基于联邦UPF的火星环绕器测角测距组合导航算法研究

张伟^{1,2}, 张晓^{1,2*}, 王伟^{1,2}, 陈晓^{1,2}

1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109;

2. 上海市深空探测技术重点实验室, 上海 201109

* E-mail: zxhit509@126.com

收稿日期: 2020-06-15; 接受日期: 2020-08-13; 网络版发表日期: 2020-09-08

科工局十三五民用航天预研(编号: D030102)和上海市科委科研计划(编号: 18DZ2272300)资助项目

摘要 自主导航是保障深空探测任务顺利实施的关键技术之一, 本文针对火星环绕器在实际工程中对自主导航能力的需求, 提出了天文图像测角结合星间无线电测距的组合自主导航方法, 实现火星环绕器的高精度自主导航. 以我国首次火星探测任务为背景, 基于联邦UPF算法, 给出了非高斯噪声条件下组合导航仿真分析, 搭建了半物理仿真平台, 并进行了半物理仿真验证. 结果表明, 相比传统的天文图像测角导航方法, 该组合导航方法精度更高、鲁棒性更好, 可为火星环绕器捕获段提供准确的导航信息. 本文所提出的组合导航方法有效可靠、工程实现较为简单, 为我国火星探测工程任务及后续深空重大任务的实施提供参考.

关键词 火星探测, 组合导航, 测角导航, 星间无线电测距, 自主导航

1 引言

对比近地空间任务, 火星探测任务具有飞行距离远、飞程序复杂、器地通信时延大、存在跟踪盲区与损耗大、飞行环境未知因素多等特点, 对火星探测器的导航能力提出了更高的要求^[1,2]. 20世纪90年代以来, 火星探测任务失败了6次, 其中5次与导航有关^[3]. 为了确保我国火星探测任务以及未来小行星探测、木星探测等深空探测任务的顺利进行, 自主导航是必须且亟待解决的关键问题之一.

目前, 火星探测器导航研究主要集中在天文测角导航^[4]. 2005年, 美国发射了火星勘测轨道器(MRO),

在此次任务中首次真正实现了完全自主的基于目标及背景恒星的自主导航^[5,6]. 欧空局近年来也在积极研究基于天文角度信息的自主导航技术, 并实现了地面验证^[7]. 我国在2020年首次火星探测任务“天问一号”中也明确指出, 需要发展基于火星和火卫角度信息的火星探测器自主导航技术. 对于环绕段导航任务而言, 火卫一(Phobos)和火卫二(Deimos)是可用的导航源^[5].

随着深空探测任务的不断深入, 未来的火星探测任务对于探测器入轨精度、着陆精度提出了更高的要求. 目前, GPS、北斗等导航系统为地球中低轨卫星提供的导航服务可为火星环绕器导航提供参考^[8,9]. 如果充分利用火星环绕轨道上运行的轨道器作为信标, 将

引用格式: 张伟, 张晓, 王伟, 等. 基于联邦UPF的火星环绕器测角测距组合导航算法研究. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 1175–1184

Zhang W, Zhang X, Wang W, et al. Mars orbiter integrated navigation algorithm for angle and range measurement based on federal UPF (in Chinese). Sci Sin Tech, 2020, 50: 1175–1184, doi: [10.1360/SST-2020-0244](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0244)

类似卫星导航的技术用于火星探测器环绕段的导航, 是一种解决火星探测器导航问题的新途径. 目前仍正常运行的信标火星环绕轨道器有5颗, 分别是ExoMars微量气体轨道探测器(TGO)、火星快车(MEX)、火星大气与挥发演化探测器(MAVEN)、MRO和奥德赛(Odyssey). 2020年发射的轨道环绕器包括我国的“天问一号”火星环绕器和阿联酋的希望号火星环绕器.

本文提出了一种基于联邦UPF的火星环绕器测角测距组合导航新方法. 该组合导航方法包括两个子系统, 即测角子系统和测距子系统. 通过测角敏感器获得火卫相对于环绕器的视线矢量信息; 通过测距敏感器获得信标火星轨道器相对于环绕器的距离信息, 引入UPF算法抑制非高斯噪声对导航精度的影响. 同时, 建立了半物理仿真平台, 在半物理仿真平台上对所提算法进行了仿真验证. 结果表明, 此方法可有效解决传统的基于天文图像测角信息的自主导航精度低、导航精度受非高斯噪声影响大等缺点, 可有效提高火星环绕器导航鲁棒性、精度等性能. 本文的研究成果可为火星探测器环绕段自主导航的实现提供理论支撑和技术参考.

2 测角测距组合导航原理

2.1 测角导航原理

天文测角导航是指通过测量恒星、行星及卫星之间的夹角或视线矢量信息, 通过结合星历及轨道动力学进行滤波获得探测器的位置和速度估计信息的导航方式.

如图1所示, 火卫一和火卫二坐标可以表示为

$$\begin{bmatrix} p_p \\ l_p \end{bmatrix} = \mathbf{K}_p \begin{bmatrix} x_p^{2d} \\ y_p^{2d} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_{0p} \\ l_{0p} \end{bmatrix} = \mathbf{K}_p \frac{f_p}{z_p^c} \begin{bmatrix} x_p^c \\ y_p^c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_{0p} \\ l_{0p} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} p_d \\ l_d \end{bmatrix} = \mathbf{K}_d \begin{bmatrix} x_d^{2d} \\ y_d^{2d} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_{0d} \\ l_{0d} \end{bmatrix} = \mathbf{K}_d \frac{f_d}{z_d^c} \begin{bmatrix} x_d^c \\ y_d^c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_{0d} \\ l_{0d} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

式中, (p_d, l_d) 分别为火卫一和火卫二在敏感器成像平面的像元值和像线值, $\mathbf{K}_p$ 和 $\mathbf{K}_d$ 分别为火卫一和火卫二敏感器由毫米值转换为像素值的转换矩阵, 火卫一和火卫二敏感器的焦距分别为 f_p 和 f_d , (x_p^{2d}, y_p^{2d}) 和 (x_d^{2d}, y_d^{2d}) 分别为火卫一和火卫二在敏感器像平面的坐

图1 (网络版彩图)探测器获得的天文图像坐标信息(以火卫一为例)

Figure 1 (Color online) Coordinate information of astronomical image obtained by probe (with Phobos as an example).

标, (x_p^c, y_p^c, z_p^c) 和 (x_d^c, y_d^c, z_d^c) 分别为天体敏感器坐标系中火卫一和火卫二的坐标.

$$\begin{bmatrix} x_p^c \\ y_p^c \\ z_p^c \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{cb} \begin{bmatrix} x_p^b \\ y_p^b \\ z_p^b \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{cb} \mathbf{R}_{bi} \begin{bmatrix} x_p^i \\ y_p^i \\ z_p^i \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中, (x_p^i, y_p^i, z_p^i) 表示火卫一在火星惯性坐标系中的坐标, 可通过查询星历表获取, (x_p^b, y_p^b, z_p^b) 表示火卫一在火星环绕器体坐标系中的坐标, $\mathbf{R}_{cb}$ 为火星环绕器体坐标系到火星环绕器敏感器测量坐标系的坐标转换矩阵, $\mathbf{R}_{bi}$ 为火星惯性坐标系到火星环绕器体坐标系的坐标转换矩阵.

2.2 星间无线电测距导航原理

各国发射的及后续的火星轨道环绕器中, 均规划了中继通信及导航功能, 通过UHF发射器可为新进入火星环绕轨道的探测器提供导航信息. 新进入火星环绕器轨道的探测器上的UHF接收机载波环可获得对信标轨道器信号的距离测量值, 通过滤波解算实现自主导航.

如图2所示, 在UHF信号传播路径上的同一时刻, 载波相位相差一个周(即 360°)的两点之间相距一个波长 λ , 为了获得从信标轨道器到探测器的距离信息, UHF接收器需具备在同一时刻测量出信标轨道器载波信号在发射端的相位和在接收器段的相位, 它们两者之间的差值就体现为信标轨道器至环绕器之间的距离 ρ 。

当接收器锁相环锁定接收载波信号后, 在信号接收时刻 t 时的锁相环复制载波的相位等于此时信标轨道器载波信号在接收端的相位, 即

$$\phi^{(s)} = f(t - \tau) + \phi_0^{(s)} - N, \quad (4)$$

式中, 信标轨道器按照标称载波频率 f 产生载波, $\phi_0^{(s)}$ 为零时刻处的载波初始相位, τ 是信号传播时间, N 为锁相环对相位值的整周模糊度, $\phi^{(s)}$ 值以周为单位。信号传播时间 τ 与几何距离 ρ 之间的关系如下

$$\tau = \frac{\rho}{c} = \frac{\rho}{f\lambda}. \quad (5)$$

将式(5)代入式(4)中, 可得

$$\phi^{(s)} = ft + \phi_0^{(s)} - \frac{\rho}{\lambda} - N. \quad (6)$$

由于信标轨道器始终是按照标称载波频率 f 产生和发射载波的, 所以接收机虚拟地复制这一载波信号, 则在 t 时刻接收机虚拟的载波信号的相位 ϕ_u 为

$$\phi_u = ft + \phi_{u,0}, \quad (7)$$

式中, $\phi_{u,0}$ 为零时刻虚拟复制载波信号的初始相位。

载波相位测量值 $\varphi^{(s)}$ 定义为同一时刻的信标轨道器载波信号在轨道器发射端的相位超前在接收端的相

位置, 而接收段可通过对同一时刻的虚拟复制载波相位 ϕ_u 与锁相环所测得的接收载波相位 $\phi^{(s)}$ 做相减来实现, 即

$$\varphi^{(s)} = \phi_u - \phi^{(s)}. \quad (8)$$

将式(6)和(7)代入式(8), 可得

$$\varphi^{(s)} = \frac{\rho}{\lambda} + N + (\phi_{u,0} - \phi_0^{(s)}). \quad (9)$$

式(9)表明, 信标轨道器和探测器之间的距离 ρ 可由载波相位测量值 $\varphi^{(s)}$ 给出。

3 组合导航系统模型与算法

3.1 导航系统状态模型

火星探测器环绕段轨道运动模型是一个特定空间的多体运动模型, 对于火星环绕轨道的探测器而言, 火星为主要引力体, 其他为摄动力体。根据来源的不同, 摄动力可分为火卫一、火卫二、太阳、太阳系其他行星对探测器的引力, 以及太阳光压、火星大气阻力等, 综合考虑以上因素, 火星探测器环绕段完整的轨道动力学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu_m}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_{np} + \mathbf{a}_{tb} + \mathbf{a}_s + \mathbf{a}_D + \mathbf{a}_\tau, \end{cases} \quad (10)$$

式中, $\mathbf{r}$ 是火星探测器在火星惯性坐标系中的位置矢量, $\mathbf{v}$ 为火星探测器在火星惯性坐标系中的速度矢量, μ_m 为火星的引力常数, $\mathbf{a}_{np}$ 为火星非球形引力摄动项引起的加速度项, $\mathbf{a}_{tb}$ 为第三体引力引起的加速度项, $\mathbf{a}_s$ 为太阳光压引起的加速度项, $\mathbf{a}_D$ 为火星大气阻力引起的加速度项, $\mathbf{a}_\tau$ 为其他未建模的加速度项。

3.2 导航系统量测模型

3.2.1 测角导航量测模型

通过对导航图像的处理与特征提取, 可以转化为角度信息, 对角度信息进一步处理可转化为视线方向信息。在火星惯性坐标系中, 火卫一的位置坐标为 $\mathbf{r}_{phobos} = (x_p, y_p, z_p)^T$, 火卫二的位置坐标为 $\mathbf{r}_{deimos} = (x_d, y_d, z_d)^T$, 火卫一、火卫二与火星探测器之间的几何位置关系如图3所示。

则天文测角的量测模型可以写为

图2 (网络版彩图)载波相位测量示意图

Figure 2 (Color online) Diagram of carrier phase measurement.

图 3 (网络版彩图)测角导航系统示意图

Figure 3 (Color online) Diagram of angle measurement navigation system.

$$\begin{cases} \mathbf{L}_{\text{phobos}} = \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\text{phobos}}}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\text{phobos}}\|}, \\ \mathbf{L}_{\text{deimos}} = \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\text{deimos}}}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\text{deimos}}\|}. \end{cases} \quad (11)$$

令 $\mathbf{Z}_1 = [\mathbf{L}_{\text{phobos}}^T, \mathbf{L}_{\text{deimos}}^T]^T$, 环绕器组合导航测角量测噪声 $\mathbf{V}_1 = [\mathbf{v}_{\text{phobos}}^T, \mathbf{v}_{\text{deimos}}^T]^T$, $\mathbf{v}_{\text{phobos}}$ 和 $\mathbf{v}_{\text{deimos}}$ 依次为 $\mathbf{L}_{\text{phobos}}$ 和 $\mathbf{L}_{\text{deimos}}$ 的观测噪声, 则以火卫一和火卫二的单位视线矢量作为测量量的量测模型可表示为

$$\mathbf{Z}_1(t) = H_1[\mathbf{X}(t), t] + \mathbf{V}_1(t). \quad (12)$$

3.2.2 星间无线电测距导航量测模型

火星探测器在惯性空间中的位置矢量可以通过观察测量大于等于三个不共线在轨航天器的位置信息来确定, 其模型如图4所示。

以现存火星轨道环绕器信标组成火星导航网络, 通过特高频无线电波接收器测得信标轨道器到环绕探测器的距离, 可得测距量测方程为

$$\mathbf{Z}_2(t) = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \end{bmatrix} + \mathbf{V}_2(t) = \begin{bmatrix} \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_1\| \\ \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_2\| \\ \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_3\| \end{bmatrix} + \mathbf{V}_2(t), \quad (13)$$

式中, ρ_1 表示环绕器到信标轨道器1的距离, ρ_2 表示环绕器到信标轨道器2的距离, ρ_3 表示环绕器到信标轨道器3的距离, $\mathbf{V}_2(t)$ 为测距量测噪声。

图 4 (网络版彩图)测距导航系统示意图

Figure 4 (Color online) Diagram of range measurement navigation system.

3.3 组合自主导航算法

3.3.1 UPF导航滤波器设计

粒子滤波中推荐概率密度的选取对滤波算法的估计结果起着至关重要的作用。如果选择的推荐概率密度函数与导航系统真实的概率密度越相似, 导航系统滤波算法的滤波估计效果越好; 如果选择的推荐概率密度函数与真实概率密度函数相差较大, 滤波估计效果越差, 滤波结果甚至会发散。如果将UKF和粒子滤波结合起来, 推荐概率密度函数由UKF来给出^[10,11], 那么既能抑制粒子滤波, 也可以利用观测量的最新后验信息, 有利于粒子采样的正确性, 从而可以得到更好的滤波估计结果。

导航系统UPF算法的步骤如下。

步骤1, UPF算法初始化, 给出初值。

设 $\mathbf{X}_0$ 的先验概率密度为 $p(\mathbf{X}_0)$, 方差阵为 $\mathbf{P}_0$ 。由 $p(\mathbf{X}_0)$ 采样生成粒子初值 $\mathbf{x}_0^i$, 令 $w_0^{(i)} = p(\mathbf{x}_0^{(i)}) (i=1, 2, \dots, N)$ 。将每个粒子的概率分布密度取正态分布 $N(\hat{\mathbf{x}}_0^{(i)}, \mathbf{P}_0^i)$ 的形式, 其中 $\hat{\mathbf{x}}_0^{(i)} = \mathbf{x}_0^{(i)}$, $\mathbf{P}_0^i = \mathbf{P}_0$ 。

步骤2, 利用UKF算法, 给出UPF算法的重要性概率密度函数并进行重要性采样。

(1) 计算UKF算法所需的 $2n+1$ 个采样点。

(2) UKF算法时间更新。

(3) UKF算法量测更新

$$\mathbf{P}_{(ZZ)k+1|k}^{(i)} = \sum_{j=0}^{2n} w_j^{(c)} \left(\mathbf{Z}_{(j)k+1|k}^{(i)} - \hat{\mathbf{Z}}_{k+1|k}^{(i)} \right) \times \left(\mathbf{Z}_{(j)k+1|k}^{(i)} - \hat{\mathbf{Z}}_{k+1|k}^{(i)} \right)^T + \mathbf{R}_{k+1} \quad (14)$$

$$\mathbf{P}_{(\chi Z)k+1|k}^{(i)} = \sum_{j=0}^{2n} w_j^{(c)} \left(\chi_{(j)k+1|k}^{(i)} - \hat{\chi}_{k+1|k}^{(i)} \right) \times \left(\mathbf{Z}_{(j)k+1|k}^{(i)} - \hat{\mathbf{Z}}_{k+1|k}^{(i)} \right)^T, \quad (15)$$

$$\mathbf{K}_{k+1}^{(i)} = \mathbf{P}_{(\chi Z)k+1|k}^{(i)} \left(\mathbf{P}_{(ZZ)k+1|k}^{(i)} \right)^{-1}, \quad (16)$$

$$\hat{\chi}_{k+1}^{(i)} = \hat{\chi}_{k+1|k}^{(i)} + \mathbf{K}_{k+1}^{(i)} \left(\mathbf{Z}_{k+1} - \hat{\mathbf{Z}}_{k+1|k}^{(i)} \right), \quad (17)$$

$$\mathbf{P}_{k+1}^{(i)} = \mathbf{P}_{k+1|k}^{(i)} - \mathbf{K}_{k+1}^{(i)} \mathbf{P}_{(ZZ)k+1|k}^{(i)} \left(\mathbf{K}_{k+1}^{(i)} \right)^T. \quad (18)$$

(4) 由UKF算法确定UPF算法的推荐概率密度函数

$$q\left(\mathbf{X}_k^{(i)} \mid \mathbf{X}_0^{(i)}, \mathbf{Z}_0^{(i)}\right) \approx N\left(\hat{\chi}_k^{(i)}, \mathbf{P}_k^{(i)}\right), \quad (19)$$

由式(19)生成粒子 $\mathbf{X}_k^{(i)}$, 作为重采样的初始粒子。

(5) 初始粒子计算权重系数

$$w_k^{(i)} = w_{k-1}^{(i)} \frac{p\left(\mathbf{Z}_k \mid \chi_k^{(i)}\right) p\left(\chi_k^{(i)} \mid \chi_{k-1}^{(i)}\right)}{p\left(\chi_k^{(i)}\right)}. \quad (20)$$

步骤3, 重采样。

采样随机重采样方法对初始粒子 $\mathbf{X}_k^{(i)} (i=1, 2, \dots, N)$ 作重采样, 重采样之后变为 $\chi_k^{+(j)} (j=1, 2, \dots, N)$, 重采样后每个粒子的权值相同, 均为 $1/N$ 。

步骤4, 给出导航系统UPF估计值。

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \chi_k^{+(j)}. \quad (21)$$

3.3.2 组合导航联邦UPF滤波系统设计

一种基于测角测距敏感器的火星环绕器组合自主导航算法, 其结构如图5所示。测角子系统、测距子系统以及全局系统组成了整个环绕器的自主导航系统。其中, 测角子系统包括测角导航敏感器、子滤波器1、火星环绕器轨道动力学模型; 测距子系统包括测距导航敏感器、子滤波器2、火星环绕器轨道动力学模型; 全局系统包括主滤波器。子滤波器1、2采用UPF算法独立地对状态更新和量测更新。主滤波器采用无重置的方式实现对子滤波器输出信息的高精度融合。

信息融合:

$$\mathbf{P}_g^{-1}(k) = \left(\mathbf{P}_1^{-1}(k) + \mathbf{P}_2^{-1}(k) \right), \quad (22)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_g(k) = \mathbf{P}_g(k) \left(\mathbf{P}_1^{-1}(k) \hat{\mathbf{X}}_1(k) + \mathbf{P}_2^{-1}(k) \hat{\mathbf{X}}_2(k) \right). \quad (23)$$

3.4 组合导航仿真分析

为了验证上述导航方法的有效性并且满足导航的精度指标要求, 仿真所使用的环绕器真实轨道数据由STK产生, 在环绕段采用火卫一、火卫二^[12]、信标轨道器1、信标轨道器2、信标轨道器3作为导航源, 火星环绕器参数见表1。

(1) 选取仿真时间为: 2021-07-27 00:00:00.000~2021-07-31 00:00:00.000。

(2) 测量仪器的精度: 测角传感器精度为3"; 测距

图5 组合自主导航系统示意图

Figure 5 Diagram of integrated autonomous navigation system.

表 1 环绕器轨道参数

Table 1 Orbital elements of Mars orbiter

参数	数值
轨道半长轴 (km)	9456
偏心率	0.61
轨道倾角 (°)	87
升交点赤经 (°)	102
近心点角距 (°)	121
真近点角 (°)	0

敏感器0.1 km.

(3) 环绕器初始误差为

$$\Delta \mathbf{X} = [10 \text{ km}; 10 \text{ km}; 10 \text{ km}; 3 \text{ m/s}; 3 \text{ m/s}; 3 \text{ m/s}].$$

(4) 系统噪声矩阵为

$$\mathbf{Q}_1 = \text{diag}(1 \times 10^{-7}, 1 \times 10^{-7}, 1 \times 10^{-7}, 1 \times 10^{-8}, 1 \times 10^{-8}, 1 \times 10^{-8}),$$

$$1 \times 10^{-8}),$$

$$\mathbf{Q}_2 = \text{diag}(1 \times 10^{-7}, 1 \times 10^{-7}, 1 \times 10^{-7}, 1 \times 10^{-8}, 1 \times 10^{-8}, 1 \times 10^{-8}).$$

(5) 观测高斯白噪声矩阵为

$$\mathbf{R}_1 = \text{diag}(7 \times 10^{-7}, 7 \times 10^{-7}, 7 \times 10^{-7}, 7 \times 10^{-7}, 7 \times 10^{-7}, 7 \times 10^{-7}).$$

(6) 此外, 测角敏感器非高斯噪声包括常值噪声 $2''$, 泊松噪声服从参数 $\lambda=1$ 的泊松分布. 测距敏感器闪烁噪声的参数为 $\eta=0.1$, $\mu_1=\mu_2=0$, $\mathbf{P}_1=0$, $\mathbf{P}_2=5\mathbf{P}_1$.

(7) 由文献[13]可知, 火卫一、火卫二短期星历误差可近似认为是常值, 仿真中设为1 km; 信标轨道器1、信标轨道器2、信标轨道器3的位置误差由地面测控能力决定, 位置误差为1 km (1σ).

以下对不同试验场景, 进行仿真分析. 位置估计偏差和速度估计偏差详见图6.

图 6 位置估计偏差((a), (c), (e))和速度估计偏差((b), (d), (f)). (a), (b) 试验场景1; (c), (d) 试验场景2; (e), (f) 试验场景3

Figure 6 Position estimation error ((a), (c), (e)) and velocity estimation error ((b), (d), (f)). (a), (b) Experimental scenarios No. 1; (c), (d) experimental scenarios No. 2; (e), (f) experimental scenarios No. 3.

(1) 试验场景1: 测距、测角传感器存在非高斯噪声, 使用联邦UKF算法进行状态估计.

(2) 试验场景2: 仅采用测角传感器, 存在非高斯噪声, 使用UPF算法进行状态估计.

(3) 试验场景3: 测距、测角传感器存在非高斯噪声, 使用联邦UPF算法进行状态估计.

由图6可知, 联邦UKF算法无法抑制非高斯噪声对导航精度的影响, 位置和速度估计偏差随时间逐渐增大. 采用UPF算法作为子滤波器滤波算法的联邦UPF滤波器, 在测角、测距导航源均可见的情况下, 能满足火星环绕段导航精度需求. 测角测距组合导航系统的位置估计精度和速度估计精度相对于测角导航系统提升50%以上, 滤波估计精度提升明显.

4 半物理仿真

4.1 半物理系统总体设计方案

组合导航地面半物理验证系统通过模拟火星环绕段动力学环境与导航源特性, 验证测角测距组合导航系统的功能与性能, 检验硬件设计、数学模型、滤波算法的正确性.

动力学目标机通过轨道和姿态动力学仿真程序, 生成真实轨道数据, 将结果通过传输控制协议/国际协议(TCP/IP)接口发送至火卫模拟器. 火卫图像模拟器根据基准轨道生成探测器视场内的光学图像, 通过光路输出至测角导航传感器. 测距部分信号采用电信号直接给出, 将距离信息直接输入至测距导航计算机.

测角导航传感器对模拟器产生的光学图像进行采集, 图像处理计算机通过图像处理算法获取图像质心等特征点.

系统功能包括: 模拟火星探测器火星环绕段的轨道动力学环境; 为测角导航传感器提供导航图像模拟信号和导航相对距离电信号; 实现测角测距组合自主导航滤波估计, 输出导航结果.

系统组成框图以及系统连接示意图分别如图7和8所示.

4.2 半物理仿真验证

4.2.1 测角图像模拟

测角图像模拟器计算机通过数学计算, 给出环绕段测角导航传感器视场中的火卫图像. 硬件由工业控制计算机和高精度投影仪实现(图9).

图7 系统组成框图

Figure 7 System composition block diagram.

图8 系统原理框图

Figure 8 System principle block diagram.

图10给出了测角测距组合导航半物理仿真试验台中火卫一和火卫二的实际投影情况。

4.2.2 测距信号源模拟

通过美国国家航空航天局(NASA)、欧洲航天局(ESA)官网获得信标轨道器1、信标轨道器2、信标轨道器3的星历数据, 分别给出不同时刻信标轨道器相对于环绕器的距离信息, 以电信号的形式给测距导航计算机提供信号输入。

导航源信标轨道器1、信标轨道器2和信标轨道器3与火星环绕器之间的相对距离信息分别如图11(a)~(c)所示。

图9 测角图像模拟示意图

Figure 9 Diagram of angle measurement image simulation.

图10 火卫一(a)和火卫二(b)投影示意图

Figure 10 Projection diagrams of Phobos (a) and Deimos (b).

图11 测距信号模拟器给出的相对距离信息. (a) 信标轨道器1与火星环绕器的相对距离; (b) 信标轨道器2与火星环绕器的相对距离; (c) 信标轨道器3与火星环绕器的相对距离

Figure 11 Relative distance information given by range signal simulation. (a) Relative distance between beacon orbiter 1 and Mars orbiter; (b) relative distance between beacon orbiter 2 and Mars orbiter; (c) relative distance between beacon orbiter 3 and Mars orbiter.

4.2.3 导航计算机

导航计算机分为测角导航计算机、测距导航计算机和组合导航计算机。测角导航计算机主要进行测角导航滤波算法的仿真验证, 测距导航计算机主要进行测距导航滤波算法的仿真验证, 组合导航计算机主要进行组合导航改进滤波算法的仿真验证。

在工程实际中, 由于火星的遮挡, 测角、测距导航源存在不可见的情况。由图12可知, 半物理仿真实验表明, 采用UPF算法作为子滤波器滤波算法的联邦UPF滤波器, 在测角、测距导航源均存在不可见的情况下, 导航系统滤波估计依旧较好。在导航源不可见时, 位置估计和速度估计会呈发散趋势, 但是当环绕器再次捕获导航源时, 位置估计和速度估计的精度会提高。

5 结论

本文对火星环绕段探测器测角测距组合导航滤波算法进行了研究, 建立了火星环绕段探测器轨道动力学模型、基于天文图像的测角量测模型, 以及基于星间无线电的测距量测模型。基于对UKF算法的局限性分析, 提出以UPF算法作为联邦子滤波器的滤波算法, 建立了基于联邦UPF的火星环绕器测角测距组合导航

图 12 位置估计偏差(a)和速度估计偏差(b)

Figure 12 Position estimation error (a) and velocity estimation error (b).

算法, 搭建了组合导航系统半物理仿真平台, 并在半物理仿真平台上对组合导航算法进行了分析和验证. 仿真结果表明, 所提基于联邦UPF算法的火星环绕器测

角测距组合导航算法可有效抑制非高斯噪声对导航精度的影响. 较单测角导航, 位置估计精度提升50%以上, 滤波估计精度提升明显.

参考文献

- 1 Bao W M. Present situation and development tendency of aerospace control techniques (in Chinese). *Acta Automatica Sin*, 2013, 39: 697–702 [包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势. *自动化学报*, 2013, 39: 697–702]
- 2 Zhang W, Huang Q L, Chen X. Autonomous celestial navigation method of asteroid probe based on angle measurement and velocity measurement (in Chinese). *Sci Sin Phys Mech Astron*, 2019, 49: 084510 [张伟, 黄庆龙, 陈晓. 基于天文测角测速组合的小行星探测器自主导航方法. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2019, 49: 084510]
- 3 Ning Z J, Li D, Dai Y. Study for celestial speed detection of integrated navigation in deep space exploration (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2016, 3: 225–227, 245 [宁宗军, 李东, 戴煜. 深空组合导航中天文测速观测研究. *深空探测学报*, 2016, 3: 225–227, 245]
- 4 Fang J C, Ning X L, Ma X, et al. A survey of autonomous astronomical navigation technology for deep space detectors (in Chinese). *Flight Control Detect*, 2018, 1: 001–015 [房建成, 宁晓琳, 马辛, 等. 深空探测器自主天文导航技术综述. *飞控与探测*, 2018, 1: 001–015]
- 5 Lowman A E, Stauder J L. Stray light lessons learned from the Mars reconnaissance orbiter's optical navigation camera. In: 49th Annual Meeting on Optical Science and Technology. Washington: SPIE, 2004
- 6 Wang M, Zheng X H, Cheng Y F, et al. Scheme and key technologies of autonomous optical navigation for Mars exploration in cruise and capture phase (in Chinese). *Geomatics Inform Sci Wuhan Univer*, 2016, 41: 434–442 [王密, 郑兴辉, 程宇峰, 等. 火星探测巡航段与捕获段光学自主导航方案与关键技术. *武汉大学学报: 信息科学版*, 2016, 41: 434–442]
- 7 Polle B, Frapard B, Gil-Fernandez F, et al. Autonomous navigation for interplanetary missions performance achievements based on real and flight images. In: 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems. Loutraki, 2005
- 8 Zhou X Q, Hu Z G, Zhang X Y. Discussion on POD accuracy evaluations for satellite-borne LEO satellite (in Chinese). *Geomatics Inform Sci Wuhan Univer*, 2010, 35: 1342–1345 [周晓青, 胡志刚, 张新远. 低轨卫星星载GNSS精密定轨的精度检核技术. *武汉大学学报: 信息科学版*, 2010, 35: 1342–1345]
- 9 Li X X, Wu P L, Yao X, et al. LEO satellite autonomous orbit determination based on BeiDou navigation satellite signal (in Chinese). *J Chin Inertial Technol*, 2014, 22: 644–648 [李星秀, 吴盘龙, 姚翔, 等. 基于北斗导航卫星信号的低轨卫星自主定轨. *中国惯性技术学报*, 2014, 22: 644–648]
- 10 Julier S J, Uhlmann J K. Unscented filtering and nonlinear estimation. *Proc IEEE*, 2004, 92: 401–422
- 11 Xue L, Yang Y, Gao Y, et al. Random weight adaptively IMMUPF for navigation (in Chinese). *Electro Design Eng*, 2019, 27: 133–138 [薛立, 杨一, 高怡, 等. 随机加权自适应IMMUPF及其在导航中的应用. *电子设计工程*, 2019, 27: 133–138]
- 12 Jacobson R A, Lainey V. Martian satellite orbits and ephemerides. *Planet Space Sci*, 2014, 102: 35–44
- 13 Deng X M, Fan M, Xie Y. Comparisons and evaluations of JPL ephemerides. *Chin Astron Astrophys*, 2014, 38: 330–341

Mars orbiter integrated navigation algorithm for angle and range measurement based on federal UPF

ZHANG Wei^{1,2}, ZHANG Xiao^{1,2}, WANG Wei^{1,2} & CHEN Xiao^{1,2}

¹ Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

² Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China

Autonomous navigation is a key technology for ensuring the successful implementation of a deep space exploration mission. To meet the requirements of the autonomous navigation ability of a Mars orbiter in practical engineering, this paper proposes a combined autonomous navigation method for astronomical image angle measurement and inter-satellite radio range measurement to realize high-precision autonomous navigation of a Mars orbiter. In the setting of China's first Mars exploration mission, based on the federal UPF algorithm, simulation analysis of integrated navigation under the condition of non-Gaussian noise is provided, a semi-physical simulation platform is built, and semi-physical simulation verification is performed. The results indicate that the integrated navigation method has higher accuracy and better robustness than that of the traditional astronomical image angle measurement navigation method. Thus, the proposed method can provide accurate navigation information for a Mars orbiter surrounding section. The proposed integrated navigation method is effective and reliable, and its engineering implementation is relatively simple, thus providing a basis for the implementation of China's Mars exploration engineering mission and subsequent major deep space missions.

Mars exploration, integrated navigation, angle measurement navigation, inter-satellite radio range measurement, autonomous navigation

doi: [10.1360/SST-2020-0244](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0244)