

文章编号 1004-924X(2011)08-1779-08

用单站光电雷达一体化系统测量目标三维姿态

王晓明^{1,2*}, 乔彦峰¹, 宋立维¹, 王守印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 研究生院, 北京 100039)

摘要: 设计了单站光电雷达三维姿态测量系统, 讨论了将该测量系统用于飞行目标三维姿态测量的可行性, 研究了用该系统测量飞行姿态的原理、算法和误差项。依据选取的三维姿态解算算法确定了系统的关键技术指标, 计算了系统对模拟目标的作用距离, 并分析其三维姿态测量精度。分析结果表明, 系统对模拟目标的作用距离不小于 60 km, 实时三维姿态测量总误差不大于 $120'$ 。利用外场现有仪器的校飞试验进行了单站三维姿态解算实验, 结果表明, 利用单站光电雷达一体化测量系统来测量飞行目标的三维姿态信息方法切实可行, 不但可提高仪器测晨的实时精度, 而且可消除传统交汇测量法对布站的限制, 提高了仪器使用效率。

关键词: 三维姿态测量; 光电雷达一体化; 单站测量; 测量精度

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20111908.1779

Measurement of three-dimensional attitude by single opto-electrical and radar integration instrument

WANG Xiao-ming^{1,2*}, QIAO Yan-feng¹, SONG Li-wei¹, WANG Shou-yin¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

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

* *Corresponding author, E-mail: wangxiaoming316@yahoo.cn*

Abstract: A single opto-electrical and radar integration system was designed and the feasibility to apply the system to measurement of three dimensional attitudes of flying targets was discussed. Then, the principles, algorithms and measuring errors of the system were researched. According to three-dimensional attitude computer methods, the system's key technical indicators were determined, and the effective distance and the attitude measurement accuracy of the system for a simulated target was analyzed. The results show that the effective distance to the simulated target distance is more than 60 km, and the real-time three-dimensional attitude measurement accuracy is less than $120'$. By use of the exiting device, a single-station measurement experiment to the real-time three-dimensional attitude of the target was performed and the results show it is feasible to measure the three-dimensional attitudes of targets by single opto-electrical and radar integration instruments, which not only can improve

收稿日期: 2010-11-03; 修订日期: 2011-01-11.

基金项目: 国防科技预研基金资助项目 (No. 1040603)

measuring accuracy and working efficiency and also can eliminate the restriction for measuring instrument distribution.

Key words: three-dimensional attitude measurement; opto-electrical and radar integration; single station measurement; measurement accuracy

1 引言

在三维空间中识别飞行目标时,由于目标在空间的姿态具有随机性,因此姿态参数成为反映飞行器飞行状态和飞行性能的重要技术指标,获得这些指标对于分析和评价空间目标运动特性以及进一步优化系统设计具有十分重要的意义^[1-3]。光学跟踪测量是靶场试验中的主要测量手段之一,特别对战术导弹遭遇参数和姿态量测量意义重大。利用光学跟踪测量技术在三维空间对飞行目标进行姿态测量是现代武器系统对测量领域提出的新要求,这项测量不仅要完成传统的外弹道测量,还要对目标姿态参数进行测量。光电雷达一体化跟踪测量技术,借鉴了国外在光电经纬仪上加装测距雷达从而实现光电经纬仪单站定位目标的成功经验^[4-6],利用高精度光学测角性能和高精度雷达测距性能,达到降低数据处理难度和消除测量设备布站限制的目的,实现了对飞行目标的高精度测量。

本文设计了光电雷达姿态测量系统,该系统是以完成光学跟踪测量为目的而构建的光、机、电控和计算机有机结合的高精度测量仪器。它利用目标和背景之间反射或辐射的光信号差异,对目标进行探测、识别、跟踪和瞄准,依靠光学成像系统的测角信息与雷达系统的测距信息跟踪、测量飞行目标的外弹道和姿态参数,并记录目标的图像信息。通过测量系统获取的目标图像信息、角度信息和距离信息解算其三维姿态参数,并依据误差传递原理分析解算中存在的误差项以及各误差项对解算结果的影响,进而确定系统总体设计指标。最后,依据现有设备及外场试验条件,实时解算校正目标的三维姿态信息,验证此方法的有效性。设计中选用中轴线投影法测量目标俯仰角和偏航角,利用螺旋线法测量目标翻滚角,并结合目标参数、测量系统的系统误差以及算法误差对一飞行目标进行姿态解算分析。分析结果显示测量系统在该测量方案下俯仰角、偏航角的实时测

量误差 σ_ψ, σ_ϕ 均不大于 $50'$, 翻滚角的实时测量误差不大于 $80'$, 三维姿态综合测量精度不大于 $120'$ 。

2 单站三维姿态测量原理

2.1 测量系统关键技术指标的确定

2.1.1 系统组成

单站光电雷达三维姿态测量系统选取精密双轴 U 型地平式跟踪架,方位、俯仰的转轴上分别安装有精密的 24 位绝对式轴角编码器和力矩电机,在水平轴上安装有可见光电视成像系统,左右轴头分别安装雷达的发射机和接收机。



图 1 系统组成结构图

Fig. 1 System composition

2.1.2 系统工作原理

系统工作时,雷达完成对目标的捕获并输出目标的角度、距离、速度等信息,数字视频处理器处理可见光电视图像并输出目标脱靶量,伺服控制系统根据雷达信息、脱靶量信息、编码器角度等信息控制力矩电机,驱动跟踪架双轴实现对目标的跟踪,图像记录系统实时记录图像和数据,姿态解算系统实时解算目标的三维姿态信息,实时记录的图像和测量数据供事后处理。

2.1.3 系统总体设计指标确定

可见光电视系统通光口径 $D_c = 450 \text{ mm}$, 光

学系统焦距 $f_c = 3\ 600\ \text{mm}$, 可见光电视相机靶面像元尺寸 $S_p = 12\ \mu\text{m} \times 12\ \mu\text{m}$, 采用像元数不小于 $2\ \text{Kpixel} \times 1\ \text{Kpixel}$ 的 CMOS 探测器, 实时测角精度不小于 $12''$ 。雷达系统测距误差不大于 $1\ \text{m}$, 保精度作用距离不小于 $60\ \text{km}$ 。

2.2 单站三维姿态测量算法

2.2.1 单站测量偏航角与俯仰角算法

光电雷达三维姿态测量系统进行单站测量时, 利用可见光电视系统获得二维图像判读获得的脱靶量信息和编码器信息, 得到目标特征点 M_1 的方位角度值 A 和高低角度值 E , 应用公式(1) 获得目标特征点在发射坐标系中的位置坐标 (X, Y, Z) 。

$$\begin{cases} X = X_0 + D \cos A \cos E \\ Y = Y_0 + D \sin E \\ Z = Z_0 + D \sin A \cos E \end{cases}, \quad (1)$$

式中: (X_0, Y_0, Z_0) 为该测量系统在发射坐标系中的位置坐标; D 为由雷达测距信息得到的可见光电视靶面位置与目标特征点之间的距离。

利用穷举法搜索目标图像边缘点, 过图像形心做直线, 在该直线上寻找目标图像两侧灰度突变点, 过形心以及两侧突变点的线段中最长的即为目标图像轴线方向, 两侧边缘点位置分别为目标头部位置 M_1 与尾部位置 M_2 [7-10]。利用编码器信息和目标脱靶量信息可以获得 M_1 和 M_2 的方位角度值, 高低角度值 $(A_1, E_1), (A_2, E_2)$, 已知目标的头尾轴线长度为 $M_1 M_2 = L$ 。目标特征点空间位置投影如图 2 所示, 设 $\alpha = \angle B M_1 M_2$ 。

在三角形 $\triangle O P_1 P_2$ 中应用余弦定理得:

$$(L \cos \alpha)^2 = (D_1 \cos E_1)^2 + (D_2 \cos E_2)^2 - 2(D_1 \cos E_1)(D_2 \cos E_2) \cos(A_1 - A_2), \quad (2)$$

式中 $D_1 = O M_1, D_2 = O M_2$, 同时可知:

$$D_1 \sin E_1 + L \sin \alpha = D_2 \sin E_2. \quad (3)$$

联立式(2)与式(3), 得到关于 D_2 的一元二次方程为:

$$D_2^2 - 2D_1 \cos E_1 \cos E_2 \cos(A_1 - A_2) + \sin E_1 \sin E_2 D_2 + D_1^2 - L^2 = 0, \quad (4)$$

由式(4)解得:

$$D_2 = \frac{-b + \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}, \quad (5)$$

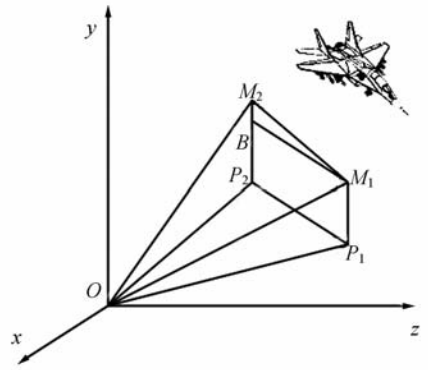


图 2 测站坐标系目标特征点的位置关系

Fig. 2 Spatial relationship of feature points for target in station's frame of axes

式中:

$$a = 1, b = -2D_1(\cos E_1 \cos E_2 \cos(A_1 - A_2) + \sin E_1 \sin E_2), c = D_1^2 - L^2.$$

由公式(5)可获得 D_2 , 进而利用公式(1)可得到特征点 M_2 的坐标值。

目标轴线上的两个特征点坐标分别为 $M_1(x_1, y_1, z_1), M_2(x_2, y_2, z_2)$, 其空间中轴线的姿态角为:

偏航角

$$\phi = \arctan((z_2 - z_1) / (x_2 - x_1)), \quad (6)$$

俯仰角

$$\phi = \arctan((y_2 - y_1) / \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}). \quad (7)$$

2.2.2 单站测量滚动角算法

传统的螺旋线法采用在圆柱形弹体表面标记特征点, 由于圆柱形的表面展开为矩形, 因此其对角线对应目标上的空间螺旋线, 该螺旋线上 Q_j 为 N 个等间距的特征点, 它们在一个圆周内分别相差 $2\pi/N$ [11]。为使研究更具一般性, 这里将传统的螺旋线法进行扩展, 将飞机尾翼上的边缘特征

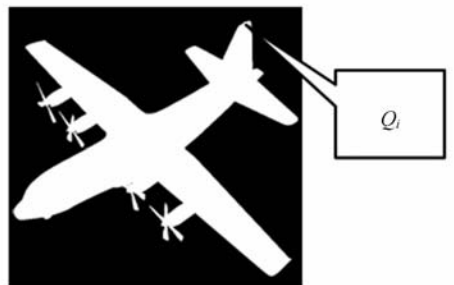


图 3 翻滚角测量标记点示意图

Fig. 3 Markers of roll angle measurement

点 Q_i 作为滚动角测量的标记点,如图 3 所示:

测量系统的图像采集频率为 200 Hz,由于导弹和火箭这类目标的轴线在 $\Delta t < 0.01$ s 时可认为在同一平面内运动,故可将 Δt 时间间隔内的目标运动进行分解,如图 4 所示。

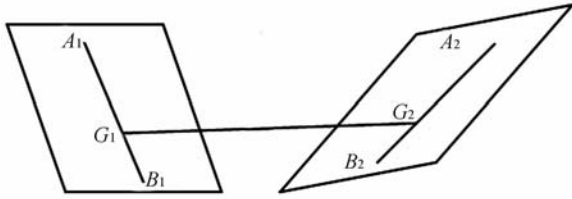


图 4 目标中轴线的运动分解

Fig. 4 Decomposition of target movement axis

图中可见,(1)目标质心 G 的平动(目标质心 G 由 G_1 平动到 G_2),(2)目标轴线绕质心 G 在平面内转动(目标轴线 AB 由 A_1B_1 转动到 A_2B_2),(3)目标绕轴线的转动(决定目标滚动角)。

由上面的假设可知,目标轴线的运动是在同一平面内的,在 t 时刻目标中轴线的方程为:

$$\sigma_\psi = \left[\left(\frac{\partial \psi}{\partial A} \right)^2 \sigma_A^2 + \left(\frac{\partial \psi}{\partial E} \right)^2 \sigma_E^2 + \left(\frac{\partial \psi}{\partial \alpha} \right)^2 \sigma_\alpha^2 + \left(\frac{\partial \psi}{\partial f} \right)^2 \sigma_f^2 + \left(\frac{\partial \psi}{\partial D} \right)^2 \sigma_D^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (12)$$

$$\sigma_\phi = \left[\left(\frac{\partial \phi}{\partial A} \right)^2 \sigma_A^2 + \left(\frac{\partial \phi}{\partial E} \right)^2 \sigma_E^2 + \left(\frac{\partial \phi}{\partial \alpha} \right)^2 \sigma_\alpha^2 + \left(\frac{\partial \phi}{\partial f} \right)^2 \sigma_f^2 + \left(\frac{\partial \phi}{\partial D} \right)^2 \sigma_D^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (13)$$

式中: σ_ψ 为目标偏航角误差, σ_ϕ 为目标俯仰角误差, α 为靶面提取的目标的中轴线的斜率, σ_α 为中轴线斜率提取误差, σ_A 为光电雷达一体化测量系统的方位角误差, σ_E 为光电雷达一体化测量系统的俯仰角误差, σ_f 为焦距误差, σ_D 为光电雷达一体化测量系统的测距误差。

偏航角、俯仰角的合成误差 $\sigma_{\text{syn}} = (\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2)^{\frac{1}{2}}$ 随光电雷达一体化测量系统的测角误差增大而增大。

单站中轴线提取极大值误差为:

$$\delta_{\text{max}} = \arctan(\delta_w/m). \quad (14)$$

式中: δ_w 为中轴线提取误差像元个数; m 为中轴线上有效像元个数。

目标在像面的投影长度越长,即在 CCD 像面

$$\begin{cases} x_t = x_{o_1} + A_1 t \\ y_t = y_{o_1} + B_1 t \\ z_t = z_{o_1} + C_1 t \end{cases}, \quad (8)$$

过直线 A_1B_1 与 A_2B_2 作平面 π_0 ,则平面 π_0 的法向量可表示为:

$$\mathbf{n}_0 = \{A_1, B_1, C_1\} \times \{A_2, B_2, C_2\}, \quad (9)$$

T 时刻,目标表面点 Q_t 与轴线 A_tB_t 确定的平面为 π_t ,则平面 π_0 与平面 π_t 的夹角 θ_t 为:

$$\theta_t = \arccos \left(\frac{\mathbf{n}_0 \cdot \mathbf{n}_t}{|\mathbf{n}_0| |\mathbf{n}_t|} \right), \quad (10)$$

$\mathbf{n}_t = \{A_t, B_t, C_t\} \times \{x_{Q_t} - x_{o_1}, y_{Q_t} - y_{o_1}, z_{Q_t} - z_{o_1}\}$ 为平面的法向矢量。

$$\text{滚动角 } \Delta\theta = \theta_2 - \theta_1. \quad (11)$$

3 三维姿态测量精度分析

3.1 三维姿态测量值误差分析

3.1.1 偏航角与俯仰角误差分析

由误差传递公式可得偏航角和俯仰角的标准偏差 σ_ψ, σ_ϕ :

上所占像元数量越多,则在像面上目标的中轴线提取精度越高,偏航角和俯仰角的测量精度也随之越高。

此外,光学系统畸变对目标中轴线的提取精度亦有影响,尤其对像元细分较多的情况下影响更大。

焦距误差对偏航角和俯仰角精度的影响可以通过设备研制时的精确测量来消除。

3.1.2 翻滚角误差分析

由误差传递公式(15)可知,翻滚角的测量精度不仅受轴线斜率提取精度影响,还受空间点的坐标提取精度影响。因为图像处理对于点的提取精度远远低于直线的提取精度,所以翻滚角的测量精度低于偏航角和俯仰角的测量精度。

$$\sigma_{\Delta\theta} = \left[\sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{x_{0i}} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial x_{0i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{y_{0i}} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial y_{0i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{z_{0i}} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial z_{0i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{A_i} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial A_i} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{B_i} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial B_i} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{B_i} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial B_i} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{x_{Q_i}} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial x_{Q_i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{y_{Q_i}} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial y_{Q_i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{z_{Q_i}} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial z_{Q_i}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (15)$$

3.2 系统作用距离分析

设定成像条件如下:白天观测,仪器观测方向与太阳夹角 $>45^\circ$,大气水平能见度 >20 km,背景为天空,被测目标假定为波音 737-400 飞机(外型尺寸为 $33.4 \text{ m} \times 11.13 \text{ m} \times 28.88 \text{ m}$)。在不考虑雷达系统作用距离的前提下分析可见光电视系统作用距离,应满足如下判定条件:

- (1)目标在相机靶面上成像尺寸应满足最小成像条件的要求;
- (2)目标照度不小于相机最小许用照度;
- (3)目标和背景之间对比度应满足最小成像的要求。

3.2.1 目标成像尺寸分析

为了保证系统对目标成像,目标在相机靶面上成像尺寸应满足:

$$N_{\min} = \frac{\pi D_{\min}^2 f_c^2}{4R_c^2 S_p} \geq [N_{\min}], \quad (16)$$

式中: N_{\min} 为目标在可见光电视靶面上成像时最小几何尺寸所占的像元数;目标外形轮廓的最小几何尺寸 $D_{\min} = 11.13 \text{ m}$;光学系统焦距 $f_c = 3\ 600 \text{ mm}$;取光学系统作用距离 $R_c = 60 \text{ km}$;可见光电视相机靶面像元尺寸 $S_p = 12 \mu\text{m} \times 12 \mu\text{m}$;取视频判读要求识别目标的最小像元数 $N_{\min} = 8 \times 8$ 。经计算 $N_{\min} = 2\ 432$ 。因为 $N_{\min} \geq [N_{\min}]$,所以在 60 km 处目标在相机靶面上成像尺寸可满足最小成像的要求。

3.2.2 目标像面照度分析

经大气传输到光学系统像面需要照度满足如下要求:

$$E_{\min} = \frac{E_0 k}{4} \left(\frac{D_c}{f_c} \right)^2 \tau_0 \tau \geq [E_{\min}], \quad (17)$$

式中: E_{\min} 为目标在可见光电视靶面上的照度; E_0 为太阳高角为 15° 时至地面的照度,查表: $E_0 = 18\ 600 \text{ lx}$;取飞机表面漫反射率 $k = 1.2$;光学系统通光口径 $D_c = 450 \text{ mm}$;光学系统焦距 $f_c = 3\ 600 \text{ mm}$; Γ_0, Γ 分别为大气透过率和光学系统透过率,

取 $\Gamma_0 = 0.2, \Gamma = 0.4$; $[E_{\min}]$ 为相机像面处的最小许用照度,取 $[E_{\min}] = 2.2 \text{ lx}$ 。经计算 $E_{\min} = 7.0 \text{ lx}$ 。 $E_{\min} \geq [E_{\min}]$,即在太阳高角 $>15^\circ$ 条件下,目标在相机靶面处的照度大于最小许用照度。

3.2.3 目标与背景对比度分析

考察系统在稳定跟踪过程中,在复杂背景下目标与背景对比度是否满足可靠提取目标信号的要求。即是否满足:

$$C_{\min} = \left| \frac{E_{\min} - E_b}{E_b} \right| \geq [C_{\min}], \quad (18)$$

式中: C_{\min} 为目标与背景之间的对比度; E_{\min} 为目标在相机靶面上的照度,由上述计算知: $E_{\min} = 7.0 \text{ lx}$; E_b 为背景在相机靶面上的照度,取 $E_b = 3.7 \text{ lx}$; $[C_{\min}]$ 为视频处理器要求目标与背景之间的对比度,取 $[C_{\min}] = 0.3$ 。经计算得: $C_{\min} = 0.89$ 。因为 $C_{\min} \geq [C_{\min}]$,所以目标和背景之间的对比度满足视频处理器提取目标的要求。

通过上述分析可知:白天观测,仪器观测方向与太阳夹角 $>45^\circ$,大气水平能见度 $>20 \text{ km}$,背景为天空,被测目标假定为波音 737-400 飞机(外型尺寸为 $33.4 \text{ m} \times 11.13 \text{ m} \times 28.88 \text{ m}$),测量系统对假定目标的作用距离 $R_c = 60 \text{ km}$ 。

3.3 三维姿态测量精度计算

假定测量目标为波音 737-400 飞机(外型尺寸为 $33.4 \text{ m} \times 11.13 \text{ m} \times 28.88 \text{ m}$),目标飞行方向与光电雷达姿态测量系统观测角度为 $\theta = 45^\circ$,三维姿态测量距离 $D = 40 \text{ km}$,光学系统焦距 $f_c = 3\ 600 \text{ mm}$,CCD 像元尺寸 $S_p = 12 \mu\text{m} \times 12 \mu\text{m}$,则目标长度方向在靶面上所成像占像元个数为:

$$m = \cos 45^\circ \times \frac{33.4 \times 1\ 000 \times f_c}{D \times S_p} = 0.70 \times \frac{33.4 \times 1\ 000 \times 3\ 600}{40 \times 1\ 000 \times 12} = 177, \quad (19)$$

由(14):单站中轴线提取极大值误差 $\delta_{\max} = \arctan(\delta_w/m) = \arctan(1/177) = 20.15'$ 。

同理可得该系统对同一假想目标波音 737-400 飞机在不同观测角度 $\theta(^{\circ})$ 与测量距离 $D(\text{km})$ 条件下的单站中轴线提取极大值误差,见表 1:

表 1 中轴线提取极大值误差表

Tab. 1 Maximum errors of axis extraction

$\theta/(^\circ)$	D/km						
	10	20	30	40	50	60	65
20	6.967 614	7.302 132	7.923 275	8.957 384	10.674 98	13.723 47	16.236 21
25	8.709 511	9.127 657	9.904 084	11.196 72	13.343 71	17.154 28	20.295 18
30	10.451 4	10.953 18	11.884 89	13.436 04	16.012 41	20.585 06	24.354 09
35	12.193 29	12.778 69	13.865 68	15.67 535	18.681 1	24.015 8	28.412 93
40	13.935 17	14.604 2	15.846 47	17.914 65	21.349 76	27.446 5	32.471 7
45	15.677 05	16.429 7	17.827 24	20.153 93	24.018 4	30.877 13	36.530 37
50	17.418 91	18.255 19	19.808	22.393 19	26.687 01	34.307 71	40.588 94
55	19.160 77	20.080 67	21.788 75	24.632 44	29.355 59	37.738 22	44.647 4
60	20.902 61	21.906 13	23.769 49	26.871 67	32.024 13	41.168 65	48.705 73

影响飞行目标的偏航角和俯仰角测量精度的主要因素是目标图像上中轴线提取的角度误差,而中轴线提取的位置误差,即中轴线的平移对偏航角和俯仰角测量精度影响很小;影响飞行目标的翻滚角测量精度的主要因素除了包括目标图像上中轴线提取的角度误差与位置误差之外还有目标图像上标记特征点提取的位置误差。取 $\sigma_\psi = \sigma_\varphi = 50''$, $\sigma_{\Delta\theta} = 80'$, 则三维姿态测量合成误差:

$$\sigma_{\text{syn}} = (\sigma_\psi^2 + \sigma_\varphi^2 + \sigma_{\Delta\theta}^2)^{\frac{1}{2}} \leq \sqrt{(50^2 + 50^2 + 80^2)} = 107'' \quad (20)$$

4 姿态解算试验

为了验证本文选用算法的有效性及其测量方法的可行性,利用外场现有类似设备进行单站三维姿态测量模拟试验,并对试验中可见光电视拍摄的校飞飞机图像进行处理和解算。已知飞机中轴线长 31.8 m,尾翼高 2.9 m,可见光电视相机靶面像元尺寸 $S_p = 12 \mu\text{m} \times 12 \mu\text{m}$,像元数为 $1 \text{ Kpixel} \times 1 \text{ Kpixel}$,焦距为 600 mm,系统通光口径为 300 mm。

图 5 为测量系统拍摄的飞机图像,图 6 为 Hough 变换提取得到的飞机边界。

雷达测量得到可见光电视 CCD 靶面距离飞机机头特征点 M_1 的距离为 27.935 km,机头特征点角度信息 $M_1(A_1, E_1) = (12.234^\circ, 12.589^\circ)$,机尾特征点 M_2 角度信息 $(A_2, E_2) = (12.302^\circ, 12.561^\circ)$,飞机尾翼上的边缘特征点 Q 角度信息 $(A_3, E_3) =$



图 5 飞机图像

Fig. 5 Image of airplane



图 6 飞机边缘

Fig. 6 Edge of airplane

$(12.281^\circ, 12.586^\circ)$,进而得到特征点 M_1 、 M_2 和 Q 在测站坐标系中的空间坐标值 $M_1(x_1, y_1, z_1) = (27\ 300.605, 6\ 088.597, 5\ 919.560)$, $M_2(x_2, y_2, z_2) = (27\ 285.768, 6\ 065.145, 5\ 941.854)$ 和 $Q(x_3, y_3,$

$z_3)=(27\ 288.023,6\ 082.434,5\ 935.415)$ 。

依据公式(6)、(7)和(11)计算得飞机在测站坐标系中的三维姿态角度为:

偏航角

$$\psi = \arctan((z_2 - z_1)/(x_2 - x_1)) = -56.356^\circ$$

俯仰角

$$\phi = \arctan((y_2 - y_1)/\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}) = -47.212^\circ$$

$$\Delta\theta = \theta_2 - \theta_1 = 4.281^\circ$$

依据测站坐标系与发射坐标系之间存在的变换关系,求得飞机在发射坐标系中的三维姿态角 $\Psi = -48.962^\circ$, $\Phi = -25.684^\circ$, $\Delta\theta = 4.281^\circ$ 。

5 结 论

本文对单站光电雷达三维姿态测量系统进行设计并探讨了将该测量系统应用于测量飞行目标

三维姿态的可能性。在分别对姿态测量原理、算法和误差项进行研究后,确定了光电雷达姿态测量系统的设计方案,并对系统的作用距离与三维姿态测量精度两项关键设计技术指标进行分析。分析结果显示,测量系统在该测量方案下俯仰角、偏航角的实时测量误差 σ_ψ, σ_ϕ 均不大于 $50'$, 翻滚角的实时测量误差 $\sigma_{\Delta\theta}$ 不大于 $80''$, 三维姿态综合测量精度不大于 $120'$, 满足设计指标要求。最后,依据现有相似仪器进行三维姿态测量试验,验证了测量方案的可行性。在靶场光学测量仪器现有设计精度条件下,应用单站光电雷达姿态测量系统的设计方法对飞行目标进行三维姿态测量,不但可以提高仪器测量的实时精度,还可以消除传统交汇测量方法带来的布站限制,提高仪器的使用效率。

参考文献:

[1] 赵学颜,李迎春. 靶场光学测量[M]. 北京:国防工业出版社,2001.

ZHAO X Y, LI Y C. *Optical Measure at Shooting Range* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)

[2] 赵立荣,柳玉晗,朱玮,等. 光电经纬仪单站空间余弦及多站面面交汇的飞机姿态测量[J]. 光学精密工程,2009,11(17):2786-2792.

ZHAO L R, LIU Y H, ZHU W. Measurement of aircraft attitude by spatial cosine relationship in single-station and planes to intersection in multi-station of electro-optical theodolite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,11(17):2786-2792. (in Chinese)

[3] 季家谔. 高等光学教程[M]. 北京:科学出版社,2007.

JI J Y. *Advanced Optics Tutorial* [M]. Beijing: Science Press, 2007. (in Chinese)

[4] PEPIN M, HAYAT M M. Estimation of vibration spectra including vibrating direction with synthetic aperture radar[J]. *SPIE*, 2010,7699:237-246.

[5] MEL S. NI, J. Wes Irwin Optical synthetic aperture imaging with spatial heterodyne interferometry [J]. *SPIE*, 2009,7468:458-463.

[6] DUARTE R O, MARTINS-FIHO L S, KNOP G FT. A fault-tolerant attitude determination system based on COS devices[J]. *IEEE computer society*, 2008,8(14):85-90.

[7] 赵立荣,柳玉晗,朱玮. 光电经纬仪单站空间余弦及多站面面交汇的飞机姿态测量[J]. 光学精密工程,2009,11(17):2786-2792.

ZHAO L R, LIU Y H, ZHU W. Measurement of aircraft attitude by spatial cosine relationship in single-station and planes to intersection in multi-station of electro-optical theodolite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,11(17):2786-2792. (in Chinese)

[8] 刘岩俊,王永新,何昕,等. 多目标轨迹分离方法研究[J]. 光学精密工程,2008,16(8):1478-1482.

LIU Y J, WANG Y X, HE X. Research of track recognition method for multiple targets[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008,16(8):1478-1482. (in Chinese)

[9] 李文军,陈涛. 光电跟踪系统噪声分析及其抑制[J].

光学精密工程, 2007, 15(2): 254-260.

LI W J, CHEN T. Analysis and restraining of random noise of optoelectronic tracking system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15 (2): 254-260. (in Chinese)

- [10] 张宇, 张显国. 光电经纬仪利用雷达距离数据实现单站定位方法研究[J]. 长春理工大学学报, 2008, 31(4): 58-60.

CHEN X L. Overview of the development of sparse aperture imaging system [J]. *Spacecraft and Remote Sensing*, 2006, 27(1): 23-27. (in Chinese)

- [11] 李清安, 孙小伟, 高岩, 等. 基于光电经纬仪的空间目标滚动角测量研究[J]. 中国科学院研究生学报, 2006, 23(6): 765-769.

LI Q A, SUN X W, GAO Y. Research on measuring rolling angle space target based on photoelectric theodolites [J]. *Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Sciences*, 2006, 23 (6): 765-769. (in Chinese)

LIU J F, YANG ZH G, FANZ Q. Piezoelectric Linear precision actuator [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(1): 65-72. (in Chinese)

作者简介:



王晓明(1984—), 男, 吉林长春人, 研究实习员, 博士研究生, 2008年于吉林大学获得工学硕士学位, 主要从事光电经纬仪光机结构设计以及光电测量技术方面的研究。E-mail: wangxiaoming316@yahoo.cn



宋立维(1962—), 男, 吉林长春人, 研究员, 主要从事光电测量与控制技术方面的研究。E-mail: ciomp_slw@163.com



王守印(1955—), 男, 吉林长春人, 研究员, 主要从事光电经纬仪光机结构总体设计方面的研究。E-mail: ciomp_wsy@yahoo.cn

导师简介:



乔彦峰(1962—), 男, 吉林长春人, 研究员, 博士生导师, 1985年于南京工学院(现东南大学)获学士学位, 主要从事光电测量与控制方面的研究。E-mail: YanfengQiao@ciomp.ac.cn