

文章编号: 2095-2163(2022)09-0214-08

中图分类号: TN21

文献标志码: A

导引头跟踪精度影响因素分析系统设计

程丹松¹, 王康¹, 李晨博², 杜敦伟², 徐洲洋¹

(1 哈尔滨工业大学 计算机科学与技术学院, 哈尔滨 150001; 2 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要: 为分析红外制导引头试验精度和可信度, 本文对影响红外制导仿真系统的误差因素进行了分析。提出基于视觉测量模型的导引头视线角跟踪精度分析方法, 详细分析了影响红外制导仿真精度的主要误差源, 通过仿真和分析比对在误差模型下的导弹弹道解算结果, 定量分析各类误差源对仿真试验精度的影响。通过仿真分析表明, 转台性能和机械误差对仿真试验精度影响很小, 而红外导引头轴向位置安装误差影响较明显。惯性器件的偏差对姿态、速度和位置解算结果均有影响, 并且随着恒偏差的增大, 误差成近似比例增加。其中, 在惯性系相位角方面, 惯性器安装误差俯仰角偏导数、惯性器俯仰角偏导数和探测器安装误差俯仰角偏导数对整个误差的影响最大。在惯性系俯仰角方面, 惯性器安装误差偏航角偏导数和惯性器俯仰角偏导数对整个误差的影响最大。

关键词: 系统误差分析; 红外制导; 跟踪精度

Design of analysis system for factors influencing tracking accuracy of seeker

CHENG Dansong¹, WANG Kang¹, LI Chenbo², DU Dunwei², XU Zhouyang¹

(1 School of Computer Science and Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2 Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

[Abstract] In order to analyze the test accuracy and reliability of Infrared Guidance Seeker, the error factors affecting the infrared guidance simulation system are analyzed in this paper. An analysis method of line of sight angle tracking accuracy of seeker based on visual measurement model is proposed. The main error sources that affect the simulation accuracy of infrared guidance are analyzed in detail. Through the simulation, analysis and comparison of the missile trajectory solution results with and without loading error model, the impact of various error sources on the simulation test accuracy is quantitatively analyzed. The simulation analysis shows that the performance and mechanical error of the turntable have little influence on the simulation test accuracy, while the installation error of the axial position of the infrared seeker has an obvious influence. The error of inertial devices has an effect on the results of attitude, velocity and position calculation, and the error increases in approximate proportion with the increase of constant error. In terms of the phase angle of the inertial system, the partial derivatives of the inertial device installation error pitch angle, the inertial device pitch angle and the detector installation error pitch angle have the greatest impact on the whole error. In the aspect of the pitch angle of the inertial system, the installation error of the inertial device, the partial derivative of the yaw angle and the partial derivative of the pitch angle of the inertial device have the greatest impact on the whole error.

[Key words] systematic error analysis; infrared guidance; tracking accuracy

0 引言

导引头作为一种光电稳定跟踪装置, 是精确制导武器的核心部件^[1]。在攻击目标过程中, 弹体的角度和角速度通过导引头平台框架耦合到导引头探测器, 直接影响导引头跟踪视线稳定和对目标跟踪性能。导引头跟踪视线角度精度与探测器在平台上安装精度、平台框架在弹体上的安装精度、平台框架角度初值、平台框架角速度、目标光点在导引头视线实现坐标系中的位置(目标运动特性)等因素有关,

模型较复杂。本文针对直接稳像方案、间接稳像半捷联方案、间接稳像全捷联方案, 建立安装误差和平台摆动角度/不同跟踪角偏差对跟踪视线角精度影响的关系模型, 分析导引头跟踪视线精度的影响因素。通过仿真分析表明, 转台性能和机械误差对仿真试验精度影响很小, 而红外导引头轴向位置安装误差影响较明显。

1 惯性导航跟踪(导引头)控制原理分析

导引头视线的空域稳定技术, 根据惯性传感器

作者简介: 程丹松(1972-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向: 机器学习、计算机视觉、误差检测; 王康(1998-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 机器学习、计算机视觉; 李晨博(1990-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向: 精确制导技术及应用; 杜敦伟(1988-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向: 精确制导技术及应用; 徐洲洋(1996-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 机器学习、计算机视觉。

通讯作者: 程丹松 Email: cdsinhit@hit.edu.cn

收稿日期: 2022-02-06

的布置位置,可以分为直接视线稳像和间接视线稳像两种方式。对此拟展开如下研究。

(1)直接视线稳像。直接视线稳像又叫机械稳像,是在机械上增加一套能够隔离载体方位、俯仰和滚动姿态变化的稳定平台,以实现视线的稳定^[2]。具体的方法是:利用装在控制对象上的速率陀螺,测

量目标跟踪轴相对惯性空间的运动。这种情况下,目标跟踪轴相对惯性空间的运动起闭环伺服系统回路的作用。与间接稳像相比,直接稳像负荷较大,稳定精度高,适合在机载、弹载雷达上使用。直接视线稳像原理如图 1 所示。

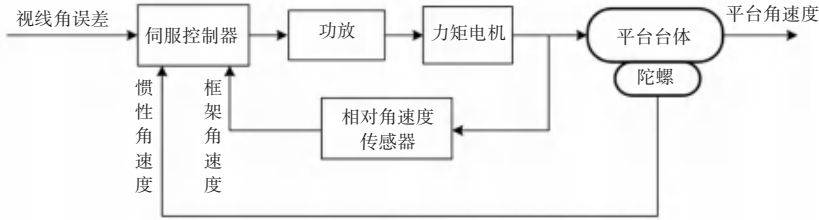


图 1 直接视线稳像原理

Fig. 1 Principle of direct images stabilization

(2)间接视线稳像。间接视线稳像也称为数字稳定或捷联稳像。在间接稳像中,惯性器件不是安装在控制负载上,而是安装在负载的基座,然后在伺服控制器上采用数字稳定技术,修正或补偿载体姿态的变化影响,从而实现天线波束或瞄准线的稳定^[3-7]。具体方法是:利用载体惯性测量装置测量

载体相对于惯性空间的运动,通过数字解算形成天线(相机)运动控制指令,抵消载体运动对实现的影响。这种情况下,目标跟踪轴相对载体的运动起闭环伺服系统回路的作用。这种稳定方法的特点是负荷较小,稳定精度较高。间接视线稳定原理如图 2 所示。

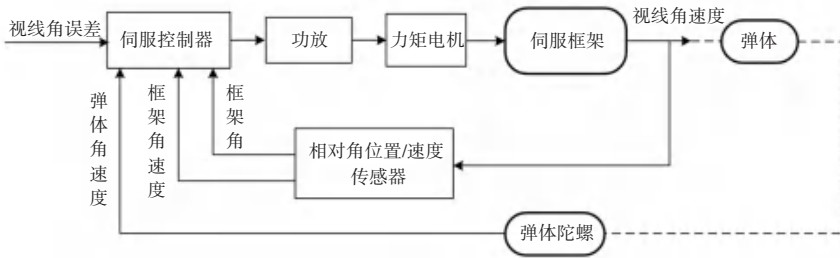


图 2 间接视线稳像原理

Fig. 2 Principle of indirect images stabilization

研究可知,间接视线稳像一般有 2 种实现方式:半捷联方式和全捷联方式。两者都没有独立的闭环陀螺稳定回路。但半捷联方式具有框架结构,是在已有速度或位置回路的基础上,通过数字解算来补偿载体扰动;而全捷联方式则完全没有框架结构,是在电子角跟踪回路的基础上,利用数字解耦方式来实现视线稳定。

2 基于视觉测量模型的导引头视线角跟踪精度分析

本文在分析了直接稳像方案和间接稳像半捷联

方案两轴稳定(包括滚动-俯仰式和航向-俯仰式)平台导引头跟踪控制原理;建立了地理坐标系(北天东坐标系)、弹体坐标系、体视线坐标系和视线坐标系之间的链式转换关系;并推导导引头跟踪视线精度模型,对跟踪视线角误差与安装角度误差和两框架角度的全微分展开,得到导引头跟踪视线精度与安装误差和两框架轴角度,以及框架角度测量误差之间的关系;推导两框架轴初始角度位置对跟踪视线角精度影响的表达式;开发仿真分析软件系统,在仿真分析软件系统上可视化展示各种安装偏差和

两框架轴角度下目标光点在像面上的运动轨迹;通过设置大量实验用例表示两框架轴控制带宽对跟踪角度误差弯曲程度影响。

2.1 坐标系相互转换关系

捷联制导系统所应用的坐标系与各坐标系之间的转换关系如图3所示。

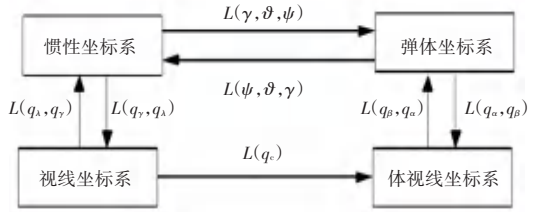


图3 各坐标系之间的关系

Fig. 3 Relationship between coordinate systems

(1) 惯性坐标系与弹体坐标系之间的转换关系。

由惯性坐标系到弹体坐标系的旋转关系矩阵为:

$$C_i^b = L(\gamma, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} \cos\theta \cos\psi & \sin\theta \cos\psi \cos\gamma & -\sin\psi \sin\gamma \\ \sin\theta \cos\psi \sin\gamma & \cos\theta \cos\psi \sin\gamma & \cos\psi \cos\gamma \\ \sin\psi & -\sin\theta \sin\psi \cos\gamma & -\cos\theta \sin\psi \sin\gamma + \cos\psi \cos\gamma \end{pmatrix} \quad (1)$$

由弹体坐标系到惯性坐标系的旋转关系矩阵为:

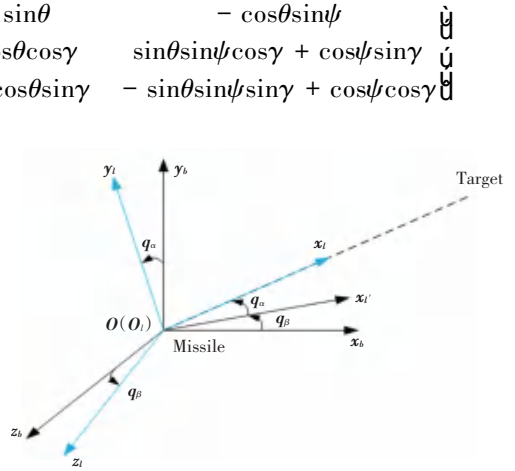
$$C_b^i = (C_i^b)^T = L(\psi, \theta, \gamma) \quad (2)$$

其中, θ 为俯仰角; ψ 为偏航角; γ 为滚转角。

且令:

$$C_b^i = \begin{pmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{pmatrix} \quad (3)$$

(2) 惯性坐标系与视线坐标系之间的转换关系。两坐标系之间的旋转关系可通过视线方位角与视线俯仰角进行描述,其关系如图4(a)所示。



(b) 体视线系与弹体系角度定义

图4 坐标系与角度定义

Fig. 4 Coordinate system and angle definition

由视线角描述的惯性坐标系到视线坐标系的旋转关系矩阵为:

$$C_i^s = L(q_\gamma, q_\lambda) = \begin{pmatrix} \cos q_\gamma \cos q_\lambda & \sin q_\gamma & -\cos q_\gamma \sin q_\lambda \\ -\sin q_\gamma \cos q_\lambda & \cos q_\gamma & \sin q_\gamma \sin q_\lambda \\ \sin q_\lambda & 0 & \cos q_\lambda \end{pmatrix} \quad (4)$$

其中, q_λ 为视线方位角, q_γ 为视线俯仰角。

(3) 弹体坐标系与体视线坐标系之间的转换关系。两坐标系之间的旋转关系可通过体视线方位角和体视线俯仰角来描述,其关系如图4(b)所示。

由体视线角描述的弹体坐标系到体视线坐标系的旋转关系矩阵为:

$$C_b^l = L(q_\alpha, q_\beta) = \begin{pmatrix} \cos q_\alpha \cos q_\beta & \sin q_\alpha & -\cos q_\alpha \sin q_\beta \\ -\sin q_\alpha \cos q_\beta & \cos q_\alpha & \sin q_\alpha \sin q_\beta \\ \sin q_\beta & 0 & \cos q_\beta \end{pmatrix} \quad (5)$$

其中, q_β 为体视线方位角, q_α 为体视线俯仰角。

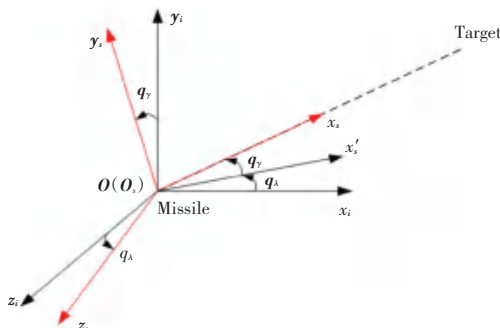
则有体坐标系与体视线坐标系之间的关系及其转换关系为:

$$\begin{pmatrix} \hat{e}_{x_l} \\ \hat{e}_{y_l} \\ \hat{e}_{z_l} \end{pmatrix} = L(q_\alpha, q_\beta) \begin{pmatrix} \hat{e}_{x_b} \\ \hat{e}_{y_b} \\ \hat{e}_{z_b} \end{pmatrix} \quad (6)$$

根据以上过程,同样的方法可以推得体视线坐标系转化为体坐标系的变换方程:

$$\begin{pmatrix} \hat{e}_{x_b} \\ \hat{e}_{y_b} \\ \hat{e}_{z_b} \end{pmatrix} = L(q_\beta, q_\alpha) \begin{pmatrix} \hat{e}_{x_l} \\ \hat{e}_{y_l} \\ \hat{e}_{z_l} \end{pmatrix} \quad (7)$$

其中,



(a) 视线系与惯性系角度定义

$$L(q_\beta, q_\alpha) = \begin{pmatrix} \hat{e}^1 \cos q_\alpha \cos q_\beta & -\sin q_\alpha \cos q_\beta & \sin q_\beta \hat{u} \\ \hat{e}^2 \sin q_\alpha & \cos q_\alpha & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^3 - \cos q_\alpha \sin q_\beta & \sin q_\alpha \sin q_\beta & \cos q_\beta \hat{u} \end{pmatrix} \quad (8)$$

(4) 视线坐标系与体视线坐标系之间的转换关系。由视线坐标系和体视线坐标系的定义可知: O_{xs} 轴和 O_{xl} 轴重合且均指向全捷联导引头光学中心与目标连线方向。所以, 这 2 个坐标系之间的转换关系一般用一个角度即可确定。定义视线变换角 q_c 为视线坐标系的 O_{ys} 轴和体视线坐标系的 O_{yl} 轴之间的夹角。则由视线坐标系到体视线坐标系的旋转关系矩阵为:

$$C_s^l = L(q_c) = \begin{pmatrix} \hat{e}^1 & 0 & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^2 \cos q_c & \sin q_c & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^3 - \sin q_c & \cos q_c & 0 \hat{u} \end{pmatrix} \quad (9)$$

(5) 地理坐标系与视线坐标系之间的关系及其转换, 可表示为:

$$\begin{pmatrix} \hat{e}^{x_s} \hat{u} \\ \hat{e}^{y_s} \hat{u} \\ \hat{e}^{z_s} \hat{u} \end{pmatrix} = L(q_\gamma, q_\lambda) \begin{pmatrix} \hat{e}^{x_e} \hat{u} \\ \hat{e}^{y_e} \hat{u} \\ \hat{e}^{z_e} \hat{u} \end{pmatrix} \quad (10)$$

其中, q_λ 表示视线方位角, q_γ 表示视线俯仰角。 $L(q_\gamma, q_\lambda)$ 的数学表达式可写为:

$$L(q_\gamma, q_\lambda) = \begin{pmatrix} \hat{e}^1 \cos q_\gamma \cos q_\lambda & \sin q_\gamma & -\cos q_\gamma \sin q_\lambda \hat{u} \\ \hat{e}^2 - \sin q_\gamma \cos q_\lambda & \cos q_\gamma & \sin q_\gamma \sin q_\lambda \hat{u} \\ \hat{e}^3 \sin q_\lambda & 0 & \cos q_\lambda \hat{u} \end{pmatrix} \quad (11)$$

2.2 误差来源分析

在间接视线稳像惯导方式中, 误差主要来源于以下几个方面:

- (1) 相机坐标系下探测器(相机)捕获到与目标之间的方位角 q_β 和俯仰角 q_α 存在误差。
- (2) 惯性坐标系下惯性器件测量得到的相对于惯性坐标系的偏航角 θ_{pi} 、俯仰角 φ_{pi} 、滚动角 γ_{pi} 存在误差。
- (3) 载体坐标系下探测器(相机)的安装存在偏航角 θ_{ib} 、俯仰角 φ_{ib} 、滚动角 γ_{ib} 的误差。
- (4) 载体坐标系下惯性器件的安装存在偏航角 θ_{pb} 、俯仰角 φ_{pb} 、滚动角 γ_{pb} 的误差。
- (5) 惯性器件延时的测量结果带来的误差, 比如测量结果有 5 ms、10 ms 的延迟等。

除了以上误差因素, 针对直接视线稳像(平台式惯导方式)还存在平台坐标系相对于惯性坐标系

的偏航角为 θ_{pi} 、俯仰角为 φ_{pi} 、滚动角为 γ_{pi} , 所以根据以上误差因素, 可以得到如下关系式:

$$\begin{cases} \theta_{pi} = \theta_c + \theta_p + \theta_o \\ \varphi_{pi} = \varphi_c + \varphi_p + \varphi_o \\ \gamma_{pi} = \gamma_c + \gamma_p + \gamma_o \end{cases} \quad (12)$$

进一步地, 假定载体坐标系与惯性坐标系均基于右手坐标系, 且坐标系变换基于偏航-俯仰-滚动的顺序进行, 则可以得到以下的数学关系式:

$$\begin{pmatrix} \hat{e}^{X_i} \hat{u} \\ \hat{e}^{Y_i} \hat{u} \\ \hat{e}^{Z_i} \hat{u} \end{pmatrix} = R_{pi} \times R_{pb} \times R_{ib} \begin{pmatrix} \hat{e}^{X_b} \hat{u} \\ \hat{e}^{Y_b} \hat{u} \\ \hat{e}^{Z_b} \hat{u} \end{pmatrix} \quad (13)$$

其中, $(X_i, Y_i, Z_i)^T$ 为目标在惯性坐标系下的方向向量, $(X_b, Y_b, Z_b)^T$ 为目标在载体坐标系下由探测器(相机)测得的方向向量。 $(X_b, Y_b, Z_b)^T$ 可由探测器(相机)测得的与目标之间的方位角 q_β 与俯仰角 q_α 计算得到:

$$\begin{pmatrix} \hat{e}^{X_i} \hat{u} \\ \hat{e}^{Y_i} \hat{u} \\ \hat{e}^{Z_i} \hat{u} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \hat{e}^1 \cos q_\alpha \cos q_\beta \hat{u} \\ \hat{e}^2 \cos q_\alpha \sin q_\beta \hat{u} \\ \hat{e}^3 \sin q_\alpha \hat{u} \end{pmatrix} \quad (14)$$

同时, R_{pi} 、 R_{pb} 和 R_{ib} 分别是载体坐标系到惯性坐标系的旋转矩阵、修正惯性器件安装误差的旋转矩阵和修正探测器(相机)安装误差的旋转矩阵。这 3 个旋转矩阵都可由如下公式计算得到:

$$R = \begin{pmatrix} \hat{e}^1 \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^2 \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^3 0 & 0 & 1 \hat{u} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \hat{e}^1 \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \hat{u} \\ \hat{e}^2 0 & 1 & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^3 -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \hat{u} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \hat{e}^1 & 0 & 0 \hat{u} \\ \hat{e}^2 \cos \theta & -\sin \theta \hat{u} \\ \hat{e}^3 \sin \theta & \cos \theta \hat{u} \end{pmatrix} \quad (15)$$

由此可得到目标在惯性坐标系下的方向向量 $(X_i, Y_i, Z_i)^T$ 和 11 个与误差有关的变量的关系式。接下来, 可以由以下公式求得目标在惯性坐标系下的方位角 q_λ 和俯仰角 q_γ :

$$\begin{cases} q_\lambda = \arctan(Y_i/X_i) \\ q_\gamma = \arcsin(Z_i) \end{cases} \quad (16)$$

综合前文所述, 对此内容的研究解析具体如下:

- (1) 针对间接视线稳像可以得到目标在惯性坐标系下的方位角 q_λ 和俯仰角 q_γ 关于 11 个和误差有关的变量的表达式, 如下所示:

$$\begin{aligned} \Delta q_\lambda &= \frac{q_\lambda}{q_\beta} \Delta q_\beta + \frac{q_\lambda}{q_\alpha} \Delta q_\alpha + \frac{q_\lambda}{\theta_{pi}} \Delta \theta_{pi} + \frac{q_\lambda}{\varphi_{pi}} \Delta \varphi_{pi} + \frac{q_\lambda}{\gamma_{pG}} \Delta \gamma_{pi} + \frac{q_\lambda}{\theta_{ib}} \Delta \theta_{ib} + \frac{q_\lambda}{\varphi_{ib}} \Delta \varphi_{ib} + \frac{q_\lambda}{\gamma_{ib}} \Delta \gamma_{ib} + \frac{q_\lambda}{\theta_{pb}} \Delta \theta_{pb} + \frac{q_\lambda}{\varphi_{pb}} \Delta \varphi_{pb} + \frac{q_\lambda}{\gamma_{pb}} \Delta \gamma_{pb} \\ \Delta q_\gamma &= \frac{q_\gamma}{q_\beta} \Delta q_\beta + \frac{q_\gamma}{q_\alpha} \Delta q_\alpha + \frac{q_\gamma}{\theta_{pi}} \Delta \theta_{pi} + \frac{q_\gamma}{\varphi_{pi}} \Delta \varphi_{pi} + \frac{q_\gamma}{\gamma_{pi}} \Delta \gamma_{pi} + \frac{q_\gamma}{\theta_{ib}} \Delta \theta_{ib} + \frac{q_\gamma}{\varphi_{ib}} \Delta \varphi_{ib} + \frac{q_\gamma}{\gamma_{ib}} \Delta \gamma_{ib} + \frac{q_\gamma}{\theta_{pb}} \Delta \theta_{pb} + \frac{q_\gamma}{\varphi_{pb}} \Delta \varphi_{pb} + \frac{q_\gamma}{\gamma_{pb}} \Delta \gamma_{pb} \end{aligned} \quad (17)$$

(2) 针对直接视线稳像可以得到目标在惯性坐标系下的方位角 q_λ 和俯仰角 q_γ 关于 14 个和误差有关的变量的表达式,如下所示:

$$\begin{aligned} \Delta q_\lambda &= \frac{q_\lambda}{q_\beta} \Delta q_\beta + \frac{q_\lambda}{q_\alpha} \Delta q_\alpha + \frac{q_\lambda}{\theta_c} \Delta \theta_c + \frac{q_\lambda}{\varphi_c} \Delta \varphi_c + \frac{q_\lambda}{\gamma_c} \Delta \gamma_c + \frac{q_\lambda}{\theta_{ib}} \Delta \theta_{ib} + \frac{q_\lambda}{\varphi_{ib}} \Delta \varphi_{ib} + \frac{q_\lambda}{\gamma_{ib}} \Delta \gamma_{ib} + \frac{q_\lambda}{\theta_p} \Delta \theta_p + \frac{q_\lambda}{\varphi_p} \Delta \varphi_p + \frac{q_\lambda}{\gamma_p} \Delta \gamma_p + \\ &\quad \frac{q_\lambda}{\theta_o} \Delta \theta_o + \frac{q_\lambda}{\varphi_o} \Delta \varphi_o + \frac{q_\lambda}{\gamma_o} \Delta \gamma_o \\ \Delta q_\gamma &= \frac{q_\gamma}{q_\beta} \Delta q_\beta + \frac{q_\gamma}{q_\alpha} \Delta q_\alpha + \frac{q_\gamma}{\theta_c} \Delta \theta_c + \frac{q_\gamma}{\varphi_c} \Delta \varphi_c + \frac{q_\gamma}{\gamma_c} \Delta \gamma_c + \frac{q_\gamma}{\theta_{ib}} \Delta \theta_{ib} + \frac{q_\gamma}{\varphi_{ib}} \Delta \varphi_{ib} + \frac{q_\gamma}{\gamma_{ib}} \Delta \gamma_{ib} + \frac{q_\gamma}{\theta_p} \Delta \theta_p + \frac{q_\gamma}{\varphi_p} \Delta \varphi_p + \frac{q_\gamma}{\gamma_p} \Delta \gamma_p + \\ &\quad \frac{q_\gamma}{\theta_o} \Delta \theta_o + \frac{q_\gamma}{\varphi_o} \Delta \varphi_o + \frac{q_\gamma}{\gamma_o} \Delta \gamma_o \end{aligned} \quad (18)$$

2.3 误差的计算过程

误差的具体计算通过 Matlab 的符号计算来实现,通过代入误差计算公式(17),会得到 Δq_λ 和 Δq_γ 关于 11 个变量的间接视线稳像平台全微分表达式;通过代入误差计算公式(18),会得到 Δq_λ 和 Δq_γ 关于 14 个变量的直接视线稳像平台全微分表达式,最后进一步进行数值计算。在这 11 个变量(或 14 个变量)中,假定探测器(相机)捕获到与目标之间的方位角 q_β 、俯仰角 q_α 和惯性器件测量得到的相对于惯性坐标系的偏航角 θ_{pi} 、俯仰角 φ_{pi} 、滚动角 γ_{pi} 这 5 个变量是可以通过测量得到的,程序通过读取文件得到具体数值;剩下的 6(或 8)个变量分别是探测器(相机)与惯性器件的安装误差,假定都服从于均值为 0、方差为 1 的正态分布,因此可以通过正态随机变量进行赋值,同时也可以通过将“误差控制”下的误差项设置为非零数来进行固定赋值。将全微分公式中的增量(每次变化量)默认初始化为 0.001,这样 q_λ 和 q_γ 的全微分表达式就由符号表达式转化为数值表达式,直接计算即可。

程序将根据从文件中读取的信息进行计算,假定这些信息不包含误差,并且在计算过程中不考虑误差,将计算出来的结果作为真值并画出一条随时间变化的曲线;再考虑包含误差的情况,将程序随机生成的误差应用于计算过程中,又考虑测量延迟的影响,从而计算出另一条曲线作为实际测量结果,最后将 2 条曲线画在一幅图像里进行比较分析。

2.4 计算结果分析

本文研发设计的系统如图 5 所示。首先打开程

序输入参数,可调整的参数为产生各种随机误差的参数、微分方程增量以及误差延迟,其余数据均可通过读取文本格式的文件得到。程序对所读取的文件的格式有一定的规范要求:每行有 9 个数据,可以有多行数据,类似一个二维矩阵,每列数据的含义为:载体 x 坐标值、载体 y 坐标值、载体 z 坐标值、惯性器件偏航角、惯性器件俯仰角、惯性器件滚动角、目标 x 坐标值、目标 y 坐标值、目标 z 坐标值。研究可知,这些数据均是相对世界坐标系下的测量值,角度的单位为度。

输入变量板块,可调整的参数为产生各种随机误差的参数(利用均值、方差数值产生正态随机数)、微分方程增量以及误差延迟,其余数据均由读取文本格式的文件得到。所标注的位置分别用来产生对应的随机偏差角度,点击重置误差按钮即可对所有误差角度值进行设定,也可手动输入修改。惯性器件延时误差默认设置为 5 ms。

计算完成后程序会将结果保存到 D 盘,并将程序计算过程中出现的相位角误差最大时刻、垂直角误差最大时刻以及随机产生的误差的值显示在程序界面上。本系统针对捷联惯性系、半捷联惯性系和平台惯性系三种情况进行仿真,每种情况包含 2 幅生成的图像和一些具体计算结果文件,这 2 幅图像分别为:惯性系垂直角及其相关计算值(包含惯性系俯仰角、惯性系俯仰角全微分值、惯性系俯仰角全微分值偏导数)和惯性系相位角及其相关计算值(包含惯性系相位角、惯性系相位角全微分值、惯性系相位角全微分值偏导数)。相应处理结果如图 6~图 11 所示。



图 5 程序界面

Fig. 5 Program interface

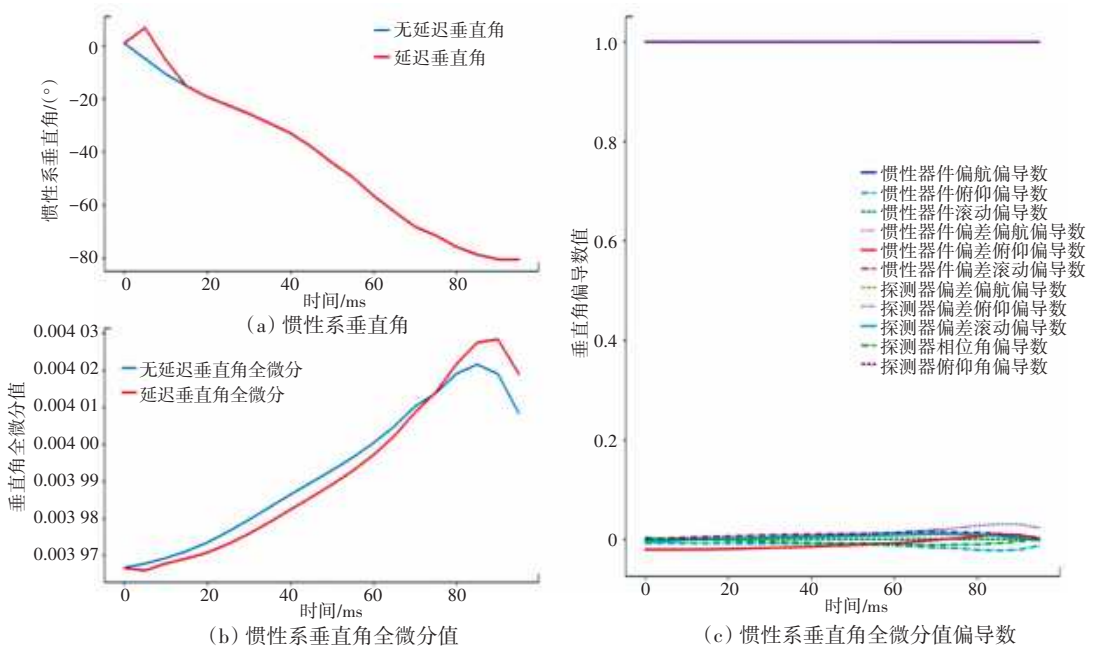


图 6 捷联惯性系垂直角及其相关计算值

Fig. 6 Vertical angle of Strapdown Inertial Navigation System and its related calculated values

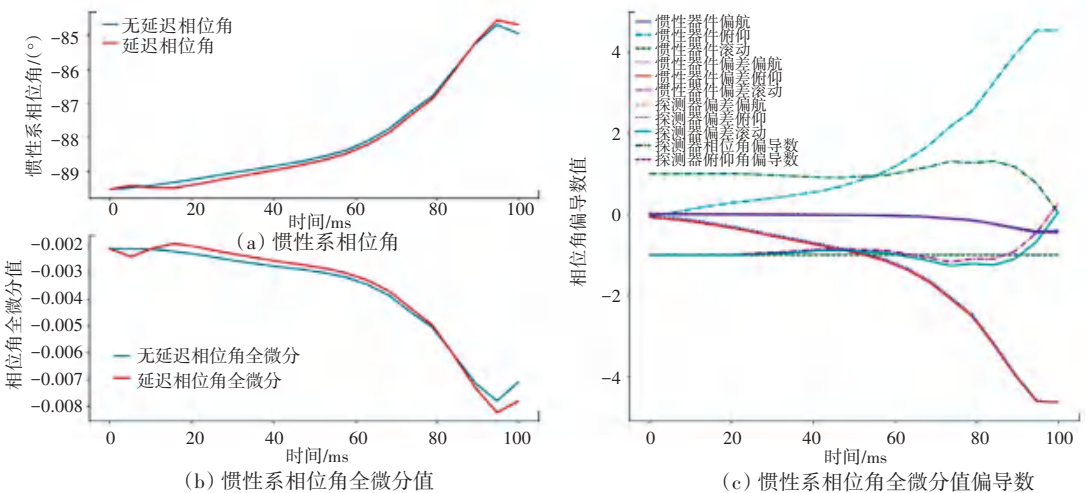


图 7 捷联惯性系相位及其相关计算值

Fig. 7 Phase angle of Strapdown Inertial Navigation System and its related calculated values

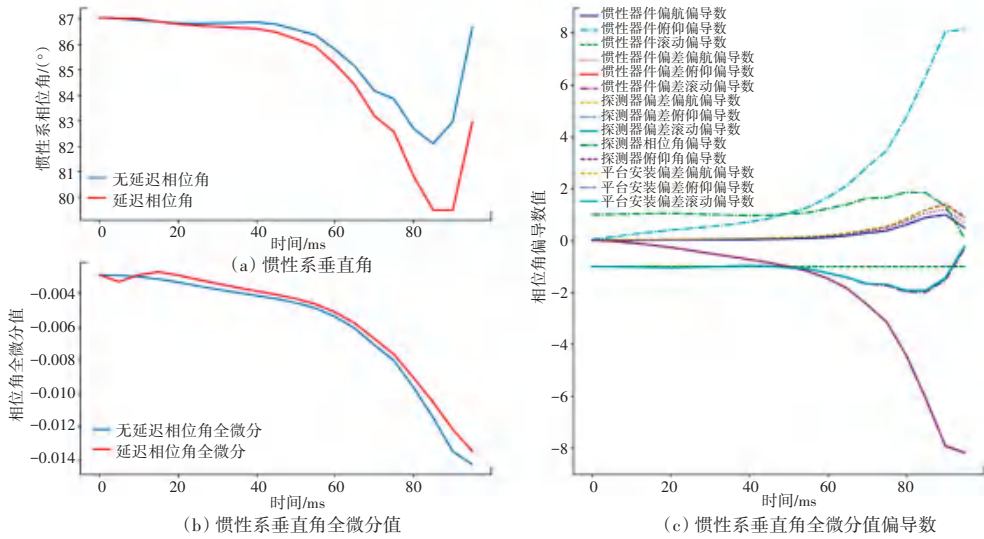


图8 半捷联惯性系垂直角及其相关计算值

Fig. 8 Vertical angle of Semi-strapdown Inertial Navigation System and its related calculated values

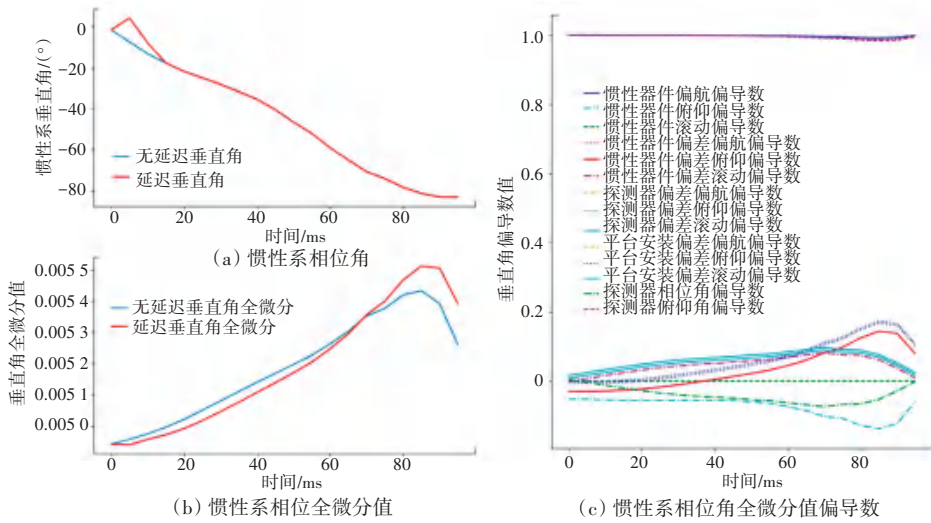


图9 半捷联惯性系相位及其相关计算值

Fig. 9 Phase angle of Semi-strapdown Inertial Navigation System and its related calculated values

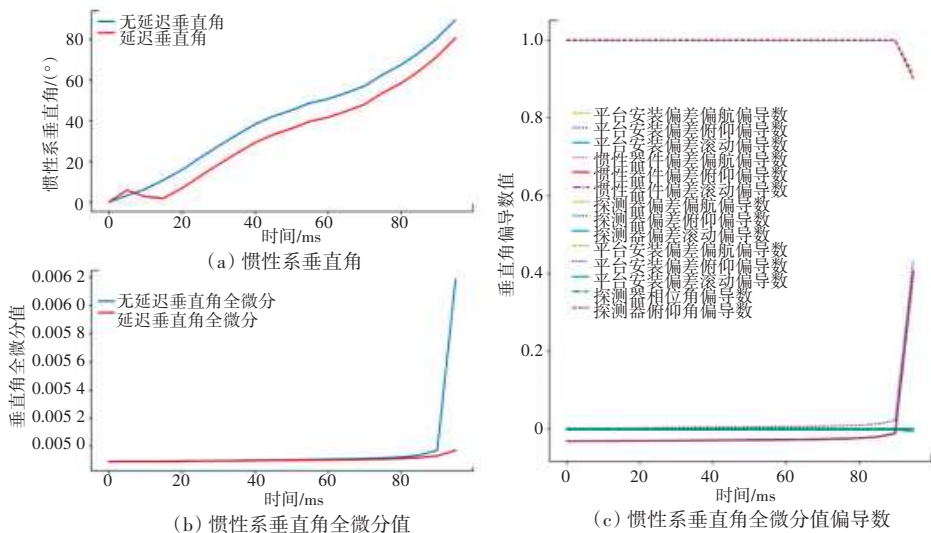


图10 平台惯性系垂直角及其相关计算值

Fig. 10 Vertical angle of platform inertial system and its related calculated values