

基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的高性能 轻量级导弹编队基线测量方法

张发兴¹, 李永宁², 肖勇², 杜宁³, 员航⁴, 吕航¹,
秦卫鹏¹, 李鸿翔¹, 胡鑫钰¹, 韩艳蓉¹

(1. 陕西凌云电器集团有限公司卫星导航研究所, 陕西宝鸡, 721000; 2. 航空工业成都飞机设计研究所, 成都, 610091;
3. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都, 610073; 4. 航空工业西安飞行自动控制研究所, 西安, 710076)

摘要 在导弹编队基线测量是导弹集群攻击的前提下, 针对导弹编队基线测量问题, 提出了一种基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的高性能轻量级基线测量方法。以北斗 RDSS 区域短报文作为编队数传链路, 基于北斗三号 DGNSS/INS 建立伪距单差观测模型, 在 GNSS 信号连续正常或信号中断情况下, 进行 DGNSS 与 INS 组合导航实现稳定的基线测量输出。仿真结果表明: 在 GNSS 信号连续正常的观测历元中, DGNSS/INS 组合导航可以实现稳定的基线测量输出。在 GNSS 信号中断 20 s 以内, DGNSS/INS 组合导航在东向(E)、北向(N)的基线测量误差小于 2.5 m(1 σ), 天向(U)的基线测量误差小于 3.0 m(1 σ)。与 RTK 算法相比, 伪距单差模型对算力的要求降低了 70%~80%。

关键词 导弹编队; 基线测量; 北斗三号; 单差观测模型; RTK; GNSS/INS 组合

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.02.014

中图分类号 TN965 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)02-0115-08

A Baseline Measurement Method of High Performance Lightweight Missile Formation Based on BDS-3 DGNSS/RDSS/INS

ZHANG Faxing¹, LI Yongning², XIAO Yong², DU Ning³, YUAN Hang⁴, LYU Hang¹,
QIN Weipeng¹, LI Hongxiang¹, HU Xinyu¹, HAN Yanrong¹

(1. Satellite Navigation Research Institute, Shaanxi Lingyun Electrical Group Co., Ltd., Baoji 721000, Shaanxi, China; 2. AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China;
3. AVIC Chengdu Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd., Chengdu 610073, China;
4. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710076, China)

Abstract Missile formation baseline measurement is the premise of missile cluster attack. In view of the problems in missile formation baseline measurement, a high-performance lightweight baseline measurement method is proposed based on BDS-3 DGNSS/RDSS/INS. Taking the BDS RDSS short message as a formation data transmission link, a pseudo-range single-difference observation model is established based on the BDS-3 DGNSS/INS. Under conditions of continuous normal GNSS signal or signal interruption, the DGNSS and INS integrated navigation is capable of achieving a stable baseline measurement output.

收稿日期: 2023-06-13

作者简介: 张发兴(1983—), 男, 陕西宝鸡人, 高级工程师, 研究方向为卫星导航 GBAS 系统、RTK 定位与数据信号处理。E-mail: hupo_blue@163.com

引用格式: 张发兴, 李永宁, 肖勇, 等. 基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的高性能轻量级导弹编队基线测量方法[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(2): 115-122. ZHANG Faxing, LI Yongning, XIAO Yong, et al. A Baseline Measurement Method of High Performance Lightweight Missile Formation Based on BDS-3 DGNSS/RDSS/INS[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(2): 115-122.

The simulation results show that the DGNSS/INS integrated navigation can achieve stable baseline measurement output in the observation epoch of continuous normal GNSS signal. With the GNSS signal interrupting in 20 seconds, the baseline measurement error of DGNSS/INS integrated navigation in the east (E) and north (N) directions is less than 2.5 m (1σ), and the baseline measurement error in the up (U) direction is less than 3.0 m (1σ). The requirement of pseudo-range single-difference model is reduced by 70%~80% compared with the RTK algorithm.

Key words missile formation; baseline measurement; BDS-3; DGNSS; RTK; GNSS/INS

随着导弹制导与控制技术的显著进步,精确制导导弹的制导精度和毁伤效果都优于其他类型导弹。随着武器装备的不断完善,电子干扰和诱饵技术的不断提高,未来的作战环境会变得更加复杂,单枚导弹的探测范围和制导性能存在一定局限性,一对一的作战形式要应对性能日益提高的精确制导武器就变得十分困难,而导弹编队协同作战更具有战场优势^[1],未来将会逐渐成为空战的主要形式。由于导弹编队协同作战打破了传统导弹各单位间独立的状态,各弹间可以交换数据、信息共享,成为一个作战整体,从而完成单枚导弹不易完成的任务^[2],实现对敌方全覆盖目标探测、无死角饱和打击。编队导弹中不同单位可采用不同的制导体制,可以实现战术隐身、增强抗干扰能力、协同实现侦察打击评估一体化。可以使弹带有高性能导引头,其他导弹配备低成本设备,以降低作战成本。飞行器编队协同可以实现整个系统的作战效能最大化^[3]。

目前的飞行器编队主要采用测距/测角/测速技术实现编队位置感知。采用单程测距技术实现编队成员的实时测距,采用多单元阵列天线 Capon 波束扫描算法实现编队成员的实时方位测量,测距精度 ≤ 30 m (2σ),测角精度 $\leq 4^\circ$ (2σ),测距/测角精度无法满足导弹编队协同精度的要求。此外,由于技术体制限制,测距/测角/测速技术编队设备体积庞大、代价高昂,无法达到导弹编队协同要求^[4-5]。

基于北斗三号的差分定位技术(differential global navigation satellite system, DGNSS)可以实现编队内高精度相对定位。北斗三号 RDSS(radio determination satellite service)区域短报文通信可以实现编队数据互传链路。通过 INS 惯性导航设备与 GNSS 组合可以进行编队数据融合与航位推算^[6-8]。基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 技术实现导弹编队协同方法是克服传统编队方法缺点的有效途径。这种方法的优点包括:① 弹间编队成员间基线测量精度高;② 数据链路集成度高、无需专研数据通信设备;③ 惯导数据融合可有效提升编队设备的可用性;④ 有效降低编队设备算力要求;⑤ 降低装

备复杂性,实现高性能轻量级编队。

文献[9]提出了一种利用 GNSS 载波相位差分的空空导弹编队基线精确测量的方法,基线测量精度得到显著提升。但该研究主要存在 4 点不足:① 采用双频宽巷化组合的观测方程,利用 LAMBDA 算法求解模糊度算法复杂、算力要求高,实时性要求较高、应用范围受限;② 未分析、实现导弹编队数据链路的通信需求;③ 卫星信号是开放链路,易受到干扰影响,未提出增强可用性的措施;④ 仅仅给出了实时动态(real time kinematic, RTK)定位的仿真分析结果,并未针对导弹编队场景对 RTK 系统实现^[10]进行深入分析,无法为工程实现提供理论支撑。

本文研究了一种基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 技术实现高性能轻量级导弹编队基线测量的方法。通过 DGNSS 差分技术,实现米级相对定位,以北斗三号 RDSS 区域短报文通信实现编队数据互传,有效提高了设备集成度,降低了设备复杂性。通过 DGNSS/INS 惯导组合,保持精度的同时提高了可用性。

1 基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的导弹编队总体架构

导弹编队作战典型任务过程可以分为导弹集群阶段、导弹编队飞行阶段、导弹变轨打击阶段,其过程示意图见图 1。在导弹编队任务过程中,编队设备实现编队内成员间基线测量能力。

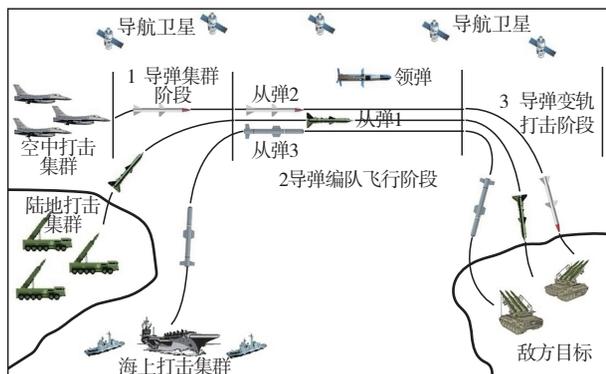


图 1 导弹编队作战过程

导弹编队在各个阶段对编队精度要求不同。在导弹集群阶段,各型导弹从不同地域发射集结,集结区域可从几十千米到上千千米,卫星导航单点定位 10 m 精度即可满足要求。在导弹编队飞行阶段、末端导弹变轨打击阶段,本文方法在 0~20 km 编队区域内可以达到 ≤ 3.0 m(1σ)编队精度。

在导弹编队应用场景中。空间段 GNSS 导航卫星发射导航信号。基于领弹-从弹相对运动模型建立编队模型^[11]。领弹生成伪距、伪距率观测量,将观测量通过 RDSS 短报文链路播发给从弹 1、从弹 2、...、从弹 n 。从弹通过 RDSS 短报文链路接收领弹播发的伪距、伪距率数据,与从弹生成的伪距观测量做单差处理,消除卫星钟差、星历误差、电离层延时误差、大部分对流层延时误差。利用抵消误差后的单差观测量进行差分计算,求解出基于领弹的相对基线,并通过 RDSS 短报文链路将基线实时播发给领弹。领弹实时接收所有从弹基线完成弹群编队。在 GNSS 卫星信号受到遮蔽、干扰^[12]、拒止、数传链路中断时,结合弹载惯导设备进行 DGNSS/INS 组合,完成编队基线数据解算。基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的编队系统组成见图 2。

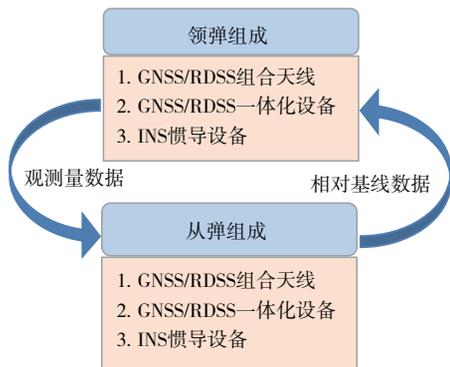


图 2 编队系统组成

领弹、从弹编队设备组成基本相同。包括：GNSS/RDSS 定位短报文组合天线、GNSS/RDSS 定位短报文收发一体化接收机、INS 惯性导航设备。因为弹体容积、功耗、算力、实时性等诸多要素的限制,对导弹载荷有严格的要求。基于 DGNSS/RDSS/INS 的编队系统采用 DGNSS/RDSS 定位短报文一体化接收机、天线。基于 DGNSS 的单差相对定位算法有效降低了算力复杂度,实现了高性能轻量级导弹编队架构设计。

2 数学模型

基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的编队系统主要算法模型如下。

2.1 单差模型

GNSS 伪距观测模型见图 3。

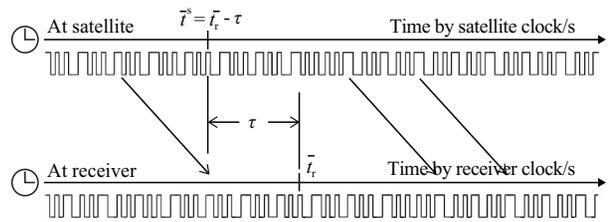


图 3 伪距观测模型

2.1.1 伪距观测方程

以长度 m 为单位的伪距观测量方程为：

$$P_{r,i}^s = (\rho_r^s + I_{r,i}^s + T_r^s) + c(dt_r(t_r) - dT^s(t^s)) + \epsilon_p \quad (1)$$

式中： s 表示卫星； r 表示接收机； i 为载波频率； $P_{r,i}^s$ 为伪距观测量； c 为光速； t_r 为信号接收时间,包含接收机钟差； t^s 为卫星信号发射时间,包含卫星钟差； t_r 为信号接收时间； t^s 为卫星信号发射时间； dt_r 为接收机钟差； dT^s 为卫星钟差； ρ_r^s 为同一坐标系下接收机至卫星的距离； $I_{r,i}^s$ 为电离层延迟等效距离误差； T_r^s 为对流层延迟等效距离误差； ϵ_p 为伪距观测噪声。以上时间单位均为 s , 距离及距离误差单位均为 m 。

2.1.2 单差观测模型

在同一历元,领弹接收机 b , 从弹接收机 r 对卫星 s 的伪距观测量作站间差得到单差。领弹-从弹观测卫星 s 示意图见图 4。

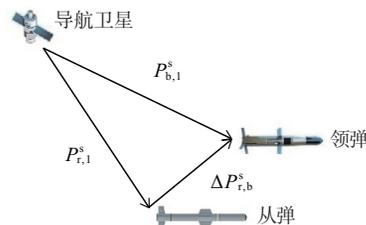


图 4 观测卫星示意图

领弹接收机 b 观测到的卫星 s 的伪距值为：

$$P_{b,1}^s = (\rho_b^s + I_{b,1}^s + T_b^s) + c(dt_b(t_b) - dT^s(t^s)) + \epsilon_{b,p,1} \quad (2)$$

从弹接收机 r 观测到的卫星 s 的伪距值为：

$$P_{r,1}^s = (\rho_r^s + I_{r,1}^s + T_r^s) + c(dt_r(t_r) - dT^s(t^s)) + \epsilon_{r,p,1} \quad (3)$$

对于卫星 s , 领弹接收机和从弹接收机的伪距测量值形成站间单差为：

$$\Delta P_{r,b}^s = \Delta \rho_{r,b}^s + \Delta I_{r,b}^s + \Delta T_{r,b}^s + c \Delta dt_{r,b} + \Delta \epsilon_{r,b,p}^s \quad (4)$$

伪距单差消除了卫星端卫星钟差、星历误差。由于编队成员之间领弹、从弹相对距离近,属于短基线。电离层延时误差、对流层延时误差对同步观测的两台接收机也具有较强相关性,可以认为领弹、从弹观测同一颗卫星 s 的电离层、对流层误差相同,经过单

差处理后能够消除。因此,式(4)可以简化为:

$$\begin{aligned} \Delta P_{r,b}^s = & \Delta \rho_{r,b}^s + c \Delta dt_{r,b} + \Delta \epsilon_{r,b,\rho}^s = \\ & \sqrt{(x_r - x_s)^2 + (y_r - y_s)^2 + (z_r - z_s)^2} - \\ & \sqrt{(x_b - x_s)^2 + (y_b - y_s)^2 + (z_b - z_s)^2} + \\ & c \Delta dt_{r,b} + \Delta \epsilon_{r,b,\rho}^s \end{aligned} \quad (5)$$

设领弹接收机 b 和从弹接收机 r 的相对位置矢量为 \mathbf{D} , 则:

$$\mathbf{D} = (x \ y \ z)^T = (x_r - x_b \ y_r - y_b \ z_r - z_b)^T \quad (6)$$

式(5)可表示为:

$$\begin{aligned} \Delta P_{r,b}^s = & \sqrt{(x_r - x_s)^2 + (y_r - y_s)^2 + (z_r - z_s)^2} - \\ & \sqrt{(x_r - x - x_s)^2 + (y_r - y - y_s)^2 + (z_r - z - z_s)^2} + \\ & c \Delta dt_{r,b} + \Delta \epsilon_{r,b,\rho}^s \end{aligned} \quad (7)$$

将式(7)在相对位置零位 $(x, y, z)^T = (0, 0, 0)^T$ 处进行泰勒级数展开(线性化):

$$\begin{aligned} \Delta P_{r,b}^s = & \Delta P_{r,b}^s \Big|_{(0,0,0)} + \\ & \frac{\partial \Delta P_{r,b}^s}{\partial x} \Big|_{(0,0,0)} x + \frac{\partial \Delta P_{r,b}^s}{\partial y} \Big|_{(0,0,0)} y + \frac{\partial \Delta P_{r,b}^s}{\partial z} \Big|_{(0,0,0)} z = \\ & \frac{(x_r - x_s)}{\rho_r^s} x + \frac{(y_r - y_s)}{\rho_r^s} y + \frac{(z_r - z_s)}{\rho_r^s} z + \delta dt + v^s \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $\delta dt = c \Delta dt_{r,b}$, 为两接收机钟差残差引起的伪距观测误差。 $v^s = \Delta \epsilon_{r,b,\rho}^s$, 为两接收机观测噪声误差。

$$\rho_r^s = \sqrt{(x_r - x_s)^2 + (y_r - y_s)^2 + (z_r - z_s)^2} \quad (9)$$

以领弹、从弹相对位置 \mathbf{D} 和两接收机钟差残差构造状态变量 $\mathbf{X} = [x, y, z, \delta dt]^T$, 观测变量为伪距单差 $\mathbf{Z} = \Delta P_{r,b}^s = [\Delta P_{r,b}^1, \Delta P_{r,b}^2, \Delta P_{r,b}^3, \dots, \Delta P_{r,b}^n]$, 得到观测方程如下:

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (10)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \frac{(x_r - x_1)}{\rho_r^1} & \frac{(y_r - y_1)}{\rho_r^1} & \frac{(z_r - z_1)}{\rho_r^1} & 1 \\ \frac{(x_r - x_2)}{\rho_r^2} & \frac{(y_r - y_2)}{\rho_r^2} & \frac{(z_r - z_2)}{\rho_r^2} & 1 \\ \frac{(x_r - x_3)}{\rho_r^3} & \frac{(y_r - y_3)}{\rho_r^3} & \frac{(z_r - z_3)}{\rho_r^3} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{(x_r - x_n)}{\rho_r^n} & \frac{(y_r - y_n)}{\rho_r^n} & \frac{(z_r - z_n)}{\rho_r^n} & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

利用最小二乘法求解领弹-从弹之间的相对位置状态变量 \mathbf{X} 。

$$\bar{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z} \quad (12)$$

2.2 DGNSS/INS 组合算法

DGNSS/INS 组合系统可以提供比纯惯或单 GNSS 系统更好的导航效果^[13-16]。松组合间接法组合导航方式将 DGNSS 与惯导系统的输出参数数据做差, 计算输出 2 个子系统之间的导航参数误差, 设

卡尔曼滤波器状态方程, 将导航参数误差作为状态变量, 利用误差对组合导航系统进行修正。

采用松组合间接法组合导航方式时, DGNSS 与惯导系统各自独立工作, 导航参数各自独立运算, 两系统数据由滤波器进行处理融合, 并给出最优估计, 各个子系统之间不会互相影响。

两系统的独立性提高了系统的容错能力与可靠性。在 GNSS 信号遮蔽、失锁、RDSS 数据链路中断的情况下, DGNSS/INS 组合系统可提供稳定的基线数据输出。组合导航流程图如图 5 所示。

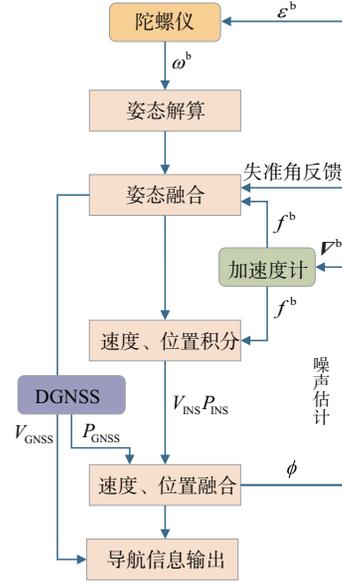


图 5 组合导航流程图

以失准角误差 φ 、速度误差 $\delta \mathbf{v}^n$ 、位置误差 $\delta \mathbf{p}$ 、陀螺仪噪声 $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 、加速度计噪声 ∇^b 作为状态量, 建立系统方程:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{W} \quad (13)$$

$$\mathbf{X} = [\boldsymbol{\varphi}^T (\delta \mathbf{v}^n)^T (\delta \mathbf{p})^T (\boldsymbol{\varepsilon}^b)^T (\nabla^b)^T]^T \quad (14)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ee} & \mathbf{M}_{ev} & \mathbf{M}_{ep} & -\mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{M}_{ve} & \mathbf{M}_{vv} & \mathbf{M}_{vp} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{M}_{pe} & \mathbf{M}_{pv} & \mathbf{M}_{pp} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{M}_{gg} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{M}_{aa} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \tau \omega_\varepsilon \\ \tau \omega_\nabla \\ \tau \omega_{rG} \\ \tau \omega_{rA} \end{bmatrix} \quad (17)$$

组合导航的量测方程为:

$$\begin{bmatrix} V_{GNSS} - V_{INS} \\ P_{GNSS} - P_{INS} \end{bmatrix} = HX + V \quad (18)$$

$$H = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (19)$$

按照更新频率对导航方程进行相应的离散化,使用卡尔曼滤波公式进行解算。导航参数以及传感器误差反馈校正原理见图 6。

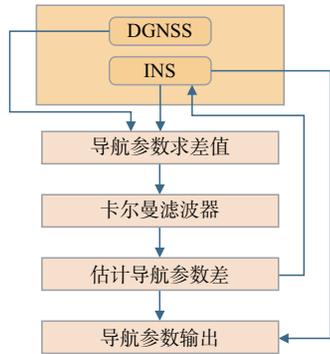


图 6 反馈校正原理图

量测更新完成后,使用估计所得的位置、速度、状态误差对相应状态进行修正。

2.3 北斗三号 RDSS 数传链路

2.3.1 北斗三号短报文性能测试情况

北斗三号融合了通信数传功能,可实现全球、区域短报文通信服务^[17]。短报文通信服务包括区域短报文通信和全球短报文通信 2 种。区域短报文通信利用 3 颗 GEO 卫星实现,具备报文通信及位置报告、应急搜救功能。报文长度最长 1 000 个汉字。全球短报文通信利用 14 颗 MEO 卫星实现覆盖全球的报文通信服务,报文长度最长 40 个汉字^[18]。北斗三号系统短报文基本参数指标见表 1。

区域短报文通信服务性能测试通信成功率优于 99.6%^[19-21]。

表 1 北斗三号区域短报文

服务	权限	信号/频段
区域短报文通信	公开	L(上行)、S(下行)
卫星类型	报文长度	覆盖范围
GEO	单次最长 1 000 汉字 单次最大 14 000 bit	中国及周边

2.3.2 短报文数传链路方案

导弹编队短报文通信采用星型拓扑结构,控制中心由领弹组成,主要完成领弹 GNSS 观测量的通播和从弹基线信息的收集、处理功能。从弹进行差分相对定位并上报相对基线到领弹。

领弹、从弹均配装 BDS-3 通信 IC 卡(integrated circuit card),实现 RDSS 功能。领弹通播 GNSS 观测量给全部从弹,具备对下属从弹的通播和兼收功

能,配装指挥型用户通信卡(简称指挥卡)。每个从弹只上报自己的相对基线给领弹,配装普通用户通信卡(简称用户卡)。需要提高短报文的通信频度,可以采用多 IC 卡交替发送的通信方式。

短报文通信链路由空间系统、地面系统和导弹编队 3 部分组成,通信过程如图 7 所示。

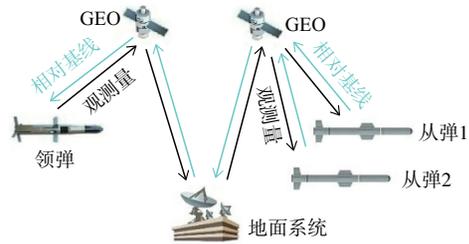


图 7 通信过程

领弹将观测量数据编码经短报文发送至卫星,卫星收到短报文后根据从弹的数量、地址进行广播,经广播进入地面中心,地面中心再次转发给卫星,卫星再次进行广播,从弹收到广播的短报文消息后,进行接收、观测量数据解码,完成一次领弹观测量播发。

从弹收到领弹观测量后,以领弹-从弹单差模型进行差分运算。消除卫星钟差、星历误差、电离层延时误差、对流层延时误差,求解出领弹-从弹之间的相对基线状态变量 X 。对状态变量 X 进行 DGNSS/INS 组合数据融合。将组合后的从弹相对基线进行编码输出到短报文通信单元。从弹短报文通信单元将相对基线发送至卫星,卫星收到短报文后发送到地面中心,地面中心按照领弹地址再次转发给卫星,卫星再次进行转发,领弹收到从弹的短报文消息后,进行接收、基线解码,完成一次从弹基线上报。

用北斗三号区域短报文功能做编队相对位置的基线计算,最大的困难是短报文的通信延时,使用区域短报文设备进行实际测试,单次发送、接收通信延时约 0.73 s,一发一收的通信延时约为 $2 \times 0.73 = 1.46$ s。采用这样的编队相对导航方式,从弹获取领弹的位置信息会有数秒的时间延时,而且短报文通信延时有一定的随机性,很难准确估计,数秒的时延会造成数百米至上千米的位置误差。

通信延时造成的基线测量实时性问题,暂无技术手段可以完全消除。但在编队应用场景下,通信延时对基线测量的实时性影响是可控的。在导弹集群和变轨打击阶段导弹均需进行大动态机动,各导弹间距离会有显著变化。在导弹编队飞行阶段,从应用场景和效果来看,不论是领弹还是从弹,各自按照基本一致的速度、动态与轨迹进行飞行,各弹间实时距离也基本保持一致,通信延时带来的基线误差影响可控,相对稳定的编队飞行对通信延时具有一定的容忍度。

3 仿真验证

采用半实物仿真方法进行北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 组合基线测量实验,验证导弹编队基线测量的精度和有效性。

3.1 半实物仿真主要设备

1 台 NSS 8500 双用户卫星信号模拟器,输出 BDS3 B3、B1 双频信号,设置为双用户差分场景。2 台 W3 北斗区域短报文一体化接收机,1 台配领弹,另外 1 台配从弹。一体化接收机输出 RTCM3.2 差分数据,数据更新频率 1 Hz。1 台 MEMS 惯导组合设备,其中集成了 3 个石英陀螺仪、1 个三轴加速度计、1 个导航处理器。加速度计零偏稳定性 $150 \mu g$ 、随机游走 $50 \mu g$ 。陀螺仪零偏稳定性: $1^\circ/h$ 、随机游走 $0.1^\circ/h$ 。

3.2 模拟仿真条件及基线精度统计方法

仿真中,一体化接收机 1(配领弹)接 NSS 8500 双用户模拟器 RF out1 口,一体化接收机 2(配从弹)接模拟器 RF out2 口。领弹-从弹初始位置分别为 $(34^\circ, 108^\circ, 10\ 000\ m)$, $(34^\circ, 108.006\ 5^\circ, 10\ 000\ m)$, 两弹间基线距离 1 000 m,两弹飞行速度相同 800 m/s,飞行轨迹为水平向西南方向飞行。仿真开始时间为 2023 年 03 月 21 日 08:00:00,仿真结束时间为 2023 年 03 月 21 日 10:00:00,仿真时长 2 h。在 NSS 8500 模拟器中设置一体化接收机 2 卫星信号每间隔 15 min 中断 20 s,评估卫星信号中断时编队基线测量的精度变化情况。一体化接收机 1、2 通过北斗 3 号 RDSS 模块进行伪距、基线数据的实时对天实测传输。

NSS 8500 模拟器实时记录 RF out1 口、RF out2 口仿真坐标和基线数据,作为评估基线精度的基准。

2 种基线精度的统计方法说明如下:

1)按照同一时刻(同一历元)对领弹、从弹基线精度进行统计。这种方法时间对齐后才计算精度,理论上就不受通信延时的影响,所以精度高,但是数据有滞后,实时性受影响。

2)按照最新时刻(存在延时、非同一历元)对领弹、从弹基线精度进行统计,这种方法不对齐时间进行精度计算,理论上包含了延时的影响,所以基线精度降低,但是数据无滞后,数据实时性高。通信延时对基线精度影响很大,基本与导弹速度和延时时间成正比。

在存在 1.46 s 通信延时的情况下,综合分析以上 2 种统计方法,考虑到导弹编队飞行阶段,对通信

延时具有一定的容忍度,选用第 1 种方法(同一历元)对领弹、从弹基线精度进行统计。

3.3 仿真结果

记录 W3 一体化接收机在 $PDOP \leq 3.0$ 时的 DGNSS 算法与 RTK 算法实时计算耗时,如图 8 所示,统计结果如表 2 所示。

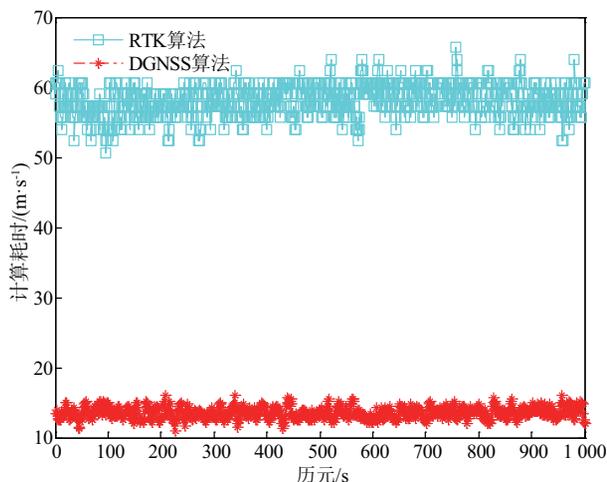


图 8 不同算法实时计算时间

表 2 不同算法计算时间统计结果

统计类型	RTK 算法	DGNSS 算法
	计算时间/ms	计算时间/ms
最大值	67	17
最小值	53	11
平均值	58	14

图 8 和表 2 数据表明,实时 RTK 算法计算耗时均值约 58 ms,实时 DGNSS 算法计算耗时均值约 14 ms,DGNSS 模型对算力的要求降低了 70%~80%。

在 GNSS 卫星信号稳定、连续的条件下,统计 W3 一体化接收机在 $PDOP \leq 3.0$ 时,单 DGNSS 模式东向(E)、北向(N)、天向(U)基线测量误差,如图 9 所示,统计结果如表 3 所示。

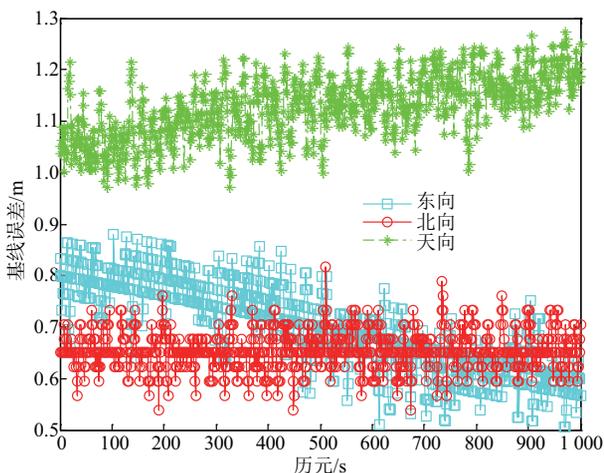


图 9 DGNSS 模式不同方向的基线误差

表 3 DGNSS 模式基线误差统计结果

统计类型/ (1σ)	东向基线	北向基线	天向误差/m
	误差/m	误差/m	
最大值	0.89	0.83	1.27
最小值	0.51	0.54	0.97
平均值	0.71	0.65	1.13

由图 9 和表 3 中数据可知,单 DGNSS 模式东向(E)、北向(N)、天向(U)基线测量误差分别在 0.89 m(1σ)、0.83 m(1σ)、1.27 m(1σ)以内波动。

由图 10 和表 4 数据可知,DGNSS/INS 组合模式东向(E)、北向(N)、天向(U)基线测量误差分别在 0.83 m(1σ)、0.67 m(1σ)、1.21 m(1σ)以内波动。

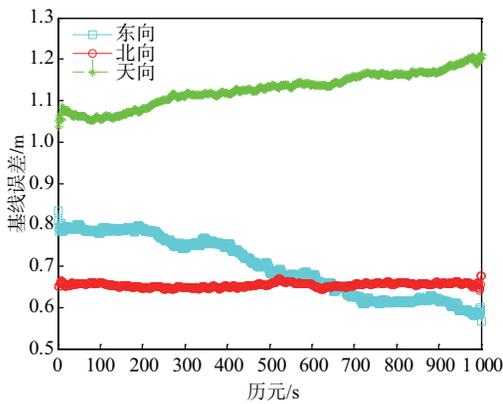


图 10 DGNSS/INS 模式下不同方向基线误差

表 4 DGNSS/INS 组合模式基线误差统计结果

统计类型/ (1σ)	东向基线	北向基线	天向误差/m
	误差/m	误差/m	
最大值	0.83	0.67	1.21
最小值	0.61	0.64	1.04
平均值	0.72	0.65	1.13

仿真场景中设置 20 s 卫星信号中断,模拟卫星信号失锁丢失。统计 GNSS 卫星信号中断条件下,DGNSS/INS 组合模式东向(E)、北向(N)、天向(U)基线测量误差,如图 11 所示,统计结果如表 5 所示。

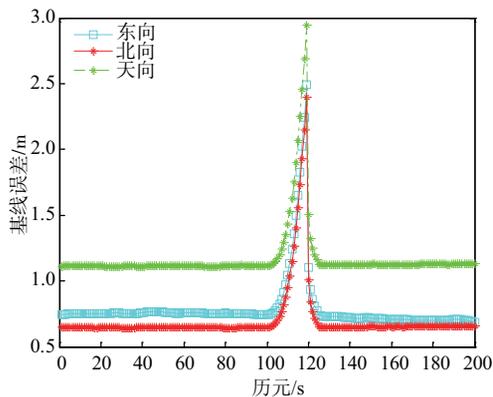


图 11 信号中断条件下不同方向基线误差

表 5 卫星信号中断 20 s DGNSS/INS 组合模式基线误差统计结果

统计类型/ (1σ)	东向基线	北向基线	天向误差/m
	误差/m	误差/m	
最大值	2.42	2.39	2.90
最小值	0.74	0.63	1.12
平均值	1.43	1.36	1.83

由图 11 和表 5 数据可知,随着卫星信号中断时长增加,从弹接收机基线测量误差成增长趋势,主要受到 MEMS 惯导误差影响。卫星信号中断 20 s 时,MEMS 惯导在东向(E)、北向(N)的累积基线误差 ≤ 2.5 m(1σ),天向(U)累积基线误差 ≤ 3.0 m(1σ)。当卫星信号重新恢复时,DGNSS 定位结果对 MEMS 惯导累积误差进行修正,基线测量恢复到正常测量精度。由此可见,DGNSS/INS 组合导航在卫星导航信号中断的短时间内仍能够输出较高精度的基线测量结果。

4 结语

本文针对导弹编队基线测量问题,提出基于北斗三号 DGNSS/RDSS/INS 的高性能轻量级基线测量方法,是北斗三号在导弹编队应用的一个初步探索,经过 GNSS 信号中断仿真验证,得出以下结论:

- 1) 在 GNSS 信号正常连续的观测历元中,DGNSS/INS 组合导航可以优势互补,实现稳定的基线测量输出,基线精度 ≤ 1.21 m(1σ)。
- 2) GNSS 信号中断 20 s 以内,随着中断时间增加,INS 误差累计迅速。卫星信号中断 20 s 时,DGNSS/INS 组合模式东向(E)、北向(N)的基线误差 ≤ 2.5 m(1σ),天向(U)基线误差 ≤ 3.0 m(1σ)。
- 3) 实时 RTK 算法计算耗时约 58 ms,实时 DGNSS 算法计算耗时约 14 ms,DGNSS 模型对算力的要求降低了约 70%~80%。

如何降低、消除北斗 RDSS 通信延时对实时应用场景下基线精度测量的影响,将作为后续进一步研究的方向。

参考文献

[1] 赵恩娇,孙明玮. 多飞行器协同作战关键技术研究综述[J]. 战术导弹技术,2020(4):175-182.
 [2] 姚禹正,余文斌,杨立军,等. 多导弹协同制导技术综述[J]. 飞航导弹,2021(6):112-121.
 [3] 安凯,郭振云,黄伟,等. 低/高速飞行器系统编队协同控制方法研究进展[J]. 航空兵器,2022,29(5):53-65.
 [4] 刘晓洋,李瑞涛,徐胜红. 基于测距/测速信息的无人

- 机协同导航算法研究[J]. 战术导弹技术, 2019(2): 73-112.
- [5] 钟日进,陈琪锋. 利用集群内测距和对目标测向的协同定位方法[J]. 航空学报, 2020,41(S1):140-148.
- [6] 张鑫,冯双记. 机载 INS/GNSS 深组合导航系统发展现状[J]. 光学与光电技术, 2021,19(6):88-96.
- [7] 张杰,曹相,刘宏,等. 基于差分 GNSS/INS 组合定位基准的网约车计程检测技术研究[J]. 中国计量大学学报, 2022,33(1):1-6.
- [8] 朱云峰. 基于多源信息融合的无人机相对导航技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [9] 冯晓明. 基于载波相位差分的空空导弹编队基线精确测量方法[J]. 弹箭与制导学报, 2018, 38(3): 84-86.
- [10] 张发兴,王大千,员航. 基于实时动态载波相位差分的无人机起降引导系统研制[J]. 湘潭大学学报(自然科学版), 2023,45(5):87-96.
- [11] 尹依伊,王晓芳,田震,等. 基于预设性能控制的多导弹编队方法[J]. 系统工程与电子技术, 2020,42(12): 2847-2858.
- [12] 王文龙,王晓芳,林海,等. 拒止环境下多弹协同导航及编队优化设计[J]. 飞行力学, 2022,40(6):61-71.
- [13] 柴大帅. 多星座 GNSS/INS 组合导航理论与方法研究[J]. 测绘学报, 2022,51(5):787.
- [14] 王富,韩保民,胡亮亮,等. 城市复杂环境下 GNSS/INS 组合导航算法研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2022,42(1):15-20.
- [15] 陈红梅,常林江,徐振方,等. 复杂环境下 GNSS/INS/UWB 紧组合的无人机协同导航算法[J]. 仪器仪表学报, 2021,42(7):98-107.
- [16] 乔玉新,林雪原,张吉松,等. 发射系下的 SINS/CNS/GNSS 组合导航 UKF 滤波算法[J]. 中国空间科学技术, 2021,41(5):103-109.
- [17] YANG Y X,GAO W G,GUO S R, et al. Introduction To BeiDou-3 Navigation Satellite System[J]. Navigation, 2019,66(1):7-18.
- [18] 蔡洪亮,孟轶男,耿长江,等. 北斗三号全球导航卫星系统服务性能评估:定位导航授时、星基增强、精密单点定位、短报文通信与国际搜救[J]. 测绘学报, 2021, 50(4):427-435.
- [19] 郭竹森,张会新,刘宏艺,等. 基于 RDSS 和 RNSS 的高精度定位系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(10):176-180.
- [20] 田志宇,曾庆化,许睿,等. 机载 PHM 通信中的 BDS 优先级分包传输方法研究[J]. 电光与控制, 2022, 29(8):79-83.
- [21] 张薇,何宏伦,王玮. 一种适用于北斗短报文通信的天线波束指向算法[J]. 电子与信息学报, 2021,43(10): 2848-2853.

(编辑:徐楠楠)