

doi: 10.7690/bgzd.2026.01.006

一种卫星辅助下惯性导航系统故障检测方法

李永琦, 党进, 常璘

(中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所, 西安 710076)

摘要: 针对惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 发生故障且未及时检测的问题, 提出一种结合接收机自主完好性监测 (receiver autonomous integrity monitoring, RAIM) 和自主完好性检测外推法 (autonomous integrity detection extrapolation, AIME) 的故障检测算法。利用惯导计算虚拟伪距等效替换为卫星伪距, 构建检测统计量并设置检测门限, 进行惯性导航故障检测。注入慢变故障进行仿真实验的结果表明: 该算法可以有效地检测惯性导航发生故障的情况, 提高组合导航系统故障检测能力。

关键词: 惯性导航; 卫星导航; 故障检测; 自主完好性检测外推法; 接收机自主完好性监测

中图分类号: TP274; V249.32 **文献标志码:** A

Fault Detection Method for Inertial Navigation System Under Satellite Assistance

Li Yongqi, Dang Jin, Chang Jin

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710076, China)

Abstract: Aiming at the problem of inertial navigation system (INS) failure without timely detection, a fault detection algorithm combining receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) and autonomous integrity detection extrapolation (AIME) is proposed. Virtual pseudoranges are equivalently replaced by satellite pseudoranges calculated by inertial navigation, and detection statistics are constructed and detection thresholds are set to detect inertial navigation faults. The simulation results show that the algorithm can effectively detect the fault of inertial navigation and improve the fault detection ability of integrated navigation system.

Keywords: inertial navigation; satellite navigation; fault detection; autonomous integrity detection extrapolation; receiver autonomous integrity monitoring

0 引言

所需导航性能 (required navigation performance, RNP) 是国际民航组织提出的一类导航运行规范, 要求导航系统在不同航行阶段能够满足高精度、完好性、连续性、可用性 4 方面性能要求^[1]。其中完好性要求导航系统具备在定位误差超过规定值时, 及时向用户提供告警的能力。进行故障检测, 确保导航系统输出信息的安全有效, 对保证飞行安全具有重要作用。

全球卫星导航系统 (global navigation satellite system, GNSS) 为全球民用航空主要的导航系统之一^[2]。对 GNSS 完好性的研究热点主要是接收机自主完好性监测 (RAIM) 算法, 且该算法目前已经趋于成熟, 利用接收机的冗余观测信息进行一致性检验发现故障, 并能在规定时间内向用户告警^[3-5]。在民航实际运行过程中, 由于存在地形遮挡、干扰或可见卫星数较少等原因会导致卫星冗余信息不够而

无法满足完好性监测的要求; 因此, 为了增强完好性监测的能力, 可使用惯性导航系统 (INS) 等外部辅助信息^[6]。

惯性/卫星组合导航系统一方面弥补了卫星受环境限制导致的定位精度发散和无法定位的情况, 另一方面可以充分发挥 INS 工作相对独立, 导航信息采集不受外界环境限制, 短期定位精度高的优势, 从而提高组合导航精度, 增强导航系统的完好性^[7-8]。对于组合导航系统的完好性研究, 主要分为^[9-10]: 1) 基于当前历元信息的“快照”式算法, 如多解分离法 (multiple solution separation, MSS)^[11]、残差 χ^2 检验法 (residual chi-square test method, RCTM)^[12]; 2) 包含历史量测信息的“序贯”式算法, 如自主完好性检测外推法 (AIME)^[13]。

目前对于组合导航的完好性检测研究多针对的是在 INS 无故障前提下, GNSS 发生故障的情况。在实际情况中, 惯性导航系统作为飞机系统姿态的重要输出源, 若其发生故障且未被检测, 会对飞行

收稿日期: 2024-11-12; 修回日期: 2024-12-12

第一作者: 李永琦 (2000—), 男, 陕西人。

安全产生巨大的威胁。RTCA DO-384 规定,在 GNSS 数据可用的情况下,组合导航系统应该具备对惯性导航系统检测的能力^[14]。在假设卫星无故障情况下,笔者提出一种基于 AIME 和 RAIM 的故障检测方法(AIME-RAIM based test method, ARTM),用于检测导航系统的 INS 慢变故障,并与传统方法进行仿真对比,证明了该算法的优势。

1 RCTM 故障检测

残差 χ^2 检验法是基于组合导航卡尔曼滤波,使用新息构建检测统计量进行故障检测的一种方法。

惯性/卫星紧组合导航经过线性化处理后得到的系统方程为:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_k &= \Phi_{k/k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1}; \\ \mathbf{Z}_k &= \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k. \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{X}_k$ 为 n 维的状态向量; $\mathbf{Z}_k$ 为 m 维的量测向量; $\Phi_{k/k-1}$ 为 n 阶的状态转移矩阵; $\mathbf{H}_k$ 为 $m \times n$ 阶的量测矩阵; $\mathbf{W}_{k-1}$ 、 $\mathbf{V}_k$ 分别为系统噪声向量和量测噪声向量,均为零均值的高斯白噪声,且相互独立。

组合导航系统的卡尔曼滤波方程分为状态预测和量测更新 2 部分。

状态预测方程为:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{X}}_k &= \Phi_{k/k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}; \\ \mathbf{P}_{k/k-1} &= \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1}. \end{aligned} \quad (2)$$

量测更新方程为:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}; \\ \hat{\mathbf{X}}_k &= \bar{\mathbf{X}}_k + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \bar{\mathbf{X}}_k); \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k. \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\hat{\mathbf{X}}_{k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的最优估计值; $\bar{\mathbf{X}}_k$ 为状态一步预测值; $\mathbf{P}_k$ 为状态的协方差矩阵; $\mathbf{K}_k$ 为卡尔曼增益; $\mathbf{Q}_{k-1}$ 、 $\mathbf{R}_k$ 分别为系统噪声矩阵和量测噪声矩阵。

新息为 $\bar{\mathbf{r}}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \bar{\mathbf{X}}_k$ 。当系统无故障时,新息服从零均值的正态分布,方差为:

$$\mathbf{A}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k. \quad (4)$$

根据新息构造检测统计量:

$$T_d = \bar{\mathbf{r}}_k^T \mathbf{A}_k^{-1} \bar{\mathbf{r}}_k. \quad (5)$$

根据统计分布理论, T_d 服从自由度为 n 的卡方分布,按照卡方分布的原则,在卫星无故障和有故障的情况下,其具有不同的统计特性。

1) 无故障 H_0 : $E(\bar{\mathbf{r}}_k) = 0$, $T_d \sim \chi^2(n)$;

2) 有故障 H_1 : $E(\bar{\mathbf{r}}_k) \neq 0$, $T_d \sim \chi^2(n, \lambda)$ 。

在系统设定虚警率 P_{FA} 的情况下,根据卡方分

布概率密度函数 $f_{\chi^2(n)}(x)$ 得:

$$P(T_d < T | H_0) = \int_0^T f_{\chi^2(n)}(x) dx = 1 - P_{FA}. \quad (6)$$

比较 T_d 与 T 值即可判断当前惯导系统是否存在故障:当 $T_d > T$ 时,表示当前系统存在故障。

2 ARTM 故障检测

对于惯性/卫星组合导航系统而言,当卫星导航发生故障时,仅会影响量测更新过程;但当惯性导航发生故障时,不仅会影响量测更新,而且会污染整个卡尔曼滤波的过程^[15]。对于惯性导航的故障检测,需要使用卫星量测信息作为冗余进行检测,所以为避免惯性数据与卫星数据的强耦合,基于 RAIM 算法,使用惯性数据解算推导出虚拟伪距替换量测向量中特征斜率(Slope)最大的卫星所对应的量测值,这样可以减少惯导故障对整个导航系统的影响,且可以使用卫星信息作为正确的基准进行故障检测。

假设当前接收机观测到 n 颗可见卫星,则其伪距量测方程可表示为:

$$\rho_i = \sqrt{(x_i^e - x_u)^2 + (y_i^e - y_u)^2 + (z_i^e - z_u)^2} + c\delta t_u + \varepsilon_i. \quad (7)$$

式中: (x_i^e, y_i^e, z_i^e) 为第 i 颗卫星的 3 维 ECEF 位置; (x_u, y_u, z_u) 为用户接收机的位置; δt_u 为接收机钟差; ε_i 为伪距噪声误差。因为式中存在 4 个未知量,所以至少需要 4 颗可见卫星构建 4 个方程来求解未知量。将式(7)在估计值 (x_0, y_0, z_0) 进行泰勒级数展开,并忽略高阶项得到:

$$\rho_i = \rho_i^0 - e_{ix} \delta x - e_{iy} \delta y - e_{iz} \delta z + c\delta t_u + \varepsilon_i. \quad (8)$$

式中: $e_{ix} = \frac{x_i^s - x_0}{\rho_i^0}$; $e_{iy} = \frac{y_i^s - y_0}{\rho_i^0}$; $e_{iz} = \frac{z_i^s - z_0}{\rho_i^0}$; ρ_i

为第 i 颗卫星的伪距量测值; ρ_i^0 为估计点对应的伪距。

根据惯性解算可以推算出当前位置,进而可以转化为虚拟伪距 ρ_I ,形成新的量测方程:

$$\begin{bmatrix} \rho_1 - \rho_1^0 \\ \rho_I - \rho_{\text{slope}}^0 \\ \vdots \\ \rho_n - \rho_n^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_{ix} & e_{iy} & e_{iz} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_u \end{bmatrix} + \varepsilon. \quad (9)$$

根据最小二乘原理可以得到用户状态的最小二乘估值为:

$$\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z}. \quad (10)$$

进而将量测值与估计值进行比较可以得到伪距

的残差向量为:

$$\omega_k = Z_k - \hat{Z}_k = [I - H_k(H_k^T H_k)^{-1} H_k^T] \varepsilon = S_k \varepsilon. \quad (11)$$

式中 $S_k = I - H_k(H_k^T H_k)^{-1} H_k^T$ 为伪距残差向量 ω 与伪距噪声误差 ε 的转换矩阵。在无故障情况下, ω 服从均值为零, 方差为 σ_0^2 的正态分布。

为了更好地检验慢变故障, 将上述算法与 AIME 相结合。选取连续 N 个历元的残差向量和其对应的方差矩阵构建检验统计量:

$$s^2 = r^T \bar{C}^{-1} r. \quad (12)$$

式中:

$$r = \bar{C} \sum_{k=i}^{i+N} C_k^{-1} \omega_k; \quad (13)$$

$$\bar{C} = \left(\sum_{k=i}^{i+N} C_k^{-1} \right)^{-1}. \quad (14)$$

式中 C_k 为第 k 个历元残差向量的方差矩阵, 对于此方法而言, 可以将其看做由 σ_0^2 构成的对角阵。当惯导系统无故障时, s^2 服从中心卡方分布。反之, 当系统出现故障时, 则服从非中心卡方分布。

3 仿真结果及分析

建立惯性/卫星紧组合导航系统数字仿真平台对 2 种检测算法的有效性进行验证。虚警率 P_{FA} 设置为 $1 \times 10^{-5}/h$, 漏检率 P_{MD} 设置为 0.001, 随机生成飞行轨迹进行仿真, 飞行轨迹如图 1 所示, 飞行时间为 1 980 s。

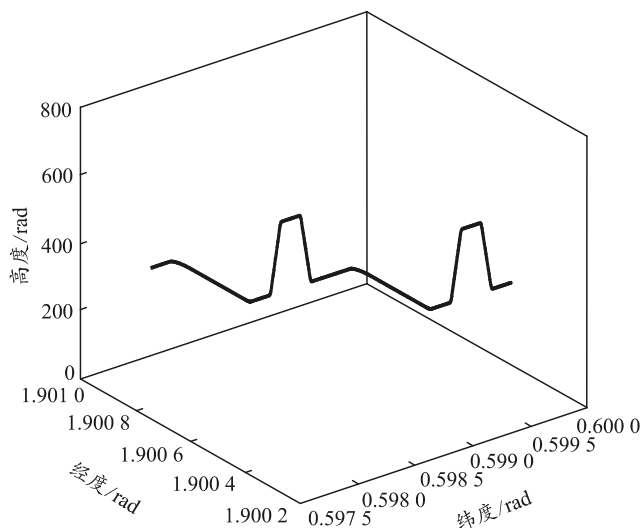


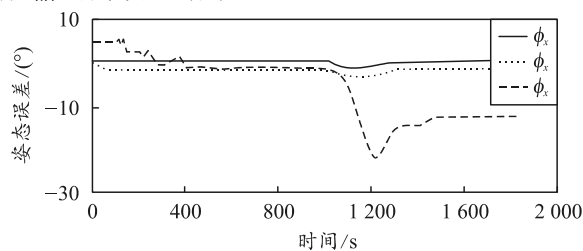
图 1 飞行仿真轨迹

GPS 输出频率为 1 Hz, 伪距随机误差均值为 0, 标准差为 2 m。INS 解算输出频率为 100 Hz, 其误差参数如下表 1 所示, 量测更新周期为 1 s。

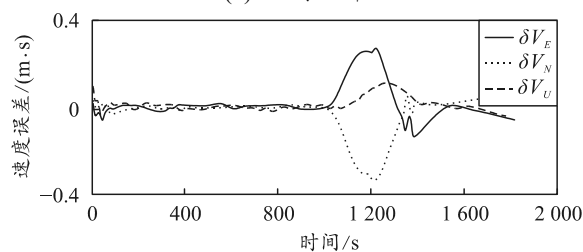
表 1 INS 误差参数

陀螺仪常值 零偏/($^{\circ}$ /h)	陀螺仪随机 游走/($^{\circ}$)/ $\sqrt{h}$)	加速度计常 值漂移/ μg	加速度计随机 噪声/(μg)/ $\sqrt{Hz}$)
0.001	0.001	30	5

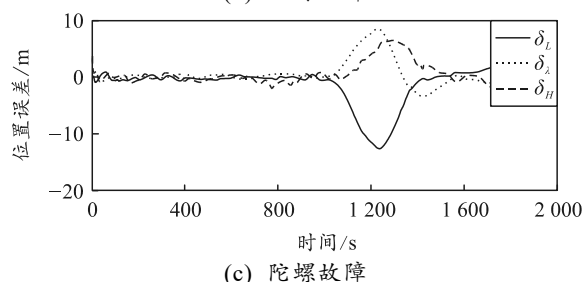
图 1 中可见, 卫星数目为 8 和 9 颗。进行惯性导航故障检测, 在 1 000~1 100 s 时向陀螺 3 轴注入 $1 (^{\circ})/h$ 的慢变故障, 图 2 展示了故障导致的组合导航输出的误差结果。



(a) 陀螺故障



(b) 陀螺故障



(c) 陀螺故障

图 2 $1 (^{\circ})/h$ 陀螺故障时组合导航误差

故障检测如图 3 所示。

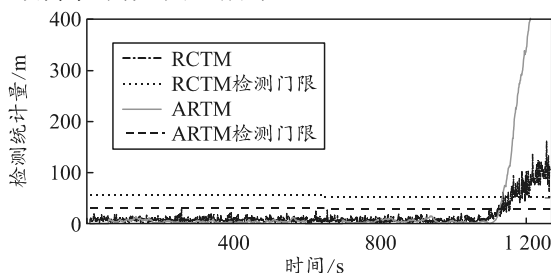


图 3 $1 (^{\circ})/h$ 陀螺故障时检测结果

从图 3 可以看出: 2 种方法在此故障情况下都检测出了故障, RCTM 在 1 108 s 检测出 INS 故障, ARTM 在 1 091 s 检测出故障。当在 1 000~1 100 s 时向陀螺 3 轴注入 $0.5 (^{\circ})/h$ 的慢变故障, 结果如图 4 所示。

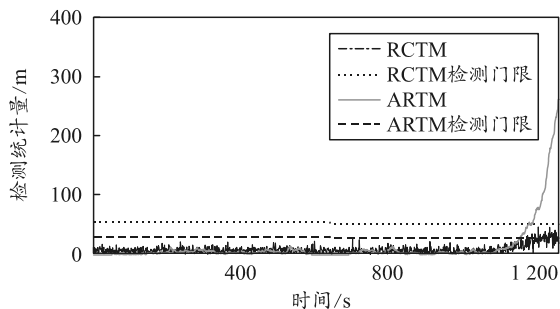


图4 0.5 (°)/h 陀螺故障时检测结果

从图4可以看出：ARTM在1146s后仍能稳定检测出故障，而RCTM并未检测出故障，对故障的检测效果明显变差。

通过上述仿真对比可以看出：对于慢变故障的检测，ARTM是优于RCTM的。进一步分析ARTM的检测效果，如图5所示。在1000~1100s向INS注入3组慢变故障：1) 0.7 (°)/h的陀螺故障、100 μg 的加计故障；2) 0.5 (°)/h的陀螺故障、100 μg 的加计故障；3) 0.5 (°)/h的陀螺故障、50 μg 的加计故障。

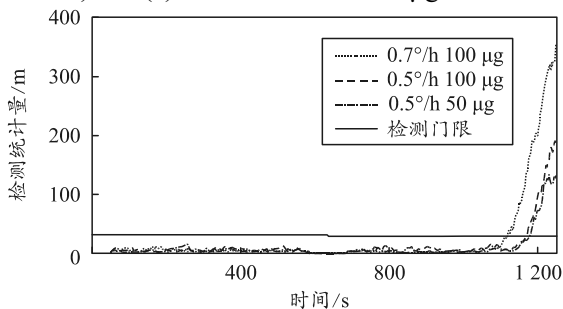


图5 不同故障 ARTM 检测结果

通过图5可以看出：分别在1119、1169以及1179s检测出故障，证明该方法不仅可以检测出惯性导航慢变故障，而且检测效果较好。

4 结论

针对惯性/卫星组合导航系统中需具备惯导故障检测的能力，提出了一种ARTM故障检测算法，解决了传统组合导航中只进行卫星故障检测而不检测惯性导航故障的问题。仿真实验结果证明：相较于RCTM故障检测法，该方法在INS慢变故障的检测上具有较好的优势，且该算法在陀螺和加速度计同时发生慢变故障时，仍然具有较好的检测效果，保障了惯性导航信息的有效性和可靠性。

参考文献：

- [1] ICAO. Performance based navigation (PBN) manual[Z]. Montréal Canada: ICAO, 2008.
- [2] CHEN M L, ZHAN X Q, LIU B Y, et al. GNSS vulnerability network risk assessment and alleviation strategies considering efficiency cost[J]. Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, 2018, 50(2): 161-173.
- [3] 吕宗平, 倪有德, 陈君, 等. 基于MHSS算法的ARAIM完好性和可用性预测[J]. 中国空间科学技术, 2017, 37(1): 41-48.
- [4] 柳敏. 基于RNP需求的大型客机导航信息综合处理及性能评估[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [5] 徐肖豪, 杨传森, 刘瑞华. GNSS用户端自主完好性监测研究综述[J]. 航空学报, 2013, 34(3): 451-463.
- [6] 黄晓瑞, 李波. 基于INS辅助的GPS接收机完善性检测算法[J]. 遥控遥测, 2003, 24(2): 42-45.
- [7] 蒋德杰. 基于惯性辅助卫星导航完好性监测研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [8] 刘海颖, 冯成涛, 王惠南. 一种惯性辅助卫星导航系统及其完好性检测方法[J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 775-780.
- [9] 柳敏, 赖际舟, 刘建业, 等. 基于SVR的惯性/卫星组合导航系统故障诊断方法[J]. 控制与决策, 2016, 31(10): 1889-1893.
- [10] NIKIFOROV I. Integrity monitoring for multi-sensor integrated navigation systems[C]. The ION GPS of Institute of Navigation. USA: Portland, Oregon, 2002.
- [11] BRENNER M. Integrated GPS/Inertial fault detection availability[C]. The Technical Meeting of the Satellite Division of the ION. USA: Alexandria, 1995.
- [12] BHATTI U I, OCHIENG W Y. Failure modes and models for integrated GPS/INS systems[J]. The Journal of Navigation, 2007, 60: 327-348.
- [13] DIESEL J, DUNN G. GPS/IRS AIME: certification for sole means and solution to RF interference[C]. The Technical Meeting of the Satellite Division of the ION. USA: Kansas, 1996.
- [14] RTCA. Minimum operational performance standards (MOPS) for GNSS aided inertial systems[Z]. Washington, DC: RTCA Inc, 2020.
- [15] JINSIL L, MINCHAN K, JIYUN L. Integrity assurance of Kalman-filter based GNSS/IMU integrated systems against IMU faults for UAV applications[C]. The Technical Meeting of the Satellite Division of the ION. Florida: Miami, 2018.