

捷联惯测组合误差系数分离与补偿方法

解静¹, 肖龙旭², 任革学¹

(1. 清华大学航天航空学院, 北京 100084; 2. 第二炮兵装备研究院, 北京 100085)

摘要: 为了解决导弹飞行过程中捷联惯测组合误差系数相对于装订值的漂移问题, 进一步提高惯性导航精度, 提出了一种捷联惯测组合误差系数的分离和补偿方法。该方法利用真空飞行段导弹仅受地球引力和姿态变化引起的惯性力作用这一受力特点, 结合惯测组合部分工具误差系数的射前修正, 推导加速度计和陀螺仪输出模型零次项和一次项误差系数的分离模型, 计算误差系数漂移引起的惯性导航误差并给出修正方法。试验结果表明, 采用该方法可减小惯性导航误差约 56%, 进一步提高了惯性导航精度。

关键词: 惯性导航; 误差系数分离; 导航误差修正; 捷联惯测组合

中图分类号: V 44

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2011.12.27

Error coefficients separation and compensation for SIMU

XIE Jing¹, XIAO Long-xu², REN Ge-xue¹

(1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Equipment Institute of the Second Artillery, Beijing 100085, China)

Abstract: The method of error coefficients separation and compensation for strap-down inertial measure unit (SIMU) is given in order to solve the excursion of SIMU error coefficients in-flight and further improve the inertial navigation precision. The separation model for zero drift values and proportionality coefficients of both accelerometer and gyroscope is given using the characteristic that the missile is forced earth gravitation and inertial force by angular rotation only through vacuum flying, combined with several SIMU instrument error coefficients correction models before launching. The inertial navigation error by the excursion of SIMU instrument error coefficients is calculated and the corrected method is given. Experiment result shows that about fifty-six percent decrease in inertial navigation error and an effective improvement in inertial navigation precision via this method.

Keywords: inertial navigation; error coefficients separation; navigation error corrected; strap-down inertial measure unit (SIMU)

0 引言

近年来新型制导控制技术的快速发展使制导精度得到了更加显著的提高。其中, 卫星、星光组合制导^[1-3]和光学、毫米波、红外成像^[4]等精确末制导技术弥补了纯惯性制导导航误差随时间累积的不足^[5]。然而, 卫星制导存在不自主、易受干扰等缺点, 精确末制导结束后导弹仍有一段飞行时间依赖纯惯性制导。为满足导弹对制导精度的要求, 提高惯性导航精度意义重大。

惯性导航系统的精度主要取决于惯性器件的精度^[6]。完善惯性器件误差建模技术及其工具误差系数分离方法是提高惯性导航精度最直接有效的途径^[7-9]。导弹在真空(100 km 以上的高空)中飞行时, 通常只受地球引力和姿态

变化引起的惯性力作用, 加速度计和陀螺仪输出除零位误差外, 只反映姿态运动所引起的附加加速度的影响, 因此可利用导弹真空段飞行时加速度计和陀螺仪的输出脉冲来分离和修正某些工具误差系数。基于这一思想, 本文研究提出一种对加速度计、陀螺仪零次项和一次项误差系数在飞行过程中进行分离和补偿的方法。为实现误差的在线分离和补偿, 必须满足如下条件:

(1) 在信息采集段, 发动机推力、控制力及其控制力矩、空气动力及其空气动力矩等于零。这是因为只有满足这些条件, 导弹的视加速度才为零, 加速度计和陀螺仪测量通道的输出才能用于分离其零位偏差。而在导弹飞行中段, 发动机已关机且导弹在大气层外飞行, 发动机推力、控制力及其控制力矩、空气动力及其空气动力矩均等于零, 满

足上述要求,为实现误差的在线分离提供了有利条件。

(2) 导弹上制导和控制系统正常工作。

(3) 在修正段,导弹具有射程和射向修正能力。这是因为只有导弹具有修正能力,才能在飞行结束前对分离出的误差进行在线补偿以提高导航精度。而大多数弹道导弹都安装末修发动机,使得导弹在修正段具备了修正误差的能力,为实现误差的在线补偿提供了有利条件。

1 惯测组合误差模型

考虑安装误差的影响^[10],惯测组合加速度计和陀螺仪的输出模型如下:

$$\begin{cases} \frac{N_x}{T} = k_{0x} + k_{1x}(a_{xb} + k_{yx}a_{yb} + k_{zx}a_{zb}) + k_{2x}a_{xb}^2 \\ \frac{N_y}{T} = k_{0y} + k_{1y}(k_{xy}a_{xb} + a_{yb} + k_{zy}a_{zb}) + k_{2y}a_{yb}^2 \\ \frac{N_z}{T} = k_{0z} + k_{1z}(k_{xz}a_{xb} + k_{yz}a_{yb} + a_{zb}) + k_{2z}a_{zb}^2 \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{NB_x}{T} = D_{0x} + E_{1x}(\omega_{xb} + E_{yx}\omega_{yb} + E_{zx}\omega_{zb}) + D_{1x}a_{xb} + D_{2x}a_{yb} + D_{3x}a_{zb} \\ \frac{NB_y}{T} = D_{0y} + E_{1y}(E_{xy}\omega_{xb} + \omega_{yb} + E_{zy}\omega_{zb}) + D_{1y}a_{xb} + D_{2y}a_{yb} + D_{3y}a_{zb} \\ \frac{NB_z}{T} = D_{0z} + E_{1z}(E_{xz}\omega_{xb} + E_{yz}\omega_{yb} + \omega_{zb}) + D_{1z}a_{xb} + D_{2z}a_{yb} + D_{3z}a_{zb} \end{cases} \quad (2)$$

式中, N_x 、 N_y 、 N_z 为加速度计在采样时间 T 内输出的表示导弹质心沿弹体坐标系三轴的视加速度脉冲数; a_{xb} 、 a_{yb} 、 a_{zb} 为导弹质心沿弹体坐标系三轴的视加速度; k_{0x} 、 k_{0y} 、 k_{0z} 、 k_{1x} 、 k_{1y} 、 k_{1z} 、 k_{yx} 、 k_{xy} 、 k_{zy} 、 k_{xz} 、 k_{yz} 、 k_{2x} 、 k_{2y} 、 k_{2z} 分别为加速度计零位误差,一次项误差系数,安装误差和二次项误差系数; NB_x 、 NB_y 、 NB_z 为陀螺仪在采样时间 T 内输出的表示导弹绕弹体坐标系三轴的转动角速度脉冲数; ω_{xb} 、 ω_{yb} 、 ω_{zb} 为导弹绕弹体坐标系三轴的角速度; D_{0x} 、 D_{0y} 、 D_{0z} 、 D_{1x} 、 D_{1y} 、 D_{1z} 、 D_{2x} 、 D_{2y} 、 D_{2z} 、 D_{3x} 、 D_{3y} 、 D_{3z} 、 E_{1x} 、 E_{1y} 、 E_{1z} 、 E_{yx} 、 E_{xy} 、 E_{zy} 、 E_{xz} 、 E_{yz} 分别为陀螺仪零位误差,过载引起的漂移系数,一次项误差系数和安装误差。

2 误差系数在线分离方法

2.1 惯测组合部分误差系数射前分离模型

通常情况下,导弹发射时弹上惯测组合误差系数的装订值取自于设计值或单元标定值^[11-12]。为了解决运输途中惯测组合工具误差系数随时间产生的漂移,可进行误差系数的射前修正^[13]。

导弹起竖后,加速度计和陀螺仪分别敏感支承力(与重力大小相等,方向相反)及地球自转角速度在弹体系上的三个分量,输出与之相应的脉冲,飞行程序利用单元标定的工

具误差系数进行误差补偿,得出相应的视加速度和角速度,经导航计算得出导弹的质心运动参数,由于陀螺仪和加速度计均存在工具误差,会分别产生质心位移偏差(X_{Z1} 、 Y_{Z1} 、 Z_{Z1})、(X_{Z2} 、 Y_{Z2} 、 Z_{Z2})。

根据导弹起竖状态的受力方程,将工具误差系数偏差引入加速度计和陀螺仪的误差模型,同时略去小量并积分,得出惯测组合误差系数偏差射前补偿的修正公式。

加速度计:

$$\begin{cases} X_{Z1} = -\frac{1}{2}t^2 \Delta K_{0y} \\ Y_{Z1} = \frac{1}{2}t^2 (\Delta K_{0x} + g_0 \Delta K_{1x}) \\ Z_{Z1} = \frac{1}{2}t^2 \Delta k_{0z} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \Delta K_{0y} = -\frac{2X_{Z1}}{t^2} \\ \Delta K_{1x} \approx \frac{2Y_{Z1}}{t^2 g_0} \\ \Delta K_{0z} = \frac{2Z_{Z1}}{t^2} \end{cases} \quad (3)$$

注 1 本文中前级 Δ 表示系数偏差。统计结果显示加速度计零次项误差系数偏差 ΔK_{0x} 普遍小于一次项误差系数偏差 ΔK_{1x} ,可忽略 ΔK_{0x} 对视位移偏差的影响。

陀螺仪:

$$\begin{cases} X_{Z2} = -\frac{1}{6}t^3 \beta g_0 (\Delta D_{0z} + \Delta D_{1z}) \\ Y_{Z2} \approx 0 \\ Z_{Z2} = -\frac{1}{6}t^3 \beta g_0 (\Delta D_{0y} + \Delta D_{1y}) \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \Delta D_{0y} \approx -\frac{6Z_{Z2}}{t^3 \beta g_0} \\ \Delta D_{0z} \approx -\frac{6X_{Z2}}{t^3 \beta g_0} \end{cases} \quad (4)$$

式中, t 为射前导航精度检查所需要的时间,根据试验情况确定; β 为弧度和角秒的量纲转换系数; g_0 为发射点重力加速度值。

统计结果显示陀螺仪的零次项误差系数偏差大于一次项偏差,可忽略 ΔD_{1y} 、 ΔD_{1z} 对视位移偏差的影响。

从理论上讲,射前修正可对五个误差系数 K_{0y} 、 K_{1x} 、 K_{0z} 、 D_{0y} 、 D_{0z} 进行补偿。但由于射前导弹垂直竖立在发射台上,无法分离 K_{0x} 和 K_{1x} ,只将其作为 K_{1x} 误差进行修正,试验结果分析表明 K_{0x} 和 K_{1x} 曾出现极性相反的情况,该修正方法有可能引入更大的误差。基于上述原因,提出利用真空段导弹受力特点进行误差系数的再分离和修正。

2.2 惯测组合真空理想状态误差系数分离模型

当惯测组合安装在导弹质心时,在信息采集段,由于导弹不受推力、控制力、空气动力的作用,仅受地球引力,此时

惯测组合加速度计测量通道的视加速度应为零。记加速度计输出脉冲数偏差为 $\delta N_x, \delta N_y, \delta N_z$, 陀螺仪输出脉冲数偏差为 $\delta NB_x, \delta NB_y, \delta NB_z$, 则有

$$\begin{cases} \Delta K_{0x} = \delta N_x \\ \Delta K_{0y} = \delta N_y \\ \Delta K_{0z} = \delta N_z \end{cases} \begin{cases} \Delta D_{0x} = \delta NB_x \\ \Delta D_{0y} = \delta NB_y \\ \Delta D_{0z} = \delta NB_z \end{cases} \quad (5)$$

2.3 惯测组合动态补偿误差系数分离方法

一般情况下, 惯测组合并非安装在导弹质心位置, 当导弹绕质心以角速度 ω_1 , 角加速度 $\dot{\omega}_1$ 转动时会产生附加加速度 ($\delta a_{xb}, \delta a_{yb}, \delta a_{zb}$), 此时, 加速度计会敏感该附加加速度。加速度计敏感到的附加加速度在弹体坐标系各轴的分量如下:

$$\begin{bmatrix} \delta a_{xb} \\ \delta a_{yb} \\ \delta a_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} + b_{12} & a_{13} + b_{13} \\ a_{21} + b_{21} & a_{22} & a_{23} + b_{23} \\ a_{31} + b_{31} & a_{32} + b_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_{M1} \\ \Delta y_{M1} \\ \Delta z_{M1} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $\Delta x_{M1}, \Delta y_{M1}, \Delta z_{M1}$ 为惯测组合中心与导弹质心距离在弹体坐标系上的三个分量; a_{ij}, b_{ij} 可由角速度和角加速度计算得到。

由于真空段附加加速度和弹体角速度均不大, 因此可认为零位误差和附加加速度共同导致了加速度计和陀螺仪的输出脉冲:

$$\begin{cases} \frac{N_x}{T} = K_{0x} + K_{1x} \delta a_{xb} \\ \frac{N_y}{T} = K_{0y} + K_{1y} \delta a_{yb} \\ \frac{N_z}{T} = K_{0z} + K_{1z} \delta a_{zb} \end{cases} \begin{cases} \frac{NB_x}{T} = D_{0x} + D_{1x} \delta a_{xb} \\ \frac{NB_y}{T} = D_{0y} + D_{1y} \delta a_{yb} \\ \frac{NB_z}{T} = D_{0z} + D_{1z} \delta a_{zb} \end{cases} \quad (7)$$

则输出脉冲差为

$$\begin{cases} \delta N_x = \Delta K_{0x} + \Delta K_{1x} \delta a_{xb} \\ \delta N_y = \Delta K_{0y} + \Delta K_{1y} \delta a_{yb} \\ \delta N_z = \Delta K_{0z} + \Delta K_{1z} \delta a_{zb} \end{cases} \begin{cases} \delta NB_x = \Delta D_{0x} + \Delta D_{1x} \delta a_{xb} \\ \delta NB_y = \Delta D_{0y} + \Delta D_{1y} \delta a_{yb} \\ \delta NB_z = \Delta D_{0z} + \Delta D_{1z} \delta a_{zb} \end{cases} \quad (8)$$

式中 6 个方程 12 个未知数, 无法求解。而射前修正存在的问题是在计算 $\Delta K_{1x}, \Delta D_{0y}, \Delta D_{0z}$ 时假定 $\Delta K_{0x}, \Delta D_{1y}, \Delta D_{1z}$ 为零, 实际上 $\Delta K_{0x}, \Delta D_{1y}, \Delta D_{1z}$ 并不为零, 需要进一步扣除掉近似计算带来的误差。因此, 结合惯测组合射前修正和真空飞行误差系数分离模型, 联立式(3)、式(4)和式(8)计算得

$$\begin{cases} \delta N_x = \Delta K_{0x} + \Delta K_{1x} \delta a_{xb} \\ \mathbf{Y}_{z1} = \frac{1}{2} t^2 (\Delta K_{0x} + g_0 \Delta K_{1x}) \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \Delta K_{0x} = \delta N_x - \delta a_{xb} \frac{\delta N_x - 2\mathbf{Y}_{z1}/t^2}{\delta a_{xb} - g_0} \\ \Delta K_{1x} = \frac{\delta N_x - 2\mathbf{Y}_{z1}/t^2}{\delta a_{xb} - g_0} \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \delta N_y = \Delta K_{0y} + \Delta K_{1y} \delta a_{yb} \\ \mathbf{X}_{z1} = -\frac{1}{2} t^2 \Delta K_{0y} \\ \delta N_z = \Delta K_{0z} + \Delta K_{1z} \delta a_{zb} \\ \mathbf{Z}_{z1} = \frac{1}{2} t^2 \Delta K_{0z} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \Delta K_{0y} = -\frac{2\mathbf{X}_{z1}}{t^2} \\ \Delta K_{1y} = \frac{\delta N_y + 2\mathbf{X}_{z1}/t^2}{\delta a_{yb}} \\ \Delta K_{0z} = \frac{2\mathbf{Z}_{z1}}{t^2} \\ \Delta K_{1z} = \frac{\delta N_z - 2\mathbf{Z}_{z1}/t^2}{\delta a_{zb}} \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \delta NB_y = \Delta D_{0y} + \Delta D_{1y} \delta a_{yb} \\ \mathbf{Z}_{z2} = -\frac{1}{6} t^3 \beta g_0 (\Delta D_{0y} + \Delta D_{1y}) \\ \delta NB_z = \Delta D_{0z} + \Delta D_{1z} \delta a_{zb} \\ \mathbf{X}_{z2} = -\frac{1}{6} t^3 \beta g_0 (\Delta D_{0z} + \Delta D_{1z}) \end{cases} \Rightarrow$$

$$\begin{cases} \Delta D_{0y} = -6\mathbf{Z}_{z2}/t^3 \beta g_0 - \frac{\delta NB_y + 6\mathbf{Z}_{z2}/t^3 \beta g_0}{\delta a_{yb} - 1} \\ \Delta D_{1y} = \frac{\delta NB_y + 6\mathbf{Z}_{z2}/t^3 \beta g_0}{\delta a_{yb} - 1} \\ \Delta D_{0z} = -6\mathbf{X}_{z2}/t^3 \beta g_0 - \frac{\delta NB_z + 6\mathbf{X}_{z2}/t^3 \beta g_0}{\delta a_{zb} - 1} \\ \Delta D_{1z} = \frac{\delta NB_z + 6\mathbf{X}_{z2}/t^3 \beta g_0}{\delta a_{zb} - 1} \end{cases} \quad (11)$$

式(9)~式(11)是在加速度计和陀螺仪误差系数射前标定和真空飞行时变化不大的假定下得出的。事实上, 惯测组合误差系数是随时间变化的, 因此上述结论本身也存在一定的误差。但由于导弹飞离大气层所需时间很短, 上述分离模型相比仅进行射前误差系数修正, 精度更高。

3 导航误差补偿方法

3.1 导航误差计算方法

导航误差包括两部分: 一部分是惯测组合误差系数偏差引起的初始对准误差造成的导航误差; 一部分是惯测组合误差系数偏差引起的飞行过程中的导航误差。

初始姿态对准中, 初始俯仰角偏差 $\Delta\varphi_0$ 、偏航角 ψ_0 。根据 \mathbf{Y}, \mathbf{Z} 两个方向加速度计和陀螺仪测量通道的输出脉冲数计算得出^[14-17]。在射前修正中由于导航计算用到了 $\Delta\varphi_0, \psi_0$ 的初值, 因此射前修正后形成的惯测组合误差偏差式(9)~式(11)不能反过来修正 $\Delta\varphi_0, \psi_0$, 而真空飞行中形成的惯测组合零位偏差值式(5)则可以用来修正 $\Delta\varphi_{M0}, \psi_0$ 。

在诸元计算过程中增加工具误差系数环境函数 $\frac{\partial \Delta\varphi_0}{\partial K_{0y}}$

$\frac{\partial \Delta \varphi_0}{\partial D_{0z}}, \frac{\partial \psi_0}{\partial K_{0z}}, \frac{\partial \psi_0}{\partial D_{0y}}, \frac{\partial L}{\partial \Delta \varphi_0}, \frac{\partial H}{\partial \Delta \varphi_0}, \frac{\partial L}{\partial \psi_0}, \frac{\partial H}{\partial \psi_0}$ 的计算,并将其装订上弹,根据加速度计和陀螺仪输出脉冲数,应用式(5)求取各误差系数偏差,按照式(12)计算惯测组合误差系数偏差引起的初始对准偏差以及相应的射程导航误差 ΔL_1 和横向导航误差 ΔH_1 :

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta L_1 &= \frac{\partial L}{\partial \Delta \varphi_0} \left(\frac{\partial \Delta \varphi_0}{\partial K_{0y}} \Delta K_{0y} + \frac{\partial \Delta \varphi_0}{\partial D_{0z}} \Delta D_{0z} \right) + \\ &\quad \frac{\partial L}{\partial \psi_0} \left(\frac{\partial \psi_0}{\partial K_{0z}} \Delta K_{0z} + \frac{\partial \psi_0}{\partial D_{0y}} \Delta D_{0y} \right) \\ \Delta H_1 &= \frac{\partial H}{\partial \Delta \varphi_0} \left(\frac{\partial \Delta \varphi_0}{\partial K_{0y}} \Delta K_{0y} + \frac{\partial \Delta \varphi_0}{\partial D_{0z}} \Delta D_{0z} \right) + \\ &\quad \frac{\partial H}{\partial \psi_0} \left(\frac{\partial \psi_0}{\partial K_{0z}} \Delta K_{0z} + \frac{\partial \psi_0}{\partial D_{0y}} \Delta D_{0y} \right) \end{aligned} \right. \quad (12)$$

在诸元计算过程中增加工具误差系数环境函数 $\frac{\partial L}{\partial K_{0x}}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial K_{0y}}, \frac{\partial L}{\partial D_{0z}}, \frac{\partial L}{\partial K_{1x}}, \frac{\partial L}{\partial K_{1y}}, \frac{\partial L}{\partial D_{1z}}, \frac{\partial H}{\partial D_{0y}}, \frac{\partial H}{\partial K_{0z}}, \frac{\partial H}{\partial D_{1y}}, \frac{\partial H}{\partial K_{1z}}$ 的计算,并将其装订上弹,根据加速度计和陀螺仪输出脉冲数,应用式(5)或式(9)~式(11)求取各误差系数偏差,按照式(13)计算惯测组合误差系数偏差引起的射程导航误差 ΔL_2 和横向导航误差 ΔH_2 :

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta L_2 &= \frac{\partial L}{\partial K_{0x}} \Delta K_{0x} + \frac{\partial L}{\partial K_{0y}} \Delta K_{0y} + \frac{\partial L}{\partial K_{1x}} \Delta K_{1x} + \\ &\quad \frac{\partial L}{\partial K_{1y}} \Delta K_{1y} + \frac{\partial L}{\partial D_{0z}} \Delta D_{0z} + \frac{\partial L}{\partial D_{1z}} \Delta D_{1z} \\ \Delta H_2 &= \frac{\partial H}{\partial K_{0z}} \Delta K_{0z} + \frac{\partial H}{\partial K_{1z}} \Delta K_{1z} + \frac{\partial H}{\partial D_{0y}} \Delta D_{0y} + \\ &\quad \frac{\partial H}{\partial D_{1y}} \Delta D_{1y} \end{aligned} \right. \quad (13)$$

3.2 导航误差修正方法

一般的,弹道导弹都安装有末修发动机,因此可采用末修发动机进行导航误差的修正。设修正时刻为 t_k ,导弹处于惯性坐标系水平状态,且偏航角为零,要同时修正纵向和横向误差,则必须改变导弹偏航角。根据所需修正的纵向和横向误差量计算修正姿态 ψ_c ,并按 Δt_c 开启一次发动机即可同时完成纵向误差和横向误差的修正。

$$\psi_c = \arctan \left(- \frac{\frac{\partial L}{\partial \mathbf{V}_x} \Delta H_1 + \Delta H_2}{\frac{\partial H}{\partial \mathbf{V}_x} \Delta L_1 + \Delta L_2} \right),$$

$$\Delta t_c = \frac{\left[\left(\frac{\partial H}{\partial \mathbf{V}_x} \right)^2 - 2 \frac{\partial H}{\partial z_c} \frac{\Delta H_1 + \Delta H_2}{a_c \sin \psi_c} \right]^{\frac{1}{2}} - \frac{\partial H}{\partial \mathbf{V}_x}}{\frac{\partial H}{\partial z_c}} \quad (14)$$

式中, $\frac{\partial L}{\partial \mathbf{V}_x}, \frac{\partial H}{\partial \mathbf{V}_x}, \frac{\partial H}{\partial z_c}$ 是标准弹道修正点处的偏导数; a_c 为开启末修发动机产生的加速度,其方向沿弹体纵对称轴正

方向。

3.3 修正惯测组合误差系数装订值

根据式(5)或式(9)~式(11)求取各工具误差系数偏差后,对弹上惯测组合误差系数装订值进行修正,之后采用新的误差系数 $(K_{0x} + \Delta K_{0x}, K_{0y} + \Delta K_{0y}, K_{0z} + \Delta K_{0z}), (K_{1x} + \Delta K_{1x}, K_{1y} + \Delta K_{1y}, K_{1z} + \Delta K_{1z}), (D_{0x} + \Delta D_{0x}, D_{0y} + \Delta D_{0y}, D_{0z} + \Delta D_{0z}), (D_{1x} + \Delta D_{1x}, D_{1y} + \Delta D_{1y}, D_{1z} + \Delta D_{1z})$ 进行惯性导航。

4 试验及分析

本试验将惯测组合误差系数在线分离和补偿算法以软件包的形式加入到导弹飞行控制程序中。设置试验初始位置为东经 116° , 北纬 41° , 高度 $1\,000\text{ m}$; 目标位置为东经 110° , 北纬 40° , 高度 150 m 。试验中,首先不加载误差在线分离和补偿算法软件包,记录惯性导航误差;再加载误差在线分离和补偿算法软件包对捷联惯测组合加速度计和陀螺仪输出模型的零次项和一次项误差系数进行分离并补偿其引起的导航误差,记录惯性导航误差。两种试验下惯性导航射程方向的误差如表 1 所示。

表 1 试验结果

序号	原惯性导航误差	分离误差	补偿后惯性导航误差
1	-0.466 07	-0.740 62	0.274 55
2	0.462 99	0.267 02	0.195 97
3	-0.481 23	-0.295 65	-0.185 58
4	0.188 34	0.115 80	0.072 53
5	1.000 00	0.251 43	0.748 57
6	-0.254 61	0.013 89	-0.268 50
7	-0.661 40	-0.202 65	-0.458 75
8	-0.812 94	-0.231 07	-0.581 87
9	-0.868 93	-0.093 85	-0.775 08
10	0.364 26	-0.092 47	0.456 73
11	0.242 21	0.518 35	-0.276 14
12	0.080 17	-0.012 09	0.092 26
标准差 1σ	0.554 76	0.308 72	0.426 97

注:表中数据以 12 次试验中绝对值最大的一次原惯性导航误差为标准 1,对数据进行标准化处理。

分析表 1 中数据可知:采用该方法 9 次分离的极性与惯性导航相同,3 次极性不同。但从数据可以看出,极性不同时,分离出的惯性导航误差很小,影响亦很小。不进行分离补偿时惯性导航误差为 $0.554\,76$;如果采用该方法分离并进行补偿,则惯性导航误差降至 $0.426\,97$ 。该方法分离出的惯性导航误差为 $0.308\,72$,可减小惯性导航射程误差约 56% 。

另外,采用该方法分离并补偿的导弹横向误差很小,这是因为引起导弹横向误差最大的误差源是瞄准误差,采用该方法在飞行过程中无法分离出瞄准误差,基本可以认为该方法对提高导弹横向精度效果不大。

5 结 论

本文针对捷联惯测组合误差系数飞行过程中的漂移问题,提出了一种利用飞行真空环境分离和修正加速度计、陀螺仪零次项和一次项误差系数的方法,试验结果表明该方法可减小惯性导航射程误差约 56%,对提高惯性导航精度的贡献较大。通过本文的工作,在提高惯性导航制导精度的同时,也为进一步提高导弹横向精度提供了一个更准确的研究方向,即对瞄准误差分离方法的研究。

参考文献:

- [1] Xiao L X, Wei S H, Lin H B. Research on star-tracking correction technology for near-earth flight vehicles [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2010, 21(3): 485 - 490.
- [2] Hegg J. Enhanced space integrated GPS/INS (SIGI) [J]. *Digital Avionics Systems*, 2001, 2: 8B2/1 - 8B2/9.
- [3] Hu H D, Huang X L. SINS/CNS/GPS integrated navigation algorithm based on UKF [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2010, 21(1): 102 - 109.
- [4] Yin S M, Hong X H, Liu S Q, et al. New algorithm of adaptive nonuniformity correction for IRFPA [J]. *Journal of Infrared Millimeter Waves*, 2004, 23 (1): 33 - 38.
- [5] 张天光. 捷联惯性导航技术[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2007: 5 - 11. (Zhang T G. *Strap-down inertial navigation technology* [M]. 2nd. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 5 - 11.)
- [6] Mortenson R. Strap-down guidance error analysis [J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronics systems*, 1994, 10(4).
- [7] Li G, Xian Y, Wang M H. Dynamic separation method of strap-down inertial navigation instrument error [C]// *Chinese Control and Decision Conference*, 2010: 4302 - 4305.
- [8] Nieminen T, Kangas J, Suuriniemi S, et al. An enhanced multi-position calibration method for consumer-grade inertial measurement units applied and tested [J]. *Measurement Science and Technology*, 2010, 21(10): 105204 - 105215.
- [9] Hol J D, Schon T B, Gustafsson F. Modeling and calibration of inertial and vision sensors [J]. *International Journal of Robotics Research*, 2010, 29(2 - 3): 231 - 244.
- [10] 肖龙旭. 地地导弹弹道与制导[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003: 87 - 90. (Xiao L X. *Ballistics and guidance of surface missile* [M]. Beijing: Chinese Astronautic Publishing Company, 2003: 87 - 90.)
- [11] 祝燕华, 刘建业, 孙永荣, 等. 导弹射前惯测组件误差在线标定方案研究 [J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(4): 618 - 621. (Zhu Y H, Liu J Y, Sun Y R, et al. Research on real-time IMU error calibration methods for missile prelaunch preparation [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(4): 618 - 621.)
- [12] Liu Y H, Huang X S, Xu W Y. Calibration algorithm for flexible gyroscope scale factor [J]. *Journal of Data Acquisition and Processing*, 2010, 25(1): 117 - 121.
- [13] Xian Y, Qian P X. Research on the equivalent compensation of IMU error before launching [J]. *Flight Dynamics*, 2001, 19 (3): 77 - 79.
- [14] Wang X L. Fast alignment and calibration algorithms for inertial navigation system [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, 13: 204 - 209.
- [15] Ali J, Rasheeq Ullah Baig Mirza M. Initial orientation of inertial navigation system realized through nonlinear modeling and filtering [J]. *Measurement*, 2011, 44(5): 793 - 801.
- [16] Lu S L, Xie L, Chen J B. New techniques for initial alignment of strap-down inertial navigation system [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2009, 346: 1021 - 1037.
- [17] Qian W X, Liu J Y, Zhao W, et al. Novel method of improving the alignment accuracy of SINS on revolving mounting base [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2009, 20(5): 1052 - 1057.