

X 射线脉冲星导航原理

帅 平, 陈绍龙, 吴一帆, 张春青, 李 明

(中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘 要: X 射线脉冲星导航是以脉冲星的 X 射线辐射信号作为信息输入, 经过相应的信号和数据处理, 为近地轨道、深空和星际空间飞行的航天器提供高精度的位置、速度、时间和姿态等导航信息的实现过程。首先提出了基于 X 射线脉冲星的卫星自主导航的基本框架和实现流程; 然后, 概述 X 射线脉冲导航的时空基准, 重点研究 X 射线脉冲星导航定位的测量方程、系统状态方程及其噪声统计特征等数学模型。最后, 详细论述卫星自主导航信息处理的鲁棒滤波算法, 即经典算法和现代鲁棒滤波算法。从理论方法和工程应用角度, 初步论证 X 射线脉冲星导航的原理可行性和算法可实现性。

关键词: 自主导航; 航天器; X 射线脉冲星; 导航定位方程; 鲁棒滤波算法

中图分类号: U249; P145

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2007) 06-1538-06

0 引言

脉冲星是大质量恒星演化、坍缩、超新星爆发的遗迹, 是一种具有超高温、超高压、超高密度、超强磁场、超强电场和超强引力场等极端物理条件的天体, 其典型半径约为 10km , 而质量却与太阳相当, 核心密度达到 $10^{12}\text{kg}/\text{cm}^3$ 。脉冲星属于高速自转的中子星, 其自转轴与磁极轴之间有一个夹角, 两个磁极各有一个辐射波束。当星体自转且磁极波束扫过安装在地面或航天器上的探测设备时, 探测设备就能够接收到一个脉冲信号。脉冲星自转周期范围一般为 $1.6\text{ms} \sim 8.5\text{s}$, 且具有极其稳定的周期性, 尤其是毫秒级脉冲星的自转周期变化率达到 $10^{-19} \sim 10^{-21}$, 被誉为自然界最稳定的天文时钟^[1]。脉冲星在射电、红外、可见光、紫外、X 射线或 γ 射线等频段具有信号辐射。X 射线属于高能光子, 集中了脉冲星绝大部分辐射能量, 易于小型化设备探测与处理, 可以在大气层外飞行的航天器上探测到。

2004 年, 美国国防部国防预先研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA) 提出“基于 X 射线源的自主导航定位验证(X-ray Navigation and Autonomous Positioning Verification, XNAV)”计划^[2]。该计划分为可行性论证、原理样机研制和飞行演示验证等三个阶段, 将于 2009 年在国际空间

站上安装 X 射线探测器系统, 对硬件接口、导航算法、关键技术和性能指标等进行飞行试验。DARPA 的最终目标是建立一个能够提供定轨精度 10m 、定时精度 1ns 和测姿精度 3arcsec 的脉冲星导航网络, 以满足未来航天任务从近地轨道、深空至星际空间的全程高精度自主导航应用需求。

X 射线脉冲星导航涉及诸多关键技术, 包括脉冲星的巡天观测与数据处理技术、脉冲到达时间测量与误差修正技术、X 射线探测器与微弱信号处理技术、导航定位时空基准的建立与维持技术以及自主导航信息处理的鲁棒滤波技术等。本文将提出基于 X 射线脉冲星的卫星自主导航原理框架和信息处理流程, 概述导航定位的时空基准, 并重点研究 X 射线脉冲星导航的数学模型以及自主导航信息处理的鲁棒滤波算法, 从而初步论证 X 射线脉冲星导航的原理可行性和算法可实现性。

1 X 射线脉冲星导航的实现流程

基于 X 射线脉冲星的卫星自主导航系统由 X 射线成像仪和光子计数器(探测器)、星载原子时钟、星载计算设备、导航模型算法库和脉冲星模型数据库组成。在图 1 中给出了 X 射线脉冲星导航原理框图和信息处理流程。从图中可以看到, 脉冲星导航定位和姿态测量分别在两个环路中实现, 前者的输

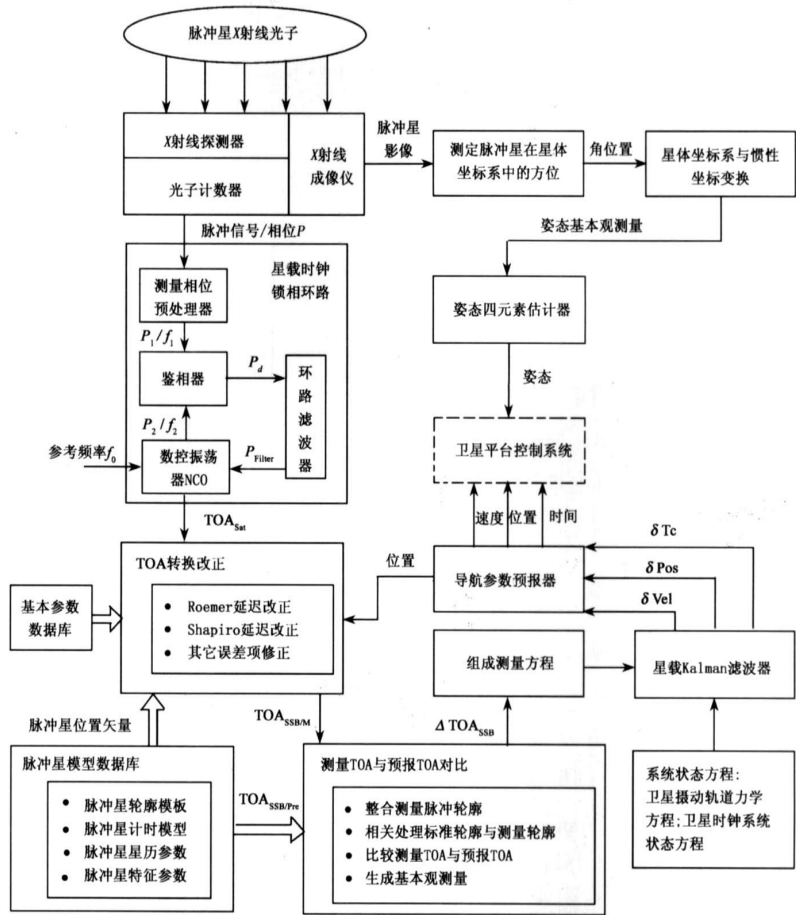


图1 基于X射线脉冲星的航天器自主导航原理框图

Fig. 1 Block diagram for the autonomous navigation of spacecraft based on X-ray pulsars

入信息为光子计数器提取的脉冲信号和相位,输出为卫星位置、速度和时间信息;后者的输入信息为X射线成像仪提取的脉冲星角位置,输出为卫星姿态角分量。

1.1 X射线脉冲星导航定位

基于X射线脉冲星的卫星自主导航定位的实现流程如下:

(1) 脉冲到达时间测量

星载探测器接收X射线光子,光子计数器输出脉冲信号和相位信息;脉冲信号进入原子时钟的锁相环路,修正本地时钟漂移,标定和输出脉冲到达时间(Time of Arrival, TOA),记为 TOA_{Sat} 。

(2) 脉冲到达时间转换改正

调用基本参数数据库和脉冲星模型数据库,对 TOA_{Sat} 进行Roemer延迟、Shapiro延迟和其它误差项改正,转换得到在太阳系质心坐标系中的脉冲到达

时间测量值 $TOA_{SSB/M}$ 。

(3) 脉冲到达时间与预报时间对比

调用脉冲星模型数据库,提取标准脉冲轮廓和脉冲计时模型,由脉冲计时模型预报脉冲到达时间 $TOA_{SSB/Pre}$;整合测量脉冲轮廓,并与标准轮廓进行相关处理,得到脉冲到达时间差 ΔTOA_{SSB} (基本观测测量)。

(4) Kalman滤波处理

利用多颗脉冲星的 ΔTOA_{SSB} 组成基本观测向量,构造脉冲星导航定位测量方程,调用卫星摄动轨道力学方程、卫星时钟系统状态方程和Kalman滤波器,得到卫星位置、速度和时间偏差估计。

(5) 导航参数预报

利用导航定位偏差估计值,可以修正卫星近似位置、速度和时间等参数;分别采用数值积分方法和星载时钟模型短时预报卫星位置、速度和时间等导航参数,输出到卫星平台控制系统,自主进行轨道控

制和钟差修正。

1.2 X 射线脉冲星姿态测量

利用 X 射线脉冲星信号测定卫星姿态的方法与星敏感器类似,区别在于用 X 射线代替可见光观测。一旦 X 射线成像仪提取脉冲星影像,脉冲星在探测器平面和星体坐标系的角位置也就随之确定。由于脉冲星相对于太阳系质心坐标系的位置单位矢量已精确测定,因此可以进行星体坐标系与太阳系质心坐标系之间的旋转变换。于是,可以直接提取坐标变换的欧拉角信息,或利用姿态四元素方法进行滤波估计,最终获得卫星俯仰、滚动和偏航等姿态信息,并输出到卫星平台控制系统,自主进行飞行姿态控制。

2 X 射线脉冲星导航定位的数学模型

2.1 X 射线脉冲星导航定位的时空基准

太阳系质心坐标系是以整个太阳系质量中心为坐标原点, X_{SSB} 轴指向 J 2000 定义的春分点,在天球赤道面内构成的右手坐标系,也称为国际天球参考框架(International Celestial Reference Frame, ICRF)。在太阳系质心坐标系中所受到的惯性力与来自银河系中除太阳以外的其它恒星引力互相抵消,因而太阳系质心坐标系属于典型的惯性坐标系,能够精确表达三维位置坐标和第四维时间坐标,可以作为 X 射线脉冲星导航定位的时空基准。

在太阳系质心坐标系中,卫星 Sat、脉冲星 PSR、地球质心 O_E 和太阳质心 O_S 之间的几何关系如图 2 所示。其中, \vec{P} 为脉冲星位置单位矢量; σ, λ 分别为脉冲星在太阳系质心坐标系中的赤经和赤纬; \vec{R}_{Sat} 、 \vec{R}_E 和 $\vec{R}_{Sat/E}$ 分别表示在太阳系质心坐标系中卫星位置矢量、地球位置矢量以及卫星相对于地球的位置矢量; \vec{b} 表示太阳系质心在太阳质心坐标系中的位置矢量。由于脉冲星距离太阳系达几万光年,因此对于整个太阳系来说, \vec{P} 可以被视为常矢量处理。

2.2 系统测量方程

在太阳系质心坐标系中, X 射线脉冲星导航的基本观测量是脉冲星计时模型的预报时间与卫星测量时间之差。因此,对于观测历元 t_k , 基于脉冲星 PSR 的导航定位测量方程可以表示为

$$\delta\varphi = (\cos \lambda \cos \sigma) \hat{x} + (\cos \lambda \sin \sigma) \hat{y} + (\sin \lambda) \hat{z} + c \delta\tau_\varphi + v \quad (1)$$

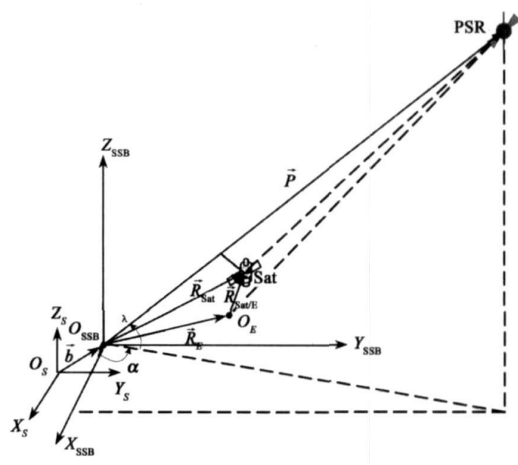


图 2 在太阳系质心坐标系中卫星、脉冲星、地球质心和太阳质心的几何关系

Fig. 2 Geometric relationship among the pulsar, sun, earth and satellite in solar system barycenter

式中:

$$\begin{aligned} \delta\varphi = & c \tau_{SSB} - c \tau_{Sat} - \vec{P} \cdot (\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0}) - \\ & \frac{1}{2D_0} \left\{ [\vec{P} \cdot (\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0})]^2 - \|\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0}\|^2 + \right. \\ & 2[\vec{P} \cdot \vec{b}][\vec{P} \cdot (\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0})] - \\ & \left. 2[\vec{b} \cdot (\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0})] \right\} - \\ & \frac{2\mu_s}{c^2} \ln \left[\frac{\vec{P} \cdot (\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0}) + \|\vec{R}_E + \vec{R}_{Sat/E0}\|}{\vec{P} \cdot \vec{b} + \|\vec{b}\|} + 1 \right] - \\ & d_{other} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\vec{P} = [\cos \lambda \cos \sigma \quad \cos \lambda \sin \sigma \quad \sin \lambda]^T;$$

\hat{x} 、 \hat{y} 和 \hat{z} 表示相对于地球的卫星位置坐标分量偏差; $\delta\tau_\varphi$ 为星载时钟偏差; c 为光速; v 为测量噪声; μ_s 为太阳引力常数; D_0 为太阳质心与脉冲星之间的距离; $\vec{R}_{Sat/E0}$ 为在太阳系质心坐标系中卫星相对于地球的近似位置矢量; d_{other} 为其它误差项修正量; $\|\cdot\|$ 表示求矢量的模。式(2)右边的第 3 和第 4 项称为 Roemer 延迟, 第 5 项称为 Shapiro 延迟。

采用式(2)的脉冲到达时间转换模型为简化模型,一般只能达到 10 ns 的时间转换改正精度。而精细的脉冲到达时间转换改正模型,其精度可以达到 0.1 ns,但整个误差修正过程极其复杂,而且所使用的参数通常难于精确测定^[3]。研究表明,若卫星

轨道确定精度为 10m 量级,则要求其近似位置误差为 1km 量级。事实上,在利用 X 射线脉冲星进行卫星自主定轨过程中,卫星轨道精度可以通过迭代求解逐渐提高,一般 3~5 次迭代就可以满足轨道计算精度要求。

2.3 系统状态方程

X 射线脉冲星导航系统状态方程包括卫星摄动轨道力学方程和星载时钟状态方程。前者为非线性连续时变系统,若考虑高阶项摄动,则方程的线性化和离散化过程极其复杂;后者由具体的星载原子时钟系统确定,通常表示为多项式展开的线性离散系统。

(1) 卫星摄动轨道力学方程

如果卫星轨道力学方程仅考虑地球中心引力和 J_2 项摄动,其它高阶摄动加速度被视为系统状态控制向量,这样可以简化方程的线性化过程。于是,在惯性坐标系统中线性化的卫星摄动轨道力学方程可以表示为^[9]

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t) \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{A}(t) + \mathbf{W}(t) \tag{3}$$

式中: $\mathbf{X}(t) = [\hat{x} \ \hat{y} \ \hat{z} \ \hat{\dot{x}} \ \hat{\dot{y}} \ \hat{\dot{z}}]^T$; $\mathbf{F}(t)$ 为系统状态矩阵; $\mathbf{G}(t)$ 为高阶摄动加速度输入控制系数矩阵; $\mathbf{A}(t)$ 为高阶摄动加速度向量; $\mathbf{W}(t)$ 为系统过程噪声向量。

(2) 星载时钟系统状态方程

星载原子钟具有良好的稳定性能,频率漂移变化缓慢,确定性的频率漂移可以利用数据库进行周期性补偿,因此时钟系统状态方程可以表示为^[9]

$$\begin{bmatrix} \delta\tau_{\varphi} \\ \delta\tau_f \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\tau_{\varphi} \\ \delta\tau_f \end{bmatrix}_{k-1} + \begin{bmatrix} w_{\varphi} \\ w_f \end{bmatrix}_{k-1} \tag{4}$$

式中: $\delta\tau_{\varphi}$ 、 $\delta\tau_f$ 分别为卫星时钟偏差和频率误差; Δ 为滤波周期; w_{φ} 、 w_f 分别时钟相位噪声和频率噪声,由具体时钟 Allan 方差确定。

2.4 系统测量噪声与过程噪声统计特征

Kalman 滤波要求对系统测量噪声和过程噪声统计特性具有先验知识。因此,从实际工程应用角度,测量噪声方差和过程噪声方差确定,是使用 Kalman 滤波的前提条件。

(1) 测量噪声方差

通过 2) 式的各项误差修正后,测量噪声被视为高斯白噪声,其方差矩阵为对角阵,可以利用脉冲到达时间的测距精度来表达。依据 X 射线源信噪比

分析方法,脉冲到达时间测距精度表示为

$$\sigma_p = \frac{\{ [B_x + F_x(1-p_f)](A_e T_{obs} d_r) + F_x A_e p_f T_{obs} \}^{\frac{1}{2}}}{F_x A_e p_f T_{obs}} W_h \cdot c \tag{5}$$

式中: B_x 为 X 射线背景辐射流量; F_x 为 X 射线脉冲星辐射光子流量; p_f 为在一个脉冲周期内的脉冲辐射流量与平均辐射流量之比; A_e 为探测器有效面积; T_{obs} 为观测时间; W_h 为脉冲半宽度; d_r 为脉冲宽度与脉冲周期之比; c 为光速。

(2) 过程噪声方差

在卫星摄动轨道力学方程中,系统过程噪声方差通常难于确定,需要采用自适应 Kalman 滤波加以处理。假设系统过程噪声序列为独立的带时变均值和协方差阵的高斯噪声,采用协方差匹配自适应 Kalman 滤波算法,可以同步估计系统过程噪声方差。

对于星载时钟系统状态,其噪声功率谱密度通常表现为调频随机游走噪声、调频闪变噪声、调频白噪声、调相闪变噪声和调相白噪声等 5 种噪声过程的叠加,属于典型的有色噪声过程。采用 Allan 方差表达具体时钟的噪声过程,依据 Allan 方差与 Kalman 滤波统计特征参数之间的相互关系,可以将有色系统噪声转化为零均值的高斯白噪声^[7,9]。

3 卫星自主导航信息处理的鲁棒滤波算法

卫星自主导航信息处理的鲁棒滤波技术是 X 射线脉冲星导航的关键技术之一。在实际工程应用中,卫星自主进行导航信息处理,可能出现测量数据错误、滤波器发散和设备故障等问题,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。通常采取两种故障检测算法,即经典算法和现代鲁棒滤波算法^[9]。

3.1 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。对于 t_k 时刻,经过线性化和离散化的 X 射线脉冲星导航系统状态方程和测量方程分别表示为

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + G_{k-1} A_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \\ Z_k = H_k X_k + V_k \end{cases} \tag{6}$$

式中: $X_k = [\delta x_k \ \delta y_k \ \delta z_k \ \delta \dot{x}_k \ \delta \dot{y}_k \ \delta \dot{z}_k \ \delta \tau_{\text{clk}} \ \delta \tau_{\text{rk}}]^T$; $\Phi_{k,k-1}$ 为一步状态转移矩阵; G_{k-1} 为高阶摄动加速度输入控制系数矩阵; A_{k-1} 为高阶摄动加速度控制向量; Γ_{k-1} 为系统噪声驱动矩阵; Z_k 为测量向量; H_k 为测量矩阵; W_{k-1} 、 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。则有, Kalman 滤波基本方程可以表示为

$$\begin{cases} \hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} + G_{k-1} A_{k-1} \\ P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \\ K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \\ P_k = [P_{k/k-1} + H_k^T R_k^{-1} H_k]^{-1} \end{cases} \quad (7)$$

式中: K_k 为滤波增益矩阵; P_k 为误差协方差矩阵; Q_{k-1} 为系统噪声方差矩阵; R_k 为测量噪声方差矩阵。利用测量残差向量 e_k 可以构造故障检测函数

$$\lambda_k = e_k^T D_k^{-1} e_k \quad (8)$$

式中: $\lambda_k \sim \chi^2(m)$; $e_k = Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}$; $D_k = H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k$; m 为测量残差向量维数。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,卫星自主更新导航信息。一旦主滤波器检测到测量数据存在故障和可能的滤波器发散。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。两个滤波器相互备份,切换使用,从而提高卫星自主导航信息处理的可靠性和完好性。

3.2 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,滤波器就难于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条件下的输入与输出行为。

基于 H_∞ 范数理论推导的滤波算法—— H_∞ 滤波,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。 H_∞ 滤波递推计算基本方程可以表示为

$$\begin{cases} \hat{X}_{k/k-1} = \Phi_k \hat{X}_{k-1} + G_{k-1} A_{k-1} \\ \hat{K}_k = \hat{P}_k H_k^T (H_k \hat{P}_k H_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + \hat{K}_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \\ \hat{G}_k = [\hat{P}_k^{-1} + (H_k^T R_k^{-1} H_k - \gamma^{-2} I)]^{-1} \\ \hat{P}_{k+1} = \Phi_k \hat{G}_k \Phi_k^T + \Gamma_k Q_k \Gamma_k^T \end{cases} \quad (9)$$

式中的符号同(7)式类似定义, γ 取值要求满足下列约束条件:

$$\gamma^2 I - \hat{P}_k (I + H_k^T R_k^{-1} H_k \hat{P}_k)^{-1} > 0 \quad (10)$$

比较(7)和(9)式可以看到,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, $\hat{X}_k \rightarrow \hat{X}_k$ 。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^[10]:当系统模型与实际工作环境条件良好匹配,系统测量噪声和过程噪声为零均值的高斯白噪声时, 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,而 H_∞ 滤波能够获得具有较高精度的系统状态估计。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。

4 结论与讨论

本文从论述 X 射线脉冲星导航的基本原理、实现流程和时空基入手,提出了一套完整的 X 射线脉冲星导航的理论模型和工程化算法,包括脉冲星导航定位的测量方程及其噪声方差阵,状态方程及其过程噪声方差阵,基于 Kalman 滤波的系统故障检测、隔离与重构算法,以及现代鲁棒滤波算法等。从理论方法和工程应用角度,初步展示了 X 射线脉冲星导航的原理可行性和算法可实现性。

如果脉冲星的惯性角位置测量精度达到 0.0001 arcsec,且脉冲到达时间测量精度为 0.1 μ s,那么基于 X 射线脉冲星的航天器轨道确定精度就能够达到 10m,并精确提取时间和姿态信息,满足从近地轨

道、深空至星际空间飞行的航天器全程高精度自主导航与控制系统要求。X 射线脉冲星导航具有重要的实际工程应用价值,有着巨大的发展潜力。

参考文献:

- [1] 文天, 编著. 脉冲星 [M]. 北京: 科学出版社, 1978: 35—59
[WEN Tian. Pulsar [M]. Beijing: Scientific Press, 1978: 35—59
(in Chinese)]
- [2] Taylor J H. Millisecond pulsars: Nature's most stable clocks [C] // Proceedings of the IEEE, Las Vegas, Nevada, July 1991: 1054—1062
- [3] Hines D J. ARPA/DARPA Space Programs [M]. XNAV Industry Day, Aug. 2004: 1—15
- [4] Sheikh S I, Hines D J, et al. The use of X-ray pulsar for spacecraft navigation [C] // Proceedings of the 14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, AAS 04—109, Maui, HI, Feb. 2004: 105—119
- [5] Hellings R W. Relative effects in astronomical timing measurements [J]. Astronomical Journal, March 1986, 91: 650—659
- [6] 帅平, 曲广吉. 导航星座自主星历更新技术 [J]. 宇航学报, 2006, 27(2): 187—191 [SHUAI Ping, QU Guangji. An autonomously updated ephemeris technique for navigation constellation [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 187—191 (in Chinese)]
- [7] 帅平, 曲广吉. 导航星座自主导航的时间同步技术 [J]. 宇航学报, 2005, 26(6): 768—772 [SHUAI Ping, QU Guangji. Time

synchronization techniques of autonomus navigation for navigation constellation [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6): 768—772 (in Chinese)]

- [8] 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
- [9] 帅平, 曲广吉, 陈忠贵. 导航星座自主导航技术研究 [J]. 中国工程科学, 2006, 8(3): 20—30 [SHUAI Ping, QU Guangji, CHEN Zhonggui. Autonomus navigation techniques for navigation constellations [J]. China Engineering Science, 2006, 8(3): 20—30 (in Chinese)]
- [10] 帅平. GPS/SINS 组合导航系统理论与实现技术研究 [D]. 中国航天科工集团公司第二研究院博士学位论文, 2002 [SHUAI Ping. Studies on the integrated navigation system theory and realization techniques of GPS/SINS [D]. The Second Research Academy of China Aerospace Science & Industry Corporation, 2002 (in China)]



作者简介: 帅平(1971—), 男, 高级工程师、博士, 导航、制导与控制专业, 主要从事卫星导航系统技术、组合导航技术以及鲁棒滤波技术等方面的研究工作。

通信地址: 北京 5142 信箱 83 分箱(100094)

电话: (010) 68746687

E-mail: shuaiping@cast.cn

Navigation Principles Using X-ray Pulsars

SHUAI Ping, CHEN Shaotong, WU Yifan, ZHANG Chunqing, LI Ming

(China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: When the on board detectors detect the X-ray radiation of pulsars and acquire the signal and data for the spacecraft on the near earth orbit, deep space and interplanetary space, the highly accurate navigation information can, including position, velocity, attitude and time, be obtained autonomously by processing data with the on board Kalman filter. The navigation mode is called the X-ray pulsar navigation (XPNAV). Firstly, the basic frame and flow chart of the autonomous navigation for the spacecrafts based on the X-ray pulsars was presented in this paper. Secondly, the space time reference for XPNAV was discussed briefly. Meanwhile, the mathematic models of measurement equations, system state ones and noise statistic characteristics were established as a core part of this paper. Finally, the robust filtering algorithms applied to the autonomous navigation of the spacecrafts, the classical method and current robust filtering, were also described in detail. The feasibility and practicability of XPNAV can be shown preliminarily from the aspects of the theoretic method and engineering application.

Key words: Autonomus navigation; Spacecraft; X-ray pulsars; Navigation and positioning equations; Robust filtering algorithms