]。

地理坐标系沿 X_s 轴平移 OsK 的转换矩阵为 M_7 :

$$M_7 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & H+N \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

地理坐标系绕 Y_s 轴旋转 λ 的转换矩阵为 M_8 :

$$M_8 = \begin{bmatrix} \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \lambda & 0 & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

地理坐标系绕 Z_s 轴旋转 α 的转换矩阵为 M_9 :

$$M_9 = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

地理坐标系沿 Z_s 轴平移 OgK 的转换矩阵为 M_{10} :

$$M_{10} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -Ne \sin \lambda \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

由地理坐标系 $S(O_s-X_sY_sZ_s)$ 到地球直角坐标系 $G(O_g-X_gY_gZ_g)$ 的转换矩阵为 M' 。

$$M' = M_{10} \cdot M_9 \cdot M_8 \cdot M_7 \quad (22)$$

所以目标在地球直角坐标系 $G(O_g-X_gY_gZ_g)$ 下的坐标为 $m'(X_g, Y_g, Z_g)$:

$$m' = M' \cdot m \quad (23)$$

设目标的大地坐标为 (A, L, h) , 则用直接法求得:

$$\begin{cases} A = \arctan \frac{z_g + be'^2 \sin^3 U}{\sqrt{x_g^2 + y_g^2} - ae^2 \cos^3 U} \\ L = \arctan \frac{y_g}{x_g} \\ h = \frac{\sqrt{x_g^2 + y_g^2}}{\cos A} - N \end{cases} \quad (24)$$

式中: a 为地球长半轴; b 为地球短半轴; e 是第一偏心率平方; e' 是第二偏心率平方:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \quad (25)$$

$$U = \arctan \left(\frac{z_g a}{\sqrt{x_g^2 + y_g^2} b} \right) \quad (26)$$

4 仿真实验

4.1 设备选型

根据小型无人机一般战技要求, 在本系统中我们要实现的目标定位精度如表 1。

表 1 定位精度指标

Table 1 Orientation precision index		
纬度误差	经度误差	高度误差
0.0005°	0.0005°	30 m

我们将北京七维航测科技有限公司的 AHRS 惯导和 SDI-COMPASS 双天线 GPS 罗盘仪组合使用。AHRS 惯导可以输出吊舱的俯仰角和横滚角。双天线 GPS 罗盘仪可以输出吊舱的航向角和 GPS 位置信息。光电转台内部装载的可见光摄像机为自制产品。三个设备的主要性能指标如表 2 所示。

表 2 机载设备性能指标

Table 2 Airplane equipment index	
AHRS 指标	
俯仰/横滚精度	0.4°
采用频率	100 Hz
带宽	40 Hz
体积	126 mm×31 mm×29 mm
重量	190 g
双天线 GPS 指标	
定位精度	5 m
航向精度	0.25°
采用频率	20 Hz
板卡体积	120 mm×70 mm×30 mm
重量	500 g
可见光摄像机	
作用距离	5 km
体积	70 mm×40 mm×40 mm
重量	500 g

经过结构三维设计得出转台的直径, 即舱体直径为 110 mm。而通常满足表 1 指标的双载荷光电转台的直径一般不小于 200 mm。

4.2 定位精度仿真

我们模拟一组单载荷航空吊舱的数据^[10]。平台方位角 56°, 平台俯仰角 -65°, 飞机与地面相对高度 3000 m, 惯导偏航角 30°, 俯仰角 5°, 横滚角 -3°。飞机 GPS 经度 116.38°, 纬度 40.112°, 大地高为 3200 m。将平台坐标系与惯导坐标系之间旋转角误差叠加到

光电转台编码器角度上,将地面与地球椭球面不平行度误差叠加到飞机与地面相对高度上。各数据的误差均方差如表3。

表3 吊舱数据误差均方差表

Table 3 Data error RMS				
方位角	俯仰角	偏航角	俯仰角	横滚角
0.1°	0.1°	0.25°	0.4°	0.4°
飞机离地面 相对高度	飞机高度	飞机经度	飞机纬度	
20 m	10 m	$5 \times 10^{-5} \circ$	$5 \times 10^{-5} \circ$	

根据吊舱数据的真实值和均方根误差,我们建立10000个随机变量数组的样本模型^[5],通过蒙特卡罗法仿真得出单载荷吊舱目标定位精度如图5。

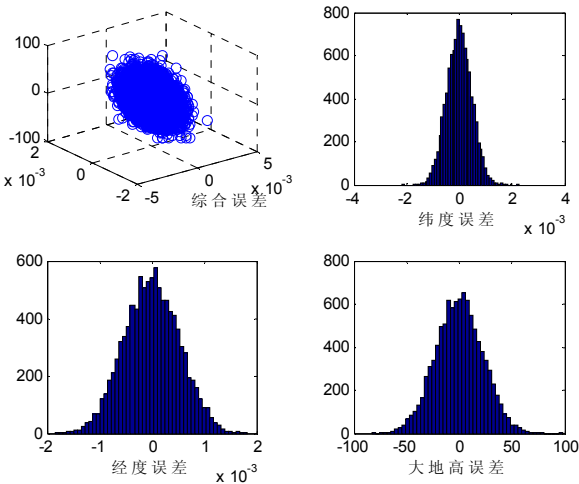


图5 单载荷吊舱定位误差分布图

Fig.5 Single Payloading Location errors distribution

对于带激光测距机的双载荷航空吊舱,设激光测距精度为5m(RMS),吊舱数据精度如表1所示。我们建立10000个随机变量数组的样本模型,通过蒙特卡罗法仿真得出双载荷吊舱目标定位精度如图6。

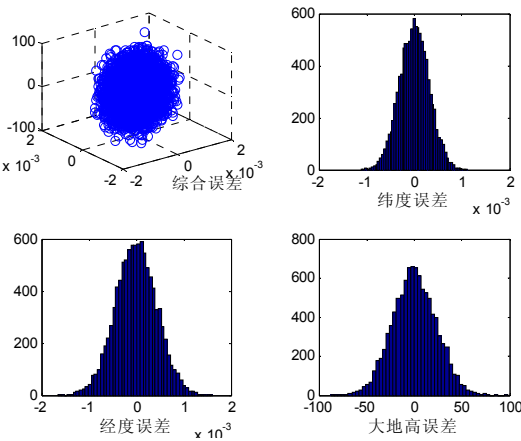


图6 双载荷吊舱定位误差分布图

Fig.6 Double Payloading Location errors distribution

通过上面的仿真实验得出单载荷吊舱和双载荷

吊舱的目标定位精度对比如表2所示。从表2看出,两种航空吊舱的目标定位精度非常接近。而单载荷吊舱的体积要远远小于双载荷吊舱。因此,安装单载荷航空吊舱对提高小型无人机的续航时间、升限和时速更加有利。

表4 两种吊舱定位精度对比

Table 4 Location precision contrast			
	纬度精度	经度精度	高度精度
单载荷吊舱	0.00036°	0.00057°	22.3 m
双载荷吊舱	0.00031°	0.00043°	22.8 m

4 结论

通过理论推导和仿真实验可以得出单载荷航空吊舱目标定位算法精度满足小型无人机战技使用要求。AHRS惯导,双天线GPS罗盘仪和可见光摄像机等主要机载设备的性能指标满足系统要求,供货渠道通畅。整个航空吊舱系统设计方案可以实现。

由于本系统估算斜距时,认为地面始终是平坦的,因此该单载荷航空吊舱目标定位方法只适用于平原,不适合在山区使用。

参考文献:

[1] 孙辉,张葆,刘晶红,等.航空光电成像电子稳像技术[J].光学精密工程,2007,15(8):1280-1286.

[2] 贾平,张葆.航空光电侦察平台关键技术及其发展[J].光学精密工程,2003,11(1):82-88.

[3] 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.

[4] 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.

[5] 巩晓东,李秀望.利用航空遥感影像量算面积的精度分析[J].测绘工程,2000,9(1):42-46.

[6] 李延兴,张静华,张俊青.一种由地心直角坐标到大地坐标的直接转换[J].大地测量与地球动力学,2007,27(2):37-46.

[7] 王新龙,马闪.高空长航时无人机高精度自主定位方法[J].航空学报,2008,29(z):39-44.

[8] 陈文建,纪明,张建峰.地理跟踪过程中光电吊舱惯性定位技术研究[J].应用光学,2007,28(6):675-679.

[9] 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.

[10] 王学伟,张春华,赵钊,等.低信噪比星象质心定位算法分析[J].红外技术,2009,31(6):342-347.

[11] Vermeille H. Direct transformation from geocentric coordinates to geodetic coordinates[J]. J. Geodesy, 2002, 76(8): 451-454.

[12] John B. Lundberg. Alternative Algorithms for the GPS Static positioning Solution[J]. Applied Mathematics and Computation, 2001, 119: 21-34.

[13] Euler H, Goad CC. On Optional Filtering of GPS Dual-Frequency Observations without Using Orbit Information Bulletin in Geodesy 1991, 65(2): 130-143.