



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 惯导辅助高轨卫星导航接收机信号捕获

技术研究

学生姓名 张春杰 学号 202128019427044

指导教师 葛建 职称 正高级工程师

学位类别 工学硕士

学科专业 信息与信号处理

研究方向 组合导航

研究所（院系） 中国科学院空天信息创新研究院

填表日期

中国科学院大学

目 录

研究生学位论文开题报告	0
报告题目惯导辅助高轨卫星导航接收机信号捕获	0
1、选题的背景与意义	1
2、 国内外本学科领域的发展现状与趋势	3
2.1 国内外高轨 GNSS 自主导航技术验证的发展现状	3
2.2 高轨弱信号捕获算法研究现状	4
2.3 高轨弱信号捕获研究现状的不足之处	6
3、 课题主要研究内容及预期目标	6
3.1 研究内容	6
3.2 预期目标	7
4、拟采用的研究方法 with 实验方案、技术路线、可行性分析	8
4.1 研究方法 with 实验方案	8
4.2 技术路线	12
4.3 可行性分析	12
5、已有科研基础 with 所需的科研条件	13
5.1 已有的科研基础	13
5.2 所需科研条件	13
6、研究工作计划 with 进度安排	14

1、选题的背景与意义

高轨航天器，如地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO)卫星、倾斜地球同步轨道(Inclined Geosynchronous Orbit, IGSO)、高偏心轨道(Highly Elliptical Orbit, HEO)卫星以及月球深空探测器等，在卫星通信、气象探测、未知天体和环境探测等领域有着重要用途。当前，高轨卫星主要依赖地面测控实现轨道确定。随着高轨航天器种类和数量日益增多，高轨航天器对高精度定轨需求逐步提高，传统地面测控系统资源日趋紧张。全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)能为使用者提供全天时、全天候、实时、连续、高精度的三维位置、三维速度和时间信息，已广泛应用于陆、海、空载具和低轨(Low Earth Orbit, LEO)航天器。如果能将 GNSS 导航方式拓展到高轨空间，会对缓解地面测控压力、实现高轨航天器自主导航、提高定轨精度有着极大的帮助。

开展 GNSS 在高轨空间应用的技术研究工作，对提高高轨航天器服务能力具有非常重要的意义。20 世纪 80 年代，美国提出了在 GEO 卫星上使用 GPS(Global Positioning System)导航的概念。2000 年美国公布了 GPS 可操作需求文件，提出了空间服务空域(Space Service Volume, SSV)的概念。Bauer 在 2006 年正式描述了 SSV 的概念，明确卫星导航需要在 SSV(轨道高度 3000~36000km)高轨空间提供导航服务，同时也给出了 GPS 高轨接收功率分析、覆盖性分析及信号可用性评估。后续许多国家的学者对 SSV 展开了大量的研究工作，美国、欧洲和中国等先后研制出用于高轨空间的卫星导航接收机，并开展了在轨验证试验，奠定了 GNSS 高轨应用的基础。于此同时 SSV 的概念也得到了拓展，主要体现在：

1) 轨道高度不再局限于 3000~36000km，而是包含了小于 3000km 的近地轨道以及 36000km 以上的高轨轨道甚至地月轨道；

2) 导航方式不局限于 GNSS，而是使用一切可以利用的导航方式，如惯性导航(Inertial Navigation, INS)、脉冲星导航等，都纳入了 SSV 的范畴之内；

3) SSV 的核心问题不再局限于为航天器提供 PNT(Positioning, Navigating, Timing)服务，而是综合了所有与完成 PNT 服务相关的技术环节，不仅包含导航信号的接收和处理，也包含了性能评价体系的建立和服务标准的制定，形成一项综合性的系统工程。

近年来随着北斗导航系统的建设与发展,我国也在大力推动利用 GNSS 实现高轨接收机自主定位的研究。实现卫星定位的前提是准确地捕获并跟踪上导航卫星的信号。由于在高轨空间导航卫星信号传播距离长、信号弱、几何精度因子(Geometric Dilution of Precision, GDOP)差等特点,用于地面和低轨卫星的导航接收机无法满足高轨卫星导航的应用场景,因此需要研究适用于高轨航天器的卫星导航接收机。

不同于地面或低轨卫星导航接收机,如图 1-1 所示,高轨卫星导航接收机通常只能接收来自地球另一侧的导航卫星发出的旁瓣信号,高轨接收机与导航卫星之间的距离更加遥远。这使得接收机接收到的旁瓣信号功率更加微弱,普通接收机难以实现信号捕获。另一方面,在航天器运行过程中换星的发生比较频繁,导致接收机需要重新捕获卫星信号。此外,高轨航天器在近地点附近运动速度较快,多普勒频率和多普勒频率变化率较大,给卫星信号的捕获带来了巨大的挑战。

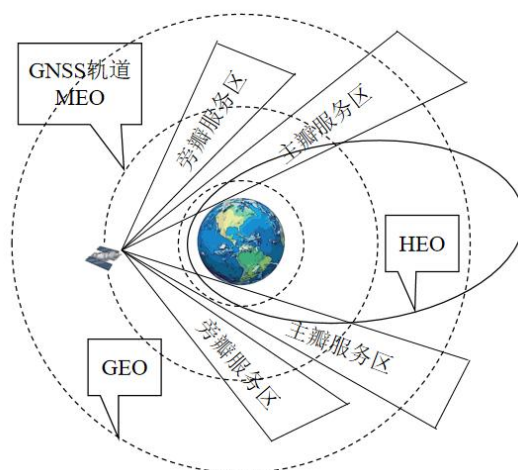


图 1-1 GNSS 和高轨航天器示意图

针对高轨弱信号捕获,许多国家的学者展开了大量的研究工作。常用的方法主要是通过延长相干积分时间、增加非相干积分次数来提高信号捕获的灵敏度,从而提高弱信号的捕获能力。然而如果使用长时间的相干积分,在信号捕获时就必须使用更小的频率搜索步长,导致信号捕获的效率大大降低,接收机在信号失锁后需要很长时间才能重新捕获卫星信号。

多传感器融合是解决上述问题的方法之一,是提升高轨接收机性能的重要手段。惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)具有无需接收外界信号,短时间内精度较高,环境适应性强,可提供高频(100Hz 以上)位置解等特点,可用于

辅助接收机进行导航卫星信号的捕获。在信号捕获环节，接收机可以通过惯性导航解算获得接收机概略速度和位置信息，再根据星历估算导航卫星的速度和位置，从而缩小信号捕获过程中频率和码相位的搜索范围，提升信号捕获的效率和成功率。

本文基于仿真数据，对惯性导航辅助高轨导航卫星接收机信号捕获技术展开研究，旨在提高高轨接收机信号的捕获效率和捕获灵敏度，进而提升高轨航天器的自主导航能力和自主导航的可靠性，一定程度上推动高轨接收机技术的发展。

2、国内外本学科领域的发展现状与趋势

2.1 国内外高轨 GNSS 自主导航技术验证的发展现状

自 20 世纪末开始，对高轨 GNSS 自主导航技术的在轨验证一直在进行中。高轨接收机在轨试验可大体分为两个阶段：

第一阶段，对已经成熟的商业或低轨导航接收机进行改造，提高信号接收灵敏度和高轨环境适应能力。1997 年德国将一台适用于低轨卫星的单频星载 GPS 接收机搭载在大椭圆轨道卫星 EQUATOR-S 上，在轨道高度为 61000km 处依然能接收到 GPS 信号。2000 年 NASA 研制的大椭圆轨道卫星 AMSAT OSCAR-40 (AO-40)搭载了改进后的 GPS 接收机，用于验证高轨环境下接收机的工作能力。Moreau 利用 AO-40 卫星的实测数据对 GPS 信号特性进行分析，证明了高轨航天器基于 GPS 信号进行自主导航的可行性。欧洲航空局在 2005 年研制的试验卫星 GIOVE-A 搭载了专门用于弱信号捕获和跟踪的 GPS 接收机 SGR-GEO。该接收机采用了 Akos 等提出的弱信号捕获算法。试验表明接收机可以捕获 24dB-Hz 的弱信号，在地面半物理仿真中利用伪距观测数据进行实时定轨，径向误差小于 100 米，切向和法向误差为 10~15 米。尽管这些任务验证了高轨 GNSS 技术的可行性，但距离产品应用仍存在一定差距。

第二阶段，各国均针对高轨航天器技术特点，展开了高灵敏度信号处理和导航解算技术研究，并研制出针对高轨航天器的卫星导航接收机，并取得了在轨实际应用。美国磁层多尺度任务卫星(MMS)搭载的 GSFC Navigator GPS 接收机可

以捕获和跟踪载噪比为 25dB-Hz 的弱信号，甚至在 17 万千米的轨道上仍可收到 GPS 信号，证明了 GPS 覆盖范围可以更高。2019 年该航天器在轨道高度 187166 千米处成功接收到 GPS 信号，创下了新的 GPS 接收机轨道高度记录。ESP LAB 实验室针对地月转移轨道设计了接收机 WeakHEO，采用 20ms 相干积分和 475 次非相干积分可以捕获 15dB-Hz 的弱信号。我国 CE-5T1 飞行试验器搭载了 GNSS 接收机，采用了一种基于梳状滤波器架构的高灵敏度信号捕获方法，在伪码搜索之前通过梳状滤波器完成相干积分，提高了捕获灵敏度。CE-5T1 在 2014 年完成在轨试验，实现了 12 万千米轨道上 GPS 信号接收，完成 50000 千米至 5000 千米月地和地月转移轨道自主导航。2017 年我国发射的 GEO 轨道通信技术试验二号星(TJS-2)同样搭载了基于梳状滤波器架构的接收机，完成了北斗导航信号兼容接收。随着卫星导航技术发展和芯片处理能力的提高，目前研究的星载 GNSS 接收机通过简单的参数配置，便可以适用于 LEO、GEO 等不同场景，具有较强的轨道适应能力。

2.2 高轨弱信号捕获算法研究现状

高轨空间由于导航卫星信号传播距离长，且通常只能接收到旁瓣信号等特点，高轨接收机需要有更高的灵敏度，才能捕获导航卫星的信号。David M. Lin 等人提出了一种使用较少的步骤，来处理较长的数据的相干累积和非相干累积操作，被称为双块补零算法(Double Block Zero Padding, DBZP)。Mark L.Psiaki 提出了半位法和全位法这两种弱信号捕获算法，它们能改善数据比特翻转造成的性能损失。Nesreen I. Ziedan 提出了改进的 DBZP 算法——多重数据位循环相关算法，同时结合了 FFT(Fast Fourier Transform)技术，提升了捕获性能。

在弱信号捕获方面我国科学家也相继开展了研究。巴晓辉等人提出了一种基于差分相干的自适应门限捕获算法，该算法能有效地减少在积分过程中由平方计算引起的平方损耗。莫建文第一次把 DBZP 和差分相干算法组合起来，并提出 FFT、差分相干、DBZP 和频率误差修正技术这四种技术，并基于上述四种技术改进了信号捕获算法，该算法能有效降低 FFT 计算过程中有关的功率损失，同时也减小了残余的多普勒频率引起的功率损失，显著提高了捕获性能。

近年来,有学者根据导航信号自相关峰值在时域上的稀疏特性,提出了利用稀疏傅里叶变换(Sparse Fourier Transform, SFT)实现卫星信号捕获方法,可有效提高捕获性能和运算效率。

尽管这些算法在弱信号捕获上具有一定的优势,但仍无法充分应对高轨环境带来的挑战。由于在高轨空间导航卫星信号弱,需要较长时间的相干积分,所以在信号捕获时要减小频率搜索的步长,如图 2-1 所示。

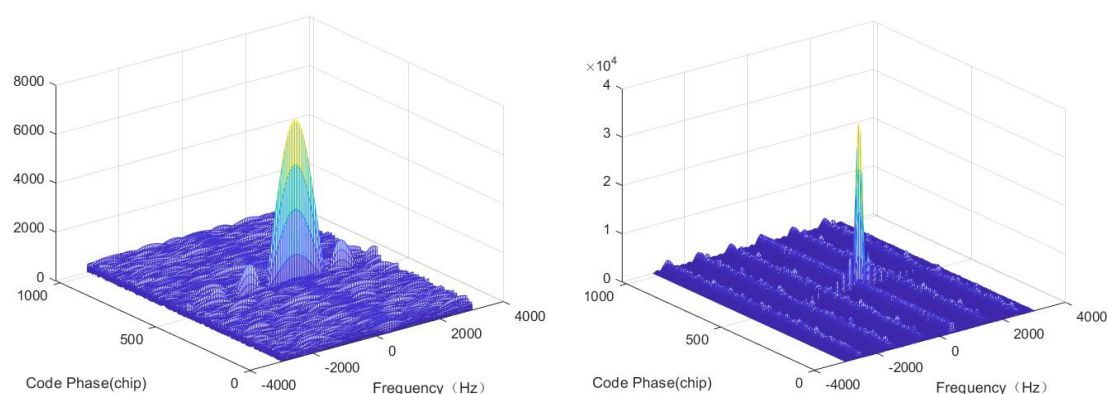


图 2-1 GPS L1CA 信号捕获示意图

1ms 相干积分的捕获结果(左); 5ms 相干积分的捕获结果(右)

仿真表明如果使用长度为 20ms 的相干积分,需要频率搜索步长小于 35Hz 才能完成捕获。且高轨航天器在近地点附近运动速度较大,卫星信号的多普勒变化范围也远大于接收机在地面时的情况。大多普勒搜索范围和小频率搜索步长导致高轨接收机在信号捕获时需要非常多的搜索次数,成为了限制信号捕获效率的主要因素。

如果能够在信号捕获之前获取接收机概略位置和速度信息,扣除接收机运动带来的影响,则可以大幅减小频率搜索范围,提升信号捕获的效率。利用惯性导航可以获取接收机的位置和速度信息,进而辅助接收机进行信号捕获。叶萍、何晓峰等人对比了有惯导辅助和无惯导辅助下接收机在冷启动、温启动、热启动时的平均信号捕获时间,发现有惯导辅助的情况下,无论是哪种启动方式,平均捕获时间都大幅缩短。Groves 和 Kubark 等人发现有惯导辅助的情况下,接收机可以捕获载噪比更低的信号,接收机具有更高的灵敏度。Feng Qin 等人在仅考虑惯导误差的情况下,使用不同误差水平的惯导器件辅助接收机进行信号捕获,仿真结果表明惯导的精度越低,速度误差越大,信号捕获所需要的频率搜索范围也越大。Chunxi Zhang 等人利用惯导估计出接收机的概略位置,根据接收机到卫星的

概略距离缩小了码相位的搜索范围。仿真表明使用误差较大的 MEMS(Micro-Electro-Mechanical System)惯导, 在 GPS L1CA 信号失锁 180 秒后对卫星信号进行重捕, 码相位搜索范围可以缩小到 10 个码片之内, 大大缩小了码相位搜索范围, 对于长码的捕获有一定参考价值。

2.3 高轨弱信号捕获研究现状的不足之处

上述的研究表明惯导辅助能极大地提高信号捕获的效率。然而对于惯导辅助接收机信号捕获技术, 过去的研究主要针对地面的接收机, 没有针对高轨接收机这一具体场景展开研究。而且在研究信号重捕时, 仅考虑了惯性导航的误差, 没有考虑接收机晶振误差对信号重捕的影响。此外很少有文献考虑到信号捕获时频率和码相位的搜索策略问题。高轨接收机在信号捕获时需要采用长时间的相干积分(几百毫秒)和小步长的频率搜索(几个 Hz), 而高轨接收机在某些运行弧段具有非常高的动态, 其多普勒频率和多普勒频率变化率都非常大, 仿真表明高轨接收机在某些弧段多普勒频率变化率可达到几个 Hz/s 甚至几十 Hz/s, 如果仅采用地面接收机信号捕获时的搜索策略, 有可能在进行搜索的时候将信号漏掉。因此必须根据高轨接收机的位置对信号捕获时的频率和码相位搜索策略进行设计。本文在前人研究的基础上, 结合高轨卫星导航这一具体场景, 综合考虑惯性传感器、接收机晶振误差, 以及信号捕获过程中频率和码相位的搜索策略, 对高轨接收机信号捕获展开更全面的研究。

3、课题主要研究内容及预期目标

为了提升高轨接收机信号捕获的效率和信号捕获的成功率, 本课题针对 HEO 接收机, 对惯导辅助下接收机信号失锁后(接收机内保存有有效的卫星星历)如何进行信号重新捕获展开研究。

3.1 研究内容

1) 高轨接收机时空误差建模和信号搜索空间的确定

高轨接收机通常搭载了惯性传感器和恒温晶振(Oven Controlled Crystal Oscillator, OCXO)。在导航卫星信号失锁期间,接收机仅依靠惯导系统进行导航。在失锁期间惯导和晶振的误差发散程度共同决定了在进行信号重捕时频率和码相位的搜索范围。

在本课题的研究中,惯性传感器建模为零偏误差、零偏不稳定性和随机游走误差。接收机晶振的误差则考虑钟差和随机游走误差。通过仿真得到接收机位置、速度和本地时间误差随信号失锁时间的变化情况。根据惯导和晶振误差水平以及信号失锁时间判断信号在重新捕获时所需的频率和码相位搜索范围。

2) 惯导辅助 HEO 接收机信号捕获策略和捕获算法的研究

对于高轨接收机来说,接收机自身的动态是影响信号捕获的重要因素。在某些弧段接收机的高动态会引起较大的多普勒频率变化率,其数值和信号捕获采用的频率搜索步长在同一数量级。虽然经过惯导辅助,频率和码相位已经被限制在一个较小的范围内,然而直接采用地面接收机使用的搜索顺序容易在信号重新捕获时造成漏检。因此必须对搜索策略进行改进。

卫星信号到达接收机时的频率和码相位与接收机位置、速度、时间存在一定的映射关系。因此对频率和码相位的搜索可以转换为对接收机位置、速度、时间的搜索。本文在时空误差模型的基础上,同时对基于频率和码相位域的信号搜索策略以及基于接收机时空域的信号搜索策略展开研究。

同时本文还研究在信号捕获过程中,相干积分时间和非相干积分次数之间的比例关系,在某个具体的弧段和搜索策略下是否存在最佳的相干积分和非相干积分时间的分配,从而进一步提升信号捕获的质量。

3.2 预期目标

针对以上研究内容,本课题的预期目标具体如下:

1) 通过对惯性传感器和晶振误差建模的理论分析和仿真,得出接收机位置、速度和时间误差与惯导误差水平、接收机晶振误差水平、信号失锁时间之间的定

量关系，以置信区间的形式给出频率和码相位的搜索空间。同时找出影响接收机信号重新捕获效率的主要因素。

2) 针对高轨接收机特定的运行弧段，根据接收机位置、速度、时间的概率分布和时空误差的发散趋势，再结合接收机相对卫星的运动方向，制定出基于频率和码相位域以及基于接收机时空域的信号搜索策略。通过仿真分析在该搜索策略下的平均信号捕获时间和漏检概率，并和直接采用地面接收机搜索策略的捕获方法进行对比，进而证明该搜索策略的有效性。

3) 在 1)和 2)的基础上提出相干积分时间和非相干积分次数的最佳分配比例，进一步提高信号捕获的灵敏度和成功率。

4) 研制 GNSS/INS 软件仿真平台，验证上述捕获算法和结论。

4、拟采用的研究方法、实验方案、技术路线、可行性分析

4.1 研究方法、实验方案

1) 高轨接收机时空误差建模

接收机在信号失锁期间的位置、速度、时间的误差发散情况主要由惯性传感器误差和接收机晶振误差共同决定。

对于惯性传感器来说，陀螺仪和加速度计的输出不可避免地存在误差，主要包括：零偏误差、比例因子误差、交轴耦合误差和随机噪声等(可以认为这些误差相互独立)。陀螺仪和加速度计原始观测模型可以写作

$$\hat{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \mathbf{b}_g + \mathbf{S}_g \omega_{ib}^b + \mathbf{N}_g \omega_{ib}^b + \mathbf{w}_g \quad (4-1)$$

$$\hat{\mathbf{f}}^b = \mathbf{f}^b + \mathbf{b}_a + \mathbf{S}_a \mathbf{f}^b + \mathbf{N}_a \mathbf{f}^b + \mathbf{w}_a \quad (4-2)$$

其中

$$\mathbf{S}_g = \begin{bmatrix} S_{g,x} & 0 & 0 \\ 0 & S_{g,y} & 0 \\ 0 & 0 & S_{g,z} \end{bmatrix}, \mathbf{N}_g = \begin{bmatrix} 0 & N_{g,xy} & N_{g,xz} \\ N_{g,yx} & 0 & N_{g,yz} \\ N_{g,zx} & N_{g,zy} & 0 \end{bmatrix} \quad (4-3)$$

$$\mathbf{S}_a = \begin{bmatrix} S_{a,x} & 0 & 0 \\ 0 & S_{a,y} & 0 \\ 0 & 0 & S_{a,z} \end{bmatrix}, \mathbf{N}_a = \begin{bmatrix} 0 & N_{a,xy} & N_{a,xz} \\ N_{a,yx} & 0 & N_{a,yz} \\ N_{a,zx} & N_{a,zy} & 0 \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

式中 $\hat{\omega}_{ib}^b$ 表示陀螺实际的角速度测量输出， ω_{ib}^b 为b系(body frame, 载体坐标系)下的理论角速度； \mathbf{b}_g 为陀螺零偏， \mathbf{S}_g 为陀螺的比例因子误差矩阵，其中 $S_{g,x}$ 、 $S_{g,y}$ 、 $S_{g,z}$ 分别为x、y、z轴陀螺的比例因子误差值； \mathbf{N}_g 为交轴耦合误差矩阵，其中 $N_{g,xy}$ 表示x、y轴陀螺之间的非正交误差，其余元素以此类推； \mathbf{w}_g 表示陀螺测量值中的白噪声。式中 $\hat{\mathbf{f}}^b$ 表示加速度计实际的比力测量输出， \mathbf{f}^b 为b系下的理论比力； \mathbf{b}_a 为加速度计零偏， \mathbf{S}_a 为加速度计的比例因子误差矩阵，其中 $S_{a,x}$ 、 $S_{a,y}$ 、 $S_{a,z}$ 分别为x、y、z轴加速度计的比例因子误差值； \mathbf{N}_a 为交轴耦合误差矩阵，其中 $N_{a,xy}$ 表示x、y轴加速度计之间的非正交误差，其余元素以此类推； \mathbf{w}_a 表示加速度计测量值中的白噪声。

惯性传感器误差都包含常值项、随温度变化项、逐次上电启动项和工作期间变化项等成分。想要全面考虑惯性传感器所有的误差是非常困难的，因此为了简化惯性器件误差模型，在下面的分析过程中仅考虑零偏、零偏不稳定性和随机游走误差。对于不同的误差，使用不同的模型进行建模：

零偏：随机常数

零偏不稳定性：一种缓慢变化的误差，使用一阶高斯-马尔可夫过程进行建模。连续型一阶高斯-马尔可夫过程可由以下方程来描述：

$$\dot{x}(t) = \frac{1}{T}x(t) + w(t) \quad (4-5)$$

其中 $x(t)$ 表示一阶高斯-马尔可夫过程，由均方值 σ^2 和相关时间T两个参数来描述。 $w(t)$ 是高斯白噪声，方差为 $q = \frac{2\sigma^2}{T}$ 。一阶高斯-马尔可夫过程的离散化形式：

$$x_{k+1} = e^{-\Delta t_{k+1}/T}x_k + w_k \quad (4-6)$$

其中 w_k 是离散高斯白噪声，方差为 $q_k = \sigma^2(1 - e^{-\Delta t_{k+1}/T})$ ， Δt_{k+1} 是采样间隔。

随机游走误差：惯导系统本质上是一个积分系统，对高斯白噪声进行积分可以得到随机游走模型。图4-1是一个随机游走的示意图，其中白噪声方差 $\sigma^2 = 0.03^2$ 。同样，接收机晶振也可以用随机游走模型表示。

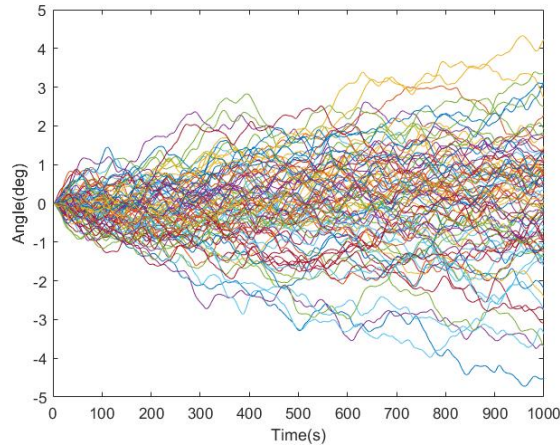


图 4-1 随机游走示意图

根据惯性传感器误差模型，可以通过仿真得到在给定的时间内惯导的位置和速度误差的发散程度，如图 4-2 所示。由于惯导误差是随机误差，因此通过多次试验可以得到位置和速度误差的 95%置信区间。同样可以得到给定时间内接收机本地时钟的时间发散程度。

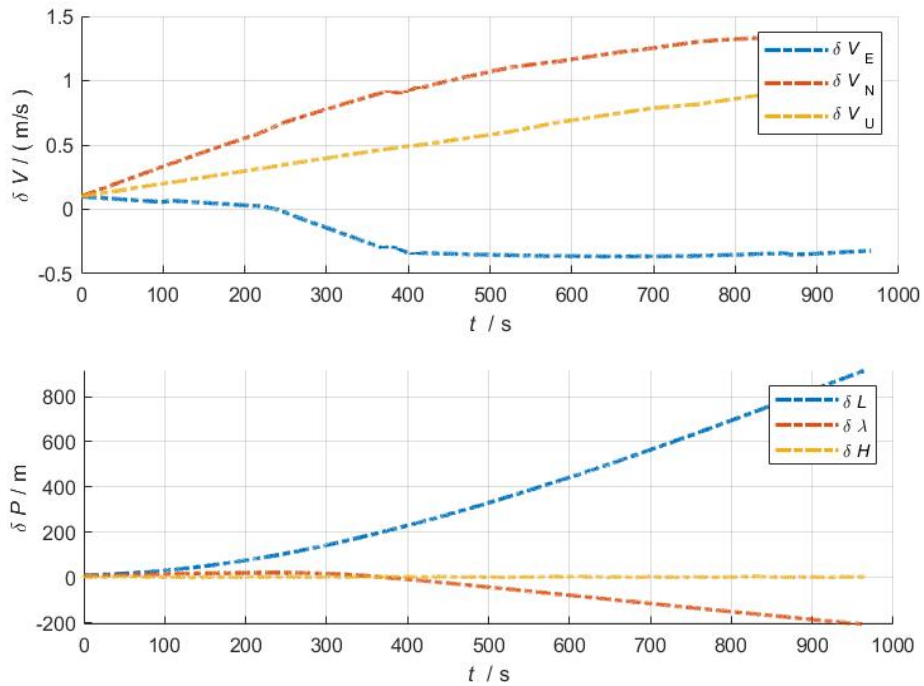


图 4-2 一次试验得到的速度(上)和位置(下)误差示意图

2) 时空误差对 GNSS 信号捕获的影响

信号捕获本质上是一个二维搜索的过程，通过信号捕获获取 GNSS 信号概略的中心频率值和码相位值，为信号跟踪奠定基础。GNSS 信号可表示为：

$$s_{IF}(t) = \sqrt{2P_s}C(t - \tau)D(t - \tau)\cos[\omega_{IF}t + \phi(t)] + n(t) \quad (4-7)$$

式中， P_s 是信号功率； $C(t)$ 是伪随机码； $D(t)$ 是导航电文比特； τ 是传输过程中带来的时间延迟； ω_{IF} 是载波频率，由卫星信号的频点和多普勒频移共同决定； $\phi(t)$ 是载波初始相位； $n(t)$ 是高斯白噪声。

下面给出接收机位置、速度和时间与信号捕获频率的关系。卫星信号到达接收机时的频率偏移可以表示为：

$$f_{shift} = f_{dynamic} + f_{r,clock} - f_{s,clock} \quad (4-8)$$

其中， $f_{dynamic}$ 表示由卫星和接收机相对运动产生的多普勒频移， $f_{r,clock}$ 表示接收机时钟漂移频率， $f_{s,clock}$ 表示卫星时钟漂移频率。由于原子钟的准确度非常高，因此 $f_{s,clock}$ 可以忽略。 $f_{dynamic}$ 可以表示为

$$f_{dynamic} = \frac{v^{LOS}}{\lambda_{carr}} = \frac{\mathbf{e}(\mathbf{V}_r - \mathbf{V}_s)}{\lambda_{carr}} \quad (4-9)$$

其中 λ_{carr} 是卫星信号的波长， v^{LOS} 是接收机相对于卫星在视距方向上的速度， \mathbf{e} 是地心地固坐标系下视距方向的单位矢量， \mathbf{V}_r 和 \mathbf{V}_s 分别是地心地固坐标系下接收机速度和卫星速度。将(4-9)代入(4-8)并忽略卫星时钟漂移可得：

$$f_{shift} = \frac{\mathbf{e}(\mathbf{V}_r - \mathbf{V}_s)}{\lambda_{carr}} + f_{r,clock} \quad (4-10)$$

下面给出接收机位置、速度和时间与信号捕获码相位的关系。以 GPS L1CA 信号为例，码相位可以表示为：

$$\tau = \text{mod}(1023 \times t_{SV} \times 1000, 1023) \quad (4-11)$$

其中 t_{SV} 是卫星信号发射时刻的 GPS 周内时。 t_{SV} 可以用信号到达接收机的时刻 t_R 、信号传输时间 D_t 和卫星钟钟差 t_c 表示：

$$t_{SV} = t_R - D_t + t_c \quad (4-12)$$

其中，信号传输时间 D_t 可以表示为：

$$D_t = \mathbf{e}(\mathbf{P}_r - \mathbf{P}_s)/c \quad (4-13)$$

其中， \mathbf{P}_r 和 \mathbf{P}_s 分别表示接收机的位置和卫星的位置。将式(4-12)、(4-13)带入(4-11)可得：

$$\tau = \text{mod}(1023 \times (t_R - \mathbf{e}(\mathbf{P}_r - \mathbf{P}_s)/c + t_c) \times 1000, 1023) \quad (4-14)$$

式(4-10)和式(4-14)给出了接收机的位置、速度、时间与信号频率和码相位之间的关系。通过 1)中得出的接收机位置、速度、时间的发散情况，可以求出在信号捕获时频率和码相位的搜索空间，从而提高信号重捕的效率。

4.2 技术路线

针对研究内容和预期目标，制定如图 4-3 的技术路线：

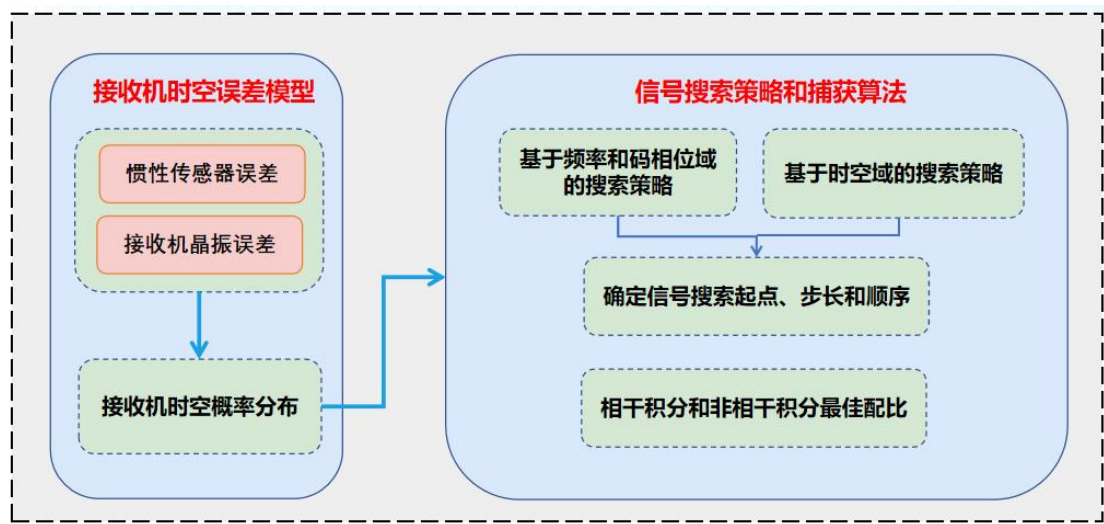


图 4-3 总体技术路线示意图

4.3 可行性分析

首先，美国、中国、欧洲都进行了高轨航天器在轨试验，验证了高轨卫星导航的可行性，且在弱信号和高动态情况下的信号捕获技术已经被充分地研究。其次，本课题的研究内容与研究方法是在大量的调研和仿真研究工作的基础上拟定的。最后，本人所在的实验室参与过高轨接收机的研制工作，在高轨航天器信号捕获、跟踪与定位领域有丰富的经验。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，本课题的研究内容可行。

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) 经过前期的文献调研,对高轨接收机的发展现状和弱信号捕获算法有了充分的了解。

2) 经过前期的学习,对惯导机械编排算法、惯性传感器误差模型有了充分的了解。同时,对惯导辅助接收机信号捕获的方法进行了调研,充分认识到前人研究的局限性与不足,并针对不足之处制定了详细的试验方案。

3) 本人所在课题组承担过高轨接收机的研发工作,老师们具有丰富的高轨接收机实践经验,对本人的科研工作有重要指导作用。

5.2 所需科研条件

(1) 计算机一台,用于算法的设计与数据分析。

(2) 卫星信号模拟器一台,用于仿真高轨接收机的运动轨迹以及相应的导航卫星数据和惯导数据。

6、研究工作计划与进度安排

依据本课题的研究内容及技术路线，拟将课题分为四部分逐步完成。

第一部分：对本课题所需要的知识进行研究，包括 GNSS 信号捕获算法、传感器误差建模和时空误差模型。

第二部分：通过模拟器模拟高轨航天器轨迹，获取对应的 GNSS 数据和惯性传感器的数据；根据惯导和晶振的误差模型，向模拟器生成的数据中添加误差，得到带有误差的 GNSS 数据和惯性传感器的数据，用于下一步试验。

第三部分：针对高轨接收机特定的运行弧段，根据接收机位置、速度、时间的概率分布和时空误差的发散趋势，再结合接收机相对卫星的运动方向，制定出相应的信号搜索策略。并通过平均捕获时间与漏检概率两个指标来衡量搜索策略的有效性。

第四部分：研究相干积分和非相干积分时间的最佳配比，通过仿真进行验证。根据课题的整个时间跨度，做出以下的时间安排：

- 2023.05——2023.06： 完成第一阶段目标；
- 2023.06——2023.07： 完成第二阶段目标；
- 2023.08——2023.10： 完成第三阶段目标；开始小论文的撰写；
- 2023.10——2023.11： 准备中期答辩，撰写中期报告；
- 2023.12——2024.01： 完成第四阶段目标；完成小论文的撰写、投稿；
- 2024.02——2024.04： 撰写毕业论文，准备毕业答辩。