

文章编号: 1001-0920(2013)06-0884-05

基于子集 p 值检验的惯性/卫星紧组合多星故障识别方法

钟丽娜^{a,b}, 刘建业^a, 李荣冰^a, 王融^a

(南京航空航天大学 a. 导航研究中心, b. 金城学院, 南京 210016)

摘要: 传统的RAIM算法对多颗卫星同时发生故障的识别能力较差, 鉴于此, 提出一种基于子集 p 值检验的多卫星故障检测与识别方法. 该方法在惯导信息辅助的基础上, 采用 p 值检验对观测量子集进行显著性水平分析, 通过决策得到各卫星观测量质量值, 并进行故障识别和系统重构. 仿真结果表明, 该方法在可见星数 ≥ 5 时即可进行故障识别, 且对于多颗卫星同时发生故障的情况具有较好的识别效果, 提高了紧组合导航系统容错性和精度.

关键词: 紧组合; 故障检测; 故障识别; p 值

中图分类号: V249.3

文献标志码: A

Approach for identification of multiple faults in INS/GNSS tightly-coupled system based on subset p -value test

ZHONG Li-na^{a,b}, LIU Jian-ye^a, LI Rong-bing^a, WANG Rong^a

(a. Navigation Research Center, b. College of Jincheng, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China. Correspondent: ZHONG Li-na, E-mail: zhonglina@nuaa.edu.cn)

Abstract: Aiming at the deficiency of multi-fault identification of integrated navigation system with the traditional fault detection method, a fault detection and identification method based on subsets p -value test is presented. Basically assisted by inertial information, the method utilizes p -value to test the significant level of all subsets, and then calculates the quality values of all measurements based on the decision strategy. According to the quality value, the faulty satellites are identified. Theoretical analysis and simulation results show that the method and scheme presented provide the better performance of multiple faults identification, and can keep working in the condition of visible satellites' number ≥ 5 . The presented method improves the fault-tolerant ability and accuracy of INS/GPS tightly-coupled integrated navigation system.

Key words: tightly-coupled system; fault detection; fault identification; p -value

0 引言

惯性/卫星紧组合导航系统具有较好的精度、动态性能和容错性^[1]. 紧组合系统采用伪距、伪距率作为系统观测量, 观测信息质量对系统导航精度和可靠性有较大影响. 伪距、伪距率作为卫星导航系统的原始测量信息, 容易受到太空中摄动因素、卫星轨道误差、电离层、对流层和空间信号传输畸变等因素影响而产生故障^[2-3], 并且随着在轨导航卫星数的不断增加, 多通道接收机输出的原始测量信息同时发生故障的现象也随之增加. 因此, 为了保证紧组合导航系统的容错性和精度, 检测并有效识别多卫星信息同时发生故障的情况具有重要意义.

目前, 应用于组合导航系统卫星信息故障检测的

算法普遍采用基于当前历元观测量的“快照”法, 包括最小二乘残差法、奇偶空间法、距离比较法和解的最大间隔法等, 其中前3种方法本质上是等价的^[4-5]. 以上算法能够实现在一定虚警率、误警率下系统发生故障的检测, 但不能进行故障识别或只能识别单星故障^[6]. 随着在轨导航卫星数的增多, 单星故障识别已经无法满足导航需求, 尤其是涉及生命安全等的关键应用场合^[7]. 多故障识别可以通过假设检验法、最优奇偶矢量法等观测量子集检验得到^[8-10], 但上述算法的实施对观测量个数有限制(≥ 6), 且都假设所有观测量具有相同的统计特性, 未考虑发生故障后观测量质量下降对系统的影响.

本文针对多个导航卫星同时发生故障和发生故

收稿日期: 2012-02-15; 修回日期: 2012-04-12.

基金项目: 国家自然科学基金重大项目(91016019); 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金项目(BCXJ10-05).

作者简介: 钟丽娜(1981-), 女, 博士生, 从事惯性技术、组合导航系统的研究; 刘建业(1957-), 男, 教授, 博士生导师, 从事惯性技术、卫星定位、组合导航技术等研究.

障后导航系统故障信息对非故障信息污染导致其质量下降的情况, 研究了基于子集 p 值检验的紧组合导航系统多故障识别方法. 该方法基于假设检验 p 值理论, 通过子集遍历计算各观测量质量值, 实现多故障观测量的检测和识别. 利用组合导航多信息源的优势, 采用惯导等效观测信息辅助方法保证了该算法在 5 颗可见星下的有效性, 并考虑影响每颗卫星的噪声水平的相异性, 将反映噪声水平的归一化质量值用于卡尔曼滤波器进行系统重构, 从而降低了发生故障后无故障观测量受污染对系统产生的不良影响, 提高了多星故障情况下导航系统的容错性及精度.

1 惯导辅助故障检测的紧组合导航系统

在惯性/卫星紧组合导航系统中, 基于奇偶矢量的故障检测至少需要 5 颗可见星; 根据子集遍历、广义似然比等方法实现故障识别则要求卫星个数在 6 颗以上. 在紧组合系统中, 由于惯导位置和速度已知, 可将其等效成一个虚拟伪距进而实现观测量的扩维. 惯导等效信息始终作为有效信息保留, 使得故障识别算法在 5 颗可见星时也可以使用. 系统方案如图 1 所示.

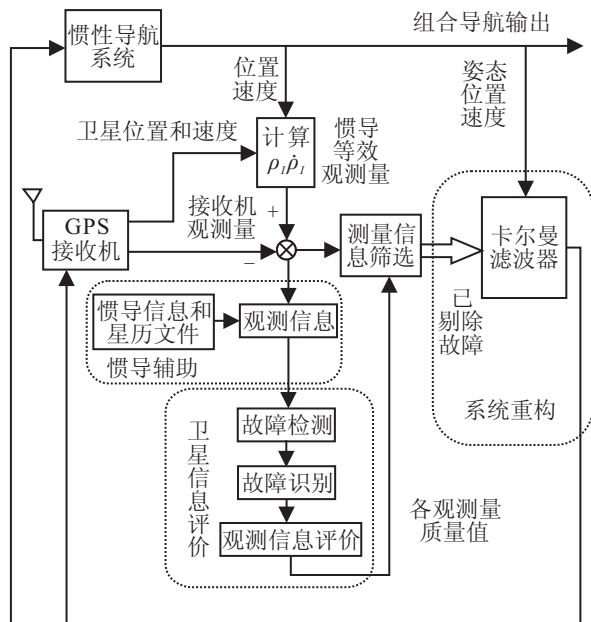


图 1 具有多卫星故障检测识别功能的紧组合系统方案

惯性/卫星紧组合导航系统以卫星导航的伪距和伪距率作为观测信息, 系统量测方程^[11]为

$$y = Gx + \varepsilon. \quad (1)$$

其中: y 为伪距和伪距率观测量; G 为观测矩阵; x 为紧组合导航系统状态量, 由位置误差、速度误差、惯性器件误差、GPS 接收机钟差和频差构成; ε 为量测噪声向量.

为了构造惯导等效的虚拟伪距, 在星历文件中选取一颗非可见星的卫星作为辅助卫星^[12], 根据所选卫

星信息与惯导信息计算产生辅助伪距 ρ_{INS} 等效. 将辅助伪距加入惯性/卫星紧组合导航系统, 有

$$\rho = [\rho_1 \ \rho_2 \ \cdots \ \rho_n \ \rho_{INS} \text{等效}], \quad (2)$$

其中 $\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_n$ 为 n 颗可见星的伪距, 加入惯导辅助伪距后扩展成 $n + 1$ 维. 相应的系统卡尔曼滤波器的观测量也扩展成 $n + 1$ 维, 即

$$y = r - \rho, \quad (3)$$

其中 r 为由 ECEF 坐标系中可见星 (n 颗) 和虚拟卫星位置与滤波估计位置计算得到的几何距离向量.

将式 (3) 线性化, 可以得到加入惯导伪距后的观测方程. 需要注意惯导等效观测信息中不存在钟差和频差, 因此观测阵中对应项应为 0, 系统观测方程为

$$H = \begin{bmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} & 0 & 1 & 0 \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ e_{n1} & e_{n2} & e_{n3} & 0 & 1 & 0 \\ e_{(n+1)1} & e_{(n+1)2} & e_{(n+1)3} & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

其中

$$e_{i1} = (x - x_i)/\rho_i, \quad e_{i2} = (y - y_i)/\rho_i,$$

$$e_{i3} = (z - z_i)/\rho_i, \quad i = 1, 2, \dots, n + 1,$$

分别为 n 颗可见星与虚拟卫星到接收机的方向余弦.

2 基于子集 p 值检验的故障识别算法和系统重构

子集检验是指通过子集遍历和显著性检验, 对系统观测量构成的子集进行异常值分析. 子集遍历是对系统观测量重新划分子集, 每个子集的显著性检验通过以奇偶矢量为基础的检验统计量计算显著性水平 p 值. p 值能够直接反应该子集的噪声水平, 在此基础上, 通过决策得到每个观测量的质量值. 以质量值作为故障识别和系统重构的依据, 从而实现同时发生的多故障识别功能与自适应噪声水平的系统重构.

2.1 多卫星故障检测与识别算法

对观测阵 G 进行 QR 分解得到奇偶空间矩阵, 将观测误差投影到奇偶空间即可得到奇偶矢量

$$p = Py = P\varepsilon. \quad (5)$$

p 为伪距和伪距率观测量的奇偶空间矢量, 它是观测量偏差和噪声信息的线性结合, 能直接反应故障卫星的偏差信息, 因此可以采用奇偶矢量构造检验统计量进行故障检测和识别. 在无故障的情况下, 奇偶矢量的平均值为零; 在有故障的情况下, 奇偶矢量平均值与观测量偏差矢量线性相关.

对惯性/卫星紧组合导航系统定义假设检验如下: 所有观测量都无故障时为 H_0 (零假设), 至少有 1 个观测量有故障时为 H_1 (备择假设). 采用 Rao 检验方

法^[13]构造检验统计量

$$T_R(\mathbf{p}) = \mathbf{p}^T \mathbf{p} / \sigma^2. \quad (6)$$

无故障时 $T_R(\mathbf{p})$ 服从自由度为 $n - 4$ (n 为观测量维数) 的中心卡方分布; 有故障时服从非中心卡方分布. 上述假设检验考虑了不同噪声对各观测量的影响程度不同, 在多源信息组合导航中用于识别不同噪声对不同观测量的影响.

假设检验中除检验统计量外, 另一个假设检验统计的重要指标是观测显著性水平 p 值^[14]. p 值代替了比较检验统计量和临界值大小的方法, 可以直接计算出犯弃真错误的概率. p 值定义为

$$m(\mathbf{p}) = F_0(T_R(\mathbf{p}) \geq T_R(\mathbf{p}_0)), \quad (7)$$

其中 F_0 为零假设下的概率. p 值 (用 m 表示其大小) 是指一个样本在零假设的条件下, 等于或超出给定观测值的概率, 即观测量与零假设符合或不符合的范围, m 值越小则越反对零假设.

为了对故障信息进行识别, 采用子集遍历计算各子集的 m 值, 再对每个观测信息进行归一化质量值计算. 算法具体流程如图 2 所示.

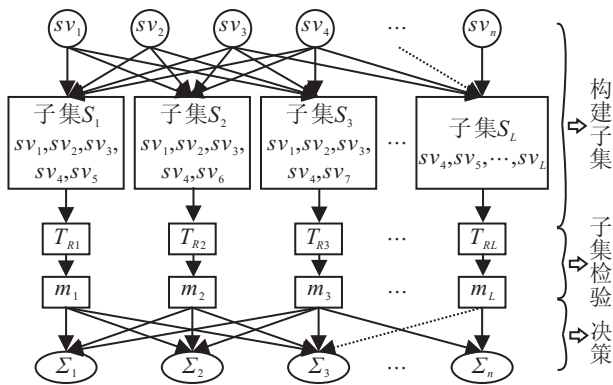


图 2 故障识别算法流程

对所有卫星进行子集划分, 为了保证冗余度, 以 5 颗星为一个子集. 计算各子集的 p 值, 然后计算各观测量的质量值. 算法步骤如下.

Step 1: 子集设定. 假设有 n 颗卫星, 以 5 颗为一组进行子集划分, 以确保冗余度, 子集个数为 $L = C_n^5$.

Step 2: 子集检验. 构造子集 $(S_1, S_2, \dots, S_i, \dots, S_L)$, 并计算各子集奇偶矢量的 p 值, 由于显著性水平与奇偶矢量的值线性相关, 奇偶矢量反映了观测信息故障幅值, 所以 p 值可以用来检验子集故障.

Step 3: 决策. 通过叠加各观测量所在子集的 p 值反映该观测量的噪声水平, 叠加结果称为质量值. 质量值越高, 表明观测量越可靠; 质量值越低, 表明观测量受污染程度越严重.

需要注意的是, 质量值是观测量误差的相对值, 而不是绝对值, 得到的每一个观测量的质量值不仅取

决于自身噪声水平, 也与其他观测量噪声水平高度相关, 即无故障观测量会受到污染. 因此, 在同步多故障发生时, 质量值可以同时作为故障识别和观测量噪声水平评价的依据.

2.2 系统重构方案设计

对惯性/卫星紧组合系统进行故障检测、识别后, 需要依据故障情况对系统进行重构. 传统的重构方法是直接排除故障信息, 利用剩余观测信息进行导航定位解算. 但由于各观测量之间是相互影响的, 该方法只能去掉故障信息而不能表征故障信息对可靠信息的影响程度. 本文的故障检测识别算法得到的归一化质量值与观测量噪声水平负相关, 因此可以将其作为观测量的权重系数.

将故障排除与质量值加权相结合, 排除故障信息后, 所有剩余有效观测量的归一化质量值作为观测方程中观测量的加权系数加入, 这样可以提高质量高的观测量权重, 降低质量低的观测量权重, 从而提高系统定位精度, 有

$$\mathbf{y}_{\text{重构}} = [y_1 q_1 \ y_2 q_2 \ \dots \ y_k q_k]. \quad (8)$$

其中: y_1, y_2, \dots, y_k 为可用卫星对应观测量; q_1, q_2, \dots, q_k 为可用卫星对应观测量的归一化质量值; k 为可用卫星数, 其值为可见星数与故障卫星数之差.

3 仿真与分析

3.1 多卫星故障检测识别算法仿真结果

为了验证子集 p 值检验多星故障识别算法和系统重构方法, 进行仿真研究. 惯性/GPS 紧组合系统仿真采用动态航迹, 中等精度惯性器件; GPS 伪距残差为 20 m, 不考虑卫星几何精度的影响. 在 0 ~ 1 000 s 内设置卫星故障仿真条件时考虑如下因素: 总可见星数目为 9, 故障星数目变化、故障幅值变化、故障持续时间变化, 最大同步卫星故障数为 3. 在上述仿真条件下得到的故障卫星观测量归一化质量值如图 3 所示. 由图 3 可见, 在对应发生故障的时刻, sv_1, sv_4, sv_5, sv_6 的归一化质量值有明显下降, 这表明发生故障后观测信息噪声加大, 其对应质量值下降. 在 450 ~ 500 s 时段, sv_4, sv_5, sv_6 同时发生故障, 3 颗卫星归一化质量值下降程度较大. 在 700 ~ 1 000 s 时段, sv_1 发生故障且幅值较大, 持续时间较长, 对应归一化质量值下降非常明显, 这表明故障持续时间越长, 对应观测量噪声加大越明显, 质量值下降也越明显. 此时卫星 4 ~ 卫星 6 没有发生故障, 但其质量值也有所下降, 这表明发生故障后, 非故障卫星也会受到污染.

由上述仿真可知, 故障幅值越大, 持续时间越长, 同时发生故障的卫星数越多, 观测量受影响程度就越大, 其质量值越小. 此外, 非故障卫星观测量也受到污

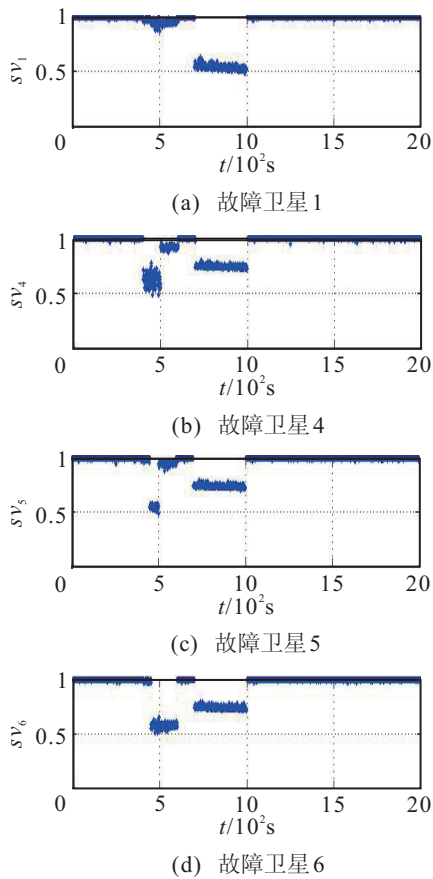


图3 故障卫星的归一化质量值

染,即使本身无故障,其对应观测量质量值也会下降.

对故障条件下紧组合导航系统进行故障检测、识别和系统重构后的仿真结果如图4所示.仿真结果表明,在同时发生故障卫星的数目达到3颗、不同时段故障幅值和持续时间不同的情况下,紧组合导航系统位置定位精度在10m级.

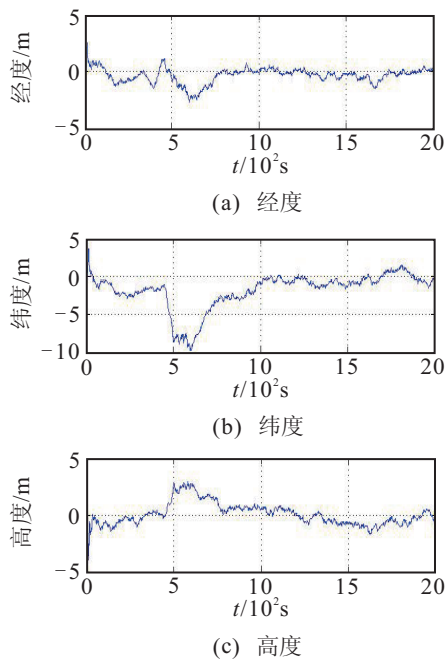


图4 紧组合系统位置误差曲线

图4中,位置误差在450~550s处有跳变,对应图3和图4可以看出,此时有3颗卫星同时发生故障,导致了误差跳变.同时,发生故障的卫星数目越多,可用星数越少,定位误差越大.随后的故障识别、排除和卡尔曼滤波器的快速收敛,使得精度趋于正常.仿真结果表明,经过故障处理和系统重构,系统能够在多故障存在的情况下保证正常的工作精度.

3.2 惯导辅助故障检测、识别仿真结果

在第3.1节的基础上,考虑条件更加恶劣的可见星只有5颗的情况,采用惯导辅助方案进行系统仿真.系统仿真条件与第3.1节相同,可见星设为5颗,卫星5在450~550s之间发生故障,故障幅值为200m,仿真结果如图5所示.

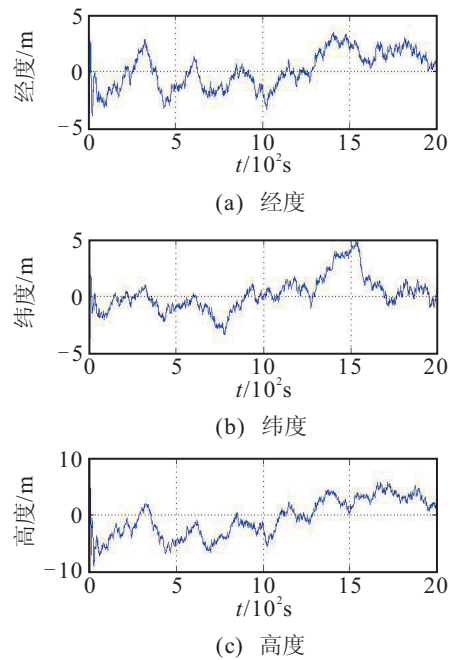


图5 惯导辅助故障检测的紧组合系统位置误差曲线

图5显示,定位精度在10m级,具备无故障条件下系统的定位精度水平.仿真结果表明,惯导辅助GPS的故障识别方法是有效的.

从上述仿真结果可以看出,系统性能与故障检测识别算法直接相关,对故障进行处理后,惯性/卫星紧组合导航系统精度和可靠性得到了有效提高.仿真过程中发现,对于单颗、双颗卫星故障,识别非常准确;3颗以上故障星,识别效果下降.故障识别效果与故障幅值、故障持续时间、同时发生故障的卫星数目都直接相关.对于小幅值的故障,由于紧组合系统卡尔曼滤波器自身最优估计特性,对系统产生影响有限;故障幅值越大,越容易识别;故障持续时间越长,质量值下降越明显;同步故障卫星数较多,故障卫星会污染其他观测量,导致观测量整体质量值下降,不易识别.在多颗卫星同时存在故障的恶劣条件下,基于子集

验的多故障识别能有效识别故障卫星,在识别并隔离故障卫星信息的基础上,依据质量值的系统重构方案能够降低故障污染的影响,提高了紧组合系统在多卫星故障条件下的精度。

4 结 论

当前,对惯性/卫星紧组合导航系统容错性能的需求不断提高,本文针对多星故障情况下的识别问题,提出了一种基于子集遍历和质量值的多故障检测与识别方法——子集 p 值检验法,并引入惯导信息作为辅助以实现其在少星情况下的可用性。在多颗卫星发生故障且故障幅值、持续时间不同的条件下进行仿真,仿真结果表明,该方法在可见星数 ≥ 5 时即可进行故障识别,提高了多故障卫星情况下的故障识别能力,降低了故障观测信息对组合导航系统的影响,提高了组合导航系统容错性及精度,对于增强复杂恶劣环境下惯性/卫星紧组合导航的性能具有重要意义。

参考文献(References)

- [1] Jennifer D G. GPS/INS generalized evaluation tool (GIGET) for the design and testing of integrated navigation systems[D]. California: School of Engineering, Stanford University, 2003.
- [2] Umar I B, Washington Y O. Failure modes and models for integrated GPS/INS systems[J]. J of Navigation, 2007, 60(2): 327-348.
- [3] Elliott D K. GPS 原理与应用[M]. 第 2 版. 北京: 电子工业出版社, 2008: 257-261.
(Elliott D K. Understanding GPS: Principles and applications[M]. The 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2008: 257-261.)
- [4] Washington Y O, Feng Shao Jun. User level integrity monitoring and quality control for high accuracy positioning using GPS/INS measurements[J]. J Global Positioning Systems, 2008, 7(2): 104-114.
- [5] 许龙霞, 李孝辉. 基于接收机钟差的 GPS 完好性自主检测算法[J]. 宇航学报, 2011, 32(3): 537-542.
(Xu L X, Li X H. GPS autonomous integrity monitoring method based on receiver clock bias[J]. J of Astronautics, 2011, 32(3): 537-542.)
- [6] Wang Jin Ling, Pieter B O. On the availability of fault detection and exclusion in GNSS receiver autonomous integrity monitoring[J]. J of Navigation, 2009, 62(2): 251-261.
- [7] Umar I B, Wahington Y O. Performance of rate detector algorithms for an integrated GPS/INS systems in the presence of slowly growing error[J]. GPS Solutions, 2011, 16(3): 293-301.
- [8] Schroth G, Rippl M, Ene A. Enhancements of the range consensus algorithm[C]. Proc of the ION GNSS Conf. Savannah, 2008: 93-103.
- [9] Patino L L, Rohmer G. Approach for detection and identification of multiple faults in satellite navigation[C]. Proc of the ION PLANS Conf. California, 2010: 221-226.
- [10] 张强, 张晓林, 常啸鸣. 用于卫星导航多星故障识别的新方法[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1239-1244.
(Zhang Q, Zhang X L, Chang X M. New method for satellite navigation identifying simultaneous multi-faulty satellites[J]. Aeronautic et Astronautic Sinica, 2008, 29(5): 1239-1244.)
- [11] 刘建业, 曾庆化, 赵伟. 导航系统理论与应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010: 350-355.
(Liu J Y, Zeng Q H, Zhao W. Navigation system theory and application[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2010: 350-355.)
- [12] Elston R. On fisher's method of combining p values[J]. J of Biometrical, 2007, 33(3): 339-345.
- [13] Hubbard R, Bayarri M. Confusion over measures of evidence (p 's) versus errors (α 's) in classical statistical testing[J]. The American Statistician, 2003, 57(3): 171-178.
- [14] 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.
(Liu H Y, Feng C T, Wang H N. Method of inertial aided satellite navigation and its integrity monitoring[J]. J of Astronautics, 2011, 32(4): 775-780.)