

导航星座自主导航技术研究

帅平, 曲广吉, 陈忠贵

(中国空间技术研究院总体部, 北京 100094)

[摘要] 导航星座自主导航日益成为新一代卫星导航系统的主要研究方向。在系统地论述导航星座自主导航的信息处理流程的基础上, 重点提出了导航星座自主导航的关键技术, 包括卫星星历与时钟参数的长期预报技术、星间测距与通信链路的建立和维持技术、星座卫星自主时间同步技术、星座卫星自主星历更新技术、自主导航信息处理的鲁棒滤波技术、星座整体旋转建模技术, 以及地球自转及极移参数的长期预报技术。详细分析了关键技术实施途径, 论证了相关数学模型。最后, 对星座卫星自主时间同步与星历更新算法进行了系统仿真, 结果表明: 通过星载滤波器处理星间双向测量数据, 不断地修正卫星时钟和星历参数, 能够高精度实现星座卫星时间同步和星历更新, 初步展示星座自主导航信息处理流程及其关键技术算法的合理性和可行性。

[关键词] 导航星座; 自主导航; 信息处理流程; 系统仿真

[中图分类号] V448; V474.25 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2006)03-0022-09

1 引言

导航星座自主导航是指星座卫星在长时间得不到地面测控系统支持的情况下, 通过星间双向测距、数据交换以及星载处理器滤波处理, 不断修正地面站注入的卫星长期预报星历及时钟参数, 并自主生成导航电文和维持星座基本构形, 满足用户高精度导航定位应用需求的实现过程。采用自主导航技术能够有效地减少地面测控站的布设数量, 减少地面站至卫星的信息注入次数, 降低系统维持费用, 实时监测导航信息完好性, 增强系统的生存能力。在有地面测控系统支持的情况下, 通过星间双向测距能够提供一种独立的校验卫星星历及时钟参数的手段, 进一步改善系统性能和提高导航定位精度。因此, 导航星座自主导航技术的研究不仅具有重要的学术理论和工程应用价值, 而且具有极高的军事意义和经济意义, 日益成为新一代卫星导航系统研究的热门课题。

当前, GPS系统拥有29颗在轨卫星, 其中12颗Block II R和1颗Block II R-M卫星系列(见封面右下图)具有自主导航功能, 但尚未形成有效的空间星座分布几何构图, 不能实现现在自主导航数据处理。从地面控制中心后处理结果分析表明, 通过星间双向测量数据的滤波处理, 能够满足用户测距误差(URE)小于6m的设计指标要求, 卫星自主导航性能得到初步验证^[1,2]。预计到2011年, GPS Block II和II A卫星系列基本上被替换完毕, 星座将由具有自主导航功能的30余颗卫星组成, 其中除Block II R和II R-M卫星系列外, 还包括18颗Block II F卫星系列(见封面左上图), GPS卫星自主导航将进入全面运行阶段^[3,4]。此外, 俄罗斯正在研制新型导航卫星系列GLONASS-K, 将增加星间链路功能; 欧洲的Galileo系统也有卫星自主导航的发展规划。

笔者从工程实现角度, 详细地论述导航星座自主导航的信息处理流程, 着重提出导航星座自主导

[收稿日期] 2005-11-10; 修回日期 2005-12-12

[作者简介] 帅平(1971-), 男, 贵州六盘水市人, 中国空间技术研究院总体部高级工程师、博士后, 主要从事卫星导航系统技术、组合导航技术和鲁棒滤波技术方面的研究

航的关键技术及其实现途径，并对星座卫星自主时间同步及星历更新算法进行系统仿真。

2 导航星座自主导航的信息处理流程

导航星座自主导航的基本原理是由地面主控中心统一分析和处理地面监测站跟踪测量数据，并生

成长期预报星历及时钟参数；星间链路提供星间双向测量伪距和数据通信；星载处理器分散处理星座测量数据，自主更新星历及时钟参数，从而自主编制导航电文和控制指令，提供高精度导航信息。图 1 给出了实现导航星座自主导航的原理框架及信息流程，具体实施步骤可以概括如下：

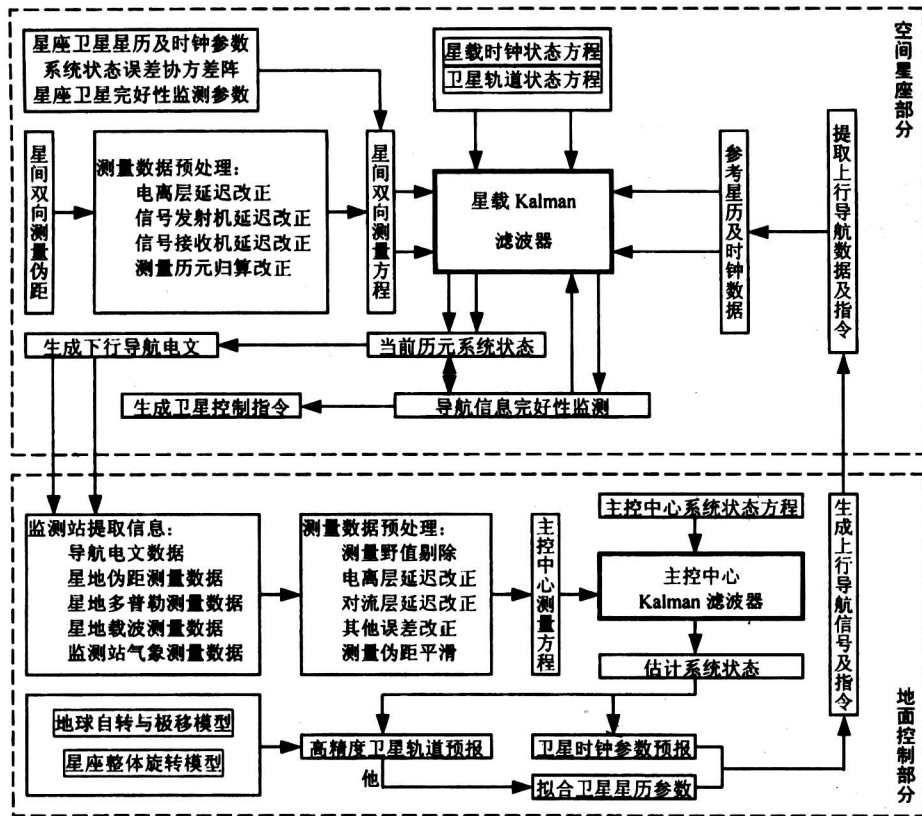


图 1 导航星座自主导航信息处理流程

Fig.1 Information processing flow for the autonomous navigation of navigation constellation

1) 地面跟踪测量与数据处理 地面监测站对星座卫星进行跟踪测量，提取各项测量数据并做预处理；主控中心接收监测站测量数据，组成测量方程和系统状态方程，利用主控站 Kalman 滤波器估计系统状态；进一步调用各种算法模型，拟合得到长期预报星历及时钟参数，从而产生上行导航信号及控制指令，由注入站发送至卫星。上行信号及指令注入周期由卫星星历及时钟参数的长期预报时间间隔确定。

2) 星间双向测距与数据交换 采用时分多址 (TDMA) 的扩频通信技术，若给每颗卫星分配 1.5 s 的时间间隙，则卫星在此间隙内以超高频 (UHF) 双载波频率播发测距码信号，其余卫星则

处于信号接收状态。对于具有 24 颗卫星的导航星座来说，在 36 s 的时间周期内就可以完成星座卫星播发测距信号的遍历，称之为测距帧。下一个 36 s 时间周期用作星间数据通信，即完成星座卫星播发数据信号的遍历，称之为数据帧。这样，在星座内相互可见的 2 颗卫星之间就实现了双向伪距测量和数据交换。星间数据交换的内容主要包括星间测量伪距、卫星星历及时钟参数、先验误差协方差阵数据以及卫星完好性监测参数等。

3) 星间测量伪距改化及滤波处理 对于星间双向测量伪距需要进行预处理，包括电离层延迟改正、信号发射机延迟改正、信号接收机延迟改正、测量伪距平滑以及测量历元归算改正等。这种经过

测量误差改正和历元归算改正的伪距,称之为改化伪距。最后,利用改化伪距组成星间测量方程,调用系统状态方程,经星载 Kalman 滤波器估计得到卫星星历及时钟参数。

4) 卫星自主生成导航电文与运行管理 卫星自主利用滤波估计的系统状态不断修正参考星历及时钟参数,从而生成下行导航电文,播发至用户接收机。同时,卫星还具有实时导航信息完好性监测机制,并根据卫星测定的轨道和姿态参数,自主编制、产生和执行控制指令,进行卫星姿态控制和星座构形保持等。

3 导航星座自主导航关键技术及实现途径

导航星座自主导航涉及诸多关键技术,主要包括卫星星历及时钟参数的长期预报技术、星间测距与通信链路的建立和维持技术、星座卫星自主时间同步技术、星座卫星自主星历更新技术、自主导航信息处理的鲁棒滤波技术、星座整体旋转建模技术以及地球自转与极移参数的长期预报技术等^[5]。下面详细分析其技术实现途径,推证相关算法模型。

3.1 卫星星历及时钟参数长期预报技术

地面注入的长期预报星历及时钟参数是星座长时间自主导航运行的外部基准数据,其技术难点在于构造主控中心滤波器的系统状态方程,需要考虑高阶地球非中心引力摄动、日月引力摄动和太阳光压摄动等对卫星轨道的影响。对于某一参考历元 t ,线性化的系统状态方程可以表示为

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)\Delta P(t) + \Gamma(t)W(t) \quad (1)$$

式中 $X(t)$ 为系统状态,包括星座卫星位置及速度误差分量、卫星时钟参数、监测站时钟参数、监测站位置误差分量、电离层延迟残余项、对流层延迟残余项、太阳光压摄动待估参数以及极移残余项等; $A(t)$ 为系统状态转移矩阵; $B(t)$ 为摄动项系数矩阵; $\Delta P(t)$ 为卫星轨道摄动; $\Gamma(t)$ 为系统噪声驱动矩阵; $W(t)$ 为系统噪声向量。

经过主控中心 Kalman 滤波器处理和固定点平滑得到全部系统状态参量,从而可以利用相应的预报模型对卫星轨道及时钟参数进行长期预报。卫星轨道预报模型较为复杂,除考虑上述的主要摄动误差源外,还要估计地球反照辐射摄动、大气阻力摄动、地磁力摄动、海洋潮汐摄动和固体潮汐摄动等

对卫星轨道的长期影响。同时,星座的整体旋转以及地球自转和极移误差也会使卫星轨道产生漂移。因而卫星轨道长期预报模型可以表示为

$$\dot{X} = F(X, t) + \Delta P_x + \Delta R_r + \Delta R_{ep} \quad (2)$$

式中 X 为卫星位置及速度分量; $F(X, t)$ 为卫星轨道预报基本模型函数; ΔP_x , ΔR_r , 和 ΔR_{ep} 分别为轨道摄动误差项、星座整体旋转误差项以及地球自转和极移误差项。利用多步数值积分方法可以得到预报卫星位置及速度分量,并采用相应的数学模型和最小二乘拟合算法,得到适合于导航电文格式的卫星星历。

相比之下,卫星时钟参数的预报模型较为简单,依据星载原子时钟性能和滤波估计时钟参数,可以得到刻画时钟性能的时间多项式函数。

3.2 星间测距与通信链路的建立和维持技术

星间测距与通信链路是导航星座实现自主导航的核心技术,也是自主导航卫星有效载荷的重要组成部分,由星间信号发射机、信号接收机、馈电网络、发射天线单元、接收天线单元以及信号与数据处理单元组成,其主要功能包括星间双向伪距测量、数据通信和控制指令分发等。建立和维持星间链路需要研究星座构形、通信体制、工作频率和天线赋形等方面的问题。

对于导航星座内的一颗卫星来说,既可建立同轨道面的前向链路和后向链路,也可建立异轨道面的侧向链路,通过星间链路拓扑结构分析研究表明^[5]:采用 Walker 24/6/1 较 Walker 24/3/2 星座构形有利于建立固定的星间链路,获得较小的自主导航精度因子 (ADOP),构造天线波束赋形,降低信号发射功率,提高星间测距精度和数据通信效率。采用 TDMA 的跳变扩频通信体制,星间链路信号发射天线和接收天线分离,以及双频率星间测距的工作模式,有利于解决卫星平台的电磁兼容问题。对于星间链路工作频率,若采用固定波束天线,较高的工作频率将增加路径损耗,链路信息传输能力下降;若不限天线波束宽度,较高的工作频率有利于减小天线的结构尺寸,改善链路数据传输效率,但增加波束指向控制的复杂性和信号捕获难度,且难于满足多址链路运行对空域宽覆盖范围的要求。星间发射天线波束可设计为“马鞍形”或“环带波束形式”的双绕锥螺旋天线,通过调节天线增益满足实际应用要求;接收天线采用由 9 个辐射单元组成的平面直射阵列,其中 1 个单元位于阵列中心,

其余8个单元围绕中心单元均匀布置,且馈电相位与中心单元反相,馈电幅度按比例配置。

3.3 星座卫星自主时间同步技术

星座卫星时间同步是实现高精度导航定位的前提,通过建立星载时钟系统状态方程和星间测量伪距差方程,利用星载时间同步 Kalman 滤波器实时估计时钟系统状态,不断更新卫星时钟参数,从而实现星座卫星自主时间同步。

1) 时钟系统状态方程 对于自主导航卫星来说,星载原子时钟频率漂移补偿残差对时间同步精度的影响可以忽略^[6],因而星载原子时钟系统模型可以采用2个状态分量的线性离散系统来表示,即

$$\mathbf{X}_k = \Phi_{k-1,k} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} \quad (3)$$

式中 $\mathbf{X}_k = \begin{bmatrix} a_{0,k} \\ a_{1,k} \end{bmatrix}$; $\Phi_{k-1,k} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$; $\mathbf{W}_{k-1} = \begin{bmatrix} w_{\varphi,k-1} \\ w_{f,k-1} \end{bmatrix}$; $a_{0,k}$, $a_{1,k}$ 分别为 t_k 历元的卫星时钟偏差(相位误差)及其频率误差; Δt 为滤波周期; $w_{\varphi,k-1}$, $w_{f,k-1}$ 分别为 t_{k-1} 历元的时钟相位噪声和频率噪声,具体统计特性由选用时钟频率稳定度的 Allan 方差确定。

频率稳定度是衡量原子时钟性能的重要技术指标,用于描述时钟输出频率受噪声影响而产生的随机起伏程度,通常采用 Allan 方差表达为^[7]

$$\sigma_y^2(\tau) = \frac{2\pi^2 h_{-2}}{3} \tau + 2 \ln 2 h_{-1} + \frac{h_0}{2} \frac{1}{\tau} + \frac{h_1 [6 + 3 \ln(2\pi f_h \tau) - \ln 2]}{4\pi^2} \frac{1}{\tau^2} + \frac{3f_h h_2}{4\pi^2} \frac{1}{\tau^2} \quad (4)$$

式中 τ 为采样间隔; h_α 为与噪声过程 α 有关的系数, α 取值为 -2 , -1 , 0 , 1 和 2 , 分别对应调频随机游走噪声、调频闪变噪声、调频白噪声、调相闪变噪声以及调相白噪声等5种噪声过程。可见,时钟系统噪声为有色噪声,在 Kalman 滤波之前需要对其进行白色化处理。依据 Allan 方差与 Kalman 滤波统计特征参数之间的相互关系,有色系统噪声可以被转化为零均值的高斯白噪声^[8,9]。

2) 星间双向伪距差测量方程 设星座中有2颗相互可见卫星 S_i 和 S_j , 针对某一参考历元 t_k 可以写出星间双向伪距测量方程分别为

$$\bar{\rho}_{ij} = D + c\delta t_i - c\delta t_j + n_{ij} \quad (5)$$

$$\bar{\rho}_{ji} = D + c\delta t_j - c\delta t_i + n_{ji} \quad (6)$$

式中 $\bar{\rho}_{ij}$, n_{ij} 分别为从卫星 S_j 到 S_i 的改化伪距和测量噪声; $\bar{\rho}_{ji}$, n_{ji} 分别为从卫星 S_i 到 S_j 的改化伪距

和测量噪声; δt_i , δt_j 分别为卫星 S_i 和 S_j 的钟差,亦可用 a_{0i} 和 a_{0j} 表示; c 为光速; D 为卫星 S_i 和 S_j 之间的几何距离。将式(5)和式(6)两边相减,得到含有卫星时钟参数信息的伪距差测量方程为

$$\bar{\rho}_{ij} - \bar{\rho}_{ji} = 2c(\delta t_i - \delta t_j) + n_{ij} \quad (7)$$

式中 n_{ij} 为双向伪距差测量噪声,被视为零均值的高斯白噪声。

3.4 星座卫星自主星历更新技术

由于卫星轨道长期预报模型存在偏差,地面注入的长期预报星历误差较大,尚不能直接播发给用户使用。因此,需要建立卫星受摄轨道系统状态方程,并利用星间双向测量数据组成测量方程,经星载星历更新 Kalman 滤波器处理,估计短期轨道摄动引起的系统状态误差,不断修正卫星星历参数,满足用户高精度导航定位要求。

1) 卫星受摄轨道系统状态方程 在地心惯性坐标系统 (ECI J2000) 中,经线性化的卫星受摄轨道系统状态方程可以表示为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{A} + \mathbf{W} \quad (8)$$

式中 $\mathbf{X} = [dx \ dy \ dz \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$, 分别为卫星在 ECI J2000 中的位置和速度误差分量; $\mathbf{A} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$, 为卫星在 ECI J2000 中摄动加速度分量;

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ \mathbf{F}_{21} & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{F}_{21} =$$

$$\begin{bmatrix} -\left(1 - 3\frac{x^2}{r^2}\right)\frac{\mu}{r^3} & 3\frac{xy}{r^3}\mu & 3\frac{xz}{r^3}\mu \\ 3\frac{xy}{r^3}\mu & -\left(1 - 3\frac{y^2}{r^2}\right)\frac{\mu}{r^3} & 3\frac{yz}{r^3}\mu \\ 3\frac{xz}{r^3}\mu & 3\frac{yz}{r^3}\mu & -\left(1 - 3\frac{z^2}{r^2}\right)\frac{\mu}{r^3} \end{bmatrix},$$

$r = (x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{1}{2}}$, 0 , \mathbf{I} 分别为 3×3 阶 0 矩阵和单位矩阵, μ 为地球引力常数; $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$; \mathbf{W} 为系统过程噪声向量。

由于星间双向测量数据处理的滤波周期较短,因此卫星轨道摄动模型可以简化,仅考虑 5×5 阶地球非中心引力摄动、日月引力摄动和太阳光压摄动对卫星轨道的影响。在实际工程应用中,上述系统过程噪声方差通常难于确定,因而需要采用自适应 Kalman 滤波技术加以处理。此外,还可以适当增加其他短期变化参量作为系统状态,以提高轨道短时预报精度。

2) 星间双向伪距和测量方程 将式 (5) 和式 (6) 两边相加, 得到含有卫星位置坐标分量的伪距和测量方程为

$$\bar{\rho}_{ij} + \bar{\rho}_{ji} = 2D + n_p \quad (9)$$

式中 n_p 为双向伪距和测量噪声, 被视为零均值的高斯白噪声。

3.5 自主导航信息处理的鲁棒滤波技术

在自主导航星座中, 星座导航信息处理是由每颗卫星分散完成的, 要求导航信息处理滤波算法具有良好的鲁棒性能, 能够进行实时故障检测、隔离与系统重构, 以确保导航信息的可靠性和完好性。通常采取两种算法, 即经典算法和现代鲁棒滤波算法。

1) 系统故障检测、隔离与重构的经典算法 基于概率与数理统计原理的 χ^2 检验法是一种经典的故障检测算法。设 t_k 时刻某一离散型线性动力学系统的状态方程和测量方程可以分别表示为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (10)$$

式中 \mathbf{X}_k 为系统状态向量; $\Phi_{k,k-1}$ 为一步状态转移矩阵; Γ_{k-1} 为系统噪声驱动矩阵; \mathbf{Z}_k 为测量向量; \mathbf{H}_k 为测量矩阵; \mathbf{W}_{k-1} , \mathbf{V}_k 分别为系统激励噪声序列和测量噪声序列, 且满足 Kalman 滤波对噪声统计特性的要求, 则 Kalman 滤波基本方程可以表示为

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \\ \mathbf{P}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \\ \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}) \\ \mathbf{P}_k = [\mathbf{P}_{k/k-1} + \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k]^{-1} \end{cases} \quad (11)$$

式中 \mathbf{K}_k 为滤波增益矩阵; \mathbf{P}_k 为误差协方差矩阵; \mathbf{Q}_{k-1} 为系统噪声方差矩阵; \mathbf{R}_k 为测量噪声方差矩阵。利用测量残差 (新息) 向量 \mathbf{e}_k 可以构造故障检测函数:

$$\lambda_k = \mathbf{e}_k^T \mathbf{D}_k^{-1} \mathbf{e}_k \quad (12)$$

式中 $\lambda_k \sim \chi^2(m)$; $\mathbf{e}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}$; $\mathbf{D}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k$ 。依据二元假设检验原理, 若 λ_k 大于报警门限, 则测量数据有故障; 反之, 则无故障出现。

为了进行系统故障隔离与重构, 可以设计两个滤波器, 一个主滤波器和一个副滤波器。在正常情

况下, 用主滤波器估计系统状态来更新导航电文数据。一旦主滤波器检测到测量数据存在故障, 可以采用冗余数据组合算法, 剔除有问题的数据, 启用副滤波器重构系统状态输出, 主滤波器被切换为副滤波器使用。在整个导航信息处理过程中, 两个滤波器可以相互备份, 从而提高导航信息的可靠性和完好性。

2) 现代鲁棒滤波算法 Kalman 滤波算法是基于 H_2 范数准则导出的, 要求对代表实际物理系统的数学模型的噪声统计特性具有足够的先验知识。如果数学模型不能与实际物理系统及工作环境精确匹配, 滤波器就不可能获得可靠的系统状态估计。严格地说, 没有一个数学模型能够完全用来刻画真实物理系统在实际工作环境下的输入与输出行为。而基于 H_∞ 范数理论推导的滤波算法, 不需要系统噪声和测量噪声的先验统计知识, 对系统状态初值的选取也没有任何特殊要求, 对实际工程应用环境有较好的适应性和鲁棒性能^[10]。 H_∞ 滤波递推计算基本方程可以表示为

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = \Phi_k \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \\ \hat{\mathbf{K}}_k = \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \\ \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \hat{\mathbf{K}}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}) \\ \hat{\mathbf{G}}_k = [\hat{\mathbf{P}}_k^{-1} + (\mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k - \gamma^{-2} \mathbf{I})]^{-1} \\ \hat{\mathbf{P}}_{k+1} = \Phi_k \hat{\mathbf{G}}_k \Phi_k^T + \Gamma_k \mathbf{Q}_k \Gamma_k^T \end{cases} \quad (13)$$

式中的符号定义与式 (11) 类似, γ 取值要求满足下列约束条件:

$$\gamma^2 \mathbf{I} - \hat{\mathbf{P}}_k (\mathbf{I} + \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{P}}_k)^{-1} > 0 \quad (14)$$

比较式 (11) 和式 (13) 可以看到, 除误差协方差阵的计算形式略有不同外, H_∞ 滤波和 Kalman 滤波在形式上是极为相似的。当 $\gamma \rightarrow \infty$ 时, $\hat{\mathbf{X}}_k \rightarrow \hat{\mathbf{X}}_k$ 。可见, Kalman 滤波是一种将扰动或噪声转换成状态估计误差的转换算子矩阵具有无穷大范数的 H_∞ 滤波, 说明其鲁棒性能相对较差。

数值试验结果表明: 当系统模型与实际工作环境条件良好匹配时, Kalman 滤波的系统状态估计精度优于 H_∞ 滤波; 当系统模型偏离实际工作环境条件时, Kalman 滤波失效, H_∞ 滤波能够获得具有较高精度的系统状态估计^[11]。因此, 在实际工程应用中, H_∞ 滤波可以作为 Kalman 滤波的有效备份算法, 以增强卫星自主导航信息处理的鲁棒性能。

3.6 星座整体旋转建模技术

对于自主导航星座来说, 星座整体旋转误差是不可观测量, 将会造成星座整体相对于惯性坐标框架漂移。随着星座旋转误差的累积, 系统提供的导航定位精度逐渐下降。在处理自主导航星座旋转误差的过程中, 需要注意两方面的问题: 一是由于存在建模误差, 使星座旋转误差得不到正确处理, 造成星座虚假旋转, 可能导致星载滤波器发散的问题; 二是如何确定星座旋转误差在地面控制中心滤波器和星载滤波器中的比例分配问题。

在星载滤波器估计的星座卫星 6 个轨道参数中, 只有升交点赤经 Ω 、倾角 i 和近地点幅角 ω 轨道参数与确定星座的空间方位有关, 星座空间方位轨道参数估计值与星座整体旋转量的差值可以表示为

$$s = \hat{S} - A\theta \quad (15)$$

式中 $\hat{S} = [\hat{S}_1^T \ \hat{S}_2^T \ \cdots \ \hat{S}_N^T]^T$, $\hat{S}_j = [\delta\Omega \ \delta i \ \delta\omega]^T$; $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$, 表示星座旋转的 Euler

$$\text{矢量; } A = \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_N \end{bmatrix}, \quad A_j = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Omega_j}{\partial \theta_x} & \frac{\partial \Omega_j}{\partial \theta_y} & \frac{\partial \Omega_j}{\partial \theta_z} \\ \frac{\partial i_j}{\partial \theta_x} & \frac{\partial i_j}{\partial \theta_y} & \frac{\partial i_j}{\partial \theta_z} \\ \frac{\partial \omega_j}{\partial \theta_x} & \frac{\partial \omega_j}{\partial \theta_y} & \frac{\partial \omega_j}{\partial \theta_z} \end{bmatrix}, \quad j \text{ 为星}$$

座卫星的序号, $j = 1, 2, \dots, N$ 。

考虑 $s^T W s$ 为最小, 利用最小二乘方法估计得到 $\hat{\theta}$, 其中 W 为时变函数加权矩阵。为了避免由于系统建模误差而造成星座的虚假旋转, 在星载滤波处理中增加关于 $\hat{\theta}$ 的约束条件, 将星座旋转误差分成地面和星上两个部分进行分析与处理, 可以有效地抑制星座整体旋转误差累积^[12]。

3.7 地球自转与极移参数的长期预报技术

在星座卫星自主导航数据处理过程中, 要求已知地球自转速率和极移参数, 以便计算地心地固坐标系 (ECEF) 相对于地心惯性坐标系 (ECI) 的旋转角加入到导航电文中, 从而地面用户接收机能够实时获取卫星在 ECEF 中的位置及速度分量, 进行导航定位计算。然而, 由于受到地球自转速率非均匀性和极移误差的影响, 以致 ECEF 相对于 ECI 产生漂移, 卫星轨道误差随时间积累, 用户导航定位精度下降。

地球自转角速率误差表现为 UT1 - UTC 时间差异, 其年漂移量约为 1 s。为了保持 UT1 与 UTC 时间系统的一致性, 每年需要对 UTC 时间做一次跳

秒校正。地球自转的全球监测数据, 由国际计量局 (BIPM) 统一分析和处理, 并周期公布 UT1 - UTC 值。目前, 国际普遍采用 UT1 - UTC 时间差短期预报模型为

$$\text{UT1} - \text{UTC} =$$

$$a + bt + \sum_{i=1}^n \left[c_i \sin\left(\frac{2\pi it}{365}\right) + d_i \cos\left(\frac{2\pi it}{365}\right) \right] \quad (16)$$

式中 a , b , c_i 和 d_i 为模型待定系数。采用该模型的 40 d 预报精度达到 3.7 ms, ECEF 相对于 ECI 的旋转误差角为 0.056"; 180 d 预报精度达到 50 ms, 旋转误差角为 0.75"^[13]。对于轨道高度为 20 184 km 的 GPS 卫星星座, 产生的轨道误差分别 7 m 和 97 m。显然, 该模型不能满足星座长时间自主导航应用要求, 需要深入研究地球自转的长期预报模型。

相比之下, 极移误差使 ECEF 相对于 ECI 漂移的误差量级较小, 且易于建模预报。采用现有模型的长期预报精度达到 0.02", 可以满足星座自主导航应用要求。

4 星座自主时间同步与星历更新仿真算例

设计导航星座为 Walker 24/6/1 (星座包括 24 颗卫星, 均匀分布在 6 个轨道平面上, 相邻轨道间对应卫星之间的相位角系数为 1), 轨道倾角为 55°, 轨道高度为 21 770 km (见图 2)。在系统仿真中, 星间链路发射天线为环形波束赋形天线, 波束环带为 15° ~ 45°; 星载时钟采用铷原子时钟频标, 仅考虑调频随机游走噪声和调频白噪声对时钟频率稳定性的影响, 其相应的噪声系数 $h_{-2} = 4.0 \times 10^{-34}$; $h_0 = 2.0 \times 10^{-22}$; 星载时钟初始相位和频率误差分别为 20 ns, 2×10^{-12} Hz; 卫星初始轨道及速度误差分别为 20 m, 2 m/s; 星间双向等效伪距测量精度为 2 m; 滤波采样周期为 3 600 s; 仿真时间为 200 d。

图 3 展示了星载时钟的 Allan 方差曲线, 为了绘图方便, 其横轴 τ 和纵轴 $\sigma_y(\tau)$ 均取常用对数值。可见, 星载时钟 1 s, 1 000 s 和 1 d 的频率稳定度分别达到 1.0×10^{-11} , 3.2×10^{-13} 和 4.0×10^{-14} 。根据时钟频率稳定度, 可计算得到 24 颗卫星 200 d 的时钟偏差如图 4 所示。从图中可以看到, 星载原子钟系统参数在长时间得不到修正的情况下, 依赖时钟性能进行时间保持, 时钟误差随时间逐渐累积, 星座卫星相互之间不可能完成时间同步。

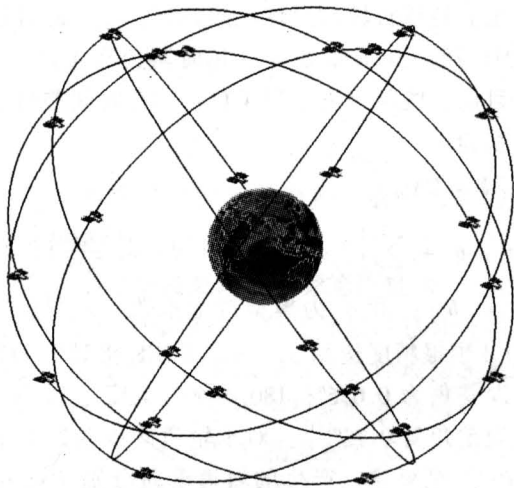


图 2 Walker 24/6/1 星座构形

Fig.2 Constellation formation Walker 24/6/1

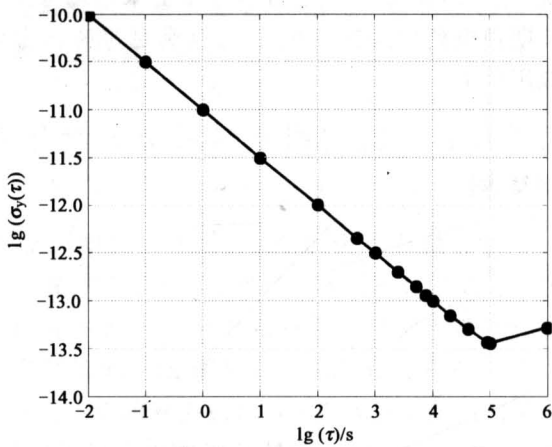


图 3 星载原子时钟 Allan 方差曲线

Fig.3 Allan variance graph for the on-board atomic clock

分别利用星座卫星时间同步和星历更新 Kalman 滤波器处理星间双向测量数据，得到星座卫星时钟偏差、三维轨道误差和径向轨道误差序列，分别如图 5、图 6 和图 7 所示。统计星座自主时间同步精度、三维轨道确定精度和径向轨道精度分别为 2.25 ns, 5.40 m 和 1.58 m。顾及卫星时钟和轨道误差，则 URE 可以表达为^[14]

$$USE = [e_r^2 + e_{cl}^2 + 0.0192(e_{at}^2 + e_{ct}^2) + 2\rho_{rc}e_re_{cl}]^{1/2} \quad (17)$$

式中 e_r , e_{at} , e_{ct} 分别为卫星轨道径向、切向和法向误差； e_{cl} 为卫星钟差修正量误差； ρ_{rc} 为卫星轨道径向误差及其时钟误差的相关性系数。从而，计算

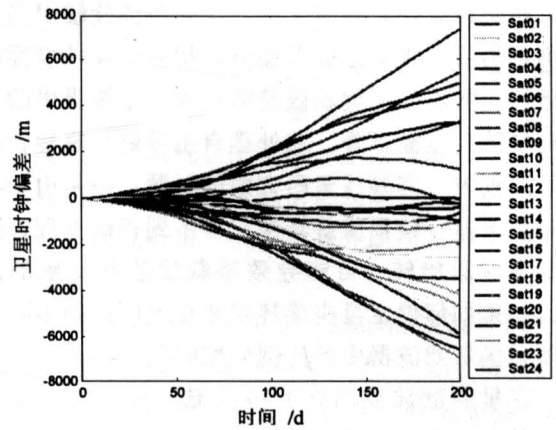


图 4 星座卫星时钟偏差

Fig.4 Biases of the on-board clocks derived from the frequency stability

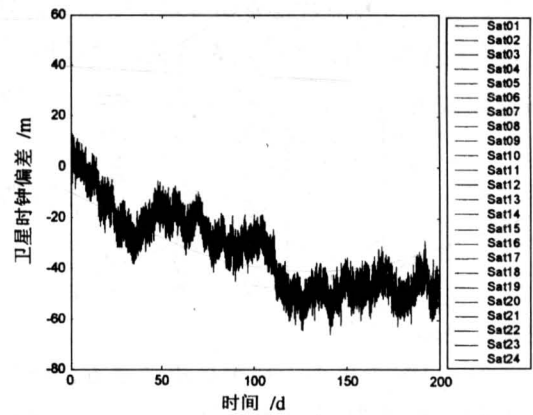


图 5 基于 Kalman 滤波的星座卫星时钟偏差

Fig.5 Biases of the on-board clocks derived from the Kalman filtering

得到 URE 时间序列如图 8 所示。

从图 5 至图 8 可以看到，通过星间双向测量数据的滤波处理，能够实现星座卫星时间精密同步和高精度确定卫星轨道；卫星径向轨道误差较小，有利于获得较小的 URE 值，滤波收敛后的最大 URE 值小于 6 m；由于星座平均时间是不可观测的，以致星座时间相对于地面主控中心时间基准逐渐漂移，但这不会影响用户的导航定位精度，只是将用户接收机时间统一到星座时间系统而已。

5 结语

在系统地论述导航星座自主导航的基本框架结构及其信息处理流程的基础上，提出了实现导航星

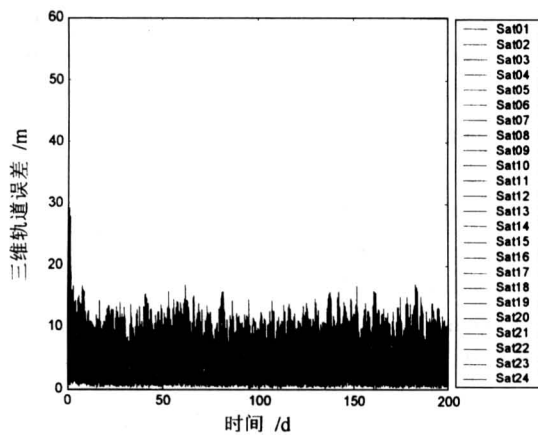


图 6 基于 Kalman 滤波的卫星三维轨道误差

Fig.6 Orbit errors derived from the Kalman filtering

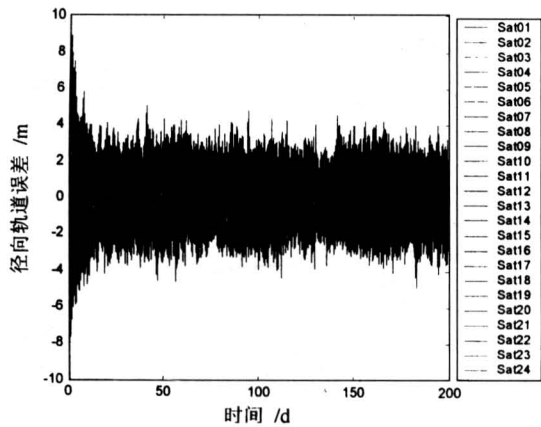


图 7 基于 Kalman 滤波的卫星径向轨道误差

Fig.7 Radial orbit errors derived from the Kalman filtering

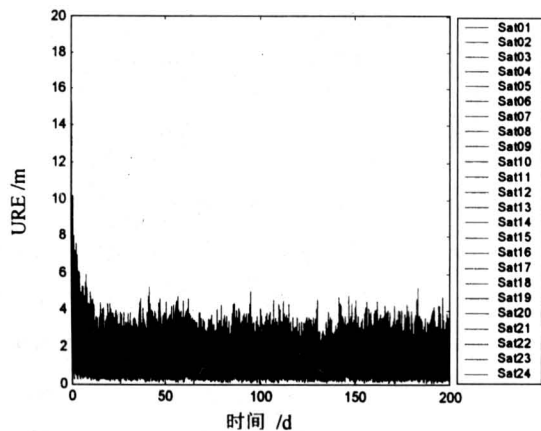


图 8 自主导航星座用户测距误差 (URE)

Fig.8 User ranging errors (URE) for the autonomous navigation constellation

的长期预报技术、星间测距与通信链路的建立和维护技术、星座卫星自主时间同步技术、星座卫星自主星历更新技术、自主导航信息处理的鲁棒滤波技术、星座整体旋转建模技术以及地球自转与极移参数的长期预报技术，并从工程实现角度详细分析和论证了技术实施途径和数学模型，同时，对星座自主时间同步和星历更新算法进行系统仿真。结果表明，通过滤波器处理星间双向测量与交换数据，不断修正卫星星历及时钟参数，实现了星座卫星时间精密同步，获取了高精度的卫星星历，初步展示了星座自主导航信息处理流程及关键技术算法的合理性和可行性。

参考文献

[1] Rajan J A. Highlights of GPS II - R autonomous navigation [A]. In Proceedings of the ION 58th Annual Meeting [C]. Albuquerque, NM, June 24—26, 2002. 354 ~ 363

[2] Rajan J A, Orr M. On-orbit validation of GPS II - R autonomous navigation [A]. In Proceedings of the ION 59th Annual Meeting [C]. Albuquerque, NM, June 23—25, 2003. 411 ~ 419

[3] Fontana R D, Cheung W, Stansell T. The modernized L2 civil signal: leaping forward in the 21st century [J]. GPS World, 2001, 11(9): 28 ~ 34

[4] 帅 平, 曲广吉, 向开恒. 现代卫星导航系统技术的研究进展 [J]. 中国空间科学技术, 2004, 24(3): 46 ~ 53

[5] 帅 平. 导航星座优化设计与自主导航技术研究 [R]. 中国空间技术研究院博士后研究报告, 2005

[6] Martoccia D, Bernstein H, et al. GPS satellite timing performance using the autonomous navigation (autonav) [A]. In Proceedings of the 11th International Technology Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation [C]. Nashville, Tennessee, Sept. 15—18, 1998. 1705 ~ 1712

[7] Parkinson B W, Spilker J J Jr. Global Positioning System: Theory and Applications (Vol I) [R]. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Washington DC, 1996. 149 ~ 159

[8] 帅 平, 曲广吉. 导航星座的自主导航技术——卫星自主时间同步 [J]. 飞行器测控学报, 2004, 23(4): 11 ~ 15

[9] Brown R G, Hwang P Y C. Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering [M]. Published by John Wiley & Sons, Inc, New York, 1997. 419 ~ 460

座自主导航的关键技术，包括卫星星历与时钟参数

- [10] Sugimoto S, Kubo Y, Ito A. Static carrier phase differential positioning by using H_{∞} filter [A]. In Proceedings of the 12th International Technology Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation [C]. Nashville, TN, Sept 14—17, 1999. 1241 ~ 1249
- [11] 帅平. GPS/SINS组合导航系统理论与实现技术研究[D]. 中国航天第二研究院博士学位论文, 2002
- [12] Menn M D, Bernstein H. Ephemeris observability issues in the global positioning system (GPS) autonomous navigation (autonav) [A]. In Proceedings of IEEE Position, Location and Navigation Symposium [C]. Las Vegas, Nevada, April 20—23, 1994. 677 ~ 680
- [13] Ferguson J R, Duncombe R L. Modeling UT1 - UTC and polar motion on-board GPS satellites [A]. In Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation [C]. San Diego, CA, Jan 17—19, 1984. 191 ~ 194
- [14] Chen Y K, Chien J S. User range error evolution and projected performance [A]. In Proceedings of the 15th International Technology Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation [C]. Portland, OR, Sept 2002. 1575 ~ 1584

Studies on Autonomous Navigation Techniques for Navigation Constellations

Shuai Ping, Qu Guangji, Chen Zhonggui

(The System Design Department of China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

[Abstract] If the autonomous navigation techniques are applied to a navigation constellation, the number of the ground control stations, the message injecting frequency from the ground stations to satellites and system maintenance cost may be reduced significantly. Meanwhile, the integrity of navigation messages can be monitored in the real-time mode and the survivability of the navigation system also enhanced. The autonomous navigation will be gradually a main research subject for the next generation navigation satellite system. Firstly, the information processing flow of the autonomous navigation constellation is described systematically in this paper. Secondly, the key techniques to realize the autonomous navigation for the navigation constellation, including the long-term prediction of the ephemerides and clock parameters, establishment and maintenance for the cross measurement and communication links, autonomous time synchronization, autonomous ephemeris updating, robust filtering, establishment of the constellation rotation models, long-term prediction of the earth rotation and polar drift parameters, are presented as an important part of the paper. Moreover, the approaches to actualize the key techniques are analyzed and the relative mathematic models are also demonstrated in detail. Finally, the autonomous time synchronization and ephemeris updating are simulated. It is clearly shown from the simulated results that by processing the inter-satellite measurement data with the on-board Kalman filters and updating continually the clock parameters and ephemerides, the time synchronization and ephemeris updating among the satellites can be implemented autonomously and highly-accurately. Therefore, the reasonability and feasibility of the information processing flow and key technical algorithms for the autonomous navigation constellation are validated preliminarily.

[Key words] navigation constellation; autonomous navigation; information processing flow; system simulation