doi:10.19306/j. cnki. 2095-8110. 2022. 02. 014

# 时钟模型辅助的惯性/卫星紧组合导航算法研究

董 亮,许东欢,臧中原,孙昭行,罗雪溶

(上海航天控制技术研究所,上海 201109)

摘 要:针对卫星信号受到遮挡或者干扰、卫星接收机收星数不足的问题,提出了一种时钟模型辅助的惯性/卫星紧组合导航算法。通过正常紧组合状态下的钟差、钟漂估计值建立钟差和钟漂的 数学模型,在可见卫星少于4颗时,用时钟模型计算得到的钟差和钟漂作为系统钟差、钟漂的真实 值引入观测信息中,并省去状态变量中的钟差和钟漂项,增加了系统的可观测性。最后,通过采集 跑车试验数据进行了离线数据仿真试验。试验结果表明,提出的时钟模型辅助的惯性/卫星紧组 合导航算法在可见卫星不足的情况下取得了良好的效果。

关键词:紧组合导航;时钟模型;跑车试验;离线数据仿真

**中图分类号:**U666.11 文献标志码:A 文章编号:2095-8110(2022)02-0112-06

## A Inertial/Satellite Tightly Integrated Navigation Algorithm Assisted by Clock Model

DONG Liang, XU Dong-huan, ZANG Zhong-yuan, SUN Zhao-hang, LUO Xue-rong

(Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China)

**Abstract**: The satellite receiver can't receive enough satellite signals when the satellite signal is blocked or jammed. Aiming at the problem, an inertial/satellite tightly integrated navigation algorithm assisted by clock model is proposed. The model of clock error and clock drift is established by estimating the clock error and clock drift in the normal condition of tightly integrated navigation system. When the number of visible satellite is less than four, the clock error and clock drift calculated by the clock model are introduced into the observed information as the true values of the system clock error and clock drift, and eliminate the clock error and clock drift in the state variables, which increases the observability of the system. Finally, the off-line simulation through the acquisition of vehicle test data is designed. The simulation results show that the inertial/satellite tightly integrated navigation algorithm assisted by clock model achieves good results in case the satellite receivers can't receive enough satellite signals.

Key words: Tightly integrated navigation; Clock model; Vehicle test; Off-line simulation

## 0 引言

组合导航系统就是把具有不同特点的导航系统 组合在一起,取长补短,以提高导航系统的精度<sup>[1]</sup>。 由于卫星导航系统和惯性导航系统各有其优缺点,全 球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)能够提供实时的位置、速度信息,并且精度不 随时间变化。捷联惯性导航系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)是一种完全自主的导航系统,具有不受外界电磁干扰、数据更新率高等特

收稿日期:2021-08-25;修订日期:2021-11-22

作者简介:董亮(1991-),男,硕士,工程师,主要从事惯性导航、组合导航、传递对准方面的研究。

点<sup>[2-3]</sup>。由于 SINS 和 GNSS 具有很强的互补性,因此,对二者进行组合可以获得更好的性能。

当接收机在城市或者峡谷等复杂环境中,卫星 信号容易受到遮挡或者干扰,从而导致卫星信号丢 失<sup>[4]</sup>。当可见卫星数少于4颗时,GNSS 接收机不 能正常定位,此时惯性/卫星松组合导航系统只能 工作于纯捷联惯性导航解算模式,而基于伪距/伪 距率的紧组合导航系统可以正常工作,但由于观测 量不足,系统仍然会发散<sup>[5]</sup>。本文针对上述问题, 提出了时钟模型辅助的惯性/卫星紧组合导航算 法,该算法通过正常情况下的钟差、钟漂估计值建 立钟差和钟漂的数学模型,在可见卫星少于4颗时, 用钟差、钟漂模型计算得到的钟差和钟漂作为系统 的真实值,并省去状态变量中的钟差和钟漂项,增 加了系统的可观测性。最后,通过采集跑车试验数 据进行离线数据仿真试验,比较了传统方法和本文 方法在可见卫星少于4颗情况下的定位、测速精度。 试验结果表明,本文提出的时钟模型辅助的惯性/ 卫星紧组合导航算法在可见卫星不足的情况下取 得了较好的效果。

#### 1 时钟误差模型

单模卫星接收机定位测速最少需要4颗可见卫 星<sup>[6]</sup>,通过4颗可见卫星的位置、速度以及伪距、伪 距率信息就可以解算出载体的三维位置、速度以及 接收机的钟差和钟漂等信息。以载体位置计算为 例,具体公式如下

 $\begin{aligned}
\rho_{1} &= \sqrt{(x_{1} - x)^{2} + (y_{1} - y)^{2} + (z_{1} - z)^{2}} + c \cdot \delta t \\
\rho_{2} &= \sqrt{(x_{2} - x)^{2} + (y_{2} - y)^{2} + (z_{2} - z)^{2}} + c \cdot \delta t \\
\rho_{3} &= \sqrt{(x_{3} - x)^{2} + (y_{3} - y)^{2} + (z_{3} - z)^{2}} + c \cdot \delta t \\
\rho_{4} &= \sqrt{(x_{4} - x)^{2} + (y_{4} - y)^{2} + (z_{4} - z)^{2}} + c \cdot \delta t
\end{aligned}$ (1)

式中, $\rho_i(i = 1, 2, 3, 4)$ 为第*i*颗卫星到载体的 伪距; $(x_i, y_i, z_i)(i = 1, 2, 3, 4)$ 为第*i*颗卫星的位 置;(x, y, z)为载体的位置;c为光速; $\delta t$ 为卫星接 收机时钟误差。

为了在可见卫星少于4颗时计算载体的位置, 需减少式(1)中的未知量个数。通常,同一个接收 机的钟差在一定时间内是一个随机常值。因此,本 文将正常紧组合状态下估计出的接收机钟差的平 均值作为接收机的实际钟差,即将正常紧组合状态 下的钟差估计值进行累加,当可见卫星少于4颗时, 计算估计出的钟差平均值并作为接收机的实际钟 差,这样式(1)就可简化为

$$\begin{cases} \rho_{1} = \sqrt{(x_{1} - x)^{2} + (y_{1} - y)^{2} + (z_{1} - z)^{2}} + \delta l_{t} \\ \rho_{2} = \sqrt{(x_{2} - x)^{2} + (y_{2} - y)^{2} + (z_{2} - z)^{2}} + \delta l_{t} \\ \rho_{3} = \sqrt{(x_{3} - x)^{2} + (y_{3} - y)^{2} + (z_{3} - z)^{2}} + \delta l_{t} \end{cases}$$

$$(22)$$

式中, δl, 为估计出的接收机钟差平均值。

通过式(2)可以实现可见卫星为3颗时的定位 解算。

同样,接收机钟漂可以认为是随时间线性变化的值,可以利用正常紧组合情况下估计出的接收机 钟漂对接收机的时钟漂移进行拟合。本文通过一 阶线性模型 y = ax + b 拟合卫星接收机的钟漂,选 取 2 个时刻的钟漂估计值计算出拟合模型,在可见 卫星数为 3 颗时,用拟合得到的钟漂作为接收机的 实际钟漂进行解算。这样就可以在可见卫星数为 3 颗时解算出载体的速度。

试验中用到的卫星接收机的钟差、钟漂的正常 估计值以及模型拟合值如图 1 和图 2 所示。模型拟



合曲线前 100s 为正常组合状态,100s 后设置卫星 数少于4颗,正常估计值曲线全程可见卫星数不少 于4颗。

传统惯性/卫星紧组合导航系统实现稳定的定 位测速也至少需要4颗有效卫星的数据<sup>[7]</sup>,当可见 卫星少于4颗时,由于观测量不足,紧组合导航系统 可能会发散<sup>[8]</sup>。本文通过正常紧组合情况下的钟 差、钟漂估计值建立钟差和钟漂的数学模型,在可 见卫星少于4颗时,用钟差、钟漂模型计算系统的钟 差和钟漂作为真实值,并省去常规紧组合状态下状 态变量中的钟差和钟漂项,减少了待估计量个数, 增加了系统的可观测性。

#### 2 系统状态方程

常规的惯性/卫星紧组合导航系统 Kalman 滤 波状态变量维数为 17 维<sup>[9-10]</sup>,由捷联惯导子系统的 15 个状态量(3 个姿态失准角、3 个速度误差、3 个 位置误差、3 个陀螺常值漂移以及 3 个加表常值偏 置)和卫星接收机的 2 个状态量(钟漂等效距离率误 差、钟差等效距离误差)构成<sup>[11]</sup>。

考虑可见卫星数少于4颗时,通过钟差、钟漂模型计算系统当前时刻的钟差、钟漂值作为真实值,因此,卫星接收机的2个状态量(钟差和钟漂)不作为少星情况下的状态量,则选取的惯性/卫星紧组合导航系统的状态变量为15维,即捷联惯性导航子系统的15个基本状态量<sup>[12]</sup>。具体状态方程如下

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\varphi}} &= (\delta \boldsymbol{\omega}_{en}^{n} + \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^{n}) - (\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n} + \boldsymbol{\omega}_{en}^{n}) \times \boldsymbol{\varphi} + \boldsymbol{C}_{b}^{n} \boldsymbol{\varepsilon}^{b} \\ \delta \dot{\boldsymbol{V}}^{n} &= \boldsymbol{C}_{b}^{n} \boldsymbol{f}^{b} - (2\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^{n} + \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^{n}) \times \boldsymbol{V}^{n} - \\ (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n} + \boldsymbol{\omega}_{en}^{n}) \times \delta \boldsymbol{V}^{n} + \boldsymbol{C}_{b}^{n} \boldsymbol{\nabla}^{b} \\ \delta \dot{\boldsymbol{L}} &= \frac{\delta V_{N}}{R_{m} + h} \\ \delta \dot{\boldsymbol{\lambda}} &= \frac{1}{R_{n} + h} (\delta V_{E} \operatorname{sec} \boldsymbol{L} + V_{E} \operatorname{sec} \boldsymbol{L} \cdot \operatorname{tan} \boldsymbol{L} \cdot \delta \boldsymbol{L}) \\ \delta \dot{h} &= \delta V_{U} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{b} &= \boldsymbol{\varepsilon}_{g} + \boldsymbol{w}_{g} \\ \boldsymbol{\nabla}^{b} &= \boldsymbol{\nabla}_{a} + \boldsymbol{w}_{a} \end{aligned}$$

(3)

其中,  $\boldsymbol{\varphi} = \begin{bmatrix} \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \end{bmatrix}^T$ 为姿态失准角;  $C_b^n$ 为 姿态矩阵;  $\boldsymbol{\varepsilon}^b = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^b & \varepsilon_y^b & \varepsilon_z^b \end{bmatrix}^T$ 为陀螺零偏。 $\delta V^n = \begin{bmatrix} \delta V_e & \delta V_n & \delta V_u \end{bmatrix}^T$ 为速度误差;  $V^n = \begin{bmatrix} V_e & V_n \\ V_u \end{bmatrix}^T$ 为载体速度;  $\boldsymbol{f}^b = \begin{bmatrix} f_x^b & f_y^b & f_z^b \end{bmatrix}^T$ 为加表敏感 到的比力;  $\boldsymbol{\nabla}^b = \begin{bmatrix} \nabla_x^b & \nabla_y^b & \nabla_z^b \end{bmatrix}^T$ 为加表零偏。 $L, \lambda, h$ 为载体的纬度、经度和高度;  $\delta \lambda, \delta L, \delta h$ 为经度误 差、纬度误差和高度误差; $R_n$ 为卯酉圈曲率半径;  $R_m$ 为子午圈曲率半径。 $\nabla_a$ 为加速度计常值偏置;  $\varepsilon_g$ 为陀螺常值漂移; $w_g$ 、 $w_a$ 分别为陀螺、加速度计 白噪声。陀螺仪与加速度计的误差由弹体坐标系 到导航坐标系的转换关系如下

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon}^{n} = \boldsymbol{C}_{b}^{n} \boldsymbol{\varepsilon}^{b} \\ \boldsymbol{\nabla}^{n} = \boldsymbol{C}_{b}^{n} \boldsymbol{\nabla}^{b} \end{cases}$$

$$\tag{4}$$

## 3 系统观测方程

卫星接收机解算得到的载体与第 *j* 颗 GNSS 卫 星之间的伪距可以表示为<sup>[12]</sup>

$$\rho_g^j = \rho^j + \delta l_i + \nu_\rho^j \tag{5}$$

式中, $\rho^{i}$ 为载体与第j颗 GNSS 卫星之间的实际距离; $\delta l_{i}$ 为钟差对应的距离,由于  $\delta l_{i}$ 是伪距计算中的主要误差,因此在建立误差模型时,主要考虑了该误差的影响; $\nu_{i}^{j}$ 为伪距测量噪声。

捷联惯性导航解算得到的载体位置  $[X_e Y_e Z_e]^{T}$  与第 *i* 颗卫星之间的伪距为

$$\rho_{g}^{j} = \sqrt{(X_{e} - X_{e}^{j})^{2} + (Y_{e} - Y_{e}^{j})^{2} + (Z_{e} - Z_{e}^{j})^{2}}$$
(6)

设载体位置的真值为  $[X Y Z]^{T}$ ,将式(6) 在 $[X Y Z]^{T}$ 处用泰勒级数展开并舍去二阶以上 高阶项,得

$$\rho_{g}^{j} = \rho^{j} + \frac{\partial \rho^{j}}{\partial x} \delta x + \frac{\partial \rho^{j}}{\partial y} \delta y + \frac{\partial \rho^{j}}{\partial z} \delta z \qquad (7)$$

 $\frac{\partial \rho^{j}}{\partial z} = \frac{Z_{e} - Z_{e}^{j}}{\rho^{j}} = e_{z}^{j} \circ$ 

结合式(5)和式(7),可得惯性/卫星紧组合导 航系统的伪距观测方程如下

 $δρ<sup>i</sup> = e<sup>i</sup>_x δx + e<sup>i</sup>_y δy + e<sup>i</sup>_z δz - δl<sub>i</sub> - ν<sup>i</sup><sub>ρ</sub>$ (8) 在可见卫星数少于 4 颗时,用拟合得到的钟差 作为真实钟差对卫星接收机输出的伪距进行补偿, 则式(8)可转化为

 $\delta \rho^{j} = e_{x}^{j} \delta x + e_{y}^{j} \delta y + e_{z}^{j} \delta z - \nu_{\rho}^{j}$ (9)

式(9)即为可见卫星数少于4颗时的卫星/惯性 紧组合伪距观测方程。

同理,卫星接收机解算得到的载体与第 *j* 颗卫 星之间的伪距率可以表示为

$$\dot{\rho}_{g}^{j} = \dot{\rho}^{j} + \delta \dot{l}_{t} + \nu_{\rho}^{i} \tag{10}$$

其中, $\rho^{j}$ 为载体与第j颗 GNSS 卫星之间的实际相对速率; $\delta l_{i}$ 为钟漂等效距离率误差,由于  $\delta l_{i}$ 

是伪距率计算中的主要误差,因此在建立伪距率误差模型时,主要考虑了该误差的影响; v<sub>e</sub>为伪距率测量噪声。

根据惯性导航解算得到的载体速度[V<sub>ex</sub> V<sub>ey</sub> V<sub>ex</sub>]<sup>T</sup>,可以计算出与第 *j* 颗卫星之间的伪距率为

$$\dot{\rho}_{g}^{j} = e_{x}^{j} \left( V_{ex} - V_{ex}^{j} \right) + e_{y}^{j} \left( V_{ey} - V_{ey}^{j} \right) + e_{y}^{j} \left( V_{ey} - V_{ey}^{j} \right)$$
(11)

设载体速度的真值为  $\begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}^T$ ,将式 (11) 在  $\begin{bmatrix} X & Y & Z \end{bmatrix}^T$  和  $\begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}^T$  处进行泰 勒展开,并忽略二阶以上高阶项得

$$\dot{\rho}_{s}^{j} = \dot{\rho}^{j} + g_{x}^{j} \delta x + g_{y}^{j} \delta y + g_{z}^{j} \delta z + e_{x}^{j} \delta V_{x} + e_{y}^{j} \delta V_{y} + e_{z}^{j} \delta V_{z}$$
(12)

其中

$$g_{x}^{j} = \frac{V_{x} - V_{ex}^{j}}{\rho^{j}} - \frac{\dot{\rho}^{j} (X - X_{e}^{j})}{(\rho^{j})^{2}}$$
$$g_{y}^{j} = \frac{V_{y} - V_{ey}^{j}}{\rho^{j}} - \frac{\dot{\rho}^{j} (Y - Y_{e}^{j})}{(\rho^{j})^{2}}$$
$$g_{z}^{j} = \frac{V_{z} - V_{ez}^{j}}{\rho^{j}} - \frac{\dot{\rho}^{j} (Z - Z_{e}^{j})}{(\rho^{j})^{2}}$$

结合式(10)和式(12),可得惯性/卫星紧组合 导航系统的伪距率观测方程为

$$\dot{\delta 
ho}^{j} = g_{x}^{j} \, \delta x + g_{y}^{j} \, \delta y + g_{z}^{j} \, \delta z + e_{x}^{j} \, \delta V_{x} +$$

$$e_{y}^{j}\delta V_{y} + e_{z}^{j}\delta V_{z} - \delta l_{t} - \nu_{\rho}^{j}$$
(13)

在可见卫星数少于4颗时,用数学模型拟合得 到的钟漂作为真实钟漂对卫星接收机输出的伪距

率进行补偿,则式(13)可转化为

 $\delta \dot{\rho}^{j} = g_{x}^{j} \delta x + g_{y}^{j} \delta y + g_{z}^{j} \delta z + e_{x}^{j} \delta V_{x} +$ 

$$e_{y}^{j}\delta V_{y} + e_{z}^{j}\delta V_{z} - \nu_{\rho}^{j} \tag{14}$$

式(14)即为可见卫星数少于4颗时的惯性/卫 星紧组合伪距率观测方程。

结合式(9)和式(14),可得时钟模型辅助的惯性/卫星紧组合导航算法的观测方程。

#### 4 试验结果与分析

为了验证本文提出的时钟模型辅助的惯性/卫 星紧组合导航算法的正确性和有效性,进行了跑车 数据离线仿真试验,比较了传统惯性/卫星紧组合 导航方法和本文提出的时钟模型辅助的惯性/卫星 紧组合导航算法在少星情况下的定位、测速精度。

首先,在进行跑车试验的过程中采集 GNSS 接收 机数据和惯性测量数据,陀螺仪和加速度计的数据 5ms存储一次,GNSS 接收机数据 0.1s存储一次。跑 车试验过程中的惯性测量单元(Inertial Measurement Unit,IMU)和 GNSS 接收机的参数如表 1 所示,跑车 试验实物图如图 3 所示,跑车试验位置二维轨迹如图 4 所示。用跑车试验中采集的离线数据进行离线仿 真试验,建模时间分别设置为 100s、80s、60s、30s、25s, 建模完成后将有效卫星数分别设为 3 颗和 2 颗。试 验结果如图 5~图 8 所示。

	表 1	惯性测量单元和卫星接收机参数
Гаb. 1	The	parameters of IMU and satellite receiver

	惯性测	则量单元			GNSS 接收机							
陀螺仪		加速度计		定位	括度	原始数据输出分辨率						
零偏/ 「(°)/h]	零偏稳定 性/「(°)/h]	零偏/mg	零偏稳定 性/mg	位置/ (m,1σ)	速度/ (m/s,1σ)	伪距/ (m,1σ)	伪距率/ (m/s,1σ)	卫星位置/ (m,1σ)	卫星速度/ (m/s,1σ)			
20	30	8	5	10	0.2	1	0.01	1	1			



图 3 跑车试验实物图 Fig. 3 Picture of vehicle experiment









#### 图 5 3 颗可见卫星下位置曲线

Fig. 5 Position curve in case of 3 visible satellites



Fig. 6 Velocity curve in case of 3 visible satellites





通过图 5~图 8 和表 2 可以看出,在可见卫星 少于 4 颗(3 颗和 2 颗)、建模时间大于 25s 时,本文 方法的定位测速精度明显优于传统方案;在建模时





间小于 25s 时,钟差、钟漂模型的精度明显降低,定 位测速误差明显变大。具体结果如表 2 所示。

表 2	(传统	方法和	本文方	法试验结	课对比
-----	-----	-----	-----	------	-----

		3颗可见卫星							2颗可见卫星						
	-	最大位置误差/m		最大速度误差/(m/s)			最大位置误差/m			最大速度误差/(m/s)					
	-	纬度	经度	高度	东向	北向	天向	纬度	经度	高度	东向	北向	天向		
传统方法		7	14	130	0.6	0.6	2.0	90	350	1400	2.5	1.0	8.4		
在线建模时间	100s	4	3	14	0.4	0.5	0.5	10	30	15	1.5	0.5	0.6		
	80s	6	5	23	0.5	0.5	1.5	12	140	24	2.8	0.7	1.5		
	60s	13	8	49	0.6	0.8	2.2	15	90	70	5.9	0.7	2.7		
	30s	9	5	40	0.5	0.6	2.0	13	120	50	4.4	0.8	2.0		
	25s	52	31	164	1.3	2.6	7.4	64	724	225	18	2.9	8.5		

## 5 结论

本文针对可见卫星少于4颗时的组合导航方 案,提出了一种基于钟差、钟漂模型辅助的惯性/卫 星紧组合导航算法,该算法通过正常情况下的钟 差、钟漂估计值建立钟差和钟漂的数学模型,在可 见卫星少于4颗时,用钟差、钟漂模型计算系统的钟 差和钟漂,并作为钟差、钟漂的真实值。通过采集 跑车试验数据进行离线仿真试验,比较了传统方法 和本文方法在可见卫星少于4颗情况下的定位、测 速精度。结果表明,本文设计的基于钟差、钟漂模 型辅助的惯性/卫星紧组合导航算法在可见卫星数 少于4颗时具有较好的效果,在建模时间大于25s 时,定位精度比传统方法提高了2倍以上,定位和测 速精度明显高于传统方法。

#### 参考文献

- [1] 石拓,陈家斌,田晓春,等.微惯性/卫星组合导航算法研究[J].导航定位与授时,2016,3(6):26-32.
  Shi Tuo, Chen Jiabin, Tian Xiaochun, et al. Algorithm research on MINS/GNSS integrated navigation system [J]. Navigation Positioning and Timing, 2016,3(6):26-32(in Chinese).
- [2] 董亮,臧中原,许东欢,等. 一种惯性/卫星容错组合导航系统设计[J]. 电光与控制,2017,24(9):104-108.

Dong Liang, Zang Zhongyuan, Xu Donghuan, et al. The design of a fault-tolerant SINS/GNSS inertial navigation system[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(9):104-108(in Chinese).

[3] 朱兵,许江宁,何泓洋,等. 初始定位误差对 SINS 动 基座对准的影响分析[J]. 飞控与探测, 2019, 2(6): 48-53.

> Zhu Bing, Xu Jiangning, He Hongyang, et al. Analysis of the influence of initial positioning error on SINS in-motion alignment[J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(6): 48-53(in Chinese).

 【4】 张梦得,胡柏青,田佳玉,等.GPS短时失效条件下 SINS/GPS组合导航数据处理方法[J].测绘科学技 术学报,2019,36(5):447-451. Zhang Mengde, Hu Baiqing, Tian Jiayu, et al. The data processing method of SINS/GPS integrated navigation under the condition of GPS short-term failure [J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2019, 36(5): 447-451(in Chinese).

[5] 胡杰,石潇竹.载波相位平滑伪距在 GPS/SINS 紧 组合导航系统中的应用[J].导航定位与授时,2018,5(5):32-38.

Hu Jie, Shi Xiaozhu. Application of carrier phase smoothing pseudorange in GPS/SINS tightly integrated navigation system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(5): 32-38(in Chinese).

- [6] Corbell P M. Design and validation of an accurate GPS signal and receiver truth model for comparing advanced receiver processing techniques[R]. AFIT, OH, 2007: 151-160.
- [7] He X, Hu X, Wu M. Trends in GNSS/INS integrated navigation technology[J]. Coordinates, 2007, 3 (3): 26-28.
- [8] Hosokawa Y, Takahashi N, Taga H. A system architecture for seamless navigation[C]// Proceedings of 24<sup>th</sup> International Conference on Distributed Computing Systems Workshops, 2004.
- [9] 赵健康,崔超,朱建斌.一种基于两级 EKF 的 9-D MIMU/GPS 微型无人机组合导航系统的鲁棒性设计
  [J]. 飞控与探测, 2019, 2(2): 1-9.
  Zhao Jiankang, Cui Chao, Zhu Jianbin. A robust double-stage EKF design for navigation system of micro UAVs based on 9-D MIMU/GPS[J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(2): 1-9(in Chinese).
- [10] Schmidt G T. INS/GPS technology trends[R]. DTIC Document, 2010.
- [11] Zhang T, Xu X. A new method of seamless land navigation for GPS/INS integrated system[J]. Measurement, 2012, 45(4): 691-701.
- [12] 陈帅.精确制导炸弹低成本惯导/卫星组合导航方法研究[D].南京:南京理工大学,2008.
  Chen Shuai. Research on low-cost SINS/satellite integrated navigation system for precise guided bomb[D].
  Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008(in Chinese).

(编辑:孟彬)