基于MEMS器件的旋转调制式航姿参考系统设计

徐烨烽 吕妍红 仇海涛

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100191) (北京航天控制仪器研究所，北京 100854)

摘 要：为实现中精度、低成本的航姿测量系统，提出了一种基于低精度MEMS(Micro Electronic Mechanical System)陀螺旋转调制技术的解决方案.系统采用四元数及三子样法进行航姿解算，可选用全自主及快速两种对准模式.全自主对准采用基于速度观测的Kalman滤波方案，利用30(°)/h的MEMS陀螺可实现优于5°的航向对准精度；快速对准时航向角由磁场计提供，经磁罗差补偿后航向精度优于0.4°.静态及动态实验结果表明：旋转调制可将MEMS陀螺的精度提高30倍左右，系统在1 h内的航姿保持精度优于1°.

关 键 词：航姿参考系统；微机电系统；初始对准；磁罗盘；罗差

中图分类号：V 241.6

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2010)11-1343-05

Design of rotation modulation AHRS based on MEMS sensor

Xu Yefeng Lü Yanhong

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

Qiu Haitao

(Beijing Aerospace Control Device Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: In order to achieve a high-precision, low-cost attitude and heading reference system (AHRS), the approach of using rotation modulation technology based on low-performance micro electronic mechanical system (MEMS) gyro was proposed. Quaternion and three sub-sample algorithms were used to calculate the heading and attitude angles. Two kinds of alignment modes, self alignment and rapid alignment could be alternated. The self alignment was accomplished by Kalman filter based on velocity observation. The heading alignment accuracy would be better than 5° by using MEMS gyro with the drift about 30(°)/h. When the rapid alignment solution was used, the heading was provided by magnetic compass and the accuracy would be better than 0.4° when the magnetic compass deviation was compensated. Static and dynamic experiments results show that the rotation modulation approach can improve the precision of MEMS gyro by about 30 times, the output accuracy of the system is better than 1° within 1 h.

Key words: attitude and heading reference system; micro electronic mechanical system; initial alignment; magnetic compass; magnetic deviation

传统的基于低精度MEMS(Micro Electronic Mechanical System)惯性器件的航姿参考系统一般利用加速度信号和地磁场信号分别进行姿态和航向解算，但当系统处于运动状态或其周围磁场被干扰时，加速度计及磁场计的输出很难准确地反映航姿信息[1].

本文设计一种基于MEMS惯性器件的旋转调制式航姿参考系统.通过旋转调制，可以将速率级MEMS陀螺的性能提高至战术级，使之满足航姿参考系统的使用要求.

收稿日期：2009-10-09

作者简介：徐烨烽(1982—)，男，浙江上虞人，博士生，yfxu@asee.buaa.edu.cn.

1 旋转调制技术

所谓旋转调制技术，是指在旋转机构的拖动下，惯性器件敏感轴相对某一固定坐标系（一般选载体坐标系）旋转，从而使得与旋转轴正交方向的陀螺、加速度计常值（或慢变）误差被调制成均值为0的周期变化量，使其不再成为影响系统精度的主要因素[2-4]. 设 x 向陀螺的漂移为 ε_x，z 向陀螺的漂移为 ε_z，x-z 平面绕 y 轴以 Ω 的角速度旋转，则载体系下的陀螺漂移 ε_x 和 ε_z 为

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_x &= \varepsilon_x\cos\Omega t + \varepsilon_z\sin\Omega t\\ \varepsilon_z &= -\varepsilon_x\sin\Omega t + \varepsilon_z\cos\Omega t\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

由式(1)可知，陀螺的常值漂移被调制成均值为0的正弦或余弦分量.

2 航姿参考系统组成

如图1所示，系统由2个单元体组成，单元体1旋转轴铅垂，调制水平面内的 x，y 陀螺及加速度计；单元体2旋转轴水平，调制铅垂面内的 x'，z 陀螺和加速度计.

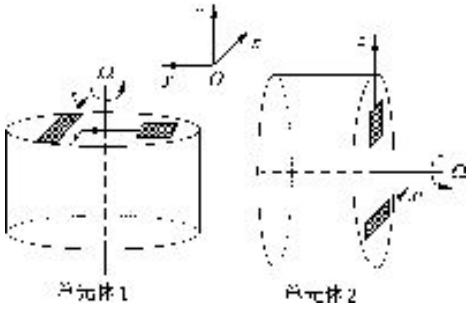

图1 航姿参考系统结构组成

系统的工作原理如图2所示，陀螺及加速度计的输出信号 ω_m，a_m 经坐标分解后转换为机体系下的角速度和加速度信号 ω_b，a_b. 对 ω_b，a_b 进行

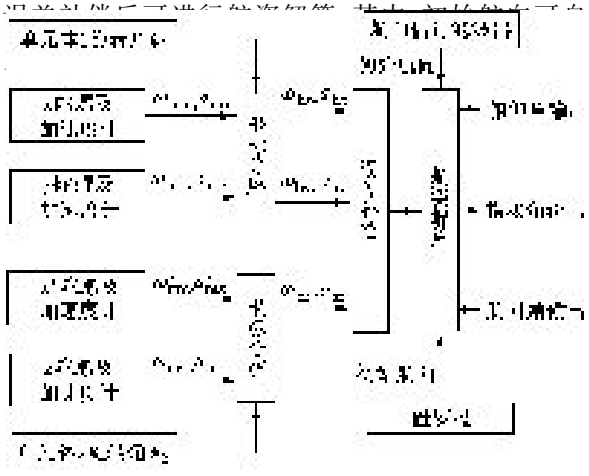

图2 系统工作原理

系统选用美国AD公司的ADIS16130型MEMS陀螺和瑞士Colibry公司的MS8002型MEMS加速度计，器件在常温下的零偏不稳定性约为30(°)/h和0.1mg. 转角测量装置选用英国Renishow公司的圆光栅，角度测量精度为5.6″.

坐标分解误差、电机旋转角速度对陀螺的耦合误差、加速度计杆臂效应是影响旋转调制精度的主要因素. 因此，除选用高精度光栅外，需要对陀螺安装偏角及加速度计安装杆臂进行精确标定.

3 航姿解算算法

系统使用四元数更新姿态，其微分方程为

$$\boldsymbol{q}=\begin{bmatrix}\dot q_0\\ \dot q_1\\ \dot q_2\\ \dot q_3\end{bmatrix}= \frac{1}{2}\begin{bmatrix}0 & -\omega^b_{nbx} & -\omega^b_{nby} & -\omega^b_{nbz}\\ \omega^b_{nbx} & 0 & \omega^b_{nbz} & -\omega^b_{nby}\\ \omega^b_{nby} & -\omega^b_{nbz} & 0 & \omega^b_{nbx}\\ \omega^b_{nbz} & \omega^b_{nby} & -\omega^b_{nbx} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}q_0\\ q_1\\ q_2\\ q_3\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中，$\boldsymbol{\omega}^b_{nb}=[\omega^b_{nbx}\quad\omega^b_{nby}\quad\omega^b_{nbz}]^T=\boldsymbol{\omega}^b_{ib}-\boldsymbol{T}^b_n(\boldsymbol{C}^n_e\boldsymbol{\omega}^e_{ie}+\boldsymbol{\omega}^n_{en})$；$\boldsymbol{\omega}^b_{ib}$ 为机体系下的陀螺测量值；$\boldsymbol{T}^b_n$ 为姿态矩阵；$\boldsymbol{C}^n_e$ 为位置矩阵；$\boldsymbol{\omega}^e_{ie}$ 为地球自转角速度；$\boldsymbol{\omega}^n_{en}$ 为位移角速度，由于航姿系统无法精确求解载体线速度，因此，姿态解算时可忽略 $\boldsymbol{\omega}^n_{en}$ 的影响.

解以上四元数微分方程可得

$$\boldsymbol{q}(t+\Delta t)=[\cos(\Delta\theta_0/2)\boldsymbol{I}+\sin(\Delta\theta_0/2)\Delta\theta_0^{-1}\Delta\boldsymbol{\theta}]\boldsymbol{q}(t) \tag{3}$$

式中，$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵；$\Delta\theta_0=(\Delta\theta_x^2+\Delta\theta_y^2+\Delta\theta_z^2)^{-1/2}$；$\Delta\theta_x$，$\Delta\theta_y$，$\Delta\theta_z$ 分别为 x，y，z 三个方向角增量；选择三子样法计算旋转矢量增量 $\Delta\boldsymbol{\theta}$，计算公式为

$$\Delta\boldsymbol{\theta}=\Delta\boldsymbol{\theta}_1+\Delta\boldsymbol{\theta}_2+\Delta\boldsymbol{\theta}_3+0.45(\Delta\boldsymbol{\theta}_1\times\Delta\boldsymbol{\theta}_3)+0.675\Delta\boldsymbol{\theta}_2(\Delta\boldsymbol{\theta}_3-\Delta\boldsymbol{\theta}_1) \tag{4}$$

式中，$\Delta\boldsymbol{\theta}_i$ 为当前更新周期 Δt 内的第 i 个采样值（$i=1,2,3$）；$\Delta\boldsymbol{\theta}_i=\boldsymbol{\omega}^b_{nbi}\Delta t/3$；$\Delta\boldsymbol{\theta}$ 可表示为

$$\Delta\boldsymbol{\theta}=\begin{bmatrix}0 & -\Delta\theta_x & -\Delta\theta_y & -\Delta\theta_z\\ \Delta\theta_x & 0 & \Delta\theta_z & -\Delta\theta_y\\ \Delta\theta_y & -\Delta\theta_z & 0 & \Delta\theta_x\\ \Delta\theta_z & \Delta\theta_y & -\Delta\theta_x & 0\end{bmatrix} \tag{5}$$

4 初始航姿引入

航姿参考系统在使用前必须进行初始对准，重点是航向对准. 一般情况下，MEMS陀螺无法完成自主航向对准，需要外界给定航向. 对于本系

统,旋转调制使得利用 MEMS 陀螺进行初始对准成为可能,但由于陀螺噪声较大,对准时间较长,一般需 3 min.

在需要快速对准的场合,可采用航向给定的方案,这一方案需借助辅助设备且对使用环境有一定要求.例如使用磁场计时要求周围的电磁环境不发生改变.

4.1　基于惯性器件输出的 Kalman 滤波对准

1) 状态变量.取 Kalman 滤波器的状态变量为

$$\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{\varphi}\quad \Delta\boldsymbol{v}\quad \boldsymbol{\varepsilon}\quad \boldsymbol{n}]^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{\varphi}=[\varphi_{\mathrm{e}}\quad \varphi_{\mathrm{n}}\quad \varphi_{\mathrm{u}}]$为姿态误差,$\varphi_{\mathrm{e}}$ 为俯仰角误差,φ_{n} 为横滚角误差,φ_{u} 为航向角误差;$\Delta\boldsymbol{v}=[\Delta v_{\mathrm{e}}\quad \Delta v_{\mathrm{n}}]$为速度误差;$\boldsymbol{\varepsilon}=[\varepsilon_x\quad \varepsilon_y\quad \varepsilon_z\quad \varepsilon_{x'}]$为敏感轴上的陀螺漂移;$\boldsymbol{n}=[n_x\quad n_y\quad n_z\quad n_{x'}]$为敏感轴上的加速计零偏.

2) 状态方程.

$$\left.\begin{aligned}
\dot{\varphi}_{\mathrm{e}} &= \varphi_{\mathrm{n}}\omega_{\mathrm{u}}-\varphi_{\mathrm{u}}\omega_{\mathrm{n}}-\Delta v_{\mathrm{n}}/r+\\
&\quad c_{11}\varepsilon_x+c_{12}\varepsilon_y+c_{13}\varepsilon_z+c_{14}\varepsilon_{x'}\\
\dot{\varphi}_{\mathrm{n}} &= \Delta v_{\mathrm{e}}/r-\omega_{\mathrm{u}}\varphi_{\mathrm{e}}+c_{21}\varepsilon_x+\\
&\quad c_{22}\varepsilon_y+c_{23}\varepsilon_z+c_{24}\varepsilon_{x'}\\
\dot{\varphi}_{\mathrm{u}} &= \Delta v_{\mathrm{e}}\tan L/r+c_{31}\varepsilon_x+\\
&\quad c_{32}\varepsilon_y+c_{33}\varepsilon_z+c_{34}\varepsilon_{x'}\\
\Delta\dot{v}_{\mathrm{e}} &= 2\omega_{\mathrm{u}}\Delta v_{\mathrm{n}}-g\varphi_{\mathrm{n}}+c_{11}n_x+\\
&\quad c_{12}n_y+c_{13}n_z+c_{14}n_{x'}\\
\Delta\dot{v}_{\mathrm{n}} &= g\varphi_{\mathrm{e}}-2\omega_{\mathrm{u}}\Delta v_{\mathrm{e}}+c_{21}n_x+\\
&\quad c_{22}n_y+c_{23}n_z+c_{24}n_{x'}\\
\dot{\varepsilon}_j &= 0\quad j=x,y,z,x'\\
\dot{n}_j &= 0
\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中,ω_{n},ω_{u} 分别为地球自转角速度的北向和天向分量;r 为地球半径;$[c_{ij}]_{3\times4}$ 为惯性器件测量坐标系至地理坐标系的变换矩阵.以陀螺为例,设敏感轴方向的 4 个常值漂移为 ε_x,ε_y,ε_z,$\varepsilon_{x'}$;单元体 1 和 2 的旋转角分别为 ϕ_1 和 ϕ_2,则机体系的等效漂移 $\varepsilon_{x\mathrm{b}}$,$\varepsilon_{y\mathrm{b}}$,$\varepsilon_{z\mathrm{b}}$可表示为

$$\left.\begin{aligned}
\varepsilon_{x\mathrm{b}} &= \varepsilon_x\cos\phi_1-\varepsilon_y\sin\phi_1\\
\varepsilon_{y\mathrm{b}} &= \varepsilon_x\sin\phi_1+\varepsilon_y\cos\phi_1\\
\varepsilon_{z\mathrm{b}} &= \varepsilon_z\cos\phi_2-\varepsilon_{x'}\sin\phi_2
\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

地理系的陀螺漂移 ε_{e},ε_{n},ε_{u} 可表示为

$$[\varepsilon_{\mathrm{e}}\quad \varepsilon_{\mathrm{n}}\quad \varepsilon_{\mathrm{u}}]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}[\varepsilon_{x\mathrm{b}}\quad \varepsilon_{y\mathrm{b}}\quad \varepsilon_{z\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

式中

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}=[T_{ij}]_{3\times3}$$

将式(8)代入式(9),可得到$[c_{ij}]_{3\times4}$的表达式为

$$[c_{ij}]_{3\times4}=\begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14}\\ c_{21} & c_{22} & c_{23} & c_{24}\\ c_{31} & c_{32} & c_{33} & c_{34}\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中

$$\begin{aligned}
c_{11} &= T_{11}\cos\phi_1-T_{12}\sin\phi_1\\
c_{12} &= T_{11}\sin\phi_1+T_{12}\cos\phi_1\\
c_{13} &= T_{13}\cos\phi_2\\
c_{14} &= -T_{13}\sin\phi_2\\
c_{21} &= T_{21}\cos\phi_1-T_{22}\sin\phi_1\\
c_{22} &= T_{21}\sin\phi_1+T_{22}\cos\phi_1\\
c_{23} &= T_{13}\cos\phi_2\\
c_{24} &= -T_{23}\sin\phi_2\\
c_{31} &= T_{31}\cos\phi_1-T_{32}\sin\phi_1\\
c_{32} &= T_{31}\sin\phi_1+T_{32}\cos\phi_1\\
c_{33} &= T_{33}\cos\phi_2\\
c_{34} &= -T_{33}\sin\phi_2
\end{aligned}$$

3) 量测方程.初始对准在静基座下完成,系统的输出速度为速度误差.以速度误差作为量测,构建 Kalman 滤波器,可实现对航姿误差及陀螺漂移的估计.量测方程可表示为

$$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{V} \tag{11}$$

式中,$\boldsymbol{Z}=[\Delta v_{\mathrm{e}}\quad \Delta v_{\mathrm{n}}]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{H}=[\boldsymbol{O}_{3\times3}\ \boldsymbol{I}_{2\times2}\ \boldsymbol{O}_{8\times8}]$;$\boldsymbol{V}$ 为量测噪声向量.

4) 对准结果.图 3 为一次对准实验得到的航向角估计曲线,表 1 为 4 次实验得到的对准结果.由实验结果可知,姿态角的对准精度约为 5″,航向角的对准精度约为 5°,收敛时间约 2 min.

表 1　初始对准结果　(°)

实验次数	航向角	俯仰角	横滚角
1	9.76	−0.287 1	−0.404 1
2	5.85	−0.288 8	−0.404 7
3	11.44	−0.288 2	−0.403 8
4	8.62	−0.287 8	−0.403 1

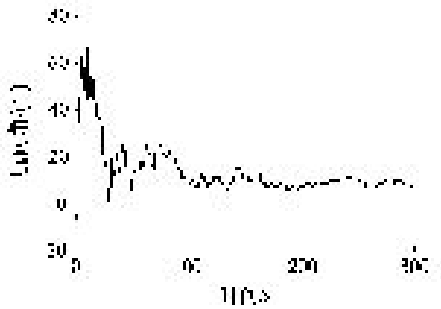

图 3　航向角估计曲线

4.2　基于磁场计的快速对准方案

在要求快速对准的场合,可采用磁航向引入的对准方式,但磁场计易受到周围环境中硬铁和软铁磁场的影响而产生磁罗差.以双轴磁传感器为例,未受磁场干扰时,将其在水平面内均匀旋转一周,得到双轴磁传感器数据(H_x,H_y)的轨迹为一个以(0,0)为圆心的圆.硬铁干扰磁场造成圆轨迹的圆心偏离(0,0),软铁干扰磁场则使圆轨迹变成一个椭圆,如图 4 所示.为确保磁航向输出精

度，必须对磁场计进行罗差补偿[5-7].

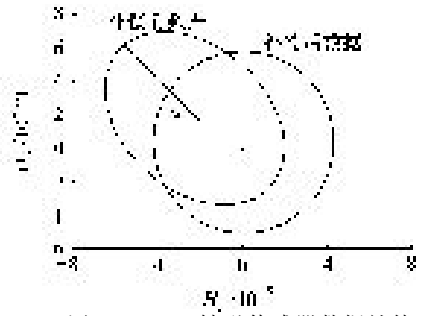

图4 x-y双轴磁传感器数据补偿

由图4可得到水平面内的罗差补偿公式为

$$\begin{bmatrix} H'_{bx} \\ H'_{by} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha \\ -\sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_{bx} - H_{x0} \\ H_{by} - H_{y0} \end{bmatrix} \tag{12}$$

式中，H_{bx}，H_{by}为补偿前的双轴磁传感器数据；H'_{bx}，H'_{by}为补偿后的双轴磁传感器数据；α为椭圆发生旋转的角度；h为椭圆的短轴与长轴长度之比；H_{x0}，H_{y0}为圆心偏离值.

在实际使用中，需要根据系统给出的俯仰角θ和横滚角γ对磁传感器数据进行非水平状态补偿，其补偿公式为

$$\begin{bmatrix} H_{tx} \\ H_{ty} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\theta\sin\gamma & \cos\theta\sin\gamma \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H'_{bx} \\ H'_{by} \\ H'_{bz} \end{bmatrix} \tag{13}$$

式中，H'_{bx}，H'_{by}，H'_{bz}为经罗差补偿后的机体系的磁场强度；H_{tx}，H_{ty}为当地水平面内的磁场强度. 图5为磁罗差补偿前后航向角输出曲线.

如图5所示，经罗差补偿后，磁航向角的输出精度得到较大改善. 表2为磁航向角静态输出精度测试结果，由表2数据可知，经罗差补偿后，磁航向的静态精度约为0.4°.

表2 磁航向角静态输出精度 (°)

实验次数	基准转台输出	航向输出	偏差
1	0	357.8	2.2
2	45	43.1	1.9
3	90	88.3	1.7
4	135	133.0	2.0
5	180	177.7	2.3
6	225	222.5	2.5
7	270	267.3	2.7
8	315	212.3	2.7



图5 罗差补偿前后航向角输出曲线

5 实验结果

为验证航姿参考系统的输出精度，分别进行了静态和动态实验.

静态实验在水平位置转台上进行，初始对准结束后采集系统的姿态和航向角输出，得到的航姿输出误差如图6所示. 动态实验采用车载方式，将系统的航向输出与精度为0.01(°)/h的某型惯导的航向输出做比较，考察其精度. 实验结果如图7所示.

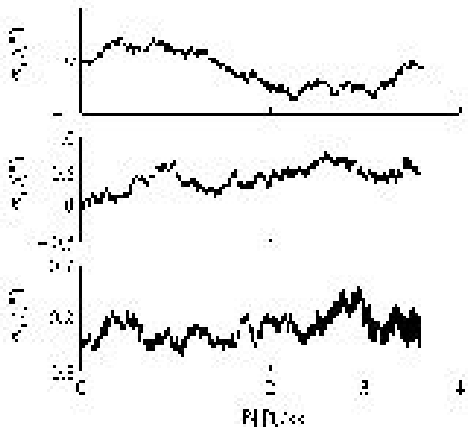

图6 静态实验航向姿态输出误差

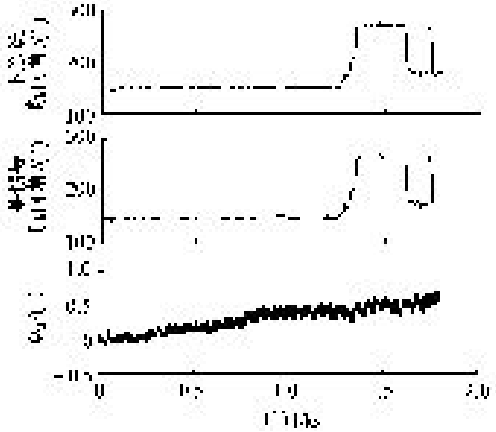

图7 车载实验航向角输出结果

由图6及图7可知，静止状态下，系统在1 h内的航姿保持精度优于0.5°；车载条件下的航向保持精度优于1°.

6 结 论

本文设计了一种基于MEMS惯性器件的旋

转调制式航姿参考系统.通过旋转调制,将漂移为30(°)/h 的 MEMS 陀螺的精度提高至 1(°)/h 左右.静态和动态实验结果表明:系统在 1 h 内的航姿保持精度优于 1°.系统利用惯性器件进行独立的航姿解算,不依赖外界信息,也不向外辐射能量,具有较强的抗干扰性,是一种自主航姿测量系统.本系统的成功研制为中精度、低成本、高可靠性航姿参考系统的实现提供了一条切实可行的解决途径.

参考文献(References)

[1] 沈晓蓉,张海,范耀祖,等.微捷联姿态系统的一种扩展卡尔曼滤波方法[J].北京航空航天大学学报,2007,33(8):933－935
Shen Xiaorong, Zhang Hai, Fan Yaozu, et al. Extended Kalman filter method for micro-inertial strapdown attitude determination system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(8): 933－935(in Chinese)

[2] Yang Yong, Miao Lingjuan. Fiber-optic strapdown inertial system with sensing cluster continuous rotation[J]. IEEE Transaction on AES, 2004, 40(4): 1173－1178

[3] Zhang Ling, Liu Jianye, Lai Jizhou. Rotating fiber optic gyro strap-down inertial navigation system with three rotating axes[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautices, 2008, 25(4): 289－294

[4] 王锦瑜,冯培德.激光陀螺速率偏频系统的分析与研究[J].航空学报,2001,22(1):46－50
Wang Jinyu, Feng Peide. Research on rate-bias system of laser gyro[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(1): 46－50(in Chinese)

[5] 付旭,周兆英. MEMS 自动驾驶仪中的多传感器误差补偿[J].清华大学学报:自然科学版,2008,48(5):804－807
Fu Xu, Zhou Zhaoying. Error compensation with multiple sensors in a MEMS autopilot[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2008, 48(5): 804－807(in Chinese)

[6] Crassidis J L, Lai K L, Harman R R. Real-time-attitude-independent three-axis magnetometer calibration[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(1): 115－120

[7] 郝振海,黄圣国.基于差分磁罗盘的组合航向系统[J].北京航空航天大学学报,2008,34(4):377－380
Hao Zhenhai, Huang Shengguo. Integrated heading system based on differential magnetic compasses[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4): 377－380(in Chinese)

(编　辑:赵海容)

(上接第 1338 页)

速度偏移 v_{py} 是时间 t 的函数,且 v_{py} 与 v_m,v_n 不相关,则

$$R_\varepsilon(t,t+\tau)=R_m(\tau)+R_n(\tau)+R_{py}(t,t+\tau) \tag{11}$$

式中,$R_{py}(t,t+\tau)$ 为 v_{py} 的自相关函数.与式(9)相比较,由于 $R_{py}(t,t+\tau)$ 的存在,$R_\varepsilon(t,t+\tau)$ 形状会发生变化,对计算机自动提取周期产生影响.因此,需要对质心速度补偿进行控制.在误差较大的情况下,应重新进行速度的拟合,以减小拟合误差.

4　结 束 语

连续波雷达测量得到的径向速度数据中包含质心径向速度和微动速度.利用分段多项式拟合可以得到较为准确的质心径向速度分量,并由此获得进动引起的微动速度,对微动速度进行时域滑窗自相关处理可以提取出弹丸的进动周期.

参考文献(References)

[1] 韩子鹏.弹箭外弹道学[M].北京:北京理工大学出版社,2008,153－162
Han Zipeng. Projectile and rocket exterior ballistics[M]. Beijing: Beijing University of Science and Technology Press, 2008, 153－162(in Chinese)

[2] 陈行勇.微动目标雷达特征提取技术研究[D].长沙:国防科技大学电子科学与工程学院,2005
Chen Hangyong. Research on radar signature extraction from target with micro-motions[D]. Changsha: College of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, 2005(in Chinese)

[3] 陈行勇,黎湘,郭桂蓉,等.微进动弹道导弹目标雷达特征提取[J].电子与信息学报,2006,28(4):643－646
Chen Hangyong, Li Xiang, Guo Guirong, et al. Radar feature extraction of micro-precession ballistic missile warhead[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2006, 28(4): 643－646(in Chinese)

[4] Chen V C. Micro-Doppler effect of micro-motion dynamics: a review[J]. Proceedings of SPIE on Independent Component Analyses, Wavelets, and Neural Networks, 2003, 5102: 240－249

[5] Chen V C, Li F, Ho S, et al. Micro-Doppler effect in radar-phenomenon, model and simulation study[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(1): 2－21

(编　辑:娄　嘉)