卫星导航系统自主导航技术研究 with 验证

王威^{1,3}, 高为广¹, 唐成盼^{2*}, 叶小舟⁴, 卢鋈¹, 刘成¹, 常家超³, 刘文祥⁴, 宿晨庚¹, 陈艳玲², 王海红⁵

1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

2. 中国科学院上海天文台, 上海 200030;

3. 上海微小卫星工程中心, 上海 201203;

4. 国防科技大学电子科学学院, 长沙 410073;

5. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

*联系人, E-mail: cptang@shao.ac.cn

收稿日期: 2020-06-23; 接受日期: 2020-10-15; 网络出版日期: 2020-12-15

国家自然科学基金(编号: 41804030, 41874039, 41974041)资助项目

摘要 本文结合全球卫星导航系统自主导航技术发展现状, 介绍了自主导航能力的发展特点及重要作用, 分析设计了卫星导航系统自主导航体系架构, 并对自主导航关键的时空基准保持技术进行了分析, 提出了基于星间观测的完全自主导航的滤波算法、滤波状态噪声协方差信息选择方法及自主导航星载数据处理方法. 论证了基于地面观测数据(锚固站)的半自主导航方法, 比较了不同锚固站分布、数量及观测周期对自主导航性能的影响, 并利用一套地面仿真试验系统验证了自主和半自主模式下的精密定轨和时间同步精度, 可为卫星导航系统自主导航设计提供参考.

关键词 卫星导航, 自主导航, 定轨与时间同步, 试验验证

PACS: 95.10.Eg, 06.30.Ft, 91.10.Fc, 96.25.Vt

1 引言

卫星导航系统自主导航是指在地面系统出现异常或需要减少控制的情况下, 通过星座自主运行管理, 星间/星地测量与数据交换以及卫星自主数据处理, 实现导航电文自主更新, 维持基本导航定位服务的过程^[1]. 自主导航以导航卫星星座为主体, 以星间测量、星载数据处理为主要特征, 同时可以少量借助地面辅助信

息支持, 以自主更新基本导航电文为目标, 保证特殊条件下系统导航定位授时服务性能精度不明显降低.

GPS, GLONASS, Galileo三大卫星导航系统均先后开展自主导航技术研究^[2-4]. 美国GPS系统以军事用户定位精度不低于16 m为目标, 采用UHF星间测距技术和分布式星载处理方法, 设计了自主导航方案^[5,6], 分别在BLOCK IIR以后的卫星上实现了自主导航功能, 自主运行60 d, URE小于3 m, 在轨试验表明系统初

引用格式: 王威, 高为广, 唐成盼, 等. 卫星导航系统自主导航技术研究 with 验证. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 019511

Wang W, Gao W G, Tang C P, et al. Research and verification of the autonomous navigation technology of GNSS (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 019511, doi: [10.1360/SSPMA-2020-0236](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2020-0236)

步实现设计要求^[7-9]. GPS BLOCK III采用了高频段窄波束的星间测量体制,以提高系统抗干扰能力^[10,11],在轨星间测距数据和自主导航分析结果处于测试阶段.

GLONASS-M及后续卫星开展了自主导航试验,采用S波段星间测量技术,有地面站支持,URE为1.4 m. GLONASS升级拟采用基于激光的星间测量技术,相应URE提高为0.6 m^[12]. 欧洲Galileo系统自主导航技术处于预研阶段,先后论证了基于Ka链路自主导航技术可行性和实现的精度指标^[13]. 北斗系统也设计实现了自主导航功能,通过卫星星座在地面预先注入的先验信息或者在少量地面站短时观测的支持下,自主维持系统运行的空间和时间基准,向用户提供自主导航电文.

国内学者也开展了自主导航技术方面的研究,耿涛等人^[14-17]利用仿真的星间/星地观测数据验证了星间测距数据对于导航卫星轨道精度的提升,Wang等人^[18]考虑星上负载,提出了一种适合于星上运行的自主导航算法. 周善石等学者^[19-21]分析了基于星间测距的自主导航精度改善.Tang等人^[22,23]针对北斗系统试验卫星集中式定轨进行了研究. 宋小勇^[24]利用仿真数据给出了时分体制星间链路数据处理模型,并对分布式自主定轨进行了试验分析.Wang等人^[25]针对北斗三号星座,分析了星间链路对定轨的贡献. 龚晓颖等人^[26]详细分析了锚固站对北斗星座自主导航的精度影响.

本文设计了自主导航体系架构,分析了自主导航模式下时空基准的建立与维持方法,并对自主导航服务的精度进行了试验验证.

2 自主导航体系架构设计

2.1 架构组成

自主导航运行模式由卫星系统、地面系统和用户段共同组成. 自主导航能力由卫星系统自主实现,并需地面支持系统(锚固站)提供时空基准的支持.

卫星系统主要实现自主导航星间测量、数据传输和数据处理等功能,主要是综合利用星地/星间链路数据和地面所上注的参考信息,更新自主导航星历,产生下行导航信号,同时依据星间链路数据对卫星状态进行监视评估.

地面系统是自主导航主要地面辅助单元,其主要功能是为自主导航提供时空基准,完成自主导航性能

的在线检核. 锚固站是地面支持系统的主体. 除此之外,地面支持系统还包括常规运行模式下的地面系统. 自主运行期间,锚固站仅完成星地时间同步处理和单点定位检核处理,并不进行自主定轨处理. 锚固站具备星地测量、星地数据传输功能. 常规运行情况下,地面支持系统为自主导航功能实现预先提供辅助数据,主要提供自主导航必需的参考星历、地球自转参数、电离层参数等支持信息,配置自主导航参数,控制自主星历切换,监视自主导航运行状态并对自主导航运行结果进行评估.

用户段主要指使用空间段电文信息的用户接收终端,用户段不区分卫星导航系统的工作模式.

2.2 运行模式及流程

自主导航可分为完全星座自主导航和有地面锚固站支持半自主导航两种运行模式. 后一种自主导航模式是前一种模式在缺少星地链路支持时的退化模式.

完全自主导航指系统主要基于地面的部分先期信息和卫星星间观测信息实现的自主导航模式. 主要工作流程如下: 地面段向卫星先期上注的长期预报星历参数、星间/星地链路的观测数据和可视卫星的信息; 空间段进行星间测量和星间数据传输,接收可建链卫星的位置、速度、钟差,以及对应的协方差信息,独立更新本星的位置、速度和钟差; 用户段接收卫星预报生成自主导航星历,完成定位解算. 长期预报星历参数用来描述星座内所有卫星的预报轨道,是自主导航滤波算法的参考状态向量,主要流程如图1所示.

基于地面锚固支持的半自主导航指卫星综合利用星间及星地链路数据实现系统自主运行的模式. 主要工作流程如下: 地面段锚固站定期完成与卫星进行星地测量,生成EOP参数和时间基准参数; 空间段卫星综合利用星间链路交互可见卫星的信息和地面锚固站星地测量进行卫星自主数据处理,完成导航星历参数更新; 用户段接收星历信息进行定位结算. 主要流程如图2所示.

3 时空基准建立与保持

高精度时空基准是卫星导航系统服务的前提^[27,28]. 自主导航时空基准的建立包括空间和时间基准的建立.

图 1 (网络版彩图)完全自主导航模式系统运行流程

Figure 1 (Color online) The operation process of autonomous navigation mode.

在空间基准方面, 利用星间测距采用动力学方法进行轨道改进时, 存在空间基准维持所需的变换参数中有三个坐标旋转参数不确定, 即星座整体旋转问题. 星座整体旋转可分为相对地固坐标系整体旋转和相对惯性坐标系整体旋转两部分, 相对地固坐标系整体旋

转不确定性主要来源于地球定向参数EOP的预报误差. 仅采用星间测距进行定轨, 卫星升交点赤经不可测. 因此, 完全自主导航模式, 定轨结果存在相对惯性坐标系的整体旋转. 约束星座整体旋转的方法主要有两种: 利用预报轨道定向参数联合预报EOP参数约束方法和利用地面锚固站进行星地测量约束方法. 对于基于星间交互的完全自主导航模式, 采用预报轨道定向参数联合预报EOP参数约束方法削弱空间基准的整体旋转效应; 对于地面锚固支持的自主导航模式, 采用地面锚固站星地测量约束空间基准的整体旋转.

在时间基准方面, 自主运行模式下系统时间是指在地面原子钟不参与原子时尺度计算的情况下, 仅仅基于星载原子钟数据综合计算的导航卫星统一的参考时间基准. 利用原子钟信息和星间比钟数据形成卫星导航系统时间主要采用分布式原子时尺度计算方法, 即各卫星获取与之相连的(星间链路直接比对)卫星钟数据后, 结合自身原子钟数据进行综合计算时间尺度.

3.1 基于星间观测的自主导航技术

3.1.1 完全自主导航滤波算法

完全自主导航运行模式下, 卫星利用星间测距自主更新广播星历和钟差参数. 完全自主导航通过星间

图 2 (网络版彩图)半自主导航模式系统运行流程

Figure 2 (Color online) The operation process of semi-autonomous navigation mode.

观测实现整个星座的时间同步, 构建星座虚拟时间基准. 完全自主导航的空间基准来自地面支持系统注入的先验信息, 通过星间观测维持该基准.

由于不与地面建立联系, 星间测距与地面坐标系和卫星导航系统时间没有明确的函数关系, 完全自主导航计算需要时空基准输入. 完全自主导航启动输入的卫星初始轨道根数和钟差信息为自主运行提供初始的时空基准信息. 随着时间的推移, 完全自主导航计算的卫星广播星历逐步产生整体旋转, 卫星广播钟差参数逐步飘离卫星导航系统时间.

利用星间链路测距值, 采用Kalman滤波自主实时更新卫星广播星历及钟差参数. Kalman滤波算法一般包括状态预报过程和状态更新过程. 状态预报过程是指卫星由上一历元状态矢量完成向本历元的预报, 状态更新过程是指利用本历元所有观测完成本历元状态矢量的校正.

根据卫星轨道待估参数差异, 星上自主导航Kalman滤波器一般可分为经典Kalman滤波器和扩展Kalman滤波器. 利用星间测距数据进行卫星实时自主定轨本身是个非线性问题, 非线性问题的求解需要选择参考状态, 通常将非线性问题在参考状态进行泰勒展开, 转换为线性问题进行求解. 经典Kalman滤波和扩展Kalman滤波估计器的区别在于参考状态的选择不同.

经典Kalman滤波选择长期预报星历作为滤波参考状态, 将本历元滤波估计的状态矢量叠加至下一历元的长期预报星历, 即完成滤波状态矢量向下一历元的预报. 而扩展Kalman滤波利用本历元滤波估计的状态矢量, 考虑完整的摄动力模式动力学积分得到下一历元的状态矢量, 即完成滤波状态矢量向下一历元的预报. 经典Kalman滤波与扩展Kalman滤波对比示意图如图3所示.

经典Kalman滤波的优点在于计算量小, 运算简单.

图 3 基于Kalman滤波的自主定轨(a)与基于扩展Kalman滤波的自主定轨(b)示意图

Figure 3 Kalman filter based autonomous orbit determination (a) and extended Kalman filter based autonomous orbit determination (b).

其实质在于选择一条预报轨道作为先验参考状态线性化, 但随着时间的推移, 预报轨道精度衰减, 线性化误差增加, 滤波估计结果误差增加.

扩展Kalman滤波采用实时估计的卫星轨道作为参考状态线性化, 与经典Kalman滤波相比, 扩展Kalman滤波的参考状态实时更新, 线性化误差不随时间增加而累积, 因此可减少线性化误差, 提高定轨精度.

但是扩展Kalman滤波状态预报需要进行卫星轨道积分, 星上轨道积分通常考虑的摄动力包括地球引力、日月引力、太阳辐射压和固体潮摄动. 由于轨道积分运算量较大, 对计算平台的资源消耗显著高于经典Kalman滤波, 暂不适合星上处理.

因此, 卫星自主导航算法采用经典Kalman滤波器.

3.1.2 滤波状态噪声协方差信息选择

如前所述, Kalman滤波一般包含状态预报和状态更新两个过程. 假设卫星轨道与钟差参数状态向量 $\mathbf{X}$, 首先完成将 t_i 时刻状态向量 $\mathbf{X}_i^+$ 向 t_{i+1} 时刻 $\mathbf{X}_{i+1}^-$ 的预报, 即

$$\mathbf{X}_{i+1}^- = f(\mathbf{X}_i^+) + w_{i+1}, \quad (1)$$

$f(\mathbf{X})$ 为滤波状态转移函数, 是卫星轨道与钟差状态矢量由当前历元向下一历元的状态变更函数, 分别由卫星轨道动力学和卫星钟差特性决定.

w_{i+1} 为待估状态矢量的滤波过程噪声, 其方差-协方差矩阵为 $\mathbf{Q}_{i+1}$. $\mathbf{Q}_{i+1}$ 体现前后两个历元间状态转移函数的误差情况, 分别由卫星轨道动力学模型误差和星载原子钟噪声水平决定.

对于 t_{i+1} 时刻观测量 $\mathbf{Z}_{i+1}$, 其对于 $\mathbf{X}(t_{i+1})$ 的观测方程为

$$\mathbf{Z}_{i+1} = g(\mathbf{X}(t_{i+1})) + v_{i+1}, \quad (2)$$

$g(\mathbf{X})$ 为星间链路观测对卫星轨道和钟差状态矢量函数

模型, v_{i+1} 为观测噪声, 其方差-协方差矩阵为 $\mathbf{R}_{i+1}$. $\mathbf{R}_{i+1}$ 体现观测值误差情况, 分别由星间测距随机噪声和系统误差决定.

$\mathbf{Q}_{i+1}$ 和 $\mathbf{R}_{i+1}$ 的选择对 Kalman 滤波的性能至关重要. 若 $\mathbf{Q}_{i+1}$ 设置过小或者 $\mathbf{R}_{i+1}$ 设置过大, 滤波解算结果相对卫星轨道和钟差先验参考状态偏离较小, 卫星轨道动力学模型误差和星载原子钟的不规则波动导致滤波结果出现较大误差. 若 $\mathbf{Q}_{i+1}$ 设置过大或者 $\mathbf{R}_{i+1}$ 设置过小, 滤波解算结果受观测数据影响更为显著, 星间链路观测误差对滤波结果产生较大影响, 星座的空间基准整体旋转和时间基准漂移更为显著.

$\mathbf{Q}_{i+1}$ 的选择可依据自主导航业务处理软件的函数模型误差决定. 对于自主定轨处理, $\mathbf{Q}_{i+1}$ 矩阵中卫星轨道参数过程噪声的选择由自主定轨软件的轨道动力学模型决定. $\mathbf{Q}_{i+1}$ 矩阵中卫星轨道参数过程噪声估计可依托事后精密星历 $\mathbf{O}$ 开展. 自主定轨精度约为米级, 事后精密星历的精度应至少为分米级. 计算过程如下: 对于一定弧长的事后精密星历 $\mathbf{O}$, 将 t_i 时刻卫星轨道状态矢量 $\mathbf{O}(t_i)$ 通过自主定轨软件的动力学模型预报至 t_{i+1} 时刻, 得到 t_{i+1} 时刻的卫星预报轨道状态矢量 $\mathbf{Pre}(t_{i+1})$:

$$\mathbf{Pre}(t_{i+1}) = f(\mathbf{O}(t_i)), \quad (3)$$

式中, $f(\mathbf{O}(t_i))$ 为自主定轨软件的外推函数, 与式(1)含义相同.

将事后精密星历 $\mathbf{O}$ 与预报状态矢量作差, 可以得到其误差矢量 $\mathbf{e}(t_{i+1})$. 根据误差状态矢量计算过程噪声矩阵, 计算方法如下:

$$\mathbf{Q} = \left(\sum_{i=1}^n \mathbf{e}(t_i) \cdot \mathbf{e}^T(t_i) \right) / n, \quad (4)$$

式中, n 为历元总数.

通过对星间链路观测的分析设计矩阵 $\mathbf{R}_{i+1}$. $\mathbf{R}_{i+1}$ 矩阵一般设计为对角线矩阵, 即星间链路观测是不相关的, 对角线元素由星间链路测距误差水平决定. 星间链路测距噪声方差水平即为 $\mathbf{R}_{i+1}$ 矩阵对角线元素. 需要说明的是, 不同星间链路的测量噪声并不相同, 因此, 应根据不同链路测距噪声水平设计 $\mathbf{R}_{i+1}$ 矩阵.

3.1.3 完全自主导航星载数据处理方法

完全自主导航数据星载处理方法主要包括集中式处理和分布式处理两种.

集中式自主导航运算要求卫星导航系统将所有星间测距信息发送到星座的节点卫星, 由节点卫星进行集中 Kalman 滤波处理并生产导航星历, 将生成星历发送到所有卫星. 集中式自主导航运算理论上较为严格, 处理结果是全局最优, 但是由卫星完成集中数据处理, 对星载计算机数据处理能力及星间通信能力要求极高.

分布式处理由每颗卫星利用其可视卫星的星间测距信息、预报状态向量及协方差信息计算自身位置、速度和钟差参数, 并进行精度评估. 由于每颗卫星分布式处理利用其他卫星预报状态估计自身状态参数, 不能兼顾所有测量信息, 也不能同时估计所有卫星的状态参数, 其处理结果具有提升空间. 图4为分布式算法的数据处理流程.

集中式自主导航运算和分布式自主导航运算的比较如表1所示. 在性能指标基本相当的情况下, 为减小对星上计算能力和数据传输能力的要求, 降低系统复杂度, 提高可靠性, 建议卫星导航系统当前阶段采用分布式处理算法. 后续, 随着星上计算能力的不断提升, 下一代卫星导航系统将考虑发展集中式自主导航运算, 以进一步提升自主导航性能.

3.2 基于地面锚固支持的半自主导航技术

导航星座完全自主导航期间, 各卫星之间通过星

图4 (网络版彩图)分布式自主导航的轨道与时间同步数据处理流程图

Figure 4 (Color online) The process flow chart of distributed autonomous orbit determination and time synchronization.

间测距保持星座构形. 但是由于星间测距无法与地面参考点发生关系, 星座完全自主导航的计算结果存在对地固坐标系和地面卫星导航系统时间的整体漂移. 锚固站支持的自主导航算法通过引入地面锚固站, 削弱时空基准的整体漂移.

锚固站支持的自主导航算法同样采用分布式的经典Kalman滤波算法. 地面锚固站与导航卫星进行双向单程测量, 可以列出观测方程

$$P_u^i = \sqrt{(X^i - X_u)^T (X^i - X_u)} + c(dt_u - dt^i) + \text{Ion}_u^i + \text{Trop}_u^i + e, \quad (5)$$

其中, X_u 和 X^i 分别为锚固站 u 和导航卫星 i 的三维地心坐标, 锚固站坐标精确已知; P_u^i 为观测得到的伪距; dt_u 和 dt^i 分别为锚固站 u 和卫星 i 的钟差; Ion_u^i 和 Trop_u^i 分别为电离层延迟和对流层延迟, 可以通过模型计算并改正; c 为光速; e 为观测噪声.

完全自主导航算法的时空基准来自初始时刻卫星轨道和钟差参数, 随着时间的推移, 该时空基准逐步退化. 锚固站支持自主导航处理, 如式(5)所示, 锚固站 u 的点位坐标 X_u 精确已知, 其相对于地面BDT的钟差 dt_u 可精确已知. 在运算时锚固站的点位坐标和相对于地面BDT的钟差 dt_u 可被赋予很高的权重. 通过引入锚固站, 可削弱自主导航处理的时空基准漂移.

3.2.1 锚固站对自主导航精度的提升作用

从图5和6可以发现, 锚固站加入后, 自主导航精度提升显著. 其中, 卫星轨道URE由最大4 m减小至最大约1.5 m, 时间基准偏移的现象得到根本解决.

3.2.2 锚固站分布对自主导航精度的影响

以24颗MEO星座为场景, 仿真了完全自主导航和单个锚固站校正下, 运行60 d自主定轨与时间同步结果的误差, 一个锚固站支持时, 评估不同锚固站分布

表 1 集中式和分布式自主导航运算模式的比较

Table 1 The comparison of centralized autonomous navigation and distributed autonomous navigation

	集中式自主导航运算	分布式自主导航运算
估计状态矢量	所有卫星位置、速度和钟差参数	每颗卫星估计自身位置、速度和钟差参数
输入数据	所有卫星星间测距	可视卫星星间测距及预报位置、速度和钟差参数和协方差信息
优点	理论严格, 全局最优解, 精度较高	计算量小, 对星间通信能力要求较低
缺点	计算量大, 对星间通信能力要求高	全局次优, 精度较优

图 5 (网络版彩图)完全自主定轨与时间同步结果. (a) 轨道横平面误差; (b) 轨道误差URE; (c) 卫星钟差相对BDT误差

Figure 5 (Color online) The autonomous orbit determination and time synchronization result in fully autonomous mode. (a) Tangent plane error; (b) orbit error URE; (c) satellite clock offsets relative to BDT.

对自主导航精度的影响. 分别单独比较北京(BJFS)、纽约(NEYK)与巴黎(PARI)三个不同位置锚固站分布下轨道URE与星座时间基准误差MeanClk, 如表2和3所示.

从以上分析可以得出以下结果.

(1) 使用锚固站校正算法, 轨道用户测距误差有效降低, 星座时间基准误差大部分得到消除, 锚固起到了有效的时空基准固定的作用.

(2) 校正误差越小, 自主定轨与时间同步精度越

高. BJFS, NEYK与PARI三个锚固站, NEYK的校正误差最小, 为1.27 ms, 其对应的URE与MeanClk也最小, 分别为1.056 m与3.029 ns, BJFS次之, PARI最差.

(3) 虽然不同锚固站分布的校正能力略有不同, 但总地来说, 校正误差基本相当, BJFS, NEYK与PARI的校正误差都为1–2 ms左右; 不同锚固站分布对自主定轨与时间同步结果的影响很小, 不同锚固站的校正能力也基本相当.

图 6 (网络版彩图)锚固站支持的自主定轨与时间同步结果. (a) 轨道横平面误差; (b) 轨道误差URE; (c) 卫星钟差相对BDT误差

Figure 6 (Color online) The autonomous orbit determination and time synchronization result supported by anchor station. (a) Tangent plane error; (b) orbit error URE; (c) satellite clock offsets relative to BDT.

表 2 不同锚固站分布对应的URE精度统计(单位: m)

Table 2 URE statistics of different anchor station distribution (unit: m)

URE (m)	MEAN	STD	MIN	MAX	RMS
无锚固站	2.865	1.184	0.407	4.220	3.100
BJFS	1.080	0.130	0.736	1.442	1.088
NEYK	1.045	0.149	0.710	1.465	1.056
PARI	1.089	0.131	0.781	1.453	1.097

表 3 不同锚固站分布对应的系统时间基准误差MeanClk统计(单位: m)

Table 3 System time reference error MeanClk statistics of different anchor station distribution (unit: m)

MeanClk (ns)	MEAN	STD	MIN	MAX	RMS
无锚固站	70.492	67.872	-0.060	225.699	97.856
BJFS	3.371	0.393	2.088	4.677	3.394
NEYK	2.922	0.798	0.951	4.953	3.029
PARI	3.479	0.658	1.604	5.414	3.541

3.2.3 锚固站观测时长对自主导航精度的影响

考虑BJFS锚固站支持, 且锚固站工作时与可见MEO卫星建链, 为分析锚固站间断工作时的校正能力与自主定轨结果, 设计多种观测方式, 如表4所示.

以下给出不同方案下自主定轨结果与时间同步精

度, 如图7-9所示.

表5和6分别给出了各种锚固站间断工作方式之下自主定轨与时间同步结果的轨道URE和星座时间基准误差MeanClk精度统计.

从上述分析可以发现, 在锚固站间断工作方式下,

表 4 不同的锚固站间断工作方式

Table 4 Different discontinuous working modes of anchor station

方案	描述
方案一: 12h_1d	连续工作12 h, 然后中断1 d, 然后再连续工作12 h, 再中断...再依次循环
方案二: 12h_7d	连续工作12 h, 然后中断7 d, 然后再连续工作12 h, 再中断...再依次循环
方案三: 24h_7d	连续工作24 h, 然后中断7 d, 然后再连续工作24 h, 再中断...再依次循环

图 7 (网络版彩图)方案一(12h_1d)的自主定轨与时间同步精度. (a) 轨道径向误差; (b) 卫星时间同步误差; (c) 轨道横平面误差; (d) 轨道误差URE; (e) 时间基准误差

Figure 7 (Color online) The accuracy of autonomous orbit determination and time synchronization of scheme 1 (12h_1d). (a) Orbit radial error; (b) clock error; (c) tangent plane error; (d) orbit error URE; (e) time system offsets.

图 8 (网络版彩图)方案二(12h_7d)的自主定轨与时间同步精度. (a) 轨道径向误差; (b) 卫星时间同步误差; (c) 轨道横平面误差; (d) 轨道误差URE; (e) 时间基准误差

Figure 8 (Color online) The accuracy of autonomous orbit determination and time synchronization of scheme 2 (12h_7d). (a) Orbit radial error; (b) clock error; (c) tangent plane error; (d) orbit error URE; (e) time system offsets.

表 5 各种锚固站间断工作方式下轨道URE精度统计

Table 5 The URE statistics in different discontinuous working modes of anchor station

URE (m)	MEAN	STD	MIN	MAX	RMS
12h_1d	1.410	0.183	0.717	1.917	1.422
12h_7d	1.425	0.179	1.063	1.909	1.436
24h_7d	1.241	0.166	0.861	1.723	1.252

图 9 (网络版彩图)方案三(24h_7d)的自主定轨与时间同步精度. (a) 轨道径向误差; (b) 卫星时间同步误差; (c) 轨道横平面误差; (d) 轨道误差URE; (e) 时间基准误差

Figure 9 (Color online) The accuracy of autonomous orbit determination and time synchronization of scheme 3 (24h_7d). (a) Orbit radial error; (b) clock error; (c) tangent plane error; (d) orbit error URE; (e) time system offsets.

表 6 各种锚固站间断工作方式下星座时间基准误差MeanClk精度统计

Table 6 The system time reference error MeanClk statistics of different discontinuous working modes of anchor station

MeanClk (ns)	MEAN	STD	MIN	MAX	RMS
12h_1d	4.479	0.717	3.166	7.055	4.536
12h_7d	4.063	2.435	-1.007	8.399	4.737
24h_7d	1.309	2.558	-4.116	6.328	2.874

其校正效果仍然十分明显, 自主定轨与时间同步结果仍然具有较高的精度, 连续运行60 d, URE不超过2 m, 星

座平均径向误差(RERR)下降, 星座内卫星钟相对误差(CERR)不超过0.2 ns, 星座平均时间基准误差不超过9 ns.

4 自主导航的试验验证

4.1 仿真验证系统的构建

为仿真验证自主导航体系架构、系统流程和关键技术, 我们仿真构建了地面试验系统, 利用仿真平台开展了自主导航技术的试验验证. 主要仿真场景配置见表 7.

表 7 基于工程数据的场景集配置

Table 7 Different scene set configuration based on engineering data

编号	试验场景	试验配置
场景I: 完全自主导航	星座构型: 24MEO+3GEO+3IGSO	星间测量精度: 星间测量不确定度 3 cm 地面上注信息: 精密星历、软件启动参数
场景II: 地面支持自主导航	星座构型: 24MEO+3GEO+3IGSO 地面: 1个锚固站	试验时长: 60 d 滤波算法: 分布式经典Kalman滤波

表 7.

4.2 完全自主导航模式的试验验证

在场景I的30星条件下分别针对星座完全自主运行 60 d, 该场景下所有卫星轨道误差在径向(R)、切向(T)和法向(N)分量以及钟差误差统计图 10 所示.

图 10 (网络版彩图)场景I混合星座误差统计. (a) 混合场景I各星轨道RTN性能; (b) 混合场景I各星轨道RTN均方根; (c) 混合场景I各星自主导航钟差误差; (d) 混合场景I各星钟差误差RMS值

Figure 10 (Color online) The autonomous navigation results of all BDS constellation of scene I. (a) RTN performance of satellites orbit in mixed scene I; (b) RTN RMS of satellites orbit in mixed scene I; (c) clock offsets of autonomous navigation of satellites in mixed scene I; (d) RMS value of satellites clock offsets in mixed scene I.

从场景I中可以看出, 60 d内各星R方向的均方根优于1 m, T方向的均方根优于4 m, N方向的均方根优于3 m, 卫星预报钟差与基准钟差随着时间推移发生偏差漂移, 第60 d大致发散至50 ns.

需要说明的是, 该场景下所有卫星钟差误差呈现相同趋势的漂移. 实际上, 这种漂移体现了在没有地面支持的情形下, 星座自主运行状态下的时间基准漂移. 真正影响用户定位精度的是卫星是否严格时间同步. 以PRN1钟差偏差为基准, 各星时间同步误差如图11所示, 各星相对钟差RMS优于0.2 ns.

从以上结果可以看出, 虽然星座完全自主导航产生时间基准漂移, 但是卫星之间可以做到严格同步, 用户定位精度不受影响.

图 11 (网络版彩图)场景I混星座时间同步结果

Figure 11 (Color online) Time synchronization accuracy of BDS constellation of scene I.

图 12 (网络版彩图)场景II混合星座结果图. (a) 混合场景II各星轨道RTN性能; (b) 混合场景II各星轨道RTN均方根; (c) 混合场景II各星自主导航钟差误差; (d) 混合场景II各星钟差误差RMS值

Figure 12 (Color online) The autonomous navigation results of all BDS constellation of scene II. (a) RTN performance of satellites orbit in mixed scene II; (b) RTN RMS of satellites orbit in mixed scene II; (c) clock offsets of autonomous navigation of satellites in mixed scene II; (d) RMS value of satellites clock offsets in mixed scene II.

4.3 半自主导航模式的试验验证

在场景II的30星下分别针对星座运行60 d, 卫星轨道RTN方向的分量和钟差精度进行了仿真试验, 试验结果如图12所示.

从场景II中可以看出, 60 d内各星R方向的均方根优于0.8 m, T方向的均方根优于3 m, N方向的均方根优于2 m, 卫星预报时钟的绝对钟差不再随着时间推移而发生漂移, 第60 d预报钟差基本可以控制在1 ns以内, 锚固站起到了很好的时间和空间基准的作用.

5 结论

本文完整地介绍了卫星导航系统自主导航技术的设计思想、总体架构设计及主要工作流程, 分析了完全自主和星地观测数据支持的自主导航时空基准保持技术, 并构建了软件仿真试验验证系统, 针对自主导航技术进行了试验验证, 试验结果表明采用经典Kalman分布式处理算法可以实现卫星自主定轨与时间同步, 同时地面星地观测数据的加入可以进一步提升自主导航性能, 为有效提升卫星导航系统自主运行水平奠定基础.

参考文献

- 1 Tang C P, Hu X G, Zhou S S, et al. Centralized autonomous orbit determination of Beidou navigation satellites with inter-satellite link measurements: Preliminary results (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 029501 [唐成盼, 胡小工, 周善石, 等. 利用星间双向测距数据进行北斗卫星集中式自主定轨的初步结果分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 029501]
- 2 Menn M D, Bernstein H. Ephemeris observability issues in the Global Positioning System (GPS) autonomous navigation (AUTONAV). In: *Proceedings of 1994 IEEE Position, Location and Navigation Symposium*. Las Vegas, 1994. 677–680
- 3 Pearlman M R, Degnan J J, Bosworth J M. The international laser ranging service. *Adv Space Res*, 2002, 30: 135–143
- 4 Hofmann-Wellenhof B, Lichtenegger H, Wasle E. *GNSS—Global Navigation Satellite System: GPS, GLONASS, Galileo and More*. Berlin: Springer, 2008
- 5 Ananda M P, Bernstein H, Cunningham K E, et al. Global Positioning System (GPS) autonomous navigation. In: *Proceedings of the IEEE Position Location & Navigation Symposium*. Palms Springs, 2002
- 6 Rajan J. Highlights of GPS II-R autonomous navigation. In: *Proceedings of the Annual Meeting of the Institute of Navigation & Cigt Guidance Test Symposium*. Albuquerque, 2002. 354–363
- 7 Rajan J, Orr M, Wang P. On-orbit validation of GPS IIR autonomous navigation. In: *Proceedings of the Institute of Navigation 59th Annual Meeting*. Albuquerque, 2003. 411–419
- 8 Gill E. Precise GNSS-2 satellite orbit determination based on inter-satellite-links. In: *Proceedings of the 14th International Symposium on Space Flight Mechanics*. Iguassu, 1999
- 9 Rajan J A, Brodie P, Rawicz H. Modernizing GPS autonomous navigation with anchor capability. In: *Proceedings of the International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation*. Portland, 2003. 1534–1542
- 10 Maine K P, Anderson P, Langer J. Crosslinks for the next-generation GPS. In: *Proceedings of the 2003 IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, 2003. 4: 1589–1596
- 11 Luba O, Boyd L, Gower A, et al. GPS III system operations concepts. *IEEE Aerosp Electron Syst Mag*, 2005, 20: 10–18
- 12 Li L L, Geng G T, Li Z H. Study of the development of the inter-satellite links in foreign GNSS (in Chinese). *J Geomat Sci Tech*, 2016, 33: 133–138 [李龙龙, 耿国桐, 李作虎. 国外卫星导航系统星间链路发展研究. 测绘科学技术学报, 2016, 33: 133–138]
- 13 Fernández F A. Inter-satellite ranging and inter-satellite communication links for enhancing GNSS satellite broadcast navigation data. *Adv Space Res*, 2011, 47: 786–801
- 14 Geng T, Liu J N, Zhao Q L, et al. Compass precise orbit determination based on space-ground monitoring network (in Chinese). *Acta Geodaet Cartograph Sin*, 2011, 40: 46–51 [耿涛, 刘经南, 赵齐乐, 等. 星地监测网下的北斗导航卫星轨道确定. 测绘学报, 2011, 40: 46–51]
- 15 Han S, Gui Q, Li J. Establishment criteria, routing algorithms and probability of use of inter-satellite links in mixed navigation constellations. *Adv Space Res*, 2013, 51: 2084–2092
- 16 Li X, Ge M, Dai X, et al. Accuracy and reliability of multi-GNSS real-time precise positioning: GPS, GLONASS, BeiDou, and Galileo. *J Geod*, 2015, 89: 607–635
- 17 Li Z, Gong X, Liu W. Influence of error and prior information to AOD of navigation satellites. *Geomat Infor Sci Wuhan Univ*, 2011, 36: 797–796

- 18 Wang H, Chen Z, Zheng J, et al. A new algorithm for onboard autonomous orbit determination of navigation satellites. *J Navigation*, 2011, 64: S162–S179
- 19 Gang Z, Zhou S, Zhou X, et al. Precise Orbit Determination of BeiDou Satellites Using Satellite Laser Ranging. In: Sun J, Jiao W, Wu H, et al, eds. China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2013 Proceedings. Lecture Notes in Electrical Engineering, Vol 245. Berlin, Heidelberg: Springer. 221–229
- 20 Zhou S S, Hu X G, Wu B, et al. Orbit determination and time synchronization for a GEO/IGSO satellite navigation constellation with regional tracking network. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2011, 54: 1089–1097
- 21 Xu H, Wang J, Zhan X. Autonomous broadcast ephemeris improvement for GNSS using inter-satellite ranging measurements. *Adv Space Res*, 2012, 49: 1034–1044
- 22 Tang C, Hu X, Zhou S, et al. Initial results of centralized autonomous orbit determination of the new-generation BDS satellites with inter-satellite link measurements. *J Geod*, 2018, 92: 1155–1169
- 23 Tang C, Hu X, Zhou S, et al. Improvement of orbit determination accuracy for Beidou navigation satellite system with two-way satellite time frequency transfer. *Adv Space Res*, 2016, 58: 1390–1400
- 24 Song X Y. Study on the Orbit Determination of COMPASS Navigation Satellites (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Xi'an: University of Chang An, 2008 [宋小勇. COMPASS导航卫星定轨研究. 博士学位论文. 西安: 长安大学, 2008]
- 25 Wang C, Zhao Q, Guo J, et al. The contribution of intersatellite links to BDS-3 orbit determination: Model refinement and comparisons. *Navigation*, 2019, 66: 71–82
- 26 Gong X Y, Cai S H. Influence of anchors on the precision of autonomous navigation for BDS. *Bull Survey Mapp*, 2020, 4: 68–75; Li Z H, Gong X Y, Liu W K. Influence of error and prior information to AOD of navigation satellites (in Chinese). *Geomat Infor Sci Wuhan Univ*, 2011, 36: 797–801 [李征航, 龚晓颖, 刘万科. 误差与先验信息对导航卫星自主定轨的影响研究. 武汉大学学报信息科学版, 2011, 36: 797–801]
- 27 Liu L, Zhu L F, Han C H, et al. The model of radio two-way time comparison between satellite and station and experimental analysis. *Chin Astron Astrophys*, 2009, 33: 431–439
- 28 Chen J P, Hu X G, Tang C P, et al. SIS accuracy and service performance of the BDS-3 basic system. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2020, 63: 269511

Research and verification of the autonomous navigation technology of GNSS

WANG Wei^{1,3}, GAO WeiGuang¹, TANG ChengPan^{2*}, YE XiaoZhou⁴, LU Jun¹,
LIU Cheng¹, CHANG JiaChao³, LIU WenXiang⁴, SU ChenGeng¹,
CHEN YanLing² & WANG HaiHong⁵

¹ Beijing Institute of Tracking and Communication Technology, Beijing 100094, China;

² Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

³ Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201203, China;

⁴ College of Electronic Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

⁵ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

This paper discusses the important role of autonomous navigation capability in the development of Global Navigation Satellite Systems (GNSS) based on the current status of major GNSS designs. The architecture design for autonomous navigation by a GNSS, mainly comprising the system composition and operational process, is discussed in detail. The key technology that maintains the time and spatial reference of an autonomous navigation system is also discussed. This paper then studies the filtering algorithm, the filtering state noise covariance matrix, and the processing method of satellite-borne data based on inter-satellite observations. It also proposes a semi-autonomous navigation method based on ground observation data (anchor stations), and compares the performances of automatic navigation with different layouts and numbers of anchor stations and different observation periods. The autonomous navigation performance was evaluated in a ground-simulation test system under different GNSS deployment stages and operation modes. The accuracy of orbit determination and time synchronization of GNSS were then verified in fully autonomous and semi-autonomous navigation modes. The results provide an important reference for automating the navigation service of GNSS.

Global Navigation Satellite System (GNSS) autonomous navigation, orbit determination and time synchronization, experimental verification

PACS: 95.10.Eg, 06.30.Ft, 91.10.Fc, 96.25.Vt

doi: [10.1360/SSPMA-2020-0236](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2020-0236)