

文章编号: 1001-0920(2013)07-1055-05

基于地标被动观测的飞航导弹 INS 误差估计方法

张友安, 寇昆湖, 柳爱利

(海军航空工程学院 控制工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 针对飞航导弹惯导系统(INS)单独使用时存在位置和速度估计误差发散的问题, 以 INS 误差作为状态量, 以导弹相对于地标的观测序列和高度表辅助 INS 估计信息解算的伪观测序列构造观测量, 从便于工程实现的角度, 提出一种迭代求解算法. 迭代求解过程主要包括: 利用平均去噪的思想降低测量噪声的影响、估计 INS 水平通道的位置和速度误差、对观测方程进行更新. 仿真结果验证了所提出方法的有效性.

关键词: 视觉辅助导航; 飞航导弹惯导系统误差估计; 迭代法; 飞航导弹; 被动观测

中图分类号: V249.3

文献标志码: A

INS error estimation method based on passive observation to feature target for cruise missile

ZHANG You-an, KOU Kun-hu, LIU Ai-li

(Department of Control Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China.

Correspondent: KOU Kun-hu, E-mail: koukunhu@yahoo.com.cn)

Abstract: Using the INS position and velocity error as the state variables, and the residual error as the observation which is constructed from the observation sequence and pseudo observation sequence computed with the INS data and the altimeter information, an iterative algorithm is proposed. The process of the iterative algorithm includes reducing the influence of noise by means of mean denoising approach, estimating the INS position error and velocity error simultaneously, and updating the observation equation. Simulation results show the effectiveness of the proposed method.

Key words: vision aided navigation; INS error estimation; iterative algorithm; cruise missile; passive observation

0 引言

弹载前视装置(例如 TV 和红外成像)是实现精确末制导所必须的, 在中制导阶段, 它也可用于对导弹的 INS 误差进行修正^[1]. 国内外很多学者在参考地物的飞行器视觉辅助导航方面进行了研究, 主要成果归纳起来可分为以下几种研究思路: 1) 基于地标图像细致特征(如建筑物的顶点, 人造地标的角点等)的视觉导航^[2-5], 但由于导弹无法如无人机那样近距离观测, 难以分辨出地标的细致特征, 仅能将地标看作点地标; 2) 基于特殊机动(如圆周运动或悬停)的视觉导航^[6-10], 但由于飞航导弹在中制导阶段沿着规划的航路飞行, 不允许进行这样的特殊机动; 3) 基于多个地标同时成像的视觉导航^[11-13], 但飞航导弹飞行航路附近地标稀少, 单次 INS 误差估计过程中一般仅有一个地标可供参考; 4) 基于多目视觉的导航^[14-15], 但飞航导弹仅支持单目视觉, 且视场范围有限. 因此, 上述文

献所提到的方法均不适用于飞航导弹的 INS 误差估计. 目前, 针对导弹视觉辅助导航与定位的文献较少. 文献[1]在假定 INS 速度估计精确的前提下, 基于视线角、视线角速率和高度量测信息, 采用 UKF 滤波得到 INS 位置误差估计, 但在实际中 INS 速度估计大都存在常值误差. 文献[16]利用扩展卡尔曼滤波实现了空地导弹的惯导水平位置误差修正, 但误差估计精度仅为 80 m, 且速度估计不收敛.

本文针对飞航导弹 INS 位置和速度估计均存在常值误差的情况, 结合中制导段飞航导弹视觉辅助导航的特点, 从易于工程实现的角度, 以单个点地标作为参考, 提出了一种平均去噪与迭代估计相结合的 INS 误差估计方法, 能够同时实现飞航导弹 INS 水平通道的位置和速度误差的有效估计.

1 导航数学模型

导弹与地标间的相对关系如图 1 所示.

收稿日期: 2012-02-13; 修回日期: 2012-06-04.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61273058); 航空科学基金项目(20095584006).

作者简介: 张友安(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事导航、制导与控制等研究; 寇昆湖(1982—), 男, 讲师, 博士, 从事导航、制导与控制的研究.

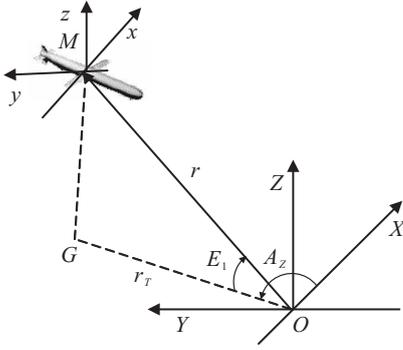


图 1 导弹与地标间的相对关系

假设地标位置精确已知, 忽略地球自转和地球曲率的影响, 认为大地为平面大地, 以地标中心 O 为原点建立东北天坐标系, 即弹目相对坐标系 $OXYZ$. $Mxyz$ 是以导弹质心 M 为原点的东北天坐标系, r 为弹目距离, r_T 为弹目距离在地标水平面 OXY 的投影分量, G 为导弹质心 M 在地标水平面 OXY 中的投影. 导弹与地标间的弹目视线 OM 可以表示为 $OM = x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k}$. 弹载前视装置可以测量出视线方位角 A_z 和高度角 E_l . 其中: A_z 定义为 OG 与 OX 轴的夹角, 位于 OX 轴的左侧为正; E_l 定义为视线 OM 与 OG 的夹角, 位于 OG 的上方为正. 为了便于研究, 仅考虑 $A_z \in (0, 90^\circ)$ 和 $E_l \in (0, 90^\circ)$ 的简单情形 (实际应用时需要具体考虑视线角所在象限). 在 $OXYZ$ 坐标系中, 设导弹的位置为 $(x, y, z)^T$, 速度为 $(v_e, v_n, v_u)^T$, 视线方位角 A_z 、高度角 E_l 、方位角速率 \dot{A}_z 和高度角速率 \dot{E}_l 可以分别表示为

$$A_z = \arctan(y/x), \quad (1)$$

$$E_l = \arctan(z/r_T), \quad (2)$$

$$\dot{A}_z = (v_e y - v_n x)/r_T^2, \quad (3)$$

$$\dot{E}_l = \frac{(v_e x + v_n y)z + v_u r_T^2}{r^2 r_T}. \quad (4)$$

其中: $r_T = \sqrt{x^2 + y^2}$, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$.

2 INS 误差估计方法

2.1 量测方程的建立

飞航导弹在中制导段飞行过程中, 利用其前视装置对进入视场的地标进行连续、被动观测, 在观测过程任意采样时刻 $t_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 均能够获得导弹相对于被测地标的一组观测信息

$$\mathbf{Z}_m(t_i) = [A_{zm}(t_i), E_{lm}(t_i), \dot{A}_{zm}(t_i), \dot{E}_{lm}(t_i)]^T, \quad (5)$$

其中下标 m 表示相应量的观测值.

定义 t_i 时刻导弹相对于被测地标的真实状态为

$$\mathbf{X}(t_i) = [x(t_i), y(t_i), z(t_i), v_e(t_i), v_n(t_i), v_u(t_i)]^T,$$

其 INS 估计 (垂直通道为 INS 与高度表的组合) 为

$$\mathbf{X}_I(t_i) =$$

$$[x_I(t_i), y_I(t_i), z_I(t_i), v_{eI}(t_i), v_{nI}(t_i), v_{uI}(t_i)]^T, \quad (6)$$

其中下标 I 表示相应量的 INS 估计值. 注意到, $\mathbf{X}_I(t_i)$ 已经转化 $OXYZ$ 坐标系中的坐标.

将式 (6) 代入 (1)~(4), 可以构造出伪观测序列

$$\mathbf{Z}_I(t_i) = [A_{zI}(t_i), E_{lI}(t_i), \dot{A}_{zI}(t_i), \dot{E}_{lI}(t_i)]^T. \quad (7)$$

下面由式 (5) 和 (7) 构造残差, 并以残差为观测量、INS 误差为状态量建立量测方程. 将式 (1)~(4) 在 $\mathbf{X} = \mathbf{X}_I$ 处进行泰勒级数展开, 取其一阶近似, 经移项处理后有

$$\begin{aligned} \tan A_{zI} &\approx \tan A_z + a_{11}\delta x + a_{12}\delta y, \\ \tan E_{lI} &\approx \tan E_l + a_{21}\delta x + a_{22}\delta y + a_{23}\delta z, \\ \dot{A}_{zI} &\approx \dot{A}_z + a_{31}\delta x + a_{32}\delta y + a_{34}\delta v_e + a_{35}\delta v_n, \\ \dot{E}_{lI} &\approx \dot{E}_l + a_{41}\delta x + a_{42}\delta y + a_{43}\delta z + \\ &\quad a_{44}\delta v_e + a_{45}\delta v_n + a_{46}\delta v_u. \end{aligned} \quad (8)$$

其中

$$\delta x = x_I - x, \quad \delta y = y_I - y, \quad \delta z = z_I - z,$$

$$\delta v_e = v_{eI} - v_e, \quad \delta v_n = v_{nI} - v_n, \quad \delta v_u = v_{uI} - v_u,$$

$$a_{11} = \left. \frac{\partial \tan A_z}{\partial x} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{12} = \left. \frac{\partial \tan A_z}{\partial y} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I},$$

$$a_{21} = \left. \frac{\partial \tan E_l}{\partial x} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{22} = \left. \frac{\partial \tan E_l}{\partial y} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I},$$

$$a_{23} = \left. \frac{\partial \tan E_l}{\partial z} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{31} = \left. \frac{\partial \dot{A}_z}{\partial x} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I},$$

$$a_{32} = \left. \frac{\partial \dot{A}_z}{\partial y} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{34} = \left. \frac{\partial \dot{A}_z}{\partial v_e} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{35} = \left. \frac{\partial \dot{A}_z}{\partial v_n} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I},$$

$$a_{41} = \left. \frac{\partial \dot{E}_l}{\partial x} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{42} = \left. \frac{\partial \dot{E}_l}{\partial y} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{43} = \left. \frac{\partial \dot{E}_l}{\partial z} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I},$$

$$a_{44} = \left. \frac{\partial \dot{E}_l}{\partial v_e} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{45} = \left. \frac{\partial \dot{E}_l}{\partial v_n} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}, \quad a_{46} = \left. \frac{\partial \dot{E}_l}{\partial v_u} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_I}.$$

式 (5) 中的前视装置观测信息可以表示为

$$\begin{aligned} \tan A_{zm} &\approx \tan A_z + w_1, \quad \tan E_{lm} \approx \tan E_l + w_2, \\ \dot{A}_{zm} &\approx \dot{A}_z + w_3, \quad \dot{E}_{lm} \approx \dot{E}_l + w_4. \end{aligned} \quad (9)$$

其中: w_1, w_2, w_3, w_4 分别为方位角、高度角、方位角速率和高度角速率量测噪声. 将式 (8) 与 (9) 相减, 得到量测方程

$$\tilde{\mathbf{Z}} \approx \mathbf{H}\delta\mathbf{X} - \mathbf{W}. \quad (10)$$

其中

$$\tilde{\mathbf{Z}} = [\tilde{z}_1, \tilde{z}_2, \tilde{z}_3, \tilde{z}_4]^T, \quad \tilde{z}_1 = \tan A_{zI} - \tan A_{zm},$$

$$\tilde{z}_2 = \tan E_{lI} - \tan E_{lm}, \quad \tilde{z}_3 = \dot{A}_{zI} - \dot{A}_{zm},$$

$$\delta\mathbf{X} = [\delta\mathbf{X}_1 | \delta\mathbf{X}_2]^T = [\delta x \quad \delta y \quad \delta v_e \quad \delta v_n \quad \delta z \quad \delta v_u]^T,$$

$$\mathbf{H} = [\mathbf{H}_1 | \mathbf{H}_2] = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 & 0 & a_{23} & 0 \\ a_{31} & a_{32} & a_{34} & a_{35} & 0 & 0 \\ a_{41} & a_{42} & a_{44} & a_{45} & a_{43} & a_{46} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{W} = [w_1, w_2, w_3, w_4]^T, \quad \tilde{z}_4 = \dot{E}_{lI} - \dot{E}_{lm}.$$

由量测方程(10)可以看出, 状态量 $\delta\mathbf{X}$ 恰好为INS误差, 观测量 $\tilde{\mathbf{Z}}$ 可以由伪观测信息 \mathbf{Z}_I 和实际观测信息 \mathbf{Z}_m 构造得到.

2.2 INS误差的估计

因为INS误差量有6个, 导弹相对于被测地标的视觉观测量只有4个, 所以由式(10)无法直接估计出导弹所有的INS误差量. 但是, INS垂直通道的估计可由高度表辅助实现. 当地表平坦时(如海面), 利用无线电高度表可以实现垂直通道的无偏估计; 当地表起伏不可以忽略时, 只能采用气压高度表测量海拔高度, 由于气压高度表受气压和温度变化的影响存在常值量测误差, 只能实现高度通道的有偏估计. 考虑到垂直通道的估计精度较水平通道纯INS的估计精度要高得多, 可以忽略垂直通道的位置和速度估计误差, 即可令 $\delta z = 0, \delta v_u = 0$, 代入式(10)可以得到任意采样时刻的量测方程为

$$\tilde{\mathbf{Z}}(t_i) \approx \mathbf{H}_1(t_i)\delta\mathbf{X}_1(t_i) - \mathbf{W}(t_i). \quad (11)$$

考虑到观测时间较短, 可以合理化地认为INS速度误差在观测过程中保持不变, 即

$$\delta v_e(t_i) \approx \delta v_e, \delta v_n(t_i) \approx \delta v_n, \delta v_u(t_i) \approx \delta v_u. \quad (12)$$

导弹在 t_i 和 t_n 时刻的INS位置误差满足

$$\begin{aligned} \delta x(t_n) &\approx \delta x(t_i) + \delta v_e(n-i)T, \\ \delta y(t_n) &\approx \delta y(t_i) + \delta v_n(n-i)T. \end{aligned} \quad (13)$$

利用式(11)和(13), 可以将观测过程中任意采样时刻 t_i 的量测方程均表示成以 t_n 时刻INS水平通道误差为状态量的形式, 即

$$\tilde{\mathbf{Z}}(t_i) \approx \mathbf{H}_1^n(t_i)\delta\mathbf{X}_1(t_n) - \mathbf{W}(t_i). \quad (14)$$

其中

$$\begin{aligned} \delta\mathbf{X}_1(t_n) &= [\delta x(t_n), \delta y(t_n), \delta v_e, \delta v_n]^T, \\ \mathbf{H}_1^n(t_i) &= \begin{bmatrix} a_{11}(t_i) & a_{12}(t_i) & -a_{11}(t_i)(n-i)T & \\ a_{21}(t_i) & a_{22}(t_i) & -a_{21}(t_i)(n-i)T & \\ a_{31}(t_i) & a_{32}(t_i) & a_{34}(t_i) - a_{31}(t_i)(n-i)T & \\ a_{41}(t_i) & a_{42}(t_i) & a_{44}(t_i) - a_{41}(t_i)(n-i)T & \\ & & -a_{12}(t_i)(n-i)T & \\ & & -a_{22}(t_i)(n-i)T & \\ & & a_{35}(t_i) - a_{32}(t_i)(n-i)T & \\ & & a_{45}(t_i) - a_{42}(t_i)(n-i)T & \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

利用平均去噪的思想, 将 n 次观测得到的量测方程作求和处理, 有

$$\sum_{i=1}^n \tilde{\mathbf{Z}}(t_i) \approx \sum_{i=1}^n \mathbf{H}_1^n(t_i)\delta\mathbf{X}_1(t_n) - \sum_{i=1}^n \mathbf{W}(t_i). \quad (15)$$

由于量测噪声可以认为是零均值的白噪声, 即

$$\sum_{i=1}^n \mathbf{W}(t_i) \approx \mathbf{0}, \quad (16)$$

可得到 $\delta\mathbf{X}_1(t_n)$ 的估计为

$$\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n) \approx \left(\sum_{i=1}^n \mathbf{H}_1^n(t_i) \right)^{-1} \left(\sum_{i=1}^n \tilde{\mathbf{Z}}(t_i) \right). \quad (17)$$

由于模型的线性化精度与INS估计 $\mathbf{X}_I(t_i)$ 的精度有关, 而 $\mathbf{X}_I(t_i)$ 的初始误差往往较大, 在实际应用时, 上述方法一般需要迭代进行. 迭代的目的是通过利用 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n)$ 对整个观测过程中的INS数据 $\mathbf{X}_I(t_i)$ 进行更新, 使式(8)的线性化精度不断提高, 从而提高量测方程的建模精度和INS误差估计精度. 迭代算法的具体步骤如下.

Step 1: 令 $d = 1, \delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n) = \mathbf{0}$, 其中 d 为迭代次数.

Step 2: 利用 $\mathbf{X}_I(t_i)$ 构造伪观测序列 $\mathbf{Z}_I(t_i)$ (即式(7)), 计算线性化系数(即式(8)), 基于 $\mathbf{Z}_I(t_i)$ 和 $\mathbf{Z}_m(t_i)$ 构造残差 $\tilde{\mathbf{Z}}(t_i)$ (即式(10)).

Step 3: 求解式(17), 并将其解记为 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$, 该值即为第 d 次迭代得到的INS误差估计量.

Step 4: 利用 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$ 对 $\mathbf{X}_I(t_i)$ 行数据更新, 即

$$\begin{aligned} x_I(t_i) &\leftarrow x_I(t_i) - \delta\hat{x}(t_n) + \delta\hat{v}_e(n-i)T, \\ y_I(t_i) &\leftarrow y_I(t_i) - \delta\hat{y}(t_n) + \delta\hat{v}_n(n-i)T, \\ v_{eI}(t_i) &\leftarrow v_{eI}(t_i) - \delta\hat{v}_e, v_{nI}(t_i) \leftarrow v_{nI}(t_i) - \delta\hat{v}_n. \end{aligned}$$

Step 5: 令 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n) \leftarrow \delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n) + \delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$.

Step 6: 若 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$ 各分量的绝对值均小于设定阈值 $\xi_i (i = 1, 2, 3, 4)$, 或者迭代次数达到规定上限 m , 则停止迭代; 否则, 令 $d \leftarrow d + 1$, 转至Step 2.

注1 Step 5的目的是将各次迭代估计得到的误差量 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$ 进行累加, 即 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n) = \sum_{k=1}^d \delta\hat{\mathbf{X}}_1^k(t_n)$. 通过迭代, $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n)$ 逐渐收敛到 t_n 时刻的INS误差真值 $\delta\mathbf{X}_1(t_n)$.

注2 随着迭代次数的增加, Step 3中求解得到的 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$ 不断减小, 最终趋于零. 因此, 在Step 6中可用 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$ 作为迭代结束的判断依据.

这样, 通过迭代求解, 即可估计出 t_n 时刻飞航导弹的INS水平位置和速度误差 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n)$.

3 仿真分析

在弹目相对坐标系 $OXYZ$ 中, 设导弹对进入视场的地标开始观测的时刻为 t_1 , 导弹位置为 $(1100, 700, 936)^T$ m, 速度为 $(-250, -100, 0)^T$ (m/s), INS东、北向位置估计误差分别为500 m和400 m, 速度估计误差分别为12 m/s和10 m/s, 即

$$\delta\mathbf{X}_1(t_1) = (500 \text{ m}, 400 \text{ m}, 12 \text{ m/s}, 10 \text{ m/s})^T.$$

表 1 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n)$ 估计结果和估计精度

	$\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$	$d = 1$	$d = 2$	$d = 3$	$d = 4$	$d = 5$	$\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n)$	$\delta\mathbf{X}_1(t_n)$	δ
$\delta z = 0$	$\delta\hat{x}/\text{m}$	862.11	-203.8	-109.82	-23.419	-0.870 11	524.2	523.76	0.439 2
	$\delta\hat{y}/\text{m}$	692.48	-163.91	-88.37	-18.965	-0.709 04	420.53	419.8	0.729 3
	$\delta\hat{v}_e/(\text{m/s})$	7.682 7	-30.469	23.441	10.551	0.655 2	11.861	12	-0.139 4
	$\delta\hat{v}_n/(\text{m/s})$	11.551	-21.067	12.686	6.428	0.424	10.023	10	0.022 5
$\delta z = 15\text{m}$	$\delta\hat{x}/\text{m}$	842.46	-202.99	-101.86	-18.89	-0.545 72	518.17	523.76	-5.587 9
	$\delta\hat{y}/\text{m}$	671.55	-162.66	-80.688	-14.975	-0.433 82	412.79	419.8	-7.011 7
	$\delta\hat{v}_e/(\text{m/s})$	11.941	-27.398	21.102	8.294 5	0.401 31	14.341	12	2.341 1
	$\delta\hat{v}_n/(\text{m/s})$	13.712	-19.956	12.326	5.302 3	0.268 39	11.653	10	1.652 7

垂直通道为 INS 与电高度的组合,高度表考虑了两种情况:无线电高度表,其量测误差为幅值 2 m 的白噪声;气压高度表,其常值误差为 15 m. 天向速度误差为幅值 1 m/s 的白噪声. 前视装置方位角量测误差为幅值 0.7° 的白噪声,高度角量测误差为幅值 0.5° 的白噪声,视线角速率量测误差为幅值 $0.15^\circ/\text{s}$ 的白噪声.

受前视装置视场的约束,设可观测时间为 2 s,采样周期为 20 ms,即 $n=100$. 迭代算法 Step 6 中的迭代次数上限设置为 $m=10$,阈值设置为 $(\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4)^T = (1\text{ m}, 1\text{ m}, 1\text{ m/s}, 1\text{ m/s})^T$. 仿真结果如表 1 所示. 表 1 中, $\delta = \delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n) - \delta\mathbf{X}_1(t_n)$ 表示 INS 误差估计的精度,其中 $\delta\mathbf{X}_1(t_n)$ 为 t_n 时刻的 INS 误差的真值,由 $\delta\mathbf{X}_1(t_1)$ 和式 (13) 可得

$$\delta\mathbf{X}_1(t_n) = (523.76\text{ m}, 419.8\text{ m}, 12\text{ m/s}, 10\text{ m/s})^T.$$

由表 1 可见,迭代 5 次后,第 5 次迭代得到的 INS 误差量 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^5(t_n)$ 各分量的绝对值均小于设定的阈值 $\xi_i (i=1, 2, 3, 4)$, 迭代终止. 将 5 次迭代得到的 INS 误差估计量 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1^d(t_n)$ 进行累加,即可得到 t_n 时刻 INS 误差估计值 $\delta\hat{\mathbf{X}}_1(t_n)$. 当无线电高度表可用,即 $\delta z=0$ 时,INS 位置和速度误差的估计精度分别不低于 1 m 和 1 m/s; 当采用气压高度表,即 $\delta z=15\text{ m}$ 时,INS 位置和速度误差的估计精度也可分别达到 8 m 和 2.5 m/s.

本文方法只需要 2 s 的观测数据,且由于采用了批处理的方法,计算量较小. 应用 Matlab 7.0 编程,在主频为 Pentium 2.80 GHz、内存为 512 M 的计算机上进行仿真,INS 误差估计耗时仅为 0.062 s,这对于运算能力相对较弱的弹载计算机而言是十分有利的.

4 结 论

本文以飞航导弹为应用背景,在 GPS 等卫星导航信息不可用的情况下,提出了一种基于地标被动观测的飞航导弹 INS 误差估计方法,该方法具有如下特点:

1) 不需额外增加导弹硬件,仅利用视觉信息、高度表辅助 INS 信息,即可同时实现对 INS 位置误差和速度误差的有效估计.

2) 提出了平均去噪与迭代估计相结合的思想,为解决此类问题提供了一种新思路.

3) 仅需 2 s 的观测数据即可实现 INS 误差估计,符合飞航导弹的应用特点.

4) 方法简单,计算量小,对于运算能力相对较弱的弹载计算机而言十分有利.

参考文献(References)

- [1] 卢晓东,董鹏,周军,等.飞航导弹地标被动观测自主导航修正技术[J].飞行力学,2009,27(6): 83-86.
(Lu X D, Dong P, Zhou J, et al. Autonomous navigation modification based on passive observation to feature target for cruise missile[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 83-86.)
- [2] 蒋鸿翔,徐锦法,高正.无人直升机视觉着陆中的运动状态估计算法[J].航空学报,2010,31(4): 744-753.
(Jiang H X, Xu J F, Gao Z. Vision based movement state estimation algorithm for unmanned helicopter landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 744-753.)
- [3] Wu A D, Johnson E N, Proctor A A. Vision-aided inertial navigation for flight control[J]. J of Aerospace Computing, Information and Communication, 2005, 2(9): 348-360.
- [4] 张志勇,张靖,朱大勇,等.一种基于视觉成像的快速收敛的位姿测量算法及实验研究[J].航空学报,2007,28(4): 943-947.
(Zhang Z Y, Zhang J, Zhu D Y, et al. A fast convergent pose estimation algorithm and experiments based on vision images[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 943-947.)
- [5] Xie S R, Luo J, Rao J J, et al. Computer vision-based navigation and predefined track following control of a small robotic airship[J]. Acta Automatica Sinica, 2007, 33(3): 286-291.
- [6] Sazdovski V, Silson P M G. Inertial navigation aided by vision-based simultaneous localization and mapping[J]. IEEE Trans on Sensors J, 2011, 11(8): 1646-1656.
- [7] Johnson E N, Calise A J, Watanabe Y, et al. Real-time vision-based relative aircraft navigation[J]. J of Aerospace

- Computing, Information and Communication, 2007, 4(4): 707-738.
- [8] 徐超, 范耀祖, 沈晓蓉, 等. 一种无人机视觉导航方法及其滤波算法改进[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8): 1000-1004.
(Xu C, Fan Y Z, Shen X R, et al. Vision based navigation system of UAV and improvements of the corresponding navigation system of UAV and improvements of the corresponding filtering algorithm[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 1000-1004.)
- [9] Kaiser M K, Gans N R, Dixon W E, et al. Vision-based estimation for guidance, navigation and control of an aerial vehicle[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(3): 1064-1077.
- [10] Watanabe Y. Stochastically optimized monocular-vision based navigation and guidance[D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 2008: 50-67.
- [11] 朱圣英, 崔平远, 崔祐涛, 等. 基于路标观测角的星际着陆器自主位姿确定技术[J]. 航空学报, 2010, 31(2): 318-326.
(Zhu S Y, Cui P Y, Cui H T, et al. Autonomous position and attitude determination for interplanetary landers based on landmark observation angles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(2): 318-326.)
- [12] 邵巍, 常晓华, 崔平远, 等. 惯导融合特征匹配的小天体着陆导航算法[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1748-1755.
(Shao W, Chang X H, Cui P Y, et al. Coupled feature matching and INS for small body landing navigation[J]. J of Astronautics, 2010, 31(7): 1748-1755.)
- [13] 朱圣英, 崔祐涛, 崔平远. 基于路标信息的绕飞小天体探测器自主光学导航方法研究[J]. 电子学报, 2010, 38(9): 2052-2058.
(Zhu S Y, Cui H T, Cui P Y. Autonomous optical navigation for spacecraft around small celestial bodies based on landmarks[J]. Acta Electronica Sinica, 2010, 38(9): 2052-2058.)
- [14] Bachrach A G. Autonomous flight in unstructured and unknown indoor environments[D]. Boston: Department of Electrical and Computer Science, Massachusetts Institute of Technology, 2009: 119-126.
- [15] 张博翰, 蔡志浩, 王英勋. 电动VTOL飞行器双目立体视觉导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7): 882-887.
(Zhang B H, Cai Z H, Wang Y X. Binocular stereo vision navigation for electric VTOL aircraft[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 882-887.)
- [16] 明宝印, 尹健, 高士英, 等. 利用成像导引头修正空地导弹惯导误差研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 717-719.
(Ming B Y, Yin J, Gao S Y, et al. Research on using imaging seeker to improve INS of air-to-ground missile[J]. J of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2006, 26(2): 717-719.)

第26届中国控制与决策会议征文通知

第26届中国控制与决策会议(2014 CCDC)将于2014年5月31日~6月2日在中国长沙举行. 会议由东北大学、IEEE新加坡工业电子分会和IEEE哈尔滨控制系统分会主办, 湖南工业大学和中南大学承办.

第26届中国控制与决策会议将涉及理论与应用两方面, 主要涵盖系统、控制与决策领域相关课题.

征文范围: 请登录会议网站 <http://www.ccdc.neu.edu.cn> 查询.

邀请专题: 会议程序委员会热情欢迎根据征文范围组织邀请专题稿件. 拟组织者请于2013年10月15日前通过Email与邀请分会主席 Zongli Lin 教授 (zl5y@virginia.edu) 或副主席吕金虎教授 (jhlh@iss.ac.cn)、Wei Ren 教授 (ren@ee.ucr.edu) 联系, 并提交组织建议书.

张嗣瀛(CCDC)优秀青年论文奖: 由控制与决

策领域的知名专家组成的评奖委员会将根据文章的学术价值和宣读水平评选出获奖文章.

国际检索: 第26届中国控制与决策会议(2014 CCDC)论文集集中的英文论文将进入 IEEE Xplore Data Base, 并被 Ei 检索.

重要日期:

初稿提交截止日期	2013年10月15日
录用通知日期	2013年12月15日
终稿提交截止日期	2014年3月1日
作者注册截止日期	2014年3月1日

请登录 <http://www.ccdc.neu.edu.cn> 了解具体事宜并投稿; 也可以通过 Email 向大会秘书 (secretary_ccdc@ise.neu.edu.cn) 咨询.

CCDC 组织委员会