INS 全温六方位速率标定及分段线性插值补偿

李建利 房建成 马艳海 程骏超

(北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对捷联惯性导航系统(INS, Inertial Navigation System)全温动态环境下测量误差问题,提出一种全温六方位正反速率标定及分段线性插值补偿方法. 根据工作环境设定标定温度点,在每个恒温点设计六方位正反速率标定方案;采用分段线性插值算法实时补偿系统零偏和标度因数温度误差,提高了系统温度及动态环境下的测量精度. 实验结果表明:采用该方法系统的车载和飞行实验纯惯性导航误差均值分别由 1.501 n mile/h 和 5.811 n mile/h 减小到 0.393 n mile/h 和 0.681n mile/h,为进一步提高合成孔径雷达(SAR,Synthetic Aperture Radar)成像分辨率奠定基础.

关 键 词: 惯性导航系统; 误差标定; 分段插值; 补偿

中图分类号: V 249.32

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)10-1331-05

Six-position rotation rate calibration and piecewise linear interpolation compensation for INS in full temperatures

Li Jianli Fang Jiancheng Ma Yanhai Cheng Junchao

(Science & Technology on Inertial Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100191, China)

Abstract: For decreasing measurement error of inertial navigation system(INS), a novel scheme was proposed in which a six-position rotation calibration and piecewise linear interpolation compensation in full temperatures. A six-position rotation rate calibration experiment was implemented in a series of constant temperature. Moreover, a piecewise linear interpolation algorithm was used to compensate for bias and scale factor temperature errors of gyroscopes and accelerometers, and to improve the measurement precision of INS. The experimental results show that the inertial navigation average errors are reduced to 0.393 n mile/h and 0.681 n mile/h from 1.501 n mile/h and 5.811 n mile/h for vehicle and airborne experiments. The proposed method is helpful to further improving image resolution of synthetic aperture radar (SAR).

Key words: inertial navigation system (INS); error calibration; piecewise interpolation; compensation

基于高精度位置姿态测量系统的运动误差补偿技术是提高机载合成孔径雷达(SAR, Synthetic Aperture Radar)运动成像质量的有效途径[1-2]. 位置姿态测量系统中的捷联惯性导航系统(INS, Inertial Navigation System)直接安装在机舱外的载荷天线上,受恶劣温度、动态环境影响,导致测量误差,因此,必须研究捷联惯导系统误差精确标定补偿方法,提高其环境适应性和测量精度[3].

传统捷联 INS 标定方法包括常温静态多位置标定[4]、角速率标定[5]以及动静混合标定等[6]. 静态多位置标定方法可精确标定出系统加速度通道误差系数,由于地球自转角速率小,角速度通道误差系数标定精度下降;而传统的单纯角速度标定方法可较精确标定出系统角速度通道误差系

收稿日期: 2011-10-19; **网络出版时间**: 2012-05-22 16:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120522.1603.014.html

基金项目: 国家 973 计划资助项目(2009CB72400);国家自然科学基金资助项目(60904093);国家 863 计划重点资助项目(2008AA121302);国家杰出青年科学基金资助项目(60825305);国家自然科学基金创新研究群体资助项目(61121003)

作者简介: 李建利(1979-),男,黑龙江牡丹江人,讲师,iilijianli@yahoo.com.cn.

数,却无法精确标定加速度通道误差系数;文献[7]提出了 24 位置动静混合标定方法,解决了两者的矛盾,然而增加了标定工作量. 如何进一步减小标定工作量、提高标定精度是捷联 INS 需要解决的关键技术. 另外,在常温下标定的参数如果应用在高温或低温环境下,将会降低捷联 INS 测量精度[8]. 因此常采用最小二乘拟合等方法补偿惯性器件零偏或标度因数温度误差[9],其中高次最小二乘拟合补偿方法能提高系统精度,但增加了实时补偿计算量;一次拟合法运算量小,然而不能满足实际补偿精度要求,如何解决两者间的矛盾是机载 SAR 运动补偿用捷联 INS 面临的另一关键问题. 本文在理论分析及实验数据基础上,对激光陀螺捷联 INS 进行了温度、动态误差标定与补偿方法研究,提出一种激光陀螺捷联 INS 误差全温六方位正反速率标定及多参量分段线性插值补偿方法.

1 系统误差方程

1.1 角速度通道误差模型

机抖激光陀螺对 g 和 g^2 项是不敏感的,在考虑捷联 INS 的安装误差和标度因数误差、零偏误差的情况下,建立东北天坐标系下激光陀螺捷联 INS 的角速度通道误差模型为

$$\begin{bmatrix}\bar{\omega}_x\\ \bar{\omega}_y\\ \bar{\omega}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \varepsilon_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}K_x & E_{xy} & E_{xz}\\ E_{yx} & K_y & E_{yz}\\ E_{zx} & E_{zy} & K_z\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix} \tag{1}$$

式中,$\bar{\omega}_i$ 为捷联 INS 中 i 轴向陀螺输出角速度;ω_i 为 i 轴向输入角速度;ε_i 为 i 轴向陀螺零偏;K_i 为 i 轴向陀螺标度因数;E_{ij} 为角速度通道安装误差系数,$i,j=x,y,z$.

1.2 加速度通道误差模型

捷联 INS 的加速度通道误差模型为

$$\begin{bmatrix}\bar{a}_x\\ \bar{a}_y\\ \bar{a}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\nabla_x\\ \nabla_y\\ \nabla_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}K_{ax} & M_{xy} & M_{xz}\\ M_{yx} & K_{ay} & M_{yz}\\ M_{zx} & M_{zy} & K_{az}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}a_x\\ a_y\\ a_z\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中,$\bar{a}_i$ 为惯导 i 轴向加计输出;a_i 为 i 轴向加计输入;∇_i 为 i 轴向加计零偏;K_{ai} 为 i 轴向加计标度因数;M_{ij} 为加速度通道安装误差系数.

2 全温六方位正反速率标定

激光陀螺捷联 INS 中惯性器件精度主要与环境温度、温度梯度、温度变化速率有关. 机载 SAR 成像随着季节、飞行高度不同引起环境温度有较大变化,每次高空成像作业过程中其温度梯度、温变速率较小,因此重点研究不同环境温度对系统精度的影响. 根据系统实际工作环境及精度要求来设定标定温度范围及温度点分布密度.

根据系统误差数学模型,设计了基于无需指北的温控单轴速率转台和高精度六面体工装的捷联 INS 六方位正反速率高精度误差标定方法. 如图 1 所示,在每一个标定温度点分六次翻转六面体工装,分别保证 INS 的 x,y,z 轴与转台 Z_T 轴、$-Z_T$ 轴(地理系天、地)重合. 根据系统工作动态环境,在每个方位设定转台标定正反转速,并在该转速点保证旋转 360°以上. 如图 1 中方位 1 所示,当激光陀螺捷联 INS 的 z 轴与转台坐标系 Z_T 轴重合时,转台输入角速率为 $\omega(i)$,当地纬度为 ϕ,重力加速度为 g,则系统 3 个敏感轴向输入角速度和加速度为

$$\left.\begin{aligned}\begin{bmatrix}\omega_x(t)\\ \omega_y(t)\\ \omega_z(t)\end{bmatrix}&=\begin{bmatrix}\Omega\cos\phi\sin\varphi(t)\\ \Omega\cos\phi\cos\varphi(t)\\ \omega(i)+\Omega\sin\phi\end{bmatrix}\\ \begin{bmatrix}a_x\\ a_y\\ a_z\end{bmatrix}&=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ g\end{bmatrix}\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,Ω 为地球自转角速度((°)/s);$\varphi(t)$ 为 t 时刻 INS 与北向夹角.

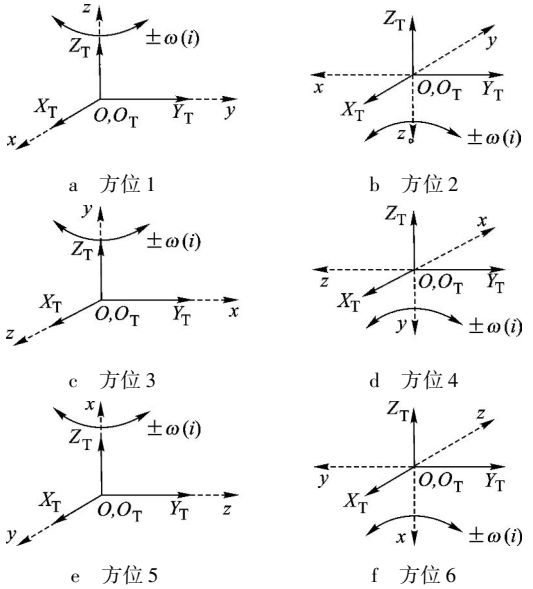


图 1 六方位正反速率标定方案

当转台匀速转动 n 周以上时,以匀速转动初始时刻 t_0 为基准,INS 与北向夹角为 $\varphi(t_0)$,截取转动时间 $2\pi n/\omega(i)$ 内的 INS 输出数据. 在此区间内,凡含有 $\cos\varphi(t)$ 和 $\sin\varphi(t)$ 的各项积分均为 0,捷联 INS 的 3 轴向输入角速率平均值可表示为

$$\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{\omega(i)}{2\pi n}\displaystyle\int_{t_0}^{t_0+2\pi n/\omega(i)}\omega_x(t)\,\mathrm{d}t\\ \dfrac{\omega(i)}{2\pi n}\displaystyle\int_{t_0}^{t_0+2\pi n/\omega(i)}\omega_y(t)\,\mathrm{d}t\\ \dfrac{\omega(i)}{2\pi n}\displaystyle\int_{t_0}^{t_0+2\pi n/\omega(i)}\omega_z(t)\,\mathrm{d}t\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ \omega(i)+\Omega\sin\phi\end{bmatrix}\tag{4}$$

同理可求出另外 5 个方位角速度和加速度输入值,可列出系统在六方位正反速率标定下系统角速度通道标定误差方程,见式(5);根据式(2),可列出系统在六方位正反速率标定下系统加速度通道标定误差方程,见式(6).

$$\begin{bmatrix}\bar\omega_{x1}&\bar\omega_{y1}&\bar\omega_{z1}\\ \bar\omega_{x2}&\bar\omega_{y2}&\bar\omega_{z2}\\ \bar\omega_{x3}&\bar\omega_{y3}&\bar\omega_{z3}\\ \bar\omega_{x4}&\bar\omega_{y4}&\bar\omega_{z4}\\ \bar\omega_{x5}&\bar\omega_{y5}&\bar\omega_{z5}\\ \bar\omega_{x6}&\bar\omega_{y6}&\bar\omega_{z6}\\ \bar\omega_{x7}&\bar\omega_{y7}&\bar\omega_{z7}\\ \bar\omega_{x8}&\bar\omega_{y8}&\bar\omega_{z8}\\ \bar\omega_{x9}&\bar\omega_{y9}&\bar\omega_{z9}\\ \bar\omega_{x10}&\bar\omega_{y10}&\bar\omega_{z10}\\ \bar\omega_{x11}&\bar\omega_{y11}&\bar\omega_{z11}\\ \bar\omega_{x12}&\bar\omega_{y12}&\bar\omega_{z12}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1&\omega_{i+}&0&0\\ 1&\omega_{i-}&0&0\\ 1&\hat\omega_{i+}&0&0\\ 1&\hat\omega_{i-}&0&0\\ 1&0&\omega_{i+}&0\\ 1&0&\omega_{i-}&0\\ 1&0&\hat\omega_{i+}&0\\ 1&0&\hat\omega_{i-}&0\\ 1&0&0&\omega_{i+}\\ 1&0&0&\omega_{i-}\\ 1&0&0&\hat\omega_{i+}\\ 1&0&0&\hat\omega_{i-}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_x&\varepsilon_y&\varepsilon_z\\ K_x&E_{yx}&E_{zx}\\ E_{xy}&K_y&E_{zy}\\ E_{xz}&E_{yz}&K_z\end{bmatrix}\tag{5}$$

式中　$\omega_{i+}=\omega(i)+\Omega\sin\phi$

$\omega_{i-}=-\omega(i)+\Omega\sin\phi$

$\hat\omega_{i+}=-\omega(i)-\Omega\sin\phi$

$\hat\omega_{i-}=\omega(i)-\Omega\sin\phi$

$\bar\omega_{im}$为 INS 第 m 组速率标定 i 轴向陀螺输出;$\bar a_{im}$为第 m 组速率标定 i 轴向加计输出.

$$\begin{bmatrix}\bar a_{x1}&\bar a_{y1}&\bar a_{z1}\\ \bar a_{x2}&\bar a_{y2}&\bar a_{z2}\\ \bar a_{x3}&\bar a_{y3}&\bar a_{z3}\\ \bar a_{x4}&\bar a_{y4}&\bar a_{z4}\\ \bar a_{x5}&\bar a_{y5}&\bar a_{z5}\\ \bar a_{x6}&\bar a_{y6}&\bar a_{z6}\\ \bar a_{x7}&\bar a_{y7}&\bar a_{z7}\\ \bar a_{x8}&\bar a_{y8}&\bar a_{z8}\\ \bar a_{x9}&\bar a_{y9}&\bar a_{z9}\\ \bar a_{x10}&\bar a_{y10}&\bar a_{z10}\\ \bar a_{x11}&\bar a_{y11}&\bar a_{z11}\\ \bar a_{x12}&\bar a_{y12}&\bar a_{z12}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1&g&0&0\\ 1&g&0&0\\ 1&-g&0&0\\ 1&-g&0&0\\ 1&0&g&0\\ 1&0&g&0\\ 1&0&-g&0\\ 1&0&-g&0\\ 1&0&0&g\\ 1&0&0&g\\ 1&0&0&-g\\ 1&0&0&-g\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\nabla_x&\nabla_y&\nabla_z\\ K_{ax}&M_{yx}&M_{zx}\\ M_{xy}&K_{ay}&M_{zy}\\ M_{xz}&M_{yz}&K_{az}\end{bmatrix}\tag{6}$$

忽略陀螺标度因数不对称度误差,根据式(5)和式(6),可推导出 3 轴向陀螺和加计零偏为

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_i&=\frac{1}{12}\sum_{m=1}^{12}\bar\omega_{im}\\ \nabla_i&=\frac{1}{12}\sum_{m=1}^{12}\bar a_{im}\end{aligned}\right\}\tag{7}$$

根据式(5)和式(6),可在标定转速点精确标定出角速度和加速度通道其它误差系数为

$$\begin{bmatrix}K_x&E_{xy}&E_{xz}\\ E_{yx}&K_y&E_{yz}\\ E_{zx}&E_{zy}&K_z\end{bmatrix}=\frac{1}{4\omega(i)}\begin{bmatrix}\bar\omega_{x1}+\bar\omega_{x4}-\bar\omega_{x2}-\bar\omega_{x3}&\bar\omega_{x5}+\bar\omega_{x8}-\bar\omega_{x6}-\bar\omega_{x7}&\bar\omega_{x9}+\bar\omega_{x12}-\bar\omega_{x10}-\bar\omega_{x11}\\ \bar\omega_{y1}+\bar\omega_{y4}-\bar\omega_{y2}-\bar\omega_{y3}&\bar\omega_{y5}+\bar\omega_{y8}-\bar\omega_{y6}-\bar\omega_{y7}&\bar\omega_{y9}+\bar\omega_{y12}-\bar\omega_{y10}-\bar\omega_{y11}\\ \bar\omega_{z1}+\bar\omega_{z4}-\bar\omega_{z2}-\bar\omega_{z3}&\bar\omega_{z5}+\bar\omega_{z8}-\bar\omega_{z6}-\bar\omega_{z7}&\bar\omega_{z9}+\bar\omega_{z12}-\bar\omega_{z10}-\bar\omega_{z11}\end{bmatrix}\tag{8}$$

$$\begin{bmatrix}K_{ax}&M_{xy}&M_{xz}\\ M_{yx}&K_{ay}&M_{yz}\\ M_{zx}&M_{zy}&K_{az}\end{bmatrix}=\frac{1}{4g}\begin{bmatrix}\bar a_{x1}+\bar a_{x2}-\bar a_{x3}-\bar a_{x4}&\bar a_{x5}+\bar a_{x6}-\bar a_{x7}-\bar a_{x8}&\bar a_{x9}+\bar a_{x10}-\bar a_{x11}-\bar a_{x12}\\ \bar a_{y1}+\bar a_{y2}-\bar a_{y3}-\bar a_{y4}&\bar a_{y5}+\bar a_{y6}-\bar a_{y7}-\bar a_{y8}&\bar a_{y9}+\bar a_{y10}-\bar a_{y11}-\bar a_{y12}\\ \bar a_{z1}+\bar a_{z2}-\bar a_{z3}-\bar a_{z4}&\bar a_{z5}+\bar a_{z6}-\bar a_{z7}-\bar a_{z8}&\bar a_{z9}+\bar a_{z10}-\bar a_{z11}-\bar a_{z12}\end{bmatrix}\tag{9}$$

3　全温多参量分段线性插值补偿

为避免捷联 INS 误差补偿过程中的龙格现象和补偿计算量大问题,又能精确补偿系统实际工作温度、动态误差,本文采用分段低次插值法,分成若干小区间,在每个小区间内采用低次插值多项式.

由于激光陀螺的闭环控制功能,标度因数误差很小,与干扰误差项引起的标度因数误差相当,因此不考虑激光陀螺标度因数温度误差项. 设标定温度点为 $T=[\,T_1\quad T_2\quad\cdots\quad T_i\quad\cdots\quad T_n\,]$,当系统工作温度为 $T\in[\,T_{i+1},T_i\,](i=1,2,\cdots,n)$时,可得激光陀螺零偏温度误差和加计零偏及标度因数温度误差分段线性插值补偿算法:

$$\begin{bmatrix}\varepsilon_x(T)\\ \varepsilon_y(T)\\ \varepsilon_z(T)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}\varepsilon_{x,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}\varepsilon_{x,i}\\ \dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}\varepsilon_{y,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}\varepsilon_{y,i}\\ \dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}\varepsilon_{z,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}\varepsilon_{z,i}\end{bmatrix} \tag{10}$$

$$\begin{bmatrix}\nabla_x(T)\\ \nabla_y(T)\\ \nabla_z(T)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}\nabla_{x,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}\nabla_{x,i}\\ \dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}\nabla_{y,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}\nabla_{y,i}\\ \dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}\nabla_{z,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}\nabla_{z,i}\end{bmatrix} \tag{11}$$

$$\begin{bmatrix}K_{ax}(T)\\ K_{ay}(T)\\ K_{az}(T)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}K_{ax,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}K_{ax,i}\\ \dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}K_{ay,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}K_{ay,i}\\ \dfrac{T-T_i}{T_{i-1}-T_i}K_{az,i-1}+\dfrac{T-T_{i-1}}{T_i-T_{i-1}}K_{az,i}\end{bmatrix} \tag{12}$$

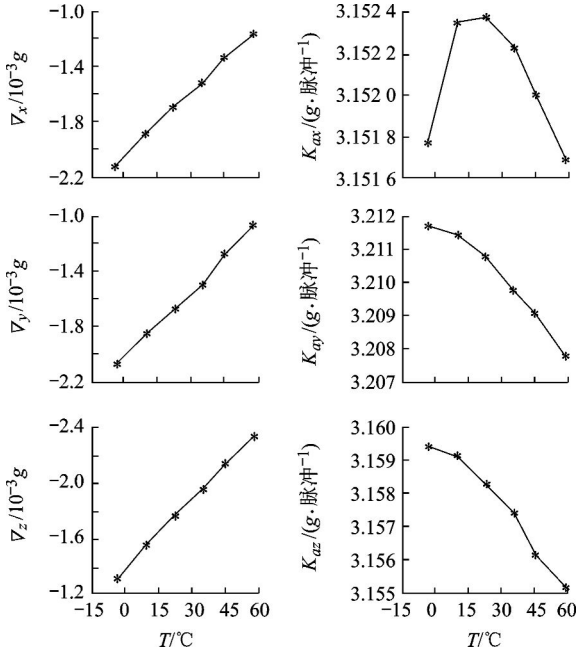
4 验证实验

4.1 激光陀螺捷联 INS 误差标定

实验室自研激光陀螺捷联 INS 主要由 3 只机抖激光陀螺、3 只挠性石英加计、结构体、减振器、二次电源模块、I/F 量化模块和数据采集与处理模块等组成. 数据采集与处理模块完成惯性器件及温度传感器的实时数据采集、数据滤波、全温高动态误差分段插值补偿和捷联解算. 通过 RS422 串口传输给专用数据计算机系统,利用卡尔曼滤波实现 INS 与全球卫星定位系统(GPS, Global Position System)组合测量解算,将测量数据发送给机载 SAR,实现高精度实时运动成像. 此外,利用存储的 INS 和 GPS 原始数据,通过事后处理软件提高数据组合测量精度和平滑度,进一步提高机载 SAR 成像分辨率.

根据机载 SAR 作业环境及精度要求设定标定温度点分别为 -25℃, -10℃,5℃,20℃,30℃,40℃. 将激光陀螺捷联 INS 安装在六面体工装中心,通过定位台保障 INS 的 x,y,z 轴分别与六面体工装对应的基准面法线平行. 将六面体工装水平固定在温控单轴速率转台平面上,通过翻转六面体工装实现图 1 所示六方位正反速率标定.

根据式(7)~式(9),可标定出角速度和加速度通道误差系数,加计零偏以及标度因数倒数随温度变化曲线如图 2 所示,陀螺零偏随温度变化曲线如图 3 所示. 由于温度传感器不需要标定补偿,且器件内部温度高于环境温度,所以图中温度传感器输出与环境温度存在差值. 由图 3 可知,x 轴向加计相对 y 轴和 z 轴向加计标度因数温度误差小一个数量级左右,表现出非线性误差项.



a 加计零偏 b 加计标度因数倒数

图 2 加计零偏及标度因数倒数随温度变化曲线

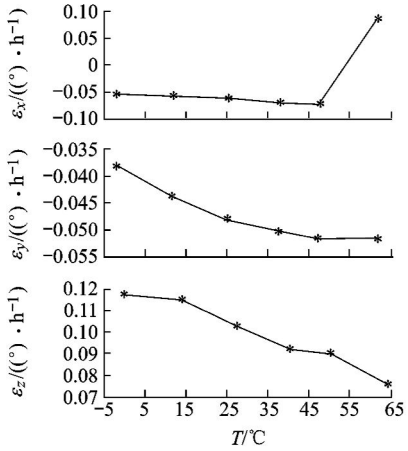


图 3 陀螺零偏随温度变化曲线

4.2 激光陀螺捷联 INS 性能验证实验

为了验证本文提出的全温六方位正反速率标定及多参量分段线性插值补偿方法的正确性和有效性,将该方法和 24 位置动静混合标定方法分别应用于自主研制的激光陀螺捷联 INS,开展了地面车载和机载飞行验证实验. 将激光陀螺捷联 INS 安装于实验车内具有安装基准的平台上,在实验车箱外顶部安装差分 GPS 流动站天线,带有数据存储功能的 GPS 接收机被安装在车厢内.

0.6 ks对准后沿北京五环路跑车 3.6 ks,将车载实验导航结果与差分 GPS 定位结果相比较,分别得出采用两种标定补偿方法后系统的纯惯性导航精度如表 1 所示. 采用 24 位置动静混合标定方法和本文标定补偿方法相比较,两组车载实验纯惯性导航误差分别由 1.850 n mile/h 和 1.153 n mile/h 减小至0.594 n mile/h和0.191 n mile/h,总误差减小了 73.85%,验证了该方法动态环境的实用性和有效性.

将激光陀螺捷联 INS 与中科院电子所研制的干涉 SAR 进行联合飞行实验,将激光陀螺捷联 INS 固定安装在干涉 SAR 两天线中间加固工装上,差分 GPS 的流动站天线安装在 INS 正上方、机舱的外顶部,0.6 ks 对准后飞行约 5 h. 系统前 3.6 ks 纯惯性导航误差结果如表 1 所示. 采用 24 位置动静混合标定方法和本文标定补偿方法相比较,纯惯性导航误差由 5.811 n mile/h 减小至 0.681 n mile/h. 为提高激光陀螺 INS 与 GPS 组合系统的测量精度奠定基础,进一步改善了机载 SAR 成像质量.

表 1　两种方法车载实验 3.6 ks 纯惯性导航结果

类别	组次	方法	纬度/n mile	经度/n mile	终点位置/n mile
车载实验	1	24 位置动静混合	1.841	0.183	1.850
		本文标定补偿	0.408	0.431	0.594
	2	24 位置动静混合	1.130	0.227	1.153
		本文标定补偿	0.085	0.171	0.191
飞行实验	1	24 位置动静混合	5.742	−0.894	5.811
		本文标定补偿	0.376	0.567	0.681

5　结　论

本文提出了一种基于无指北温控单轴速率转台和六面体工装的全温六方位正反速率标定及多参量分段线性插值补偿方法. 与传统的 24 位置动静混合标定方法比较,采用本文补偿方法后,激光陀螺捷联 INS 车载纯惯性导航误差均值由 1.501 n mile/h减小到0.393 n mile/h;飞行纯惯性导航误差由 5.811 n mile/h 减小到 0.681 n mile/h. 验证了全温六方位正反速率标定及多参量分段线性插值补偿方法的精度和实用性.

参考文献(References)

[1] 韩锐,薛敦伟,李凉海. 基于 GPS/IMU 组合导航的机载 SAR 运动补偿方案的误差分析及仿真验证[J]. 遥测遥控,2009,30(3):41 – 53
Han Rui, Xue Dunwei, Li Lianghai. Analysis and simulition of motion compensation system for SAR based on GPS/IMU integrated navigation [J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2009, 30(3): 41 – 53(in Chinese)

[2] Fang Jiancheng, Gong Xiaolin. Predictive iterated kalman filter for INS/GPS integration and its application to SAR motion compensation [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2010, 59(4): 909 – 915

[3] Zhang Lundong, Lian Junxiang, Wu Meiping, et al. Research on auto compensation technique of strap-down inertial navigation systems[C]//Information in Control, Automation and Robotics. Bangkok: [s. n.], 2009: 350 – 353

[4] 熊智,刘建业,林雪原,等. 激光陀螺捷联惯性导航系统中惯性器件误差补偿技术[J]. 上海交通大学学报, 2003, 37(11): 1795 – 1799
Xiong Zhi, Liu Jianye, Lin Xueyuan, et al. Inertial instrument error compensation technology in laser gyro strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2003, 37(11): 1795 – 1799(in Chinese)

[5] 李建利,房建成,盛蔚. MEMS 陀螺标度因数误差分析及分段插值补偿[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(9):1064 – 1067
Li Jianli, Fang Jiancheng, Sheng Wei. Error analysis and integrated compensation of scale factor for MEMS gyroscope [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9): 1064 – 1067 (in Chinese)

[6] 林玉荣,邓正隆. 激光陀螺捷联惯导系统中惯性器件误差的系统级标定[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2001, 33(1): 112 – 115
Lin Yurong, Deng Zhenglong. Systematic calibration for inertial instruments errors in laser gyro strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2001, 33(1): 112 – 115(in Chinese)

[7] 刘百奇,房建成. 一种改进的 IMU 无定向动静混合高精度标定方法[J]. 仪器仪表学报,2008,29(6):1250 – 1254
Liu Baiqi, Fang Jiancheng. Modified hybrid calibration method for IMU without orientation [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2008, 29(6): 1250 – 1254(in Chinese)

[8] Fang Jiancheng, Li Jianli. Integrated model and compensation of thermal errors of silicon micro electromechanical gyroscope [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2009, 58(9): 2923 – 2930

[9] 张鹏飞,龙兴武. 机抖激光陀螺捷联系统中惯性器件的温度补偿的研究[J]. 宇航学报,2006,27(3):522 – 526
Zhang Pengfei, Long Xingwu. Research on temperature compensation model of inertial sensor in mechanically dithered RLG's SINS [J]. Journal of Astronautic, 2006, 27(3): 522 – 526(in Chinese)

(编　辑:刘登敏)