火星探测器接近段器地组合导航方法

武迪, 闫脩然, 李海洋, 蒋方华*

清华大学航天航空学院, 北京 100084

* E-mail: jiangfh@tsinghua.edu.cn

收稿日期: 2020-06-15; 接受日期: 2020-07-20; 网络版发表日期: 2020-09-11

国家自然科学基金(批准号: 11672146)资助项目

摘要 本文考虑“天问”1号火星探测接近段导航, 提出了基于数据融合的探测器接近段器地组合导航方法. 该方法在探测器接近段以地面测量和探测器上搭载的光学相机对火星拍照测量作为观测数据, 通过地面滤波作为子滤波器处理地面数据, 并考虑通信延时进行数据上传, 从而与探测器光学测量数据进行数据融合滤波, 得到探测器的位置速度估计. 本文首先考虑了探测器所用接近段模型的精度与计算效率问题, 对轨道积分精度和计算时间进行了仿真分析, 其次给出了地面测量和探测器光学测量所用模型并对测量手段的可见性进行了检验. 本文给出了基于扩展卡尔曼滤波(EKF)和无迹卡尔曼滤波(UKF)进行导航滤波的算法, 并给出了两种滤波算法下地面数据的上传处理和探测器接收数据后的简单融合策略. 在接近段位置先验精度为100 km, 速度先验精度为0.1 m/s的条件下, 分别对地面测量的滤波导航、探测器光学测量自主导航和器地组合导航进行了仿真验证, 结果显示, 器地组合导航方法具有更快的收敛速度和更高的末端精度, 可满足探测器制动捕获的高精度导航要求.

关键词 火星探测器, 接近段器地组合导航, 地面测量, 光学相机测量, 数据融合

1 引言

随着我国航天技术能力的不断提升, 深空探测任务正逐步开展^[1]. 深空探测的一项关键技术是探测器的自主导航. 与近地地面测控不同, 深空探测器巨大的通信时延使得地面测控很难实时确定探测器的轨道状态, 并对突发故障进行干预处理^[2]. 因此, 探测器的自主导航比地面测控更适合于实时导航与控制, 也在一定程度上缓解了地面测控的压力, 使探测器摆脱了对地面测控的依赖^[3]. 近年来, 自主导航技术尤其是基于光学的自主导航在历次国际深空探测任务中获得了

广泛的应用与验证. 随着对自主导航精度要求的提高, 基于数据融合的组合导航方案^[4-6]正逐渐受到关注与研究.

目前, 深空探测器的导航依靠的测量手段较多. 其中地面深空测控站的测距、测速和测角手段在美国和俄罗斯的火星探测器导航任务中取得了成功, 定轨精度能够达到百米以内^[7]. 在自主导航方面, 利用深空探测器对小行星和火卫的光学拍摄并依赖图像中的恒星背景信息, 美国Mariner-9^[8]和Deep Space-1^[9]任务实现了百公里位置精度的自主导航. 随后, 利用太阳光线的视向速度^[10]和脉冲星X射线波段的高精度时钟信号^[11]

引用格式: 武迪, 闫脩然, 李海洋, 等. 火星探测器接近段器地组合导航方法. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 1150–1159

Wu D, Yan X R, Li H Y, et al. Integrated navigation for the approach phase of Mars probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2020, 50: 1150–1159, doi: 10.1360/SST-2020-0242

进行航天器导航的方法也获得了探测器的技术验证. 另外, 基于探测器间无线电测量和惯性导航的方法是常用的导航手段. 由于单一的测量手段受到观测性的限制, 系统的容错率较低, 因此多种测量手段并用的组合导航更具有应用前景. Ma等人^[12,13]提出了基于光学相机、脉冲星测量和星间无线电测量的组合导航方法, 此方法采用集中式融合滤波策略提高了探测器巡航段的自主导航精度. Gu等人^[14,15]进一步采用可观测性分析的方法对比研究了在火星探测巡航段末端不同组合导航方案的导航效果. Wang等人^[16]针对火星探测器接近段采用基于脉冲星和火星环绕探测器相对测量的方法, 实现了对探测器的自主导航. 王密等人^[17]针对火星探测巡航段和接近段, 分别就光学自主导航进行了讨论. Jiang等人^[18]针对火星接近段光学自主导航首次提出了相机的图像生成与处理方法, 能够得到火心的高精度信息. 李建军和王大轶^[6]讨论了基于信息融合的火星环绕段自主导航方法. 本文针对火星探测器接近段轨道高精度导航的要求, 利用地面测控的精度较高的测量数据与探测器光学测量相结合的方案, 提出了基于数据融合的器地组合导航方法.

火星探测器接近段导航要求探测器在进入火星影响球开始至制动捕获点完成轨道确定, 以满足制动捕获的精度要求, 接近段轨道末端时刻精度要求在百公里以内^[17]. 以2020年火星探测窗口为例, 探测器接近段轨道导航时间约为54 h, 导航时间较短且精度要求较高, 因此仍主要依赖于地面测控导航的支持. 根据我国深空探测站的部署情况, 地面测量的可观测性受到探测器飞行弧段的限制. 而接近段光学相机测量相比地面测量的可观测性更好, 能够通过姿态机动保持对火星对相机的可见性, 但是其测量精度较低. 因此, 结合地面测量与光学测量的组合导航方法有以下优点: (1) 相比光学自主导航, 组合导航方案能够提高探测器的导航精度; (2) 具有较高的容错率, 不完全依赖

于地面测控的支持; (3) 采用探测器作为数据融合中心能够实现实时自主导航.

本文通过综合利用地面测量和探测器光学相机测量数据, 提出了基于数据融合的器地组合导航方法, 以探测器作为数据融合中心在保证实时自主导航的基础上提高了导航精度.

2 接近段轨道动力学模型

火星探测器接近段为探测器进入火星影响球至制动捕获点. 在此过程中, 为满足轨道积分精度并考虑探测器计算机的计算能力的限制, 接近段轨道动力学模型除考虑火星中心引力外, 还考虑了主要摄动项, 包括火星的低阶非球形引力摄动, 以及太阳、地球和木星的第三体引力摄动. 其中, 天体的实时位置根据12 h间隔的数值星历表进行二次差值得到. 在J2000火心惯性系下, 探测器接近段的轨道动力学模型为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_M}{r^3}\mathbf{r} + \sum_{k=1}^3 \mu_k \left(\frac{\mathbf{r}_{rk}}{r_{rk}^3} - \frac{\mathbf{r}_{pk}}{r_{pk}^3} \right) + \mathbf{a}_{ns} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{r}$ 表示探测器在火心惯性系中的位置, μ_M 表示火星的引力常数, μ_k ($k=1, 2, 3$)分别表示太阳、地球和木星的引力常数, $\mathbf{r}_{pk}$ 表示该天体在火心惯性系中的位置矢量, $\mathbf{r}_{rk}$ 表示该天体在火心惯性系中相对探测器的位置矢量, $\mathbf{a}_{ns}$ 表示火星低阶非球形摄动产生的加速度.

为验证上述动力学模型与高精度模型接近段轨道的差异, 本文在2020年火星探测窗口的基础上给出了对比验证. 高精度模型在式(1)的基础上还考虑了火星的高阶非球形引力摄动、太阳光压力摄动和各大天体引力摄动. 探测器进入火星影响球时在火心惯性系中的轨道根数和通过高精度模型仿真至制动捕获点的轨道根数见表1. 探测器接近段轨道近似为一条双曲线轨道, 在近火点进行制动捕获为环绕火星飞行. 表2给出

表 1 火星探测器接近段轨道参数

Table 1 Orbital parameters for the approach phase of Mars probe

时刻 (UTC)	经典轨道根数 ^{a)}					
	a (km)	e	i (rad)	Ω (rad)	ω (rad)	f (rad)
2021-02-07 9:59:16.8	-7125.506116	1.532693	0.205392	3.393428	1.675609	-2.265233
2021-02-09 16:0:6.74	-7133.102361	1.531970	0.205349	3.390448	1.678865	0.0

a) a 表示轨道半长轴, e 为轨道偏心率, i 为轨道倾角, Ω 表示升交点赤经, ω 表示近火点幅角, f 表示真近点角

表 2 接近段动力学模型与高精度模型对比

Table 2 Comparison between simplified orbital dynamics and high-precision dynamics

参数	接近段轨道动力学模型	高精度模型
火星非球形摄动	4×4	80×80
第三体摄动	太阳、地球、木星	太阳和各大行星
太阳光压摄动面质比 (m ² /kg)	—	0.01
星历模型	数值星历插值	DE421
轨道积分误差 (m, m/s)	[12.0, 0.075]	—
轨道积分CPU时间 (s)	0.037	0.734

了对比验证的接近段模型和高精度模型, 其中太阳光压摄动反射系数设为2.2. 采用RKF7(8)积分器进行轨道积分所得高精度轨道如图1所示, 轨道积分的位置与速度误差如图2所示. 由图1和2可以看出, 接近段轨道总时长为54 h, 其中前50 h的轨道基本为一条直线, 此时接近段模型积分精度较高, 误差逐渐累积. 在接近制动捕获点时, 轨道曲率显著增大, 由于误差的累积、轨道加速度的增大和模型误差的增大, 轨道积分误差迅速增长. 制动捕获点处, 探测器轨道积分位置误差为12.0 m, 速度误差为0.075 m/s, 两种模型此过程的轨道积分在台式电脑(CPU 3.60 GHz, RAM 8.0 GB, Microsoft Visual Studio C++ 2012, release模式单线程)仿真中的CPU时间分别为0.037和0.734 s, 由此可见, 此接近段动力学模型在轨道积分速度上拥有显著优势. 由于在组合导航时需要反复调用轨道动力学进行积分运算, 因此运用此模型可以在误差允许范围内显著降低轨道积分所需的运算量.

3 组合导航测量模型

3.1 地面测量

地面测控系统通过和探测器配合, 获取探测器相对于地球的距离、速度和角度信息. 一般而言, 地基的测控手段主要采用无线电跟踪测量数据, 数据类型包括多普勒测速、测距和干涉测角. 本文在火星探测器接近段组合导航中应用了地面多普勒测量和探测器光学相机两种测量手段.

地面多普勒测量为利用地面深空站获取探测器相对于测控站的速度和距离信息, 深空站包括佳木斯

图 1 (网络版彩图)探测器接近段轨道示意图

Figure 1 (Color online) Orbit of Mars probe for approach phase.

图 2 (网络版彩图)接近段轨道动力学模型积分误差随时间的变化曲线

Figure 2 (Color online) Orbiter's position and velocity error propagation.

站、喀什站和南美站. 将探测器在火心惯性系中的位置速度($\mathbf{r}$, $\mathbf{v}$)转换为相对于测站的测站坐标系中的位置速度($\mathbf{r}_e$, $\mathbf{v}_e$), 则单个测控站的测量模型为

$$\begin{cases} \rho = \|\mathbf{r}_e\| + w_r, \\ \dot{\rho} = \frac{\mathbf{v}_e \cdot \mathbf{r}_e}{\|\mathbf{r}_e\|} + w_v, \end{cases} \quad (2)$$

式中, w_r 和 w_v 分别表示测距和测速的测量噪声, 与地面测站信号测量和处理能力有关.

在接近段组合导航的过程中, 需要对各个测站进行可见性分析, 已选择合适的地面测站. 根据测控站观测仰角 β_0 , 可得探测器在测站坐标系中可见的条件为

$$\arcsin \frac{z_e}{r_e} > \beta_0, \quad (3)$$

式中, $r_e = \|\mathbf{r}_e\|$, $\mathbf{r}_e = (x_e, y_e, z_e)^T$ 分别为探测器与测站的距离和探测器在测站坐标系中的位置分量. 根据表1的轨道参数, 分别分析接近段轨道对3个探测站的可见性, 结果如图3所示. 可以看到, 探测器对佳木斯站和喀什站的可见性情况相近, 在制动捕获点附近对两站均可见, 能够以较好的导航精度进行制动捕获. 而探测器对南美站的可见时间较短, 但显著提高了地面测控的整体可见性. 因此, 组合导航在地面测量的基础上增添了可见性更好的光学相机测量, 以进一步增强轨道整体的可见性, 获取接近段更好的导航效果.

3.2 光学相机测量

光学相机测量利用探测器上的相机拍摄火星图像, 对拍摄的火星图像进行处理, 从而得到探测器相对于火星的方向矢量信息. 在相机拍摄时刻, 设火心惯性系到相机本体系的转换矩阵为 $\mathbf{A}$, 此矩阵可由此时探测器姿态信息和相机安装矩阵得到, 则相机本体系中火星的位置为

$$\mathbf{r}_c = \mathbf{A}\mathbf{r}. \quad (4)$$

进一步将火星位置矢量向相机焦平面投影, 可得

$$\begin{cases} p = \frac{f}{z_c} K_x x_c + w_p, \\ l = \frac{f}{z_c} K_y y_c + w_l, \end{cases} \quad (5)$$

式中, p 和 l 为在不考虑相机电磁畸变和光学畸变情况下得到的相元像素, K_x 和 K_y 分别为焦平面 x 和 y 方向的从毫米到相机像素的转换系数, w_p 和 w_l 为测量噪声, 与图像处理精度和相机指向精度有关.

光学相机测量的可见性主要考虑火星在相机本体坐标系中的位置矢量在相机视场范围内, 而由于接近段探测器距火星较近且不会完全处于火星的阴影区, 火星反射足够的太阳光进入相机这一条件可忽略不计. 因此, 考虑相机视场参数为 $p_{\max} \times l_{\max}$, 则要求光学相机测量计算所得像素满足

$$\begin{cases} p \leq 0.5p_{\max}, \\ l \leq 0.5l_{\max}, \end{cases} \quad (6)$$

式中, 系数0.5是由于测量所得像素是以相平面中心为基准, 而视场描述的是相平面的尺寸. 一般而言, 此条

件需要探测器进行姿态机动从而使火星在相机本体坐标系中的位置矢量在相机视场范围内. 因此, 在实际探测任务中需要进一步规划接近段探测器的姿态基准, 本文仅考虑保证光学相机测量可见的对火定向姿态, 此时火星对光学相机的可见性如图3所示.

地面测站的地理经纬度、测站的仰角和测量精度见表3, 其中测量精度根据我国深空测控网的测控水平, 和月球探测测控精度取为同一量级(采用双向测距/测速, S频段, 测距精度为5 m, 测速精度为3 cm/s)^[19], 因此在本文仿真中保守的取测距精度为10.0 m, 测速精度为5 cm/s. 另一方面, 考虑测控系统本身的误差特性复杂、实际中火星星历误差等因素, 仿真时误差模型考虑为所选精度的随机白噪声和同量级的系统误差^[3]. 根据项目中所选设备, 光学相机的测量参数见表4, 其中相机指向精度参考文献[20]给出.

在上述接近段动力学模型和测量模型的基础上, 需要进一步评估导航系统的可观测性. 由于地面测量导航和光学自主导航均为可观的, 采用两者数据进行融合滤波时也是可观的, 可以理解为两种测量方式中其中一种数据即可保证系统的可观测性. 对于系统可

图3 (网络版彩图)接近段探测器对不同测量的可见性情况
Figure 3 (Color online) Observability for different measurements.

表3 地面测量参数

Table 3 Parameters for ground measurement

测站	地理位置	测站仰角 β_0	测量精度 (m, m/s)
佳木斯站	130.8°E, 46.5°N	10°	(10.0, 0.05)
喀什站	76.7°E, 38.4°N	10°	(10.0, 0.05)
南美站	69.4°W, 35.8°S	10°	(10.0, 0.05)

表4 光学相机测量参数

Table 4 Parameters for optical measurement

参数	参数设定值
相机焦距 (mm)	234.0
相平面尺寸 (pix)	5120×3840
相机转换系数 (pix/mm)	$K_x=K_y=156.25$
相机观测频率 (h)	0.25
图像处理精度 (pix)	0.1
相机指向精度 (μrad)	20.0

观测度的评估可根据滤波的协方差矩阵进行, 本文将对滤波结果的误差进行分析以评估导航系统的导航效果。

4 融合滤波

4.1 滤波算法

常用的滤波处理算法包括批处理滤波算法和序贯滤波算法, 批处理滤波算法如加权最小二乘算法(WLS)在Deep Space-1任务和Deep Impact任务自主导航中已经成功应用, 序贯滤波算法主要为扩展卡尔曼滤波算法(EKF)和无迹卡尔曼滤波算法(UKF)^[21,22], 两者均成功应用于探测器导航任务。EKF通过对非线性系统线性化, 转换为局部线性问题, 因此对接近段自主导航处理速度较快但有可能导致较大误差, 而UKF可以在一定程度上减小线性化造成的滤波误差较大的问题, 但计算量较大。由于探测器在接近段导航实时性要求较高, 导航任务时间较短, 因此本文采用EKF和UKF对测量数据进行滤波。

已知探测器的状态方程和测量方程分别为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}[\mathbf{x}(t), t] + \mathbf{Q}(t), \\ \dot{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{h}[\mathbf{x}(t), t] + \mathbf{R}(t), \end{cases} \quad (7)$$

式中, $\mathbf{x} = [\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T]^T$ 为探测器6维状态量, $\mathbf{Q}$ 为由动力学模型精度确定的动力学模型噪声, $\mathbf{y}$ 和 $\mathbf{R}$ 为由测量方式确定的测量量和测量噪声。

EKF需要对方程进行线性化, 在 t_k 时刻线性化后的方程为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \Phi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{x}_k + \mathbf{Q}_k, \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{R}_k, \end{cases} \quad (8)$$

式中, $\Phi(t_{k+1}, t_k)$ 为状态转移矩阵, $\mathbf{H}_k$ 为测量矩阵。那么EKF基本算法如下。

- (1) 通过式(7)计算 t_{k+1} 时刻的预测轨道 $\mathbf{x}_{k+1|k}$;
- (2) 计算 t_{k+1} 时刻的预测协方差矩阵

$$\mathbf{P}_{k+1|k} = \Phi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{P}_k \Phi^T(t_{k+1}, t_k) + \mathbf{Q}_k; \quad (9)$$

- (3) 计算卡尔曼增益

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1|k} \mathbf{H}_{k+1}^T [\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1|k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_k]^{-1}; \quad (10)$$

- (4) 进行状态和协方差矩阵更新

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1|k} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{h}_{k+1}(\mathbf{x}_{k+1|k})], \\ \mathbf{P}_{k+1} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}] \mathbf{P}_{k+1|k}. \end{cases} \quad (11)$$

为保证滤波算法的稳定性, 协方差矩阵仍变换为对称阵形式, 即 $P_{k+1,ij} = \frac{1}{2}(P_{k+1,ij} + P_{k+1,ji})$ 。

UKF不需要计算动力学方程的状态转移矩阵和测量矩阵。它的核心是UT变换, 用一组离散采样点来近似状态变量分布, 从而逼近系统状态变量的均值和方差。其基本算法如下。

- (1) 以无损变换(UT)变换产生采样点

$$\begin{cases} \chi_{0,k} = \mathbf{x}_k, w_0 = \frac{\kappa}{n+\kappa}, \\ \chi_{i,k} = \mathbf{x}_k + \sqrt{n+\kappa} (\sqrt{\mathbf{P}_k})_i, w_i = \frac{1}{2(n+\kappa)}, \\ \chi_{i+n,k} = \mathbf{x}_k - \sqrt{n+\kappa} (\sqrt{\mathbf{P}_k})_i, w_{i+n} = \frac{1}{2(n+\kappa)}, \end{cases} \quad (12)$$

式中, $n=6$ 为状态维度, $i=1,2,\dots,n$, 当状态变量 $\mathbf{x}$ 服从高斯分布时, 通常有 $n+\kappa=3$, 即 $\kappa=-3$, $(\sqrt{\mathbf{P}_k})_i$ 表示协方差矩阵Cholesky分解后所得矩阵的第 i 列, w_i 为第 i 点的权值。

- (2) 根据式(7)将 $\chi_{i,k}$ 积分至 t_{k+1} 时刻得到 $\chi_{i,k+1|k}$, 计算 t_{k+1} 时刻状态和协方差矩阵

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i \chi_{i,k+1|k}, \\ \mathbf{P}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i [\chi_{i,k+1|k} - \mathbf{x}_{k+1|k}] [\chi_{i,k+1|k} - \mathbf{x}_{k+1|k}]^T + \mathbf{Q}_k. \end{cases} \quad (13)$$

- (3) 计算理论观测值及其协方差矩阵

$$\begin{cases} \gamma_{i,k+1|k} = \mathbf{h}(\chi_{i,k+1|k}), \\ \mathbf{y}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i \gamma_{i,k+1|k}, \\ \mathbf{P}_{yy,k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i [\gamma_{i,k+1|k} - \mathbf{y}_{k+1|k}] [\gamma_{i,k+1|k} - \mathbf{y}_{k+1|k}]^T + \mathbf{R}_k. \end{cases} \quad (14)$$

(4) 计算卡尔曼增益

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{xy,k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i [\chi_{i,k+1|k} - \mathbf{x}_{k+1|k}] [\gamma_{i,k+1|k} - \mathbf{y}_{k+1|k}]^T, \\ \mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{xy,k+1|k} \mathbf{P}_{yy,k+1|k}^{-1}. \end{cases} \quad (15)$$

(5) 进行状态和协方差矩阵更新

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1|k} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{y}_{k+1|k}], \\ \mathbf{P}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1|k} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{P}_{yy,k+1|k} \mathbf{K}_{k+1}^T. \end{cases} \quad (16)$$

可以看出, UKF相较于EKF计算卡尔曼增益矩阵更加复杂, 同时在初始协方差矩阵、模型噪声矩阵和测量噪声矩阵均为对称矩阵的情况下, 协方差矩阵仍保持为对称矩阵。

4.2 融合滤波策略

本文涉及地面测量及光学相机测量多个测量数据来源, 因此需要采用一定的融合滤波策略, 从而获得对状态量的最佳估计。一般而言, 融合滤波有3种融合结构, 分别为集中式融合、分布式融合和混合式融合。集中式融合需要将所有测量数据集中于一个滤波器进行处理和融合, 对于数据传输的要求高。分布式融合需要对每种测量数据进行滤波处理, 形成局部结果, 而后再将测量数据传输至融合中心进行融合, 这种方式对于数据传输的要求较低, 更适合应用于探测器接近段组合导航。而由于联邦滤波器融合结构计算量和数据传输要求均较高^[23], 所以我们采用了更为简单的凸组合融合策略。

具体思路如图4所示: 由地面测量和处理作为子滤波器, 根据地面测量结果进行滤波定轨, 而后在考虑通信时延更新状态和协方差矩阵后, 按照一定频率上传至探测器供探测器组合导航使用; 探测器滤波器处理光学相机测量信息, 同时在接收地面滤波结果时按照凸组合的方式进行融合, 更新探测器滤波结果, 从而进行组合导航。方案的优点在于以较低的数据传输, 在实时自主导航的基础上, 提高探测器导航精度, 且

图4 (网络版彩图)滤波融合策略示意图

Figure 4 (Color online) The strategy for data fusion.

相比于光学自主导航未显著增加探测器计算机的计算负担。但方案的缺点在于要求地面同时进行滤波计算, 且连续上传地面滤波结果, 对地面测站的需求较高。

地面滤波结果上传时, 需要将滤波结果积分至探测器接收时刻, 进行融合滤波。设数据上传时地面定轨时刻 t_k , 探测器接收时刻为 t_{ke} , 并设上传时刻滤波结果为 $(\mathbf{x}_k, \mathbf{P}_k)$, 则根据式(9), 采用高精度模型积分可得探测器接收时刻滤波结果 $(\mathbf{x}_{ke}, \mathbf{P}_{ke})$ 。

凸融合算法为在接收到地面滤波结果时, 将其与此时的探测器利用光学测量数据滤波结果 $(\mathbf{x}_{ke}, \mathbf{P}_{ke})$ 融合。若假设两者之间互不相关, 则融合公式为

$$\begin{cases} \mathbf{x} = \mathbf{P}_{kc} (\mathbf{P}_{kc} + \mathbf{P}_{ke})^{-1} \mathbf{x}_{ke} + \mathbf{P}_{ke} (\mathbf{P}_{kc} + \mathbf{P}_{ke})^{-1} \mathbf{x}_{kc}, \\ \mathbf{P} = \mathbf{P}_{kc} (\mathbf{P}_{kc} + \mathbf{P}_{ke})^{-1} \mathbf{P}_{ke}. \end{cases} \quad (17)$$

本文中, 由于探测器接收到地面滤波结果时, 探测器利用光学测量结果的滤波在同步进行, 因此将地面滤波结果作为新的一次“测量量”加入滤波过程, 测量误差有协方差矩阵给出, 此时可以验证EKF滤波的算法与式(17)等价。

5 算法验证

5.1 仿真设置

利用表1给出的轨道数据, 对探测器接近段器地组合导航算法的导航效果进行仿真验证。测量数据根据高精度轨道模型进行仿真测量并添加随机高斯噪声进行生成, 其中噪声方差根据测量量测量误差确定。探测

器接近段飞行全过程中, 地面滤波与上传计算均采用高精度模型进行, 而探测器上滤波与数据融合均采用前文接近段动力学模型进行计算, 并根据模型验证时所得积分数据估计全过程加速度误差。本文参考文献[20]中火星接近段数据设置, 根据地面测控系统的前期支持, 滤波时探测器轨道各方向的先验位置精度为100 km, 先验速度精度为0.1 m/s。地面测量与光学相机测量数据间隔均为15 min, 地面滤波10次后开始上传, 上传所需的轨道递推(考虑通讯时延后)时长为 $t_{ke}-t_k=30$ min, 之后每隔10次滤波上传一次数据。滤波与数据融合参数设置见表5。作为对比验证, 分别将地面单独滤波结果和探测器光学自主导航滤波结果与数据融合滤波结果对比进行了分析。

5.2 仿真计算结果

按照表5的设置, 将滤波结果与轨道积分的真值进行对比得出滤波结果的误差结果。首先, 地面采用高精度模型进行滤波计算, 其EKF和UKF滤波结果如图5所示。在单核release模式, EKF滤波过程下耗时48.9 s, UKF滤波过程耗时351.4 s, 即UKF相比EKF耗时明显增加。最终误差方面, EKF滤波捕获点处位置误差小于20 km, 最小误差约为200 m, 速度误差仍保持在0.1 m/s附近。UKF滤波在捕获点处位置误差略优于EKF滤波, 末端振荡幅度较小, 精度较高, 这是由于末端在接近火星时轨道非线性显著增强, 因此此时UKF滤波更为适合, 滤波得到的结果精度更高。

探测器采用相机光学测量数据进行滤波计算的

表5 滤波与数据融合参数

Table 5 Parameters for filters and data fusion

参数	参数设定值
先验位置、速度精度(km, m/s)	[100, 0.1]
测量数据观测频率 (h)	0.25
探测器动力学模型误差 (m/s ²)	4.0×10^{-7}
数据融合频率 (h)	2.5
$t_{ke}-t_k$ (h)	0.5
滤波算法	EKF, UKF

EKF和UKF的结果如图6所示。其中EKF滤波计算耗时约2.7 s, UKF滤波耗时约16.0 s, 与地面滤波计算的效率对比一致且计算时间大幅缩减, UKF的计算耗时大约为EKF计算耗时的6倍。最终误差方面, EKF滤波捕获点处位置误差小于20 km, 最小误差约为1.5 km, 速度误差仍保持在0.1 m/s附近。UKF滤波收敛较慢, 其捕获点处位置与EKF滤波接近, 约为1 km, 末端振荡幅度较小, 精度较高, 同样与末端在接近火星时轨道非线性显著增强有关, 末端的导航精度小于地面的滤波结果。从整体趋势上, EKF和UKF均为前40 h部分轨道精度较低, 位置误差维持在200 km, 速度误差约增大到0.15 m/s, 而后逐步收敛, 这是由于接近段前部分探测器的飞行轨迹更近似一条直线, 光学测量数据变化较小, 定轨以跟踪轨道为主, 而在轨道变化剧烈的部分, 光学测量数据对轨道的修正较大, 从而逐步收敛。

作为对比, 我们对基于数据融合方案的探测器滤波进行了仿真研究。经过对地面滤波结果的处理, 按

图5 (网络版彩图)地面根据地面测量数据滤波的位置(a)和速度(b)误差曲线

Figure 5 (Color online) Navigation results (position error (a) and velocity error (b)) of filters by ground measurement.

照数据上传的约束得出约为21组数据上传至探测器进行融合滤波, 数据量很小. 融合滤波的EKF和UKF的结果如图7所示. 算法的计算时间和采用相机光学测量数据进行滤波计算时相同, 滤波时间未明显增加. 误差方面, 在数据融合开始后, 融合滤波的位置误差迅速降低至10 km以内, 滤波过程中最小误差约为180 m, 略优于地面滤波的结果, 速度误差降低至0.06 m/s左右, 但在捕获点附近由于速度的变化率较大, 滤波结果有轻微的振荡和误差增大现象. 基于数据融合的方法滤波收敛较快, 且制动捕获时的导航精度更高. 因此可以得出结论, 基于数据融合的器地组合导航方法, 能够以探测器作为数据融合中心, 在不显著增加计算负担的前提下提高了导航精度.

6 结论

本文提出了基于数据融合的器地组合导航方法, 利用地面的高精度测量数据和作为子滤波器的数据上传处理, 结合探测器的光学相机测量和作为数据融合中心的滤波处理算法, 实现了考虑通信时延情况且不显著增加计算负担的数据融合方法, 最后通过EKF和UKF两种算法对导航精度进行了仿真验证. 结果显示, 基于数据融合的器地组合导航方法能够弥补单个测量手段的精度、可见性方面的缺点, 滤波过程收敛较快, 且精度优于单测量手段时的滤波结果. 最终导航位置精度小于10 km, 因此基于数据融合的器地组合导航方法能够满足火星探测器高精度制动捕获的要求.

图 6 (网络版彩图)探测器根据光学相机测量数据滤波的位置(a)和速度(b)误差曲线

Figure 6 (Color online) Navigation results (position error (a) and velocity error (b)) of filters by optical observation.

图 7 (网络版彩图)地面上传与光学相机测量数据融合滤波的位置(a)和速度(b)误差曲线

Figure 7 (Color online) Integrated navigation (position error (a) and velocity error (b)) results of filters by data fusion.

参考文献

- 1 Jiang X, Yang B, Li S. Overview of China's 2020 Mars mission design and navigation. *Astrodynamics*, 2018, 2: 1–11
- 2 Huang X, Huang J, Li J, et al. Autonomous navigation for the approach phase based on image measurement data (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2013, 43: 748–754 [黄翔宇, 黄江川, 李骥, 等. 基于图像测量数据的目标接近段自主导航方法研究与实验. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 748–754]
- 3 Baoyin H, Ma P. Overview of autonomous navigation method for Mars probe (in Chinese). *Flight Control Detect*, 2018, 1: 34–40 [宝音贺西, 马鹏斌. 火星探测器自主导航方法综述. 飞控与探测, 2018, 1: 34–40]
- 4 Ning X, Gui M, Fang J, et al. Differential X-ray pulsar aided celestial navigation for Mars exploration. *Aerosp Sci Technol*, 2017, 62: 36–45
- 5 Liu J, Wei E, Jin S. Mars cruise orbit determination from combined optical celestial techniques and X-ray pulsars. *J Navigation*, 2017, 70: 719–734
- 6 Li J, Wang D. Information fusion integrated navigation for satellite around Mars (in Chinese). *Aerosp Control*, 2016, 34: 27–32 [李建军, 王大轶. 基于信息融合的火星环绕段自主导航方法. 航天控制, 2016, 34: 27–32]
- 7 You T H, Halsell A, Highsmith D, et al. Mars reconnaissance orbiter navigation. In: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. Providence, 2004
- 8 Duxbury T C, Born G H, Jerath N. Viewing phobos and deimos for Navigating Mariner 9. *J Spacecr Rockets*, 1974, 11: 215–222
- 9 Bhaskaran S, Desai S D, Dumont P J, et al. Orbit determination performance evaluation of the Deep Space-1 autonomous navigation system. In: *AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting*. Monterey, 1998
- 10 Yim J R. Autonomous spacecraft orbit navigation. Dissertation of Doctoral Degree. College Station, TX: Texas A&M University, 2002
- 11 Shuai P, Zhang X, Huang L, et al. X-ray pulsar navigation test satellite science data analysis (in Chinese). *Aerospace Control Appl*, 2017, 43: 1–6 [帅平, 张新源, 黄良伟, 等. 脉冲星导航实验卫星科学观测数据分析. 空间控制技术与应用, 2017, 43: 1–6]
- 12 Ma P, Jiang F, Baoyin H. Autonomous navigation of mars probes by combining optical data of viewing Martian moons and SST data. *J Navigation*, 2015, 68: 1019–1040
- 13 Ma P, Wang T, Jiang F, et al. Autonomous navigation of mars probes by single X-ray pulsar measurement and optical data of viewing Martian moons. *J Navigation*, 2017, 70: 18–32
- 14 Gu L, Li S, Li W, et al. Comparative study on autonomous navigation for Mars cruise probe based on observability analysis. *J Astron Telesc Instrum Syst*, 2018, 4: 1
- 15 Gu L, Jiang X, Li S, et al. Optical/radio/pulsars integrated navigation for Mars orbiter. *Adv Space Res*, 2019, 63: 512–525
- 16 Wang S, Cui P, Gao A, et al. Absolute navigation for Mars final approach using relative measurements of X-ray pulsars and Mars orbiter. *Acta Astronaut*, 2017, 138: 68–78
- 17 Wang M, Zheng X, Cheng Y, et al. Scheme and key technologies of autonomous optical navigation for Mars exploration in cruise and capture phase (in Chinese). *Geomatics Inf 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]
- 18 Jiang X, Li S, Gu L, et al. Optical image generation and high-precision line-of-sight extraction for Mars approach navigation. *J Navigation*, 2019, 72: 229–252
- 19 Dong G, Li H, Hao W, et al. Development and future of China's deep space TT&C system (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2018, 5: 99–114 [董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展. 深空探测学报, 2018, 5: 99–114]
- 20 Cui W, Zhang S, Zhang S, et al. Research on optical autonomous navigation for approach phase of Mars exploration (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2013, 33: 313–319 [崔文, 张少愚, 张树瑜, 等. 火星探测器接近段的光学自主导航研究. 空间科学学报, 2013, 33: 313–319]
- 21 Bar-Itzhack I Y, Medan Y. Efficient square root algorithm for measurement update in Kalman filtering. *J Guid Control Dyn*, 1971, 6: 129–134
- 22 Julier S J, Uhlmann J K. Unscented filtering and nonlinear estimation. *Proc IEEE*, 2004, 92: 401–422
- 23 Ning X, Fang J. A new method of autonomous navigation for deep space explorer based on information fusion (in Chinese). *Chin Space Sci Technol*, 2004, 2: 66–71 [宁晓琳, 房建成. 基于信息融合的深空探测器的自主导航方法. 中国空间科学技术, 2004, 2: 66–71]

Integrated navigation for the approach phase of Mars probe

WU Di, YAN XiaoRan, LI HaiYang & JIANG FangHua

School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China

Considering the navigation for the approach phase of the Chinese Mars probe TIANWEN-1, we present an integrated navigation method based on the data fusion of the ground measurement and optical observation. This method combines the measurements of space and control stations on Earth and the optical observation of the camera carried by the probe. Taking an on-the-ground filter as a subfilter to deal with the data of ground measurement and uploading the results with communication delay considered, we proposed a data fusion method for the uploaded results and optical data. First, a dynamic model for the approach phase of the Mars probe is introduced, and the computational accuracy and efficiency of the orbital integration are analyzed. The measurement models are then subjected to visibility analysis. Second, the algorithms of extended Kalman filter and unscented Kalman filter are formulated for data uploading and fusion. Finally, a simulation is performed under the prior position estimation as 100 km and Prior velocity estimation as 0.1 m/s. Results show that the integrated navigation method has better convergence speed and navigation accuracy.

Mars probe, integrated navigation, ground measurement, optical observation, data fusion

doi: [10.1360/SST-2020-0242](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0242)