

文章编号: 1001- 2486(2010) 05- 0049- 05

基于星间链路 GNSS 自主完好性加权算法^{*}

林益明¹, 初海彬², 秦子增¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 全球卫星导航系统在自主导航工作模式下, 传统的地面支持完好性系统无法满足用户的完好性要求。因此提出一种基于星间链路的全球卫星导航系统(GNSS)自主完好性加权算法, 通过改进稳健估计理论中的 M- 估计对星间链路测距加权的计算方法, 降低故障卫星星间测距值的影响, 以保持星座自主时间同步和精密定轨处理的连续、稳定与精度。仿真结果表明, 在一颗及两颗故障卫星情况下, 基于星间链路的 GNSS 自主完好性加权算法, 可以有效地消除故障卫星对自主导航精密定轨的影响, 星座具有与无故障时相当的自主定轨精度。

关键词: GNSS; 星间链路; 自主导航; 完好性

中图分类号: TN927. 23 **文献标识码:** A

GNSS Autonomous Navigation Integrity Weighted Technique Base On Crosslink

LIN Yi-ming¹, CHU Hai-bin², QIN Zi-zeng¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Under GNSS autonomous navigation mode, traditional system cannot support integrity services. Therefore, a GNSS autonomous navigation integrity weighted technique based on crosslink has been developed, using the modified weight matrix of robust M-estimator for crosslink range degrading by failure satellite. Results show that it can ensure autonomous navigation services precision with continuous stable autonomous orbit determination and time synchronization. Simulation of this technique suggests that it can effectively remove effects of autonomous orbit determination by failure satellite, which has the same orbit determination precision of healthy constellation.

Key words: GNSS(Global Navigation Satellite System); crosslink; autonomous navigation; integrity

在未来全球卫星导航系统中, 考虑到卫星导航系统对抗的逐步升级, 地面站有可能被摧毁或出现故障, 为此需要全球卫星导航系统在无地面站支持条件下, 具备自主精密定轨和时间同步能力^[1], 并且在一定的时间内保持导航定位服务精度, 也就是所谓的自主导航功能。自主导航是指导航星座卫星在长时间得不到地面测控系统支持的情况下, 通过双向测距、数据交换以及星载处理器滤波处理, 不断修正地面站注入的星历及时钟参数, 并自主生成导航电文, 满足用户高精度导航定位应用需求的实现过程^[2]。美国 GPS 系统在 20 世纪 80 年代到 90 年代开展自主导航技术, 并且在 1997 年开始发射的 BLOCK IIR 卫星上已装备了星间链路设备^[3-4], 截至目前已经有约 20 颗具备星间链路的卫星在轨运行, 已经初步具备自主导航能力。

在自主导航运行期间, 为了保证服务的可靠性, 卫星必须具备自主完好性监测能力, 也就是必须具备故障告警的能力。在自主导航期间没有地面站支持, 与传统的完好性监测技术存在较大差异。传统的全球卫星导航系统完好性监测的方法可分为两类, 一类是内部方法, 另一类是外部方法^[5]。内部方法是用内部传感器信息来实现完好性监测, 例如用 GPS 接收机内部的余度信息, 或者其它辅助信息, 如气压高度表、惯导等。目前发展较为成熟的接收机自主完好性监测(RAIM)就属于内部方法, 是利用接收

* 收稿日期: 2010- 04- 09

作者简介: 林益明(1971—), 男, 博士生。

机内部的余度测量来实现故障检测和识别的。不过,它要求较为苛刻,需要几何关系较好的五颗星来检测是否有故障,几何关系较好的六颗星来识别出故障卫星。外部方法则是在地面设置监测站,监测GPS卫星的状况,当然也包括监测系统本身的故障因素,然后发播给用户。该方法最早称为GPS完好性通道(GIC),仅进行GPS系统的完好性监测。当前的广域增强系统(WAAS)和局域增强系统(LAAS),地面监测站在确定误差改正数的同时,也给出改正数的完好性信息。

与传统的完好性技术不同,自主导航期间没有地面站支持,因此无法采用WAAS系统地面监测信号质量。另外,LAAS系统和用户机RAIM技术也无法适用,因为如果卫星出现故障而不及及时进行相关的完好性处理,那么卫星故障将会引起星间链路测距值异常,从而会严重导致星座卫星自主时间同步和精密定轨结果发散,导致星座系统无法提供正常的导航定位服务,并且这种后果是不可逆的,在自主导航期间无法自主恢复。因此,本文提出基于星间链路GNSS自主加权完好性算法,为了保证星座自主导航的正常运行,避免异常和故障卫星影响星座其他卫星正常的星间测距和自主导航,基本思想是对星间测距值进行加权处理,为此引入经典统计理论的M估计加权算法作为星间链路完好性监测的处理方法,降低异常或故障卫星测距值对星座其他卫星的自主定轨和时间同步影响,提高系统的完好性,避免星座自主导航出现不可逆的结果。

1 M-估计加权算法

M-估计加权算法^[6-7],可以通过标准的最小二乘算法进行计算。解算用户与其他卫星的伪距(ρ)与伪距变化率($\dot{\rho}$)测量值由下式计算:

$$\rho = \left[\left(X_u - x_s \right)^2 + \left(Y_u - y_s \right)^2 + \left(Z_u - z_s \right)^2 \right]^{1/2} + b \quad (1)$$

式中, $\left(X_u, Y_u, Z_u \right)$ 为其他卫星的位置矢量; $\left(x_s, y_s, z_s \right)$ 为用户位置矢量; b 为卫星间时钟偏差,通过自主时间同步算法可以消除。

由上式可看出,系统模型的测量方程 $Z_k = h \left[X_k, k \right] + V_k$ 是非线性的,其中测量噪声 V_k 为零均值白噪声, k 为时间序列指数。围绕标称状态把测量方程中的非线性函数 $h[\cdot]$ 进行泰勒级数展开,取其一阶近似,可得到线性化的测量方程:

$$\Delta Z_k = H \Delta X_k + s_k + v_k \quad (2)$$

式中, v_k 为测量白噪声; s_k 为由于干扰信号引起的误差量; ΔZ_k 为真实测量伪距与通过估计的伪距差向量; ΔX_k 为真实值与估计值之间的向量差; H 是向量函数 $h[\cdot]$ 的雅可比矩阵,也称为观测矩阵,其元素为测量量对每一个状态量的偏导。

对于线性化的测量方程,残差的 $f(\cdot)$ 函数和可以写成

$$\sum_i^n \left(\Delta Z_{ki} - h_i \Delta X_k \right) = \sum_i^n \left(e_i \right) \quad (3)$$

式中, $f(\cdot)$ 为标量函数; n 为在每一个时刻 k 的测量量个数。

最小化残差的 $f(\cdot)$ 函数和,即

$$\hat{\Delta X}_k = \min_{x_k} \sum_i^n \left(\Delta Z_k - H \Delta \hat{X}_k \right) \quad (4)$$

上式的推导结果如下所示:

$$\sum_{i=1}^n \Psi \left(\Delta Z_{ki} - h_i \Delta \hat{X}_k \right) h_{ij} = \sum_{i=1}^n \Psi \left(e_i \right) h_{ij} = 0 \quad (j = 1, 2, \dots, m) \quad (5)$$

这就是M-估计, $f(\cdot)$ 通常是一个非负的对称函数, $\Psi(\cdot)$ 是 $f(\cdot)$ 对于未知状态矢量的导函数,描述了测量误差对解算结果的影响。 h_i 是观测矩阵 $H = \left[h_{ij} \right]$ 的第 i 行,即 $h_i = h_{i1}, h_{i2}, \dots, h_{im}$,其中, m 为未知状态的个数。式(5)可以重写为

$$\sum_{i=1}^n h_{ij} e_i \frac{\Psi \left(e_i \right)}{e_i} = 0 \quad (j = 1, 2, \dots, m) \quad (6)$$

$$D(e_i) = \frac{\Psi(e_i)}{e_i} \quad (7)$$

则式(7)变为

$$H^T D(e) e = 0 \quad (8)$$

式中, $D(e) = \text{diag}[D(e_1), D(e_2), \dots, D(e_n)]$ 。

常用的估计算法为最小二乘估计算法, 最小化残差的平方和, 即 $\min_{x_k} \sum_{i=1}^n (\Delta Z_{ki} - h_i \hat{\Delta X}_k)^2$, 从而得到 $H^T e = 0$, 可以看出最小二乘估计与 M- 估计的根本区别就是测量残差在 M- 估计中被加权处理了。

由 $e = H \Delta X_k - \Delta Z_k$, 式(8)可写成

$$(H^T D(e) H) \Delta X_k = H^T D(e) \Delta Z_k \quad (9)$$

可以看出, 式(9)是标准的加权最小二乘正规方程, 则其最小二乘解为

$$\hat{\Delta X}_{kM} = (H^T D(e) H)^{-1} H^T D(e) \Delta Z_k \quad (10)$$

当星座中存在卫星异常时, 为了保证卫星导航系统自主导航仍然能够提供精确的导航结算结果, $D(e)$ 需要满足以下条件: 星间链路测量误差越大, 对状态解算结果的影响越小, 即加权因子 $D(e)$ 越小; 当不存在干扰的情况下, 加权因子取值为 1。

适用于最小二乘导航解算系统的 M- 估计加权矩阵为

$$D(e_i) = \begin{cases} 1 & |e_i| < 1 \\ 1/|e_i| & 1 \leq |e_i| < 2 \\ \frac{1}{2} \exp\left[1 - \frac{e_i^2}{4}\right] & |e_i| \geq 2 \end{cases} \quad (i = 1, \dots, n) \quad (11)$$

M- 估计算法的计算过程中, 需要根据前一时刻的卡尔曼状态估计结果 \hat{X}_{k-1} 计算当前时刻的测量估计值 \hat{Z}_k 以及 $\Delta Z_k = Z - \hat{Z}_k$, 进而通过最小二乘迭代得到 $\hat{\Delta X}_{kM}$ 。由于 $D(e)$ 是未知量的函数, 所以整个计算过程是最小二乘反复迭代加重的过程。由于最小二乘估计的误差较大, 因此当存在欺骗干扰时, 误差 $e = H \Delta X_k - \Delta Z_k$ 非常容易落入以上加权矩阵的第三区间, 而指数衰减过于陡峭, 直接的结果就是使加权值趋近零, 干扰信号越大, 指数衰减越剧烈, 甚至导致 Kalman 滤波运算发散。另外, 在工程实现上, 卫星计算资源有限, 特别是指数运算实现过程中比较复杂。因此, 为了简化加权因子的工程实现方法, 根据加权因子与干扰信号成反比例的关系, 可以考虑上式在第三区间的权函数采用类似于第二区间的导函数, 则 $D(e)$ 可由以下准则得出:

$$D(e_i) = \begin{cases} 1 & |e_i| \leq 1 \\ \frac{1}{|e_i|} & 1 < |e_i| \leq a \\ \frac{1}{b \cdot |e_i|} & |e_i| > a \end{cases}, \quad i = 1, \dots, n \quad (12)$$

式中, 参数 a 和 b 为常数, 通过仿真确定 a 和 b 的参数值。

2 基于星间链路卡尔曼自主加权完好性算法设计

系统的状态方程为^[8]

$$X_k = \Phi X_{k-1} + G W_{k-1} \quad (13)$$

式中, W_{k-1} 为过程噪声; Φ 为状态转移矩阵; (X_u, Y_u, Z_u) 为观测在 ECEF 坐标系中的三个位置坐标; b 为时钟偏差。

预测方程为

$$\hat{X}_k^- = \Phi \hat{X}_{k-1} \quad (14)$$

$$P_k^- = \Phi P_{k-1} \Phi^T + Q_{k-1} \quad (15)$$

式中, P_k^- 为误差协方差矩阵; Q_k 为系统过程噪声非负定协方差阵;

在状态更新过程中, $(Z_k - \hat{Z}_k)$ 由加权矩阵 D 来调整, 以减小测量误差对状态估计的影响:

$$V_k = D(Z_k - \hat{Z}_k) \tag{16}$$

$$\alpha_k = H_k P_k^- H_k^T + R \tag{17}$$

式中, R 为系统测量噪声正定协方差阵; V_k 为测量余量; α_k 为测量余量协方差。

增益矩阵为

$$K_k = P_k^- H_k^T / \alpha_k \tag{18}$$

估计过程为

$$\hat{X}_k = \hat{X}_k^{-/+} + K_k V_k \tag{19}$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \tag{20}$$

式中, I 为单位矩阵; \hat{X}_k 为估计的状态矢量; P_k 为估计的误差协方差矩阵。算法流程如图 1 所示。

3 算法仿真

3.1 仿真条件

星座仿真采用 GPS 星座进行仿真, 主要参数包括: 24 颗卫星、轨道高度 26 561.750km、轨道平面倾角 55° 、轨道偏心率 0° 、星间链路测距精度为 0.3m (1ns)、自主导航观测时间间隔 1h。

3.2 单颗卫星异常情况仿真

以下仿真假定异常情况均发生在 PRN3(轨道面 C), 仿真时间为 200h, 卫星异常发生在 50~ 200h。分别仿真 2 个轨道平面内卫星的轨道情况, 每个轨道面选择卫星: PRN27(轨道面 A)、PRN7(轨道面 C), 如图 2、图 3 和图 4 所示。

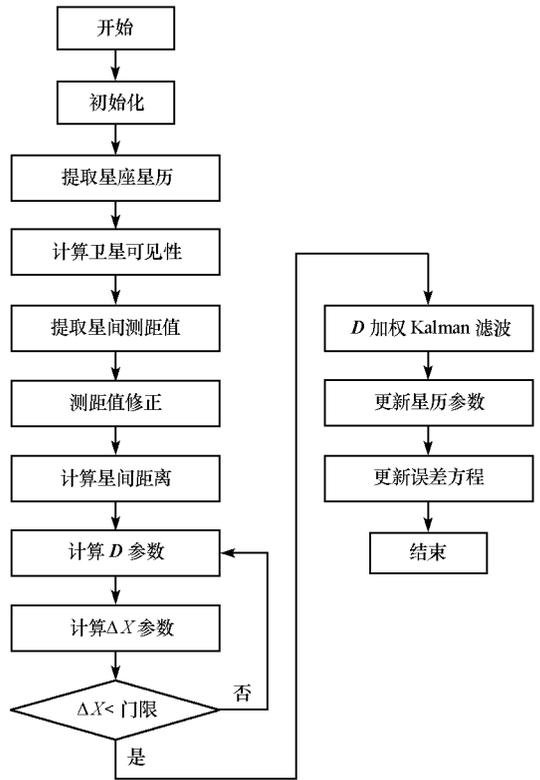


图 1 完好性算法流程图

Fig. 1 Integrity algorithm flow chart

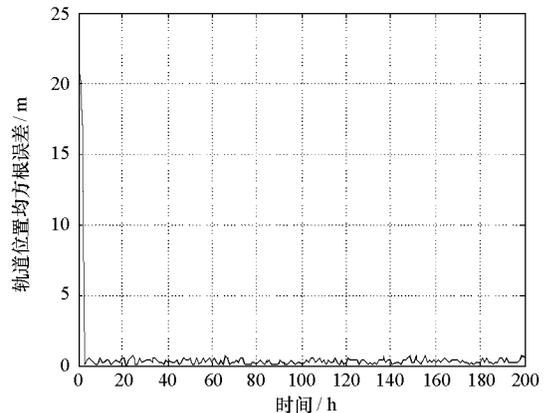
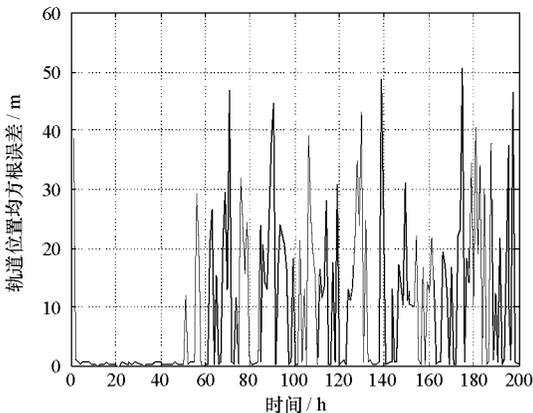


图 2 PRN27(轨道面 A) 仿真结果

Fig. 2 PRN27 (orbital plane A) simulation results

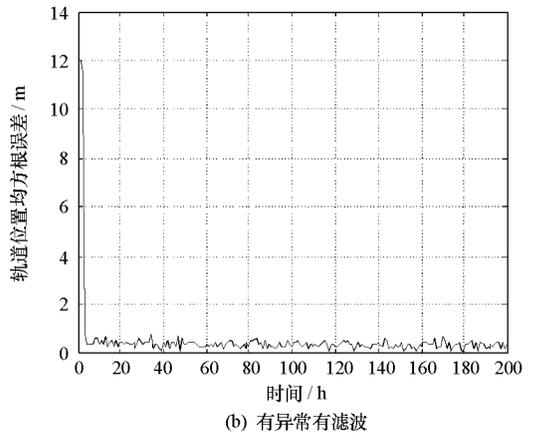
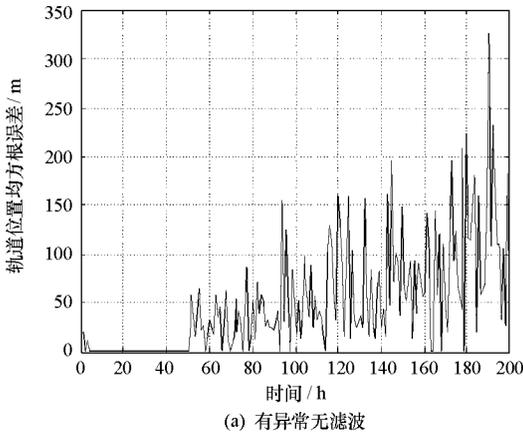


图3 PRN7(轨道面C)仿真结果

Fig. 3 PRN7 (orbital plane C) simulation results

从仿真结果可以看出, 当单颗卫星发生异常, 两个轨道面卫星的轨道位置均方根误差都发生大幅增长, 并且对每个轨道平面卫星影响不同; 当采用 M 估计加权滤波的算法, 该误差可以被极大抑制。

3.3 两颗卫星异常情况仿真

以下从两个算例开展对两颗卫星异常情况的仿真: 两颗异常卫星同轨道面, 两颗卫星异轨道面。仿真时间为 200h, 卫星异常发生在 50~ 200h。

算例一: 两颗异常卫星同轨道面: PRN14(轨道面 E), PRN16(轨道面 E)。图 5 为有异常无滤波和有异常有滤波情况下的全星座对比仿真结果(除异常卫星)。

算例二: 两颗异常卫星异轨道面: PRN22(轨道面 B), PRN15(轨道面 D)。图 6 为有异常无滤波和有异常有滤波情况下的全星座对比仿真结果(除异常卫星)。

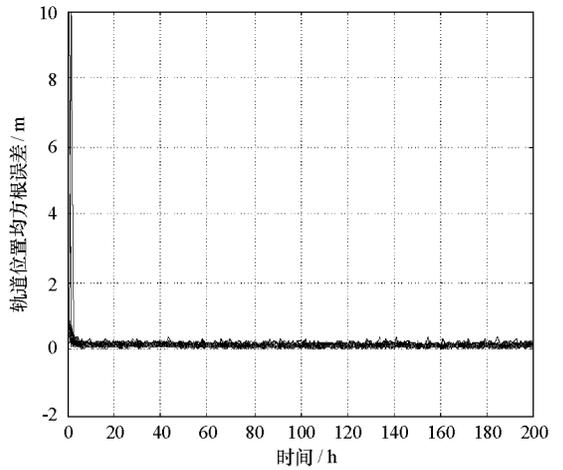


图4 所有卫星(除异常卫星)的滤波仿真结果
Fig. 4 All satellites (except for unusual satellite) filter simulation results

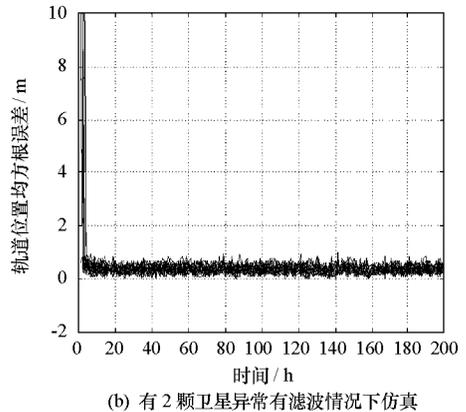
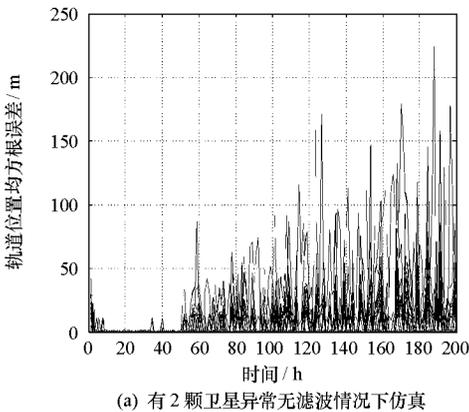


图5 两颗同轨道面卫星异常星座仿真结果

Fig. 5 Two same orbital plane abnormal satellite constellation simulation results

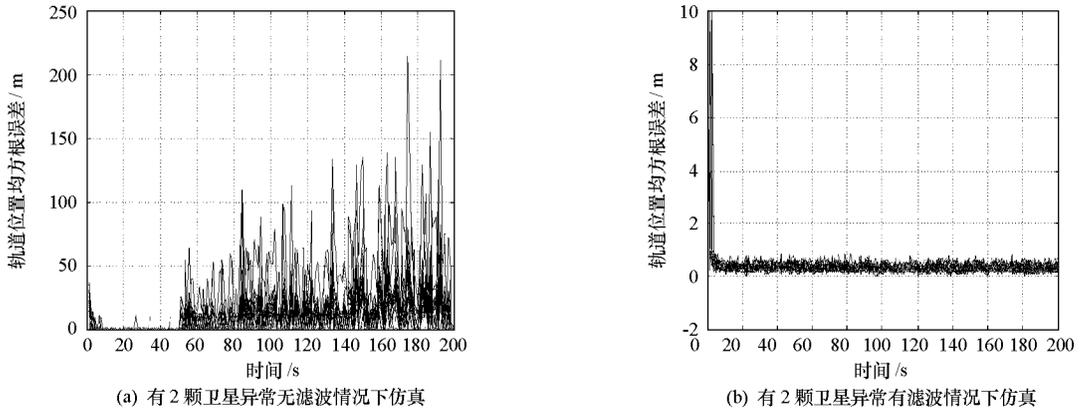


图 6 两颗异轨道面卫星异常仿真结果

Fig. 6 Two different orbital plane abnormal satellite constellation simulation results

通过上述仿真结果可以看出,当两颗相同轨道卫星出现异常时,通过加权处理算法可以有效地抑制故障卫星对健康卫星的影响;当两颗不同轨道卫星出现异常时,通过加权处理算法也可以有效地抑制故障卫星对健康卫星的影响,所以可以看出,当发生两颗卫星异常时,本文设计的算法可以有效地抑制异常星座对健康卫星轨道位置保持的影响。

4 结论

本文提出了基于星间链路 GNSS 自主加权完好性算法,分析了经典统计 M 估计算法,结合自主导航定轨的 Kalman 滤波处理算法提出基于星间链路完好性加权处理算法,给出了算法处理流程。仿真表明,当发生单颗卫星故障或两颗卫星故障时,通过本文设计的加权处理算法,可以有效抑制故障卫星对星座轨位保持的影响,防止故障卫星引起误差进一步扩散,使星座卫星精密定轨维持在正常水平,保持星座系统的自主导航能力。

参考文献:

- [1] Maine K, Anderson P, Langer J. Crosslink for the Next-generation GPS[J]. IEEE, 2003(4): 1589- 1596.
- [2] 帅平, 曲广吉, 陈忠贵. 导航星座自主导航技术研究[J]. 中国工程科学, 2006, 8(3).
- [3] Fisher S C, Ghassemi K. GPS IIF—The Next Generation[J]. Proceedings of the IEEE, 1999, 87(1): 24- 47.
- [4] Petzinger J, Reith R, Dass T. Enhancements to the GPS Block IIR Inekeeping System[C]//34th Annual Precise Time and Time Interval (PTTI) Meeting, 2002: 89- 98.
- [5] Eissfeller Z T B, Lohnert E, Wolf R. Analyses of Integrity Monitoring Techniques for a Global Navigation Satellite System(GNSS- 2) [C]// IAIN World Congress- iON Annual Meeting, 2000: 117- 127.
- [6] Scott L. Anti-spoofing and Authenticated Signal Architectures for Civil Navigation Systems[C]//Proceedings of ION GPS, Institute of Navigation, September 2003: 1543- 1552.
- [7] Huber P J. Robust Statistics[M]. New York: John Wiley & Sons, 1981.
- [8] Hampel F R, et al. Robust Statistics: The Approach Based on Influence Function[M]. New York: John Wiley & Sons, 1986.
- [9] 付梦印, 邓志红, 张继伟. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用[M]. 北京: 科学出版社, 2004.