

doi: 10.7690/bgzdh.2021.02.012

一种战车快速定位定向系统

李田科, 董国民, 李 伟

(中国人民解放军 91980 部队, 山东 烟台 264000)

摘要: 为满足战车快速定位定向的需求, 设计一种基于全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)的快速定位定向系统。采用单基线姿态测量法对载波相位姿态测量进行分析, 制定系统研制目标和总体架构, 分别对系统硬件及嵌入式软件进行设计, 并进行静态调试及装车实验。实验结果表明: 该系统能够快速测量战车的位置和航向, 满足战车的精度要求, 有效缩短战车定位定向时间, 提高武器系统快速反应能力。

关键词: 战车; 定位定向; GNSS

中图分类号: TJ812+.6 **文献标志码:** A

Rapid Position and Azimuth Determining System for Launch Vehicle

Li Tianke, Dong Guomin, Li Wei

(No. 91980 Unit of PLA, Yantai 264000, China)

Abstract: Rapid position and azimuth determining system based on global navigation satellite system is put forward for meeting rapid position and azimuth determining of combat vehicle. Use single baseline gesture measurement to analyze the carrier phase gesture measurement, determine the system research target and overall frame. Separately design system hardware and embedded software and carry out static debug and combat vehicle test. The test results show that the system can quickly measure the position and azimuth of combat vehicle, satisfy the precision requirement of combat vehicle, reduce position time of combat vehicle and improve rapid reaction capability of the weapon system.

Keywords: combat vehicle; position and azimuth determining; GNSS

0 引言

战车的组合定位定向设备是战车的设备, 功能是提供战车当前的航向角、经度、纬度等参数。目前, 发射车的定位功能可通过卫星、速率计和车载平台惯导组合完成, 而定向只能由平台惯导来完成。平台惯导在使用过程中, 考虑漂移等因素, 为得到准确的方向, 需重新启动进行对准, 惯导对准过程时间长, 不仅对震动等条件要求苛刻, 使得装备展开时间过长; 而且采用流程优化也无法缩减准备时间, 降低了装备展开速度, 严重影响部队快速反应能力, 制约武器系统作战能力的充分发挥^[1-2]。

笔者根据战车快速定位定向的实际需求, 研制一种基于 GNSS(包括北斗二代卫星导航系统)的快速定位定向系统, 利用多天线技术实现战车姿态测量, 可快速定向测姿, 可减少 2/3 的装备展开时间。

1 战车快速定位定向测量原理

如图 1 所示, 系统采用单基线姿态测量法, A、B 为 2 个 GNSS 接收机天线位置, \mathbf{b} 为由 A 指向 B 的基线矢量。因为 GNSS 姿态测量系统中, 基线长

度远小于接收机天线与 GNSS 卫星之间的距离 (20 000 多千米), 天线 A 指向 GNSS 卫星的单位矢量和天线 B 指向 GNSS 卫星的单位矢量可以看作相同。同理, 可以把 GNSS 信号的波前看作平面波。若取天线到 GNSS 卫星的距离约为 20 000 km, 对于 10 m 长的基线, 把 GNSS 信号波前看作平面波和球面波仅差 0.002 5 mm, 基线长度为 100 m, 误差也仅为 0.25 mm, 可以忽略不计。

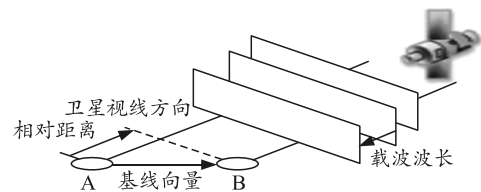


图 1 载波相位姿态测量原理

天线 A 和 B 间的基线投影在传播方向上的距离

$$r = |\mathbf{b}| \cos \vartheta = \mathbf{b} \cdot \mathbf{e} \quad (1)$$

式中: \mathbf{e} 为卫星在接收机处的单位观测矢量; 卫星 i 经过 A、B 两点的信号相位差

$$\varphi_{AB}^i = 1/\lambda \mathbf{b} \cdot \mathbf{e} \quad (2)$$

其中 $\varphi_{AB}^i = \varphi_B^i - \varphi_A^i$ 表示真实的载波相位差, 是无法测

收稿日期: 2020-07-30; 修回日期: 2020-08-24

作者简介: 李田科(1976—), 男, 山东人, 硕士, 高级工程师, 从事兵器发射理论与技术研究。E-mail: 13365357730@163.com。

量到的，考虑接收机钟差 $\Delta\tau$ 与整周模糊度 ΔN_{AB}^i ，它与载波相位观测值 $\Delta\phi_{AB}^i$ 的单差观测方程为

$$\Delta\phi_{AB}^i = \phi_{AB}^i - \Delta N_{AB}^i + c/\lambda\Delta\tau + \Delta\varepsilon = 1/\lambda\mathbf{b}\cdot\mathbf{e} - \Delta N_{AB}^i + c/\lambda\Delta\tau + \Delta\varepsilon. \quad (3)$$

姿态测量时基线距离很短，单差消除了卫星钟差、电离层、对流层延迟误差等影响。设 \mathbf{b} 的航向角和俯仰角分别为 ψ 和 θ ，卫星 i 的高度角和方向角分别为 α^i 和 β^i ，则存在：

$$\mathbf{e}^i = [\cos\alpha^i \sin\beta^i \quad \cos\alpha^i \cos\beta^i \quad \sin\alpha^i]^\top$$

$$\mathbf{b} = |\mathbf{b}| [\cos\theta \sin\psi \quad \cos\theta \cos\psi \quad \sin\theta]^\top.$$

运算得到载波相位差分方程：

$$\Delta\phi_{AB}^i = \frac{|\mathbf{b}|}{\lambda} [\sin\alpha^i \sin\theta + \cos\alpha^i \cos\theta \cos(\beta^i - \psi)] - \Delta N_{AB}^i + \frac{c}{\lambda} \Delta\tau + \Delta\varepsilon. \quad (4)$$

2 个 GNSS 天线信号使用公共时钟接收，则 $\Delta\tau$ 是一个常量。将观测得到的单差载波相位观测值减去钟差常量 $\Delta\tau$ ，略去观测噪声 $\Delta\varepsilon$ ，新的单差载波相位观测方程：

$$\Delta\phi_{AB}^i = \frac{|\mathbf{b}|}{\lambda} [\sin\alpha^i \sin\theta + \cos\alpha^i \cos\theta \cos(\beta^i - \psi)] - \Delta N_{AB}^i. \quad (5)$$

观测到 m 颗卫星时，可得到方程组：

$$\Delta\phi = \mathbf{A}_\theta^s + \mathbf{A}_\psi^c \mathbf{A}_\psi - \Delta\mathbf{N};$$

$$\Delta\phi = \lambda/|\mathbf{b}| [\Delta\phi_{AB}^1 \quad \Delta\phi_{AB}^2 \quad \dots \quad \Delta\phi_{AB}^m]^\top;$$

$$\Delta\mathbf{N} = \lambda/|\mathbf{b}| [\Delta N_{AB}^1 \quad \Delta N_{AB}^2 \quad \dots \quad \Delta N_{AB}^m]^\top;$$

$$\mathbf{A}_\theta^s = \sin\theta \begin{bmatrix} \sin\alpha^1 \\ \sin\alpha^2 \\ \vdots \\ \sin\alpha^m \end{bmatrix}; \quad \mathbf{A}_\psi^c = \begin{bmatrix} \cos(\beta^1 - \psi) \\ \cos(\beta^2 - \psi) \\ \vdots \\ \cos(\beta^m - \psi) \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_\psi^c = \cos\theta \begin{bmatrix} \cos\alpha^1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \cos\alpha^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \cos\alpha^m \end{bmatrix}. \quad (6)$$

一般 (α^i, β^i) 为接收机得到的已知量，除航向角 ψ 和俯仰角 θ 为待求参数外，还有 m 个单差整周模糊度未知，一共有 $m+2$ 个未知参数。如果整周模糊度不能确定，则依靠单个观测值不能确定姿态角。对短基线测姿来讲，要实现高精度测量必须求解整周模糊度。

在基线长度固定且整周模糊度 ΔN 已知的情况

下，上式在 3 维空间上表示为以基线向量起点为球心、 $|\mathbf{b}|$ 为半径的球面上的圆，圆的法线指向卫星 i ，圆心到球心的距离即为单差相位差：

$$\phi_{AB}^i = \lambda(\Delta\phi_{AB}^i + \Delta N_{AB}^i). \quad (7)$$

3 颗卫星观测方程所代表的圆在球面上交汇。

若已知卫星 i 和 j 的整周模糊度分别为 ΔN_{AB}^i 和 ΔN_{AB}^j ，由于它们构成的不是同心圆，只要整周模糊度解算正确，在球面上应当有 2 个交点 P_1 和 P_2 ，其中一点与姿态角对应，设为 P_1 ；若第 3 颗卫星的整周模糊度为 ΔN_{AB}^k ，则它构成的圆与另 2 个圆各有 2 个交点，且其中一个交点与 P_1 重合。

同理，第 4、第 5 颗卫星所对应的曲线与前面任一闭合曲线也有 2 个交点，并且其中之一与 P_1 重合，而其他交点则没有这样的特征；因此，对于观测到的 2 颗卫星，若确定了整周模糊度，则单差方程所对应的闭合曲线的交点之一就是当前的姿态角。

已知整周模糊度，求这 2 个闭合曲线的交点。取 $m=2$ ，可列出卫星 i 和卫星 j 的单差观测方程组：

$$\left. \begin{aligned} \sin\alpha^i \sin\theta + \cos\alpha^i \cos\theta \cos(\beta^i - \psi) &= \frac{\lambda}{|\mathbf{b}|} (\Delta\phi_{AB}^i + \Delta N_{AB}^i) \\ \sin\alpha^j \sin\theta + \cos\alpha^j \cos\theta \cos(\beta^j - \psi) &= \frac{\lambda}{|\mathbf{b}|} (\Delta\phi_{AB}^j + \Delta N_{AB}^j) \end{aligned} \right\}. \quad (8)$$

上式表示 2 条闭合曲线，与一般的超越方程不同，能够求得解析解。

2 战车快速定位定向系统总体方案

2.1 硬件设计

GNSS 双天线定位定向系统硬件部分包含电源模块、GNSS 子系统和 ARM 子系统，封装在一个外壳内，通过 RS232 接口互联，同时提供程序调试接口和功能监测接口^[3-4]。系统结构如图 2。

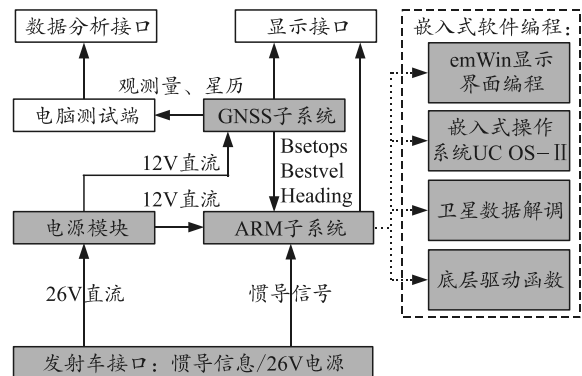


图 2 GNSS 双天线定位定向系统结构

2.1.1 电源模块

实现将车载电平 26 V 直流或者 220 V 交流电转换为内部使用的 12 V 直流电源，分别给 ARM 数显板和 GNSS 底板供电，设置电源开关和保险隔离功能。

2.1.2 GNSS 子系统

接收双天线卫星射频信号，下变频并采样后得到数字中频数据，在基带模块解调解扩后得到基带信号，通过跟踪环路即可获得伪距、伪距率、载波相位等观测量，之后进行导航解算得到位置、速度、姿态数据，最后将导航信息输出。

2.1.3 ARM 子系统

ARM 数显板通过 RS232 串口与 GNSS 系统连接，接收 GNSS 模块多种协议的数据，在 ARM 处理器内实现定位定向数据解调，并对数据进行滤波和平滑处理，有效数据在液晶屏上显示并存储。为了实现上述功能，需要实现 ARM 子系统的外设接口驱动程序，主要为串口驱动、定时器驱动、LCD 显示屏接口驱动。

2.2 嵌入式软件设计

嵌入式软件基于 UC-OS III 操作系统来设计，共创建卫星数据解调、GUI 显示、用户交互 3 个任务。任务优先级依次降低，还设有一个优先级更高的串口中断，用于接收双天线 GNSS 接收机的数据，接收完毕时抛出信号量，驱动卫星数据解调任务执行数据解调工作。

2.2.1 底层驱动函数

串口接收双天线卫星导航接收机数据，编写串口驱动程序；UC-OS III 操作系统需要系统心跳时钟驱动和系统时钟驱动；使用 LCD 显示屏的驱动程序。

2.2.1.1 串口驱动程序

由于 Stm32 处理器串口缓存空间较小，为了保证不丢失传输数据，并且能快速地进入和退出串口中断程序，使用 FIFO 循环队列的方式来设计串口驱动程序。

2.2.1.2 系统心跳时钟驱动

Stm32 芯片有专用的系统心跳计数器，寄存器地址为：0xE000E010。

2.2.1.3 LCD 显示屏驱动

LCD 显示屏通过 RA8875 芯片进行驱动，电容

触摸通过 GT811 芯片实现。

2.2.2 卫星数据解调

卫星数据解调代码实现将双天线姿态测量接收机输出的 BESTPOS、BESTVEL、HEADING 数据解码，提取测量信息并存储。

2.2.3 emWin 显示界面编程

emWin 显示界面编程包含数据交互、界面编程两部分。数据交互在 MainTask 线程内实现，一方面读入用户界面输入的数据，进行相关的设置；另一方面，将系统测量结果实时显示到界面。界面编程采用可视化界面布局软件 GUIBuilder 搭建基本框架，通过编程来实现界面细节调整^[5-7]。

3 战车快速定位定向系统调试与实验

3.1 静态调试实验

实验中利用 2 个功分器将主、辅天线信号分离，使用 K738 及 2 台 Novatel 接收机同步采集。K738 接收机板卡使用 2 路由 MAX2769 构成的射频电路，使用同一块晶振驱动，实现 GPS 和 BD 卫星信号跟踪处理。

实验中接收机晶振温度及振动环境基本保持不变，由本地晶振引起的信号动态应力基本为零。图 3 为静态实验相位偏差值，可以看出：卫星观测量的相位偏差值约为 0.5 周，噪声 0.03 周，长期稳定在 0.05 周以内。相位偏差值约为 0.5 周表示当前环境下的天线电缆的长度匹配程度和接收机板卡的匹配程度；噪声 0.03 周表现为当前环境下滤波后的观测值误差大小，真实的相位偏差值噪声应该很小，可通过理想环境（仪器产生的信号）下测定；长期稳定在 0.05 周以内表现为相位偏差值一阶随机游走过程中的漂移情况（约 0.01 周/min，总体在 0.05 周以内）。

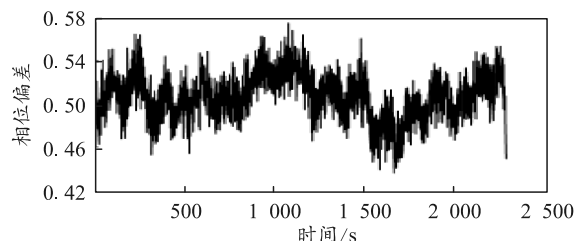


图 3 静态实验相位偏差值

调试实验使用 GPS 和 BD 卫星信号，实验中能观测到 GPS 和 BD 卫星数量共计约 16 颗，满足解算整周模糊度的条件。

实验中，载波相位差分算法的双差模糊度整数

解均保持锁定(阈值为 2)。如图 4 所示, 航向角测量均值为 281.630°, 其标准差为 0.019 7°。

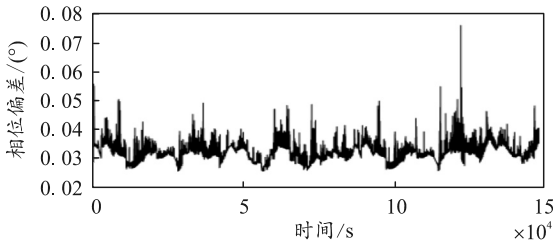


图 4 航向角测量标准差

该次实验 2 天线之间的距离, 即基线长度为 6.885 m, 标准差为 0.003 m。增加基线长度, 则姿态角测量精度可以更高。

3.2 装车实验

设备装车后, 对车载惯导及实验设备同步采集数据, 包括惯导定向和俯仰角数据、双天线测定的航向角和俯仰角数据, 记录结果如表 1。

表 1 调平状态定向数据记录

导航时间/ min	航向角 $\psi/(^\circ)$		俯仰角 $\vartheta/(^\circ)$	
	车载惯导	双天线 设备	车载 惯导	双天线 设备
0	281.749 969	281.61	0.124 977	0.48
5	281.749 969	281.70	0.124 977	0.46
10	281.751 343	281.63	0.124 977	0.55
15	281.751 343	281.66	0.124 977	0.56
20	281.752 716	281.64	0.124 977	0.36
25	281.752 716	281.65	0.124 977	0.34
30	281.752 716	281.67	0.124 977	0.36

3.3 精度分析

惯导数据误差随时间持续增加, 双天线定向测姿不存在这样的问题, 在评价定向和测姿精度时, 按下述方法计算:

1) 战车调平状态参数平均值: $\bar{\psi}=281.652 3^\circ$ 、 $\bar{\vartheta}=0.425 4^\circ$

2) 评估基线安装误差

惯导初始对准完成时刻的定向测姿精度最高, 以此为基准评估双天线构成的测量基线安装误差:

基线安装误差(航向): $\bar{\psi}-\psi_0=-0.09766^\circ$,

基线安装误差(俯仰): $\bar{\vartheta}-\vartheta_0=0.29041^\circ$ 。

其中, ψ_0 、 ϑ_0 是惯导对准完成后记录的航向和俯仰角。双天线快速定位定向系统测量的航向角和俯仰角参数在实测值基础上减去该基线安装误差。

3) 计算定向测姿精度:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\psi_i &= (\psi_i - \bar{\psi}) \times 60 \\ \Delta\vartheta_i &= (\vartheta_i - \bar{\vartheta}) \times 60 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中: $\bar{\psi}$ 、 $\bar{\vartheta}$ 分别为双天线测量设备的航向角、俯仰角均值; ψ_i 、 ϑ_i 分别为双天线测量设备的航向角、俯仰角实测值; $\Delta\psi_i$ 、 $\Delta\vartheta_i$ 分别为双天线测量设备的航向角、俯仰角实测误差值, (')。

表 2 调平状态定向测姿精度计算结果

项目	30 min		结论
	测试值	技术要求	
$\Delta\psi_{i\max}$	2.8615	$\leq 5'$	符合要求
$\Delta\vartheta_{i\max}$	8.6769	$\leq 9'$	符合要求

从上述实验数据及分析结果可以看出: 在实验中, 双天线快速定位定向系统所提供的定向测姿数据比车载惯导数据误差略大, 但也符合系统原指标要求。考虑到卫星定位定向参数不会随时间发散, 在工作时间较长的情况下, 双天线定向测姿数据仍有优势。当然, 与车载惯导相比, 双天线快速定位定向系统最大的优势是准备时间短, 这对提高武器系统的快速反应能力至关重要。

4 结束语

针对战车实际需求, 笔者搭建的战车快速定位定向系统, 能够快速测量战车的位置和航向, 可弥补车载惯导对准耗时长、对车辆晃动限制苛刻等不足, 缩短武器系统作战准备时间, 为提高快速反应能力提供技术和装备支撑。

参考文献:

- [1] 谢波, 秦永元, 万彦辉. 一种车载定位定向系统误差补偿方法[J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(4): 943-946.
- [2] 许其凤, 丛佃伟, 董明. 主要定向技术比较与 GNSS 快速定位定向仪研制进展[J]. 测绘科学技术学报. 2013.30(4): 349-352.
- [3] 李瑞涛, 刘刚, 石志兴, 等. 快速定位定向系统设计及车载实验研究[J]. 导航与控. 2017. 16(2): 12-18.
- [4] 周卫东, 王巧云. 基于矢量信息分配的 INS/GNSS/CNS 组合导航系统[J]. 哈尔滨工业大学学报. 2015. 47(4): 99-103.
- [5] 王璐, 吴仁彪, 王文. 基于多天线的 GNSS 压制式干扰与欺骗式干扰联合抑制方法[J]. 电子与信息学, 2016. 38(9): 2344-2349.
- [6] 何颖, 李岁劳, 郭强. 基于地标观测的导弹发射车定位定向算法[J]. 仪器仪表学, 2016. 37(4): 752-755.
- [7] 张超逸, 曾丹丹, 李金海, 等. 改进的 GNSS 信号快速捕获检测算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017. 38(10): 1609-1614.