



中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

研究生学位论文开题报告

报告题目 基于低轨卫星的导航系统完好性

增强技术研究

学生姓名 王文博 学号 201718017227010

指导教师 徐颖 职称 研究员

学位类别 工学博士

学科专业 信号与信息处理

研究方向 卫星导航增强技术

研究所（院系） 光电研究院

填表日期 2018 年 11 月 26 日

中国科学院大学制

目 录

1. 选题的背景及意义	1
2. 国内外本学科领域的发展现状与趋势	2
2.1 低轨卫星定轨研究现状	2
2.2 导航系统完好性监测发展现状	4
2.3 接收机自主完好性监测研究现状	5
3. 课题主要研究内容和预期目标	6
3.1 研究内容	6
3.2 预期目标	7
4. 拟采用的研究方法、技术路线、实验方案及其可行性分析	8
4.1 研究方法与实验方案	8
4.1.1 基于改进 M 估计的低轨卫星自主定轨算法	8
4.1.2 低轨卫星星载接收机自主完好性监测算法研究	12
4.1.3 基于低轨卫星的导航系统完好性监测理论与方法研究	18
4.1.4 基于低轨卫星的导航系统完好性增强性能分析及低轨完好性增强 星座设计	20
4.2 技术路线	24
4.3 可行性分析	25
5. 已有科研基础与所需的科研条件	26
5.1 已有的科研基础	26
5.2 所需科研条件	26
6. 研究工作计划与进度安排	26
7. 参考文献	28

1. 选题的背景及意义

完好性是指当导航系统的误差超过允许限值不能胜任规定的导航工作时，系统及时报警，通知用户或终止此信号的功能，是评估导航系统服务可靠性的重要指标。完好性监测手段分为系统级完好性监测和用户级完好性监测。目前主要的系统级完好性监测包括地基增强系统（Ground-Based Augmentation System, GBAS）和星基增强系统（Satellite-Based Augmentation System, SBAS），利用分布在服务区域内的地面监测站对卫星播发的信号进行监测，并将信号的完好状况通过数据链广播或地球静止轨道卫星（Geostationary Earth Orbit Satellite, GEO）播发给导航用户。因此，导航系统的完好性监测性能取决于地面监测站的数量和分布情况。

美国因其在全球范围内有众多军事基地，可建成覆盖全球的 GPS 地面监测站，实现全弧段定轨，确保 GPS 定轨精度^[1-3]。俄罗斯则拥有世界面积最大且跨度最大的国土，在本土建设的 GLONASS 地面监测站已能实现 GLONASS 卫星较长弧段的跟踪观测^[4]，其也在现代化过程中持续推进全球站建设工作。而我国由于政治和地理等因素的影响，要在全球范围内建设一定数量和分布的北斗导航系统地面监测站十分困难，对导航卫星无法实现实时系统级完好性监测。

为了解决区域地面监测站布设的限制，需要其他观测手段来获取更多对导航卫星的观测信息。利用搭建导航卫星之间的星间链路（Inter-Satellite Link, ISL）以及利用低轨卫星（Low Earth Orbit Satellite, LEO）增强等导航增强技术得到越来越多的关注与研究。

中国空间技术研究院西安分院与 2011 年为我国的北斗系统提出卫星自主完好性监测（Satellite Autonomous Integrity Monitoring, SAIM）发展建议^[5]，并在之后提出一种导航信号完好性监测的技术方案^[6]。目前，我国已在部分北斗卫星中加装了 SAIM 载荷设备，并进行了卫星信号和卫星钟完好性监测的在轨测试验证^[7-8]。但现有的利用星间链路进行导航卫星自主完好性监测的研究成果主要还是基于仿真数据，并且利用星间链路进行导航卫星自主导航的可靠性和稳定性也有待进一步验证。

基于低轨卫星的导航增强技术是将低轨卫星平台视为运动监测站，增加对导

航卫星的跟踪监测弧段，并改善观测的几何构型。对于北斗导航系统来说，随着系统的逐步完善和应用推广，未来会有越来越多的近地航天器搭载北斗星载接收机，对于实现全弧段跟踪监测北斗导航卫星十分有利，利用星载接收机的自主完好性监测辅助区域性地面监测站对北斗导航系统进行完好性监测成为值得研究的一个方向。

用户级完好性监测即接收机自主完好性监测（Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM）利用接收机内部的冗余度信息实现卫星故障检测和故障识别^[9]，包括两个功能：检测卫星是否存在故障，和辨别存在故障的卫星并在定位解算的过程中将其排除。RAIM 对卫星故障及空中异常反应迅速且完全自主，无需外部支持，实现简单，投入成本较低。因此，对 RAIM 的研究是卫星故障完好性监测的一种重要且有效的方法。

本课题提出将低轨卫星和接收机自主完好性监测的特点结合起来，利用低轨卫星星载接收机的自主完好性监测辅助区域性地面监测站对导航系统进行完好性监测。基于低轨卫星的北斗导航系统完好性增强技术具备以下优势：

- （1）低轨卫星不受区域限制，易于实现对导航卫星的全弧度跟踪观测和完好性监测；
- （2）不受多径效应、对流层延迟等误差干扰，误差源容易定位；
- （3）随着北斗导航系统的逐步完善和低轨卫星应用的快速发展，会有越来越多搭载北斗星载接收机的低轨卫星，可用的观测信息充足；
- （4）对故障反应迅速，利用北斗系统短报文功能，告警时间较短；
- （5）成本相对低廉，易于实现。

鉴于低轨卫星以及接收机自主完好性监测技术的优势及发展潜力，本课题将对基于低轨卫星的导航系统完好性增强技术做深入研究，无论是对提升北斗系统全球导航服务质量，还是对低轨卫星应用的发展都具有重要的意义。

2. 国内外本学科领域的发展现状与趋势

2.1 低轨卫星定轨研究现状

基于低轨卫星的导航增强技术是以精确确定低轨卫星的轨道为前提的。低轨

卫星定轨常用的测量手段有激光测距、多普勒测速、精密测距测速、星载 GNSS 等,其中星载 GNSS 具有观测连续性好、定轨精度高、设备简便等优点。将 GPS 用于卫星定轨的是美国 1982 年发射的地球资源卫星 LANDSAT-4^[10,11],包括之后发射的 LANDSAT-5,星上搭载的 GPS 接收机均为单频,由于无法很好消除电离层,且所处轨道高度重力场模型误差的影响较大,星载定轨精度都比较低。CHAMP 和 GRACE 卫星是基于星载 GPS 的定轨能力水平的集中体现,德国地学研究中心(GFZ)、美国喷气推进实验室(JPL)、德国慕尼黑技术大学(TUM)、美国德克萨斯空间研究中心(CSR)以及欧洲空间研究中心(ESOC)等多家研究机构参与了定轨研究,计算结果表明 GRACE 的定轨精度为 2-3cm^[12]、CHAMP 卫星轨道精度均优于 10cm^[13,14]。

根据数据处理方法,低轨卫星定轨方法分为运动学法、动力学法和约化动力学法。由于近地轨道对周围环境更敏感,轨道越低受动力环境的影响越大,重力场模型和非保守力模型就越难以估计和模拟。因此,运动学法和约化动力学法是常用的低轨卫星定轨数据处理方法。运动学法利用星载导航接收机所接收到的伪距和相位观测数据进行定位计算。该方法提供的轨道解是星载 GPS 接收机天线相位中心的位置,这一方法已经成功应用于 CHAMP 卫星的精密定轨中,定轨精度达到 5-6cm。Bisnath 博士和 Langley 教授提出将在距离域内平滑改成在坐标域内平滑^[15,16],这种方法实质上是用伪距解提供每一历元低轨卫星的粗略位置,用历元间相位单差解提供历元间相对位置差,然后用所有历元间精确位置差和所有粗略位置估计平滑出初始历元轨道,进而解算出每一历元轨道精确值,该方法已经成功应用于 CHAMP 卫星定轨。运动学法定轨不涉及卫星运动的摄动力模型,不能保证轨道外推的精度,其定轨精度只与星载 GPS 接收机的观测值精度和卫星的几何构型有关。约化动力学法于二十世纪 80 年代提出,该方法已成功用于 T/P、CHAMP 等卫星轨道的确定,其原理是通过在低轨卫星的力学模型上附加一个假想的力,并在定轨过程中进行估计来平衡几何观测和动力模型的贡献,它将运动学法与动力法有机结合,能充分利用低轨卫星的几何观测信息和动力模型信息。

在国内,关于低轨卫星定轨理论和应用的成果非常多,典型的如赵齐乐等利

用武汉大学的 PANDA 软件实现了 CHAMP、GRACE 卫星厘米级定轨^[17]。上海天文台自主研制的 SHORD-III 软件，通过对 GRACE、Jason-1 卫星的定轨试验也表明可得到较高的低轨卫星定轨结果^[18]。杨元喜提出将自适应定轨理论及算法应用于低轨卫星定轨中，有效降低了异常观测数据的影响^[19]。郭婧等研究了基于国产星载双频 GPS 接收机的海洋 2A 卫星精密定轨问题，对星载双频 GPS 接收机天线相位中心进行了校正，径向定轨精度可达 1-2cm^[20]。龚学文等提出了一种以伪距作为主要观测值，通过在卡尔曼滤波模型中设置参数来吸收广播星历中的轨道误差和钟误差的星载 GPS 实时定轨方法，实现亚米级精度的实时定轨^[21-21]。武汉大学对的科学实验卫星“珞珈一号”的 GPS/BDS 双频星载接收机定轨性能进行分析，与结合动力学平滑轨道相比，定轨精度达到分米级^[23]。

2.2 导航系统完好性监测发展现状

完好性监测包括系统级完好性监测和客户端自主完好性监测。系统级的完好性监测主要是地面设置监测站监测卫星的状况，利用广域差分或局域差分技术提高精度，确保广播给用户的误差改正数不包含危险误导信息^[26]。目前主要的系统级完好性监测包括地基增强系统和星基增强系统。地基增强系统是通过地面部分设置监测站来检测卫星广播信息完好状况、数据链广播完好状况和地面参考接收机的好坏程度状况，然后通过数据链广播播发给机载用户。星基增强系统是利用分布在服务区域内的监测站对卫星播发的信号进行监测，并发送给主控站进行完好性处理，处理后的信息经注入站传给 GEO 卫星，并通过 GEO 卫星广播给用户，用户利用这些信息进行误差改正。

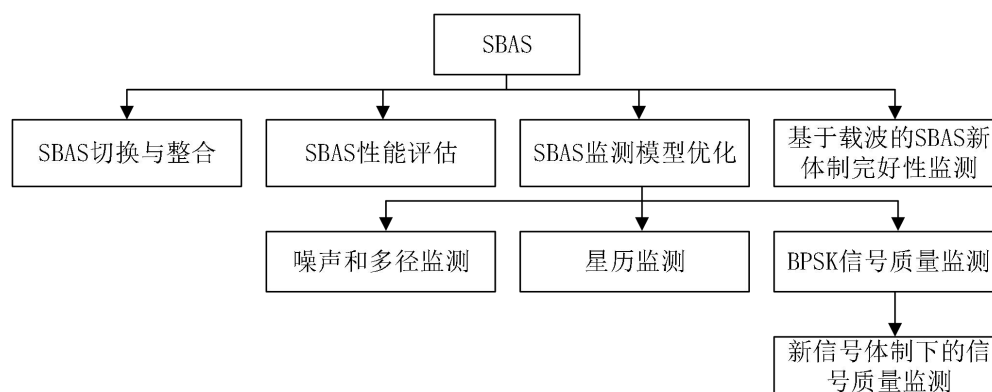


图 2.1 星基增强技术发展示意图

我国在地基增强系统和星基增强系统建设上起步较晚,关于地基增强系统和星基增强系统的研究主要是基于 LAAS (Local Area Augmentation System) 和 WAAS (Wide Area Augmentation System) 进行的。系统级的完好性保证体现在两方面,一方面是系统向用户播发完好性信息,由用户端计算水平或者垂直定位误差保护限值,以限定定位结果的误差范围,标识定位结果的可靠性;另一方面是系统对自身各个组成部分可能发生的异常环节进行监测,当检测出异常后利用相应的算法将其消除,若不能消除就发出告警^[24]。

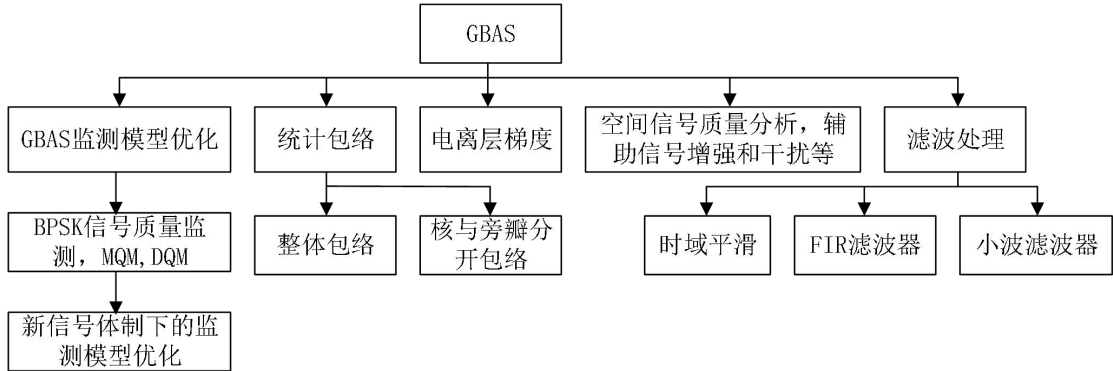


图 2.2 地基增强技术发展示意图

2.3 接收机自主完好性监测研究现状

用户端自主完好性监测 (Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM) 是利用用户端接收机内部的冗余度信息,或借助飞机上的其他辅助设备 (如气压高度表、惯导等), 实现卫星故障检测和故障识别^[25]。RAIM 包括两个功能: 检测卫星是否存在故障; 辨别存在故障的卫星,并在导航解算过程中将其排除。与系统级的完好性监测缺乏快速报警的能力不同,RAIM 对卫星故障及空中异常反应迅速且完全自主,无需外界干预。它利用 GNSS 卫星的冗余信息,对多个导航解进行一致性检验,给用户提完好性监测和快速报警的响应能力。

基于连续型模型的 RAIM 算法主要有:定位解最大间隔法^[27],伪距比较法^[28],最小二乘残差法^[29],奇偶矢量法^[30],加权 RAIM 方法^[31]和总体最小二乘残差法^[32]。伪距比较法、最小二乘残差法和奇偶矢量法在单个故障假设和噪声服从高斯分布的情况下都有较好效果,并且具有等效性^[33]。其中,航空无线电技术委员会 SC-159 小组推荐奇偶矢量法为 RAIM 的基本算法。这 3 算法本质是一样的,只

是选择的阈值有所不同，从而计算的复杂程度也不同。奇偶矢量法主要有两种：广义似然比检验方法和最优奇偶向量方法^[34-35]。

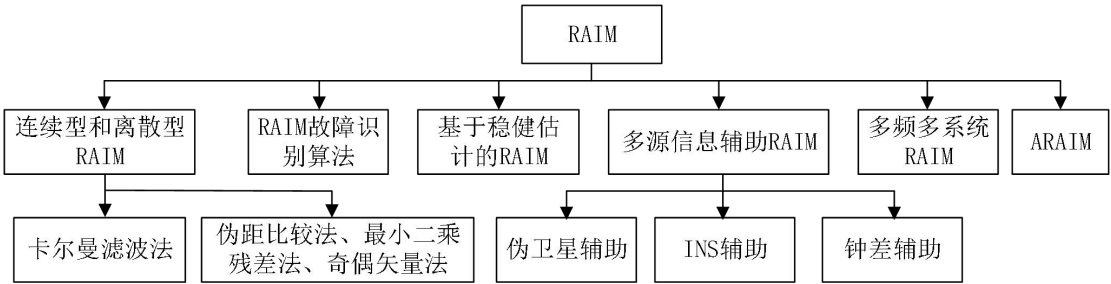


图 2.3 接收机自主完好性监测技术发展示意图

随着我国北斗导航系统和伽利略系统的快速发展以及 GLONASS 星座的恢复，美国的 GEAS 小组（卫星导航进化体系研究小组）提出了 ARAIM（Advanced RAIM，高级 RAIM）和 RRAIM（Relative RAIM，相对 RAIM）的概念^[36-38]，其主要特征是：基于未来多星座、多个频点导航信号的兼容使用，且有地面完好性信息的支持，之后国内外专家对 ARAIM 算法展开了相关的研究^[39-44]。

3. 课题主要研究内容和预期目标

3.1 研究内容

（1）低轨卫星自主定轨算法研究

星载导航接收机的定位性能主要受异常观测值和几何构型影响，为增强低轨卫星自主定轨的精度和鲁棒性，课题选择将稳健估计应用到定轨数据处理中。由于 M 估计是基于广义极大似然估计理论且与传统最小二乘法比较近似的方法，因此，本课题选择 M 估计优化低轨卫星自主定轨算法，并对 M 估计的核心部分等价权函数设计进行深入研究。

由于 M 估计的等价权函数是伪距残差的函数，因此 M 估计的抗差性能与观测空间有关，即与低轨卫星与导航卫星的空间几何构型有关。对几何构型和几何精度因子进行深入研究，推导几何构型与抗差性能的关系，并根据几何构型设计等效伪距残差改正系数对标准化残差进行改进，提出基于几何构型改进的 M 估计。在基于改进 M 估计的非差运动学定轨法的基础上，结合动力学法提出基于改进 M 估计的约化动力学定轨法并进行仿真验证。

(2) 低轨卫星星载接收机自主完好性监测算法研究

深入研究低轨卫星星载接收机自主完好性监测的故障检测与识别算法,并分析在多星座多故障假设下星载接收机自主完好性监测的可用性。利用低轨卫星状态变化较快的特点,在故障检测与识别的基础上对故障修复进行深入研究,研究现有联合相邻历元的误差重构算法,对该算法的不足与缺陷进行分析。结合子集分离方法,提出子集分离约束故障修复算法,以及连续开窗轨道误差与星钟误差解耦算法。

(3) 基于低轨卫星的导航系统完好性监测理论与方法研究

提出利用低轨卫星星载接收机自主完好性监测辅助区域性地面监测站进行导航系统完好性监测的方案,并对该方案进行详细设计及可行性分析。通过分析几何精度变化因子设计保护水平计算方法,并通过分析低轨卫星自主完好性监测的可用性对基于低轨卫星的导航系统完好性监测的可用性与连续性进行分析。

(4) 基于低轨卫星的导航系统完好性增强性能分析及低轨完好性增强星座设计

提出基于低轨卫星的导航系统完好性监测性能指标设计方案,并设计导航系统完好性量化评价函数,在此基础上提出基于 Walker 星座构型的低轨完好性增强星座的优化设计方案。

低轨完好性增强星座的设计分为两步进行:星座基础设计和星座优化设计。星座基础设计又包括星座构型设计和卫星轨道设计两部分,综合卫星的分布均匀度、星座的覆盖性能以及成本与性能的平衡等因素选择相对关系固定的星座构型。卫星轨道设计包括卫星轨道类型的选取,以及根据导航信号覆盖条件、轨道控制频次、卫星使用寿命等因素设计轨道高度。

星座优化设计以导航系统完好性量化评价函数为目标函数,以及星座建设的可行性和经济性对卫星数量及轨道面数量添加约束,采用格网点数字仿真法在备选方案中选择最优的低轨完好性增强星座。

3.2 预期目标

针对以上研究内容,本研究课题的预期目标具体如下:

(1) 根据几何构型设计等效伪距残差改正系数,提出基于几何构型改进的 M 估计;

- (2) 提出基于改进 M 估计的非差运动学和约化动力学定轨算法；
- (3) 提出基于改进 M 估计的低轨卫星星载导航接收机自主完好性监测算法；
- (4) 提出低轨卫星星载接收机自主完好性监测子集分离约束故障修复算法；
- (5) 提出低轨卫星星载接收机自主完好性监测轨道误差与星钟误差解耦算法；
- (6) 提出基于低轨卫星的导航系统完好性增强方案及完好性量化评价函数；
- (7) 提出低轨完好性增强星座优化设计方案。

4. 拟采用的研究方法、技术路线、实验方案及其可行性分析

4.1 研究方法 with 实验方案

4.1.1 基于改进 M 估计的低轨卫星自主定轨算法

M 估计是基于广义极大似然估计理论且与传统最小二乘法比较近似的方法，是稳健估计中最常用的方法。在 M 估计理论中，异常观测值被视为与正常观测值具有相同期望，不同方差的一个子样，即异常观测值的方差将异常的大

$$\begin{aligned} y_i & \sim N(E(y), \sigma^2) \\ y_j & \sim N(E(y), \sigma_{y_j}^2) \quad j \neq i \quad \sigma_{y_j}^2 \gg \sigma^2 \end{aligned} \quad (4.1)$$

其中， $\sigma_{y_j}^2$ 为异常观测值的方差，其值远大于正常观测值的方差。此时的观测值的分布如图 4.1，这意味着 M 估计将异常观测值中的粗差视为随机模型的一部分。

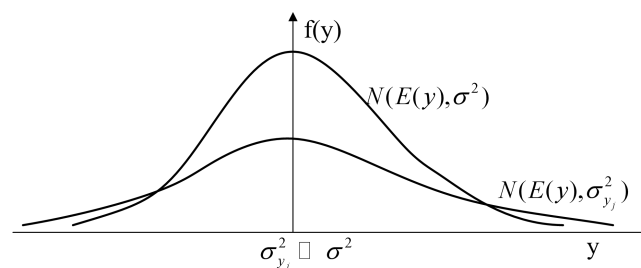


图 4.1 异常观测值中的粗差的随机模型

M 估计的基本思想：由于异常观测值中的粗差未知，参数估计仍从基本的 最小二乘法开始，但在每次估计后，根据其残差和有关的其他参数，按所选择的 权函数，计算每个观测值在下一步迭代估计中的权。如果权函数选择得当，且粗 差可定位，则异常观测值的权值将越来越小，直到趋近于零。迭代中止时，相应

的残差将直接指出粗差的值，而估计的结果将不受粗差的影响。

因此，选择合适的等价权函数是 M 估计的核心部分，常用的等价权函数有 Huber 法、Hampel 法、IGG 法、IGGIII 法等，本课题拟采用 IGGIII 法。

IGGIII 法选取如下等价权函数，令 $u = v/\sigma$

$$p = \begin{cases} p, & |u| < k_0 \\ p \cdot \frac{k_0}{|u|} \cdot \left(\frac{k_1 - |u|}{k_1 - k_0} \right)^2, & k_0 \leq |u| < k_1 \\ 0, & k_1 \leq |u| \end{cases} \quad (4.2)$$

式中， k_0 可取 1.0~1.5， k_1 可取 2.5~3.0。令 $d = (k_1 - |u|)/(k_1 - k_0)$ ，称为平滑因子， $0 \leq d \leq 1$ ，于是

$$p = \begin{cases} p, & |u| < k_0 \\ p \cdot \frac{k_0}{|u|} \cdot d^2, & k_0 \leq |u| < k_1 \\ 0, & k_1 \leq |u| \end{cases} \quad (4.3)$$

由式（4.3）可见，IGGIII 法是将等价权函数分为三段，并在降权区中引入平滑因子 d ，可以更加快速地收敛，减少了迭代次数，可以有效提升计算效率。

从式（4.3）中还可以看出，这里的等价权函数是残差的函数，而残差是误差在观测空间下的投影，残差与误差之间的关系有观测矩阵决定，即取决于低轨卫星与导航卫星之间的几何构型。当异常观测值出现在几何构型较差的卫星上时，M 估计可能无法将异常观测值的影响完全抵抗，甚至可能会出现错误定位异常观测值的情况。因此，需要根据残差与误差之间的相关性对现有 M 估计进行改进。

低轨卫星在 k 时刻的观测方程

$$y_k = H_k x_k + \varepsilon_k \quad (4.4)$$

由最小二乘估计得到的状态估计矢量为

$$\hat{x}_k = \left(H_k^T R_k^{-1} H_k \right)^{-1} H_k^T R_k^{-1} y_k = P_k y_k \quad (4.5)$$

其中

$$P_k = (H_k^T R_k^{-1} H_k)^{-1} H_k^T R_k^{-1} \quad (4.6)$$

则伪距残差矢量为

$$\begin{aligned} r_k &= y_k - H_k \hat{x}_k \\ &= (I_k - H_k P_k) y_k \\ &= (I_k - H_k P_k) \varepsilon_k \end{aligned} \quad (4.7)$$

因此，伪距残差矢量可以看作是观测误差矢量在矩阵 $(I_k - H_k P_k)$ 下的投影，令

$$S_k = (I_k - H_k P_k) \quad (4.8)$$

而状态估计矢量误差为

$$e_k = \hat{x}_k - x_k = P_k (H_k x_k + \varepsilon_k) - x_k = P_k \varepsilon_k \quad (4.9)$$

因此，状态估计矢量可以看作是观测误差矢量在矩阵 P_k 下的投影，联合式 (4.7)

和式 (4.9) 可以得出结论：可以用各个观测值在矩阵 S_k 和矩阵 P_k 中的分量之间的

关系作为等效伪距残差修正系数，定义等效伪距残差修正系数为 α_k ，则第 i 个

观测值的等效伪距残差修正系数可表示为

$$\alpha_{ik} = \frac{n \sqrt{P_{1i}^2 + P_{2i}^2 + P_{3i}^2}}{\sqrt{S_{ii}}} \bigg/ \sum_{j=1}^n \frac{\sqrt{P_{1j}^2 + P_{2j}^2 + P_{3j}^2}}{\sqrt{S_{jj}}} \quad (4.10)$$

引入等效伪距残差修正系数的改进 M 估计 IGGIII 法等价权函数为

$$p = \begin{cases} p, & |u^*| < k_0 \\ p \cdot \frac{k_0}{|u^*|} \cdot d^*, & k_0 \leq |u^*| < k_1 \\ 0, & k_1 \leq |u^*| \end{cases} \quad (4.11)$$

其中， $u^* = v \cdot \alpha / \sigma$ ， $d^* = (k_1 - |u^*|) / (k_1 - k_0)$ 。

上述为基于改进 M 估计的非差运动学定轨方法中等价权函数的改进方法。在星载接收机性能允许的情况下，可进一步采用约化动力学法获得更为平滑和准确的轨道估计，约化动力学法是一种在动力学模型中引入随机过程参数的定轨方法，该方法将运动学法和动力学法结合起来，可以获得低轨卫星质心的位置和速度，本课题拟采用基于改进 M 估计的扩展卡尔曼滤波算法。

扩展卡尔曼滤波步骤:

1. 推算状态向量 x_k 的预测值 $\hat{x}_{k|k-1}$

$$\hat{x}_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} \hat{x}_{k-1} \quad (4.12)$$

式中, \hat{x}_{k-1} 为 x_{k-1} 的最优滤波估计。

2. 计算 $\hat{x}_{k|k-1}$ 的协方差矩阵 $P_{k|k-1}$

$$P_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} P_{k-1} \Phi_{k|k-1}^T + Q_{k-1} \quad (4.13)$$

式中, Q_{k-1} 为 ω_{k-1} 的协方差矩阵。

3. 计算滤波增益矩阵 K_k

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T \left(H_k P_{k|k-1} H_k^T + O_k \right)^{-1} \quad (4.14)$$

式中, O_k 为 v_k 的协方差矩阵。

4. 计算状态向量 x_k 的滤波估计值 \hat{x}_k

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \Delta y_k \quad (4.15)$$

$$\Delta y_k = y_k - f(\hat{x}_{k|k-1}) \quad (4.16)$$

式中, \hat{x}_k 为第 k 个历元状态向量 x_k 的滤波解算结果。

5. 计算 x_k 的误差协方差矩阵 P_k

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad (4.17)$$

6. 令 $k-1=k$, 转入步骤 1

将前文中的改进 M 估计引入到扩展卡尔曼滤波中, 式 (4.14) 中的增益矩阵改为

$$\bar{K}_k = P_{k|k-1} H_k^T \left(H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k p_k^{-1} \right)^{-1} \quad (4.18)$$

式中, $p_k = \text{diag}[p_1, p_2, \dots, p_n]$, n 为可见导航卫星数量。

目前已利用 STK 生成仿真场景对上述基于改进 M 估计的非差运动学法和约化动力学法进行初步的仿真试验, 仿真结果验证了改进 M 估计方法的有效性。

由于目前的仿真条件比较理想化且等效伪距残差改正系数的设计比较粗糙,在后续工作中将利用现有低轨卫星实测数据进行进一步仿真验证,并对伪距残差改正系数的设计方法做深入研究。

4.1.2 低轨卫星星载接收机自主完好性监测算法研究

导航系统的系统级完好性监测包括地基增强系统和星基增强系统,但都同样依赖于地面监测站的数量和分布,并且对故障响应的速度较慢。对于北斗导航系统而言,要提供高质量的全球导航定位服务,利用低轨卫星作为天基动态监测站进行实时系统级完好性监测是十分有必要的。本课题拟在前一小节的基础上,设计基于改进 M 估计的星载接收机自主完好性监测算法。

(1) 故障检测与识别算法

接收机自主完好性监测算法是基于建立在最小二乘估计基础上的可靠性理论,利用当前冗余伪距观测量进行一致性检验。常用的方法包括奇偶矢量法、伪距比较法和最小二乘残差法,本课题拟采用最小二乘残差法。

伪距残差平方和

$$SSE = r_k^T W r_k \quad (4.19)$$

其中, r_k 为式 (4.7) 中的伪距残差矢量。

依据统计分布理论,当无故障时,伪距误差向量 ε 中的各分量为相互独立的服从正态分布的随机误差,均值为 0,方差为 σ_0^2 ,则 SSE/σ_0^2 服从自由度为 $(n-m-3)$ 的卡方分布, n 为可见导航星数量, m 为导航系统数量;当存在故障时,伪距误差向量 ε 的均值不为 0,则 SSE/σ_0^2 服从自由度为 $(n-m-3)$ 的非中心卡方分布,非中心化参数 $\lambda = E(SSE)/\sigma_0^2$,即

无故障假设 H_0 : $E(\varepsilon) = 0$, 则 $SSE/\sigma_0^2 \sim \chi^2(n-m-3)$

有故障假设 H_1 : $E(\varepsilon) \neq 0$, 则 $SSE/\sigma_0^2 \sim \chi^2(n-m-3, \lambda)$

以验后单位权中误差构造检验统计量

$$T = \hat{\sigma} = \sqrt{SSE/(n-m-3)} \quad (4.20)$$

当无伪距故障时，系统处于正常状态，此时若出现告警即为虚警。因此，检验门限 T_D 可通过给定的最大虚警概率 P_{FA} 求取，

$$\Pr(T < T_D) = \int_0^{T_D} f_{\chi^2_{(n-m-3)}}(x) dx = 1 - P_{FA} \quad (4.21)$$

通过比较检验统计量和检验门限值的大小关系，即可对故障卫星进行检测，若 $T > T_D$ ，则表示检测到故障，发出告警。

由于检验统计量是根据伪距残差构造的，当存在异常观测量时，采用最小二乘估计得到的参数估值并不可靠，此时的伪距残差信息的可靠性也随之降低，相应的检测结果也会受到影响。但采用前一小节设计的改进 M 估计方法后，当出现异常测量值时，其抗差性可以确保参数估值仍然可靠，因此基于改进 M 估计的最小二乘残差法的检测结果具有较好的可靠性。

对于约化动力学法定轨，本课题拟采用基于改进 M 估计的扩展卡尔曼滤波检测法，利用卡尔曼滤波在外推过程中的新息来构造故障检测检验统计量。

采用两个卡尔曼滤波器，第一个滤波器利用当前量测信息进行状态估计，称为导航滤波器；第二个滤波器将 T 个周期之前的状态递推到当前时刻，通过对外推过程中产生的新息进行处理来产生故障检测检验统计量，成为递推滤波器。

递推方程为

$$\begin{cases} \hat{x}_k^s = \Phi_{k/k-1} \hat{x}_{k-1}^s, \hat{x}_0^s = \hat{x}_{k-T}^s \\ P_k^s = \Phi_{k/k-1} P_{k-1}^s \Phi_{k/k-1}^T + Q_{k-1}, P_0^s = P_{k-T} \end{cases} \quad (4.22)$$

递推过程中产生的新息与新息协方差矩阵为

$$\begin{cases} r_{k-T+i} = y_{k-T+i} - f(\hat{x}_{k-T+i}^s) \\ D_{k-T+i} = H_{k-T+i} P_{k-T+i}^s H_{k-T+i}^T + R_{k-T+i} \end{cases} \quad (4.23)$$

式中， $1 \leq i \leq T$ ，新息外推法的故障检测检验统计量为

$$\lambda_{avg} = (r_{avg}^T) (D_{avg}^{-1}) (r_{avg}) \quad (4.24)$$

式中

$$r_{avg} = (D_{avg}^{-1})^{-1} \sum_{i=1}^T D_{k-T+i}^{-1} r_{k-T+i} \quad (4.25)$$

$$D_{avg} = \left(\sum_{i=1}^T D_{k-T+i}^{-1} \right)^{-1} \quad (4.26)$$

同样，根据数理统计理论，新息外推法的检验统计量与最小二乘残差法德检验统计量服从相同的卡方分布，故障检验方法与最小二乘残差法相同，这里不再赘述。

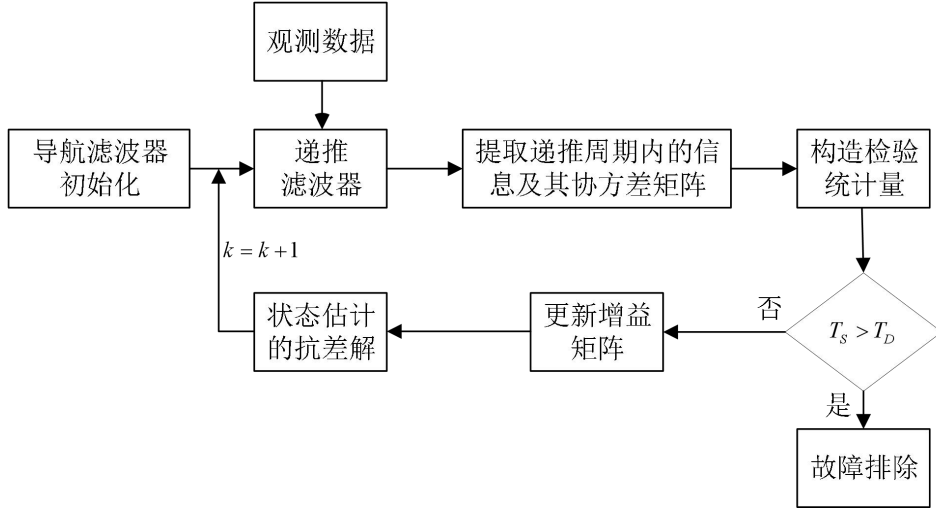


图 4.2 基于改进 M 估计的扩展卡尔曼滤波信息外推算算法流程图

目前已对本小节提出的两种算法进行了仿真试验，仿真结果表明两个改进算法的检测效果与传统方法相比均有较大的提升，最小可检测故障在两倍噪声均方差的量级。但目前的仿真是基于 STK 生成的仿真场景进行的，尤其是扩展卡尔曼滤波的条件设置比较理想，而实际场景中低轨卫星的力学模型建模比较复杂，且准确度会相应降低，在后续工作中将采用现有低轨卫星实测数据进行仿真验证，并根据试验结果对算法进行修正。

(2) 故障修复与解耦算法

低轨卫星作为天基动态监测站，利用其状态变化较快的特点，星载接收机自主完好性监测可以在对导航卫星可能出现的故障进行检测和识别的基础上，对故障进行估计和修复，本小节主要研究低轨卫星 RAIM 算法故障修复的优化算法及轨道误差和星钟误差解耦算法。

$$\begin{aligned}
 r_k &= y_k - H_k \hat{x}_k \\
 &= (I_k - H_k P_k) y_k \\
 &= (I_k - H_k P_k) v_k
 \end{aligned}$$

首先对现有的误差重构方法进行介绍, 由上式可知, 伪距残差矢量 r_k 可以看作是观测误差矢量 v_k 在矩阵 $(I_k - P_k)$ 下的投影, 由于投影矩阵不满秩, 投影的过程中存在信息损失, 由误差矢量 v_k 和伪距残差矢量 r_k 的关系, 定义误差损失矢量 l_k

$$v_k = r_k + l_k = (I_k - H_k P_k) v_k + H_k P_k v_k \quad (4.27)$$

$$l_k = H_k P_k v_k \quad (4.28)$$

假定误差矢量 v 在短时间内的变化可以忽略不计, 即 k 时刻的误差矢量 v_k 与 $k-1$ 和 $k-2$ 时刻的误差矢量 v_{k-1} 和 v_{k-2} 相等, 则有下列等式成立

$$r_k + H_k P_k v_k = r_{k-1} + H_{k-1} P_{k-1} v_k \quad (4.29)$$

$$r_k + H_k P_k v_k = r_{k-2} + H_{k-2} P_{k-2} v_k \quad (4.30)$$

将上两式联立得

$$\begin{bmatrix} r_k - r_{k-1} \\ r_k - r_{k-2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -H_k & H_{k-1} & O \\ -H_k & O & H_{k-2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_k v_k \\ P_{k-1} v_k \\ P_{k-2} v_k \end{bmatrix} \quad (4.31)$$

$$\Delta r = C a$$

其中

$$\Delta r = \begin{bmatrix} r_k - r_{k-1} \\ r_k - r_{k-2} \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} -H_k & H_{k-1} & O \\ -H_k & O & H_{k-2} \end{bmatrix}, a = \begin{bmatrix} P_k v_k \\ P_{k-1} v_k \\ P_{k-2} v_k \end{bmatrix} \quad (4.32)$$

同样由最小二乘估计可得

$$\hat{a} = \left[(C^T C)^{-1} C^T \right] \Delta r \quad (4.33)$$

因此, 可得到误差损失矢量的估计值

$$\hat{l}_k = H_k \hat{a}_k \quad (4.34)$$

误差矢量的估计值为伪距残差矢量与误差损失矢量估计值之和

$$\hat{v}_k = r_k + \hat{l}_k \quad (4.35)$$

上述方法联合相邻历元的观测信息进行解算，利用时间上的冗余信息来弥补投影矩阵不满秩带来的信息损失。在理论上，该方法可以完全重构出伪距误差矢量，但在实际应用上存在两方面的问题会对重构结果造成较大误差：

(1) 误差矢量包含三部分误差：标量误差（星钟误差），矢量误差（轨道误差）在 LOS 方向的投影，以及观测噪声。由于相邻历元低轨卫星的位置变化会带来的矢量误差投影分量的变化，这与相邻历元误差矢量的变化忽略不计的假设相矛盾；

(2) 多星故障重构能力较差，多星故障耦合对重构结果有较大影响。

针对上述两方面的问题，本课题提出一种适用于多星故障重构的子集分离约束故障修复方法，以及连续开窗估计轨道误差与星钟误差解耦方法。

子集分离约束法的主要思想是将同一历元的观测方程组分为故障组和无故障组

$$\begin{bmatrix} y_A \\ y_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_A \\ H_B \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} v_A \\ v_B \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

式中，下表 A 代表故障组，下标 B 代表无故障组。

对无故障组的误差矢量进行约束，约束 v_B 为零矢量

$$v = \begin{bmatrix} v_A \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.37)$$

根据完好性风险指标，并计算多星故障概率，如下图所示

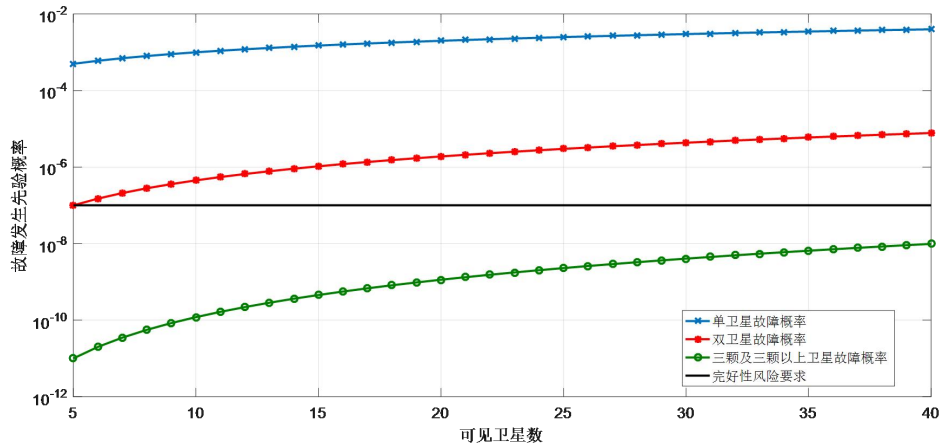


图 4.3 多星故障概率与完好性风险

三颗及三颗以上故障同时发生的概率在可用卫星数量为 40 的情况下仍低于

完好性风险指标一个数量级，因此多星故障只需考虑双星故障，则子集分离约束法需分离的子集个数为

$$m = C_n^1 + C_n^2 = \frac{n^2 + n}{2} \quad (4.38)$$

式中， n 为观测方程数量。

子集分离约束法的计算步骤：

- 1) 设定故障假设模式，根据卫星数量构造 m 个子集；
- 2) 分别计算各子集当前历元的误差矢量估计 $v_i, i = 1, 2, \dots, m$ ；
- 3) 设 t 为假设故障个数，计算各误差估计矢量去除最大的 t 个元素后的模；
- 4) 取模值最小的向量对应的子集为实际的故障模式，该子集对应的估计误差为最终估计的误差。

本课题提出的子集分离约束故障修复法，利用约束条件弥补投影矩阵不满秩带来的信息损失，得到的误差估计矢量包含：标量误差，观测噪声，以及矢量误差在 LOS 上的投影分量。

为得到矢量误差的全部信息，并将矢量误差与标量误差解耦，本课题提出采用联立相邻历元的误差矢量估计方程，对轨道误差和星钟误差进行解耦

$$\begin{cases} \hat{r}_k = H_k \Delta x_k + \Delta t_k \\ \hat{r}_{k+1} = H_{k+1} \Delta x_{k+1} + \Delta t_{k+1} \\ \hat{r}_{k+2} = H_{k+2} \Delta x_{k+2} + \Delta t_{k+2} \end{cases} \quad (4.39)$$

式中， Δt 为星钟误差等效的距离误差， Δx 为三维轨道误差矢量， H 为观测矩阵。

假设各历元的间隔较小，期间轨道误差和星钟误差的变化忽略不计，则有

$$\begin{bmatrix} \hat{r}_{k+1} - \hat{r}_k \\ \hat{r}_{k+2} - \hat{r}_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -H_k & H_{k+1} & O \\ O & H_{k+1} & H_{k+2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_k \\ \Delta x_{k+1} \\ \Delta x_{k+2} \end{bmatrix} \quad (4.40)$$

利用最小二乘估计原理，得到轨道误差矢量的估计值，并代入误差估计方程得到星钟误差。

本课题提出的子集分离约束故障修复法及轨道误差与星钟误差解耦算法的流程图如下

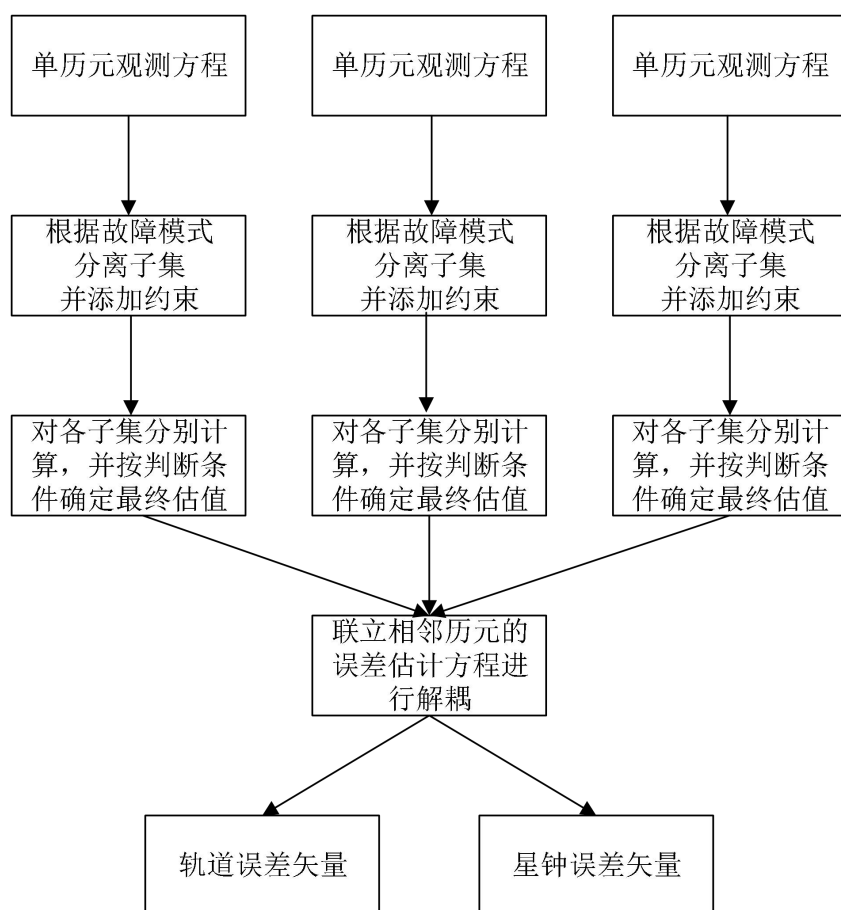


图 4.4 故障修复与解耦算法流程图

本课题提出的新算法的创新点在于：

- 1) 通过添加约束条件弥补投影矩阵不满秩的问题，避免了误差矢量在时间序列上的变化对误差重构造造成的影响，并具备了多故障修复的能力；
- 2) 利用低轨卫星状态变化较快的特点，解决联立相邻历元误差估计方程时观测方程的病态问题，实现轨道误差与星钟误差的解耦。

本算法的优势在于充分利用了低轨卫星的特点，并利用约束条件在一定程度上避免了原有误差重构方法中的时间误差，可有效提升故障修复的精度。在后续研究工作中将对低轨卫星的观测误差建模以及故障修复及解耦算法做更加深入的研究。

4.1.3 基于低轨卫星的导航系统完好性监测理论与方法研究

本课题提出利用低轨卫星自主完好性监测辅助区域性地面监测站进行导航星座完好性监测，因此首先对低轨卫星自主完好性监测的可用性和连续性进行分

析。可用性和连续性是接收机自主完好性性能评估的重要指标，可用性和连续性分析的基础是保护水平的计算，然后判断保护水平与性能指标要求的关系确定 RAIM 的可用性和连续性。

在进行 RAIM 故障检测时，必须要考虑导航卫星相对于低轨卫星的几何构型的影响，在某些几何构型不佳的情况下，存在某颗卫星尽管造成了较大的定位误差，但伪距残差却很小，这种情况也就是漏检或完好性风险。因此，在进行 RAIM 故障检测前，要判断几何构型是否满足故障检测的需求，即判断 RAIM 的可用性。保护水平分为垂直保护水平和水平保护水平，保护水平取决于两方面的因素：最小检测偏差和几何精度变化因子。

$$HPL = HSLOPE_{\max} \times pbias \quad (4.41)$$

其中， $pbias$ 为最小检测偏差， HPL 为水平保护水平， $HSLOPE$ 是水平位置误差与检验统计量之间关系的线性无噪声模型，表征特征斜率， $HSLOPE_{\max}$ 表示所有可见卫星中最大的特征斜率值

$$HSLOPE(i) = \sqrt{P_{1i}^2 + P_{2i}^2} \sigma_i / \sqrt{S_{ii}}, i = 1, 2, \dots, n \quad (4.42)$$

对于给定的位置误差，斜率最大的卫星具有最小检验统计量，其检验统计量与位置误差之间的耦合性很小，因此是它将是很难被检测出来的。

最小检测偏差 $pbias$ 定义为最小的卫星可见偏差，在 TSO-C129 文件中定义为能够被检测到的概率至少 99.9% 的最小卫星偏差。最小可检测偏差由检测门限和漏检概率共同确定。漏检概率是指当有故障发生的情况下 RAIM 没有检测到故障的概率

$$P_{md} = P(SSE / \sigma^2 < T_D^2 | H_1) \quad (4.43)$$

根据卡方检验原理

$$P_{md} = \int_0^{T_D^2} g(x) dx \quad (4.44)$$

其中

$$g(x) = \begin{cases} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\lambda)^2}{2}} & n = m+4, x \in R \\ \frac{e^{-\frac{(x+\lambda)}{2}}}{2^{k/2}} \sum_{i=0}^{\infty} \frac{\lambda^i x^{(k/2)+i-1}}{\Gamma\left(\left(\frac{k}{2}\right)+i\right) \cdot 2^{2i} \cdot i!} & n > m+4, x > 0 \\ 0 & n > m+4, x \leq 0 \end{cases} \quad (4.45)$$

假设第 i 颗卫星发生故障，其伪距偏差为 b_i ，忽略正常误差影响，其非中心化参数可表达为

$$\lambda = E(SSE) / \sigma_0^2 \quad (4.46)$$

分子分母同乘 $P_{1i}^2 + P_{2i}^2$ ，则

$$\lambda = (P_{1i}^2 + P_{2i}^2) b_i^2 / \sigma_0^2 \left(\frac{P_{1i}^2 + P_{2i}^2}{S_{ii}} \right) \quad (4.47)$$

根据几何精度因子及几何精度变化因子的定义有

$$\frac{P_{1i}^2 + P_{2i}^2}{S_{ii}} = HDOP_i^2 - HDOP^2 \quad (4.48)$$

$$\delta HDOP_i = \sqrt{HDOP_i^2 - HDOP^2} \quad (4.49)$$

$\delta HDOP_i$ 为水平几何精度变化因子，其值越大对应的卫星出现故障时越难检测，所以有

$$\lambda = (P_{1i}^2 + P_{2i}^2) b_i^2 / \sigma_0^2 \delta HDOP_i^2 \quad (4.50)$$

因此，由所选虚警概率和漏检概率的最小可检测偏差可表示为

$$pbias = \sqrt{\lambda} \quad (4.51)$$

在此基础上，本课题将采用格网点数字仿真法对低轨卫星飞行区域的 RAIM 可用性和连续性进行仿真分析，作为完好性增强性能分析及低轨完好性增强星座设计的研究基础。

4.1.4 基于低轨卫星的导航系统完好性增强性能分析及低轨完好性增强星座设计

本小节在前一节对低轨卫星 RAIM 可用性和连续性分析的基础上，深入研

究基于低轨卫星 RAIM 的导航系统完好性监测的可用性和连续性。同样采用几何精度变化因子和保护水平计算的方法,但由于目前的自主完好性监测性能指标主要是针对航空领域设计的,因此,本课题将在深入研究低轨卫星 RAIM 监测算法和导航卫星段误差与故障模式分析的基础上,系统地设计基于低轨卫星 RAIM 的导航系统完好性监测性能指标,并设计量化完好性增强评价函数。

在前面对基于低轨卫星的完好性监测技术的研究的基础上,课题拟对低轨完好性增强星座的设计进行探索,达到可以通过较少数量的低轨卫星提升导航增强性能与精度,主要研究内容包括:卫星数量、轨道参数、星座构型等的优化设计,最终实现以最小的代价构建基于低轨卫星的导航系统完好性增强星座。课题拟采用的低轨完好性增强星座设计方案主要分为三个部分:星座构型选择、轨道类型、星座优化设计。

(1) 星座构型

因为 Walker 星座卫星在空间均匀分布,在卫星轨道高度相同的条件下,为实现相同的覆盖性能, Walker 星座比其他类型星座所需的卫星数少,因此课题考虑以 Walker 星座为基础设计低轨完好性增强星座。

Walker 星座可以通过卫星总数、轨道面数目、相位因子、轨道高度和轨道倾角五个变量来描述^[45]。

表 4-1 星座设计主要参数和影响因素

参数	性能影响	选择原则
卫星数目	发射费用	满足性能要求的最少卫星
轨道高度	发射和变轨成本	权衡成本和性能
轨道面数目	发射成本	利用最少轨道面满足性能要求
轨道倾角	纬度覆盖性能	纬度覆盖性能与发射成本综合权衡
相位关系	覆盖均匀性	在各组独立的相位关系中取舍

Walker 星座是由高度相同的圆轨道卫星构成的一类均匀星座。它具有如下一些基本特性: 1) 每个轨道面所含卫星数目相同,且卫星在轨道面内均匀分布; 2) 相邻轨道面间卫星的相对相位为一常数; 3) 各轨道面相对某一参考面的夹角相同,该参考面一般取为赤道面; 4) 各轨道面和参考面的交点沿参考面均匀分布。

Walker 星座可以用三个参数 T/P/F 来描述相对几何构型^[46],T 代表卫星总数,

P 为轨道面个数, F 为相邻两个轨道面卫星相位的相对度量参数, 其值为 0 到 P-1 之间的任意整数。若给定了 Walker- δ 星座的轨道高度、参考平面、相对参考平面的倾角和某个轨道面相对参考面的升交点位置, 则 T/P/F 三个参数就唯一确定了整个星座。

在参数为 T/P/F 的 Walker 星座中, 第 i 轨道面上第 j 颗卫星的升交点赤经 Ω 和相位 u 可由下式确定:

$$\Omega = \Omega_0 + (i-1) \frac{360^\circ}{P} \quad (4.52)$$

$$u = u_0 + (i-1)F \frac{360^\circ}{T} + (j-1)P \frac{360^\circ}{S} \quad (4.53)$$

(2) 轨道设计

1) 轨道类型

近年来, 随着卫星应用产业的蓬勃发展, 在轨运行的低轨卫星越来越多, 大部分采用的是太阳同步轨道及准太阳同步轨道。鉴于目前低轨卫星的发展趋势, 本课题的低轨卫星轨道拟采用太阳同步轨道的设计。

太阳同步轨道是指卫星轨道面绕地球极轴进动角速度与平太阳在赤道上移动的角速度相等的轨道, 平均角速度为 $0.9856/d$ 。太阳同步轨道卫星的降交点地方时基本保持不变, 卫星从同一方向飞经同纬度的地方平太阳时相等。

在地球非球形 J_2 项摄动的影响下, 升交点赤经的长期变化率为^[47]

$$\frac{d\Omega}{dt} = -1.5n \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 J_2 \frac{\cos i}{(1-e^2)^2} \quad (4.54)$$

式中, R_e 为地球平均赤道半径, n 为轨道平均角速度。针对小偏心率轨道可得

$$\frac{d\Omega}{dt} = -9.964 \times \left(\frac{R_e}{a} \right)^{7/2} \cos i \quad (4.55)$$

由太阳同步轨道的特性, 有

$$0.9856 = -0.9964 \times \left(\frac{R_e}{a} \right)^{7/2} \cos i \quad (4.56)$$

轨道半长轴和轨道倾角相互约束。

2) 轨道高度

北斗导航系统的 MEO 卫星导航信号的主波束角约为 30° ，IGSO 卫星和 GEO 卫星约为 20° ，该设计使单颗北斗卫星的导航信号能够覆盖地球表面 1000km 以下的区域，因此低轨卫星的轨道高度应选择 1000km 以下以获取最优的跟踪监测性能。由于随着轨道高度的降低，大气密度越大，大气阻力影响越大，低轨卫星的定轨难度越大，因此低轨卫星的轨道高度应尽量接近 1000km。

轨道高度还决定轨道控制频次，就对目前低轨卫星的轨道机动情况的统计分析来看，轨道高度在 500km 以下的卫星每年的轨控频次约为 1-24 次，轨道高度在 500km 到 800km 之间的卫星每年的轨控频次约为 1-12 次，轨道高度在 800km 以上的卫星每年的轨控频次为 0-12 次，随着轨道高度的增加，轨控频次逐渐减小。因此，低轨卫星轨道高度应在 500km 以上。

(3) 星座优化设计

在星座构型、轨道类型、轨道高度等变量初步确定的前提下，对卫星总数、轨道面数和相位因子进行优化设计。

1) 优化方法

常用的优化方法有分析解析法和格网点数字仿真法，分析解析法较为简捷，但精度不高，因此本课题拟采用格网点数字仿真法。格网点数字仿真法选取全球或区域的一定数量的点作为特征点，以点带面，通过分析特征点的属性来近似描述全球或区域的属性，利用该方法可以对单星或星座的覆盖特性进行分析。

格网点数字仿真法的第一步是在研究的区域和范围内，以一定的密度抽取特征点，选取特征点时应注意特征点的数量应足够多，而且比较均匀，这样才能反映研究区域的覆盖特性，通常按照经纬度划分格网点。特征点越多，精度越高，但是计算量相应变大；特征点越少，计算量小，但是精度随之变差，因此需要选取合适的特征点数量；第二步就是计算各个特征点的监测性能，在一定时段内或区域范围内进行统计，从而得出相应的指标。对于星座而言，需要按照所关心的指标由每个格网点的属性综合得到性能评估指标。

对于格网点数字仿真法，常用的方法就是沿等纬度获取格网点数据，计算覆

盖性能指标随纬度变化的情况。在摄动力影响下，卫星轨道半长轴发生演化引起轨道面回归经度不断东西漂移，就导航星座的所有卫星而言，长期运行轨迹在轨道高度形成了近似连续的球面飞行区域。因此，对于飞行区域近似连续球面的假设是合理的，本课题拟采用的格网点在卫星高度所在的区域按经纬度 2 度划分。

2) 约束条件

基于降低发射成本的考虑，在不影响星座性能的前提下，应尽量减少卫星轨道面数。在采用 Walker 星座构型的前提下，星座中的卫星均匀分布，为探讨卫星数量、轨道面数以及卫星相位关系，给三个参数设定优化范围。卫星数目取 2 或 3 的倍数，轨道面数限制在 6 以内。

3) 目标函数

采用格网点数字仿真法对星座的完好性监测性能进行评估，由于低轨卫星处于高速运动状态，其余格网点的可见性关系是随时间变化的，则每个格网点可见的低轨卫星数量是随时间变化的，因此本课题考虑选取可见低轨卫星数量在时间序列上的统计函数来评判星座的优劣，拟采用可见低轨卫星数量在时间序列内的平均值和最小值以及导航系统完好性监测可用性量化指标作为低轨卫星星座的评价指标。

本课题不对上述多目标非线性规划问题严格求解，拟对目标函数进行加权组合构造一个新的量化完好性增强性能评价函数，对多个备选方案进行性能评估并从中选取最优方案的优化方法。

4.2 技术路线

本课题按研究内容分为四个阶段：低轨卫星自主定轨研究、低轨卫星星载接收机自主完好性监测算法研究、基于低轨卫星的导航系统完好性监测理论与方法研究以及基于低轨卫星的导航系统完好性监测性能分析及低轨卫星星座设计。前一阶段的研究成果为下一阶段的研究工作提供理论依据和研究基础。各阶段又分为理论分析、方案/算法设计、实测数据/仿真数据试验和性能评估等四个环节。本课题总体的技术路线概括如图 4-3 所示：

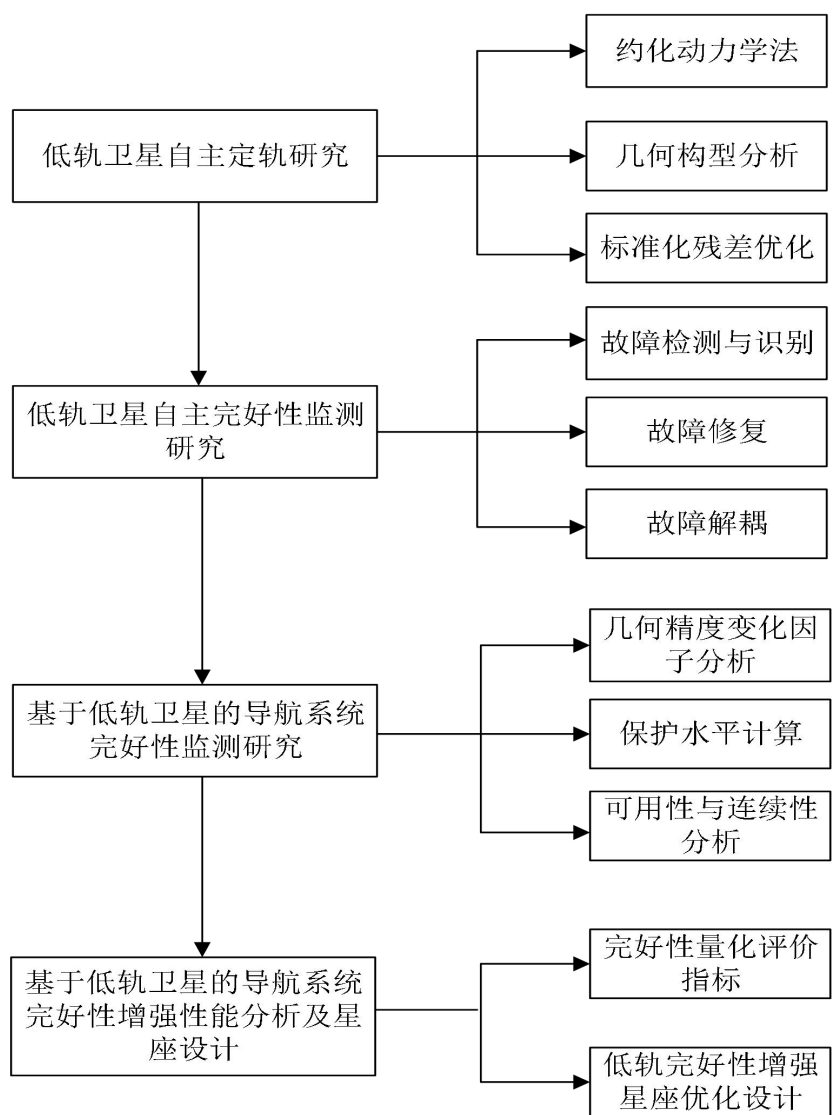


图 4-3 总体技术路线示意图

4.3 可行性分析

首先,本课题的研究内容与研究方法等是在大量的调研和仿真研究工作的基础上拟定的。稳健估计理论、接收机自主完好性监测算法等理论和技术方法的研究均已较为成熟,课题在此基础上结合低轨卫星的特点,从几何构型的角度对上述方法做了进一步的改进。课题提出的利用低轨卫星星座实现北斗导航系统实时系统级完好性监测以及构建低轨卫星导航系统完好性增强星座的想法,已经过仿真验证,在理论上是可行的。

同时本人所在实验室在北斗导航定位领域中承担了大量的科研项目,为本课题的研究开展了充足的科研条件。以上条件充分保障了本课题的顺利开展与各项

所需，以及为本课题的研究提供了必要的技术支持。

综上所述，本课题的研究内容是可行的。

5. 已有科研基础与所需的科研条件

5.1 已有的科研基础

(1) 经过本人前期的文献调研，对低轨卫星自主定轨以及接收机自主完好性监测相关领域的研究状况和主要理论已有了充分的了解。

(2) 本人从硕士阶段开始就已经开展导航增强技术领域的相关研究工作，对导航定位算法、稳健估计、接收机自主完好性监测、几何精度因子等进行了较为深入的研究，具备一定的研究基础。

(3) 本人所在的实验室对北斗导航系统有相当深入的理论研究及工程经验，为我今后的研究提供了良好的基础。

5.2 所需科研条件

(1) 计算机一台，用于课题的理论仿真研究以及程序编写。

(2) STK 卫星工具包，用于场景仿真和星座设计。

(3) 现有的低轨卫星实测数据和地面监测站实测数据，用于仿真试验。

6. 研究工作计划与进度安排

根据本课题的研究内容，沿循课题技术路线，我将本课题的研究分为以下六个阶段：

第一阶段：根据修改后的开题报告完成课题研究内容的深入调研，做好前期准备。

第二阶段：分析几何构型对 M 估计抗差性能的影响，完成基于几何构型的改进 M 估计的理论与方案设计，完成基于改进 M 估计的低轨卫星自主约化动力学定轨算法设计，并利用现有低轨卫星实测数据完成仿真试验。

第三阶段：研究低轨卫星星载接收机自主完好性监测的故障检测与识别算法，并利用低轨卫星状态变化较快的特点，设计子集分离约束故障修复算法以及连续

开窗轨道误差与星钟误差解耦算法,并分析在多星座多故障假设下星载接收机自主完好性监测的可用性。

第四阶段:研究基于低轨卫星的导航系统完好性增强理论与方法,给出基于低轨卫星的导航系统完好性增强方案并分析其可行性,通过分析几何精度变化因子设计保护水平计算方法,分析基于低轨卫星的导航完好性增强的可用性与连续性。

第五阶段:研究并提出基于低轨卫星的导航系统完好性监测性能指标设计方案,并提出完好性量化评价函数,并在此基础上提出低轨卫星完好性增强星座的优化设计方案。

根据课题的研究阶段和各阶段的难易程度,课题研究的时间安排如下:

- 2018.10——2018.11: 完成第一阶段目标;
- 2018.12——2019.02: 完成第二阶段目标;完成小论文的撰写、投稿;
- 2019.03——2019.05: 完成第三阶段目标;完成小论文的撰写、投稿;
- 2019.06——2019.09: 完成第四阶段目标;完成小论文的撰写、投稿;
- 2019.10——2019.11: 准备中期答辩,撰写中期报告;
- 2019.12——2019.02: 完成第五阶段目标;完成小论文的撰写、投稿;
- 2020.03——2020.05: 撰写毕业论文,准备毕业答辩。

7. 参考文献

- [1] Langer J , Feess W , Haddad R , et al. Near-Term Integrity Improvements for the GPS Operational Control Segment[C] // ION GPS, Portland, 2002:24-27.
- [2] Wiley B , Craig D , Manning D , et al. NGA's Role in GPS [C] // ION GNSS, Fort Worth, 2006:26-29.
- [3] Stanton, Ralph S. Analysis of GPS Monitor Station Outages[C] // ION GNSS, Fort Worth, 2007: 176-183.
- [4] Russia Federal Space Agency(2006), GLONASS: Policy, Status and Modernization Plan, Proc of the Satellite Navigation Summit, MurLich.
- [5] Shaw S, Katronick A J. GPS III signal integrity improvements [C] // Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2013.
- [6] Sánchez, M, Pulido J A , Space D , et al. The ESA “ GNSS + ” Project. Inter-satellite ranging and communication links in the frame of the GNSS infrastructure evolutions[J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2008:2538-2546.
- [7] 边朗, 韩虹, 蒙艳松,等. 卫星自主完好性监测(SAIM)技术研究与发展建议[C]// 中国卫星导航学术年会电子. 2011.
- [8] Bian L, Meng Y S, Wang X L. A Principle Design for Global Integrity of COMPASS [C] //第三届中国卫星导航学术年会电子文集. 2012.
- [9] 杨传森. 卫星导航用户端自主完好性监测理论问题研究[D]. 南京航空航天大学, 2011.
- [10] 胡国荣.星载 GPS低轨卫星定轨理论研究[D]. 武汉:中国科学院测量与地球物理研究所, 1999.
- [11] 吴显兵.星载 GPS低轨卫星几何法定轨及动力学平滑方法研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学硕士论文, 2004.06.
- [12] 秦显平.星载 GPS低轨卫星定轨理论及方法研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2009.10.
- [13] Bertiger W., Bar-Sever Y. ,et al. GRACE: Millimeters and Microns in

- Orbit[A]. IN: ION GPS 2002, Portland, 2022-2030.
- [14]Bisnath, S.B. and Langley R.B. High Precision Platform Positioning with a Single GPS Receiver[A]. IN:ION 2001,2585-2593.
- [15]Bisnath, S.B. and Langley R.B. Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters with GPS Point Positioning [A]. IN: Proceedings of the Institute of Navigation National Technical Meeting. California, 2001, 725-733.
- [16]Bisnath, S.B. and Langley R.B. High Precision Platform Positioning with a Single GPS Receiver[A]. IN: ION 2001,2585-2593.
- [17]赵齐乐. GPS导航星座及低轨卫星的精密定轨理论和软件研究[D]. 武汉: 武汉大学博士论文, 2004.11.
- [18]彭冬菊, 吴斌. Jason-1 卫星厘米级星载GPS精密定轨[J]. 科学通报, 2008(21).
- [19]杨元喜, 秦显平. 自适应定轨与约化动力定轨理论分析与比较[J]. 测绘科学与工程, 2013,33(1):1-4.
- [20]郭靖, 赵齐乐, 李敏, et al. 利用星载GPS观测数据确定海洋2A卫星cm级精密轨道[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, 38(1): 52-55.
- [21]龚学文, 王甫红. 一种新的亚米级星载GPS伪距实时定轨方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(4):477-482.
- [22]王甫红, 龚学文, 刘万科. 顾及广播星历误差分离吸收的分米级星载gps实时定轨新方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2015, 40(9): 1230-1236.
- [23]Wang, L.; Chen, R.; Li, D.; Zhang, G.; Shen, X.; Yu, B.; Wu, C.; Xie, S.; Zhang, P.; Li, M.; Pan, Y. Initial Assessment of the LEO Based Navigation Signal Augmentation System from Luojia-1A Satellite. *Sensors*2018, 18, 3919.
- [24]牛飞. GNSS完好性增强理论与方法研究. 郑州: 解放军信息工程大学测绘学院, 2008.
- [25]徐肖豪, 杨传森, 刘瑞华. GNSS用户端自主完好性监测研究综述[J]. 航空学报, 2013, 34(3):451-463.
- [26]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.
- [27]Brown R G , Mcburney P W . Self-Contained GPS Integrity Check Using

- Maximum Solution Separation[J]. Navigation, 1988, 35(1):41-53.
- [28]Lee D Y , Lee C . Analysis Of Range And Position Comparison Methods As A Means To Provide Gps Integrity In The User Receiver[J]. The User Receiver Us Institute of Navigation Annual Meeting, 1986:1--4.
- [29]Parkinson B W , Axelrad P . Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual[J]. Navigation, 1988, 35(2):255-274.
- [30]STURZA, Mark A . Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements[J]. Navigation, 1988, 35(4):483-501.
- [31]Walter T , Enge P . Weighted RAIM for Precision Approach[J]. Proc. ION GPS-95, 1995.
- [32]Juang J C . On GPS positioning and integrity monitoring[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2002, 36(1):327-336.
- [33]王永超, 黄智刚, 孙国良. 三种导航卫星故障识别方法的等价性研究[J]. 遥测遥控, 2006, 27(1):51-55.
- [34]杨静, 张洪钺, Jing Y , et al. 卫星故障诊断的最优奇偶向量法[J]. 航空学报, 2002, 23(2):183-186.
- [35]金宏, 金忠. 对特定传感器故障敏感的最优奇偶向量检测与隔离方法[J]. 航空学报, 1997, 18(4):98-100.
- [36]GEAS. GNSS Evolution Architecture Study Phase I-Panel Report, 2008.
- [37]GEAS. Phase II of the GNSS Evolution Architecture Study, 2010.
- [38]Gratton L. Carrier Phase Relative RAIM Algorithms and Protection Level Derivation[J]. Journal of Navigation, 2010, 63(2):215-231.
- [39]Blanch J, Walter T, Enge P. Optimal Positioning for Advanced Raim[J]. Navigation - Journal of The Institute of Navigation, 2013, 60(4):279–289.
- [40]Rippl M, Spletter A, Guenther C. Parametric Performance Study of Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (ARAIM) for Combined GNSS Constellations[J]. 2011:285-295.
- [41]Wu Y, Wang J, Jiang Y. Advanced receiver autonomous integrity monitoring (ARAIM) schemes with GNSS time offsets[J]. Advances in Space Research, 2013, 52(1):52-61.
- [42]Joerger M, Stevanovic S, Chan F C, et al. Integrity risk and continuity risk for fault detection and exclusion using solution separation araim[J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of

the Institute of Navigation, 2013.

- [43]Joerger M, Pervan B. Solution separation and Chi-Squared ARAIM for fault detection and exclusion[M]. 2014.
- [44]Milner C, Ochieng W. ARAIM for LPV-200: The Ideal Protection Level[J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2010, 7672(6):3191-3198.
- [45]项军华. 卫星星座构形控制与设计研究[D]. 国防科学技术大学, 2007.
- [46]胡松杰. 卫星星座的动力学研究[D]. 2003.
- [47]王希季. 卫星设计学[M]. 上海科学技术出版社, 1997.