

卫星自主完好性监视算法研究

Research on the Satellite Receiver Autonomous Integrity Monitoring Arithmetic

王 丹¹ 马航帅¹ 孙晓敏¹ 秦永元² / Wang Dan¹ Ma Hangshuai¹ Sun Xiaomin¹ Qin Yongyuan²

(1. 航空电子系统综合技术重点实验室, 上海 200233; 2. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072)

(1. Key Laboratory of Science and Technology on Avionics Integration Technologies, Shanghai 200233, China;

2. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要:

民用航空对导航系统的完好性具有严格的要求。随着卫星导航系统在飞机上的广泛应用, GPS 接收机自主完好性监视越来越受重视。针对 GPS 接收机自主完好性监视算法进行了研究。在对 RAIM 判定原则及流程、基于最小二乘的故障检测算法和完好性要求下的可用性判断研究的基础上, 通过仿真对所研究的算法进行相关的分析, 结果表明, 作为目前一种仅依靠接收机自身获取定位观测量进行监控的方法, RAIM 算法在一定程度上增强了定位结果的可信性, 满足了自主完好性监视的要求。

关键词: GPS; RAIM; 完好性; 监视

[Abstract] The integrity requirement of the navigation system in civil aviation is very rigid. With the using of the satellite navigation system on board, people focus more on aircraft-based augmentation system or RAIM. After the least-square RAIM arithmetic is researched, the simulation based on Matlab is carried. The result indicated that the error satellite can be excluded off and the positioning level is improved higher for a certain extent.

[Key words] GPS; RAIM; Integrity; Monitor

0 引言

随着民航对安全性能要求的日益提高, 民用飞机上导航系统也呈现多信息化、智能化、集成化的发展趋势, 精确性与安全可靠成为民航导航系统的重要特点。而精确定位定姿、故障检测隔离, 已成为民用航空领域的重要学科技术, 越来越受到人们的重视, 近几年来得到了迅猛的发展^[1]。

目前, 中国民航客机已经基本装备了全球卫星导航系统 GPS 导航设备。由于民用航空是对安全性要求极高的部门, 无论将 GPS 作为辅助航空导航系统还是主用航空导航系统, 除了导航精度外, 还必须满足完好性要求。导航系统的完好性是指系统在不能用于导航时向用户提供及时、有效告警的能力。

当前, 用于完好性监测的技术主要有三种: 一是卫星自主完好性监测 (SAIM); 二是完好性增强系统, 如广域增强系统 (WAAS)、局域增强系统

(LAAS) 等; 三是接收机自主完好性监视 (RAIM)^[2]。其中, RAIM 算法利用接收机内部的冗余信息, 通过接收机接收到的多颗卫星信息来实现故障的检测和识别, 具有对故障反应迅速、应用成本低的优点。而前两类系统与 RAIM 相比, 不仅技术复杂, 而且费用昂贵。随着卫星导航系统在飞机上的应用, GPS 接收机自主完好性监视越来越受重视^[3]。本文主要针对接收机自主完好性监视算法进行研究。

1 RAIM 判定原则及流程

RAIM 主要是利用所接收的卫星导航数据, 采用冗余度技术对卫星信号的健康与否进行判断: 导航卫星能否进行正常导航, 如果出现故障, 判断是哪一颗引起的, 并在一定的时间要求范围内发出告警, 然后重新接收其他卫星信号进行判断; 如果接收机没有发出告警, 则说明所接收的卫星导航数据无故障, 可用于正常导航定位, 从而大大提高了卫

星导航定位结果的可信性^[4]。

RAIM 技术的基本原则是增加观测卫星的数量,利用余度信息进行判定。RAIM 算法对故障卫星的检测识别受可见星数目和卫星几何分布的影响,在某些地区,可能由于卫星几何分布等因素的影响,无法满足所有完好性性能指标,此时的完好性监测结果将不可信。因此,需要根据性能指标对当前可见星的几何分布进行判断,确定其是否适合进行完好性监视,通常称其为完好性要求下的可用性判断。

RAIM 的具体判定流程如图 1 所示^[5]。

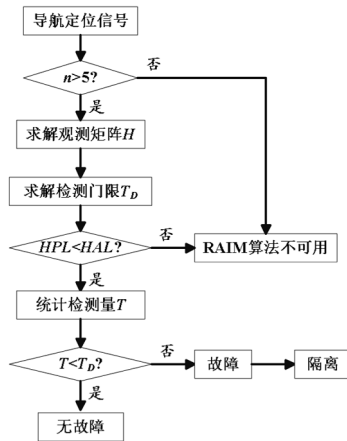


图 1 RAIM 判断流程

图中, n 代表可见卫星数; HPL 为水平保护门限,它依赖于漏警率和 T_D ; HAL 为水平告警门限; T 为统计检测量; T_D 为检测门限值,它依赖于误警概率。

从算法流程可以看到,首先应确定可用来进行估算的可见星的个数,然后需要估计水平保护门限,确定水平告警门限是否大于水平保护门限,以此判定可否进一步利用测试统计值与选定的检测门限值相比较,最终得出是否有故障以及进行故障隔离。

2 基于最小二乘的故障检测算法

目前利用 GPS 信号进行检测的 RAIM 算法分为 3 种:奇偶空间法、最小二乘法 and 距离比较法。这三种方法都是传统的瞬时“Snapshot”算法,可以仅仅使用当时时刻的采样点,而不必就系统当前状况的前后过程做出假设^[6-7]。这三种方法都是等价的,这里主要对基于最小二乘的故障检测算法进行介绍。

根据 GPS 定位原理,假设有 n 颗可见星,则可

得到 n 个方程,这 n 个方程含有 4 个未知数,线性化后的方程为:

$$y = Hx + \varepsilon \quad (1)$$

其中, y 为实际测量的伪距值与根据用户位置及钟差得出的预测距离之差; ε 为接收机噪声、传播误差、卫星星历误差及钟差引起的测量误差矩阵; H 为线性矩阵。由此利用最小二乘的方法得出状态矢量 x 的估计值为:

$$\hat{x}_{LS} = (H^T H)^{-1} H^T y \quad (2)$$

由此得出 y 的最小二乘估计值 \hat{y}_{LS} :

$$\hat{y}_{LS} = H \hat{x}_{LS} \quad (3)$$

残差:

$$\begin{aligned} w &= y - \hat{y}_{LS} \\ &= y - H(H^T H)^{-1} H^T y \\ &= [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] y \\ &= [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] (Hx + \varepsilon) \\ &= [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] \varepsilon \end{aligned} \quad (4)$$

令:

$$S = I_n - H(H^T H)^{-1} H^T \quad (5)$$

I_n 是 $n \times n$ 的单位矩阵,可得 $w = S\varepsilon$ 。实际中 ε 对于用户是未知的,所以使用 $w = Sy$ 。

距离残差矢量各分量的平方和可以作为 RAIM 算法的基本检测统计量,设为 F_{SSE} ,则:

$$F_{SSE} = w^T w \quad (6)$$

实际应用中,使用 $\sqrt{F_{SSE}/(n-4)}$ 作为 RAIM 算法的检测统计量 T 。

$$T = \sqrt{F_{SSE}/(n-4)} \quad (7)$$

将统计检测量 T 与检测门限 T_D 比较,若 $T > T_D$ 则认为系统有故障,向用户告警;反之,认为系统无故障。

3 完好性要求下的可用性判断

完好性要求下的可用性判断目前有三种方法: δH_{\max} 方法,近似径向误差保护(ARP)法,水平保护门限(HPL)法。这里介绍水平保护门限即 HPL 方法。

HPL 法是计算 RAIM 算法能够保证的水平保护门限 HPL ,将 HPL 值与对应航段的水平告警门限 HAL 进行比较来判断 RAIM 可用性的方法。表 1 列出了 GPS 作为辅助导航系统时不同航路段的完好性要求。

表 1 GPS 作为辅助导航系统时完好性要求

	航路	终端	非精密进近
告警门限 HAL	2nm	1nm	0.3nm
虚警率 P_{FA}	0.002/h	0.002/h	0.002/h
漏检率 P_{MD}	0.001	0.001	0.001

HPL 的计算公式为:

$$HPL = K_{slope_{max}} \times pbias / \sqrt{n-4} \quad (8)$$

定义卫星引起的水平误差和距离残差之比为该卫星的特征斜率。

$$K_{slope_i} = \sqrt{(A_{1i}^2 + A_{2i}^2(n-4)) / S_{ii}} \quad (9)$$

其中, A_{1i} 和 A_{2i} 分别代表定位计算矩阵 $A = (H^T H)^{-1} H^T$ 中第 1 行第 i 列和第 2 行第 i 列元素; S_{ii} 是投影矩阵 $S = I - H(H^T H)^{-1} H^T$ 的第 i 行第 i 列元素。

对于 n 颗可见卫星可以求得 n 个 K_{slope} 值。斜率最大的卫星出现故障时最容易发生漏检,也就是最难检测的卫星,它的斜率为 $K_{slope_{max}}$ 。

$pbias$ 是临界偏差值,它是在给定的虚警率和漏检率要求下的最小的检测偏差, $pbias = \sigma_{UREV} \sqrt{\lambda}$ 。其中, λ 是非中心 χ^2 分布密度函数的非中心性参数, σ_{UREV} 是卫星伪距测量误差的标准差。

将计算所得的 HPL 值与对应航段的水平告警门限 HAL 进行比较,如果 $HPL < HAL$, RAIM 可用,否则 RAIM 不可用。

4 RAIM 检测门限与可用性参数

对于 6 颗或以上的可见卫星,用自由度 $n-4$ 的 χ^2 分布来将检验统计量做成模型,对于 5 颗可见卫星的情况,则采用高斯分布。

当系统无故障时, F_{SSE}/σ^2 服从自由度为 $n-4$ 的 χ^2 分布 $\chi^2(n-4)$; 当系统出现故障时, F_{SSE}/σ^2 则服从自由度为 $n-4$ 的非中心化 χ^2 分布 $\chi^2(n-4, \lambda)$, 其中 λ 是非中性化参数。根据 F_{SSE}/σ^2 的这种分布特性即可进行故障的检测。 χ^2 概率密度函数一般公式如下:

$$f_{cent}(x) = \begin{cases} \frac{x^{k/2-1} e^{-x/2}}{2^{k/2} \Gamma(k/2)} & (x > 0) \\ 0 & (x \leq 0) \end{cases} \quad (10)$$

式中 Γ 是伽马函数, k 是自由度。

当卫星无故障时,系统处于正常检测状态,如果出现检测告警,则为虚警。给定虚警率 P_{FA} , 则有

$$P(F_{SSE}/\sigma^2 < A) = \int_0^A f_{cent}(x) dx = 1 - P_{FA} \quad (11)$$

通过上式可以确定 F_{SSE}/σ^2 的检测限值 A , 进而可以确定检测门限 T_D 。表 2 列出了不同可见星数目在给定误警率下的检测门限值。

$$T_D = \sqrt{A\sigma^2 / (n-4)} \quad (12)$$

表 2 $T_D (\sigma = 8.0m, P_{FA} = 6.6667 \times 10^{-5})$

可见卫星数目(n)	χ^2 分布自由度	检测门限
5	1	31.90
6	2	24.81
7	3	21.64
8	4	19.76
9	5	18.47
10	6	17.52
11	7	16.79
12	8	16.20

卫星存在故障时, F_{SSE}/σ^2 则服从自由度为 $n-4$ 的非中心化 χ^2 分布, F_{SSE}/σ^2 应大于检测限值 A ; 若 F_{SSE}/σ^2 小于 A , 则为漏检。对于 χ^2 非中心分布,

$$f_{N.C.}(x) = \begin{cases} \frac{e^{-(x+\lambda)/2}}{2^{k/2}} \sum_{j=0}^{\infty} \frac{\lambda^j x^{k/2+j-1}}{(k/2+j)2^j j!} & (x > 0) \\ 0 & (x \leq 0) \end{cases} \quad (13)$$

式中 λ 是非中心参数。它是由归一化均值 m 和自由度 k 定义的, $\lambda = km^2$ 。

给定漏检率 P_{MD} , 应满足

$$P(F_{SSE}/\sigma^2 < A) = \int_0^A f_{N.C.}(x) dx = P_{MD} \quad (14)$$

通过上式可以计算得到非中心化参数 λ , 如表 3 所示^[8]。

表 3 非中心化参数 ($P_{EA} = 6.6667 \times 10^{-5}, P_{MD} = 0.001$)

可见卫星数目(n)	χ^2 非中心分布自由度	$\sqrt{\lambda}$
5	1	7.078 1
6	2	7.388 3
7	3	7.609 1
8	4	7.788 0
9	5	7.941 3
10	6	8.077 0
11	7	8.199 4
12	8	8.311 6

5 RAIM 故障隔离

卫星发生故障时的测量方程式变为

$$y = Hx + b_f + \varepsilon \quad (15)$$

式中 b_f 为故障向量, 其对应故障卫星的元素不为零, 其他元素为零。

残差

$$w = \begin{cases} [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] (Hx + \varepsilon) & \text{无故障星} \\ [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] (Hx + b_f + \varepsilon) & \text{有故障星} \end{cases}$$

又 $[I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] H = 0$, 所以上式可化简为

$$w = \begin{cases} [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] \varepsilon & \text{无故障星} \\ [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T] (b_f + \varepsilon) & \text{有故障星} \end{cases}$$

残差 w 在无卫星故障假设 H_0 和有卫星故障假设 H_1 时的统计特性分别为

$$H_0: E\{w\} = 0, E\{ww^T\} = SS^T$$

$$H_1: E\{w\} = \mu, E\{(w - \mu)(w - \mu)^T\} = SS^T$$

其中 $\mu = Sb_f$

根据残差的统计特性, 利用最大似然估计法, 可得故障隔离的判决函数

$$D_j = |w_j| / [I_n - H(H^T H)^{-1} H^T]_{j,j} \quad (16)$$

其中 w_j 表示 w 的第 j 个元素, $[I_n - H(H^T H)^{-1} H^T]_{j,j}$ 表示方阵的第 j 个对角元素值。

6 仿真与分析

6.1 轨迹仿真

仿真的三维轨迹如图 2 所示, 整个飞行时间为 3 500s, 飞行过程包括滑跑、加速、起飞、爬升、平飞、转弯、下降、减速一系列机动动作。

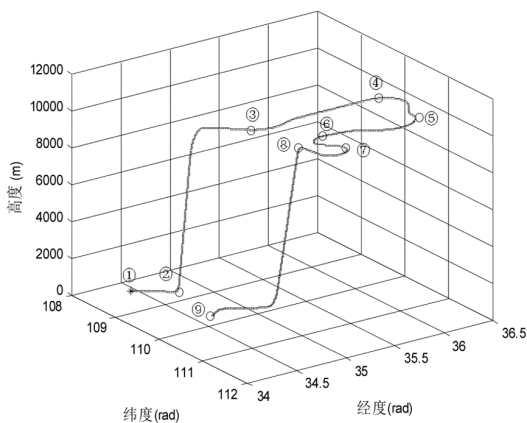


图 2 位置轨迹三维图

6.2 误差注入

仿真中有两大类故障: 突变故障(硬故障)和慢

变故障(软故障), 突变故障为阶跃型常值偏置, 慢变故障又分为斜坡信号和抛物线信号(缓变), 本节主要对阶跃故障和斜坡缓变故障两种故障做仿真分析。仿真所用轨迹同上节, 仿真过程中 GPS 故障卫星设置情况如表 4 所示。

表 4 GPS 故障卫星设置

系统	故障卫星编号	故障时间段(s)	阶跃故障	缓变故障
GPS	5	100s ~ 110s	200	0
	14	600s ~ 660s	0	$1.1 \times (t - 600)^2$
	10	2 600s ~ 2 700s	0	$0.4 \times (t - 2 600)^2$
	2	3 000s ~ 3 100s	500	0

假设 GPS 伪距量测噪声为 8m, 接收机时钟偏差为 1ms, 接收机钟漂的均方值为 1m/s, 相关时间为 1 000s。在 GPS 卫星无故障的情况下, GPS 全程可见星的时间分布如图 3 所示。

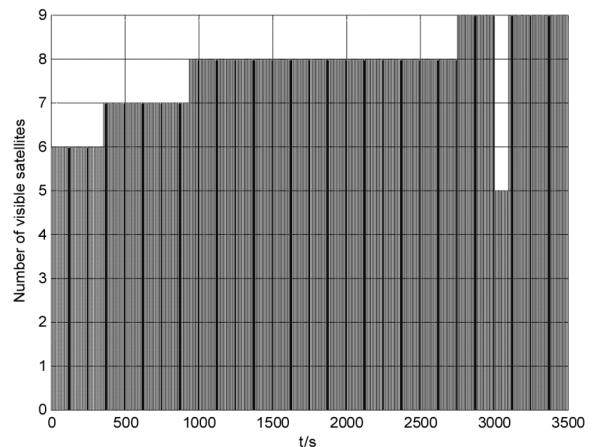


图 3 不同时间内可见星分布情况

按表 4 设置 GPS 故障卫星, 在不执行 RAIM 算法的情况下, GPS 定位解算误差如图 4 所示。由图 4 可以看出, 在存在 GPS 卫星故障的情况下 GPS 定位解算有较大的误差, 影响正常的导航功能。

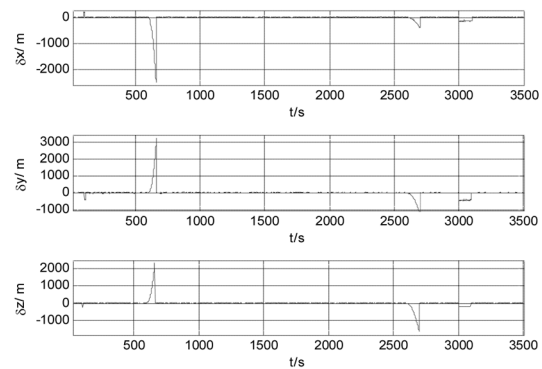


图 4 GPS 有故障无 RAIM 检测情况下定位解算误差

6.3 RAIM 检测和隔离

按照表 4 设置的 GPS 故障卫星,执行 RAIM 算法的情况下,GPS 定位解算误差如图 5 所示。

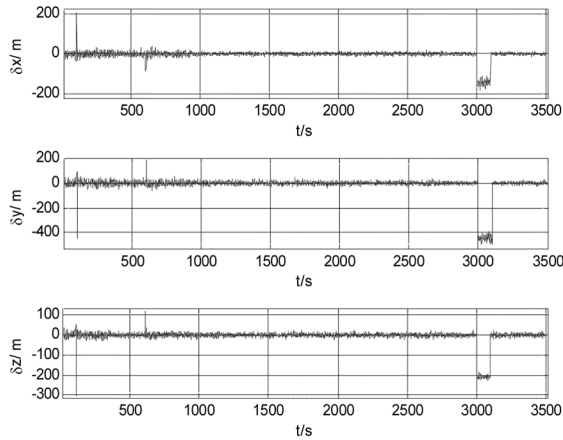


图 5 GPS 有故障有 RAIM 检测情况下定位解算误差

同图 4 相比,当有 RAIM 检测的情况下可以对 GPS 卫星故障进行一定的诊断和隔离,可以改善定位解算效果,但仍然存在漏检的可能。在 100 ~ 110s 卫星存在阶跃故障时可以对绝大部分误差进行有效诊断和隔离,但仍然会存在漏检的情况。在 600 ~ 660s 的卫星缓变故障情况下,缓变故障需要经过一定的时间积累才能被 RAIM 诊断和隔离,因此在缓变故障前期无法诊断故障,从而会产生定位误差,当缓变故障累计到一定程度之后 RAIM 可以有效诊断和隔离故障。在 2600 ~ 2700s 缓变故障情况下,由于故障缓变率表现较低,在故障发生的前期 RAIM 无法诊断,而且由于故障较小在 GPS 定位解算中表现不太明显,但故障积累到一定程度后被 RAIM 有效诊断和隔离。在 3000 ~ 3100s 较大阶跃故障情况下,由于 GPS 可见星的数目只有 5 颗且几何分布不理想,导致 RAIM 无法诊断和故障隔离故障卫星,从而 GPS 定位解算存在较大的误差。

RAIM 算法检测隔离的故障卫星同设置的故障卫星统计分布情况如图 6 所示。

为清晰表示故障设置和故障检测隔离情况,对图 6 中故障卫星情况分别作放大处理,如图 7 所示。

由图 7(a)可以看出,RAIM 可以检测到 100 ~ 110s 内设置的所有阶跃故障,但是在 108s 时隔离故障卫星时出现误隔离,导致在图 7(a)中 108s 处 GPS 定位解算误差出现突跳,出现故障隔离主要由 GPS 卫星几何结构分布不佳引起的。

由图 7(b)可以看出 600 ~ 660s 卫星慢变故障发生时,在故障早期故障不明显,RAIM 无法检测到

故障,出现漏检的情况。当故障积累到一定程度之后,RAIM 算法逐渐有效,但也存在误隔离的情况。这样在图 5 中 GPS 定位解算在 600 ~ 609s 区间出现定位误差增大的情况。

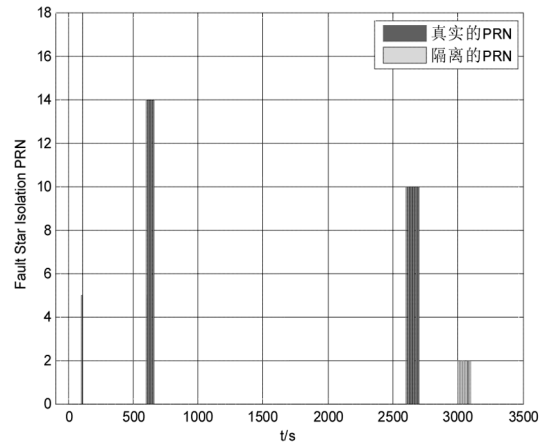


图 6 GPS 设置的故障卫星及 RAIM 检测的故障卫星比较

由图 7(c)可以看出,2 600 ~ 2 700s 卫星慢变故障发生时,由于缓变故障变化相对较慢,在故障早期故障不明显,RAIM 无法检测到故障,出现漏检的情况。当故障积累到一定程度之后,RAIM 算法逐渐有效,但也会存在误隔离的情况。由于故障变化缓慢,这样在图 5 中 GPS 定位解算在 2 600 ~ 2 700s 区间定位误差无较大的突变。

由图 7(d)可以看出,3 000 ~ 3 100s 卫星阶跃故障发生时,由于仅有 5 颗可见星,且几何分布不佳,导致 RAIM 无法检测到故障,出现漏检的情况。这样在图 5 中 GPS 定位解算在 3 000 ~ 3 100s 区间定位误差有较大的突变。

总的来说,RAIM 算法对突变信号有较强的识别和隔离效果,对慢变故障需要较长的时间识别,但都会存在误警、虚警和误隔离的情况。由仿真效果看,RAIM 算法对卫星故障的检测和识别受可见星数目和卫星几何分布的影响较明显。

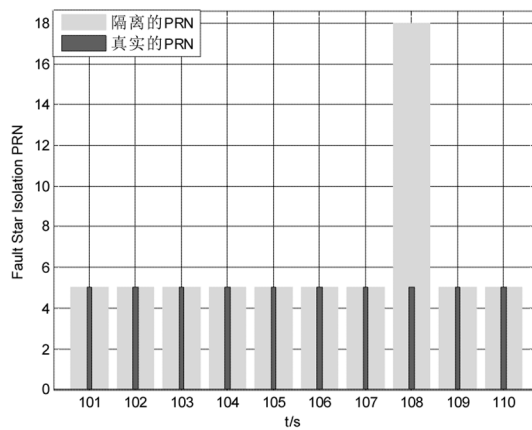
7 结论

RAIM 算法包含在接收机内,是一种仅依靠接收机自身获取的定位观测量进行监测的方法,它一方面保证了定位精度,另一方面实现了对卫星工作状态的监控,增强了定位结果的可靠性,是目前卫星定位获得完好性监视唯一自主有效的方法。

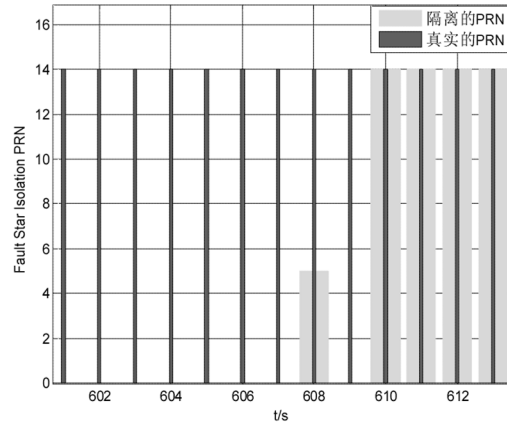
接收机自主完好性监视的应用将大大提高卫星导航的应用范围,为高动态环境导航提供了可靠性保障,在未来的导航接收机中必将得到极其广泛

的应用。本文主要针对 GPS 接收机自主完好性监视算法进行了研究和仿真分析,希望对 GPS 接收机

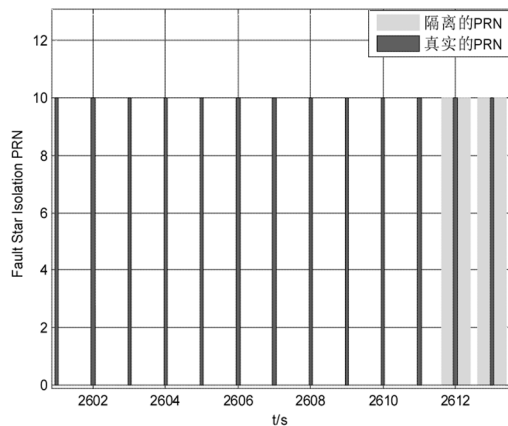
RAIM 的理论研究以及工程设计能够有一定的参考价值。



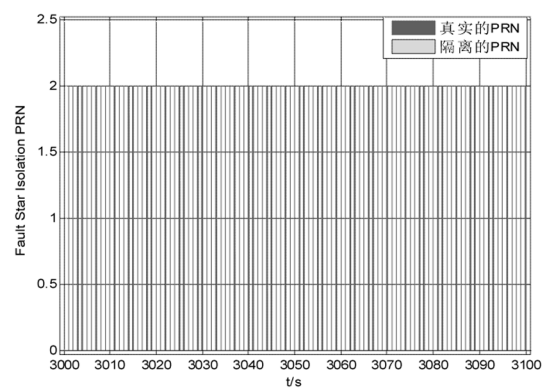
(a) 100~110s



(b) 600~660s



(c) 2600~2700s



(d) 3000~3100s

图7 GPS 设置的故障卫星及 RAIM 检测的故障卫星比较

参考文献:

[1]李靖宇. 组合导航系统完好性技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
[2]卢德兼, 陈秀万. GNSS 系统接收机自主完好性监测算法[J]. 计算机工程, 2009, 35(11):10-12.
[3]Hewitson S, Wang J L. GNSS Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) Performance Analysis [J]. GPS Solut, 2006, 9(10): 155-170.
[4]李飞, 段哲民, 龚诚. GPS 接收机自主完好性监视算法的研究及仿真[J]. 测绘科学, 2009, 34(1).
[5]Hewitson S, Wang J. GPS receiver autonomous integrity

monitoring (RAIM) performance analysis [J]. GPS Solution, 2006, 10(1):155-170.
[6]王尔申, 张淑芳, 胡青. GNSS 接收机自主完好性监测算法研究[J]. 通信技术, 2010, 1(43):213-214.
[7]Junjie N I, Yongxin Zhu, Wei GUO. An Improved RAIM Scheme for Processing Multiple Outliers in GNSS [C]. USA: IEEE Computer Society, 2007.
[8]李国重, 李建文, 李军正, 归庆明. 基于圆概率误差的 RAIM 可用性算法研究[J]. 武汉大学学报信息科学版, 2011, 36(4).