

上海交通大学

SHANGHAI JIAO TONG UNIVERSITY

学士学位论文

BACHELOR'S THESIS



论文题目： 民航飞机进近阶段卫星导航
完好性增强与测试技术

学生姓名： 王士壮

学生学号： 5144139017

专 业： 航空航天工程

指导教师： 战兴群

学院(系)： 航空航天学院

民航飞机进近阶段卫星导航完好性增强与测试技术

摘要

完好性是导航系统的性能指标中与安全性、可靠性关系最为密切的指标，是民航等领域最为关心的性能指标。本文研究了以卫星导航系统为主的机载导航系统的自主完好性监测算法（AAIM）和完好性增强技术（ABAS），旨在提高机载导航系统在民航飞机进近阶段的可用性，进而提高民航飞机的运行效率和经济性。文章从理论研究、算法设计以及测试技术等三方面围绕机载导航系统的完好性展开，对完好性理论体系进行综述研究，仿真研究高级接收机自主完好性监测算法（ARAIM）在 LPV-200 和 CAT-I 下的全球可用性，将 GNSS/INS 紧组合导航系统视作一种机载导航系统完好性增强手段，设计并实现紧组合系统的故障探测算法和自主完好性监测算法，仿真研究紧组合系统对于完好性的增强能力，最后为进行所设计的算法的实际数据测试，分析无人机与民航飞机在进近过程中的相似性后，研究了一种基于无人机的完好性算法测试技术，对部分完好性算法进行实验验证。结果表明，双星座 ARAIM 算法可以满足全球的 LPV-200 服务，但却无法满足全球 CAT-I 服务，使用紧组合导航系统有效降低了保护水平，可以提高机载导航系统在 CAT-I 服务下的可用性，设计的基于鲁棒估计的故障探测算法能有效增强故障探测能力，设计的紧组合导航系统故障探测算法可以准确进行 GNSS 故障和滤波器故障的故障探测并能将两种故障分离，搭建的无人机测试平台可以完成完好性相关算法验证并具有很好的拓展性。

关键词： 卫星导航，组合导航，民航飞机，进近，完好性监测

GNSS INTEGRITY AUGMENTATION AND TEST FOR APPROACH OF CIVIL AIRCRAFT

ABSTRACT

Among the four performance indices of the navigation system, integrity is directly related to safety and reliability. And integrity is the most concerned index in the safety critical applications, such as civil aviation. This paper focuses on the integrity of the GNSS-based airborne navigation system, including aircraft autonomous integrity monitoring (AAIM) algorithms and aircraft based augmentation system (ABAS) technologies, for the purpose of enhancing the availability of the aircraft navigation system in the approach process of the civil aircrafts and improving the economy and the operational efficiency of the aircrafts. The study in this paper involves three parts: theoretical research, algorithm design and testing technology. In detail, the paper 1) reviews the theory framework of the integrity, 2) gives the simulations of the availability of ARAIM to provide LPV-200 service and CAT-I service separately, 3) regards GNSS/INS tightly coupled system as a promising candidate for ABAS and designs the fault detection algorithm and the AAIM algorithm for the integration system; 4) realizes the algorithms above and validates these algorithms by simulations; and 5) studies on the similarity between UAV and the civil aircraft during approach process and designs the testing technologies of integrity-related algorithms based on Unmanned Aerial Vehicle (UAV) for the purpose of testing the algorithms using real data. Conclusions show that: 1) DFMC ARAIM algorithm can provide the LPV-200 service globally but it can't satisfy the requirements of providing CAT-I service globally; 2) GNSS/INS tightly coupled system can effectively reduce the value of protection levels and enhance the availability for CAT-I service; 3) robust estimation can enhance the ability of fault detection algorithm; 4) the proposed fault detection algorithm can detect both the GNSS faults and the filter faults and can separate these two kinds of faults; and 5) the testing platform based on UAV can realize the validation of the integrity-related algorithms and it is extensible for other relative algorithms.

Key words: GNSS, integrated navigation, civil aircraft, approach, integrity monitoring

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 研究背景.....	1
1.2 研究现状.....	1
1.3 研究内容.....	2
1.4 研究意义.....	3
第二章 完好性理论综述.....	4
2.1 完好性概念与民航导航性能要求.....	4
2.1.1 完好性概念.....	4
2.1.2 民航导航性能要求.....	5
2.2 完好性监测体系综述.....	6
2.2.1 地面完好性监测通道.....	6
2.2.2 星基自主完好性监测.....	6
2.2.3 机载导航系统自主完好性监测.....	6
2.3 机载导航系统自主完好性监测算法综述.....	7
2.4 本章小结.....	9
第三章 ARAIM 算法实现与仿真研究.....	10
3.1 ARAIM 算法概述：简介、原理与前沿.....	10
3.1.1 ARAIM 算法简介.....	10
3.1.2 ARAIM 算法原理归纳.....	11
3.1.3 ARAIM 算法研究前沿综述.....	12
3.2 ARAIM 的 LPV-200 服务可用性研究.....	12
3.2.1 仿真条件.....	13
3.2.2 仿真结果与分析.....	13
3.3 ARAIM 的 CAT-I 服务可用性研究暨完好性增强必要性分析.....	16
3.4 本章小结.....	17
第四章 GNSS/INS 紧组合系统自主完好性监测算法设计.....	19
4.1 GNSS/INS 紧组合算法原理与仿真.....	19
4.2 鲁棒估计用于紧组合系统故障探测性能增强研究.....	20
4.2.1 紧组合系统故障探测算法设计.....	21
4.2.2 “故障跟随”效应研究.....	22
4.2.3 鲁棒估计增强故障探测能力研究.....	25
4.3 紧组合系统自主完好性监测算法设计.....	29
4.4 紧组合系统自主完好性监测算法：实现与仿真分析.....	31
4.4.1 故障探测算法验证.....	32
4.4.2 保护水平计算与分析.....	37
4.5 本章小结.....	39
第五章 机载导航系统完好性算法测试技术设计与实现.....	41
5.1 计算机仿真平台设计与实现.....	41
5.1.1 ARAIM 全球可用性仿真平台设计与实现.....	41



5.1.2 GNSS/INS 紧组合系统及其自主完好性监测仿真平台设计与实现	42
5.2 无人机测试平台设计与实现.....	43
5.2.1 基础版无人机测试平台：设计、实现与测试	44
5.2.3 专业版无人机测试平台：设计、实现与测试	49
5.3 本章小结.....	51
第六章 结论与展望.....	52
6.1 本文主要工作与创新点.....	52
6.2 后续研究展望.....	53
参考文献.....	55
谢辞	58
作者在学期间取得的学术成果.....	60
ABSTRACT.....	1

第一章 绪论

1.1 研究背景

全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)是一种能够全球覆盖全天候提供服务的高级导航系统,由美国的 GPS 系统,中国的北斗系统,欧盟的 Galileo 系统,俄罗斯的 Glonass 系统等导航星座组成,目前已经能够使普通 GNSS 接收机具有米级的定位精度。卫星导航系统在包括航空航天、汽车、物联网、船舶等各行各业中得到应用,其应用范围仅受想象力限制。本文研究的是卫星导航在民航飞机中的应用,具体来讲,研究 GNSS 在民航飞机进近过程中的应用。

GNSS 虽然可以提供全球全天候的导航服务,但是它并非绝对可靠。GNSS 系统也会面临潜在的系统故障,包括星钟故障,电文错误等,这会对用户带来一定的影响,当 GNSS 的用户是民航、交通、搜救等与生命安全紧密相关的行业时,就需要特别注重导航系统的“完好性(Integrity)”,也即在导航系统出现故障时及时警告用户以避免用户被误导的能力,或者是导航系统不可用时及时向用户告警的能力。完好性相关的概念和理论将在第二章中具体介绍。

既然完好性是民航等行业用户重点关注的导航系统性能之一,那么应该对导航系统的完好性进行监测。完好性监测涉及到地面、用户和星座三部分,其中用户端的自主完好性监测算法因其告警时间快和对外部信息依赖小的特性而得到广泛的应用和研究。本文的研究重点也是机载导航系统自主完好性监测算法。

组合导航系统是指使用两种及以上的导航方式进行信息融合来提供导航服务的组合系统。GNSS/INS 系统是一种典型的组合导航系统,该系统可以提高导航定位的精度和鲁棒性,也是提高导航系统的完好性重要途径之一。单独使用 GNSS 无法达到需求的完好性要求时,可以使用组合导航系统来增强导航系统的完好性,当然,增强导航系统完好性的途径并不限于组合导航。本文重点研究的是 GNSS/INS 紧组合系统对导航系统完好性的增强。

GNSS 完好性的研究,包括 GNSS 完好性理论、完好性监测体系以及完好性增强技术等,对扩展 GNSS 在民航等领域的应用、提高 GNSS 服务性能以及提高系统的可靠性具有重要意义,因此得到工业界和学术界的广泛关注,越来越多的人加入到完好性的研究当中。

1.2 研究现状

本文研究的是导航系统在民航领域应用中的完好性问题,这一领域的研究开始于上个世纪八十年代左右,近几十年来得到了国内外学者和工业界的广泛关注。国内外针对此问题的研究主要包括三大部分:完好性理论体系,接收机自主完好性监测算法,和机载导航系统完好性增强技术。

在完好性理论体系的研究当中,上海交通大学的苏先礼在其博士论文和专著中对 GNSS 完好性监测体系做了归纳与总结,分析了 GNSS 完好性问题的本质与根源,研究了解决完好性问题的方法和途径^{[1][2]},这对于研究 GNSS 完好性具有指导性的意义;英国帝国理工大学的 Washington Y. Ochieng 研究了 GPS 完好性及民航飞机各个飞行阶段的完好性要求^[3],这是后续研究 GNSS 在民航飞机各个飞行阶段的可用性的基础。

接收机自主完好性监测(Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM)算法是利用冗余观测信息来进行测量量的一致性检验进而实现故障探测与识别、判定完好性风险是否超出安全范围的方法。国内外很多学者对接收机自主完好性监测算法进行了研究,主要研究内容包括保护水平计算方法^[4-8]和故障探测与排除方法(Fault detection and exclusion, FDE)^[9-15]两部分。近年来又发展出了支持多星座多频点的 ARAIM(Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring)算法,有效降低了用户保护水平^[16-21]。

增强导航系统的完好性,意味着可以提高导航系统在各个飞行阶段的全球可用性,可以提高导航系统对要求更严格的导航服务的支持能力。因此,机载导航系统的完好性增强技术得到了学术界和工业界的广泛关注。近年来,学术界和工业界提出了各类机载完好性增强技术与方法。常见的机载完好性增强方法包括引入钟差辅助模型增强 RAIM 或 ARAIM 可用性的算法^[22],使用气压计辅助增强完好性的方法^[23],以及引入惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)辅助增强完好性的方法等^[24-30]。其中引入气压计或者惯性导航系统等辅助系统后导航系统由单一的 GNSS 导航转变为组合导航系统,这时组合导航系统的完好性监测应该归入到机载自主完好性监测技术(Aircraft Autonomous Integrity Monitoring, AAIM)中^[31],而不再属于接收机自主完好性监测技术(RAIM)的范畴。

研究机载导航系统完好性增强技术的两个具体途径是:(1) 提高故障探测与排除(FDE)能力,即更快检出故障,更准确识别故障;(2) 降低导航系统保护水平,包括垂直保护水平和水平保护水平。目前学术界和工业界致力于改进算法来提高 FDE 能力、降低保护水平,以求导航系统可以满足民航精密进近的完好性要求。本文的研究也是面向这一领域。

1.3 研究内容

本文题目为“民航飞机进近阶段卫星导航完好性增强与测试技术”,研究内容围绕“完好性”展开,主要包括理论研究、算法设计和测试技术三部分。具体内容如下:

(1) 理论研究:

研究导航系统完好性的概念以及民航飞机各个飞行阶段的完好性要求;研究完好性监测算法的理论架构和分类;研究机载导航系统自主完好性监测算法(Aircraft Autonomous Integrity Monitoring, AAIM)的概念;研究机载导航系统完好性增强(Aircraft Based Augmentation System, ABAS)的途径。

(2) 算法设计:

研究 ARAIM 算法的原理,通过计算机仿真研究 ARAIM 算法在 LPV-200 服务标准下的全球可用性,研究 ARAIM 算法在精密进近引导中的全球可用性;研究 GNSS/INS 紧组合导航系统的原理,研究使用鲁棒估计对于紧组合系统故障探测能力的增强,设计一套完整的紧组合导航系统自主完好性监测算法,并进一步分析紧组合导航系统在精密进近引导中的可用性情况。

(3) 测试技术:

搭建基于 MATLAB/Simulink 的 ARAIM 可用性仿真平台和 GNSS/INS 紧组合系统自主完好性监测算法仿真平台;搭建基于无人机的机载完好性监测算法测试平台,并开展算法测试实验。

上述研究内容围绕文章主题紧密结合在一起,互为补充,三位一体。图 1-1 给出了文章的研究思路架构。

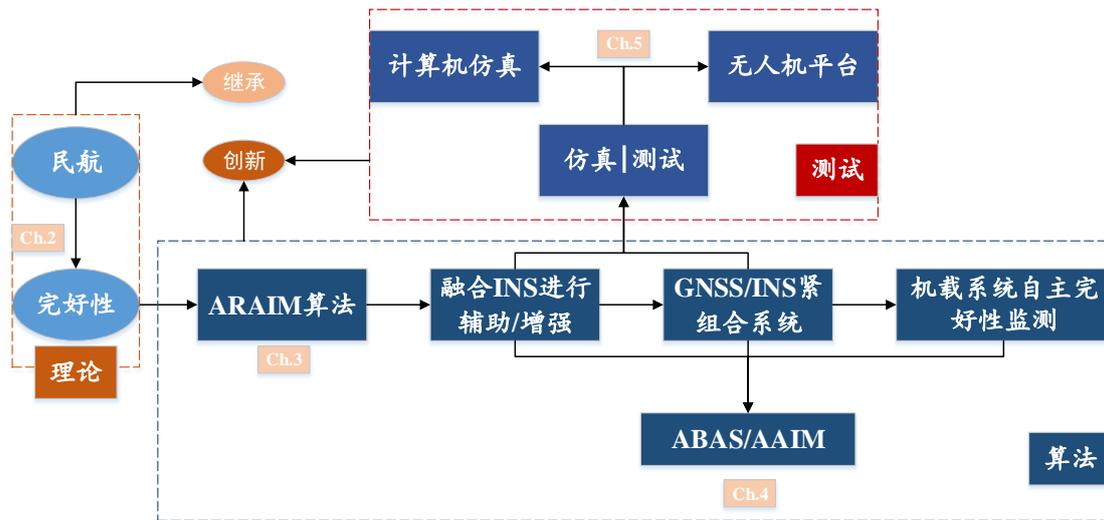


图 1-1 文章思路架构

本文的内容组织结构编排如下。文章共分六章，第一章是文章的绪论，介绍本文研究主题的来龙去脉，研究的内容以及意义；第二章是完好性理论综述，属于本文中的理论研究部分；第三章和第四章属于本文的算法设计部分，其中第三章是高级接收机自主完好性算法的原理及仿真，研究了 ARAIM 算法用于 LPV-200 的全球可用性情况，第四章研究的核心是完好性增强，研究了 GNSS/INS 紧组合系统的自主完好性监测问题，完成了相关算法的设计与实现；第五章是本文的测试技术部分，搭建了一套 ARAIM 算法计算机仿真平台、一套紧组合系统自主完好性监测算法仿真平台和一套基于无人机的机载自主完好性监测算法测试平台，并介绍了仿真和实验测试情况；第六章是本文的工作总结和对后续研究的展望，其中在展望中给出了一些关于完好性监测的未来的一些研究方向。

1.4 研究意义

本文研究面向 GNSS 在民航上的应用，旨在增强机载导航系统的完好性，从而提高机载导航系统在民航飞机各个飞行阶段的可用性，尤其是提高在民航飞机精密进近阶段的可用性。本研究也涉及自主完好性监测算法的测试技术研究，建立了包括计算机仿真平台和无人机测试平台在内的算法测试平台，以对相关算法进行验证和测试。本研究具有以下意义：

(1) 学术上，机载导航系统完好性增强技术是领域内研究热点，本研究有利于进一步推进和丰富机载导航系统完好性的研究内容，包括算法设计、算法仿真和算法测试等方面。

(2) 工程上，研究机载导航系统完好性增强技术有助于民航飞机在非精密进近阶段和精密进近阶段逐步摆脱对外部设备的依赖，如伪卫星、地基完好性增强系统等，从而提高机场运行效率，降低运行成本，具有显著的经济意义；有助于增强民航飞机运行的安全性；研究导航系统自主完好性监测算法的测试技术对于推动相关算法在飞机上的应用具有重要意义，建立包括计算机仿真和无人机测试的验证平台，一方面提高了算法的可靠性，另一方面也一定程度上降低了算法验证的成本，这对于飞机导航系统的适航认证也有帮助。

第二章 完好性理论综述

本章作为本文的理论研究部分，给出完好性和完好性监测相关的理论研究综述。本章的内容安排为：2.1 节介绍导航系统完好性的概念，并给出民航各个阶段的导航性能要求，其中包含完好性要求；2.2 节介绍完好性监测的体系；2.3 节介绍机载导航系统自主完好性监测算法综述，该内容也是本文研究的重点；2.4 节给出本章小结。

2.1 完好性概念与民航导航性能要求

2.1.1 完好性概念

“完好性(Integrity)”是 GNSS 的四个性能指标 (GNSS “四性”)之一，是与可靠性和安全性关系最为密切的一个性能指标。完好性的概念通常理解为：当导航系统不可用时及时向用户提供告警的能力，它反映的是对导航系统提供导航信息的正确性的信任程度。具体来讲，导航系统不可用可能由两种情形造成：一是导航系统内部发生了故障，这个故障可能是卫星故障，也可能是星座发生故障，发生故障的可能性也有很多种，但最终都是由于故障导致导航系统不可用于特定导航服务，这时候的告警应该视作故障告警；二是导航系统在没有故障告警的情形下仍不可满足特定导航服务的要求，比如可见卫星数不足，伪距误差协方差过大，卫星几何分布差等，这些都是由于非故障原因造成的导航系统不可用，这时候的告警我们应该视作完好性风险告警。完好性风险的含义即，在导航系统完好性监测算法未探测故障时实际定位误差或者告警时间超过规定的阈值的概率。值得指出，在完好性的概念中，有“及时”一词，这即规定了向用户告警的时间是有限制的，系统不可用后向用户告警的时间延迟的上限称作告警时间 (Time To Alert, TTA)。

根据上述分析，也可得出导航系统完好性的一些量化指标，其中包括：告警限值 (Alert Limit)，反映的是在一定的完好性风险 (通常记作 P_{HMI} , Probability of Hazardously Misleading Information) 下可允许的最大定位误差；告警时间 TTA 等。

完好性与 GNSS 系统的其他三个性能指标，即精度、连续性和可用性，并非割裂的关系，而是相互关联的。这里简单给出其他三个性能指标的概念：精度反映的是一定置信概率下的定位误差情况；连续性指的是导航系统在一段时间内连续不中断提供一定精度和完好性性能的导航服务的能力；可用性反映的是导航系统在提供服务的过程中同时满足精度、完好性、连续性要求的时间占总时间的概率。图 2-1 给出了导航系统“四性”之间的相互关系。

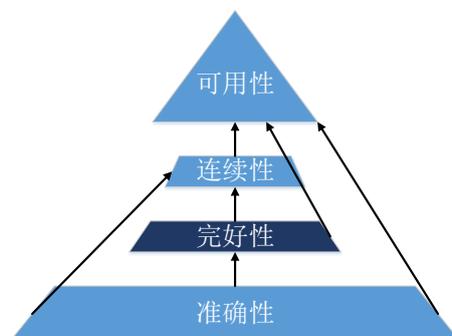


图 2-1 导航系统“四性”之间的相互关系

完好性在导航系统“四性”当中是直接与安全性和可靠性相关联的。对于特别关注安全性和可靠性的行业，如民航、军机、电力等，完好性则是最为关注的导航性能指标。可以称这类行业应用为完好性敏感型的应用（Integrity-Sensitive Application, ISP）。本文研究的是导航系统在民航领域的应用，而民航是典型的特别重视安全性和可靠性的行业，因此关于民航应用中导航系统完好性的研究被广泛关注。国际民航组织 ICAO 也给出了量化的完好性性能指标，将在下一小节中予以介绍。

2.1.2 民航导航性能要求

国际民航组织 ICAO 根据实际的实践经验和技术要求，提出了基于性能导航（Performance Based Navigation, PBN）的概念。PBN 主要强调在不同的飞行阶段中对导航系统提出的性能要求，也就包含对精度、完好性、连续性和可用性的要求。其中，民航飞机的飞行阶段包括航路段（En-route）、终端区（Terminal）、非精密进近（Non Precision Approach, NPA）、提供垂直引导的进近（Approach with Vertical Guidance, APV，包括 APV-I 和 APV-II）、精密进近（Precision Approach, PA，包括 CAT-I、CAT-II 和 CAT-III）。特别地，LPV-200（Localizer Performance with Vertical Guidance-200）是介于 APV-I 和 APV-II 之间的进近过程，它对应的是在飞机进近至离地面 200feet（约 60 米）的过程中提供具有垂直引导满足航向信标性能的进近导航。在飞行过程中越接近地表，所需的导航性能就越高。表 2-1 中给出 ICAO 中规定的各个飞行阶段的最小操作性能标准（Minimum Operation Performance Standard, MOPS）^[3]。

表 2-1 民航飞行各个阶段的导航性能需求

阶段	精度 (95%)		AL		完好性等 级	TTA	连续性	可用性
	水平	垂直	水平	垂直				
航路	3.7km	N/A	3.7km	N/A	1-10 ⁻⁷ /hr	5min	1-10 ⁻⁵ /hr	0.99~ 0.99999
终端	0.74km		1.85km			15s		
NPA	220m		556m			10s		
APV-I	16m	20m	40m	1-2×10 ⁻⁷ /approach	6s	1-8×10 ⁻⁶ /15s		
LPV-200		4m					35m	
APV-II		8m					20m	
CAT-I		4-6m					10-15m	
CAT-II	6.9m	2m	17.3m	5.3m	1-10 ⁻⁹ /15s	1-4×10 ⁻⁶ /15s		
CAT-III	6.2m	2m	15.5m	5.3m		1s	1-2×10 ⁻⁶ /30s(H) 1-2×10 ⁻⁶ /15s(V)	

注：LPV-200 是一个相对新的服务标准，在国际民航组织提供的 SARPs（Standard and Recommended Practices）文件中没有完整地介绍 LPV-200 的导航性能需求。LPV-200 是随着导航系统在民航进近过程中的应用，尤其是星基增强系统 SBAS 的应用而产生的一个新的服务标准。在第三章中，将研究不依赖 SBAS 仅依靠高级接收机自主完好性监测算法是否可以提供 LPV-200 服务。

表 2-1 中的导航性能需求是后续分析导航系统是否可以用于相应进近阶段的主要依据，根据计算得到的导航系统的性能指标，与导航性能需求对比来判断是否可用于该飞行阶段。

2.2 完好性监测体系综述

如 2.1 节所述,完好性是与安全性和可靠性直接相关的,而国际民航组织也给出了各个飞行阶段的导航性能需求,因此,在使用导航系统的同时对导航系统进行完好性监测也就成为完好性敏感型应用的必然要求。完好性监测可以根据监测的位置分为三大类:地面完好性监测通道(GNSS Integrity Channel or Ground Integrity Channel, GIC),星基自主完好性监测(Satellite Autonomous Integrity Monitoring, SAIM)和机载导航系统自主完好性监测(Aircraft Autonomous Integrity Monitoring, AAIM)。本节将围绕完好性监测体系中的三类监测方法分别展开。

2.2.1 地面完好性监测通道

地面完好性监测通道(GIC)的主要思路是在地面铺设监测站点,这些站点可以只布设在应用区域周边,也可以进行全球或者全国部署,这些站点可以接收 GNSS 信号,通过分析这些测量数据迅速进行故障探测与排除(Fault Detection and Exclusion, FDE)或者故障探测与识别(Fault Detection and Identification, FDI)。地面监测站还需要建立数据链路,将完好性监测的结果广播给用户,而这个数据链路可以通过地球静止轨道(GEO)卫星来实现。这个思路最初来源于美国 MITRE 公司的构想^[34]。

地面完好性监测通道的优点是不需要冗余的 GNSS 信息,这是因为参考站的绝对位置已知,所以可以在 GNSS 系统不可用时迅速地发出告警;但是 GIC 也有其固有的缺点,GIC 需要地面监测站和 GEO 卫星联合工作,而且需要大量的地面监测站点,这都使得 GIC 具有较高的复杂度,也需要大量的投入,而且数据链路是开放的无线电环境,本身也具有不可靠性。

在现实实践中,GIC 的思路最终演变成地基增强系统 GBAS 和星基增强系统 SBAS。当然,GBAS 和 SBAS 中不仅包括完好性监测和完好性增强功能,还具有伪距增强功能,但是随着 GNSS 系统性能的不不断提升,伪距增强功能的作用逐渐弱化。SBAS 系统、GBAS 系统在现实中也得到了应用,如美国的 WAAS 系统和 LASS 系统,中国的北斗 SBAS 和北斗地基增强系统,但是成本高仍是不可回避的问题。

2.2.2 星基自主完好性监测

星基自主完好性监测(SAIM)的主要思路是在 GNSS 卫星上加装 GNSS 接收机,星基的 GNSS 接收机可以收到其他卫星的导航信号,然后利用冗余信息进行完好性监测,当监测到卫星故障时发出告警。除了对卫星的故障监测,SAIM 中还包含星间链路的监测,其中星间链路指的是卫星之间进行数据通信和互相校准位置的服务。SAIM 可以监测的故障包括信号功率异常、时钟异常、导航数据错误、码与载波不一致以及比特翻转等故障。从 SAIM 的原理中不难得出,SAIM 的突出优点是可以很快的(1s 内)监测出完好性问题从而有效地有效的降低卫星差错漏检概率,也就是说,在卫星信号进入空间环境之前,SAIM 就已经对其完好性进行了监测。有文献研究表明,SAIM 对于 GNSS 卫星轨道和星钟误差的检测效果极好,它可以检测出仅有 18cm 大小的轨道径向误差^[35]。值得指出,SAIM 降低卫星差错漏检概率,对于降低保护水平具有明显的作用。但是,SAIM 也有其固有缺点,最明显地,SAIM 无法检测到 GNSS 信号发射之后的环境段的故障,比如电离层中的故障和对流层中的故障。

2.2.3 机载导航系统自主完好性监测

机载导航系统自主完好性监测的主要思路是机载导航系统收到的测量信息冗余度大于 0 时,就可以利用冗余信息进行一致性检验,没有故障的情况下,各个测量量应该符合一致性假设,当一致性检验不通过时,则认为发生了故障。在以往的文献中,本类监测一般称作

接收机自主完好性监测 (Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM), 但 RAIM 仅针对于单 GNSS 用于导航, 组合导航系统的自主完好性监测不应称作 RAIM, 而应属于机载导航系统自主完好性监测 (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring, AAIM) 的范畴。AAIM 是比 RAIM 更广的概念, 除了 RAIM 之外, 它还包括 GNSS/气压计组合导航系统、GNSS/INS 组合导航系统等的自主完好性监测。AAIM 所界定的, 是仅依靠机载传感器进行自主完好性监测, 而不依赖外部。

AAIM/RAIM 的突出优点就是不依赖外部支持、成本低、响应速度快、监测的故障类型全面等, 而 AAIM/RAIM 也因为这些优点得到了学术界和工业界的青睐, 成为了应用最为广泛、研究最为深入的完好性监测算法。本文的主要研究内容也是围绕 AAIM 算法的。本章的 2.3 节将继续对 AAIM 进行介绍。

2.3 机载导航系统自主完好性监测算法综述

AAIM 是针对于机载导航系统的自主完好性监测算法。这里的机载导航系统可以是仅 GNSS 系统 (此时 AAIM 即为 RAIM/ARAIM 算法), 也可以是 GNSS/气压计、GNSS/惯导、GNSS/测距仪 (DME) 等组合导航系统的自主完好性监测算法。AAIM 突出的特点是仅依靠机载导航系统的测量量进行完好性监测, 而不需要借助地面监测站或者星基完好性监测的支持。下面对常见的 AAIM 算法进行介绍。

RAIM 是最常见的一类 AAIM 算法, 目前已经广泛存在于 GNSS 接收机中。RAIM 算法最早提出于 1987 年, 经过近 30 年的发展算法已经成熟。常见的 RAIM 算法根据完好性监测的位置可以分为两大类: 解域的 RAIM 和量测域的 RAIM。解域的 RAIM 的最常见的是 1988 年 Brown 提出的最大解分离方法 (Maximum Solution Separation, MSS)。这种算法的基本思路是, 用可见卫星全集及其子集分别进行定位解算, 若无故障, 这些定位结果之间的距离不会超过个门限值, 若存在某子集的定位结果与全集的定位结果之间的距离超过了这一门限值, 则认为发生了故障。常见的量测域 RAIM 算法有三类, 分别是基于伪距比较法、最小二乘残差法和奇偶空间法, 这三类 RAIM 算法本质上都是基于残差矢量的, 且三种算法之间是等价的^[36]。此处不具体介绍其原理。除了解域的 RAIM、伪距域的 RAIM, 还有载波相位 RAIM (Carrier RAIM, CRAIM), 但由于其复杂性并未在航空中得到应用。

ARAIM (Advanced RAIM) 是在近些年来发展起来的高级接收机自主完好性算法, 也仅用于仅 GNSS 的导航系统。ARAIM 相对于 RAIM 算法的高级之处在于: (1) 支持双频点、多星座; (2) 有更细致的误差模型和概率模型; (3) 对有垂直引导的进近过程的支持能力更强。在第三章中将具体介绍 ARAIM 算法的原理。

表 2-2 RAIM 算法分类

分类方式	内容
监测位置	伪距/残差
	解域 (位置)
定位方式	载波相位
	最小二乘算法(LS)
故障数量	卡尔曼滤波(KF)
	单故障
故障类型	多故障
	阶跃故障
	缓变故障

(续表)

统计方法	快照法 序贯法
FDE 能力	仅具有 FD 能力 具有 FDE 能力
完好性指标计算	保护水平 最小可探测粗差 (MDB)

表 2-2 给出了一种 RAIM 算法的归纳方法。

虽然表 2-2 是对 RAIM 算法的分类,但表中的分类标准同样适用于 AAIM 算法。这里指出,目前的 RAIM 算法的难点集中于:使用卡尔曼滤波进行定位的导航系统的自主完好性监测、对多故障的探测与准确排除、对缓变故障的及时探测与排除、保护水平计算算法等。这些难点同样存在于 AAIM 算法当中。

下面介绍常见的 AAIM 算法。常见的可以用于民航的组合导航系统有 GNSS/气压计组合导航系统和 GNSS/INS 组合导航系统。使用气压计进行辅助增强 GNSS 的主要原因是气压计可以提供垂直方向的测量信息,因此可以提高导航系统在垂直方向的精度和完好性。对于有垂直引导的进近过程,增强垂直方向的完好性意义很大,因为有垂直引导进近过程对导航性能的要求最重要的就是垂直方向的精度和完好性,相对而言,水平方向的性能需求易于满足。对气压计辅助 GNSS 增强完好性的研究出现于 1990 年左右,到 2000 年后逐渐减少,其原因在于气压计的精度和稳定性不足以对 GNSS 进行有效的辅助。使用气压计辅助 GNSS 的应用多集中于非精密进近阶段。对于目前研究有垂直引导的进近过程和精密进近过程,气压计可以发挥的作用不大。

相对而言,对于使用惯导辅助 GNSS 来实现机载导航系统完好性增强的研究较多,这是因为:(1)民航飞机或者军机上本身配备有高性能的惯性导航系统,实现 GNSS/INS 紧组合系统不需要额外加装其他传感器,不会带来成本的提升;(2)惯性导航系统与 GNSS 进行组合,可以有效提升导航系统的精度、鲁棒性和完好性,这也是学者和工业界关注 GNSS/INS 组合导航系统的自主完好性监测算法的原因之一;(3)使用惯性导航系统与 GNSS 进行组合是提升导航系统在 APV、LPV-200 服务下中可用性以及可能实现精密进近的途径之一,这一点是研究 GNSS/INS 系统 AAIM 算法的重要动机。

对于 GNSS/INS 组合系统的 AAIM 算法的研究,可以按照 GNSS/INS 组合导航的方式来分为三类,包括松组合系统的 AAIM 算法、紧组合系统的 AAIM 算法以及超紧组合的 AAIM 算法。其中紧组合系统由于其算法复杂度不大且鲁棒性以及对于精度的提升和可用性的提升优于松组合系统而得到相对广泛的使用,关于紧组合系统的 AAIM 算法的研究也明显多于其余两种组合系统。

对于 GNSS/INS 松组合系统,如果 GNSS 或者 INS 中出现了故障,松组合系统无法探测出故障,因此也无法估计出在有故障情形下的定位误差上界,这显然不适合作为机载导航系统,因为民航领域的完好性性能要求中要给出定位误差上界^[25]。

对于 GNSS/INS 深组合系统,AAIM 算法的研究相对较少,Brown R.G.等人提出的 GI-RAIM 方法是比较经典的一种^[37]。上海交通大学的秦峰博士也研究了超紧组合系统中的故障探测与识别问题^[38]。由于 GNSS/INS 深组合系统算法复杂度高、短时间内难于在民航上获得使用的原因,对于深组合系统的 AAIM 算法的研究目前发展缓慢。

对于 GNSS/INS 紧组合系统,AAIM 算法的研究相对较多,常见的算法包括 Honeywell 公司研究较多的基于解分离法 (Maximum Solution Separation, MSS) 的 AAIM 算法^{[24][26]}、

Diesel 等人提出的自主完好性外推法 (Autonomous Integrity monitoring by Extrapolation Method, AIME)^[39]以及 Hewitson 等人提出的 eRAIM(extended RAIM)方法^[30]。本文的第四章在这些算法的基础上继续开展研究。

最后,值得指出,但机载导航系统为组合导航系统,即使用其他传感器来辅助 GNSS 时,此时可视为机载完好性增强系统 (ABAS),所以,AAIM 算法常与 ABAS 相关联。GNSS/INS 组合导航即是典型的 ABAS 的实现形式。此处不再单独介绍 ABAS 系统。

2.4 本章小结

本章是本文的理论研究部分,主要介绍了完好性的概念和民航领域的导航性能需求,并做了地-空-天三级的完好性监测体系综述。此外,由于本文研究的重点是空基的完好性监测,即机载导航系统自主完好性监测 (AAIM),所以本章中介绍了几种常见的 AAIM 算法。本章的理论研究的目的是介绍本文研究内容的来龙去脉,属于科学研究“继承与创新”的“继承”部分。本章的研究成果是在战兴群老师、苏先礼师兄的“GNSS 完好性监测及辅助性能增强技术”专著的基础上的进一步总结与概括,并重点加入了机载导航系统完好性增强与机载导航系统自主完好性监测算法的内容。

第三章 ARAIM 算法实现与仿真研究

本章隶属于本文算法设计的第一部分：高级接收机自主完好性监测算法(Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring, ARAIM)的实现与仿真研究。本章的内容安排如下：3.1 节给出 ARAIM 算法的简介，介绍 ARAIM 算法的理论框架和数学原理，并介绍了 ARAIM 算法的研究前沿。3.2 节完成 ARAIM 算法的计算机仿真，并通过仿真研究 ARAIM 算法在 LPV-200 下的可用性。3.3 节进一步研究 ARAIM 算法在 1 级精密进近 (CAT-I) 中的可用性。3.4 节给出本章小结。

3.1 ARAIM 算法概述：简介、原理与前沿

3.1.1 ARAIM 算法简介

ARAIM 算法是 2010 年附近开始提出的一种高级的接收机自主完好性算法，由以斯坦福大学 GPS 实验室 Juan Blanch 和 Todd Walter 等人为主导的 US-EU GPS/Galileo 卫星导航合作组织 C 工作组 (WGC) ARAIM 技术子工作组 (ARAIM TSG) 提出。该工作组的研究目的是设计和发展下一代的航空领域基于卫星导航的导航和授时系统，其中一项任务是研究基于 GPS-Galileo 的导航系统在安全性相关领域 (Safety of Life) 的应用问题。ARAIM TSG 于 2010 年成立，2016 年 2 月份给出了关于 ARAIM 的最终技术报告^[40]。

ARAIM 算法的重要目标是基于 GNSS 系统 (主要指 GPS-Galileo 系统) 提供民航飞机全球范围内的有垂直引导的进近过程 (Localizer Performance with Vertical Guidance, LPV) 的导航服务。LPV 包含两个过程，一个是 LPV-250，另一个则是 LPV-200，分别指的是将飞机引导至距离地面 250 英尺和 200 英尺，显然后者的导航性能要求更高。

ARAIM 之所以可以称作是“高级”的 RAIM，作者将其主要的先进之处归纳如下：

(1) 双频点、多星座 (Dual Frequency Multi Constellation, DFMC)。ARAIM 研究了双频的多星座融合导航下的完好性，使用多星座来提升可见卫星数，使用双频点消除电离层误差降低伪距协方差。

(2) 更全面的故障模式。ARAIM 算法除了应对单卫星故障问题外，还引入了多卫星故障以及星座故障模式，并基于统计结果给出了卫星故障的概率和星座故障的概率。ARAIM 使用了多假设解分离 (Multiple Hypotheses Solution Separation, MHSS) 的方法，每一种故障模式 (Fault Mode) 对应一种故障假设。更全面的故障模式可以提高完好性监测算法的可靠性和科学性。

(3) 更完善的误差模型。ARAIM 的伪距误差模型是 ARAIM 突出的特色之一，也是 ARAIM 先进性的重要体现。ARAIM 算法中给出了伪距的误差协方差模型，其中包含对流层误差模型、多径误差模型、用户测距精度 (User Range Accuracy, URA)、用户测距误差 (User Range Error, URE) 以及伪距名义偏差等。更完善的误差模型可以使计算出的保护水平更有说服力，也更符合实际。

(4) 更优的保护水平计算方法。ARAIM 算法中的保护水平计算方程经过严格数学推导，比 RAIM 中的保护水平计算方法更严谨，也可以有效降低保护水平。

(5) 更先进的性能。ARAIM 算法相对于传统 RAIM 算法具有更低的保护水平，支持更高性能要求的导航服务，如 LPV-200 服务，还可以提高特定导航服务的可用性水平。这也

是 RAIM 受到广泛关注的根本原因。

(6) 完好性支持信息 (Integrity Support Message, ISM)。RAIM 中使用完好性支持信息, 通过地面的监测数据, 估计卫星的先验故障概率、星座的星座故障概率、URA 等对保护水平结果影响明显的参数, 输入给 RAIM 算法, 这可以使 RAIM 算法的结果更准确。

3.1.2 RAIM 算法原理归纳

本小节具体介绍 RAIM 算法的原理。RAIM 作为接收机自主完好性监测算法的一种, 包括可用性判断、故障探测与识别三大部分, 符合图 3-1 所示的 RAIM/RAIM 的基本算法框架。从图 3-1 中可以看出, RAIM/RAIM 算法中包含两部分告警: 一是 RAIM/RAIM 不可用时的告警, 即性能不满足要求; 二是探测出故障且无法排除的告警, 即故障告警。接收机自主完好性监测算法的核心目的即告知用户当前的导航系统是否可以支持当前所需的导航服务。

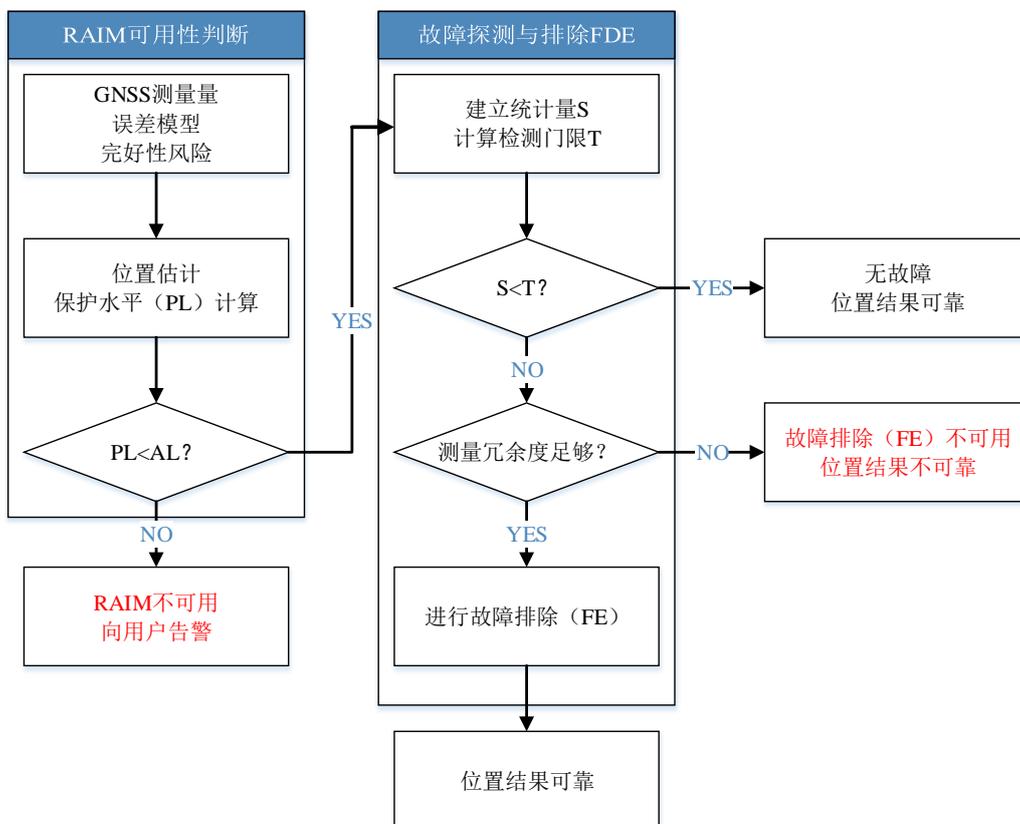


图 3-1 RAIM/RAIM 算法流程图

接下来介绍 RAIM 算法的原理。此处不涉及具体的公式, 仅介绍 RAIM 的计算流程, RAIM 算法的具体公式可以参考文献[40]。作者归纳的 RAIM 算法的计算流程如下:

(1) 算法参数设置: 主要包括 ISM 参数设置、导航性能要求输入、虚警概率等算法参数设置;

(2) 计算伪距误差协方差: 根据误差模型, 输入卫星仰角等参数计算误差协方差矩阵;

(3) 确定故障模式: 根据卫星故障概率和星座故障概率等, 确定可见卫星子集 (Subset) 和故障模式 (Fault Mode);

(4) 计算位置协方差: 基于最小二乘原理和误差传播理论, 计算每个可见卫星子集的定位估计误差协方差和解分离协方差。其中解分离的含义是各个可见卫星子集 (subset) 的

位置估计结果与可见卫星全集 (all-in-view) 位置估计结果之间的差。

(5) 计算故障检测门限值: ARAIM 中的故障检测是基于解分离的, 解分离在无故障的情况下符合零均值正态分布, 根据虚警 (False Alarm) 概率可以确定出各个方向的各个子集对应的门限值。

(6) 故障检测: 根据各个子集解分离的结果和对应的门限值, 进行故障检测;

(7) 保护水平计算: 根据故障检测门限值位置协方差以及完好性风险等计算保护水平;

(8) 判段可用性: 根据计算出的保护水平和精度等结果, 与导航性能需求进行比较, 判断 ARAIM 是否可用。

下一节中将通过 MATLAB/Simulink 实现 ARAIM 算法, 并进行仿真研究。

3.1.3 ARAIM 算法研究前沿综述

ARAIM 自 2010 年提出以来, 因其优异的算法性能和突出的实际意义而得到学术界广泛关注, 不少学者也致力于研究 ARAIM 算法的改进和性能的提升。目前学术研究的前沿主要集中在以下几个方面:

(1) ARAIM 算法仿真测试: 考虑不同星座组合下的 ARAIM 算法在不同飞行阶段的可用性, 确定当前星座及未来星座下 ARAIM 算法的能力范围。

(2) ARAIM 算法的验证: 之前 ARAIM 算法的研究多由仿真进行, 但是 ARAIM 算法若真正进入产品, 必须经过真实数据测试, 因此有学者开始研究基于实测数据的 ARAIM 算法的可行性^[41], 也有学者开始用无人机或者小的商务飞机进行飞行实验验证机载 ARAIM 算法的可行性^[42]。

(3) 降低保护水平: 降低保护水平可以提高可用性, 经济意义和工程意义很大, 所以也有很多学者开始研究如何在 ARAIM 算法的基础上进一步降低保护水平, 比如用多目标优化的方法来降低垂直保护水平^[43]。

(4) 降低计算复杂度: ARAIM 中使用多星座和多假设解分离方法, 当可见卫星数变多时, 算法的计算复杂度会迅速提高, 所以学者开始研究如何降低计算复杂度, 最主要的方法就是降低可见卫星子集的数量^[44]。

(5) 研究完好性支持信息的实现方法: ISM 是 ARAIM 中的重要一环, 但是之前对于如何提供准确的 ISM 的研究较少, 最近伊利诺伊大学等单位开始研究如何通过地面监测提供 ISM 中的参数^[45], 该研究对于使 ARAIM 真正走向实用具有重要意义。

(6) 研究 ARAIM 误差模型的改进与验证: ARAIM 算法中包含伪距误差协方差模型, 但是这个模型的准确度一直是学者关注的内容之一, 所以关于对这个模型进行验证或者改进的研究也很多^[46]。

(7) 研究 ARAIM 与 SBAS 的融合: ARAIM 和 SBAS 本属于两个不同的完好性监测方法, 但是可以将二者结合起来进行进一步地性能增强, 这也得到了学者的关注^[47]。

本章的研究集中于 ARAIM 算法仿真测试部分, ARAIM 仿真测试研究是对 ARAIM 算法能力的验证, 也提供了 ARAIM 算法改进的动机, 属于 ARAIM 算法的基础研究, 对后续的前沿研究具有指引和导向作用。

3.2 ARAIM 的 LPV-200 服务可用性研究

本节将研究 LPV-200 服务下 ARAIM 算法的全球可用性。这里的“可用”指的是实际导航性能满足 LPV-200 服务需求的导航性能。LPV-200 服务的导航性能需求可见于表 2-1。此处再次给出 LPV-200 的导航性能需求^{[40][48]}:

- (1) 在 99.99999% 的时间内, 保护水平 PL 小于对应的告警门限 AL。其中 HAL=40m, VAL=35m。

- (2) 在 99.999% 的时间内，有效监视门限 (Effective Monitoring Threshold, EMT) 小于 15m。
- (3) 在 95% 的时间内，垂直定位精度应优于 4m，无故障时 99.99999% 时间内的精度优于 10 米。

其中，有效监视门限 EMT 是对故障探测门限的一个约束，这是 ARAIM 算法中率先引入的一个概念和指标。

接下来，本节分两小节进行介绍，内容分别为仿真条件、仿真结果与分析。

3.2.1 仿真条件

本文搭建了基于 MATLAB 的 ARAIM 算法仿真及可用性研究平台，该平台基于斯坦福大学 MAAST (MATLAB Algorithm Availability Simulation Toolset) 工具箱^[49]。该平台的具体框架见于本文 5.1 节。

仿真平台需要输入星历 (Almanac) 文件来提供卫星的位置和速度。星历文件可以从美国海岸警卫队导航中心 (U.S. Coast Guard Navigation Center) 的网站下载。本文选择 GPS 周第 907 周的星历文件，其中包括 GPS 星历和 Galileo 星历。北斗系统的星历文件只可下载北斗 2 代系统的星历文件，在此基础上增加 5 颗 GEO 卫星和 3 颗 IGSO 卫星构成北斗 3 代星座。

ARAIM 仿真平台还需输入完好性支持信息 (ISM) 和算法参数作为输入，分别示于表 3-1 和表 3-2，两者皆参照文献[40]进行设置。

表 3-1 完好性支持信息参数

参数	GPS	Galileo	BDS
URA(m)	1	1	2.4
URE(m)	URA*2/3	URA*2/3	URA*2/3
名义偏差(m)	0.75	0.75	0.75
卫星故障概率	10^{-5}	10^{-5}	10^{-5}
星座故障概率	10^{-4}	10^{-4}	10^{-4}

表 3-2 算法参数

参数	取值
垂直完好性风险 PHMI_VERT	9.8×10^{-8}
水平完好性风险 PHMI_HOR	2×10^{-9}
垂直虚警概率 PFA_VERT	3.9×10^{-9}
水平虚警概率 PFA_HOR	9×10^{-8}
漏监测完好性风险 P_THRES	10^{-5}

仿真时空间离散步长为 $5^\circ \times 5^\circ$ ，时间离散步长为 600s，仿真时间总长为 10 天。

3.2.2 仿真结果与分析

本小节给出在 LPV-200 服务标准下 GPS/BDS 双星座的 ARAIM 全球可用性仿真结果，并与 GPS/Galileo 的结果进行对比。其中 BDS 星座取 BDS-3 的布局，即具有全球覆盖能力的北斗星座 (预计 2020 年建成)，其中除了常规的中轨导航星 (MEO) 外还包括 GEO 卫星和 IGSO 卫星。仿真全部采用双频点消除电离层误差。

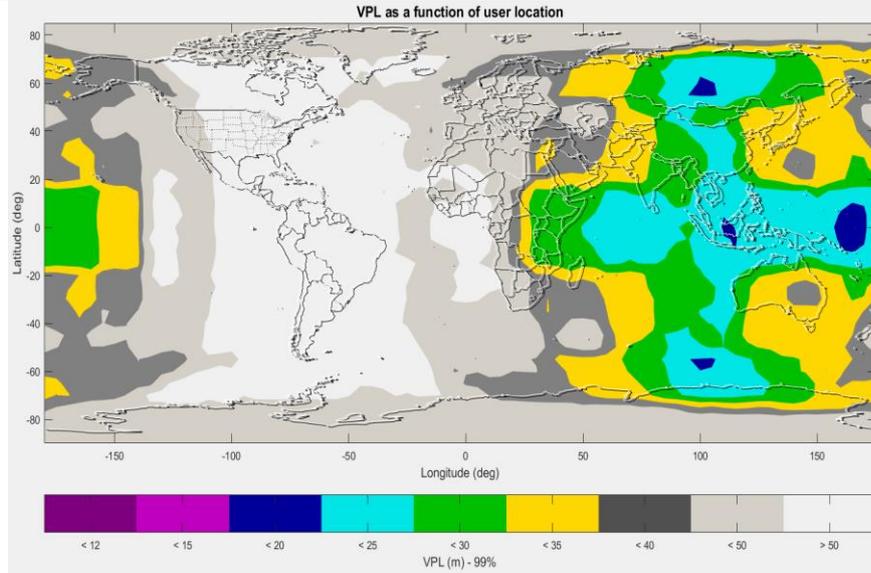


图 3-1 仅 BDS-3 星座下垂直保护水平 (VPL) 全球分布情况

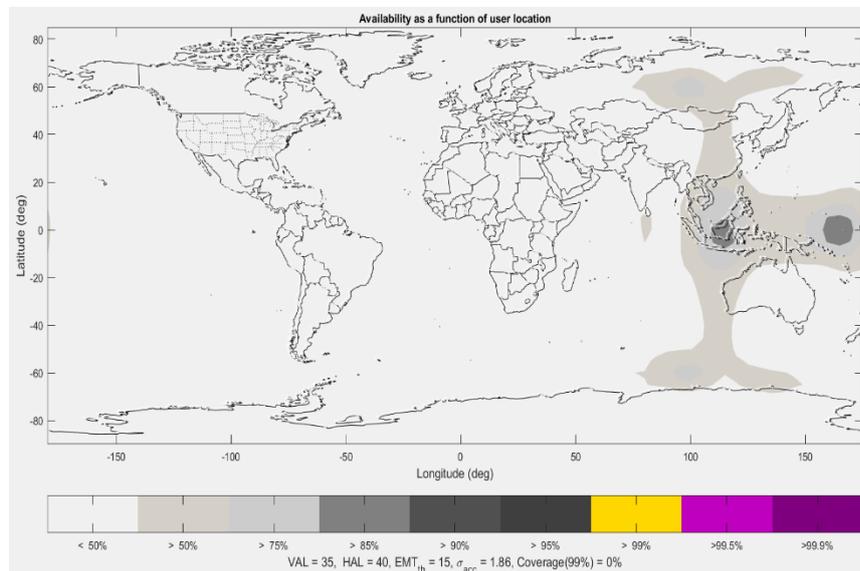


图 3-2 仅 BDS-3 星座下 LPV-200 服务 ARAIM 算法的全球可用性分布

由于在 LPV-200 服务中，垂直方向的服务能力是需要重点关注的，所以图 3-1 中给出了仅考虑北斗 3 代系统的垂直保护水平全球分布情况。从中可以看出，在中国及周边地区，以及对称的南半球相应地区，VPL 的数值较小，基本均低于 30m，这是满足 LPV-200 限定的 35m 的要求的。之所以该区域 VPL 数值小（即性能更优），是因为北斗系统中的 GEO 卫星和 IGSO 卫星主要是对中国及其周边地区进行增强，而且由于南北半球的对称性，在南半球的对应区域（澳大利亚）的性能也会得到增强。

图 3-1 中给出的是仿真时间终止瞬间的 VPL 情况，而图 3-2 中给出了仅 BDS-3 星座下全球各个区域 ARAIM 可用的时间占总时间仿真的比例情况。可以看出大部分区域的可用性低于 50%，仅在中国附近区域及南半球对应区域的可用性高于 50%，满足 99% 及以上的时间 ARAIM 可用的全球覆盖率为 0%。因此，可以得出结论，仅用 BDS-3 无法满足 LPV-200 的要求。

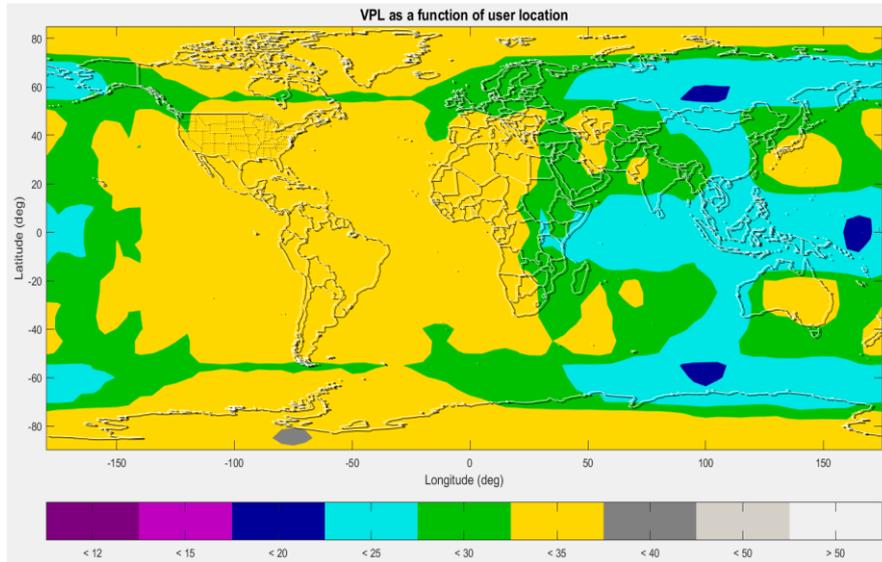


图 3-3(a) BDS-3/GPS 双星座下 VPL 的全球分布情况

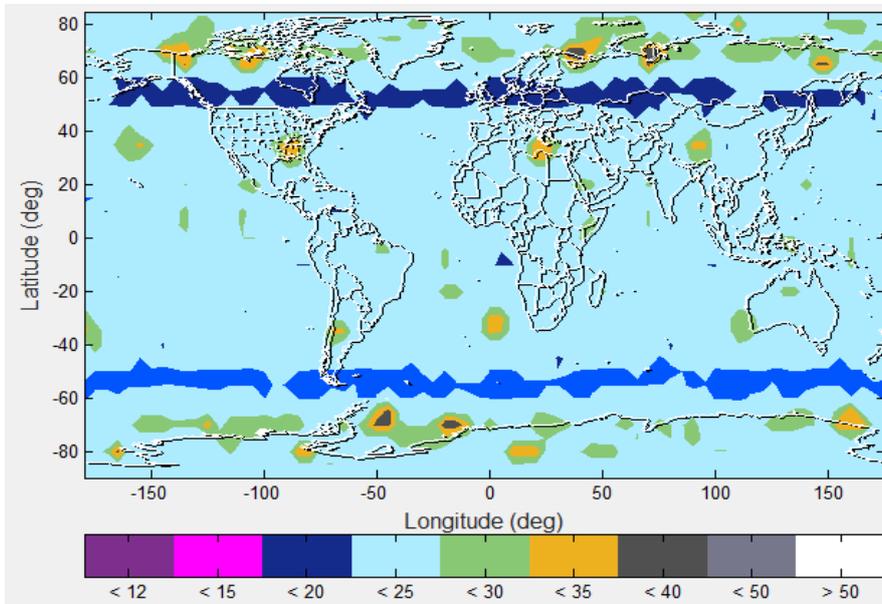


图 3-3(b) GPS/Galileo 双星座下 VPL 的全球分布情况

图 3-3(a)和(b)分别给出了 GPS/BDS-3 双星座和 GPS/BDS 双星座下 VPL 的全球分布情况。首先对比图 3-3(a)和图 3-1，可以明显发现双星座条件下全球的 VPL 值明显降低，GPS 的加入明显增强了仅 BDS 时性能较为薄弱的区域，即图 3-3(a)中黄色覆盖的区域。再对比 3-3(a)和(b)两图，可以发现 BDS/GPS 双星座的 VPL 值平均高于 GPS/Galileo 双星座的 VPL 值。这种现象的出现，除了与星座布局有关之外，还与算法中用户测距精度 URA 的设定有关，GPS 和 Galileo 的 URA 设定为 1 米，而 BDS 的 URA 设定为 2.4 米，这将直接导致同等条件下 BDS 星座的性能差于 GPS 和 Galileo。

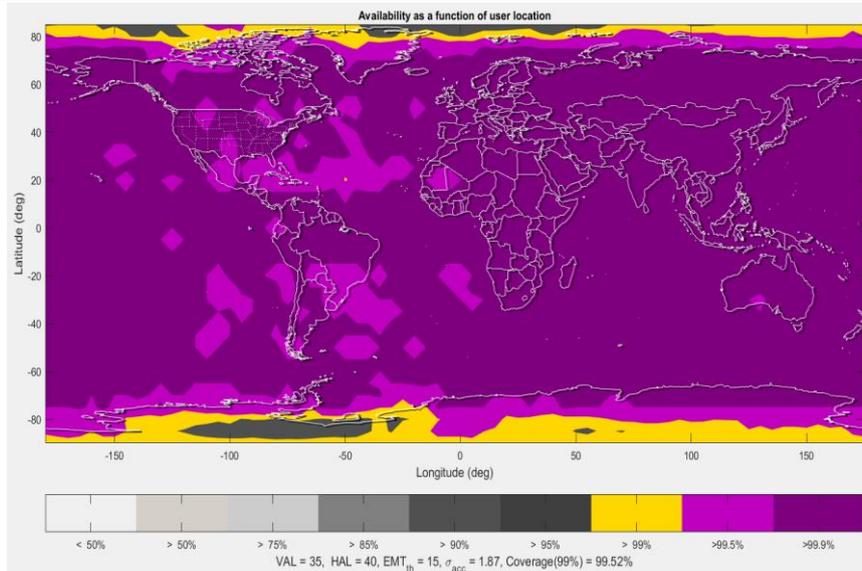


图 3-4(a) BDS/GPS 星座下 LPV-200 服务 ARAIM 算法的全球可用性分布

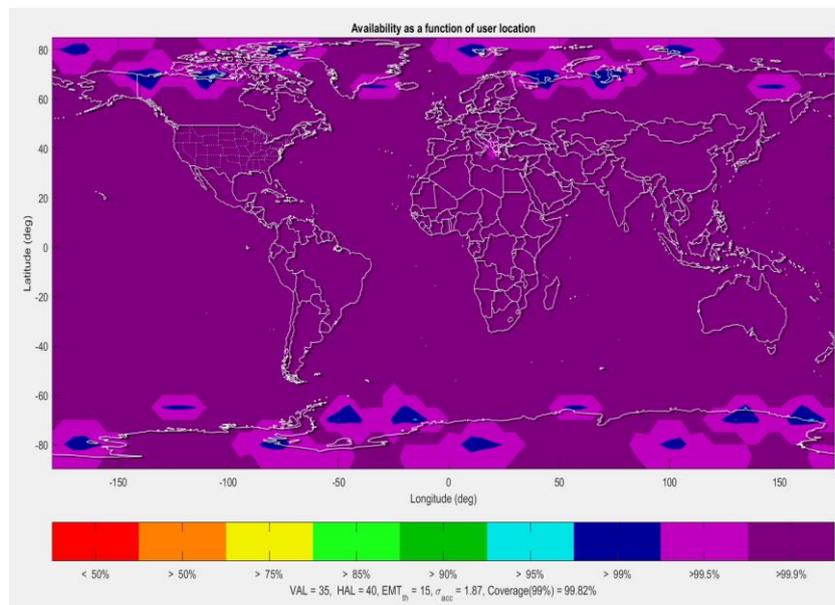


图 3-4(b) GPS/Galileo 星座下 LPV-200 服务 ARAIM 算法的全球可用性分布

图 3-4(a)和(b)两幅图分别给出了 BDS/GPS 双星座下和 GPS/Galileo 双星座下 LPV-200 服务 ARAIM 算法全球可用性的分布情况。首先可以看出，双星座情形下可用性情况明显好于单星座（图 3-2）。双星座情形下，满足仿真时间内 99% 以上时间 ARAIM 可用的面积占全球总面积的 99% 以上，其中 GPS/Galileo 双星座情形以 99.82% 的覆盖率略优于 GPS/BDS 双星座情形下的 99.52% 的覆盖率。从图 3-4(a)中可以看出 GPS/BDS 在提供服务时的主要薄弱区域在于两极地区，这是由于两极地区可见卫星数目少和几何构型差所导致的。

特别指出，图 3-4(a)和(b)给出了一个重要结论，GPS/BDS 或者 GPS/Galileo 双频双星座情形下，ARAIM 已经基本具有提供全球范围的 LPV-200 服务的能力。这个结论是至关重要的，因为提供全球的 LPV-200 服务能力是 ARAIM 工作组最初设计 ARAIM 算法的初衷。

3.3 ARAIM 的 CAT-I 服务可用性研究暨完好性增强必要性分析

在 3.2 节研究 ARAIM 算法提供 LPV-200 服务的能力之后，本节继续关注 ARAIM 算法

是否具有提供更高标准的进近服务。本节研究 ARAIM 算法在第一类精密阶段 (CAT-I) 下的可用性情况。首先给出 CAT-I 的导航性能需求:

- (1) 在 99.99999% 的时间内, 保护水平 PL 小于对应的告警门限 AL。其中 HAL=40m, VAL=10~15m, 本文取 VAL=15m。
- (2) 在 95% 的时间内, 垂直定位精度应优于 4m。

相对于 LPV-200 而言, CAT-I 服务对垂直保护水平的要求更高, 垂直保护门限从 LPV-200 中的 35 米变为了 10~15 米, 这是 CAT-I 相对于 LPV-200 最大的差异, 也是实现 CAT-I 最大的难点。

我们以 GPS/Galileo 双频双星座为例进行仿真, 研究该种情形下 ARAIM 算法在 CAT-I 服务下的全球可用性情况。

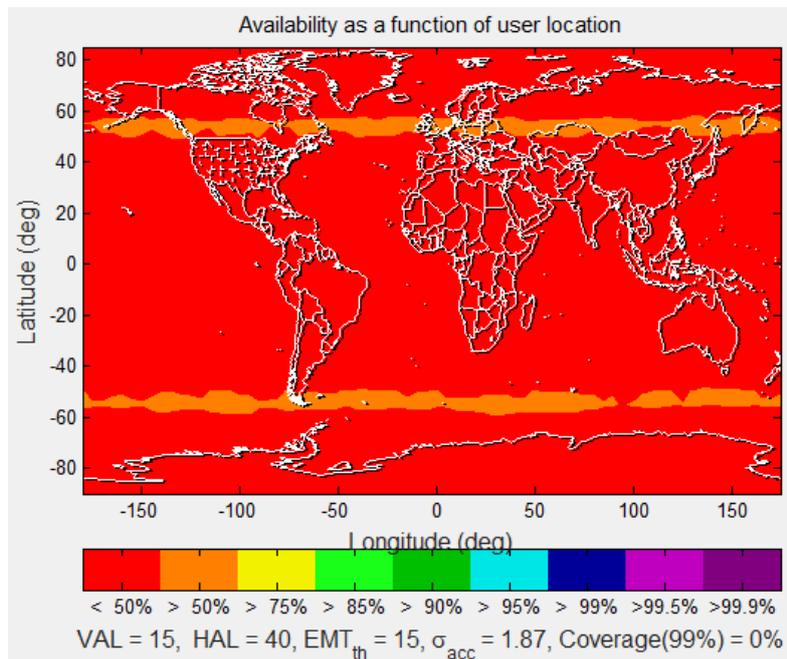


图 3-5 GPS/Galileo 双星座下 CAT-I 服务下 ARAIM 算法的全球可用性分布

从图 3-5 中可以看出, 在 CAT-I 服务下, ARAIM 算法的可用性明显不如 LPV-200 服务下的可用性情况 (图 3-4(b))。满足 99% 时间内 ARAIM 算法可用的区域占全球总面积的比例为 0%。这表明, GPS/Galileo 双星座下不具有全球提供 CAT-I 服务的能力。因此, 提高导航系统的完好性是具有现实需求的, 即通过增强完好性来提供 CAT-I 服务。这也是本文第四章的研究出发点。

3.4 本章小结

本章的主题是高级接收机自主完好性监测算法 (ARAIM), 主要完成了以下内容: ARAIM 算法的概念、算法与理论介绍, 这是研究 ARAIM 算法及其应用的基础; 给出了 ARAIM 算法的研究前沿综述, 对后续学者的研究具有指引和导向作用; 然后搭建了 ARAIM 可用性计算机仿真分析平台, 分别分析了 GPS 与北斗双星座双频点导航系统下的 ARAIM 算法在 LPV-200 和 CAT-I 两种情形下的可用性, 结果表明 GPS/BDS 或 GPS/Galileo DFMC ARAIM 在 LPV-200 下的全球可用性覆盖率很高, 超过 99%, 但是在一类精密进近 CAT-I 服务下的全球可用性覆盖率为 0%, 这也引出了接下来研究机载完好性增强系统及机载导航系统自主完好性监测算法的直接动机: 降低保护水平, 增强机载导航系统在 CAT-I 中的可用性。本章的仿

真工作作为作者与梅浩师兄、张欣老师共同完成，同时得到了战兴群老师、叶萍师姐的指导。本章的部分研究成果作为上海交通大学-霍尼韦尔（中国）公司的完好性合作项目的提交内容之一，同时部分成果发表在 2017 年 ION-PNT 国际会议上，本人作为合作作者。

第四章 GNSS/INS 紧组合系统自主完好性监测算法设计

本章隶属于本文的算法设计第二部分：GNSS/INS 紧组合系统的自主完好性监测算法设计与实现。本章所研究的内容同时属于图 1-1 中的机载完好性增强系统 (ABAS) 和机载导航系统自主完好性监测算法 (AAIM)，具体来讲，引入惯性导航系统 (INS) 与 GNSS 进行组合是实现 ABAS 的一种途径，本章研究的紧组合系统的自主完好性监测算法属于 AAIM 算法的范畴。本章的结构如下：4.1 节介绍 GNSS/INS 紧组合算法的原理，并完成紧组合算法的计算机仿真平台搭建；4.2 节设计了一种紧组合系统的故障检测与排除算法，发现了“故障跟随 (Error Tracking)”现象对于故障检测与排除算法的不利影响，并引入鲁棒估计 (Robust Estimation) 来抑制“故障跟随”现象从而增强故障检测与排除算法的性能；4.3 节创新地提出了一种综合考虑器件故障和滤波器故障的紧组合系统自主完好性监测算法，算法结构完整，理论推导严密，涉及故障探测及保护水平计算，同时算法具有原创性和显著的创新性；4.4 节实现了 4.3 节设计的算法的计算机仿真，验证其可用性及先进性；4.5 节给出了本章小结。

4.1 GNSS/INS 紧组合算法原理与仿真

全球卫星导航系统 GNSS 和惯性导航系统 INS 是两种不同的导航方式，两者具有各自固有的优缺点。GNSS 可以提供全球的、精度较高的定位能力，但是其在可见卫星数较少或者可见卫星几何分布较差时定位精度较差，单星座可见卫星数低于 4 颗时无法进行定位，且数据输出频率不高，一般为 1Hz 或者 10Hz。INS 可以提供高频率的导航输出，短时精度很高，但是随时间增长，INS 的精度会越来越差，这是由于积分导致发散造成的。可以发现，INS 和 GNSS 可以很好的进行优势互补，因此 GNSS/INS 组合导航算法应运而生。

GNSS 与 INS 的组合导航方式主要有松 (Loose) 组合、紧 (Tight) 组合和深 (Deep/Ultra-tight) 组合三种。其中松组合是在导航解算域的组合，紧组合是在量测域的组合，而深组合是在环路的组合。一般来说，松组合、紧组合、深组合的算法复杂度和计算量逐级增加，导航性能和鲁棒性也逐级增强。本文选择 GNSS/INS 紧组合算法进行研究，主要原因是：GNSS/INS 紧组合目前应用广泛，对于民航飞机应用而言，不需考虑高动态的需求，紧组合导航实现了性能和计算复杂度之间的一个平衡。本文 2.3 节中也给出了 GNSS/INS 紧组合在故障探测上的优势。为此本文选择紧组合开展研究。

接下来本节将介绍常见的闭环 (Closed-loop) 的 GNSS/INS 紧组合算法原理[50]，这里闭环的含义是用状态估计的结果去校正 IMU 的输出。GNSS/INS 紧组合的算法框架如图 4-1 所示。

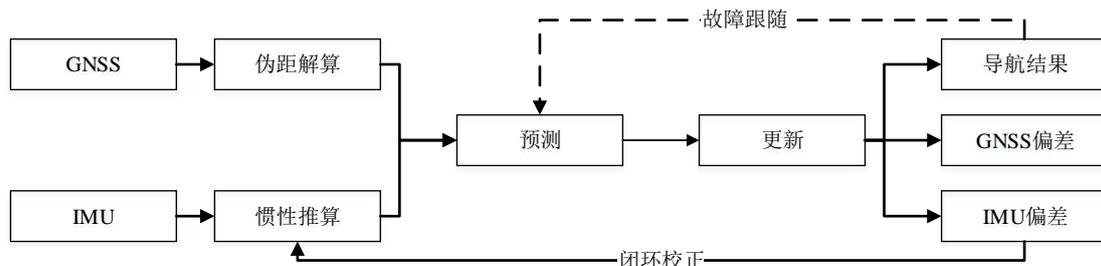


图 4-1 GNSS 紧组合原理图示

特别指出，图 4-1 中虚线所示的“故障跟随”是 4.2 节研究的重点，在 4.2 节中进行具体介绍。

原理紧组合算法是基于扩展卡尔曼滤波（Extended Kalman Filter, EKF）的，其状态向量（State Vector）一般由 INS 状态推算偏差、IMU 测量量偏差和 GNSS 偏差（钟差、钟漂）构成，如公式（4.1）所示：

$$x = [\delta a; \delta v; \delta p; b^a; b^g; b^{clk}; \dot{b}^{clk}] \quad (4.1)$$

其中，

- δa 、 δv 和 δp 分别指的是在 ECEF 坐标系下 INS 姿态估计的误差、INS 速度估计的误差和 INS 位置估计的误差；

- b^a 和 b^g 分别指的是 3 个方向的 IMU 加速度计偏差和 3 个方向的 IMU 陀螺仪偏差；

- b^{clk} 和 \dot{b}^{clk} 分别指的是 GNSS 的钟差和钟漂。

对于 GNSS/INS 紧组合算法而言，其状态方程可写作如下形式：

$$x_{k+1} = \Phi_{k+1|k} x_k + \omega \quad (4.2)$$

其中 $\Phi_{k+1|k}$ 是从 k 时刻到 $k+1$ 时刻的状态转移矩阵，根据系统方程做离散和线性化处理得到，这里的系统方程指的是 INS 误差传播方程。 ω 指的是过程噪声向量。相应地，状态向量协方差的方程可以表达为：

$$P_{k+1|k} = \Phi_{k+1|k} P_k \Phi_{k+1|k}^T + Q_k \quad (4.3)$$

其中 P 为状态变量误差协方差， Q 为过程噪声协方差。

系统的观测方程如下：

$$z_{k+1} = H_{k+1} x_{k+1} + v \quad (4.4)$$

其中 z_{k+1} 是观测量，在紧组合中为 GNSS 的测量量与 INS 推出的等效测量量的差值。 H_{k+1} 为观测矩阵。 v 为观测噪声。

卡尔曼滤波器的更新过程如下：

$$r_{k+1} = z_{k+1} - H_{k+1} \hat{x}_{k+1|k} \quad (4.5)$$

$$K_{k+1} = P_{k+1|k} H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{k+1|k} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} \quad (4.6)$$

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1|k} + K_{k+1} r_{k+1} \quad (4.7)$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1|k} \quad (4.8)$$

其中 r 称作新息（Innovation），取“新的信息”之意。 R 为 GNSS 观测量的噪声协方差矩阵。 K 称作滤波增益矩阵。这里，为方便后续分析，给出 r 的协方差矩阵 S 的表达式^[51]：

$$S_{k+1} = H_{k+1} P_{k+1|k} H_{k+1}^T + R_{k+1} \quad (4.9)$$

公式（4.1）-（4.9）构成了 GNSS/INS 紧组合算法的基本方程，在 4.2 节中将基于这些公式进行进一步地分析和研究。

基于以上原理，我们搭建了基于 MATLAB 的 GNSS/INS 紧组合平台，其中包括 ECEF 坐标系下的平台和 ENU 坐标系下的平台，具体介绍见于本文 5.1 节。

4.2 鲁棒估计用于紧组合系统故障探测性能增强研究

故障探测是机载导航系统自主完好性监测的重要功能之一，在介绍完 GNSS/INS 紧组合的原理后，本节聚焦于研究紧组合系统的故障探测问题，本节认为故障发生于 GNSS 当中，而不考虑 IMU 中的故障。本节分三部分展开，4.2.1 小节给出紧组合系统故障探测的算法，4.2.2 小节分析紧组合系统的“故障跟随(Error Tracking)”现象及其对故障探测能力的影响，4.2.3 节针对 4.2.2 节中的现象引入鲁棒估计实现对紧组合系统故障探测能力的增强。

4.2.1 紧组合系统故障探测算法设计

本小节根据假设检验理论给出适用于 GNSS/INS 紧组合系统的故障探测算法。在 GNSS/INS 紧组合系统的各类故障探测算法中，大多数以新息作为数据源建立统计量实现故障探测，这是因为新息方便获取且其是 GNSS 伪距的误差情况的直接显示。本小节中的算法也是基于新息建立统计量。

为方便建立统计量，首先对新息进行归一化，即定义归一化的新息 ω_i ：

$$\omega_i = \frac{r^i}{\sigma_{r^i}} \quad (4.10)$$

其中上标 i 代表第 i 颗可见卫星对应的的新息。 σ_{r^i} 是 r^i 的标准差，可由新息的协方差矩阵 S 计算得到。在无故障假设的情况下，

$$\omega_i \sim N(0,1) \quad (4.11)$$

在给出故障探测算法之前，首先建立多假设分组，即建立一系列的假设情形，每种假设情形对应一种特定的故障情况，具体指在该假设中那颗或者那几颗卫星被假设为故障。对于每种假设应当建立其对应的统计量和统计门限。这种思路借鉴于 ARAIM 算法中的多假设分组检测。

下面分单故障情形和多故障情形给出故障探测算法。

对于每一种单故障情形，对应的统计量 s 直接取归一化的新息，即：

$$s = \omega_i \quad (4.12)$$

在给出统计量的检测门限之前，先给出虚警概率 P_{fa} 的定义式：

$$P_{fa} = \int_T^{\infty} p(x) dx \quad (4.13)$$

其中， $p(x)$ 是统计量对应的分布的概率密度函数。简单来说，“虚警”是指在系统无故障的情形下，由于随机噪声导致统计量超过门限值的现象，虚警概率则对应指该现象发生的概率。对于正态分布情形，虚警概率越小，则门限值应当越大。换言之，公式 (4.13) 给出了基于虚警概率确定检测门限 T 的方法。

对于统计量 s ，无故障假设下，其应该服从零均值单位方差的正态分布，所以可以根据此分布和公式 (4.13) 确定门限值。特别指出，对于该分布一般取其绝对值作为统计量，并相应确定门限值。

对于多故障情形，一般通过卡方分布建立检测量：

$$s = \sum_i^N \omega_i^2 \quad (4.14)$$

其中， N 是该多故障情形对应的故障数目。 ω_i 对应该假设中被假设为故障的卫星的标准化新息。若无故障，则 s 应服从 N 自由度的标准卡方分布。相应地，根据卡方分布和虚警概率可以确定出检测门限值。

对于每一组假设，都对应一个假设检验问题：假设无故障，则统计量应当小于其对应的门限值，若统计量超出其门限值，则认为其中发生了故障。当有一个或更多假设组中的统计量超出门限值时，则认为系统中存在故障。此即为一种 GNSS/INS 紧组合系统故障探测的思路。

为了加强该算法对于缓变故障和微小故障的检测能力，引入序贯统计的思路。所谓序贯统计，即统计量是基于过去一段时间的新息值建立的。考虑序贯的统计量 ω_i^s ，其表达式为：

$$\omega_i^s = \frac{1}{\sqrt{L}} \sum_{t=k-L+1}^k \omega_i \quad (4.15)$$

其中, L 为序贯统计的序贯长度。可以证明, 无故障时, 序贯统计量 ω_i^s 服从零均值单位方差的标准正态分布。用 ω_i^s 代替式 (4.12) 和 (4.14) 中的 ω_i , 即可得到基于序贯统计的单故障、多故障检测算法。序贯统计的思路借鉴于自主完好性外推法 (AIME) [39]。

本小节提出的算法具有原创性, 且具有以下优势: 相比于常规的卡方分布检测方法, 多假设方法可以具有更高的检测灵敏度, 无论是单故障还是多故障都能快速地将其检测出来; 基于序贯统计的检测方法, 极大提高了对于缓变故障和微小故障的检测能力; 该算法可以根据故障探测结果初步判断故障发生的位置, 这是因为发生故障的卫星所对应的假设组最有可能发出故障告警。

4.2.2 “故障跟随”效应研究

所谓“故障跟随”, 指的是当紧组合系统中的 GNSS 测量量中出现缓变故障或者微小故障时, 卡尔曼滤波器本身无法检测出这种异常, 从而导致滤波器被错误的观测量所影响使得状态估计随之出现偏差的现象。图 4-2 中展示了“故障跟随”效应的发生原理。

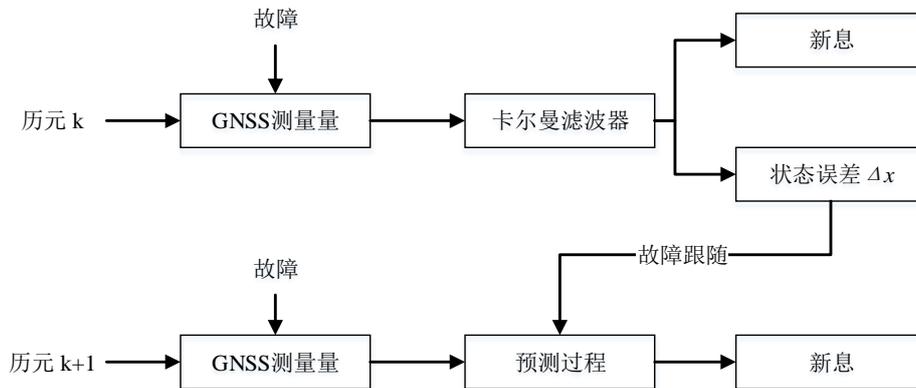


图 4-2 故障跟随效应对新息的影响原理

上图展示了“故障跟随”效应的产生机理及其对新息的影响的机理。当 GNSS 测量量中出现故障时, 直接影响卡尔曼滤波器的“更新”过程, 导致状态估计出现偏差。而这个状态估计的偏差将直接影响到下一时刻的“预测”过程, 使得 INS 预测的导航状态量出现偏差, 而新息与 INS 预测的状态量等效的测量量直接相关, 因此会影响到新息的值。可以证明, “故障跟随”效应会使得故障在新息中的表现被削弱, 即削弱了故障对于新息的影响。而新息是进行故障检测的直接输入, 当新息不能准确反映故障的影响时, 故障探测能力也会被削弱。详细推导过程可见于作者发表的论文^[52]。

接下来通过计算机仿真验证“故障跟随”效应对于新息的影响以及对于故障探测能力的影响。首先给出仿真条件, 如表 4-1、表 4-2 及表 4-3 所示。

表 4-1 GNSS 测量误差模型

参数	取值
空间信号传播误差标准差	1m
电离层误差标准差	0.5m
电离层误差标准差	0 (dual-frequency)
接收机伪距噪声标准差	1m
接收机伪距率噪声标准差	0.02m/s

表 4-2 IMU 性能参数

参数	取值
性能级别	战术级
加速度计噪声密度	$20 \text{ mg}/\sqrt{\text{Hz}}$
陀螺仪噪声密度	$0.002 \text{ deg}/\sqrt{\text{hr}}$
加速度计量化水平	$5\text{e-}5 \text{ m}/\text{s}^2$
陀螺仪量化水平	$1\text{e-}6 \text{ rad/s}$

表 4-3 滤波器参数设置

参数	取值
GNSS 数据率	1Hz
IMU 数据率	100Hz
GNSS 伪距误差标准差	2.5m
GNSS 伪距率误差标准差	0.1m/s
IMU 陀螺仪噪声密度	$0.004 \text{ deg}/\sqrt{\text{hr}}$
IMU 加速度计噪声密度	$40 \text{ mg}/\sqrt{\text{Hz}}$
加速度计随机游走噪声密度	$3\text{e-}9 \text{ m}^2/\text{s}^5$
陀螺仪随机游走噪声密度	$2\text{e-}16 \text{ rad}^2/\text{s}^3$

仿真所采用的轨迹如图 4-3 所示。

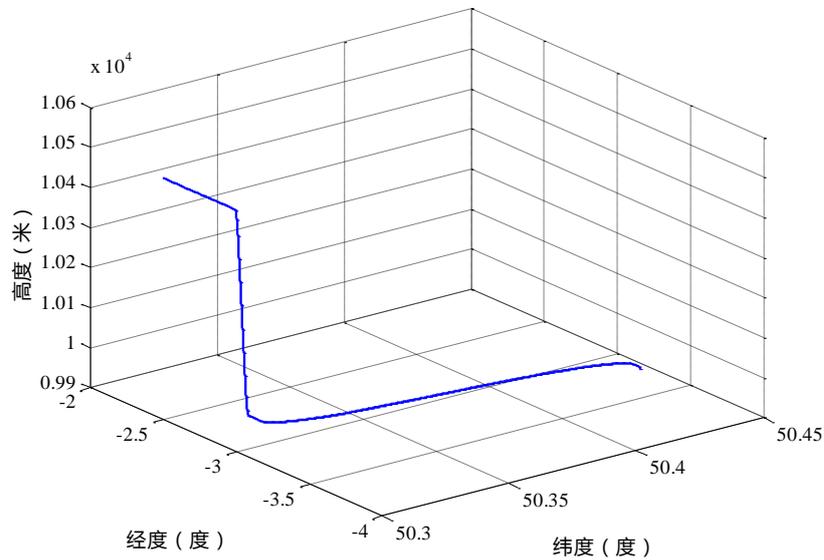


图 4-3 仿真轨迹 3 维图示

接下来通过仿真来展示“故障跟随”效应。首先给出仿真中阶跃故障和斜坡故障的数学表达式，分别示于式 (4.16) 和式 (4.17)。

$$v(t - k) = \begin{cases} v_f, & \text{if } t \geq k \\ 0 & \end{cases} \quad (4.16)$$

$$v(t - k) = \begin{cases} (t - k) \times b_f, & \text{if } t \geq k \\ 0 & \end{cases} \quad (4.17)$$

在 100s-250s 之间在 1 号可见卫星上加 20m 的阶跃故障，得到的新息结果如图 4-4 所示。从图 4-4 中可以发现，在加入故障瞬间，1 号可见卫星对应的新息在 20m 附近，可以准确反映故障情况，但是随时间推移，新息逐渐低于真实的故障值，150s 之后新息和真实故障值之间有将近 10m 的“失真”，这即是由于“故障跟随”造成的。除此之外，还可以发现，除 1 号卫星之外的其他卫星对应的新息也都受到了影响，在 100s 之前，新息在 0 附近波动，出现故障后，各个新息逐渐偏离 0 值，受影响最为明显的卫星（4 号卫星）对应的新息的“失真”达到约 10m。该图很好的证明了“故障跟随”给各个新息造成的“失真”，尤其是发生故障卫星的新息反映故障值的能力被削弱。

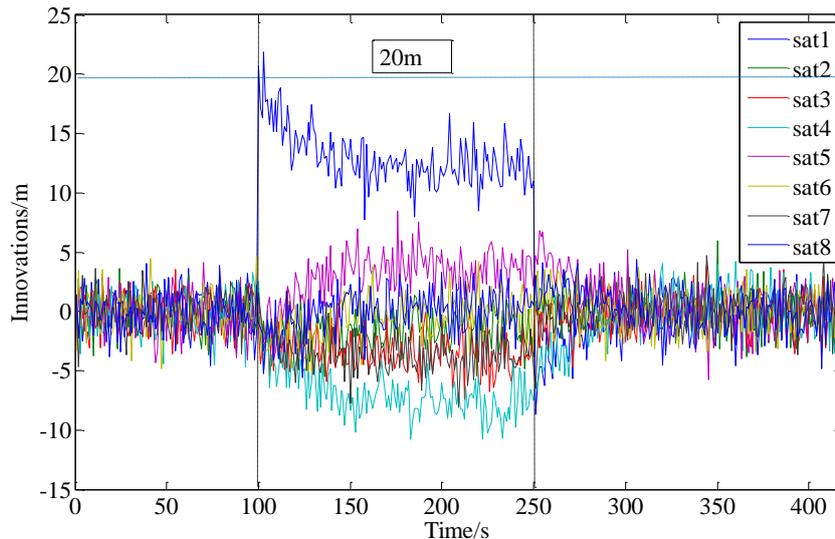


图 4-4 阶跃故障下的新息图示

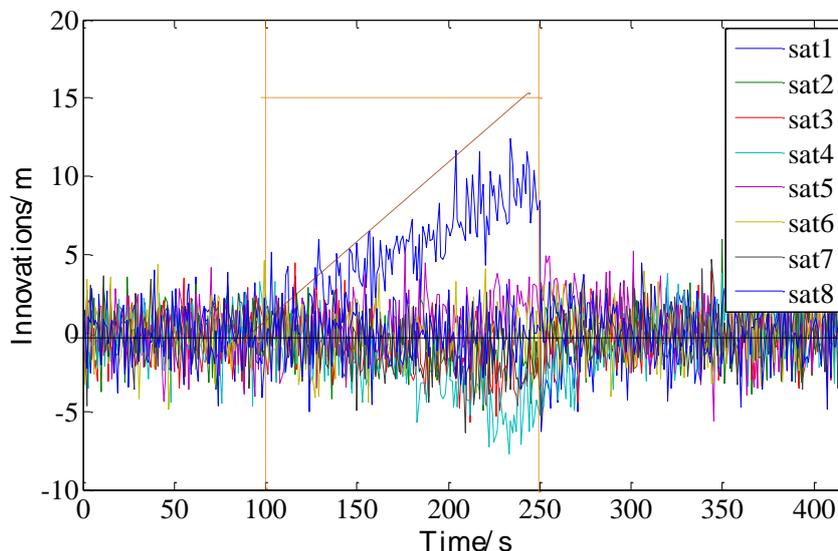


图 4-5 缓变故障下的新息图示

图 4-5 展示了缓变故障下的新息特征。图 4-6 对应的仿真中，在 100s-250s 处为 1 号卫星注入 0.1m/s 的缓变故障。可以发现，在 100s 后 1 号卫星的新息逐渐偏离真实的故障值，而其他卫星对应的新息也受到了不同程度的影响。与图 4-4 相似的是，4 号可见卫星的新息

受“故障跟随”的影响最大，这实际上揭示了1号卫星与4号卫星之间的互相关作用较强，这种互相关作用的强弱主要是由可见卫星视线向量之间的夹角大小决定的。

4.2.3 鲁棒估计增强故障探测能力研究

在4.2.2小节中，已经证明了“故障跟随”现象对于新息的影响，本小节研究通过鲁棒估计的方式抑制“故障跟随”效应进而增强故障探测能力。之所以采用鲁棒估计，是因为“故障跟随”的根源是故障对于滤波器的不利影响，而我们可以通过鲁棒估计的方式降低故障对于滤波器的不利影响，从而即可以抑制“故障跟随”效应。

所谓鲁棒估计，也称作抗差估计，可以理解为当测量量出现较大偏差时，或者噪声过大时，或者是被怀疑有故障时，降低该测量量在滤波器中的权重，或者直接不再使用该测量值。常见的鲁棒估计方法有IGG、IGG-III和Huber方法，文献[53]证明，IGG-III方法性能较好。因此本文中采用IGG-III权函数实现鲁棒估计。IGG-III权函数的主要特点是两级处理机制，即降权和禁用，具体原理如下所述。

在卡尔曼滤波器中实现鲁棒估计的常见思路是对增益矩阵进行修改，即：

$$K_R = K \cdot W \quad (4.18)$$

其中 W 为权重矩阵。 W 是一个对角阵，对角线上是各个测量量所对应的权重 a_i 。其中 a_i 由IGG-III权函数给出^[54]：

$$a_i = \begin{cases} 1, & |\omega_i| \leq k_0 \\ \frac{k_0}{|\omega_i|} \left\{ \frac{k_1 - |\omega_i|}{k_1 - k_0} \right\}^2, & k_0 \leq |\omega_i| \leq k_1 \\ 0, & |\omega_i| \geq k_1 \end{cases} \quad (4.19)$$

式中， ω_i 即为式(4.10)中的归一化新息。 k_0 和 k_1 为鲁棒参数。从式中可以发现， k_1 的作用与故障探测与排除中的“故障排除”作用相同，因此 k_1 的选取考虑故障探测中的门限值。 k_0 可如下选取：

$$k_0 = \kappa \cdot k_1 \quad (4.20)$$

其中 κ 经验系数，取值介于0至1之间，本文中取作0.5。

同时，为提升缓变故障和微小故障下的鲁棒性能，引入序贯鲁棒方法，序贯鲁棒的本质与序贯统计的思路相似，即将式(4.19)中的归一化的新息 ω_i 替换为序贯的归一化新息 ω_i^s 。下面将分析鲁棒估计对于故障探测能力的增强性能。限于篇幅原因，详细的推导和证明过程可参考文献[52]。

首先分析鲁棒估计对于阶跃故障情形下的新息的影响。

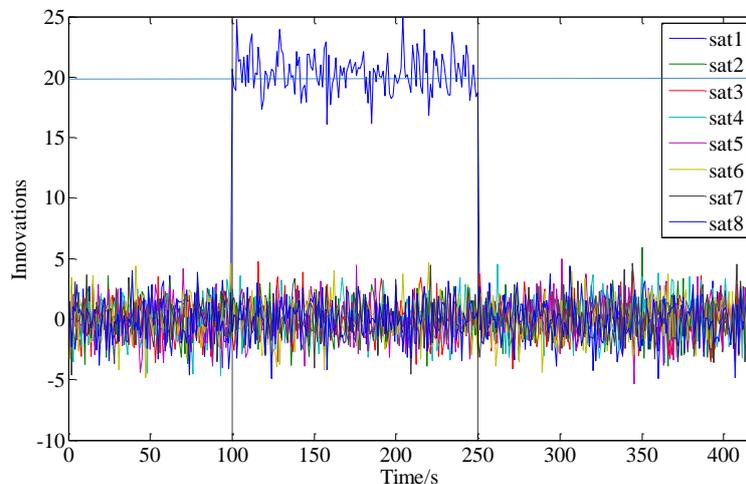


图 4-6 引入鲁棒估计的阶跃故障新息图示

对比图 4-6 和图 4-4，可以发现引入鲁棒估计后，新息的“失真”现象被明显抑制，即有故障的卫星对应的新息可以更好地反映故障值，无故障的卫星对应的新息受“故障跟随”的影响明显变小。这说明对于阶跃故障而言，鲁棒估计可以有效缓解“故障跟随”带来的不利影响。

接下来研究图 4-5 所对应的缓变故障问题。图 4-7 给出了引入鲁棒估计后的新息情况，包括使用瞬时（Snap-spot）鲁棒估计和序贯鲁棒估计两者情况。序贯鲁棒估计使用的滑窗长度为 20。对比图 4-5 和图 4-7，可以发现引入鲁棒估计抑制了“故障跟随”带来的新息“失真”现象，其中序贯鲁棒估计效果更为明显，使用序贯鲁棒估计后，新息基本可以反映真实的故障情况。

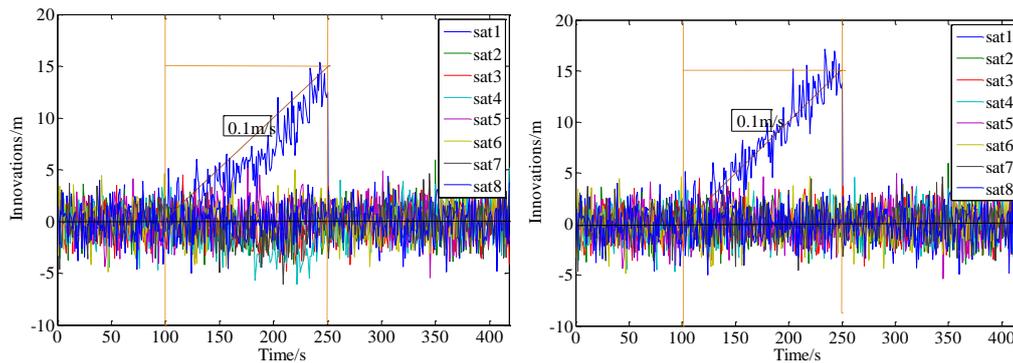


图 4-7 引入鲁棒估计（左）和序贯鲁棒估计（右）后缓变故障情形下新息图示

除了单故障情形，同样应当关注多故障情形。类似于图 4-5 和图 4-6 对应的情形，在 3 号可见卫星上也加入与 1 号卫星相同的故障，研究相应的新息情况。

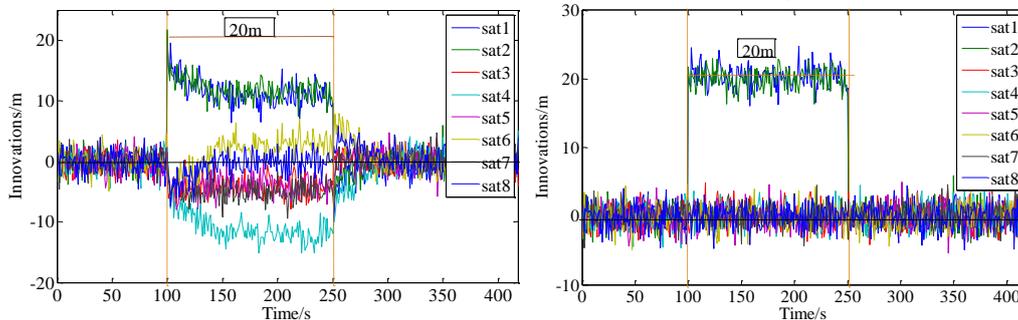


图 4-8 不使用鲁棒估计（左）和使用鲁棒估计（右）情形下多阶跃故障新息图示

在图 4-8 中，可以发现使用鲁棒估计对于多故障情形下“故障跟随”效应的抑制效果同样很好。特别指出，在“故障跟随”的影响下，多故障情形下的故障探测和识别问题相对于单故障来说更困难，这一点将在接下来的仿真中得到验证。

之前的仿真验证了“故障跟随”现象的存在及其对于新息的影响，并验证了鲁棒估计对于“故障跟随”效应的抑制。新息对故障的反映能力，也即新息的“失真”的大小，直接影响到故障探测性能。接下来的仿真验证故障探测算法的性能及鲁棒估计对于故障探测性能的增强。

首先研究微小阶跃故障下的故障探测。在 100s-250s，为 3 号可见卫星的测量量上注入 5 米的故障，研究使用鲁棒与不使用鲁棒时故障探测算法的性能。

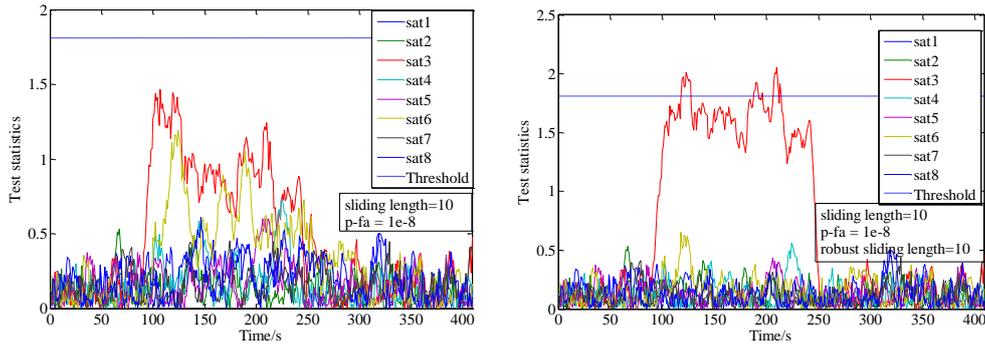


图 4-9 无鲁棒（左）和鲁棒估计（右）下微小故障探测性能对比

图 4-9 中是不使用鲁棒估计和使用鲁棒估计时的故障探测器的展示，即检测统计量与统计门限的图示。统计门限根据公式 (4.13) 确定，其中虚警率取 10^{-8} 。由于是微小故障问题，所以采用了序贯统计，滑窗长度为 10。可以发现，不使用鲁棒估计时，实际发生故障的卫星（3 号卫星）对应的统计量低于检验门限值，故障无法被检测出来，且可以发现无故障的 6 号卫星对应的统计量也偏大，这是“故障跟随”效应所造成的。而使用序贯鲁棒估计（序贯鲁棒滑窗长度为 10 后，实际故障卫星对应的统计量超出了检测门限值，因此故障可以被检出，且其他卫星对应的统计量处于低值，受“故障跟随”效应影响小。图 4-10 证明了使用鲁棒估计后，不仅有助于故障探测算法探测出故障，还有助于准确进行故障识别与故障排除。

接下来研究缓变故障的情形。在 100s-250s 为 3 号卫星注入 0.1m/s 的缓变故障。

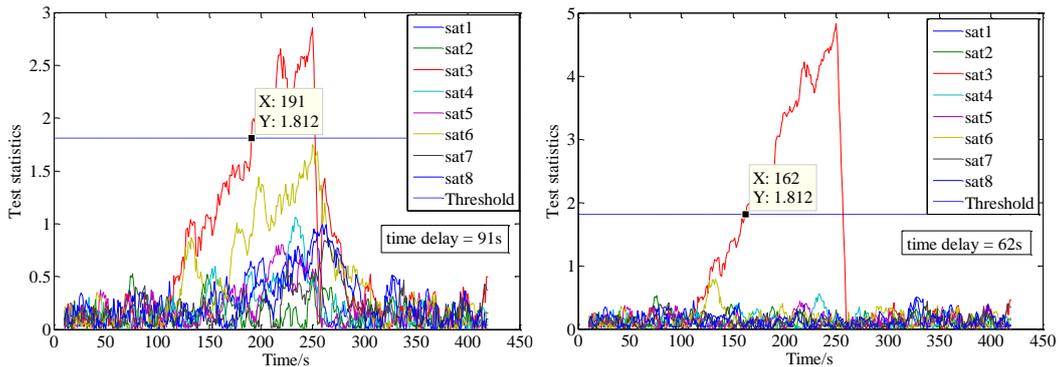


图 4-10 无鲁棒（左）和鲁棒估计（右）下缓变故障探测性能对比

图 4-10 展示了在使用鲁棒估计和不使用鲁棒估计时缓变故障条件下故障探测器的探测性能差异。其中，计算门限值时采用的虚警率为 10^{-8} ，序贯检测量采用的滑窗长度为 10，序贯鲁棒估计器采用的滑窗长度为 20。可以通过仿真证明，滑窗长度为 20 时的序贯鲁棒滤波器具有良好的性能。图 4-10 中左图中各卫星对应的统计量均受到 3 号卫星故障带来的“故障跟随”效应的影响，统计量呈“混乱”状。在不使用鲁棒时，3 号卫星的故障可以被探测出，从发生故障到被检测出历时 91s。在右图中，可以发现使用鲁棒滤波器后，除故障卫星外的其他卫星对应的统计量“整齐”，在零附近波动，说明这些统计量受“故障跟随”效应的影响被鲁棒估计明显抑制。发生故障的卫星对应的统计量在发生故障后 62s 超过了检测门限，此时故障被检出。对比左图右图的故障检测时间延迟，可以发现使用鲁棒估计可以明显加快故障检测的过程，对于本例而言，提高效果达 30%。及早的检出故障，这对导航系统具有重要意义。而且，观察其他卫星的统计量，可以发现使用鲁棒估计可以提高故障检测的准确性，这是通过抑制“故障跟随”对其他卫星统计量的影响实现的。

4.2.1 节所设计的故障检测算法的一个重要特点就是支持多故障情形的检测。本小节接下来研究多故障情形下的故障检测及鲁棒估计对故障检测的性能影响。在 100s-250s 为 1 号

和3号可见卫星分别注入0.1m/s的缓变故障。图4-11展示了多故障情形下的故障探测性能。表4-4中整理了不同情形下的故障检测时间延迟。

在图4-11和表4-4中对比了两个问题：(1)单故障检测与多故障联合检测在多故障情形下的故障检测能力对比；(2)使用鲁棒估计和不使用鲁棒估计对于故障检测能力的影响。其中，鲁棒估计器采用滑窗长度为20的序贯鲁棒估计器，统计量采用滑窗长度为10的序贯统计量。对于单故障检测和多故障联合检测，虚警率均取 10^{-8} 。特别指出，单故障检测对应的门限值根据零均值单位方差的正态分布计算得到，而多故障联合检测对应的门限值根据卡方分布（对本例而言为2自由度卡方分布）计算得到，所以两者的门限值不同。

在图4-12和表4-4中，首先对比单故障检测与多故障检测的故障探测性能差异，可以发现不使用鲁棒估计时单故障检测的时间延迟要长于多故障检测，在使用鲁棒时亦是如此，使用联合检测可以缩短20%左右的检测时间。再对比使用鲁棒估计和非鲁棒估计的性能差异，可以发现，无论是单故障检测还是多故障检测，使用鲁棒估计后故障探测延迟均小于不使用鲁棒估计，时间缩短约30%~40%。这表明本文提出的多故障联合检测算法和鲁棒估计增强算法均对缩短检测延迟影响明显，这即是增强了故障探测性能的具体表现，而且这对于导航系统的完好性而言也是意义明显的，可以在系统发生故障时尽快用户，防止用户为故障带来的不良影响承受风险。换言之，引用鲁棒估计，也增强了导航系统的完好性。

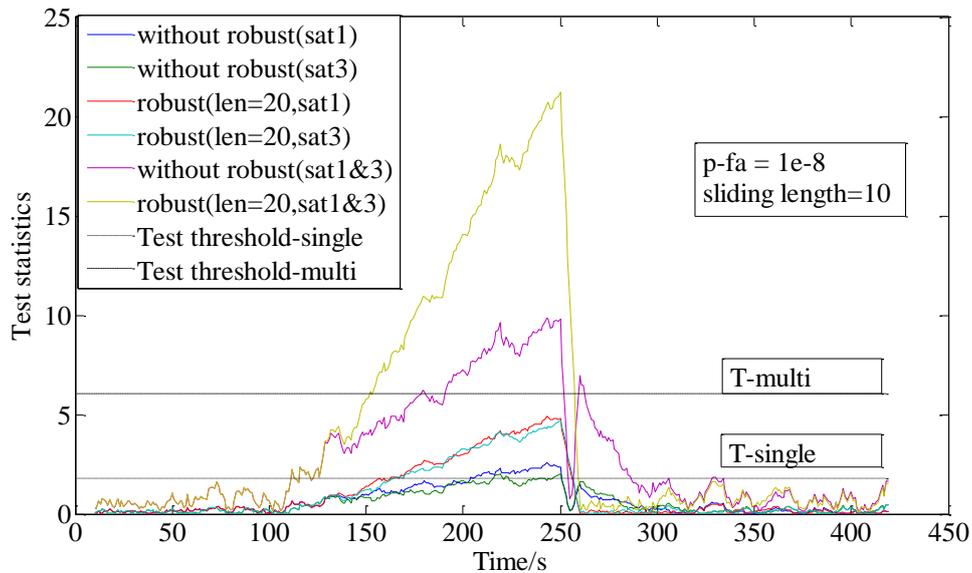


图 4-11 多故障下的故障探测性能对比

表 4-4 多故障下的故障探测时间延迟对比

	单故障检测-1号	单故障检测-3号	联合多故障检测
不使用鲁棒	104s	116s	79s
使用鲁棒	63s	65s	52s

在本节的最后，总结一下本节的工作：本节提出了一种适用于单故障和多故障情形的故障探测算法，研究了故障引起的“故障跟随”效应及其对故障探测的影响，并提出了引入鲁棒估计来抑制“故障跟随”效应的影响从而增强故障探测能力的方法。本节内容对应作者发表在 Journal of Aeronautics Astronautics & Aviation 上的期刊论文^[52]。

4.3 紧组合系统自主完好性监测算法设计

在 4.2 节介绍了故障探测算法及鲁棒估计对于缓变故障和微小故障情形下的故障探测能力的增强。但是，紧组合系统自主完好性监测算法应当包括故障探测算法及保护水平计算算法两部分，目前文献中鲜有涉及完整的紧组合系统自主完好性监测算法，因此本节聚焦于设计一套紧组合系统自主完好性监测算法。本节给出的算法的重要特点是基于多假设解分离思路，综合考虑滤波器故障和量测量故障。

本文提出的算法以新息作为主要输入量，新息是算法的核心和“桥梁”，新息可以表示为：

$$r = \rho_{GPS} - \rho_{INS} \quad (4.21)$$

其中 ρ_{GPS} 为 GNSS 伪距，而 ρ_{INS} 为根据惯导推算的位置转换出的等效伪距。由于闭环校正， $k+1$ 历元的状态估计可以写作：

$$\hat{x}_{k+1} = K_{k+1} r_{k+1} \quad (4.22)$$

同时给出 $k+1$ 历元新息 r 的协方差 D_r 的表达式：

$$D_r = H_{k+1} P_k H_{k+1}^T + R_{k+1} \quad (4.23)$$

公式 (4.21) 和公式 (4.22) 是后续进行公式推导的基础。公式 (4.21) 提供了故障探测的基础，公式 (4.22) 建立了故障探测与位置误差之间的关系，其中的“桥梁”即新息。

接下类略去推导过程，直接给出 GNSS 伪距故障和滤波器故障情形下的位置误差 PE (Position Error)。

无故障情形：

$$PE = \hat{y}_k - y_r = \varepsilon_y + K(\varepsilon_{GPS} - G\varepsilon_y) \quad (4.24)$$

$$D_p = (I - KG)D_y(I - KG)^T + KRK^T \quad (4.25)$$

其中 \hat{y}_k 是 k 时刻的位置估计结果， y_r 代表该时刻的真实位置。 ε_y 是 INS 推算位置的噪声误差，其协方差矩阵为 D_y ， ε_{GPS} 是 GNSS 伪距的噪声误差，协方差矩阵为 R ， G 为观测矩阵， I 为单位矩阵，下同。

仅 GNSS 伪距故障情形：

$$PE = \varepsilon_y + K^{[-i]} \left(\varepsilon_r^{[-i]} \right) + K^{[i]} \left(\varepsilon_r^{[i]} + b_{GPS} \right) \quad (4.26)$$

其中，上标 $[i]$ 代表在矩阵中只取与第 i 颗卫星对应的部分，上标 $[-i]$ 指取在矩阵中取除了第 i 颗卫星之外的部分，下同。

仅滤波器故障情形：

$$PE = \varepsilon_y + (I - KG)b_y + K(\varepsilon_{GPS} - G\varepsilon_y) \quad (4.27)$$

GNSS 伪距故障和滤波器故障同时存在时：

$$PE = \varepsilon_y + (I - KG)b_y + K^{[-i]} \left(\varepsilon_r^{[-i]} \right) + K^{[i]} \left(\varepsilon_r^{[i]} + b_{GPS} \right) \quad (4.28)$$

接下来给出导出故障探测算法过程中的两个重要公式：

$$r = -Gb_y + \varepsilon_r \quad (4.29)$$

该公式给出了无 GNSS 伪距时新息 r 向量与滤波器故障 b_y 之间的关系，基于此公式与伪距定位公式的相似性，根据最小二乘法，取一步迭代，可以用新息估计滤波器故障：

$$\hat{b}_y = -(G^T G)^{-1} G^T r = S \cdot r \quad (4.30)$$

公式 (4.30) 具有特殊的意义。从公式 (4.30) 中发现，用新息估计滤波器故障与用伪距估计位置具有极高的相似性，那么，可以借鉴伪距估计位置中的多假设解分离进行故障探

测的思路，将其用在新息中 GNSS 伪距故障的探测。这也就给出了本算法中故障探测的方法。多假设解分离算法可参考经典的 ARAIM 算法^[17]。多假设组中的第 k 组对应的检测量由下式给出：

$$\Delta \hat{b}_y^{(k)} = \hat{b}_y^{(k)} - \hat{b}_y^{(0)} = (S^{(k)} - S^{(0)})r \quad (4.31)$$

其中，上标(k)指使用 k 假设组中认为无故障的卫星解算出的结果，上标(0)代表利用所有卫星解算出的结果。公式 (31) 即多假设解分离中的“解分离”公式。对于检测量 $\Delta \hat{b}_y^{(k)}$ ，无故障时应服从零均值正态分布，给出其协方差：

$$D_{ss,q}^{(k)} = \sigma_{ss,q}^{(k)2} = e_q^T (S^{(k)} - S^{(0)}) D_r (S^{(k)} - S^{(0)})^T e_q \quad (4.32)$$

其中 q=1, 2, 3 代表各个方向。因此可以给出检测门限：

$$T_{G,q}^{(k)} = K_{G,q}^{(k)} \sigma_{ss,q}^{(k)} \quad (4.33)$$

$$K_{G,q}^{(k)} = Q^{-1} \left(\frac{P_{G,fa,q}^{(k)}}{2} \right) \quad (4.34)$$

其中 Q^{-1} 代表零均值单位方差正态分布逆函数。 $P_{G,fa,q}^{(k)}$ 表示分配给第 k 个假设组 q 对应的方向下 GNSS 故障检测的虚警率。解分离测试通过的条件为，对所有的 k 和 q，都有：

$$\tau_{k,q} = \frac{|\hat{b}_y^{(k)} - \hat{b}_y^{(0)}|}{T_{G,q}^{(k)}} \leq 1 \quad (4.35)$$

接下来给出滤波器故障探测的算法。若滤波器无故障，则在第 k 组假设下 $\hat{b}_y^{(k)}$ 应当服从零均值正态分布，其方差为：

$$D_{b,q}^{(k)} = \sigma_{b,q}^{(k)2} = e_q^T S^{(k)} D_r (S^{(k)})^T e_q \quad (4.36)$$

因此，检测门限为：

$$T_{b,q}^{(k)} = K_{b,q}^{(k)} \sigma_{b,q}^{(k)} \quad (4.37)$$

$$K_{b,q}^{(k)} = Q^{-1} \left(\frac{P_{b,fa,q}^{(k)}}{2} \right) \quad (4.38)$$

其中 $P_{G,fa,q}^{(k)}$ 表示分配给第 k 个假设组 q 对应的方向下滤波器故障检测的虚警率。

保护水平 PL 计算是紧组合系统自主完好性监测算法的另一个重要部分。保护水平的推导是基于完好性风险公式展开的，如下：

$$P_{HMI} = P(|PE| > PL, all tests pass | no fault) \times P_{NF} + \sum_{k=1}^{N_{subsets}} P_{MD}(k) \times P_F(k) \quad (4.39)$$

其中， P_{NF} 指无故障概率， $P_{MD}(k)$ 和 $P_F(k)$ 分别指 k 假设组下的漏警概率和故障概率。略去推导过程，直接给出保护水平的计算公式：

$$2Q\left(\frac{PL_q}{\sigma_{T,q}}\right)P_{NF} + 2 \sum_{k=1}^{N_{subsets}-1} Q\left(\frac{PL_q - T_{T,q}^{(k)}}{\sigma_{T,q}^{(k)}}\right)P_F(k) = P_{HMI,q,adj} \quad (4.40)$$

$$P_{HMI,q,adj} = P_{HMI,q}\left(1 - \frac{P_{not\ monitored}}{P_{HMI}}\right) \quad (4.41)$$

注：此处略去了误差中噪声量的标准差 $\sigma_{T,q}^{(k)}$ 和故障量的门限值 $\sigma_{T,q}$ 的推导。

以上即为本文设计的紧组合系统自主完好性监测算法。下面简单介绍本算法的优势：(1) 本算法支持 GNSS 伪距单故障和多故障的检测，这是由多假设解分离实现的；(2) 算法综合考虑了量测故障和滤波器故障，并且可以将 GNSS 故障和滤波器故障进行区分和隔离，增强各自故障的检测能力，滤波器故障是之前的算法鲜有关关注的；(3) 该算法既具有故障探测又具有保护水平计算，是完整的导航系统自主完好性监测算法。另外不难发现，“故障跟随”效应的本质即为滤波器上的故障，所以本算法可以从本质上抑制“故障跟随”效应对故障探测的不利影响。

4.4 紧组合系统自主完好性监测算法：实现与仿真分析

本节基于 GNSS/INS 紧组合系统计算机仿真平台和 4.3 节中设计的紧组合系统自主完好性监测算法，搭建紧组合系统自主完好性监测算法仿真平台，验证算法性能。由于保护水平分水平和垂直两个方向，因此本仿真平台采用的紧组合框架为 ENU 坐标系下的框架，而不采用 ECEF 坐标系的框架。仿真平台的构成介绍见于 5.1 节。

首先给出仿真条件。GNSS 的误差模型采用 ARAIM 算法中的误差模型[16]，这是为了方便将本节的研究结果与第三章进行对比。IMU 的误差参数设置见表 4-5。

表 4-5 IMU 误差参数设置

参数	取值
惯导级别	战术级
陀螺仪固定偏差	0.01 deg/h
加速度计固定偏差	100 μg
角度随机游走	0.001 deg/\sqrt{h}
速度随机游走	10 $\mu g/\sqrt{Hz}$

本节仿真中所用轨迹如图 4-12 所示，仿真总时长共计 966s。仿真位置起点为(108.9097E, 34.2460N, 380m)，经过平飞，爬升至 585.6 米，后再下降至 380 米，平飞到达终点位置(108.8941E, 34.2987N, 380m)。

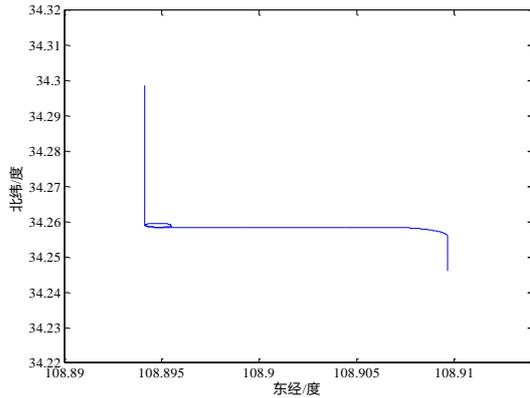


图 4-12 (a) 仿真轨迹水平经纬度图

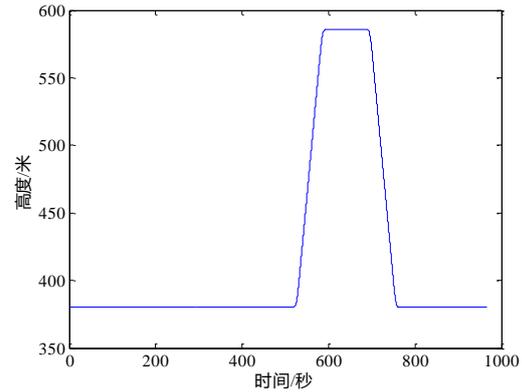


图 4-12 (b) 仿真轨迹高度图

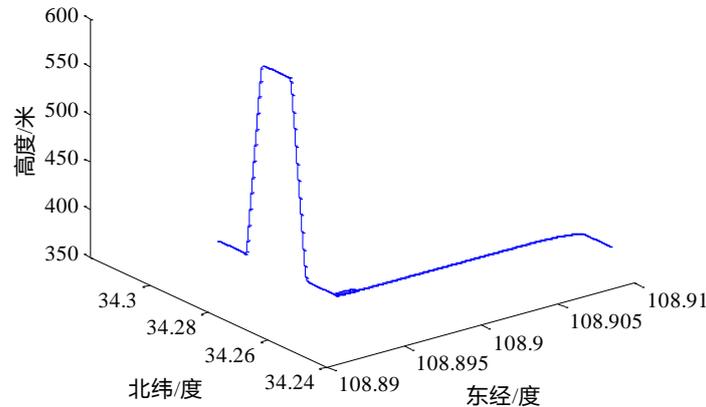


图 4-12 (c) 仿真轨迹三维图示

接下来基于紧组合导航系统及其自主完好性监测仿真平台和上述轨迹开展仿真测试，验证作者 4.3 节设计的算法的可用性，主要包括对故障探测能力的验证和对保护水平的验证与分析。

4.4.1 故障探测算法验证

首先进行故障探测能力的测试。对故障探测能力的验证主要包括以下几个内容：(1) 验证仅 GNSS 故障时的故障探测能力；(2) 验证单滤波器故障时的故障探测能力；(3) 验证滤波器和 GNSS 同时出现故障时的故障探测及故障分离能力；(4) 验证 GNSS 缓变故障下的故障探测能力。接下来分别进行仿真验证，并进行结果分析。

(1) 仅 GNSS 故障情形：

仿真仅 GNSS 故障情形，可以通过在仿真中模拟生成的伪距上注入故障（即伪距偏差）来实现。本仿真算例注入故障方式具体为：在 100s 至 200s 为 2 号可见卫星的伪距注入 30 米的故障。得到的 GNSS 故障检测器的输出如图 4-13 所示。

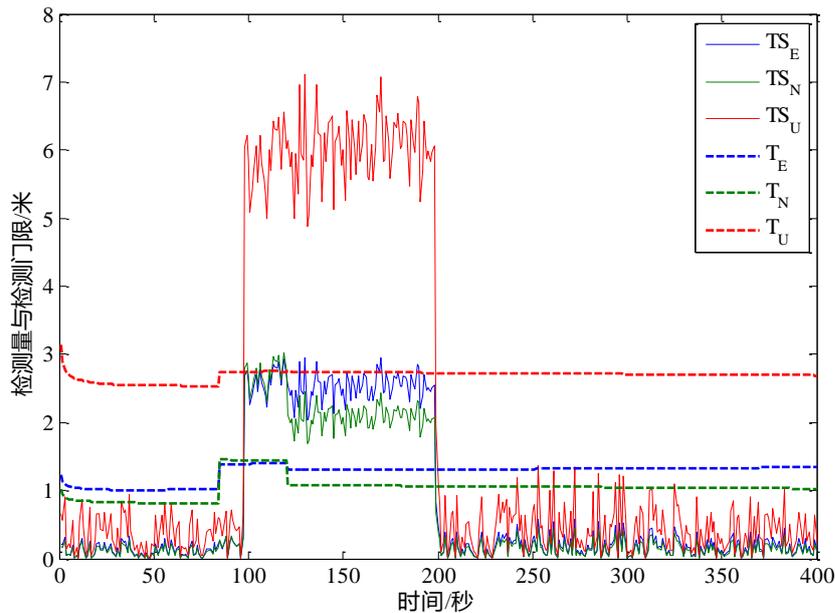


图 4-13 GNSS 故障时故障检测器输出图示

注：图中 TS 指 Test Statistics，即检测统计量，T 指 Test Threshold，即检测门限。

从图中可以发现，在 100s 为 GNSS 注入故障前，检测量处于低值，低于检测门限，此时指示为无故障状态；当 100s 注入故障后，检测量迅速提高，高于对应的故障门限，故障检测器指示为存在故障；当 200s 故障消除后，检测量再度降低至低值，低于检测门限，故障检测器指示为无故障状态。仿真证明，故障检测算法在仅 GNSS 情形下可用。

(2) 仅滤波器故障情形：

仿真仅滤波器故障情形，可通过在仿真中在滤波器“预测”过程中惯性推算出一步预测的位置后在此位置上注入故障来实现。本仿真算例注入故障方式具体为：在 50s 之后，为滤波器的每次一步预测结果（即惯性推算出的位置）注入东向 10 米，北向 20 米，高度 30 米的故障。得到的滤波器故障检测器的输出如图 4-14 所示。

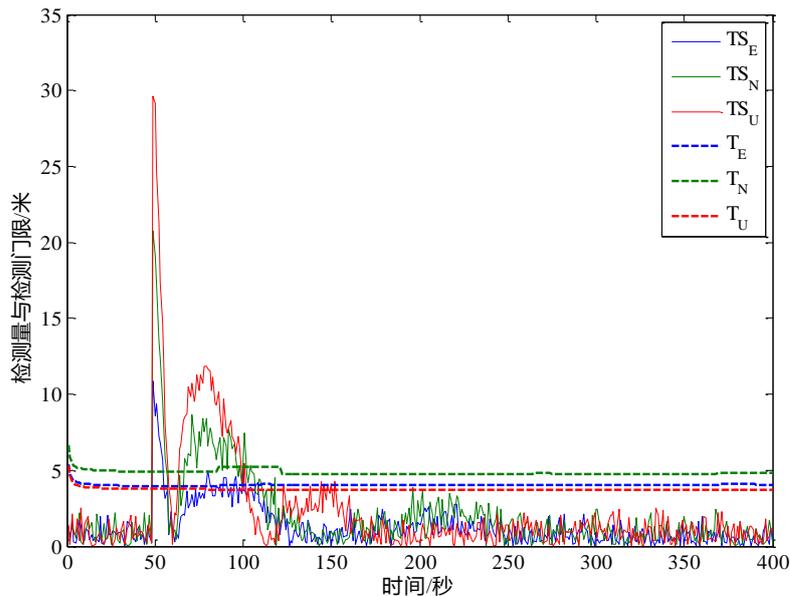


图 4-14 滤波器发生故障时故障检测结果输出图示

从图 4-14 中可以发现，在注入故障前，即 50s 以前，检测量处于低值，低于各自对应的检测门限值，故障检测器指示为无故障；在注入故障后的瞬间，检测统计量的值迅速提高，超出其检测门限，故障检测器指示为故障；但是随时间推移，检测统计量发生震荡，最终恢复到低值，低于其检测门限，故障检测器指示为无故障。

特别指出，如 4.3 节中所述，滤波器故障检测器的检测量即为基于新息估计出的滤波器偏差。那么，该故障检测器除了可以检测故障外，还具有估计故障值大小的功能。从图 4-14 中可以发现，在 50s 瞬间，检测量突变至高值，而三个方向的检测量的大小分别位于 10 米（东向），20 米（北向）和 30 米（高程）附近，这也证明了该故障检测算法具有估计滤波器偏差的能力。进一步该特性可以用于滤波器的修复，本内容留作后续研究。

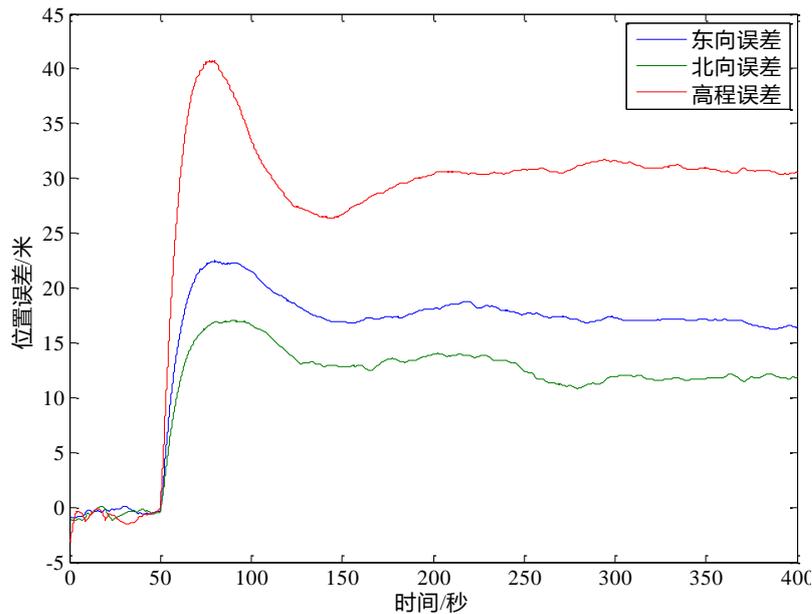


图 4-15 注入滤波器故障对位置误差的影响图示

除此之外，需要注意，图 4-14 中在 50s 至 150s 期间，检测量有明显的震荡现象，这实际对应的滤波器偏差有明显的震荡，而 150s 之后，检测量趋于稳定且处于低值，即低于检测门限，这也就意味着此时滤波器故障已经“消失”。这里对此现象进行解释，发生此现象的根本原因在于紧组合算法中的闭环校正环节，当滤波器出现故障时，紧组合滤波器中的误差状态量会反映滤波器的偏差，误差状态量又会进行闭环反馈，在下次进行预测时，滤波器会使用来自上一时刻的关于滤波器偏差的反馈信息来校正滤波器偏差，因此最终滤波器偏差最终会趋于低值。在图 4-15 中，也展示了位置误差发生了与检测量相同趋势的震荡过程和衰减过程，这也揭示了滤波器故障与位置误差之间的内在联系。注意到，在图 4-15 中，位置误差最终稳定在注入的故障值附近，由此可见，若滤波器出现故障时不进行故障检测，最终将直接影响到定位结果的可靠性。

(3) GNSS 故障与 INS 故障同时存在情形:

研究 GNSS 故障和 INS 故障同时存在的情形，可通过在滤波器“预测”过程中惯性推算出一步预测的位置上和 GNSS 测量量上先后加入故障来实现。具体的故障注入方式为：在 50s 开始，注入滤波器故障，故障值取 10 米（东向）、20 米（北向）和 30 米（天向），故障一直持续至仿真结束；在 100s 至 200s 时间内为 2 号卫星注入 GNSS 测量量故障，故障值为 30 米。得到的 GNSS 故障检测器的输出和滤波器故障检测器的输出如图 4-16、图 4-17 所示。

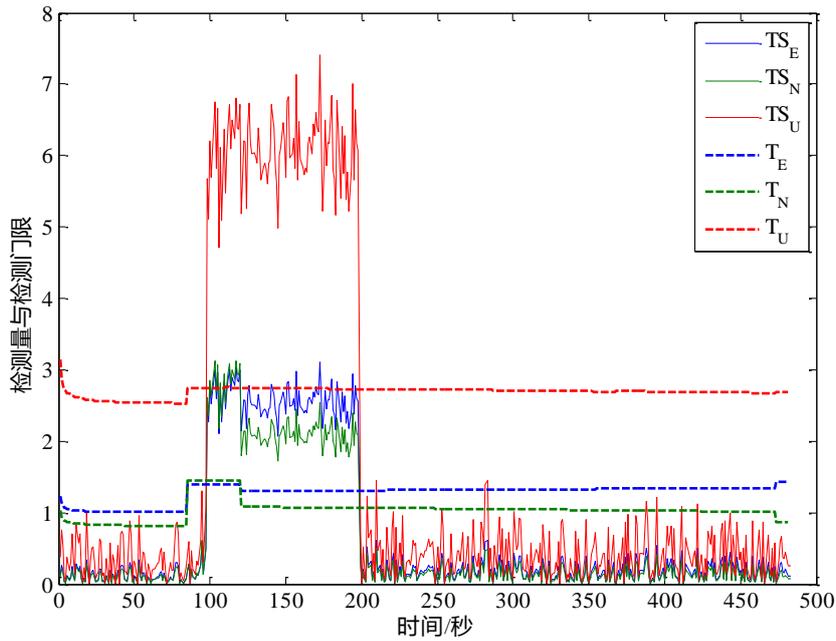


图 4-16 GNSS 故障检测器输出图示

从图 4-16 中可以看出，在 50s 至 100s，注入滤波器故障而未加入 GNSS 故障时，GNSS 故障检测器未受到影响，检测量保持低值，故障检测器指示为无故障；在 100s 至 200s，GNSS 故障检测器的检测量保持在高值，超过其检测门限，GNSS 故障检测器指示为故障；在 200s 之后，GNSS 故障被移除，检测量恢复低值，此时 GNSS 故障检测器指示为无故障。值得注意，将图 4-16 与图 4-13 对比，可以发现加入滤波器故障与否，对 GNSS 故障检测器无影响，这也验证了该算法具有隔离检测 GNSS 故障和滤波器故障的能力。

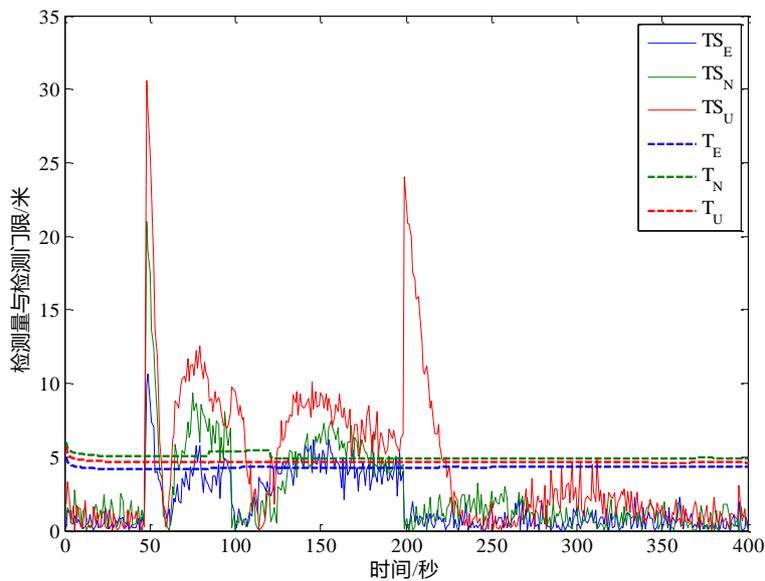


图 4-17 滤波器故障检测器输出图示

图 4-17 中给出了滤波器检测器的检测量与检测门限的变化情况。可以发现，在 50s 注入滤波器故障瞬间，滤波器故障检测器立即检出该故障，且可以估计出该故障的值，这与仅

注入滤波器故障的情形相同。这里指出，图 4-17 中的检测量的变化可以分为 3 个阶段：第一阶段是 50s 注入滤波器故障后检测量先跳变至故障值附近，然后在闭环校正的作用下发生震荡效应；在 100s 时，检测量尚未稳定，但此时又注入 GNSS 故障，如 4.2.2 节中分析，GNSS 故障会造成“故障跟随”效应，也即会带来滤波器偏差，因此 100s 后检测量再次跳变进而在闭环校正的作用下发生衰减；在 200s 时 GNSS 故障取消，由于此时滤波器已经发生偏差，取消 GNSS 故障相当于在原有基础上注入反向的 GNSS 故障，因此滤波器检测量再次发生跳变，跳变方向与滤波器发生偏差的方向有关；最终故障情况不再改变，滤波器检测量最终衰减并稳定于低值，这与仅滤波器故障的分析相同。图 4-18 中给出此种故障条件下的位置误差情况。图 4-18 也反映了滤波器偏差的演变情况。

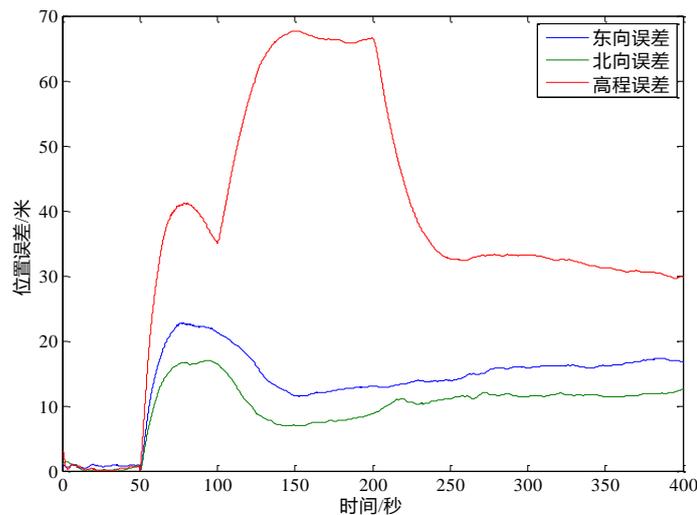


图 4-18 注入故障后对位置误差的影响图示

通过上述分析，可以发现，滤波器中的闭环校正作用类似于“学习”过程，通过闭环校正滤波器可以不断学习外部的故障情况，在故障情况不变的情况下，滤波器很快将趋于稳定，但是当故障情形变化时，之前对故障情况的“学习”不再适用当前故障情形，因此滤波器发生震荡，重新进行“学习”过程。“学习”的本质就是对各个信息源的误差进行估计，再反馈回滤波过程。

(4) GNSS 缓变故障情形：

4.2 节中指出，紧组合系统的缓变故障由于会带来“故障跟随”效应而降低故障检测算法的性能，而“故障跟随”的本质是滤波器的偏差。本节中研究的算法可以将滤波器偏差与 GNSS 故障隔离开来，也就可以从本质上抑制“故障跟随”效应。

仿真 GNSS 缓变故障情形与仿真仅 GNSS 故障情形相似，在本仿真算例中在 100s 之后为 2 号卫星注入 0.1m/s 的缓变故障直至仿真结束。GNSS 故障检测器和滤波器故障检测器的输出分别如图 4-19 和图 4-20 所示。

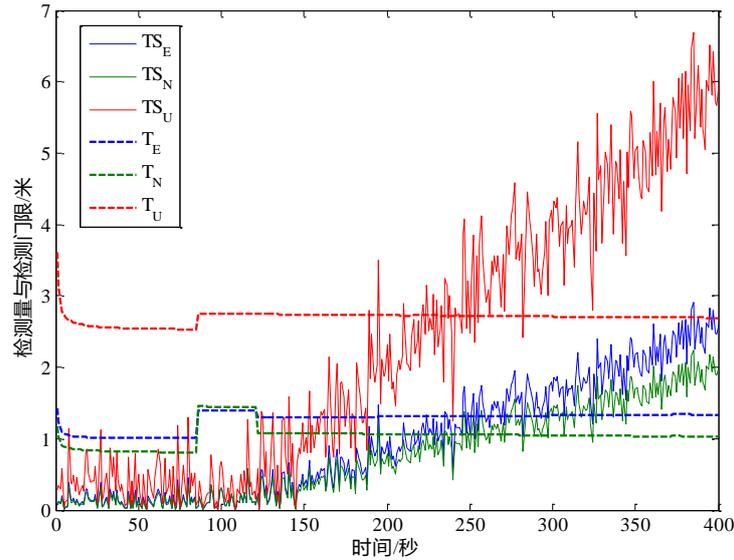


图 4-19 缓变故障下 GNSS 故障检测器输出图示

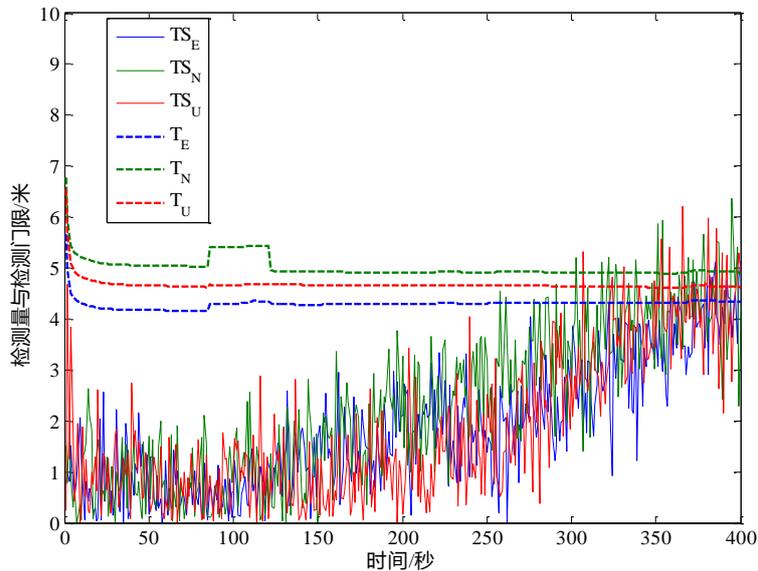


图 4-20 缓变故障下滤波器故障检测器输出图示

从图 4-19 中可以发现，在注入缓变故障后，GNSS 故障检测器中的检测量逐渐增大最终超过检测门限值，故障被检出。由于该算法从本质上抑制了“故障跟随”效应，因此 GNSS 故障探测器不再受“故障跟随”带来的不利影响，从这一点来看，此故障探测算法优于基于鲁棒估计的故障探测算法。但是，值得指出，仿真中采用的是瞬时检测量，若改用序贯检测量，则会明显提高故障检测的速度，这与 4.2 节中的分析相同。图 4-20 中展示了滤波器故障检测器的输出，可以看到在缓变故障的影响下，滤波器逐渐发生偏离，这也是“故障跟随”效应发生的机理所在。

4.4.2 保护水平计算与分析

在完成紧组合系统自主完好性算法的故障检测能力仿真验证后，接下来研究该算法下的保护水平情况。降低保护水平是研究紧组合系统自主完好性监测的“初心”，因此接下来具体研究引入惯性导航系统后导航系统的保护水平是否有效降低，以及算法在特定服务下的可用性是否得到提升。由于垂直保护水平 VPL 是制约导航系统可用性的最关键因素，因此，

本小节的研究只关注垂直方向上的保护水平。

首先，研究保护水平与位置误差的关系。设置 GNSS 卫星故障概率为 10^{-5} ，滤波器故障概率为 10^{-3} ，计算得到的垂直保护水平 (VPL) 和垂直位置误差 (Vertical Position Error, VPE) 如图 4-21 所示。从图中可以发现垂直保护水平高于垂直位置误差，这也即验证了保护水平的“保护”能力：保护水平是位置误差在一定概率下（即完好性风险）且未检测出故障时（故障探测器不告警）的上界。

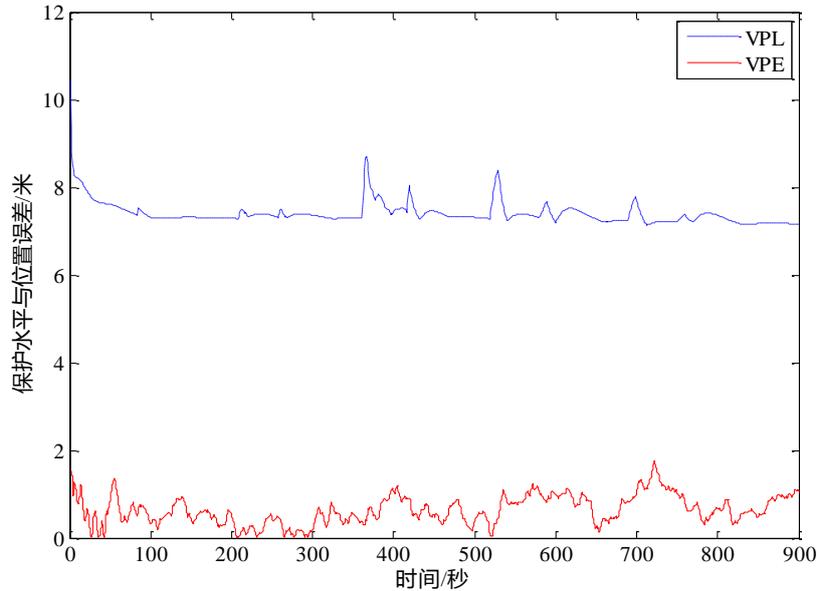


图 4-21 垂直保护水平与垂直位置误差对比图

接下来对比研究紧组合系统自主完好性监测算法计算得出的垂直保护水平与仅 GNSS 下利用 ARAIM 算法计算出的保护水平的差异。选用相同轨迹和相同误差模型、故障概率，得到的紧组合系统的保护水平和仅 GNSS 的保护水平如图 4-22 所示。

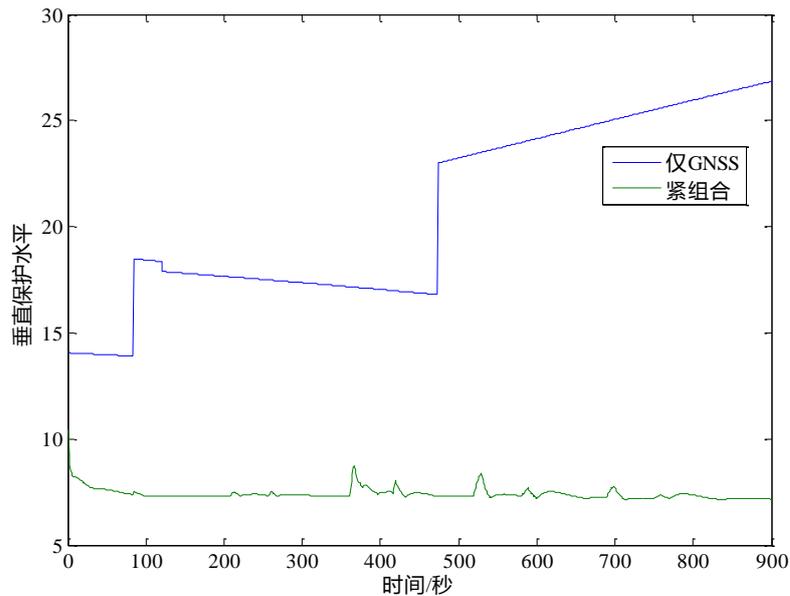


图 4-22 垂直保护水平对比

通过图 4-22 可以发现，在引入惯性导航系统组成紧组合导航系统后，垂直保护水平相对于单 GNSS 导航系统明显降低。垂直保护水平的降低意味着，机载导航系统将有望满足比 LPV-200 更为严格的导航性能需求，这里主要指一类精密进近（CAT-I），其垂直保护水平的要求为 10-15 米，从图中结果来看，可以初步认为紧组合导航系统具有支持 CAT-I 服务的可能性。本小节仅做了特定轨迹上的仿真，而未实现类似于 3.2 节和 3.3 节中的全球可用性仿真，是因为对于紧组合系统而言，单次轨迹的仿真耗时久，若要实现全球可用性仿真其计算耗时巨大，因此在本文中未进行此项工作，留作后续研究。

除上述研究之外，本小节还进行了滤波器故障概率对保护水平的影响的研究，即保护水平关于滤波器故障概率的灵敏度研究。取 10^{-3} ， 10^{-4} ， 10^{-5} ， 10^{-6} ， 10^{-7} 作为滤波器故障概率，来研究不同滤波器故障概率下的保护水平情况，结果如图 4-23 所示。

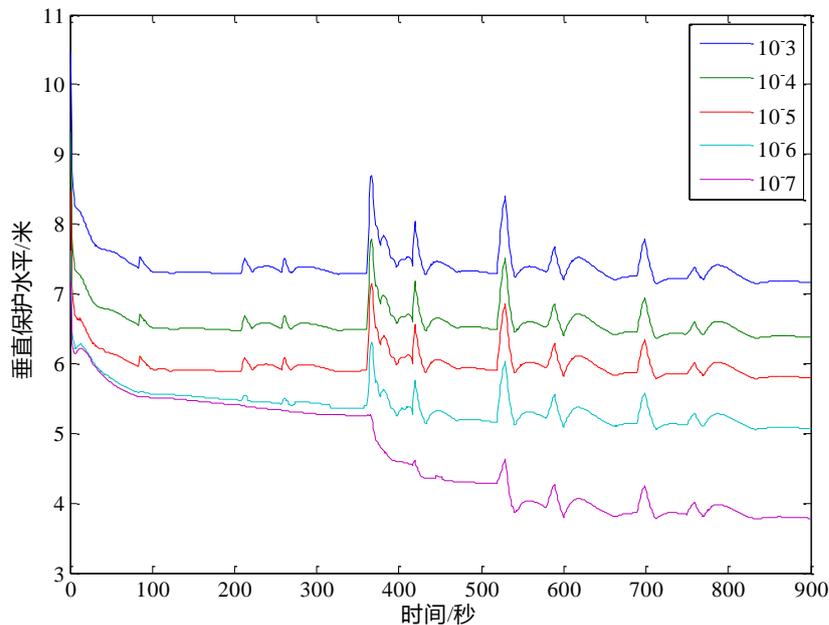


图 4-23 滤波器故障概率对保护水平的影响图示

从图 4-23 中，可以看出，滤波器的故障概率对保护水平有明显影响，这一点与 GNSS 故障概率对保护水平影响明显相类似。而且可以发现，滤波器故障概率越低，保护水平也越低，这也是容易理解的，故障概率低，意味着可靠性高，高可靠性自然对应低的保护水平和高的可用性。

除本节中上述研究之外，作者后续还将研究不同的传感器性能对于保护水平的影响，以及双星座与 INS 进行组合导航下的保护水平情况。4.3 节和 4.4 节的研究成果具有明显的创新性：综合考虑了滤波器故障和测量量故障，应用新息估计滤波器偏差，借鉴 ARAIM 中的多假设解分离思路实现 GNSS 故障的检测，提出的故障探测算法可以将滤波器故障与测量量故障隔离，形成了包含故障探测算法和保护水平计算算法在内的完整的紧组合系统自主完好性监测算法。研究成果拟发表在 Journal of Navigation 期刊 (IF: 1.586)，目前处于撰稿状态。

4.5 本章小结

本章围绕 GNSS/INS 紧组合系统的自主完好性监测算法展开，将 GNSS/INS 紧组合系统视作机载导航系统完好性增强的一种手段。本章作者主要完成的工作包括：(1) 完成了

GNSS/INS 紧组合算法计算机仿真平台的搭建；(2) 设计了一种基于多假设分组检测的 GNSS/INS 紧组合系统故障检测算法，且设计了通过序贯统计来增强缓变故障和微小故障故障探测能力的算法，并研究了紧组合系统的“故障跟随”效应及其对于故障探测能力的影响；(3) 提出并研究了通过鲁棒估计抑制“故障跟随”效应并提高故障探测能力的算法，发表一篇 EI 学术论文；(4) 设计了一套完整的综合考虑滤波器故障和量测故障的自主完好性监测算法，其中包括可以将滤波器故障和 GNSS 故障隔离检测的故障检测算法和基于多假设解分离的保护水平计算方法；(5) 仿真验证了紧组合自主完好性监测算法的故障探测能力，计算并分析了紧组合系统的保护水平，并研究其用于 CAT-I 服务的可行性。

本章的研究涉及严谨的算法推导，创新性鲜明，其中包含的创新点包括：(1) 基于多假设分组检测思路提出了一种紧组合系统故障检测算法，且用序贯统计来增强缓变故障微小故障的探测能力；(2) 推导出紧组合系统“故障跟随”效应的发生机理，并研究其对故障探测能力的影响机理；(3) 将鲁棒估计用于抑制“故障跟随”效应进而增强故障探测能力，并分析了其作用机理；(4) 研究紧组合系统自主完好性监测算法时，综合考虑了滤波器故障与 GNSS 故障；(5) 提出并研究应用滤波器新息来估计滤波器偏差的方法；(6) 借鉴 ARAIM 算法中的多假设解分离思路，考虑滤波器新息估计滤波器偏差与伪距估计位置的相似性，应用滤波器新息来进行 GNSS 故障的探测；(7) 提出的故障探测算法可以将滤波器故障与 GNSS 故障隔离，不仅可以避免两者相互影响不利于故障检测，而且还可以识别故障来源；(8) 基于 ARAIM 中的多假设解分离思路，设计了紧组合系统的保护水平计算方法。

本章的研究内容具有鲜明的学术及工程意义：不仅是对机载导航系统完好性增强技术和机载导航系统自主完好性监测算法的完善，而且对于提高民航飞机的安全性、经济性具有重要意义。此算法可以用于研究 MEMS 惯性器件是否具有与 GNSS 进行组合导航为民航飞机提供导航服务的可行性，这对于降低民航飞机的生产成本意义重大。不仅如此，除了民航飞机之外，该算法也可用于为无人机的自主着陆提供导航服务，这对于提升无人机使用的简单性和安全性具有重要意义。

第五章 机载导航系统完好性算法测试技术设计与实现

本章隶属于本文的测试技术部分：机载导航系统自主完好性监测算法测试平台的设计与实现，主要介绍作者主导搭建的两套平台。本章主要内容包括：5.1 节介绍基于计算机的仿真平台的设计与实现，其中包括 ARAIM 全球可用性仿真平台和 GNSS/INS 紧组合系统及其自主完好性监测算法仿真平台；5.2 节介绍基于无人机的测试平台的设计与实现，该平台分两个版本，分别为基础版(Basic Version)，即 ARAIM 算法的测试平台，和专业版(Professional Version)，即紧组合系统的自主完好性监测算法的测试平台。其中基于无人机的测试平台是本章的重点。最后给出本章的小结。

5.1 计算机仿真平台设计与实现

计算机仿真具有简单、便捷、快速等优点，一般可以用于算法的初步验证。本文中为进行算法设计与研究，作者独立搭建了两个基于 MATLAB/Simulink 计算机仿真平台：ARAIM 全球可用性仿真平台和 GNSS/INS 紧组合系统及其自主完好性监测算法仿真平台。本节将分两小节具体介绍这两个平台的功能及框架。

5.1.1 ARAIM 全球可用性仿真平台设计与实现

为研究 ARAIM 算法及 ARAIM 算法在不同服务标准下的全球可用性情况搭建了 ARAIM 全球可用性仿真平台。该仿真平台基于斯坦福大学开源的 MAAST (MATLAB Algorithm Availability Simulation Toolset) 工具箱^[49]，其框架如图 5-1 所示。

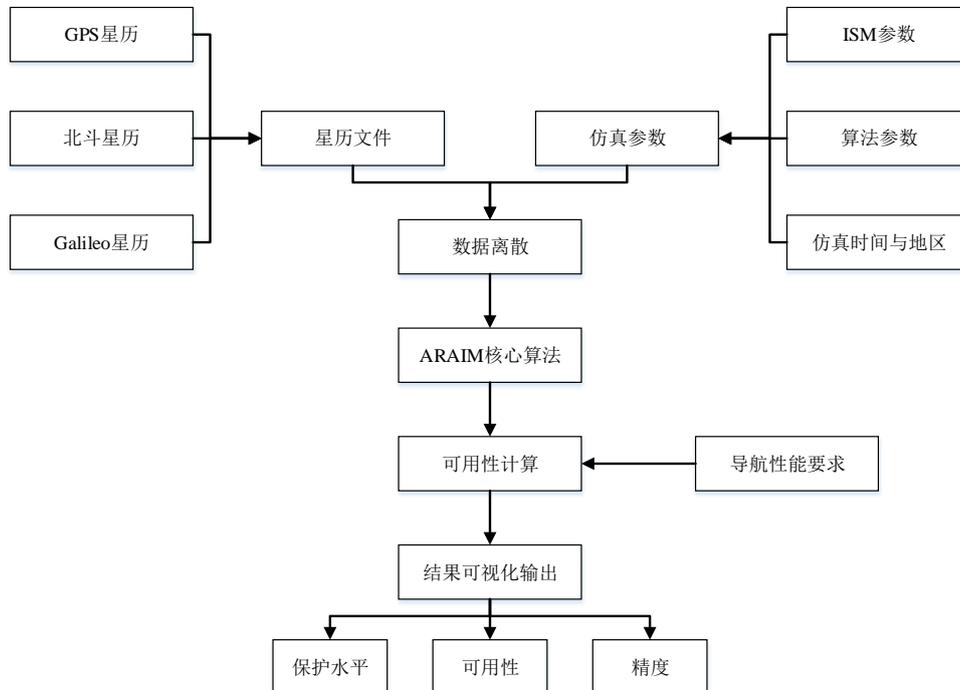


图 5-1 ARAIM 全球可用性仿真平台框架

该平台的实现效果可见于 3.3 节和 3.4 节。除了进行全球仿真之外，该平台还可以仿真特定飞行轨迹上的 ARAIM 算法可用性情况，也可以研究某一局部区域或者某一定点一段时

间内的 ARAIM 算法可用性情况。当然，稍作改进后也可以实现飞行轨迹 ARAIM 可用性的预报，即在飞机飞行之前计算该航线上的 ARAIM 算法可用性，来确定飞机是否可以在该航线上仅依靠 GNSS 导航系统实现导航服务。本小节最后总结一下该平台的功能：

- (1) 可以实现 ARAIM 算法的验证，以及 ARAIM 改进算法的验证；
- (2) 可以进行 ARAIM 算法在某一导航服务下的全球可用性仿真研究；
- (3) 可以对比不同星座或者不同的多星座融合方案在某一特定服务标准下的性能；
- (4) 可以研究加入广域增强系统或者地基增强系统后的性能提升情况；
- (5) 可以用作航线的 ARAIM 算法可用性预报平台。

5.1.2 GNSS/INS 紧组合系统及其自主完好性监测仿真平台设计与实现

本文第四章研究了 GNSS/INS 紧组合系统的自主完好性监测问题，为此搭建了紧组合系统及其自主完好性监测算法仿真平台。该平台由两部分构成：GNSS/INS 紧组合算法仿真平台和 GNSS/INS 紧组合系统自主完好性算法仿真平台。整个平台的框架如图 5-2 所示。

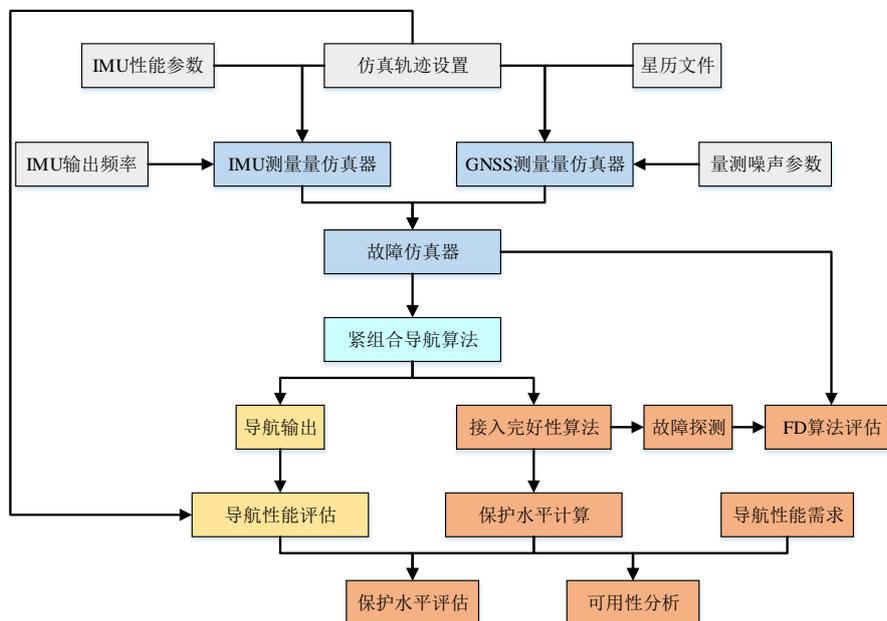


图 5-2 紧组合系统及其自主完好性监测仿真平台框架

在该仿真平台中，共有两套 GNSS/INS 紧组合仿真平台，分别为 ECEF 坐标系下的平台和 ENU 坐标系下的平台。ECEF 坐标系下的平台基于 Paul Groves 提供的开源代码包实现^[50]。ENU 坐标系下的平台基于高精度捷联惯导工具箱（PSINS Toolbox）实现^[55]。由于保护水平是按水平方向和垂直方向分解的，故采用 ENU 坐标系下的紧组合平台接入自主完好性监测算法，用于 4.4 节中的研究。ECEF 坐标系下的平台用于 4.2 节中的研究。该平台的实现效果可见于 4.2-4.4 节。本小节最后总结一下该平台的功能：

- (1) 自定义轨迹生成与仿真；
- (2) GNSS 测量数据和 IMU 测量数据仿真；
- (3) GNSS/INS 紧组合导航功能与导航结果评估；
- (4) GNSS/INS 紧组合导航系统故障探测；
- (5) GNSS/INS 紧组合自主完好性监测算法验证与评估。

本节搭建了基于计算机仿真的机载导航系统自主完好性监测算法测试平台，可以用于算法性能的初步验证，在下一节中将进一步搭建基于无人机的测试平台，使用实测数据对算

法进行测试。

5.2 无人机测试平台设计与实现

计算机仿真是一种简捷快速的算法验证手段，但由于使用计算机仿真与真实的环境存在较大差异，比如信号环境不同、载体动态性的影响以及天线的性能等式是难于用计算机仿真实现的。而采用民航飞机直接测试虽然可靠性高、说服力强，但是存在成本高，试验过程复杂等缺点，因此本文搭建了一种基于无人机的算法测试平台。该测试平台的优点如下：

(1) 无人机测试平台在卫星导航信号环境、飞行姿态、飞行动态特性、接收机性能和天气性能等方面与民航飞机具有相似性，采集的实测数据具有说服力；

(2) 无人机测试平台在飞行剖面上可以模拟民航飞机的起飞和进近过程，在验证进近导航相关算法时与民航飞机的飞行剖面类似；

(3) 无人机测试平台搭建成本低，本文搭建的平台仅需3万元左右，测试手续简单，测试场地选择容易，这些都是使用民航飞机测试所无法比拟的；

(4) 无人机测试平台相对于车载实验而言，可以提供更灵活的载体机动，并且弥补跑车实验高度方向导航状态几乎不变的短板，且本测试平台可以向下兼容车载测试任务；

(5) 无人机测试平台的拓展性强，可以支持GNSS接收机、MEMS惯性导航模块、图像传感器、软件接收机、组合导航算法、完好性算法等软硬件，可以完成导航领域的一系列测试实验。

出于不同的测试需求，本文所搭建的无人机平台分为两个版本：基础版和专业版。其中基础版搭载的传感器仅涉及GNSS接收机及航空天线，采集的数据仅涉及可见卫星仰角、方位角，用于机载ARAIM算法的测试；专业版飞行平台在搭载GNSS接收机及航空天线之外，还搭载了MEMS惯性导航模块、中频采集器等，并且实现了接收机的实时动态差分(Real-Time Kinematic, RTK)功能，而且在采集的原始数据上除了仰角、方位角之外，还包括RTK位置(精度为厘米级，可以用作位置基准)、原始伪距、卫星位置、信号中频数据、IMU测量量等。专业版平台的功能也更全，除支持机载ARAIM算法测试之外，还具有紧组合/超紧组合导航算法验证与评估和紧组合导航系统自主完好性监测算法验证与评估等功能。下表总结了基础版平台与专业版平台的功能。

表 5-1 无人机测试平台功能清单

功能	说明	平台
GNSS 仰角方位角采集	采集可见卫星视角信息，用作 ARAIM 算法输入	基础版、专业版
机载 ARAIM 算法测试	测试机载 ARAIM 算法性能	基础版、专业版
RTK 位置基准	使用 RTK 高精度位置作为飞行平台参考位置	专业版
伪距、中频、卫星位置采集	采集原始测量信息	专业版
IMU 测量数据采集	采集 IMU 原始测量量	专业版
紧组合/超紧组合算法验证	验证组合导航算法	专业版
机载导航系统自主完好性监测算法验证	验证组合导航系统的自主完好性监测算法	专业版

接下来本文分两小节具体介绍基础版飞行测试平台和专业版测试平台的设计与实现。

5.2.1 基础版无人机测试平台：设计、实现与测试

基础版无人机测试平台用于机载 ARAIM 算法的测试。该测试平台以大疆 S1000+无人机作为飞行平台，搭载 Intel 机载电脑、GNSS 接收机等设备，平台具体构成如表 5-2 所示。

表 5-2 基础版无人机测试平台硬件构成

硬件	功能	参数
大疆筋斗云 S1000+平台	飞行平台	八旋翼，6.5kg 有效载重，续航约 10 分钟
格氏电池	为飞行平台供电	16000mah，6S
大疆 A2 飞控	无人机飞控模块，含 GPS、IMU、飞控单元、气压计等	遥控飞行、自主飞行、危险告警等
大疆 GS 软件	地面站软件，监控和控制无人机飞行	版本号：1.4.63，IOS 平台
遥控器	无人机操纵	Futaba 14SG/ DJI Lightbridge 2 支持 GPS、北斗、Galileo、Glonass 多星座多频点信号，具有导航数据、原始数据输出功能，具有 RTK 功能等
司南 M300-G Mini GNSS 接收机及航空天线	GNSS 导航数据和原始数据输出	I5-6260U，8GB RAM，120GB SSD
Intel 机载电脑	机载计算及数据存储单元	品牌为 Rvixe，19V，3.5A，12000mah
机载电池	为机载电脑供电	
无线数传模块	空地数据链路，下传计算数据	433MHz，1km 有效传输距离

接下来通过图 5-3 给出各子系统之间的连接关系。在图 5-3 中，各子系统之间的关系为：DJI S1000+作为飞行平台，其上搭载了 DJI A2 飞控、GNSS 接收机、机载计算电脑、数传模块（天空端）等。平台的“数据流”工作原理为：GNSS 接收机数据输入到机载计算电脑，由机载计算电脑上的机载 ARAIM 软件进行运算，得出结果后将结果通过数传模块（天空端）发送至地面，地面通过数传模块接收到数据后，输入到地面监视系统中并将数据可视化显示出来，用户可以通过此软件监视空中软件运行状态。平台的“控制流”的工作原理为：地面的运行于 iPad 上的 DJI GS 软件可以用来监视无人机飞行状态，也可以用来控制无人机飞行，或者也可以由遥控器控制无人机飞行。平台的“能量流”工作原理为：格氏电池为无人机和 GNSS 接收机供电，机载 Rvixe 电池为机载电脑供电，电源部分未在图 5-3 中显示。

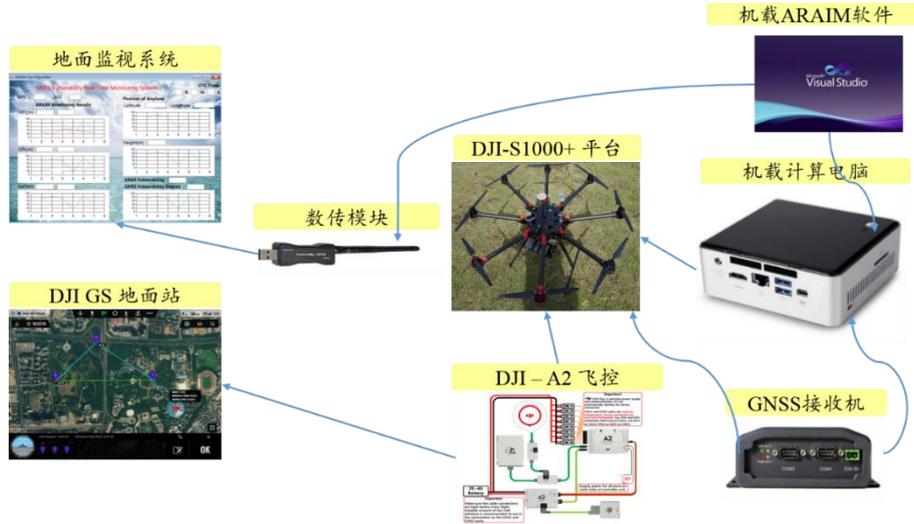


图 5-3 无人机平台构成图示

本平台由作者搭建，耗时约 1 个月，搭建完成后的无人机测试平台如图 5-4 所示。



图 5-4 基础版无人机测试平台整机图示

基于该平台，在闵行区莲花南路紫光路附近开阔区域（121.2687E，31.0087N）开展了机载 ARAIM 算法的测试实验。测试实验场地环境如图 5-5 所示。



图 5-5 飞行测试场地环境

本次飞行测试通过在大疆 GS 地面站上进行轨迹规划、无人机自主飞行的方式完成，地面站上规划的轨迹中涉及到起飞、垂直上升到 50 米高度、水平飞行、降落等各个阶段，整个飞行时间约 5 分钟，飞行过程中无人机姿态基本保持水平，这与民航飞机进近过程相似。地面站软件截图如图 5-6 所示。

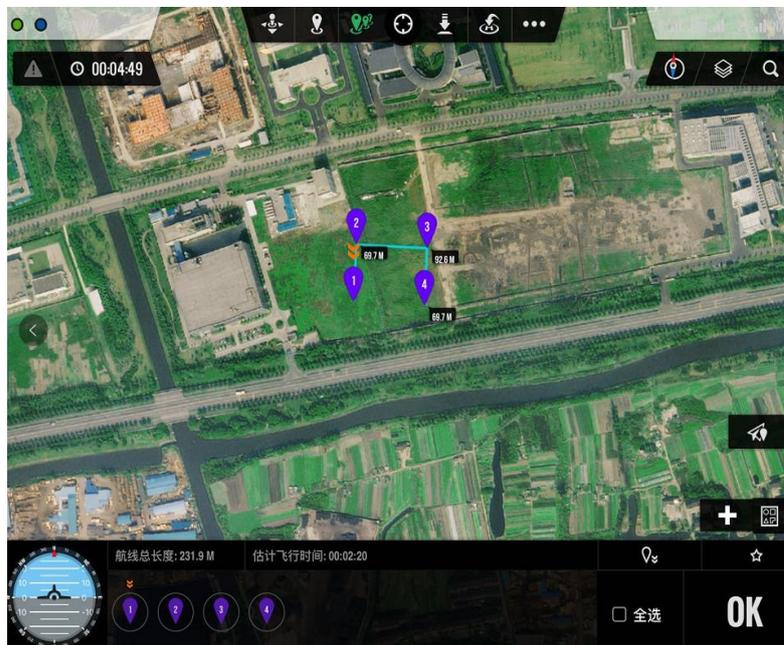


图 5-6 地面站预设轨迹图示

根据接收机解算出的位置绘制出的轨迹如图 5-7 所示，这与图 5-6 中预设的轨迹是吻合的。从图 5-7 中可以发现，除了飞行过程中采集动态数据外，还采集了静止数据，总数据时长达 1000s。

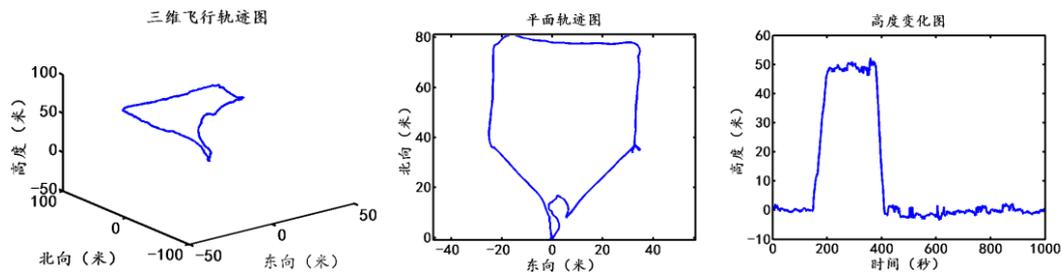


图 5-7 接收机解算的无人机飞行轨迹（左：3 维图，中：平面图，右：高度图）

飞行测试中的 ARAIM 算法参数设置、误差模型设置、导航性能需求参数设置可见于文献[48]，与 3.3 节 ARAIM 仿真中的参数保持一致。为量化描述 ARAIM 算法在 LPV-200 下的可用性情况，方便研究各个导航性能需求指标对可用性的影响，作者提出了 ARAIM 算法可用性裕度的概念，分别包括垂直保护裕度（Vertical Protection Margin, VPM）、水平保护裕度（Horizontal Protection Margin, HPM）、精度裕度（Accuracy Margin, ACCM）、有效监视门限裕度（Effective Monitoring Threshold Margin, EMTM）等，各个裕度的计算公式如下[48]：

$$VPM = \frac{VAL - VPL}{VAL} \times 100\% \quad (5.1)$$

$$HPM = \frac{HAL - HPL}{HAL} \times 100\% \quad (5.2)$$

$$EMTM = \frac{15 - EMT}{15} \times 100\% \quad (5.3)$$

$$ACCM = \frac{1.87 - \sigma_{acc}}{1.87} \times 100\% \quad (5.4)$$

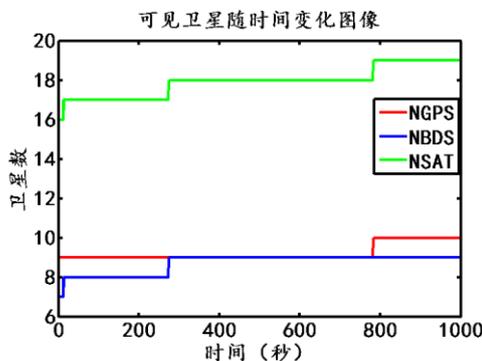


图 5-8 可见卫星数随时间变化图

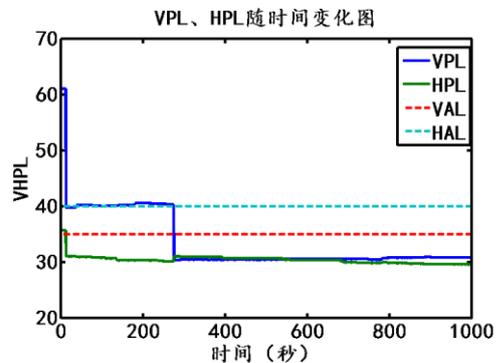


图 5-9 保护水平随时间变化

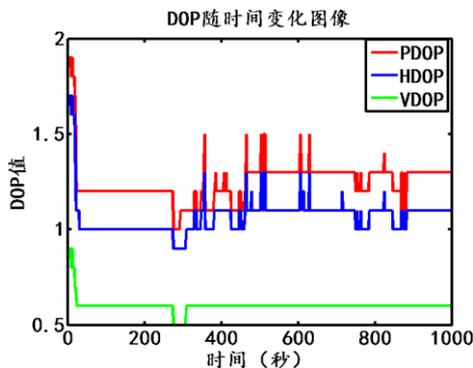


图 5-10 DOP 值随时间变化图

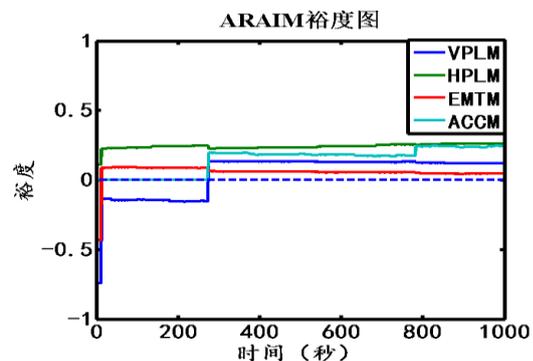


图 5-11 ARAIM 可用性裕度图

在图 5-9 中展示了保护水平随时间的变化情况，可以发现垂直保护水平存在两次跳变（10s 附近和 270s 附近），水平保护水平存在一次跳变（10s 附近），跳变均对应于保护水平的降低。将图 5-9 与图 5-8 对比，可以发现，保护水平的跳变与可见卫星的变化直接相关，在 10s 附近总可见卫星数由 16 颗变为 17 颗，在 270s 附近可见卫星数由 17 颗变为 18 颗，在 800s 附近可见卫星数由 18 颗变为 19 颗。可见卫星的增加直接导致保护水平的降低，尤其是垂直保护水平受影响明显。虽然保护水平对可见卫星数敏感，但并非每次的可见卫星数的变化都会带来保护水平的明显变化，尤其是在保护水平已经处于较低水平时，比如第二次可见卫星数增加水平保护水平几乎未变。DOP 值是可见卫星空间构型好坏的直接量化反映，如图 5-10 所示，DOP 值也受可见卫星数变化的影响，可见卫星数增加时，DOP 值倾向于降低，而且由于 DOP 值直接影响定位精度，所以可以认为 DOP 值与保护水平存在正相关关系。

图 5-11 中给出了 ARAIM 可用性裕度情况，从图中的 10s-270s 时间段可以发现，此段时间内仅 VPLM 小于 0，也即仅垂直保护水平不满足导航性能需求，这也证明了 LPV-200 中垂直保护水平是最严格的条件，也是影响 ARAIM 算法在 LPV-200 下是否可用的最重要因素。在 270s 之后，各裕度均大于 0，此时即 ARAIM 算法在 LPV-200 下可用。

作为基于无人机的测试平台的一部分，作者编写的基于 MATLAB 的地面实时监测系统是用户监测机载软件运行状态和无人机飞行状态的直接手段。地面监测系统的界面截图如图 5-12 所示。

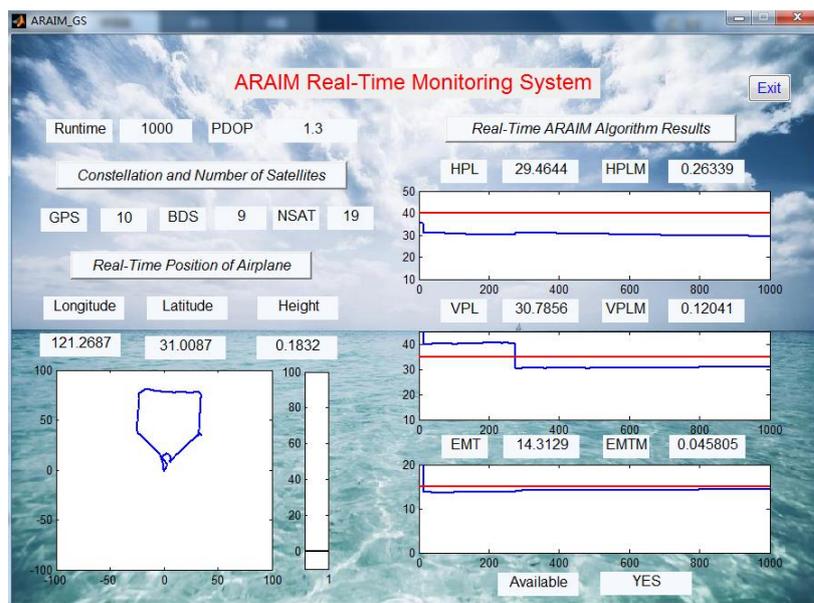


图 5-12 地面实时监测软件截图

基于无人机的 ARAIM 测试实验验证了搭建的基于 UAV 的测试平台的可用性，也验证了机载 ARAIM 算法的实时计算能力，结果证明机载 ARAIM 算法在本平台提供的计算条件下能够实时进行解算。

本节的工作内容由作者完成，成果作为上海交通大学-霍尼韦尔公司完好性项目的一部分，部分成果形成一篇中文核心论文，本人作为第一作者。本部分的内容得到了张欣老师、叶萍师姐和战兴群教授的指导，梅浩师兄在作者编写的基于 MATLAB 的软件的基础上编写了基于 C/C++ 的机载 ARAIM 算法和基于 C# 的地面监测软件，使软件具有更好的硬件平台兼容性。

5.2.3 专业版无人机测试平台：设计、实现与测试

专业版无人机测试平台是基础版平台上进行升级实现的，目的是使无人机平台具有测试组合导航算法和组合导航系统自主完好性监测算法的能力。专业版在基础版的硬件设备（见于表 5-2）之外增加的设备及其参数如表 5-3 所示。

表 5-3 新增硬件及其参数

硬件	功能	参数
IMU 模块（3DM-GX3-25）	提供惯性测量数据，用作组合导航输入	MEMS，含加速度计、陀螺仪、磁力计
捷星广达中频采集器	采集中频数据	支持 GPS、北斗
Ublox 接收机	用作时间同步	-
GNSS 信号功分器	将一路 GNSS 信号分成多路	一分二/三，1000-2000MHz

注：3DM-GX3-25 IMU 模块具体参数参数可参见：<http://files.microstrain.com/3DM-GX3-25-Attitude-Heading-Reference-System-Data-Sheet.pdf>

专业版平台的各机载硬件之间的连接关系如图 5-13 所示。在图中仅展示了机载任务设备的连接关系，也即无人机平台上的“数据流”关系。无人机平台上具体的“数据流”为：航空天线将采集到的模拟量经由功分器分成多路，其中一路输给 Ublox 授时模块，该模块在本平台上用于时间对齐功能，即借助 Ublox 采集的 UTC 时间来实现 IMU 测量数据和 GNSS 测量数据的对齐；另一路输给 M300-G Mini 接收机，该接收机的主要任务为输出 GNSS 测量量和导航解算量，其中包括伪距、RTK 位置与时间、卫星位置和卫星可见信息等，特别指出，接收机的 RTK 功能通过将接收机通过 4G 网络连接至千寻位置公司的 RTK 差分源实现；还可选择将功分器中的一路输给中频采集器，采集中频数据，用作数据备份和超紧组合算法验证。除此之外，IMU 模块的主要任务是采集原始的 IMU 测量数据，用作紧组合导航算法和紧组合自主完好性监测算法。IMU 模块、Ublox 授时模块、GNSS 接收机以及中频采集器等皆输出至机载计算电脑，经由相关软件完成计算和存储。

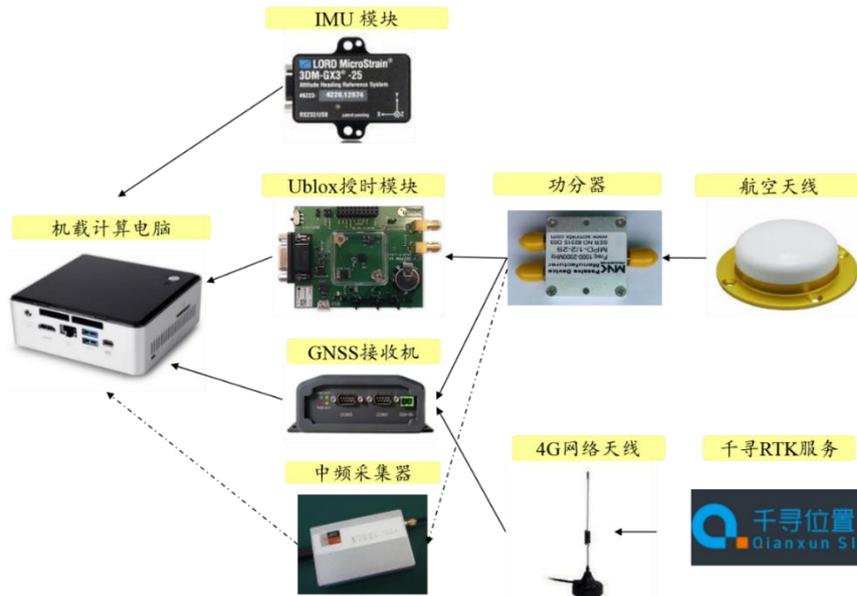


图 5-13 无人机平台机载硬件连接示意图

专业版测试平台组装完成后的整机图见于图 5-14。



图 5-14 专业版无人机测试平台整机图

基于此平台，在闵行区莲花南路紫光路草坪（地点同 5.2.1 节）开展飞行试验。图 5.15 给出了飞行过程中拍摄的图片。



图 5.15 (a) 高空飞行



图 5.15 (b) 着陆



图 5.15 (c) 遥控器及地面站



图 5.15 (d) 地面站飞行轨迹截图

整个飞行时间约 3-4 分钟，飞行高度约 30 米，飞行总距离约 500 米。飞行测试验证了该平台具有飞行能力和数据采集能力，采集了中频数据、RTK 数据、伪距、卫星位置以及卫星可见信息等数据，后续可以用来进行第四章中的算法验证，计划与 4.3 节及 4.4 节内容共同形成一篇 SCI 学术论文，作为论文的实际数据验证部分。

值得指出，无人机平台的明显缺点是续航时间不足，飞行距离短，采集的数据量少。为此，提出了将无人机平台向下兼容车载实验的方案：将无人机平台放置于车载平台上，可以进行跑车实验采集数据，跑车实验持续时间长，运动距离远，采集的数据量多，但是其固有缺点是跑车实验的动态特性与民航飞机差距较大。但是，考虑到智能汽车未来发展迅猛，市场巨大，学术界和工业界广泛关注智能汽车的高精度定位问题，为此车载实验也具有其独特的价值。

在本节的最后，给出本节中搭建的无人机平台的意义：首先，无人机平台可以提供类似于民航飞机进近过程的飞行剖面，与民航飞机进近过程具有类似的信号环境和动态特性，可以用于进近阶段的完好性算法的测试与验证；其次，该无人机平台可以用于广泛的导航算法验证，其采集的数据全面，可以用来验证紧组合算法及其自主完好性监测算法，也可以验证 GNSS 软件接收机、伪卫星算法、GNSS/INS 松组合算法、GNSS/INS 超紧组合算法等常见的 GNSS 相关算法，并具有良好的拓展性，也可拓展图像传感器等其他传感器；最后，该无人机平台具有广泛的应用范围，可以用来研究无人机相关的导航定位算法，还可以向下兼容车载平台，用于智能汽车高精度定位算法测试。特别指出，本无人机平台或采集的数据已经或将用在本实验室的完好性研究、组合导航研究、多传感器信息融合及传感器管理算法研究、自动驾驶研究以及伪卫星研究之中，该平台已经成为本实验室的重要实验平台；而且，该平台具有一定的先进性和创新性，该平台在国内外导航实验室的类似平台中处于相对领先水平。

5.3 本章小结

本章主要研究机载导航系统自主完好性监测算法的测试技术。本章中作者主要完成的工作包括：独立搭建了基于 MATLAB 的 ARAIM 全球可用性仿真平台和 GNSS/INS 紧组合系统及其自主完好性监测仿真平台，这些平台支撑起了全文所有的仿真实验；主导搭建基于无人机的 ARAIM 算法测试平台（基础版测试平台），并进行了飞行实验，验证了机载 ARAIM 算法的可行性，发表一篇中文核心论文，并作为实验室与霍尼韦尔完好性合作项目提交内容之一；进一步搭建了用于紧组合系统自主完好性监测算法测试的无人机平台（专业版测试平台），并开展了飞行实验，采集了相关实验数据，后续可用于第四章中算法验证。本文搭建的无人机测试平台功能较全、应用范围较广，在国内外导航实验室的类似平台中处于相对领先水平。

第六章 结论与展望

6.1 本文主要工作与创新点

完好性是导航系统的性能指标中直接与安全性和可靠性相关的指标，民航领域的导航应用特别关注完好性，学术界和工业界在致力于研究以卫星导航为主的机载导航系统在民航应用尤其是民航进近过程中的完好性问题。研究机载导航系统的自主完好性监测及完好性增强对于提升民航的安全性、经济性和效率具有重要意义。

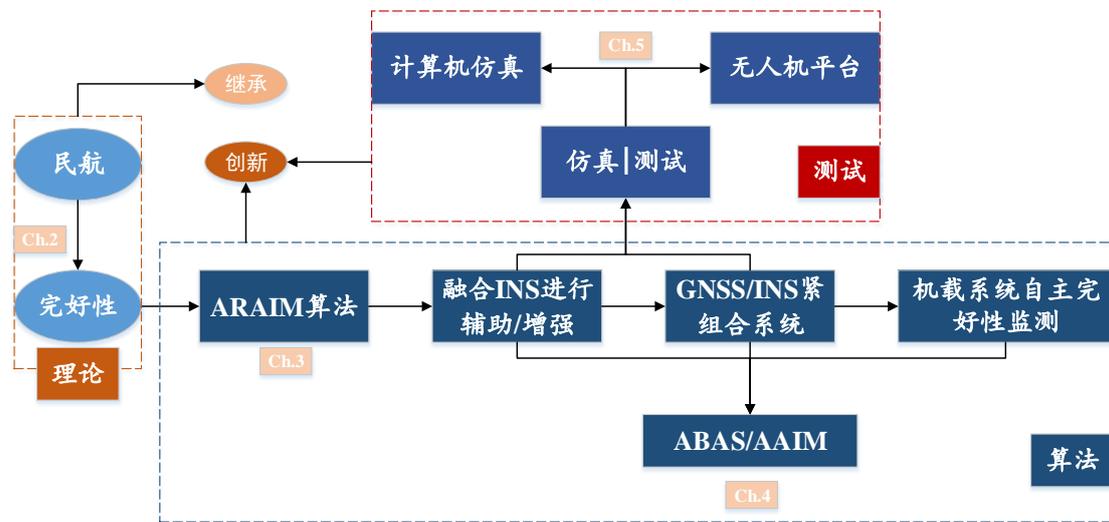


图 6-1 本文工作

回顾图 1-1，本文完成的主要工作内容有：

(1) 进行了完好性相关理论体系综述，介绍了本文研究的机载导航系统自主完好性监测与机载导航系统完好性增强技术的来龙去脉；（第二章）

(2) 研究了高级接收机自主完好性监测算法（ARAIM），并搭建基于 MATLAB 的仿真平台研究了在北斗 3 代和 GPS 双星座下 ARAIM 算法在 LPV-200 和 CAT-I 服务下的全球可用性，揭示了研究机载导航系统完好性增强技术的意义；（第三章）

(3) 将机载 GNSS/INS 紧组合导航系统作为机载导航系统完好性增强的一种手段，设计了基于多假设分组检测的紧组合系统的故障探测算法，使用序贯统计增强了对缓变故障和微小故障的检测能力；（4.2 节）

(4) 推导了紧组合系统中的“故障跟随”效应的发生机理及其造成新息“失真”和故障探测能力下降的作用机理，进而设计了基于鲁棒估计的紧组合系统故障探测算法，推导了鲁棒估计抑制“故障跟随”效应并增强故障探测能力的作用机理，引入序贯鲁棒算法增强鲁棒估计在缓变故障和微小故障下的性能；（4.2 节）

(5) 搭建计算机仿真平台，进行了（3）和（4）中所述的故障探测算法、“故障跟随”效应以及基于鲁棒估计的故障探测算法的验证；（4.2 节）

(6) 设计了一套综合考虑滤波器故障和测量量故障的紧组合系统自主完好性监测算法，其中包括基于“多假设解分离方法”和“用新息估计滤波器偏差思路”的故障探测算法和借

鉴 ARAIM 算法的保护水平计算方法,并通过计算机仿真平台研究了该算法的可用性,分析了紧组合系统对于完好性的增强能力及紧组合系统用于 CAT-I 服务的可行性;(4.3 节和 4.4 节)

(7) 搭建基于无人机的 ARAIM 算法测试平台,进行了机载 ARAIM 算法的测试;(5.2 节)

(8) 改进无人机测试平台,搭建用于紧组合算法及其自主完好性监测算法测试的专业版无人机平台,并开展了飞行实验,验证了平台的可用性。(5.2 节)

本文的重点集中于紧组合系统的自主完好性监测算法设计与基于无人机的完好性算法测试平台上。本文的研究集理论、算法、测试三位于一体,丰富了机载导航系统自主完好性监测算法和机载导航系统完好性增强手段,并丰富了完好性算法测试的途径。

本文的算法设计和测试技术研究具有创新性,主要的创新点包括:

(1) 研究了未来北斗星座与 GPS 星座双星座下 ARAIM 算法在 LPV-200 和 CAT-I 服务下的全球可用性;(第三章)

(2) 设计了基于多假设分组检测的紧组合系统故障检测算法,提出了基于序贯统计的故障探测算法增强思路;(4.1 节和 4.2 节)

(3) 引入鲁棒估计抑制紧组合系统中的“故障跟随”效应对故障探测的不利影响,增强对缓变故障和微小故障的探测能力;(4.2 节)

(4) 设计了综合考虑滤波器故障和测量量故障的紧组合系统自主完好性监测算法,算法可以将滤波器故障与测量量故障隔离检测,并可在进行滤波器故障检测的同时估计滤波器偏差,且分析了紧组合系统对于完好性的增强能力;(4.3 节和 4.4 节)

(5) 搭建了无人机测试平台作为 ARAIM 算法和紧组合自主完好性监测算法的验证与测试平台。(5.2 节)

本文的研究具有重要的工程意义和学术意义,具体而言,包括:

(1) 工程上,研究机载导航系统完好性监测算法和机载导航系统完好性增强技术,有利于提高民航飞机的安全性,降低飞机运行成本,提高飞机运行效率;研究机载导航系统完好性算法测试技术,有利于推进算法发展的进程,缩短算法应用于产品的时间。

(2) 学术上,研究的紧组合系统自主完好性监测算法提供了一种机载导航系统完好性增强的手段,同时丰富了机载导航系统自主完好性监测的算法;研究的基于无人机的机载导航系统完好性算法测试技术拓展了完好性研究的范围,提供了用于完好性算法及其他导航算法测试验证的新思路。

6.2 后续研究展望

本文研究了用于民航飞机进近过程的机载导航系统完好性增强技术与机载导航系统自主完好性监测算法,并研究了基于无人机的机载导航系统完好性算法测试技术。在本文研究的基础上,接下来还可以进行以下研究:

(1) 完善基于无人机的导航相关算法测试技术研究,增大多旋翼平台载重能力,提高多旋翼平台续航时间;同时,在多旋翼平台之外,发展固定翼无人机测试平台,因为固定翼无人机与民航飞机有更大的相似性,且固定翼无人机效率高,续航时间久。

(2) 进一步研究本文提出的紧组合自主完好性监测算法用于 CAT-I 的可行性,实现全球可用性仿真,同时利用无人机实验和车载实验实测数据对算法进行验证。

(3) 研究直接位置解算(Direct Position Estimation, DPE)算法的自主完好性监测技术,DPE 是近些年来发展起来一种新的接收机定位算法,在抗多径性能和鲁棒性上相对传统算

法有明显优势，研究 DPE 的自主完好性监测算法对于将 DPE 算法用于民航领域或者智能汽车具有重要意义。

(4) 研究精密单点定位 (Precise Point Positioning, PPP) 的自主完好性监测算法，精密单点定位相对基于伪距的传统定位方式有更高的定位精度，在自动驾驶等领域有巨大发展前景，研究 PPP 的自主完好性监测技术可以研究 PPP 算法在自动驾驶等领域的可用性，对于扩展卫星导航系统的应用范围有重要意义。

(5) 研究信号层的自主完好性监测算法。常见的算法多是基于解域 (即位置域) 和量测域的，而未来的自主完好性监测算法有往信号层延伸的趋势，信号层相对于量测层和伪距层有更多的信息，所以基于信号层的自主完好性监测算法有望具有更好的性能，如更精确的故障探测能力和更低的保护水平。

(6) 引入机器学习算法，对完好性算法中的模型参数进行拟合，替代原有的基于经验的模型，从而提高模型的可靠性和完好性算法的可靠性。比如，对不同民航飞机而言，其多径效应应该是不同的，其误差模型也就是不同的，可以通过机器学习，拟合特定飞机的误差模型，提高误差模型的准确性。

(7) 研究自主完好性监测算法与欺骗检测与抗欺骗算法的相似性，研究将自主完好性监测算法用于导航系统抗欺骗的可行性。

参考文献

- [1] 苏先礼. GNSS 完好性监测体系及辅助性能增强技术研究[D]. 上海: 上海交通大学航空航天学院, 2013.
- [2] 战兴群, 苏先礼. GNSS 完好性监测及辅助性能增强技术[M]. 上海: 科学出版社, 2016.
- [3] Ochieng W Y, Sauer K, Walsh D, et al. GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety[J]. *Journal of Navigation*, 2003, 56(1):51-65.
- [4] 吴云. GNSS 接收机自主完备性监测算法研究[D]. 武汉大学, 2009.
- [5] 陈金平, 许其凤, 刘广军. GPS RAIM 水平定位误差保护限值算法分析[J]. *测绘科学技术学报*, 2001, 18(b09):1-3.
- [6] Madonna P, Viola S, Sfarzo L. NIO-RAIM Algorithm Applied to a Multi-Constellation GNSS: Analysis of Integrity Monitoring Performances in Various Phases of Flight[C]// *Position Location and Navigation Symposium*. IEEE, 2010:1258-1263.
- [7] Blanch J, Walter T, Enge P. RAIM with Optimal Integrity and Continuity Allocations Under Multiple Failures [J]. *Aerospace & Electronic Systems IEEE Transactions on*, 2010, 46(3):1235-1247.
- [8] Milner C D, Ochieng W Y. Weighted RAIM for APV: The Ideal Protection Level [J]. *Journal of Navigation*, 2011, 64(1):61-73.
- [9] Sturza MA. Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements [J]. *Navigation*, 1988, 35(4):69-87.
- [10] Parkinson B W, Axelrad P. Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual [J]. *Navigation*, 1988, 35(2):255-274.
- [11] Virball V G, Michalson W R, Levin P L, et al. A GPS Integrity Channel Based Fault Detection and Exclusion Algorithm Using Maximum Solution Separation[C]// *Position Location and Navigation Symposium*. IEEE, 2002:747-754.
- [12] Wang J, Ober P B. On the Availability of Fault Detection and Exclusion in GNSS Receiver Autonomous Integrity Monitoring [J]. *Journal of Navigation*, 2009, 62(2):251-261.
- [13] Ling Y, Knight N L, Yong L C R. Optimal Fault Detection and Exclusion Applied in GNSS Positioning [J]. *Journal of Navigation*, 2014, 47(66):165-169.
- [14] 童震宇. 多故障卫星下的接收机自主完好性监测方法研究[D].天津: 中国民航大学航空自动化学院, 2012.
- [15] Blanch J, Walter T, Enge P, et al. A Proposal for Multi-Constellation Advanced RAIM for Vertical Guidance[C]// *ION GNSS, International Technical Meeting of the Satellite Division*. DLR, 2011:2665-2680.
- [16] Blanch J, Walter T, Enge P, et al. Advanced RAIM User Algorithm Description: Integrity Support Message Processing, Fault Detection, Exclusion, and Protection Level Calculation[C]// *ION Institute of Navigation Global Navigation Satellite Systems Conference*. 2012:2828-2849.
- [17] Blanch J, Walker T, Enge P, et al. Baseline Advanced RAIM User Algorithm and Possible Improvements [J]. *Aerospace & Electronic Systems IEEE Transactions on*, 2015, 51(1):713-732.

- [18] Blanch J, Walter T, Enge P, et al. Architectures for Advanced RAIM: Offline and Online[J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2014.
- [19] 葛奕杉, 王志鹏. BDS/GPS 组合的 H-ARAIM PBN 和 ADS-B 应用可用性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(6):1254-1263.
- [20] Blanch J, Walter T, Enge P. Protection Levels after Fault Exclusion for Advanced RAIM [J]. Navigation, 2017, 64(4).
- [21] Joerger M, Pervan B. Fault Detection and Exclusion Using Solution Separation and Chi-squared ARAIM [J]. IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, 2016, 52(2):726-742.
- [22] 张倩倩. 单星座 ARAIM 算法可用性分析及其在垂直精密进近中的应用[J]. 测绘科学技术学报, 2015, 32(5):455-459.
- [23] Brown R G, Chin G Y, Kraemer J H. RAIM: Will It Meet the RTCA GPS Minimum Operational Performance Standards? [J]. Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation, 1991:103-111.
- [24] Call C, Ibis M, Mcdonald J, et al. Performance of Honeywell's Inertial/GPS Hybrid (HIGH) for RNP Operations[C]// Position, Location, And Navigation Symposium, 2006 IEEE/ION. IEEE, 2006:244-255.
- [25] Bhatti, Iqbal U. Improved Integrity Algorithms for the Integrated GPS/INS Systems in the Presence of Slowly Growing Errors [D]. London: Imperial College London, 2007.
- [26] Orejas M, Kana Z, Dunik J, et al. Multi-Constellation GNSS/INS to Support LPV200 Approaches and Autolandings [J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2012:790-803.
- [27] 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.
- [28] 刘海颖, 岳亚洲, 杨毅钧,等. 基于多解分离的 GNSS/Inertial 组合系统完好性监测[J]. 中国惯性技术学报, 2012(1):63-68.
- [29] 陈坡, 孙付平, 景晓鹏,等. 基于惯导辅助的 GNSS 完好性检测方法研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2013, 33(2):101-104.
- [30] Hewitson S, Wang J. Extended Receiver Autonomous Integrity Monitoring (eRAIM) for GNSS/INS Integration [J]. Journal of Surveying Engineering, 2010, 136(1):13-22.
- [31] Vieweg S. Aircraft Autonomous Integrity Monitoring for an Integrated Satellite/Inertial Navigation System [J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 1993:509-518.
- [32] 柳敏, 赖际舟, 黄凯,等. 基于加权奇偶矢量的机载自主完好性监测算法[J]. 中国惯性技术学报, 2015(1).
- [33] 黄帅. 基于多传感器网络的导航系统完好性监测与信息融合研究[D]. 南京航空航天大学自动化学院, 2014.
- [34] Ronald B, Curtis S. GPS Integrity Channel [J]. Navigation, 1986, 32(4):334-350.
- [35] Rodríguez-Pérez I, García-Serrano C, Catalán C, et al. Inter-satellite Links for Satellite Autonomous Integrity Monitoring[J]. Advances in Space Research, 2011, 47(2):197-212.
- [36] Brown R G. A Baseline GPS RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods[J]. Navigation, 1992, 39(3):301-316.

- [37] Gold K L, Brown A K. A Hybrid Integrity Solution for Precision Landing and Guidance[C]// Position Location and Navigation Symposium. IEEE, 2004:165-174.
- [38] Qin F, Zhan X, Su X L, et al. Detection and Mitigation of Errors on an Ultra-tight Integration System Based on Integrity Monitoring Method[C]//Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2013.
- [39] Diesel J, Luu S. GPS/IRS AIME: Calculation of Thresholds and Protection Radius Using Chi-Square Methods[C]// Proceedings of ION GPS-95, 1995:1959-1964.
- [40] EU-U.S. Cooperation on Satellite Navigation Working Group C ARAIM TSG Milestone 3 Report, 25th February, 2016.
- [41] El-Mowafy A, Yang C. Limited Sensitivity Analysis of ARAIM Availability for LPV-200 over Australia Using Real Data [J]. Advances in Space Research, 2016, 57(2):659-670.
- [42] Elmowafy A. Pilot Evaluation of Integrating GLONASS, Galileo and BeiDou with GPS in ARAIM [J]. Artificial Satellites, 2016, 51(1):31-44.
- [43] Zheng X, Xu C, Niu F, et al. VPL Optimization Method with Multi-objective Program [M]// China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2017 Proceedings: Volume I. 2017:701-712.
- [44] Ge Y, Wang Z, Zhu Y. Reduced ARAIM Monitoring Subset Method Based on Satellites in Different Orbital Planes [J]. Gps Solutions, 2017(5):1-14.
- [45] Perea S, Meurer M, et al. ARAIM Ground Architecture Based on GNSS Monitoring Infrastructures[C]// ION GNSS+ 2017, pp: 1008-1018.
- [46] Gunning K, Walter T, Enge P. Characterization of GLONASS Broadcast Clock and Ephemeris: Nominal Performance and Fault Trends for ARAIM[C]// ION ITM. 2017.
- [47] Markus R, Stefan S, Santiago P and Christoph G. Global Integrity Combining ARAIM and SBAS – Method and Operational Benefit[C]// ION GNSS+ 2018.
- [48] 王士壮, 战兴群, 张欣, 等. 基于 UAV 的 ARAIM 测试技术研究[J]. 测控技术, 2018, 37(5): 24-28.
- [49] Jan S, Chan W, Walter T, et al. Matlab Simulation Toolset for SBAS Availability Analysis [J]. Proceeding of ION GPS-2001, 2001.
- [50] Groves, P. D., Principles of GNSS, Inertial, and Multi-sensor Integrated Navigation Systems (second edition). London: Artech house, 2013.
- [51] Giremus, A. and Escher, A. C., “A GLR Algorithm to Detect and Exclude up to Two Simultaneous Range Failures in a GPS/Galileo/IRS Case,” Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2007), 2007, pp. 2911-2923.
- [52] Wang S, Zhan X, Pan W. GNSS/INS Tightly Coupling System Integrity Monitoring by Robust Estimation [J]. Journal of Aeronautics Astronautics & Aviation, 2018, 50(1):61-80.
- [53] Wang, W., Fan, G., Niu, F., and Xu, C., “Analysis and Comparison of Robust Least Squares Estimation Based on Multi-Constellation Integrated Navigation,” Proceedings of IEEE International Conference on Computer and Communications, 2017, pp. 1752-1756.
- [54] Yang, Y. X., “Robust Estimation for Dependent Observation,” Manuscripta geodaetica, Vol. 19, No. 1, 1994, pp. 10-17.
- [55] 严恭敏. 车载自主定位定向系统研究[D]. 西安: 西北工业大学导航制导与控制, 2006.

谢辞

时光如白驹过隙，不舍昼夜。本以为四年很长，其实不过四个寒来暑往。当写完这篇“长篇大论”长舒一口气的时候，才发现本科已将悄然结束。本科四年的求学生涯，收获颇丰，成长许多，临近毕业之际，感激之情溢于言表，感恩这段时光，也感谢这段时光中遇到的每一个人。

特别感谢我的恩师战兴群教授。师从战老师是我本科期间最幸运的事。战老师是一位优秀的学者，加入 SJTU-GNC 实验室的两年半时间中，战老师以其渊博的学识、宽广的视野以及深邃的思维引领我去学习、思考、探索、实践、创新，特别敬佩战老师总能从生活中发现科学问题，高瞻远瞩地看待学术问题，触类旁通地找到内在联系。在战老师悉心的栽培下，我的学术能力得到了极大的锻炼，无论是研读文献，还是学术写作，无论是动手实践，或是理论研究，都得到了极大的提高。战老师带我进入导航领域，在战老师的指导下，我实现了自己学术生涯中的两个“第一次”：完成了自己参与的第一个科研项目，以一作发表了自己的第一篇学术论文。同时，战老师是一位和蔼的师长，每次会面时战老师总会亲切的关心我的生活和思想情况，在我面对人生选择而迷茫的时候，战老师总会耐心地与我交流，以其丰富的人生经验为我指点迷津，每次交流总能让我豁然开朗。可以说，这段时光中我的每一次成长和每一次进步，都离不开战老师的付出。感激之情，无法言表，师恩浩荡，感恩永存。

感谢 GNC 实验室张炎华教授。张老师年过耄耋，仍精神抖擞不忘工作，在学术和生活上为我们指点迷津，令人尤为敬佩。张老师让我更加相信知识不仅可以明智，而且可以让人年轻。感谢张欣老师，张老师年轻有为，知识渊博，国际范十足，在我的科研过程中每次向张老师请教总会让我收获颇丰，在我的科研和生活上，得到了张老师许许多多的指导和帮助，深表感谢。感谢杜刚老师，杜老师工作严谨，在我参加大创、霍尼韦尔比赛和“钱学森杯”的过程中，得到了杜刚老师的悉心指导。感谢霍尼韦尔公司叶萍师姐、司南导航王立端师兄在完好性科研项目中给予的指导和帮助。感谢汪建老师科研事务上给予的支持和帮助。

感谢实验室潘伟川老师、刘宝玉师兄、梅浩师兄在科研过程中给予的大力指导和帮助，三位师兄理论扎实，每次请教总能耐心为我解惑，与你们一起讨论学术的过程让我收获很大，我的科研成果与你们的帮助密不可分。感谢涂家训师兄、郑凌霄师姐、刘铭师兄、陈懋林师兄、刘金玉师兄、袁文瀚师兄、林魁师兄、李源师兄、郭艺涵师兄、张鹏宇师兄、伍星华师兄、秦超师兄、唐溢敏师姐、陈元康师兄和吴桐师兄，感谢大家对我的支持和帮助，大家一同玩耍共同学习的过程十分难忘。衷心祝各位师兄师姐科研顺利，生活幸福，前程似锦！祝愿我们的 GNC 实验室 **Stronger and Stronger!**

感谢班主任马威老师，学工办葛阳老师、李灿老师、汪璟琳老师、蒋雨航辅导员，教务办黄丹老师、周艳平老师，感谢您们在本科期间对我生活和学习上的帮助。感谢为我们传授专业知识的余文胜老师、王福新老师、杨永胜老师、余音老师、刘世前老师、滕金芳老师、羌晓青老师、吴亚东老师、宋文斌老师、李伟鹏老师、傅山老师、虞红娅老师、顾琳老师、王继河老师等，感谢您们的辛勤付出。祝愿学院越办越好，桃李芬芳，争创一流！

感谢 F1441301 班的兄弟姐妹们，遇见你们是我的幸运。回忆这四年的大学时光，与你们一起玩耍一起学习一起奋战大作业一起商业互吹的经历最为难忘。我们班级在以范钇彤班长为核心的班委领导下，全面建成了全方位、宽领域、多层次都优秀的学好-玩好-感情好三

位一体班集体，班级活动极为丰富，爬佘山、赏樱花、划小船、游西安、搞野餐、狼人杀、玩跑男等等。大家各有特色，却能够融为一体，尤为难得。感谢你们这四年的陪伴，感谢你们带给我的快乐，衷心祝愿各位“哥”、“姐”、“爷”、“神”、“老板”未来一切顺心，生活幸福，爱情美满，前程似锦！江湖路远，后会有期！

感谢 D26-602 宿舍的李元昌、王子昂、顾定一同志们，感谢四年来大家“相敬如宾”，共同营造了一个安全的、祥和的、文明的、和谐的寝室环境。四年来大家互吹互黑已成习惯，室友情深似海，零维点火、友谊之锅就是见证。祝我们的空天科工 602 所越来越辉煌，祝愿大家早日真正拿到“将军”、“教授”、“海归”的头衔，祝大家早日成家，前程似锦！

感谢上海交通大学选培办的耿梅娟主任、袁怀振干事、王海鹏干事和 SJTU-RMO 的全体兄弟姐妹们，国防生集体给了我很多的温暖和帮助，也给了我前进的动力，祝愿大家生活幸福，大有作为！

尤其要感谢父母二十余年含辛茹苦的照顾和培养，感谢你们一直作为我的依靠和港湾，感谢你们一直为我担忧为我牵挂，你们辛苦了！

每段路，都有即将要来的旅程，每一段经历，都是宝贵的财富。SJTU，曾经的梦想，即将成为故乡。希望自己在未来的路上不忘初心，做更好的自己，努力去实现自己的梦想，交大人应做国家的脊梁。

王士壮
2018 年 6 月，于上海

作者在学期间取得的学术成果

本科期间已发表或录用的论文和专利

- [1] 王士壮, 战兴群, 潘伟川. GNSS/INS Tightly Coupling System Integrity Monitoring by Robust Estimation [J]. Journal of Aeronautics Astronautics & Aviation, 2018, 50(1):61-80. (EI 英文期刊, 已发表, EI 检索号: 20181605028126)
- [2] 王士壮, 战兴群, 张欣, 梅浩. 基于 UAV 的 ARAIM 算法测试技术[J]. 测控技术, 2018, 37(5): 24-28. (中文核心, 已发表)
- [3] 张欣, 梅浩, 涂家训, 战兴群, 王士壮, 荆帅. ARAIM with BDS Phase 3 –Assumption, User Algorithm and Results [J]. ION GNSS+ 2017. (国际 EI 会议, 已发表)

本科期间参与的科研项目

- [1] 2016 年 9 月~2017 年 11 月, 上海交通大学与霍尼韦尔(中国)公司合作项目: SJTU-Honeywell Multi-Constellation GNSS Integrity for Aviation, 主要完成人之一, 无项目编号。
- [2] 2015 年~2016 年, 全球卫星导航系统行业应用及用户满意度电子问卷调查系统, 技术负责人, 无项目编号。
- [3] 2014 年 12 月~2015 年 12 月, 2015 年上海市大学生创新活动计划: 固定翼旋翼双模式飞行器, 参与, 项目评价优秀, 项目编号: S413IAP008001
- [4] 2016 年 3 月~2017 年 3 月, 2016 年国家级大学生创新创业训练计划: 室内无人机光流定位及其飞行状态实时监测与故障分析系统, 立项人, 项目评价优秀, 项目编号: S413ITP-009002
- [5] 2017 年 4 月~2017 年 10 月, 上海交通大学第 32 期 PRP: 北斗+微信小程序多模通信位置服务系统设计, 组长, 项目评价优秀, 项目编号: T413PRP32007

本科期间参与的科研竞赛

- [1] 2016 年 5 月, 霍尼韦尔(中国)第二届航空航天创新大赛, 题目: 室内自主起飞和光流控制无人机, 获最佳创意奖, 主要完成人之一。
- [2] 2017 年 4 月, 上海交通大学第四届“钱学森杯”大学生科技创新竞赛, 题目: 基于光流的室内环境侦察无人机, 获二等奖, 组长。

ABSTRACT

Integrity is one of the four performance indices (accuracy, integrity, continuity and availability) of a navigation system. It is directly related to safety and reliability. Integrity was firstly developed and formalized in the aviation researches for safety of life applications. Integrity means that the system should alarm and inform the user in time when the navigation system is unavailable. In this regard, integrity also reflects the confidence level of the navigation information.

International Civil Aviation Organization (ICAO) proposed the concept of Performance Based Navigation (PBN) and PBN stressing the navigation performance requirements of different flight stages including en-route, terminal, non-precision approach (NPA), approach with vertical guidance (APV, including APV-I and APV-II), and precision approach (PA, including CAT-I, CAT-II and CAT-III). ICAO has given detailed and quantized performance requirements of these stages.

Integrity Monitoring (IM) aims to ensure that the integrity of the navigation system satisfies the performance requirements when the navigation system is in use. Aircraft Autonomous Integrity Monitoring (AAIM) is one of the IM methods with the minimum dependence on external information and it is widely used and studied by the industry and academia. AAIM has two folds of functions: one is fault detection and the other is availability calculation. For a complete AAIM algorithm, fault detection and protection level calculation should be included.

Improving the integrity is of great significance, such as increasing the availability of the navigation system and improving the economy and operational efficiency. Satellite Based Augmentation System (SBAS), Ground Based Augmentation System (GBAS) and Aircraft Based Augmentation System (ABAS) are three kinds of integrity augmentation methods, and in this paper we focus on ABAS, i.e., enhance the integrity of the navigation system using the airborne information and airborne sensors. Specifically, GNSS/INS tightly coupled system is regarded as a method of ABAS in this paper and the paper studies the AAIM algorithm of GNSS/INS tightly coupled system.

The paper is composed of three parts: theoretical study, algorithm design and testing technology and is organized as follows: Chapter 1 is the introductory chapter, briefing the research background, results of literature review, research scope, and significance of the work; Chapter 2 is the chapter of theoretical study which reviews the theoretical aspects of integrity, including concepts, navigation performance requirements, integrity monitoring framework, AAIM and ABAS. Chapter 3 delves into AAIM algorithm and focuses on the Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (ARAIM) algorithm, introducing the background, advantages and the reference ARAIM algorithm as a starting point to build the MATLAB-based simulation suite. This software bundle is developed to analyze the availability of ARAIM for LPV-200 service and CAT-I service separately; Chapter 4 is a direct development of the preceding chapter and focuses on the AAIM algorithm for GNSS/INS tightly coupled system, including the introduction and realization of GNSS/INS tightly coupled system, the fault detection algorithm of the integration system, the

enhancement of fault detection ability by robust estimation, the complete AAIM algorithm for the integration system and the simulation validation; Chapter 5 examines test technology, including the computer-based simulation platforms and the UAV-based flight platform. These platforms are used to validate the algorithms above. Chapter 6 concludes the paper.

The significance of the study in this paper includes both academic and practical aspects:

(1) Academically, ABAS and AAIM are the research hotspots recently, and the study contributes to the richness and perfection of ABAS and AAIM algorithm in theoretical aspect, algorithm design aspect, and test technology aspect.

(2) Practically, the study of ABAS is beneficial to reducing the algorithmic dependence on external information and external equipment's (i.e., GBAS and pseudolites) during the approach process and improving the economy and operational efficiency of the civil aviation consequently. The study of ABAS and AAIM is effective in improving the safety of aircrafts, and the study of test technologies is beneficial to accelerating the application of the new algorithms into existing product lines.

A brief summarization of each chapter is given as follows.

Chapter 1 is the introductory part.

Chapter 2 reviews the theoretical framework of integrity. This chapter focuses on the concept of integrity, the navigation performance requirements for different flight stages in civil aviation, and gives the results of literature review about ground-aircraft-satellite three-level integrity monitoring frame. The paper mainly studies the aircraft autonomous integrity monitoring (AAIM) and hence some popular AAIM algorithms are also introduced in this chapter. The theoretical study in this chapter clarifies and delimits the research area of this study and illustrates the contributions of this study in the integrity research community.

Chapter 3 focuses on the ARAIM algorithm, which is an AAIM algorithm for GNSS standalone navigation system. This chapter summarizes ARAIM algorithm, introduces evolution and state-of-the art of this algorithm, and gives the basic theory of the ARAIM user algorithm. Then the chapter implements this algorithm and builds a MATLAB-based ARAIM availability simulation platform. The platform is used to study the global availability of ARAIM for LPV-200 service and CAT-I service. LPV-200 is an approach with vertical guidance which guides the aircraft down to 200 feet from the ground. And CAT-I is a precision approach which has stricter requirements than LPV-200. GPS/BDS-3 or GPS/Galileo is used in this simulation with dual frequencies (DF). BDS-3 refers the 3rd generation of BeiDou System with MEO, GEO and IGSO satellites. The results show that GPS/BDS-3 or GPS/Galileo DF ARAIM can support LPV-200 globally with an availability over 99% (GPS/BDS-3: 99.52% and GPS/Galileo 99.82%). Supporting LPV-200 globally is the initial goal of ARAIM algorithm and simulations show that ARAIM algorithm can achieve this goal. However, when ARAIM is applied for CAT-I service, the results are not satisfactory. The availability of GPS/Galileo DF ARAIM for CAT-I service is 0%. That means that the GNSS standalone navigation system has difficulties in providing CAT-I service and this conclusion proves the necessity of enhancing the integrity of the airborne navigation system, i.e., the necessity of studying ABAS technology and AAIM algorithm, which is the topic of the subsequent chapter. Part of the outcomes in this chapter is included in the SJTU-Honeywell Multi Constellation Integrity for Aviation Project report and some outcomes are compiled into a conference paper (ION PNT 2017, 、

fifth author). The simulations in this chapter are jointly completed by Mr. Hao Mei, the author and Dr. Xin Zhang, with program manager Prof. Xingqun Zhan and Dr. Ping Ye.

Chapter 4 studies AAIM algorithm of GNSS/INS tightly coupled system, including designing the algorithms and coding them in MATLAB. GNSS/INS tightly coupled system is regarded as a promising candidate for ABAS since it enhances the integrity of the airborne navigation system. This chapter summarizes the mathematical theory of GNSS/INS tightly coupled system and builds a MATLAB-based simulation platform of the integration system. Then the chapter studies the fault detection algorithm of GNSS/INS tightly coupled system, which focuses on the faults in GNSS only. The fault detection algorithm is based on the Multi-Hypotheses-Groups idea, which is similar to the Multi-Hypotheses-Solution-Separation (MHSS) idea. The fault detection algorithm can work in both the single-fault cases and the multi-faults cases. However, the fault detection algorithm is troubled by “error tracking” phenomenon caused by slow growing errors or tiny errors. Then the chapter introduces a robust estimator into the fault detection algorithm to mitigate the effect of “error tracking” and thus enhances the ability of fault detection. Simulations show that the robust estimator can effectively enhance the ability of fault detection, such as cutting the detection time delay of slow growing errors. A complete AAIM algorithm should include both fault detection algorithm and protection level calculation algorithm. Then the chapter proposes a complete AAIM algorithm for tightly coupled GNSS/INS system, where both the faults in GNSS and the faults in the filter are considered. The algorithm can detect both the faults in GNSS and the faults in the filter, and can separate these two fault sources to avoid entanglement of these two kinds of faults. The chapter proposes an algorithm of estimating the biases of the filter based on innovation sequence, which is the basis of the fault detection algorithm. The fault detection algorithm is based on MHSS idea from ARAIM algorithm. The protection level calculation algorithm is derived from the concept of integrity risk (IR). The AAIM algorithm is expected to be the most important innovation in this chapter and this paper. The MATLAB-based AAIM simulation platform is built to validate the performance of the algorithm. Results show that the fault detection algorithm can detect the aforementioned faults correctly and can estimate the bias in the filter, which can be used to “repair” the filter. The protection levels of tightly coupled GNSS/INS algorithm show that integrating INS with GNSS can effectively reduce the protection level and improve the availability of the navigation system consequently. GNSS/INS tightly coupled system is hopeful to support the CAT-I service. Part of the outcomes in this chapter has been written into an EI paper, and some outcomes will lead to a SCI paper in the near future.

Chapter 5 researches on the test technologies of aircraft autonomous integrity monitoring algorithm, including the computer-based simulation platforms and UAV-based flight platforms. The simulation platforms include ARAIM availability platform, tightly coupled GNSS/INS simulation platform and AAIM algorithm simulation platform. These simulation platforms have been in active use in Chapter 3 and Chapter 4. The UAV-based flight platforms are built to validate the algorithms using real data, expecting some imperfections unseen in the simulation. A basic platform and a professional platform are built successively. The former is used to validate the airborne ARAIM algorithm and the latter is used to validate the AAIM algorithm and other navigation-related algorithms, such as GNSS/INS deep integration algorithm and so on. Multiple flight experiments were carried out to verify the performance of the UAV-based platforms and the results show that the

platforms are competent for their tasks. The research about test technologies are beneficial to accelerating the process of applying the new algorithms in the products.

Chapter 6 concludes this paper and foresees its prospects. This chapter summarizes the main work in this paper, the innovations of the work, and the significance of the research. This chapter provides framework for future efforts, including improving the UAV-based platforms and studying integrity monitoring of Direct Position Estimation algorithm, integrity monitoring of Precision Point Positioning algorithm, integrity monitoring in signal level and so on.

To sum up, this paper focuses on the research about AAIM algorithm of airborne navigation system, including the theoretical study, the algorithm design and the test technologies. The research aims to enhance the integrity of the airborne navigation system to improve the availability in approach process of the aircraft. The conclusions show that GNSS/INS tightly coupled system has lower protection levels than GNSS-standalone system and the AAIM algorithm designed in this paper can work decently.