基于双轴旋转的惯导系统误差自补偿技术

杨国梁 王 玮

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对陀螺漂移影响惯导系统长时间导航精度的问题,提出了一种基于双单元体结构的误差自补偿方案.通过单元体的连续正反旋转,可以实现对所有方向上陀螺常值漂移的调制,从而大幅提高惯导系统的精度.对常值漂移、刻度系数误差、安装误差和角度随机游走等主要误差源的误差特性进行了分析,同时讨论了旋转机构精度对系统调制性能的影响.利用自行研制的双轴旋转调制式激光捷联惯导系统进行了多次海上试验,试验结果表明该方案可行,在不改变惯性器件精度的前提下,可提高系统精度一个量级以上.

关 键 词: 捷联惯导系统; 双轴旋转; 自动补偿; 激光陀螺

中图分类号: U 666.12

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0519-06

Error auto-compensation technology of inertial navigation system based on double-axis rotation

Yang Guoliang Wang Wei

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the problem that the gyro drift decreased the long-time navigation accuracy, a new auto-compensation scheme with double units was put forward. The constant gyro drifts could be modulated in all directions by continuous rotation, so as to improve the accuracy of the inertial navigation system greatly. The error characters of system errors were analyzed, such as constant gyro drift, scale coefficient error, installation error and angle random walk. The influence of rotating mechanism precision on the modulation performance was also demonstrated. Multiple sea tests were operated by the double-axis rotary laser strapdown inertial navigation system which was self-developed. The results show that the scheme is efficient and the accuracy of the system can be improved by one order of magnitude while the precision of the inertial components is unchanged.

Key words: strapdown inertial navigation system; double-axis rotation; auto-compensation; laser gyro

惯性导航作为一种完全自主的导航技术,正在军事领域发挥着越来越重要的作用.目前国内基于中等精度航空惯导(1 n mile/h)的关键器件和系统集成技术已基本成熟,可为飞机、导弹等提供短期的自主导航精度,但对于大型军用运输机、远程战略轰炸机以及水面舰艇等需要长时间工作的武器系统而言,仍不能满足其高精度的导航需求.

长时间工作的惯性导航系统,陀螺漂移将引起随时间积累的位置误差,是影响系统导航精度的主要因素.旋转调制技术作为一种误差自补偿方法,可以不依靠外界条件而将陀螺的常值和慢变漂移调制成周期变化量,以此提高惯导系统的长时间导航能力.美国先后研制出了 MK39 Mod3C, MK49, AN/WSN-7A 和 AN/WSN-7B 等高精度旋转调制式捷联惯导系统[1-3].近年来,在对

收稿日期: 2010-12-14; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0915.004.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(20080851020);中航工业技术创新基金资助项目(2009D61813)

作者简介: 杨国梁(1983-),男,山西朔州人,博士生,yglbuaa@126.com.

高精度惯性导航系统的迫切需求下,国内各研究单位也纷纷开展了此类系统的研究[4-6].

本文针对实验室自行研制的双轴旋转调制式激光捷联惯导系统,研究其误差自补偿机理,分析系统中主要误差源的特性,并给出了海上试验的导航结果.

1 旋转误差自补偿原理

双轴旋转调制式激光捷联惯导系统包括惯性测量单元、旋转机构、导航计算机以及陀螺加计的相关电路4个部分. 惯性测量单元包括上、下2个单元体,每个单元体装有2个机抖型激光陀螺仪和2个石英挠性加速度计,单元体在电机拖动下作连续正反旋转运动. 上单元体实现对机体系 X 轴和 Y 轴方向上惯性器件误差的调制,下单元体实现对机体系 Z 轴方向上惯性器件误差的调制. 图1所示为系统结构示意图.

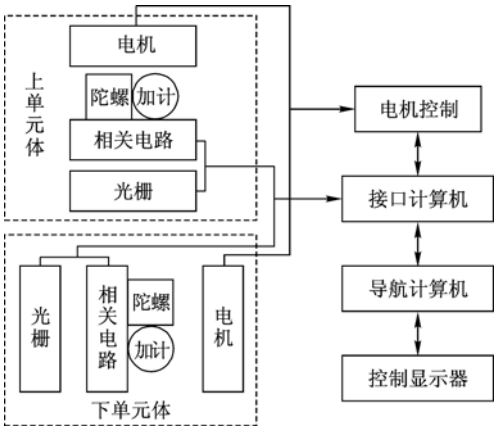
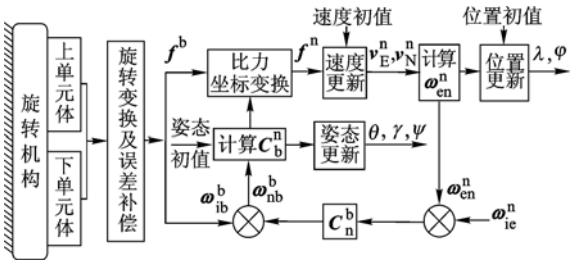


图1 双轴旋转调制式惯导系统结构示意图

图2所示为系统的捷联解算框图,可见当把2个单元体的信息综合并进行误差补偿后,计算流程与普通的捷联解算流程一致,故而对系统进行正确的误差分析和精确标定是系统实现过程中的关键.



$\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}}$,$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{ib}}$—机体系下的比力和角速度;$\boldsymbol{f}^{\mathrm{n}}$—导航系下的比力;$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{en}}$—位移角速率;$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{ie}}$—地球角速率;$\boldsymbol{C}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{n}}$—姿态阵;$\boldsymbol{C}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{b}}$—$\boldsymbol{C}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{n}}$的转置;$\theta,\gamma,\psi$—俯仰角、横滚角和航向角;$\boldsymbol{v}_{\mathrm{E}}$,$\boldsymbol{v}_{\mathrm{N}}$—东向和北向速度;$\lambda,\varphi$—经度和纬度.

图2 系统捷联解算框图

定义如下坐标系:s系为惯性敏感坐标系,b系为机体坐标系,n系为导航坐标系,i系为惯性坐标系. 其中s系随惯性测量单元的旋转而不断变化,并且初始时刻s系与b系重合.

根据惯导系统模型,陀螺和加速度计的输出可表示为

$$\widetilde{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}=(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{S}_{\mathrm{g}})[\boldsymbol{I}+(\Delta\boldsymbol{C}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{g}})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}+\boldsymbol{\varepsilon}+\boldsymbol{n}_{\mathrm{g}} \quad (1)$$

$$\tilde{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}=(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{S}_{\mathrm{a}})[\boldsymbol{I}+(\Delta\boldsymbol{C}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{a}})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{f}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}+\boldsymbol{\nabla}+\boldsymbol{n}_{\mathrm{a}} \quad (2)$$

式中,$\widetilde{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$和$\tilde{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$为陀螺和加速度计的测量值;$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$和$\boldsymbol{f}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$为陀螺和加速度计的真实值;$\boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}$和$\boldsymbol{S}_{\mathrm{a}}$分别为陀螺和加速度计的刻度系数误差;$\Delta\boldsymbol{C}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{g}}$和$\Delta\boldsymbol{C}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{a}}$分别为陀螺和加速度计的安装误差;$\boldsymbol{\varepsilon}$为陀螺常值漂移;$\boldsymbol{\nabla}$为加速度计零偏;$\boldsymbol{n}_{\mathrm{g}}$和$\boldsymbol{n}_{\mathrm{a}}$分别为陀螺和加速度计的随机误差.

将式(1)和式(2)分别展开并忽略二次项,得到陀螺和加速度计的输出误差为

$$\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}=[\boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}+(\Delta\boldsymbol{C}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{g}})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}+\boldsymbol{\varepsilon}+\boldsymbol{n}_{\mathrm{g}} \quad (3)$$

$$\delta\tilde{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}=[\boldsymbol{S}_{\mathrm{a}}+(\Delta\boldsymbol{C}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{a}})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{f}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}+\boldsymbol{\nabla}+\boldsymbol{n}_{\mathrm{a}} \quad (4)$$

如前所述,在经过旋转变换后,双轴旋转调制式激光捷联惯导系统与常规捷联惯导系统的误差传播方程一致,可用如下式子表示:

$$\dot{\boldsymbol{\phi}}^{\mathrm{n}}=-\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{in}}\times\boldsymbol{\phi}^{\mathrm{n}}+\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{in}}-\boldsymbol{C}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{C}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{s}}\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}} \quad (5)$$

$$\delta\dot{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}}=\boldsymbol{f}^{\mathrm{n}}\times\boldsymbol{\phi}^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{C}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{C}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{s}}\delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}-(2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{ie}}+\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{en}})\times\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}-(2\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{ie}}+\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{n}}_{\mathrm{en}})\times\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}-\delta\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}} \quad (6)$$

式中,$\boldsymbol{\phi}$为数学平台误差角;$\boldsymbol{v}$和$\delta\boldsymbol{v}$分别为速度和速度误差;$\boldsymbol{\omega}$和$\delta\boldsymbol{\omega}$分别为角速度和角速度误差;$\boldsymbol{f}$和$\delta\boldsymbol{f}$分别为比力和比力误差;$\delta\boldsymbol{g}$为重力偏差;$\boldsymbol{C}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{s}}$为惯性敏感系和机体系的转换阵.

系统实现过程中,应尽可能减小$\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$和$\delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$的影响,而旋转自补偿的实质就是通过周期性地改变$\boldsymbol{C}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{s}}$值,使得误差量$\delta\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$和$\delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{is}}$在一个旋转周期内均值为零,以此来减小导航误差的积累并最终提高系统的精度.

2 双轴旋转惯导系统误差特性分析

在双轴旋转调制式激光捷联惯导系统里,各项误差参数的影响机理发生了变化,有些误差可以被完全调制,有些则不能被完全调制,还有剩余不可调制分量. 这里针对常值漂移、刻度系数误差、安装误差以及角度随机游走这4项主要误差源,研究它们的误差调制特性,并进行相应的仿真分析.

2.1 常值漂移调制特性

以上单元体为例,假设单元体内2个陀螺的常值漂移分别为ε_x,ε_y,单元体绕b系Z轴以角

速度 ω 匀速连续正反旋转,假设初始时刻机体系与地理系重合,则地理系下等效陀螺漂移可用下式所示:

$$\begin{bmatrix}\varepsilon_{\mathrm{E}}\\ \varepsilon_{\mathrm{N}}\end{bmatrix}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{n}}\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\omega t & -\sin\omega t\\ \sin\omega t & \cos\omega t\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\end{bmatrix} \tag{7}$$

即

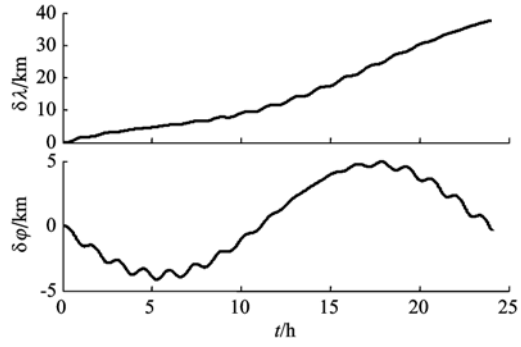
$$\begin{bmatrix}\varepsilon_{\mathrm{E}}\\ \varepsilon_{\mathrm{N}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\varepsilon_x\cos\omega t-\varepsilon_y\sin\omega t\\ \varepsilon_x\sin\omega t+\varepsilon_y\cos\omega t\end{bmatrix} \tag{8}$$

由其造成的数学平台误差角为

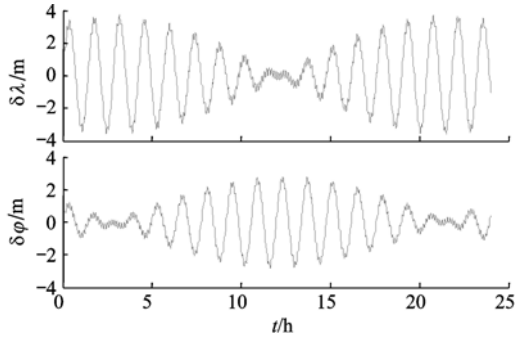
$$\begin{bmatrix}\theta_{\mathrm{E}}\\ \theta_{\mathrm{N}}\end{bmatrix}=\frac{1}{\omega}\begin{bmatrix}\varepsilon_x\sin\omega t-\varepsilon_y(1-\cos\omega t)\\ \varepsilon_x(1-\cos\omega t)+\varepsilon_y\sin\omega t\end{bmatrix} \tag{9}$$

可见,常值漂移(固定常值或随机常值)经过旋转调制后,其造成的误差不再发散,而是变为周期振荡的形式,振荡幅值为陀螺漂移和旋转角速度的比值. 下面进行数字仿真来进一步说明这一结论.

仿真中设置:载体静止,b 系与地理坐标系重合,陀螺常值漂移为 0.01(°)/h,单元体旋转角速度为 1.5(°)/s,当地纬度为 40°,仿真时间为 24 h. 仿真中仅考虑常值陀螺漂移,不考虑其它误差. 有无旋转调制的经度误差 $\delta\lambda$ 和纬度误差 $\delta\varphi$ 如图 3 所示.



a　不旋转调制的位置误差



b　旋转调制下的位置误差

图 3　常值漂移的调制情况仿真

对比旋转调制前后的导航结果,采用 0.01(°)/h的陀螺导航 24 h,如果不进行旋转调制,$\delta\varphi$ 周期振荡,$\delta\lambda$ 随时间发散,最大误差为 37 570 m. 旋转调制后,$\delta\varphi$ 和 $\delta\lambda$ 均呈周期振荡的形式,最大振幅小于 4 m. 可见经过旋转调制,ε 不再成为影响惯导系统精度的主要因素.

2.2　刻度系数误差调制特性

仍以上单元体为研究对象,假设单元体内 2 个陀螺的刻度系数误差分别是 ΔK_x,ΔK_y,若 b 系 Y 轴有输入 ω_Y,单元体旋转角为 ϕ,则敏感轴上的等效陀螺漂移为

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_x&=\Delta K_x\omega_Y\sin\phi\\ \varepsilon_y&=\Delta K_y\omega_Y\cos\phi\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

旋转变换到 b 系后有

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_X&=\varepsilon_x\cos\phi-\varepsilon_y\sin\phi=\Delta K_{YX}\omega_Y\\ \varepsilon_Y&=\varepsilon_x\sin\phi+\varepsilon_y\cos\phi=\Delta K_Y\omega_Y+\Delta K_{YY}\omega_Y\end{aligned}\right\} \tag{11}$$

式中

$$\Delta K_Y=\frac{\Delta K_x+\Delta K_y}{2}$$

$$\Delta K_{YX}=\frac{\Delta K_x-\Delta K_y}{2}\sin 2\phi$$

$$\Delta K_{YY}=\frac{\Delta K_x-\Delta K_y}{2}\cos 2\phi$$

分析上式,可以得到如下结论:

1)刻度系数误差在经过旋转调制后,误差特性较常规惯导系统更为复杂. 除了常值误差分量外,还在角速度输入轴及其正交轴上出现 2 倍旋转周期误差分量,并分别以正弦形式和余弦形式变化;

2)若单元体内 2 个陀螺刻度系数误差具有相同的值,则不出现 2 倍旋转周期误差分量,此时与常规惯导系统特性相同;

3)当单元体旋转角度为 180°的整数倍,且在此期间输入角速度恒定时,则 2 倍旋转周期的正弦(余弦)误差量可被完全调制,否则还会有不完全调制误差.

考虑到实际系统中陀螺刻度系数误差不可能完全相同,而且载体角速度输入的随机性,总的来说,刻度系数误差是不能被调制的.

对于舰船应用来讲,载体常常进行的是航向机动,对下单元体进行同样的分析,可得到 b 系 Z 轴有输入角速度时的等效陀螺漂移:

$$\varepsilon_Z=\Delta K_Z\omega_Z+\Delta K_{ZZ}\omega_Z \tag{12}$$

对应的方位误差角为

$$\Delta\theta_Z=\Delta K_Z\theta_Z+\Delta K_{ZZ}\theta_Z \tag{13}$$

式中

$$\Delta K_Z=\frac{\Delta K_x+\Delta K_y}{2}$$

$$\Delta K_{ZZ}=\frac{\Delta K_x-\Delta K_y}{2}\cos 2\phi$$

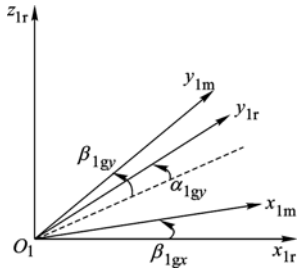
式中,θ_Z 为单元体航向机动转过的角度;$\Delta\theta_Z$ 为由此造成的方位误差角.

假设下单元体内 X 陀螺的 ΔK_x 为 2×10^{-5},Y 陀螺的 ΔK_y 为 10^{-6},载体运动过程中航向改变了 360°,根据上式则会出现常值方位误差角 $\Delta K_Z\theta_Z$ 为 19.44″,另外如果不满足上述结论 3)的条件,还会出现不完全调制方位误差,最大值 $(\Delta K_{ZZ}\theta_Z)_{\max}$ 为 6.48″.

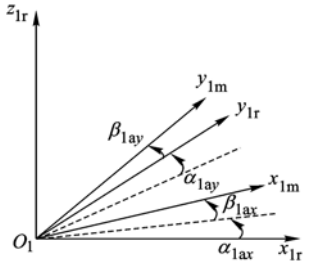
2.3 安装误差调制特性

根据系统中安装误差的传递顺序,可将其分为以下 3 类:①表征单元体内旋转轴与惯性器件敏感轴之间的不正交;②表征单元体内惯性器件敏感轴之间的不正交;③表征 2 个旋转轴之间的不正交. 图 4 ~ 图 6 分别就这 3 类安装误差进行了说明,下标 r 表示惯性器件敏感轴的理想位置,下标 m 表示惯性器件敏感轴的实际位置,下标 1 表示上单元体,下标 2 表示下单元体.

图 4 为上单元体内安装误差示意图.



a 陀螺安装误差



b 加计安装误差

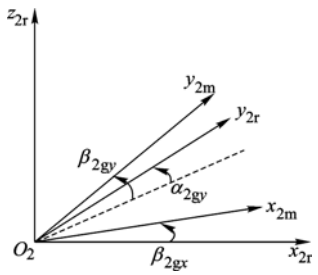
β_{1gx},β_{1gy}—旋转轴 O_1z_1 与 x_1 陀螺和 y_1 陀螺的不正交角;β_{1ax},β_{1ay}—旋转轴 O_1z_1 与 x_1 加计和 y_1 加计的不正交角;α_{1gy}—y_1 陀螺相对于 x_1 陀螺的不正交角;α_{1ax},α_{1ay}—x_1 加计和 y_1 加计相对于 x_1 陀螺的不正交角.

图 4 上单元体内安装误差示意图

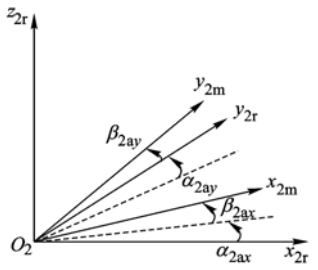
图 5 为下单元体内安装误差示意图.

图 6 为第 3 类安装误差示意图,为了便于表示,将部分坐标轴进行了平移.

对于第 1 类安装误差,由于旋转轴与惯性器件敏感轴不正交,使得陀螺输出中含有旋转角速度的分量,同时加速度计输出中含有重力加速度分量,具体表现形式如下:



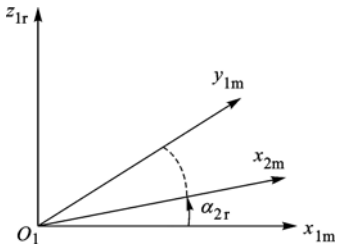
a 陀螺安装误差



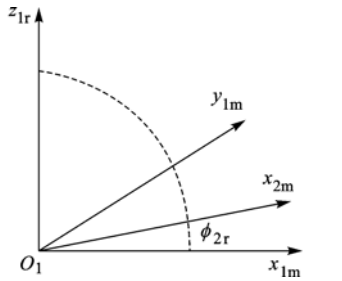
b 加计安装误差

β_{2gx},β_{2gy}—旋转轴 O_2z_2 与 x_2 陀螺和 y_2 陀螺的不正交角;β_{2ax},β_{2ay}—旋转轴 O_2z_2 与 x_2 加计和 y_2 加计的不正交角;α_{2gy}—y_2 陀螺相对于 x_2 陀螺的不正交角;α_{2ax},α_{2ay}—x_2 加计和 y_2 加计相对于 x_2 陀螺的不正交角.

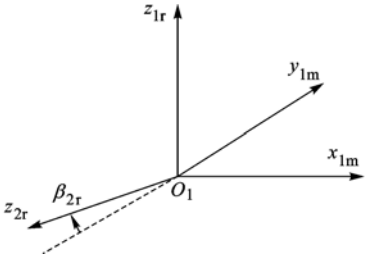
图 5 下单元体内安装误差示意图



a *O-XY* 平面内旋转轴间不一致角



b *O-XZ* 平面内旋转轴间不一致角



α_{2r}—在 *O-XY* 平面内 2 个旋转轴间的不一致角;β_{2r}—在 *O-YZ* 平面内 2 个旋转轴间的不一致角;ϕ_{2r}—在 *O-XZ* 平面内 2 个旋转轴间的不一致角.

c *O-YZ* 平面内旋转轴间不一致角

图 6 单元体间安装误差示意图

$$\left.\begin{aligned}\omega_{\mathrm{m}} &= \omega_{\mathrm{c}} + \omega_0\beta_{\mathrm{g}} + \varepsilon \\ a_{\mathrm{m}} &= a_{\mathrm{c}} + g\beta_{\mathrm{a}} + \nabla\end{aligned}\right\} \tag{14}$$

式中,ω_{m},a_{m} 分别为陀螺和加速度计的实际测量值;ω_{c},a_{c} 分别为陀螺和加速度计的真实值;β_{g},β_{a} 分别为旋转轴和陀螺、加速度计敏感轴的不正交角;ε, ∇分别为常值陀螺漂移和加计零偏.

可见,$\omega_0\beta_{\mathrm{g}}$ 和 $g\beta_{\mathrm{a}}$ 具有常值陀螺漂移和加计零偏的性质,若 $\beta_{\mathrm{g}} = \beta_a = 10''$,$\omega_0 = 1.5(°)/\mathrm{s}$,则相当于在惯性器件敏感轴上引入了 0.26(°)/h 的陀螺漂移和 50 μg 的加计零偏. 虽然二者可以被调制,但却会引起较大的姿态角和速度振荡,因而需要进行精确标定.

对于第 2 类安装误差,在常规捷联惯导系统中,惯性器件敏感轴之间的不正交会引起交叉感受,然而在旋转情况下,这一误差特性发生了变化. 现以误差角 $\alpha_{1\mathrm{gy}}$ 为例来说明,假设 b 系 X 轴有输入角速度 ω_X,单元体旋转角度为 ϕ,上单元体中 2 个陀螺的实际测量值为

$$\left.\begin{aligned}\omega_{x1\mathrm{m}} &= \omega_X\cos\phi \\ \omega_{y1\mathrm{m}} &= -\omega_X\sin(\phi + \alpha_{1\mathrm{gy}})\end{aligned}\right\} \tag{15}$$

若没有考虑这项误差,仍按理想旋转进行坐标变换,则对应 b 系的测量值为

$$\left.\begin{aligned}\omega_{X\mathrm{m}} &= \omega_{x1\mathrm{m}}\cos\phi - \omega_{y1m}\sin\phi \\ \omega_{Y\mathrm{m}} &= \omega_{x1\mathrm{m}}\sin\phi + \omega_{y1\mathrm{m}}\cos\phi\end{aligned}\right\} \tag{16}$$

$$\left.\begin{aligned}\omega_{X\mathrm{m}} &= \omega_X + \frac{1}{2}\alpha_{1\mathrm{gy}}\omega_X\sin 2\phi \\ \omega_{Y\mathrm{m}} &= -\frac{1}{2}\alpha_{1\mathrm{gy}}\omega_X - \frac{1}{2}\alpha_{1\mathrm{gy}}\omega_X\cos 2\phi\end{aligned}\right\} \tag{17}$$

在上述条件下,角速度输入轴上出现了 2 倍旋转周期的测量误差,同时在另一轴上出现常值和 2 倍旋转周期的误差分量. 同刻度系数误差的调制特性一样,考虑到实际运动情况,该类安装误差不能被调制.

第 3 类安装误差表征了 2 个旋转轴之间的不正交,由于该误差不需要经过旋转变换,因而也不能被调制.

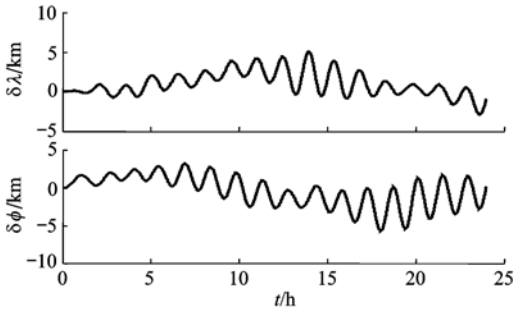
综上所述,安装误差不能被调制,而且误差特性在旋转后发生变化,为了保证系统精度必须对其进行精确标定.

2.4　角度随机游走调制特性

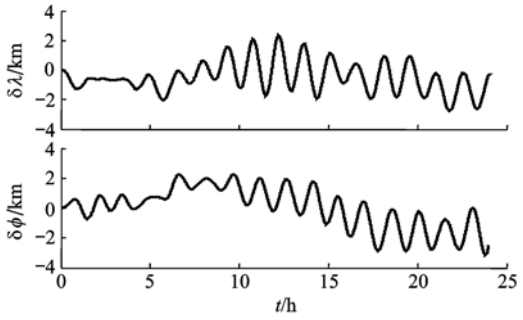
激光陀螺具有速率积分的特性,由角速率随机白噪声积分引起的误差角增量具有随机游动的特性,故将其称之为角度随机游走[7]. 在常规惯导系统中,由角度随机游走引起的角度误差的均方差是与时间的平方根成正比的,最终引起的导航误差也与时间的平方根成正比.

采用 $0.001(°)/\sqrt{h}$ 的角度随机游走进行导航仿真且仅考虑这一项误差,其它设置同前.

图 7 为旋转调制前后位置误差对比情况,由仿真结果可以看出:旋转前后位置误差相当,角度随机游走不能被调制. 这是因为角度随机游走没有任何相关性,即毫无规律的变化,旋转不能使其在一个周期内相互抵消.



a　不旋转调制的位置误差



b　旋转调制下的位置误差

图 7　角度随机游走的调制情况仿真

2.5　旋转机构的精度要求

理想情况下,单元体在 0° ~ 360°之间连续正反旋转. 若旋转机构存在误差,使得单元体不是整周旋转,则会造成不完全调制误差.

以上单元体 X 陀螺为研究对象,常值漂移 $\varepsilon = 0.01(°)/\mathrm{h}$,旋转角度范围为[0　θ],则旋转变换后的 b 系 X 轴等效陀螺漂移为

$$\varepsilon_X = \varepsilon\cos\theta \tag{18}$$

对应的数学平台误差角为

$$\theta_X = \frac{\varepsilon}{\omega}\int_0^{\theta}\cos\theta\mathrm{d}\theta \tag{19}$$

若有 1°的角位置误差,即旋转角度范围为[0° ~ 359°],旋转角速度 $\omega = 1.5(°)/\mathrm{s}$. 经计算由其造成的数学平台偏角 θ_X 仅为 0.006 7″. 对实际系统来讲,旋转机构的角位置精度可达到角秒级,则该项误差对系统旋转调制性能基本没有影响.

3　试验分析

基于现有的 1 n mile/h 的标准航空惯导系统,其陀螺和加速度计精度分别为 0.01(°)/h 和

$5\times10^{-5}g$. 采用本文所述的双单元体连续正反旋转方案,对惯性器件误差进行自动补偿,系统的目标精度优于 1 n mile/24 h 小时.

系统集成后进行了多次海上试验,其中一次典型的海上试验位置误差如图 8 所示.

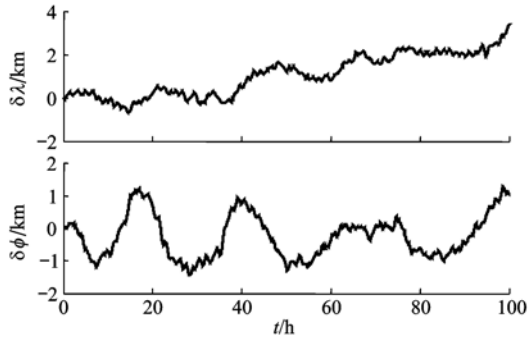


图 8 海上系泊试验位置误差曲线

在长时间导航中,若只考虑地球振荡周期而忽略舒拉振荡,则位置误差与地理坐标系下等效陀螺漂移的关系如下:

$$\left.\begin{aligned}\delta\varphi &= \frac{\varepsilon_N\sin\varphi-\varepsilon_U\cos\varphi}{\omega_{ie}}(1-\cos\omega_{ie}t)+\frac{\varepsilon_E}{\omega_{ie}}\sin\omega_{ie}t\\ \delta\lambda &= \frac{\varepsilon_U\sin\varphi-\varepsilon_N\tan\varphi\sin\varphi}{\omega_{ie}}\sin\omega_{ie}t+\frac{\varepsilon_E\tan\varphi}{\omega_{ie}}\cdot\\ &\quad (1-\cos\omega_{ie}t)-(\varepsilon_N\cos\varphi+\varepsilon_U\sin\varphi)t\end{aligned}\right\} \tag{20}$$

式中,ω_{ie}为地球自转角速度;ε_E,ε_N 和 ε_U 分别为东向、北向和天向陀螺漂移.

由上式可知,ε_N 和 ε_U 是造成位置误差发散的主要因素. 二者的综合作用为 ε_P,ε_P 与 ε_N 和 ε_U 的关系为

$$\varepsilon_P=\varepsilon_N\cos\phi+\varepsilon_U\sin\phi \tag{21}$$

系统导航 100 h 过程中,δλ 单向线性增长,最大误差为 3 500 m,由上述误差传播规律可得等效陀螺漂移 $\varepsilon_P=0.000\,28(°)/h$.

由此可见通过旋转自动补偿,系统精度至少提高了 1 个量级以上.

4 结 论

本文对实验室自行研制的双轴旋转调制式激光捷联惯导系统进行研究,得到以下结论:①采用双单元体连续正反旋转的方案,可以对惯性器件常值误差进行自动补偿,海上试验结果证明了方案的可行性和优越性. 相较于惯性器件本身精度,旋转调制可以提高系统精度 1 个量级以上;②刻度系数误差、安装误差和角度随机游走都不能被调制,而且较普通惯导系统其误差特性更为复杂;③为进一步提高系统精度,一方面要选用随机游走尽可能小的陀螺,同时需要对系统误差进行精确标定. 另一方面,采用 3 轴旋转方案[8],理论上可使刻度系数误差、安装轴的不稳定性很大程度上得到抵消,限于篇幅本文不再展开论述.

致谢 感谢导师冯培德院士在课题研究过程中的指导和帮助,在此表示深深地感谢!

参考文献(References)

[1] Lahham J I, Wigent D J, Coleman A L. Tuned support structure for structure-borne noise reduction of inertial navigation with dithered ring laser gyros[C]//Proceeding of the IEEE Position Location and Navigation Symposium. San Diego, CA: IEEE Press, 2000: 419 - 428

[2] Lahham J I, Brazell J R. Acoustic noise reduction in the MK49 ship's inertial navigation system(SINS)[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium. Monterey, CA: IEEE Press, 1992: 32 - 39

[3] Tucker T, Levison E. The AN/WSN-7B marine gyrocompass navigator[C]//ION NTM 2000. Anaheim, CA: [s. n.] 2000: 348 - 357

[4] 袁保伦,饶谷音. 光学陀螺旋转惯导系统原理探讨[J]. 国防科技大学学报,2006,28(6):76 - 80
Yuan Baolun, Rao Guyin. On the theory of optical gyro rotating inertial navigation system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(6): 76 - 80(in Chinese)

[5] 龙兴武,于旭东,张鹏飞,等. 激光陀螺单轴旋转惯性导航系统[J]. 中国惯性技术学报,2010,18(2):149 - 153
Long Xingwu, Yu Xudong, Zhang Pengfei, et al. Single rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(2): 149 - 153(in Chinese)

[6] 陆志东,王晓斌. 系统级双轴旋转调制捷联惯导误差分析及标校[J]. 中国惯性技术学报,2010,18(2):135 - 141
Lu Zhidong, Wang Xiaobin. Error analysis and calibration of systematic dual-axis rotation-modulating SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(2): 135 - 141(in Chinese)

[7] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社,2006:69 - 72
Qin Yongyuan. Inertial navigation[M]. Beijing: Science Press, 2006: 69 - 72(in Chinese)

[8] Adams G, Gokhale Dr M. Fiber optic gyro based precision navigation for submarines[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Denver, CO, United States: [s. n.], 2000: 2 - 6

(编 辑:刘登敏)