

文章编号: 1000-8349(2009)01-0089-09



伪卫星增强条件下的 RAIM 算法可用性及性能分析

郭 睿^{1,2}, 张健铤², 冯来平^{3,4}, 杨 振⁴

(1. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030; 2. 解放军 61081 部队, 北京 100094; 3. 解放军
61540 部队, 西安 710054; 4. 信息工程大学 测绘学院, 郑州 450052)

摘要: 介绍了接收机自主完好性监测算法及其可用性的基本原理, 介绍了伪卫星的导航原理和关键技术, 推导了伪卫星增强条件下的 RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring) 算法, 并给出了观测权阵的计算公式。用 STK(Satellite Tool Kit) 进行仿真分析, 结果表明: 在 GPS 系统下, RAIM 可用性按照远洋、本土、终端、NPA 和 APV-I 的顺序依次减小, 单一的 GPS 导航无法满足 APV-I 以上等级的航空飞行需求; 伪卫星增强后的 RAIM 可用性大幅度提高, 其中在 APV-I 阶段 RAIM 算法 100% 可用; 误警率、漏警率和故障识别率都有所改善; 错误识别率高于漏检率, 错误识别是漏警的主要原因。

关键词: RAIM; HPL; 故障检测; 故障识别; 伪卫星

中图分类号: V249.31 **文献标识码:** A

1 引 言

RAIM 技术是设在用户接收机中的一种算法, 它利用导航卫星的冗余信息, 对多个导航解进行一致性检验, 从而达到完好性监测的目的。RAIM 的理论基础是粗差的探测和分离理论, 它需要解决两个问题: 卫星是否存在故障和故障存在于哪颗卫星。当可视卫星数大于 4 颗时, 可以进行故障检测 (Fault Detection, FD), 当可视卫星数大于 5 颗时, 可以进行故障识别 (Fault Identification, FI)。

伪卫星技术是将 GPS 导航信号发射机装在飞机或安置在地面, 代替 GPS 卫星来进行导航定位。在导航定位方面, 伪卫星具有较大的优势, 它几何图形稳定、信号功率强, 可

收稿日期: 2007-12-10; 修回日期: 2008-07-14

以适用于山区、矿井和隧道等特殊地形条件下的导航定位, 测量精度也可以在 GPS 基础上进一步提高。

本文介绍了 RAIM 故障检测和识别的基本原理和伪卫星的关键技术, 推导了伪卫星增强条件下的 RAIM 算法, 通过仿真计算, 得到了无与有伪卫星条件下 RAIM 算法的可用性情况, 统计了误警率、漏警率和故障识别率, 并对结果进行了比较分析。

2 技术原理

2.1 RAIM 原理

RAIM 包括故障检测和识别两大功能。当用户视界内存在伪距超限的导航卫星时, 可能造成用户水平定位径向误差超限, 故障检测主要依据统计原理对观测数据进行监测, 判断是否存在故障卫星, 以及及时发现导航中的异常情况, 避免造成飞行危险。故障检测的概率关系式如下^[1,2]:

$$\Pr(\mathbf{V}^T \mathbf{P} \mathbf{V} / \sigma_0^2 < T^2) = \int_0^{T^2} f_{\chi_{n-4}^2}(\mathbf{x}) d\mathbf{x} = 1 - P_{\text{FA}} \quad (1)$$

在已知误警率 P_{FA} (航空需求给出了具体值, 详见表 1) 和等效测距误差 σ_0 (误差的先验值) 时, 可以检验 $\mathbf{V}^T \mathbf{P} \mathbf{V}$ 是否超限, 判断是否存在故障卫星。在式 (1) 中, \mathbf{V} 为伪距残差, \mathbf{P} 为伪距观测量的权矩阵, $f_{\chi_{n-4}^2}$ 表示卡方分布的概率密度函数, T 为满足概率 $1 - P_{\text{FA}}$ 的分位数。

在进行 RAIM 检测时, 还必须考虑卫星几何分布的影响。有时卫星几何条件不佳时, 某颗较差的卫星尽管产生较大的定位误差, 但单位权中误差却很小, 导致漏检。所以在故障检测之前, 首先要判断卫星几何条件是否满足故障检测的需要, 通常采用水平定位误差保护级 (Horizontal Protection Limit, HPL) 来进行故障检测的完好性保证判断, HPL 的计算公式如下:

$$HPL = \delta HDOP_{\text{max}} \times \sigma_0 \times \sqrt{\lambda} \quad (2)$$

在已知误警率 P_{FA} 、漏警率 P_{MD} (航空需求给出了具体值, 详见表 1^[6])、等效测距误差 σ_0 和最大平面精度因子变化值 $\delta HDOP$ 时, 可以求得 HPL 值^[3,5], 然后与水平告警限值 (Horizontal Alarm Limit, HPL) 比较, 判断当前观测几何是否可用。其中 $\delta HDOP_{\text{max}}$ 的公式如下:

$$\delta HDOP_{\text{max}} = \max(\delta HDOP_i) \quad (3)$$

$$\delta HDOP_i = \sqrt{HDOP_i^2 - HDOP^2} \quad (4)$$

其中 $HDOP_i$ 表示去掉第 i 颗卫星后的水平定位精度因子。

当完成故障检测可用性判断和故障检测后, 如果发现故障, 则需进行故障识别, 以确定具体哪颗卫星出现故障。故障识别通过最小二乘残差矢量构造统计量, 给定显著水平就可通过统计量的检验来对故障卫星进行定位和识别, 具体的流程请参照文献 [3]。

2.2 伪卫星技术简介

伪卫星就是将导航卫星从 2 万多米高空“搬至”低空或地面上, 进行导航和定位, 主要分为地面伪卫星和机载伪卫星两种, 在原理上与 GPS 卫星导航定位原理相同, 主要观测量是伪距和载波相位。由于伪卫星处于地面或低空, 观测模型中没有信号传播中的电离层延迟改正量, 但多路径效应比正常导航条件要更复杂, 地面伪卫星不存在卫星星历误差项。

国内在伪卫星方面的研究不多, 而国外已经有近 10 余年的研究和发展历程, 其关键技术包括远近距离效应和多路径效应, 它们直接影响着伪卫星信号的接收和导航定位的精度, 制约着伪卫星技术的发展^[4]。

2.3 伪卫星增强条件下的 RAIM 算法^[3]

伪卫星增强下的伪距观测模型与正常导航情况一样, 其形式如下:

$$\mathbf{Y} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (5)$$

\mathbf{X} 表示待估参数, 包括 3 个用户接收机的位置改正参数和 1 个接收机钟差; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 表示各卫星的伪距测量误差; \mathbf{A} 为由各卫星到用户接收机的方向余弦向量构成的线性化矩阵, 它由两部分组成, 包括高空卫星 \mathbf{A}_i 和地面伪卫星 \mathbf{A}_{PL} :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i \\ \mathbf{A}_{PL} \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中假设伪卫星个数为 N , 则 \mathbf{A}_{PL} 可以表示为:

$$\mathbf{A}_{PL} = \begin{bmatrix} l^1 & m^1 & n^1 & -1 \\ l^2 & m^2 & n^2 & -1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ l^N & m^N & n^N & -1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中 $(l^j \ m^j \ n^j)$ 为测站到第 j 颗伪卫星的方向余弦值。

由于伪卫星固定安置在地面, 不存在卫星星历误差和电离层延迟误差, 等效测距误差要小于高空区域导航卫星。假设所有高空区域导航卫星的权为 1, 则地面伪卫星的权可以取为 $P_{PL}^j = (\sigma_0/\sigma_{PL}^j)^2$, 其中 σ_0 为高空区域导航卫星的等效测距误差, σ_{PL}^j 为第 j 颗地面伪卫星的等效测距误差。

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_1 \\ \mathbf{P}_{PL} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 1 \\ & (\sigma_0/\sigma_{PL}^1)^2 & 0 & \dots & 0 \\ & 0 & (\sigma_0/\sigma_{PL}^2)^2 & \dots & 0 \\ & 0 & \vdots & \ddots & \vdots \\ & 0 & 0 & \dots & (\sigma_0/\sigma_{PL}^N)^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

3 仿真条件

在仿真中, 模拟一个机场伪卫星场景: 在机场附近近似矩形 ($4\text{km}\times 0.5\text{km}$) 的区域内, 区域的 4 个角上安放 4 个伪卫星 (PS1、PS2、PS3、PS4), 伪卫星高度设为 50 m, 矩形机场中间有一条长约 3 km 飞机跑道, 在跑道上选取大致均匀分布的 62 个点。

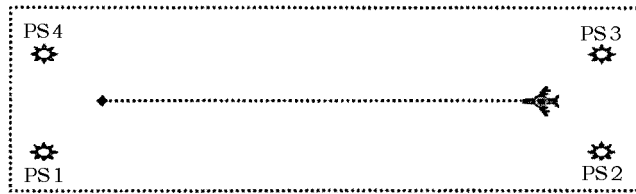


图 1 机场伪卫星辅助导航场景

同时用 STK 软件生成 GPS 卫星在 24 h 内的卫星在地固系中的坐标, 具体条件如下:

- (1) 采样率, 1 min ;
- (2) 地面测站数, 62 个地面点, 大致均匀分布在飞机跑道上;
- (3) 等效测距误差, GPS 卫星和地面伪卫星都取 6 m 。

4 RAIM 可用性结果

RAIM 算法的可用性与观测卫星条件有关, 为了更加准确、客观地反映可用性结果, 在仿真计算中, 笔者首先获得飞机跑道上的 62 个点的地固系坐标, 然后根据 24 h 卫星位置 (1 min 一个), 统计 89 280 ($24\times 60\times 62$) 个时空点在有无伪卫星两种情况下的 RAIM 的可用性情况。

民航组织对不同飞行阶段的精度、告警限值、告警时间、误警率、漏警率和可用性等指标如表 1 所示。

表 1 不同飞行阶段的导航功能需求

性能需求	远洋航路	本土航路	终端	NPA	APV-I
精度 (95%)	2.0 n mile	1.0 n mile	0.4 n mile	220 m	220 m (H) 20 m (V)
告警限值	4.0 n mile	2.0 n mile	1.0 n mile	0.3 n mile	0.3 n mile (H) 50 m (V)
告警时间	1 min	30 s	10 s	10 s	10 s
漏警率	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001
误警率	$10^{-5}/\text{h}$	$10^{-5}/\text{h}$	$10^{-5}/\text{h}$	$10^{-5}/\text{h}$	$8\times 10^{-6}/15\text{ s}$
可用性	99.9%	99.9%	99.9%	99.9%	99.9%

注: NPA, Non-Precision approach, 非精密进近; APV, Approach with Vertical Guidance, 垂直引导进近。

依据上表中不同飞行阶段的误警率和漏警率, 通过仿真计算, 统计得到了 RAIM 可用性的统计结果。

表 2 RAIM 可用性 (%) (无伪卫星)

高度角 /($^{\circ}$)	远洋	本土	终端	NPA	APV-I
5	100	100	99.38	97.43	12.39
7.5	100	100	99.38	97.43	2.92
10	99.86	99.86	99.10	96.46	0
12.5	99.79	99.7998.82	95.35	0	
15	99.59	99.45	98.20	93.90	0

表 3 RAIM 可用性 (%) (无伪卫星)

高度角 /($^{\circ}$)	远洋	本土	终端	NPA	APV-I
5	100	100	100	100	100
7.5	100	100	100	100	100
10	100	100	100	100	100
12.5	100	100	100	100	100
15	100	100	100	100	100

比较两表的结果, 可以得到如下结论:

- (1) 截止高度角越小, RAIM 可用性越高;
- (2) 相同截止高度角条件下, 由于飞行阶段对导航精度和可用性等指标不同, RAIM 可用性按照远洋、本土、终端、NPA 和 APV-I 的顺序依次减小;
- (3) 单一的 GPS 导航无法满足 APV-I 以上等级的航空飞行需求;
- (4) 伪卫星增强后, RAIM 可用性大大提高, 在远洋、本土、终端、NPA 和 APV-I 五个飞行阶段中 RAIM 完全可用。

5 故障检测和排除的性能结果

从上述的可用性结果可以看出, 机场伪卫星的引入可以增强观测几何条件, 大大提高 NPV 和 APV-I 飞行阶段的可用性, 但对于 APV-II 飞行阶段的增强效果不佳, RAIM 算法的可用性没有明显改善。鉴于上述结果, 下面笔者仅仅在 NPV、APV-I 两个飞行阶段中, 研究 RAIM 算法的性能参数^[2]。

5.1 误警率结果

当检验统计量超过检验门限值, 而实际并不存在故障卫星时称为误警, 该情况主要由随机测距噪声引起的, RTCA SC-159 提供的最大误警率为 $10^{-5}/h$ (单一导航)。仿真计算中, 采用如下仿真条件:

- (1) 卫星星历, 24 h 卫星星历;
- (2) 采样率, 1 min ;

- (3) 粗差, 对每颗卫星不加入任何粗差, 所有卫星被认为正常状态;
 (4) 测距误差, 在每个时空点上对每颗观测卫星随机地加入测距误差, 并重复 10 次, GPS 卫星和伪卫星的测距误差取为 6 m。

表 4 和表 5 分别是无和有伪卫星两种情况下的误警率统计结果。

表 4 误警率统计结果 (不含伪卫星)

高度角 /(°)	NPA		APV-I	
	次数	误警率 / h ⁻¹	次数	误警率 / h ⁻¹
5	0	0	3	1.13×10 ⁻⁴
7.5	0	0	3	1.6×10 ⁻⁴
10	0	0		
12.5	0	0		
15	1	4.99×10 ⁻⁶		

表 5 误警率统计结果 (含伪卫星)

高度角 /(°)	NPA		APV-I	
	次数	误警率 / h ⁻¹	次数	误警率 / h ⁻¹
5	0	0	0	0
7.5	0	0	0	0
10	0	0	0	0
12.5	0	0	1	2.33 × 10 ⁻⁶
15	0	0	0	0

通过对误警率结果的分析, 可以得到如下结论:

(1) 仅仅从误警率指标来看, 无论有无伪卫星增强条件下, GPS 系统下 RAIM 算法能够满足 NPA 和 APV-I 飞行阶段对误警率的性能要求 (最大误警率 NPA, 10⁻⁵/h; APV-I, 8×10⁻⁶/15 s)。

(2) 伪卫星增强条件下, RAIM 算法的误警率有一定的改善。

5.2 漏警率结果

当检测统计量未超过检测门限值, 而实际定位误差超过告警限值时称为漏警, 对于 NPA 和 APV-I 两个飞行阶段, RTCA SC-159 提供的最大漏警率都为 0.001。仿真计算中, 采用如下仿真条件:

- (1) 卫星星历, 24 h 卫星星历;
- (2) 采样率, 10 min ;
- (3) 粗差, 在每个时空点上依次按照 5 m/ 次的步长搜索关键卫星 ($\delta HDOP_{\max}$ 对应的卫星) 对应的告警粗差临界值 (定位误差超过告警限值时, 所对应的伪距误差), 并在关键卫星上加入该粗差;

(4) 测距误差, 在每个时空点上对每颗观测卫星随机地加入测距误差, 并重复 5 次, GPS 卫星和伪卫星的等效测距误差取为 6 m。

下面分别是有无伪卫星两种情况下的漏警率统计结果:

表 6 漏警率统计结果 (不含伪卫星)

高度角 /(°)	NPA/(‰)			APV-I/(‰)		
	漏检率	误识率	漏警率	漏检率	误识率	漏警率
5	0	21.2	21.2	0.415	10.9	11.315
7.5	0	43.6	43.6	0.677	8.0	8.677
10	0	64.4	64.4			
12.5	0	111.4	111.4			
15	0	135.3	135.3			

表 7 漏警率统计结果 (含伪卫星)

高度角 /(°)	NPA/(‰)			APV-I/(‰)		
	漏检率	误识率	漏警率	漏检率	误识率	漏警率
5	0	0.33	0.33	0	1.11	1.11
7.5	0	1.10	1.10	0	2.33	2.33
10	0	2.28	2.28	0	4.66	4.66
12.5	0	4.41	4.41	0	8.14	8.14
15	0	5.44	5.44	0	9.73	9.73

通过对漏警率结果的分析, 可以得到如下结论:

- (1) 无论有无伪卫星辅助导航, 误识率都要高于漏检率, 因此漏警主要来源于错误识别;
- (2) 伪卫星增强后, 误识率有较大幅度改善, 漏警率有所降低。

5.3 故障识别率结果

当存在故障卫星, 检测统计量超过检测门限值, 系统向用户发出告警信息, 同时采用故障识别算法对故障卫星进行识别和定位。故障识别率是 RAIM 算法的重要指标参数, 反映了算法和导航系统的整体性能。仿真计算中, 我们采用如下仿真条件:

- (1) 卫星星历, 24 h 卫星星历;
- (2) 采样率, 1 min ;
- (3) 粗差, 在每个时空点上依次按照 5 m/ 次的步长搜索关键卫星 ($\delta HDOP_{max}$ 对应的卫星) 对应的告警粗差临界值, 并在关键卫星上加入该粗差;
- (4) 测距误差, 在每个时空点上对每颗观测卫星随机地加入测距误差, 并重复 10 次, GPS 卫星和伪卫星的等效测距误差取为 6 m。

表 8 和表 9 分别给出无与有伪卫星两种情况下的故障识别率统计结果。

表 8 故障识别率统计结果 (不含伪卫星)

高度角 /($^{\circ}$)	NPA	APV-I
5	95.62	97.64
7.5	92.28	98.17
10	88.44	
12.5	79.91	
15	76.29	

表 9 故障识别率统计结果 (含伪卫星)

高度角 /($^{\circ}$)	NPA	APV-I
5	99.60	99.60
7.5	99.41	99.41
10	99.12	99.11
12.5	98.66	98.65
15	98.28	98.28

通过对故障识别结果的分析, 本文可以得到如下结论:

- (1) 伪卫星增强条件下, NPA 和 APV-I 飞行阶段的故障识别率都得到改善;
- (2) 无伪卫星增强条件下, 虽然 APV-I 飞行阶段的故障识别率要优于 NPA 阶段, 但综合考虑 RAIM 算法可用性情况, 该结果并没有太多参考价值。

6 结 论

通过仿真计算和比较分析, 可以得到如下结论:

- (1) RAIM 可用性与截止高度角、飞行阶段等因素相关; 单一的 GPS 导航无法满足 APV-I 以上等级的航空飞行需求; 伪卫星增强后, RAIM 可用性大大提高, 在远洋、本土、终端、NPA 和 APV-I 五个飞行阶段中 RAIM 完全可用。
- (2) 伪卫星增强后, 观测几何条件得到改善, 因此 RAIM 的误警率、漏警率和故障识别率都有较大改善。

参考文献:

- [1] Civil Aviation Authority. GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety. <http://www.caa.co.uk>, 2003
- [2] Hatch R, Sharpe T, Yang Yunc. A Simple RAIM and Fault Isolation Scheme. Proceedings of ION GPS, 2003: 802
- [3] 郭 睿. 导航系统接收机自主完好性监测研究. 硕士论文. 郑州: 解放军信息工程大学测绘学院, 2006
- [4] 郭 睿, 郑 勇, 骆亚波等. 伪卫星技术及应用. 军事测绘, 2005, 64: 21
- [5] 陈金平. GPS 完善性增强研究. 博士论文. 郑州: 解放军信息工程大学测绘学院, 2001

[6] 陈金平, 周建华, 唐 波. 基于漏检概率的 RAIM 可用性分析方法. 测绘学院学报. 2005, 22: 8

Analysis of RAIM Availability and its Performance under Pseudolite-aided Condition

GUO Rui ^{1,2}, ZHANG Jian-ting ², FENG Lai-ping ^{3,4}, YANG Zhen ⁴

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2. 61081 Unit, Beijing 100094, China; 3. 61540 Unit, Xi'an 710054, China; 4. Surveying and Mapping Institute of Information engineering University, Zhengzhou 450052, China)

Abstract: This paper introduced basic theory of RAIM and its availability, and analysed navigation principle and key technology of pseudolite. This paper also deduced RAIM algorithm with pseudolite-aided, and gave calculation formula of weighed observation matrix. Results from STK simulation showed: Under Global Positioning System, RAIM availability was lower in order of ocean, domestic, terminal, NPA and APV-I, while single GPS as navigation method could not meet aviation needs above APV-I phase; RAIM availability was improved greatly with pseudolite-aided, RAIM was 100 percents available during APV-I phase; Probability of False Alarm, Probability of Missed Detection and probability of false identification were improved; false identification probability was much higher than missed detection probability and false identification was the chief cause of missed alarm.

Key words: Receiver Autonomous Integrity Monitoring; Horizontal Protection Level; fault detection; fault identification; pseudolite