

文章编号 2095-1531(2015)06-0997-07

导弹发射姿态测量方法研究

张原^{1,2}, 王志乾¹, 乔彦峰^{1*}, 罗君^{1,2}, 殷延鹤^{1,2}

(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. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要:针对导弹发射姿态测量问题,提出采用高速摄像机通过斜瞄和平瞄姿态测量方法求解导弹中轴线俯仰角和方位角,仿真典型导弹起飞段近距离姿态测量,分析两种测量方法对导弹飞行姿态测量精度和适用性。仿真结果表明:平瞄和斜瞄姿态测量方法,测量误差在 0.2° 以内。斜瞄方式使用更便捷,通用性好。平瞄方式测量精度高,数据处理方法、机械结构相对简单,在适合的应用场合优势明显。此分析方法、分析结果为姿态测量方法选取和研究等提供一种可行的途径,也可为其它运动目标的姿态测量提供借鉴。

关键词:导弹姿态测量;交会测量;斜瞄姿态测量;平瞄姿态测量

中图分类号:V448.22; TP391.4 文献标识码:A doi:10.3788/CO.20150806.0997

Attitude measurement method research for missile launch

ZHANG Yuan^{1,2}, WANG Zhi-qian¹, QIAO Yan-feng^{1*}, LUO Jun^{1,2}, YIN Yan-he^{1,2}

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

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)*

** Corresponding author, E-mail: qiaoyf@ciomp.ac.cn*

Abstract: In order to solve the problem of attitude measurement in missile launch, tilted and plane collimation attitude measurement methods were presented by using high speed videos to calculate pitch and yaw angle for missile middle axes. The missile flight attitude measurement accuracy and applicability of these methods were analyzed by simulating representative near distance missile attitude measurement in flying-off process. The simulating result proves that it may acquire the measuring accuracy of less than 0.2° by these methods. Plane collimation method is more accuracy. Data processing method and mechanism configuration are relatively simple, and it is more advantage in proper application environment. Tilted collimation method is more universality and suitable for application. Analyzing result and method not only provide a new way to choose attitude measurement method, but also give a reference for measuring poses of other moving objects.

Key words: missile attitude measurement; intersection measurement; tilted collimation attitude measurement; plane collimation attitude measurement

收稿日期:2015-06-11;修订日期:2015-07-16

基金项目:吉林省重点科技攻关资助项目(No. 20150204013GX)

Supported by Jilin Provincial Major Scientific Research Project of China(No. 20150204013GX)

1 引言

高速摄像能够提供高动态目标运动与姿态变化的大量细节信息,分析其所记录的图像可以得到目标的动态运动参数,广泛地应用于高精度运动目标测量领域。在导弹试验中,采用多站交会测量方式,利用高速摄像机近距离高速拍摄导弹发射的序列图像,通过分析这些图像,获得导弹发射轨迹的重要参数,是分析导弹飞行状态的重要手段^[1-4]。近距离凝视光学姿态测量主要有2种测量方法,斜瞄和平瞄测量。斜瞄测量时,高速摄像机以倾斜一定角度方式进行方位、俯仰和图像测量;平瞄测量时,高速摄像机的俯仰方向始终为 0° ,对导弹进行方位、俯仰和图像测量。为更好地发挥不同高速摄像机在导弹发射测量中的作用,必须对这两种方法进行仔细研究。

两种姿态测量方法,均采用近距离双站交会方法测量导弹的飞行姿态,其处理过程,可分为摄像机标定、目标指向拍摄、图像摄录、目标匹配、姿态处理等环节^[5-6],两种姿态测量方法在测量环节上有所不同,各个环节的测量结果都将直接影响最终测量精度。本文对高速摄像姿态测量系统的关键技术进行分析,论述斜瞄和平瞄测量方法的测量过程,仿真分析两种测量方法在相同环境下的测量精度,给出其适用的姿态测量状态,同时,采用先进行误差综合再计算姿态测量精度的方法对上述精度分析结果进行验证。

2 测量原理与数学模型

2.1 测量原理

斜瞄和平瞄姿态测量方法原理相同,对于导弹的姿态测量都可以通过求解它中轴线的的方法获得^[6-9],如图1所示。

导弹可以看成是相对其中轴线几何对称的刚体,导弹飞行过程中的俯仰角和方位角也是相对于导弹中轴线定义的。在对导弹进行姿态测量时,至少采用2台高速摄像机布设在导弹可能的飞行航路两侧,导弹飞过高速摄像机视场时,高速

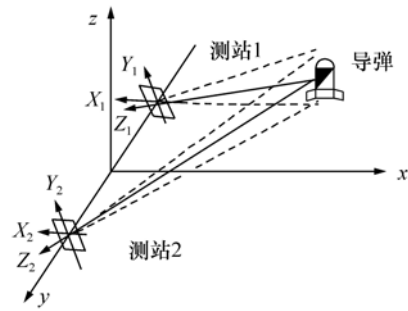


图1 导弹姿态测量原理

Fig. 1 Principle of missile attitude measurement

摄像机捕获拍摄导弹,将获得的导弹视频信号转换为全数字信号进行图像处理,提取出目标像中轴线上的特征点在高速摄像机像面坐标系的坐标,应用这些坐标,结合焦距、高速摄像机的坐标原点分别求出对应的平面方程,进而得到导弹轴线在空间的姿态。

2.2 数学模型

如图2所示,两台高速摄像机分别布置在导弹飞行航路两侧的测站1、测站2,其位置坐标由大地测量标定,调节高速摄像机俯仰及方位角度使得测量系统瞄准目标飞行航路的指定点上,记录角度数据,同时对目标影像数据进行采集。最后,结合目标点及影像数据进行处理,最终得到测量参数数据。设 $0_c - x_c y_c z_c$ 为测量系统地理地平

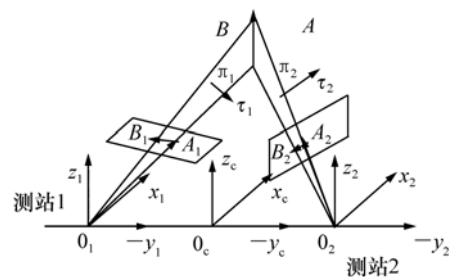


图2 交会测量系统数学模型

Fig. 2 Mathematical model of interaction measurement system

坐标系, $(0_1, x_1, y_1, z_1)$ 、 $(0_2, x_2, y_2, z_2)$ 分别以高速摄像机1、2的光心 0_1 、 0_2 为原点建立的测量坐标系。地理地平坐标系的 x_c 轴指向真北, z_c 轴垂直向上, y_c 轴与 x_c 、 z_c 轴构成右手坐标系。测量坐标系1、2的坐标轴取向与地理地平坐标系一致,原

点分别位于 y_c 轴上,相对于地理地平坐标原点对称,且测量坐标系 1、2 原点相距 $2L$ 。 AB 为导弹的中轴线, A_1B_1 、 A_2B_2 分别为其在两台高速摄像机成像平面所成的像。光心 O_1 与 A_1B_1 构成的平面 π_1 ,光心 O_2 与 A_2B_2 构成的平面 π_2 。

第 i 台高速摄像机的像面坐标系下:

$$\overrightarrow{A_iB_i} = \{x_{B_i} - x_{A_i}, y_{B_i} - y_{A_i}, 0\}, \quad (1)$$

$$\overrightarrow{O_iA_i} = \{x_{A_i} - x_{i0}, y_{A_i} - y_{i0}, f_i\}, \quad (2)$$

式中, $i=1,2$, (x_{A_i}, y_{A_i}) 、 (x_{B_i}, y_{B_i}) 、 f_i 分别为导弹中轴线矢量 \overrightarrow{AB} 的两个端点在测站 1、2 像面上的坐标和光学系统的焦距, (x_{i0}, y_{i0}, z_{i0}) 为测站在地理地平坐标系的原点坐标。

矢量 $\overrightarrow{A_iB_i}$ 与第 i 测站的坐标原点 O_i 形成的平面法向矢量 T'_i

$$T'_i = \overrightarrow{A_iB_i} \times \overrightarrow{O_iA_i}. \quad (3)$$

将 T'_i 转换到地理地平坐标系的矢量 T_i :

$$T_i = M_{li} \times M_{zi} \times M_{yi} \times T'_i, \quad (4)$$

式中:

$$M_{li} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \pm L \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$M_{zi} = \begin{pmatrix} \cos(-A_i) & \sin(-A_i) & 0 & 0 \\ -\sin(-A_i) & \cos(-A_i) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$M_{yi} = \begin{pmatrix} \cos(-E_i) & 0 & -\sin(-E_i) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(E_i) & 0 & \cos(-E_i) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

式中, A_i 、 E_i 分别是第 i 测站高速摄像机的方位角和俯仰角, $2L$ 为两测站的距离。

由式(4)可以确定由光心 O_1 与 A_1B_1 构成的平面 π_1 、光心 O_2 与 A_2B_2 构成的平面 π_2 的平面构成的直线方程;

$$\begin{cases} a_1x_c + b_1y_c + c_1z_c + d_1 = 0 \\ a_2x_c + b_2y_c + c_2z_c + d_2 = 0 \end{cases}. \quad (5)$$

式(5)即为导弹中轴线 AB 在空间的直线方程,其方向向量 (l, m, n) :

$$\begin{cases} l = \begin{bmatrix} b_1 & c_1 \\ b_2 & c_2 \end{bmatrix} \\ m = \begin{bmatrix} c_1 & a_1 \\ c_2 & a_2 \end{bmatrix} \\ n = \begin{bmatrix} a_1 & b_1 \\ a_2 & b_2 \end{bmatrix} \end{cases}. \quad (6)$$

则导弹中轴线的俯仰角 φ ,弹轴方位角 θ 。

$$\begin{cases} \varphi = \arctan\left(\frac{n}{\sqrt{l^2 + m^2}}\right) \\ \theta = -\arctan\left(\frac{l}{m}\right) \end{cases}. \quad (7)$$

3 试验分析

为验证方法的可行性,在相同的试验参数条件下,采取应用单项误差分别仿真计算姿态测量精度再综合和先综合测角精度再计算姿态测量精度两种方法验证双站交会姿态测量精度,然后比较平瞄和斜瞄姿态测量方法。

3.1 试验参数

结合典型导弹参数^[10],设定:导弹长 8 m,直径 400 mm,初速度 17 m/s,导弹起飞段 0~20 m 给出 5 组典型姿态数据,导弹飞行航路均在斜瞄和平瞄高速摄像机视场内。导弹起飞段测量,高速摄像机 1、2 的光心坐标系位置分别为(0 m, -500 m, 0 m)、(0 m, 500 m, 0 m),导弹发射点位于(350 m, 0 m, 0 m)。两台高速摄像机交会角在 $60^\circ \sim 120^\circ$ 之间。

高速摄像机主要参数:探测器 V640 型, 2 560 pixel × 1 600 pixel,像元尺寸 10 μm,焦距 150 mm,拍摄帧频 340 frame/s,事后判读精度 0.5 pixel。轴角编码器为 24 bit 绝对轴角式光电编码器。

3.2 精度分析

为验证测量精度采用两种计算方法进行分析。

(1)方法 1:用单项测角误差分别计算姿态测量精度再综合

主要测量误差项包括,测量站竖轴差、轴角编码器误差、横轴差、照准差、零位差、中轴线斜率提取误差、中轴线截距提取误差、焦距测量误差、交

会测量系统基线长度误差等误差项^[11], 误差项取值见表 1。

表 1 误差项取值
Tab.1 Error term value

误差变量名称	随机误差
交会测量系统基线长度误差/m	0.001
竖轴差/"	1.8
垂直轴编码器误差/"	1.0
水平轴编码器误差/"	1.0
横轴差/"	4.32
零位差/"	0.72
照准差/"	4.32
中轴线斜率 a 提取误差	γa
中轴线截距提取误差	δ
焦距 f 测量误差	$0.001f$

在这些误差项中, 与 CCD 分辨率密切相关的 是导弹投影在摄像机像面坐标系下的中轴线斜率 a 提取误差系数 γ 和中轴线截距提取误差 δ 。对于测站 1 摄像机:

$$a = \frac{y_{B_1} - y_{A_1}}{x_{B_1} - x_{A_1}}, \quad (8)$$

式中, (x_{A_1}, y_{A_1}) 、 (x_{B_1}, y_{B_1}) 分别为导弹头、尾在摄像机像面坐标系下的坐标。

中轴线截距, 对位于测站 1 摄像机:

$$b = y_{B_1} - ax_{B_1}. \quad (9)$$

同理可以计算测站 2 对应参数。

当事后判读误差 0.5 pixel 时, 像元尺寸 10 μm , 坐标判读误差 5 μm , 将其作为标准差应用式(1)~(4)、(8)、(9), 仿真计算在发射段 0~20 m 距离范围内, 中轴线斜率 a 误差系数 γ 随导弹弹道 x 轴坐标 x_{cl} 变化范围如图 3 所示, 均方值小于 0.005; 中轴线截距误差 δ 变化范围如图 4 所示, 均方值小于 18.99 μm 。

结合试验参数, 假设表 1 中所列误差项相互独立, 应用数学模型式(1)~(7), 逐项仿真计算表 1 中所列误差项引起的俯仰角 φ 、方位角 θ 测量误差, 然后综合一次测量的方位角、俯仰角总误差 σ_φ 、 σ_θ :

$$\sigma_\varphi = \sqrt{\sum_{i=1}^{10} \sigma_{\varphi_i}^2}, \quad (10)$$

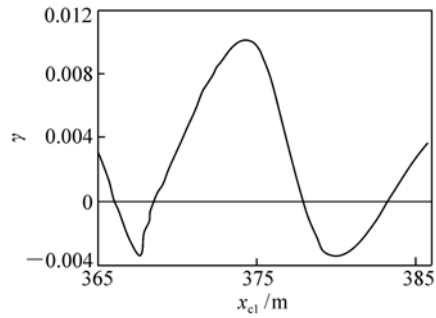


图 3 中轴线斜率 a 误差系数 γ 变化曲线

Fig.3 Change curve of slope standard deviation γ of middle axes

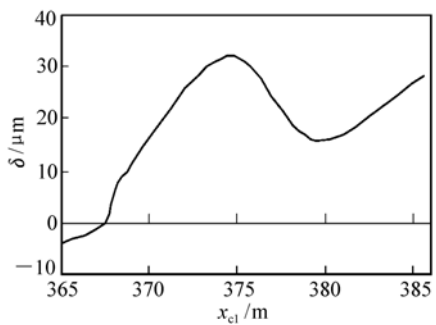


图 4 中轴线截距误差 δ 变化曲线

Fig.4 Change curve of intercept standard deviation δ of middle axes

$$\sigma_\theta = \sqrt{\sum_{i=1}^{10} \sigma_{\theta_i}^2}. \quad (11)$$

(2) 方法 2: 先综合测角误差再计算姿态测量精度

为验证方法 1 测量精度计算结果的正确性, 采用先综合高速摄像机测角误差, 计算定位误差,

表 2 静态测量误差

Tab.2 Static measurement error

误差源	误差值	方位误差/"	俯仰误差/"
竖轴差	1.8	0	1.26
横轴差	4.32	0.756	0.0
零位差	0.72	0	0.72
照准差	4.32	4.32	0.0
编码器差	1.0	1.0	1.0
跟踪架测角误差	静态误差	4.5	1.8
	动态增量 (40% 静态)	1.8	0.7
	动态误差	4.8	1.9

再计算姿态测量精度。

高速摄像机在导弹发射段工作仰角在 $0^\circ \sim 10^\circ$ 之间,综合考虑轴系误差、编码器误差,计算跟踪架静态测角误差,见表2。

当对目标成像在传感器 CCD 靶面上图像进行处理时将产生误差,主要包括像元分辨率误差、图像处理误差,见表3。

表3 图像处理误差

Tab.3 Image processing error

参数	误差值
像元数/pixel	$2\ 560 \times 1\ 600$
像元中心距/ μm	10
焦距/mm	150
像元分辨率/"	13.75
像元分辨率误差/"	7.94
图像处理误差/"	15.88

表4 高速摄像机综合测角误差

Tab.4 Compositive angle measurement error of high speed videos

误差源	方位角误差/"	俯仰角误差/"
跟踪架误差	4.8	1.9
图像处理误差	15.88	15.88
测角误差	16.59	15.99

高速摄像机的综合测角误差:方位测量误差为 $16.59''$,俯仰测量误差为 $15.99''$ 。结合试验参数,代入经纬仪双站交会误差计算模型(12)、(13)、(14),计算其对导弹的定位误差 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 。

高速摄像机观测数据对弹道参数 x_{ci}, y_{ci}, z_{ci} 偏导数的雅克比矩阵 H 为:

$$H^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial A_{c1}}{\partial x_{ci}} & \frac{\partial E_{c1}}{\partial x_{ci}} & \frac{\partial A_{c2}}{\partial x_{ci}} & \frac{\partial E_{c2}}{\partial x_{ci}} \\ \frac{\partial A_{c1}}{\partial y_{ci}} & \frac{\partial E_{c1}}{\partial y_{ci}} & \frac{\partial A_{c2}}{\partial y_{ci}} & \frac{\partial E_{c2}}{\partial y_{ci}} \\ \frac{\partial A_{c1}}{\partial z_{ci}} & \frac{\partial E_{c1}}{\partial z_{ci}} & \frac{\partial A_{c2}}{\partial z_{ci}} & \frac{\partial E_{c2}}{\partial z_{ci}} \end{bmatrix} \quad (12)$$

假设2台高速摄像机相对于导弹的观测参数 A_{ci}, E_{ci} 的随机误差互不相关,协方差记为:

$$P = \text{diag}(\sigma_{A1}^2, \sigma_{E1}^2, \sigma_{A2}^2, \sigma_{E2}^2) \quad (13)$$

协方差矩阵为:

$$P_H = (H^T P^{-1} H)^{-1} \quad (14)$$

$$\text{则 } (\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z) = \text{diag}(P_H) \quad (15)$$

将 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 误差值作为高速摄像机对导弹定位标准差,采用蒙特卡洛方法,应用数学模型式(16),仿真计算俯仰角 φ 、方位角 θ 测量误差,见表5中方法2栏。

姿态角计算模型:

$$\begin{cases} \varphi = a \sin\left(\frac{z_{c2} - z_{c1}}{R_1}\right) \\ \theta = a \sin\left(\frac{y_{c2} - y_{c1}}{R_2}\right) \end{cases}, \quad (16)$$

式中:

$$\begin{cases} R_1 = [(x_{c2} - x_{c1})^2 + (y_{c2} - y_{c1})^2 + (z_{c2} - z_{c1})^2]^{1/2} \\ R_2 = [(x_{c2} - x_{c1})^2 + (y_{c2} - y_{c1})^2]^{1/2} \end{cases} \quad (17)$$

$(x_{c1}, y_{c1}, z_{c1}), (x_{c2}, y_{c2}, z_{c2})$ 分别为导弹头尾在测量系统地理地平坐标系下的位置坐标。

3.3 比较分析

为便于进行精度比较分析,将导弹起飞过程中姿态测量范围均限制在斜瞄和平瞄姿态测量高速摄像机的视场内。从表5中可以看出,用斜瞄和平瞄姿态测量方法获得的导弹中轴线方位角、俯仰角,其测量值和设定值之间有误差,两种方法测量精度相近。

用单项测角误差分别计算姿态测量精度再综合(方法1)与用综合测角误差计算定位误差,再计算姿态测量精度(方法2)进行分析计算,两种方法计算的姿态角精度相近。

从表5还可以看出,导弹中轴线俯仰角增大时,测量结果与设定值相比,俯仰、方位误差增大。这是在仿真试验中,高速摄像机近距离布设在导弹飞行航线两侧,俯仰角小时导弹成像在图像坐标系的 x, z 两个方向较宽,导弹中轴线头尾坐标可以较好区分;仰角大时,导弹成像在图像坐标系的 x, z 两个方向较窄,导弹中轴线头尾坐标区分度下降,导致姿态角测量值与设定值偏差增大。

表5 导弹姿态角计算结果

Tab.5 Calculation results of attitude angle for missile

序号	设定值		方法1 斜瞄测量误差		方法1 平瞄测量误差		方法2	
	俯仰角 $\varphi/^\circ$	方位角 $\theta/^\circ$	σ_φ	σ_θ	σ_φ	σ_θ	σ_φ	σ_θ
1	56.187 83	-0.021 52	0.069 151	0.199 4	0.060 757	0.175 762	0.072 106	0.176 539
2	51.778 75	-0.025 26	0.067 295	0.186 936	0.059 231	0.163 417	0.075 657	0.150 332
3	49.173 86	-0.028 82	0.054 509	0.149 901	0.058 036	0.158 823	0.138 181	0.130 672
4	47.710 33	-0.032 32	0.053 611	0.156 655	0.042 664	0.155 248	0.132 573	0.125 944
5	46.790 22	-0.035 64	0.053 481	0.162 212	0.025 178	0.132 003	0.105 954	0.120 851

3.4 适用场合分析

平瞄方式测量原理与斜瞄方式相同,只是在初始位置上做了限制。平瞄是保持两个交会测量系统俯仰角为 0° ,即光轴保持水平状态,测量传感器像平面与水平面保持垂直,没有俯仰调节环节。斜瞄方式俯仰轴和方位轴都不固定,光轴可以以任意方向瞄准目标。

当高速摄像机焦距、口径、成像尺寸、像元尺寸等技术参数相同时,平瞄方式在垂直方向的视场要小于斜瞄方式,当测量垂直发射的导弹时,平瞄方式不如斜瞄方式使用方便。当测量倾斜发射的导弹时,平瞄方式和斜瞄方式使用方便性相当,平瞄由于不需要俯仰方向调节,高速摄像机的机械结构得到简化,研制成本有所降低。

俯仰角、方位角的方法,分析平瞄、斜瞄姿态测量方法导弹姿态测量精度,论述其适用性,并通过仿真典型导弹起飞姿态测量,对两种测量方法进行研究,结果表明:平瞄和斜瞄姿态测量方法,在给定的测量视场,测量误差在 0.2° 以内。同时采用两种仿真方法对测量精度进行相互验证,计算结果相近。

平瞄测量方法与斜瞄测量方法测量精度相近。斜瞄方式使用更便捷,通用性好。平瞄方式测量精度高,数据处理方法、机械结构相对简单,在适合的应用场合优势明显。此分析方法、分析结果为姿态测量方法选取、研究等方面提供一种可行的途径,也可为其它运动目标的近距离姿态测量提供借鉴。

4 结 论

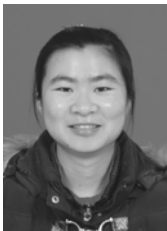
本文提出角平分线方向向量求解导弹中轴线

参考文献:

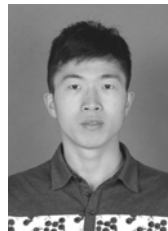
- [1] 赵建川,邵俊峰,王弟男,等. 航母中线电视监视系统的设计[J]. 中国光学,2012,5(6):625-629.
ZHAO J CH, SHAO J F, WANG D N, *et al.*. Design of centerline television surveillance system for aircraft landing on carriers[J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(6):625-629. (in Chinese)
- [2] 唐自力,马彩文,刘波,等. 单站光测图像确定空间目标三维姿态[J]. 光子学报,2004,33(12):1480-1485.
TANG Z L, MA C W, LIU B, *et al.*. A approach of determination of objects 3D pose from mono-view[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2004, 33(12):1480-1485. (in Chinese)
- [3] 高策,乔彦峰. 光电经纬仪测量误差的实时修正[J]. 光学精密工程,2007,15(6):846-851.
GAO C, QIAO Y F. Real-time error-correct method for photoelectrical theodolite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(6):287-291. (in Chinese)
- [4] 于起峰,孙祥一,陈国军. 用光测图像确定空间目标俯仰角和偏航角的中轴线[J]. 国防科技大学学报,2000,22(2):15-19.
YU Q F, SUN X Y, CHEN G J. A new method of measure the pitching and yaw of the axes symmetry object through the optical image[J]. *J. National University of Defense Technology*, 2000, 22(2):15-19. (in Chinese)
- [5] BORIS J, RICHARD G, KLAUS J. Stereo vision for small targets in IR images sequences[J]. *Signal and Data Process-*

- ing of Small Targets*,2001,4473:361-370.
- [6] 王宗友,付承毓,王芳. 基于数据配准提高光电经纬仪的测量精度[J]. 中国光学与应用光学,2010,3(6):586-590.
WANG Z Y,FU C Y,WANG F. Improvement of measuring precision forelectro-opticaltheodolite based on data matching [J]. *Chinese J. Optics and Applied Optics*,2010 3(6):586-590. (in Chinese)
- [7] 尚洋. 基于视觉的空间目标位置姿态测量方法研究[D]. 长沙:国防科技大学,2006.
SHANG Y. Researches on vision-based pose measurements for space targets[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2006.
- [8] 王习文,马军,陈娟,等. 飞机三维姿态测量的角平分线方向向量法[J]. 光学精密工程,2010,18(2):369-376.
WANG X W,MA J,CHEN J,*et al.*. Direction vector method of angle bisector lines for measuring aircraft'S 3 D attitude [J]. *Opt. Precision Eng.*,2010,18(2):369-376. (in Chinese)
- [9] 罗宽,范蕾,高玉军,等. 基于光测图像的空间目标的俯仰角和偏航角的测量技术[J]. 长春理工大学学报(自然科学版),2007,30(3):12-14.
LUO K,FAN L,GAO Y J,*et al.*. Measuring technology on elevation angle and yawing angle of space target based on optical measurement method[J]. *J. Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*. 2007,30(3):12-14. (in Chinese)
- [10] 高洪月. 弹道导弹的弹道设计与仿真[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
GAOH Y. Trajectory simulation and design of the ballistic missile[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2010. (in Chinese)
- [11] 王超. 提高回转体目标姿态测量精度的方法研究[D]. 成都:中国科学院光电技术研究所,2013.
WANG CH. Study on methods to improve the attitude measurement precision of the rotary object[D]. Chengdu:Institute of Optics and Electronics Chinese Academy of Sciences,2013. (in Chinese)

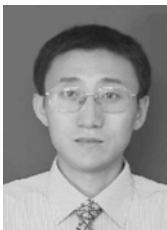
作者简介:



张原(1990—),女,辽宁葫芦岛人,硕士研究生,主要从事光电测量与检测方面的研究。E-mail: xingyunwxw@163.com



罗君(1989—),男,四川泸州人,硕士研究生,主要从事光电测量与检测方面的研究。E-mail: 13578997432@qq.com



王志乾(1967—),男,吉林省吉林市人,研究员,博士生导师,主要从事光电测量与数字信号处理方面的研究。E-mail: zhiqian_wang@sina.com



殷延鹤(1991—),男,安徽安庆人,硕士研究生,主要从事光电测量与检测方面的研究。E-mail: 18656351323@qq.com



乔彦峰(1962—),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,主要从事光电测量与控制方面的研究。E-mail: qiaoyf@ciomp.ac.cn