

doi: 10.7690/bgzd.2016.05.013

## 小波故障检测在脉冲星组合导航中的应用

范继伟<sup>1</sup>, 沈学强<sup>1</sup>, 杨成伟<sup>2</sup>, 徐兴建<sup>2</sup>, 叶波波<sup>2</sup>

(1. 东北电力大学自动化工程学院, 吉林 132000; 2. 北京理工大学机电学院, 北京 100081)

**摘要:** 为提高基于 X 射线脉冲星的组合导航系统容错能力, 利用小波分析方法进行故障检测, 以保证组合导航系统的精度和可靠性。笔者采用 X 射线脉冲星导航、天文导航和紫外敏感器导航构建组合导航系统, 运用小波分析技术对传感器输出信号进行故障诊断, 并进行故障隔离和系统重构, 最后采用联邦式滤波器进行信息融合, 并以火星探测任务为例进行了数学仿真。实验结果表明: 该方法能够有效检测相关传感器故障, 解决了 X 射线脉冲星组合导航系统因故障导致的导航结果变差问题, 且具有较高的导航精度, 提高了脉冲星组合导航系统的容错性能和工程实用价值。

**关键词:** 脉冲星; 天文导航; 紫外敏感器; 小波分析; 故障检测**中图分类号:** TP206 **文献标志码:** A

## Application Study on Using Wavelet Fault Detection in Integrated Navigation System Based on XNAV

Fan Jiwei<sup>1</sup>, Shen Xueqiang<sup>1</sup>, Yang Chengwei<sup>2</sup>, Xu Xingjian<sup>2</sup>, Ye Bobo<sup>2</sup>

(1. School of Automation Engineering, Northeast Dianli University, Jilin 132000, China;

2. School of Mechatronical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** In order to improve the fault tolerance capability of the integrated navigation system based on X-ray pulsar navigation(XNAV), the wavelet method was applied to ensure the accuracy and reliability of the integrated navigation system. The integrated navigation system included XNAV subsystem, celestial navigation subsystem and ultraviolet navigation subsystem. The wavelet technique was used to detect the faults of sensors. If there were a fault in a sensor, the fault one would be isolated from the integrated navigation system. The information fusion was conducted by using federated filter. Results of simulation which was conducted in the Mars exploration orbit demonstrate that this proposed method can find the fault time points of sensors successfully. This method can solve the problem of low accuracy, which is caused by the faults of sensors. Meanwhile, this integrated navigation system can achieve high accurate navigation accuracy and improve the fault tolerance capability and the usable value in engineering.

**Keywords:** pulsars; celestial navigation; ultraviolet sensor; wavelet analysis; fault detection

### 0 引言

自主导航技术是深空探测关键技术<sup>[1]</sup>, 在深空中自主导航需要满足高精度、高可靠性的要求, 由于单一导航方式往往无法满足这些要求; 因此, 具有容错性能的自主组合导航系统成为深空探测的一项重要研究内容。

X 射线脉冲星自主导航具有完全自主性, 是目前的研究热点。但在深空中, 由于受复杂的空间环境、宇宙背景 X 射线源干扰、天体遮挡、元器件本身可靠性和寿命等问题的影响, 单独依靠 X 射线脉冲星导航无法满足航天工程对高可靠性的要求; 因此需要研究基于 X 射线脉冲星的组合导航技术, 综合运用所组合的其他导航方式提高航天器自主导航的可靠性, 使其在发生故障时仍能保持较高的导航精度。

在 X 射线脉冲星导航的容错算法研究中, 文献[2]将脉冲星星表误差看作模型不确定的一部分, 并采用鲁棒扩展卡尔曼滤波进行处理, 但未对系统出现故障的情况进行研究。文献[3]提出了基于 XNAV 和 SINS 的容错组合导航方案, 并采用残差  $\chi^2$  故障检测法检测故障信息, 但 SINS 导航方式误差随时间积累, 不利于深空长时间飞行, 且该方案仅能对 XNAV 系统进行检测。

当导航系统出现故障时, 故障点信号会表现出奇异性, 小波变换具有空间局部化的性质, 能够用来分析信号的奇异性及其位置, 这对于故障处理中的检测、识别和提取有重要意义; 因此, 小波分析技术可以用来进行故障检测。深空中各种不确定干扰因素容易导致导航传感器输出信号发生突变, 影响导航精度; 因此, 在 X 射线脉冲星组合导航系统

收稿日期: 2016-02-03; 修回日期: 2016-03-15

基金项目: 空间科学预先研究项目(XDA04074300), 中国博士后科学基金(2015M580998)

作者简介: 范继伟(1990—), 男, 吉林人, 硕士, 从事飞行器设计研究。

中，利用小波分析进行故障检测具有一定的工程实用价值。

X 射线脉冲星导航、天文导航和紫外敏感器导航组成组合导航系统的优点是误差都不随时间积累，且具有高精度和高自主性的特点。笔者采用这几种导航方式，利用小波分析技术进行故障检测和提取，采用联邦滤波结构进行故障隔离、系统重构和信息融合，最后利用火星探测轨道进行了仿真。实验结果表明：该组合导航系统能有效检测各个导航传感器故障，在进行故障隔离和系统重构后，能够得到较高的导航精度。

## 1 数学模型

### 1.1 X 射线脉冲星导航测量模型

X 射线脉冲星具有高度稳定的时间特性，能周期性地向外辐射 X 射线，航天器接收到该辐射信号后，将到达航天器的时间转换为太阳系质心，并与模型预测的到达太阳系质心时间相比较，获得导航基本观测量——时间延迟  $\Delta t$ 。

此处以火星环绕段探测为例进行研究，则时间转换方程<sup>[4]</sup>为：

$$\Delta t = t_{\text{SSB}} - t_{\text{SC}} = \frac{\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_M + \mathbf{r})}{c} + \frac{1}{2cD_0} [(\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_M + \mathbf{r}))^2 - (\mathbf{r}_M + \mathbf{r})^2] + \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_M + \mathbf{r}) + \|\mathbf{r}_M + \mathbf{r}\|}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} \right| + 1 \quad (1)$$

其中： $t_{\text{SSB}}$  为光子到达太阳系质心时间； $t_{\text{SC}}$  为光子到达航天器的时间； $\mathbf{n}$  为脉冲星位置方向矢量； $\mathbf{r}_M$  为在火星在太阳系质心 J2000 惯性坐标系中的位置； $\mathbf{r}$  为航天器在火星质心惯性坐标系中的位置； $c$  为光速； $D_0$  为太阳系质心到脉冲星的距离； $\mathbf{b}$  为太阳系质心在太阳质心坐标系中的位置， $\mu_s$  为太阳引力常数。

X 射线脉冲星时间模型<sup>[5]</sup>为：

$$\Phi(t) = \Phi(t_0) + f \cdot (t - t_0) + \sum_{n=2}^{n=+\infty} \left[ \frac{d^{n-1} f}{dt^{n-1}} (t - t_0)^n \right] \frac{1}{n!} \quad (2)$$

式中： $\Phi(t)$  为  $t$  时刻的脉冲相位； $\Phi(t_0)$  为  $t_0$  时刻相位； $f$  为脉冲信号频率。

X 射线脉冲星导航的测量方程为：

$$\mathbf{Z}_1(k) = [\Delta t_1 \ \cdots \ \Delta t_i]^T = \mathbf{H}_1(k) \hat{\mathbf{X}}_1 + \mathbf{v}_1(k); \quad (3)$$

$$\mathbf{H}_1(k) = \begin{bmatrix} h_{1x} & h_{1y} & h_{1z} & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{ix} & h_{iy} & h_{iz} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中： $h_{ix}$ 、 $h_{iy}$ 、 $h_{iz}$  分别为第  $i$  个测量方程对航天器位置各分量的偏导数， $i$  为导航中使用的脉冲星个数； $\mathbf{v}_1(k)$  为测量噪声。

### 1.2 紫外敏感器导航测量模型

紫外敏感器在“嫦娥一号”和“嫦娥二号”探月卫星中获得了成功应用。由于火星也能反射太阳的紫外光线；因此，紫外敏感器也能应用在火星环绕段探测中，通过拍摄火星圆盘边缘图像，经处理可得到火星质心方向矢量和航天器距火星质心的距离。则紫外敏感器的测量方程<sup>[6]</sup>为

$$\mathbf{Z}_2(k) = \begin{bmatrix} -\frac{\mathbf{r}}{r} & r \end{bmatrix}^T = \mathbf{H}_2(k) \hat{\mathbf{X}}_2 + \mathbf{v}_2(k) \quad (5)$$

其中： $\mathbf{r}$  为航天器在火星质心 J2000 惯性坐标系中的位置， $r$  为其模； $\mathbf{H}_2(k)$  为紫外敏感器导航的观测矩阵，可通过测量值对位置矢量求偏导数得到； $\mathbf{v}_2(k)$  为测量噪声。

### 1.3 CNS 导航测量模型

天文导航 (celestial navigation system, CNS) 具有测量时间短、误差不随时间积累的特点，在航天器自主导航系统中有广泛的应用。在计算星光角距时，涉及 2 个矢量方向：一是恒星相对航天器的方向矢量  $\mathbf{s}$ ，可由星敏感器测量得到；二是火星质心相对航天器的位置矢量  $-\mathbf{r}$ ，可由红外地平仪或紫外敏感器测量并经处理得到。如果导航中同时观测 3 颗恒星，则星光角距的观测方程为

$$\mathbf{Z}_3(k) = \begin{bmatrix} \arccos(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}_1}{r}) \\ \arccos(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}_2}{r}) \\ \arccos(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}_3}{r}) \end{bmatrix} = \mathbf{H}_3(k) \hat{\mathbf{X}}_3 + \mathbf{v}_3(k) \quad (6)$$

其中： $\mathbf{s}_1$ 、 $\mathbf{s}_2$ 、 $\mathbf{s}_3$  分别为 3 颗恒星的方向矢量； $\mathbf{H}_3(k)$  为星光角距的观测方程，可通过对航天器的位置分量求偏导获得； $\mathbf{v}_3(k)$  为测量噪声。

### 2 小波故障检测算法

小波函数是小波母函数  $\psi(t)$  经过尺度伸缩和平移形成的函数<sup>[7]</sup>

$$\psi_{a,b}(t) = a^{-1/2}\psi\left(\frac{t-b}{a}\right) \quad (7)$$

其中： $a$  为尺度因子； $b$  为平移因子； $\psi_{a,b}(t)$  为小波基函数。其对信号  $s(t)$  的连续小波变换为

$$S_{a,b}(t) = \int_{-\infty}^{\infty} s(t)\psi_{a,b}(t)dt = a^{-1/2} \int_{-\infty}^{\infty} s(t)\psi\left(\frac{t-b}{a}\right)dt \quad (8)$$

小波分析可以在不同的尺度上进行原信号的重构，能够利用尺度伸缩和平移变换进行信号的多尺度分析，具有傅里叶变换无法比拟的局部信号分析能力；因此，通过利用各尺度下小波系数的局部模极大值可判断故障点的位置，实现信号的故障检测。

为提高检测效率，笔者采用 Mallat 小波快速变换算法<sup>[8]</sup>。先将一维信号  $s(t)$  分解为低频部分  $a_1$  和 高频部分  $d_1$ ，再将  $a_1$  继续分解为低频部分  $a_2$  和 高频部分  $d_2$ ，依此类推，进行  $n$  层分解，并按此逆向 顺序进行信号的重构。其分解公式如下：

$$\left. \begin{aligned} c_{j+1,k} &= \sum_{n=2k}^{2k+M-1} h_{n-2k} c_{jn} \\ d_{j+1,k} &= \sum_{n=2k+2-M}^{2k+1} g_{n-2k} c_{jn} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中： $c_{j+1,k}$  为第  $j+1$  层的平滑系数； $d_{j+1,k}$  为第  $j+1$  层的细节系数； $h_{n-2k}$  为尺度系数； $g_{n-2k}$  为小波系数，其重构公式如下：

$$c_{j-1,n} = \sum_{k=\lceil(n-M+1)/2\rceil}^{\lfloor n/2 \rfloor} h_{n-2k} c_{j,k} + \sum_{k=\lceil n/2 \rceil}^{\lfloor(n-M+1)/2\rfloor} g_{n-2k} d_{j,k} \quad (10)$$

通过仿真实验，对细节信号设置一定的阈值实现故障点的自动检测，进而对故障传感器进行隔离。

### 3 组合导航系统设计

如图 1 所示，本组合导航系统包含 3 个子系统：X 射线脉冲星导航构成子系统 1，紫外传感器导航构成子系统 2，天文导航构成子系统 3，各子系统配备导航传感器、小波故障检测器、扩展卡尔曼滤波器(extended kalman filter, EKF)和系统重构装置。

火星探测器的轨道动力学模型建立在火星质心 J2000 惯性坐标系下，为提高仿真程序运行效率，

建模时只考虑了火星中心引力及太阳、木星的摄动引力。

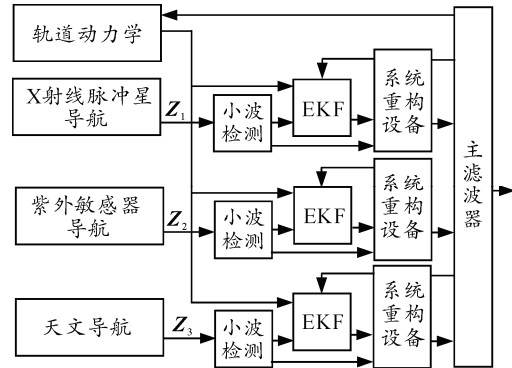


图 1 组合导航系统结构

组合导航系统采用联邦滤波结构，能有效隔离各子系统之间的干扰。各子系统的小波故障检测器进行导航传感器输出结果的检测，如发现故障，立即向系统重构设备发送信号，及时进行子系统隔离和组合导航系统重构，该子系统内部只进行时间更新，不进行测量更新，同时主滤波器中只进行非故障子系统的信息融合，待故障消除后，再将该子系统连接回组合导航系统中。

### 4 数学仿真

#### 4.1 仿真条件

1) 火星探测器在火星质心 J2000 惯性坐标系下位置初值为：

$$\begin{aligned} &(-343\ 756\ 5.622\ 040\ 8, -1\ 322\ 042.989\ 680\ 3, \\ &-2\ 631\ 212.185\ 332\ 48) \text{ m;} \end{aligned}$$

速度初值取为：

$$\begin{aligned} &(1\ 953.976\ 776\ 814, -253.710\ 228\ 318\ 9, \\ &-2\ 198.776\ 1971\ 543) \text{ m/s;} \end{aligned}$$

各轴向初始位置误差为 5 000 m，各轴向速度误差为 1 m/s。

2) 导航用到的脉冲星为 B0531+21, B1937+21, B1957+20, B1821-24。在信号积分时间 500 s、有效面积为 1 m<sup>2</sup> 的情况下，测距精度分别为 109、344、1 866 和 325 m。

3) 紫外传感器对方向矢量的测量精度为 0.1°，对距离的测量精度为 5 000 m；天文导航中星敏感器的精度为 3"，红外地平仪的精度为 0.05°，采用 Tycho2 恒星表。

4) X 射线脉冲星导航测量更新时间为 500 s，紫外传感器导航测量更新时间为 3 s，天文导航测量更新时间为 3 s，总仿真时间 30 d。

5) 为检验小波故障检测的应用效果, 紫外敏感器测量值中在 700 000、1 200 000、1 700 000、2 200 000、2 300 000和 2 400 000 s处增加故障信息, X 射线脉冲星测量值中在 500 000、1 000 000、1 500 000、2 000 000 和 2 310 000 s处增加故障信息, 天文导航测量值中在 600 000、900 000、1 500 000、2 100 000和 2 400 000 s处增加故障信息。小波故障检测时, 取 Daubechies 函数系中的 db3 为小波函数。

### 4.2 仿真结果及分析

图 2 给出了组合导航系统在没有小波故障诊断器和系统重构设备的情况下, 无故障时的导航结果, 位置误差为 28.835 m, 速度误差为 0.021 49 m/s, 可达到高的精度。图 3 给出了组合导航系统在有故障时, 仅利用 EKF 滤波的结果, 从图可看出: 在故障发生时, 由于 EKF 滤波无法敏感出故障信息, 使偏差较大的测量值进入滤波器参与滤波, 导致导航精度变差, 最大位置误差由百米量级增加到 4 km。

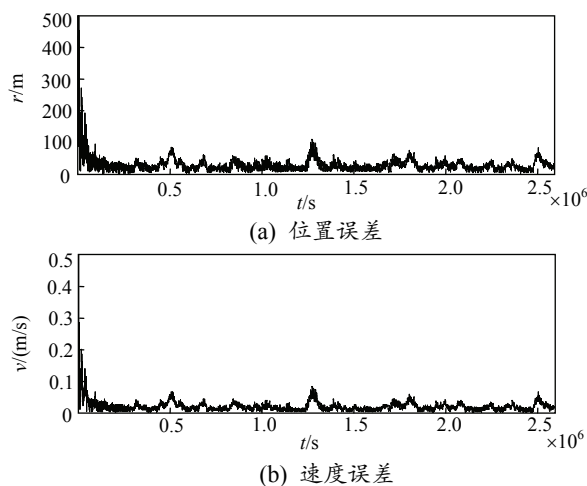


图 2 无故障时组合导航 EKF 滤波结果

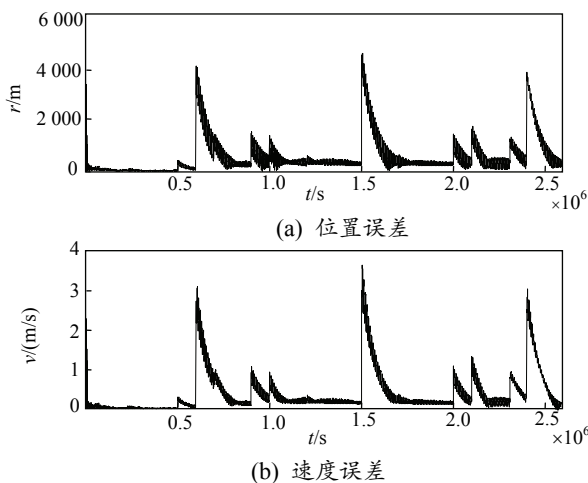


图 3 有故障时组合导航 EKF 滤波结果

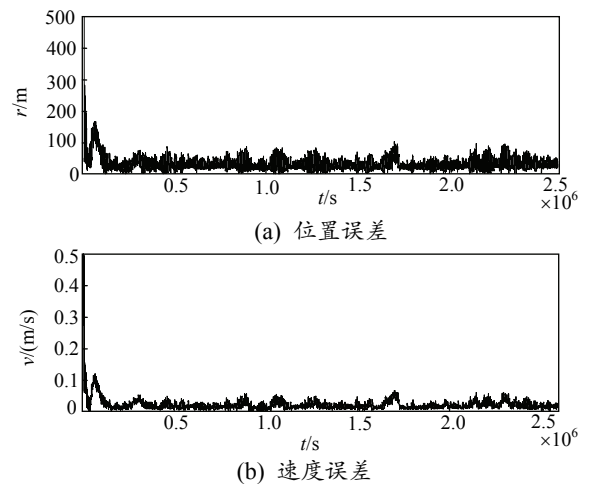


图 4 有故障时组合导航小波检测 EKF 滤波结果

图 4 给出了具有小波故障检测的容错组合导航系统在有故障时的导航结果, 位置误差为 36.587 m, 速度误差为 0.022 93 m/s, 与无故障时的导航结果相当, 说明基于小波检测的故障诊断和系统重构方法在 X 射线脉冲星组合导航系统中能够有效检测故障, 并进行故障传感器的隔离, 提高了系统的容错性能。

以紫外敏感器导航子系统中距离测量的小波检测为例, 图 5 利用 db3 小波函数对测量值进行 5 层小波分解和重构的细节信号。由图 5 可以看出, 小波方法能够准确检测出系统故障。

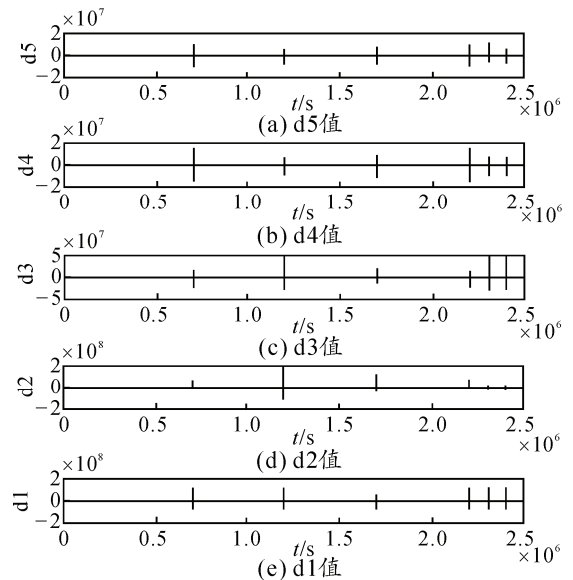


图 5 紫外敏感器子系统小波分解细节信号

### 5 结束语

笔者利用小波分析方法, 对 X 射线脉冲星导航、紫外敏感器导航和天文导航组成的组合导航系统进行了故障检测、故障隔离和系统重构, 使故障信息

不致影响到导航精度。该方法解决了基于 X 射线脉冲星的组合导航系统在深空探测中，因故障导致的精度下降问题，提高了系统的容错能力，增强了系统的工程实用性。

随着我国深空探测计划的推出，自主导航技术的应用势在必行，发展深空容错多传感器导航技术是工程中重要的研究方向，需要投入更多的研究。

**参考文献：**

[1] 叶培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望[J]. 中国工程科学, 2006, 8(10): 13-18.  
 [2] 熊凯, 魏春岭, 刘良栋. 鲁棒滤波技术在脉冲星导航中的应用[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(6): 8-11.  
 [3] 苏哲. X 射线脉冲星导航信号处理方法和仿真实验系统研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2011: 56-65.

\*\*\*\*\*

(上接第 38 页)

当目标发生机动以后到 65 s 时,纵摇角误差分别是: 4.694 7'、2.437 5',横摇角误差为: 9.572'、4.821 4'。

从数据上可以看出:在不发生机动时,经典姿态解算模型和自适应姿态解算模型均能比较好的进行姿态解算。但发生机动以后经典姿态解算模型解算偏差较大,而自适应姿态解算模型则能比较好对平台进行定位,对误差的滤波也更好。

**5 结论**

笔者推导了姿态解算过程中需要的姿态转换矩阵,介绍了 GPS 测姿原理,分析了常见的 GPS 定姿算法并指出其存在的缺陷,根据航母姿态测量要求和 GPS 数据特性,提出了基于 RAKEF 的定姿算法。该算法充分利用了航母的运动信息,不受 GPS 测量数据中粗大误差的影响,且当缺少某些历元的观测数据时也能保证算法的可靠性,为航母姿态测量提供保障。

**参考文献：**

[1] 吴小强, 窦林涛, 初阳, 等. 舰艇姿态对雷达测量误差的影响分析[J]. 指挥控制与仿真, 2011, 33(6): 102-105.

[4] LI Jianxun, KE Xizheng. Study on autonomous navigation based on pulsar timing model[J]. Science in China Series G: Physics, Mechanics, Astronomy, 2009, 52(2): 303-309.  
 [5] Sheikh S I, Pines D J, Ray P S, et al. Spacecraft navigation using X-ray pulsars[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 49-63.  
 [6] Li Q, Jianye L, Guanglou Z, et al. Augmentation of XNAV system to an ultraviolet sensor-based satellite navigation system[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2009, 3(5): 777-785.  
 [7] Lee D L, Yamamoto A. Wavelet analysis: theory and applications[J]. Hewlett Packard Journal, 1994, 45(6): 44-52.  
 [8] Mallat S. A theory for multiresolution signal decomposition: the wavelet representation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1989, 11(7): 674-693.

[2] 牛媛媛, 刘以安, 杨华明, 等. 舰载雷达平台在风浪中的运动姿态对雷达天线扫描位置的影响研究[J]. 华东船舶工业学院学报(自然科学版), 2005, 2(19): 40-43.  
 [3] 华泰麟. 运动载体姿态角速率对跟踪稳定性影响的分析[J]. 现代电子技术, 2007, 7(246): 35-37.  
 [4] 朱利娜, 张瑜. 舰船姿态的 GPS 测定方法研究[J]. 河南师范大学学报(自然科学版), 2006, 8(34): 58-60.  
 [5] 刘基余. GPS 卫星导航定位原理与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 306-310.  
 [6] 王冰, 隋立芬, 张清华, 等. 一种利用 GPS 进行姿态估计的新算法[J]. 测绘科学技术学报, 2013, 1(30): 46-50.  
 [7] 朱静. 基于 GPS 载波相位信号确定运动体姿态的研究[J]. 连云港师范高等专科学校学报, 2008, 12(4): 98-99.  
 [8] 张志远, 罗国富. 舰船姿态坐标变换及稳定补偿分析[J]. 舰船科学技术, 2009, 31(4): 34-40.  
 [9] 黄显亮, 温连峰, 王强. 基于多基线 GPS 舰船姿态测量系统研究[J]. 舰船电子工程, 2009, 12(186): 80-82.  
 [10] 姚飞娟, 王建强, 杜鹃, 等. 精度鉴定试验中 GPS 测姿方法及测姿精度分析[J]. 电子测量技术, 2013, 8(36): 49-52.  
 [11] 祁存荣, 周鹏, 谢涛. 基于 GPS 的船舶实时测姿的研究与应用[J]. 武汉理工大学学报, 2009, 8(31): 77-79.