

小天体附着相对导航观测序列规划及试验

李嘉兴, 王大轶, 邓润然, 葛东明, 董天舒

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 针对小天体附着探测过程中受计算资源限制, 序列图像自主相对导航系统难以处理大量光学图像信息的问题, 提出一种相对导航观测序列规划的方法, 基于Fisher信息矩阵建立了描述陆标观测精度的可观测度指标, 并以此为指导设计了观测序列的规划策略, 优选出关键观测时刻。为验证相对导航方法的有效性, 搭建了小天体附着试验平台, 通过8根绳索并联牵引载荷平台实现着陆器6自由度附着运动的模拟。最后在试验平台搭载可见光相机实现小天体附着相对导航的半物理仿真试验, 在高精度相对导航的同时大幅降低了导航系统的计算负担, 研究将为小天体工程的实施提供支持。

关键词: 小天体附着; 相对导航; 序列图像; 观测规划

中图分类号: V249.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)03-0295-09

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20240039

引用格式: 李嘉兴, 王大轶, 邓润然, 等. 小天体附着相对导航观测序列规划及试验[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(3): 295-303.

Reference format: LI J X, WANG D Y, DENG R R, et al. Relative navigation observation sequence planning for small body attachment and its experiment[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(3): 295-303.

引 言

小天体研究能推动太阳系起源、行星演化、生命起源等基础科学问题的突破, 是当前空间探索的前沿、热点问题。在对小天体实施附着探测任务过程中, 着陆器面临环境复杂未知、距离地球遥远等挑战, 传统的星-地操控模式通信延迟极大, 严重限制了着陆器应对复杂、未知环境的适应能力^[1], 着陆器通常需具备高精度自主导航的能力。

利用光学相机拍摄的序列图像中包含了小天体表面丰富的特征信息, 如陨石坑、石块、裂缝等, 着陆器以这些自然特征作为陆标可实现小天体相对的自主导航^[2]。美国1996年2月发射的“近地小行星交会”(Near Earth Asteroid Rendezvous, NEAR)小行星探测器在最后接近附着的过程中, 地面辅助导航时通过拍摄的“爱神星”(433 Eros)小行星表面标志性特征(如陨石坑等)图像信息来提高导航精度^[3]。2005年发射的“深度撞击”(Deep Impact)任务跟踪光学相机拍摄彗星图像中的彗星光心, 实现了相对位置、速度的估计^[4]。日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)的“隼鸟号”(Hayabusa)深空探测器在对“糸川”(25143 Itokawa)小行星探测

任务也使用了光学辅助导航系统, 在接近小行星的过程中抛下人工特征, 并将拍摄的光学图像回传至地面, 经处理实现对人工特征的跟踪, 进而消除水平速度^[5], 随后的“隼鸟2号”(Hayabusa 2)继承了该技术。2004年欧洲航天局(European Space Agency, ESA)发射的“罗塞塔”(Rosetta)探测器经过10年飞行, 于2014年11月释放“菲莱”(Philae)着陆器成功着陆彗星, 利用着陆器导航相机获取的光学图像以及雷达测距测速和激光成像系统测量信息进行导航和避障^[6]。因此, 基于序列图像的自主导航是小天体探测理想的导航方案^[7]。

在着陆器计算资源受限的条件下, 无法处理大量的序列图像信息, 需要合理规划观测序列以尽量减少图像拍摄的数量, 从而在确保充分观察天体表面特征的同时抽取图像的关键帧。Chen等^[8]在相机视角随时间变化的前提下, 通过固定拍摄时间间隔来减少拍摄的图像数量。有些学者以运动信息作为相机视角变化的判断依据, Yue等^[9]以速度和角速度等信息、Piao等^[10]以惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)积分结果、Quan等^[11]以相机投影矩阵间欧氏距离反应的平移和旋转判断视角发生的变化来选取关键帧。

收稿日期: 2024-02-28 修回日期: 2024-04-18

基金项目: 国家重点研发计划项目(2019YFA0706500); 国家自然科学基金(U20B2055, 61525301)

Knoblauch等^[12]发现当两次相邻观测间基线较小时基本矩阵误差高,基线较大时同构矩阵误差高,因此采用基本矩阵和同构矩阵之间的残差作为指标选择适中的观测基线。Gan和Drummond^[13]利用图像间匹配点到极线距离的残差计算雅克比矩阵和信息矩阵,根据信息矩阵特征值选择姿态估计精度最高的图像作为关键帧。Lim等^[14]根据图优化得到的姿态协方差建立信息矩阵,利用其行列式作为关键帧选择依据。除了依据相机位姿估计精度外,也有根据地图精度选取的思路。Das和Waslander^[15]在最大限度降低地图熵的同时选择插入特征点后熵最小的帧。Schmuck和Chli^[16]通过计算相邻帧的共同信息,在避免丧失地图精度的同时选择地图图像冗余最少的关键帧。

为实现小天体附着过程的半物理仿真,采用绳索牵引并联机器人技术搭建运动模拟平台,该方法具有高负载、惯性小、高机动性等优势,已广泛应用于各种工业场景。Pusey等^[17]研究了6自由度6绳索牵引并联机器人的工作空间,并通过调节雅克比矩阵解决了力和速度传递的性能问题。Nasr等^[18]在考虑奇异性、运动灵敏度、刚度、自由碰撞和可行工作空间的基础上进一步优化了雅克比矩阵。Schenk等^[19]提出一种考虑弹性、平台绳索耦合、绳索质量和长度等绳索动力学特性的端口哈密顿模型。Seon等^[20]针对6自由度8绳索的并联机器人改进了绳索连接方式,能有效增加平台旋转时的工作空间。Chellal等^[21]针对状态约束非线性耦合多输入多输出系统的控制问题,提出了包含位置控制和力控制的 H_∞ 方法,结合视觉跟踪系统测量平台姿态,具备良好的轨迹跟踪精度和干扰抑制能力。

本文首先介绍了基于序列图像的小天体探测附着相对导航系统模型,然后推导了视线深度估计误差模型,并基于此给出观测序列规划方法,最后设计了小天体附着相对导航半物理仿真平台,通过半物理仿真试验验证导航算法的有效性。

1 小天体附着段序列图像相对导航系统模型

1.1 导航系统状态方程

本文涉及的坐标系定义:小天体固联坐标系 $\{L\}$ 的原点在小天体质心, z_L 轴为小天体自转角速度方向, x_L 指向小天体最小惯量方向, y_L 轴遵循右手定则;相机坐标系 $\{C\}$ 的原点在相机焦点, z_C 轴与相机光轴重合, x_C-y_C 平面与相机成像平面平行,如图1所示。

在着陆器附着小天体的过程中,着陆器在小天体固联坐标系 $\{L\}$ 的轨道动力学方程表示为

$$\ddot{\mathbf{r}} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) = \mathbf{F} + \mathbf{U} \quad (1)$$

其中: \mathbf{r} 为着陆器相对小天体质心的位置; $\boldsymbol{\omega}$ 为小天体相对惯性空间的自转角速度; \mathbf{F} 为着陆器的控制加速度; \mathbf{U} 为着陆器所在位置 \mathbf{r} 处的重力加速度。

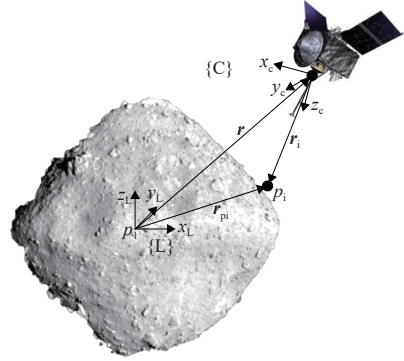


图1 坐标系定义

Fig. 1 Definition of coordinate system

重力加速度可表示为

$$\mathbf{U} = \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial \mathbf{r}} \quad (2)$$

其中: \mathbf{V} 为小天体的引力势函数。

式(2)用球谐函数可表示为

$$\mathbf{V} = \frac{\mu}{a} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{\|\mathbf{r}\|} \right)^{n+1} (C_{nm} P_{nm} \sin \varphi \cos m\theta + S_{nm} P_{nm} \sin \varphi \sin m\theta) \quad (3)$$

其中: μ 为小天体的引力常数; a 为小天体外接圆的半径; C_{nm} 和 S_{nm} 为小天体的各阶谐系数; P_{nm} 为缔合勒让德多项式; φ 和 θ 为着陆器所在的经纬度。

本文假设着陆器姿态可通过星敏感器确定^[22],导航系统的状态量定义为

$$\mathbf{x} = [\mathbf{r}^T \dot{\mathbf{r}}^T]^T \quad (4)$$

通常假设小天体自转角速度固定不变,即 $\dot{\boldsymbol{\omega}} = 0$,导航系统的状态方程表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{w} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \mathbf{F} + \mathbf{U} - 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}} - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) \end{bmatrix} + \mathbf{w} \quad (5)$$

其中: \mathbf{w} 为过程噪声。

1.2 导航系统观测方程

着陆器通过光学相机观测小天体表面的陆标确定与小天体的相对位置,实现自主相对导航。定义观测到的第 i 个陆标 p_i 在小天体固联坐标系 $\{L\}$ 下的位置为 \mathbf{r}_{pi} ,通过遥感建模和图像匹配可获得 \mathbf{r}_{pi} 的值,当已知小天体固联坐标系到相机坐标系 $\{C\}$ 的姿态转移矩阵

C_L^C 时, 陆标 i 在相机坐标系下的位置 $r_i^C = [r_{ix}^C \ r_{iy}^C \ r_{iz}^C]^T$ 可表示为

$$r_i^C = C_L^C(r_{pi} - r) \quad (6)$$

陆标 i 在相机成像平面上的坐标为

$$z_i = \frac{f}{r_{iz}^C} \begin{bmatrix} r_{ix}^C \\ r_{iy}^C \end{bmatrix} + \eta_i \quad (7)$$

其中: f 为相机焦距; η_i 为观测陆标 i 时的测量噪声。

因此, 同时观测 n 个陆标时的观测方程可表示为

$$z = h(x) + \eta = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \vdots \\ \eta_n \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中: η 为测量噪声。

1.3 导航状态估计

本文采用扩展卡尔曼滤波器实现导航状态估计。在第 k 个导航采样时刻, 根据状态转移方程将第 $k-1$ 时刻的状态最优估计值 $\hat{x}_{k-1,k-1}$ 递推至第 k 时刻获得状态预测值 $\hat{x}_{k,k-1}$, 状态转移方程为

$$\hat{x}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{x}_{k-1,k-1} \quad (9)$$

其中: $\Phi_{k,k-1}$ 为从 $k-1$ 到 k 时刻的状态转移矩阵。

$$\Phi_{k,k-1} = I + A_{k,k-1} \Delta t + A_{k,k-1}^2 \Delta t^2 / 2 + A_{k,k-1}^3 \Delta t^3 / 3 + \dots \quad (10)$$

$$A_{k,k-1} = \left. \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}_{k-1,k-1}} \quad (11)$$

当过程噪声 w 和测量噪声 η 都为零均值白噪声时

$$\begin{cases} E[w(t)w^T(\tau)] = Q\delta(t-\tau) \\ E[\eta(t)\eta^T(\tau)] = R\delta(t-\tau) \\ E[w(t)\eta^T(\tau)] = 0 \end{cases} \quad (12)$$

其中: Q 为系统噪声协方差矩阵; R 为测量噪声协方差矩阵; $\delta(t-\tau)$ 为狄拉克(Dirac) δ 函数。

误差协方差矩阵的预测值与增益矩阵为

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k,k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q \quad (13)$$

$$K_k = P_{k,k-1} H_k [H_k P_{k,k-1} H_k^T + R]^{-1} \quad (14)$$

观测矩阵为

$$H_k = \left. \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}_{k,k-1}} \quad (15)$$

更新误差协方差矩阵为

$$P_{k,k} = P_{k,k-1} - K_k H_k P_{k,k-1} \quad (16)$$

将预测值带入观测方程获得观测预测值为

$$\hat{z}_{k,k-1} = h(\hat{x}_{k,k-1}) \quad (17)$$

最后根据状态预测值、增益矩阵、观测值和观测预测值可获得的状态最优估计值为

$$\hat{x}_{k,k} = \hat{x}_{k,k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_{k,k-1}) \quad (18)$$

2 小天体附着段图像观测序列规划

假设着陆器在第 k 时刻观测一次陆标后, 经过 s 个采样间隔后在第 $k+s$ 时刻才观测第2次陆标, 本节通过优化可观测度寻找最优观测间隔 s , 从而规划出轻量化的序列图像。

Fisher信息矩阵定义为^[22]

$$F = E \left[\left(\frac{\partial \log p(z|x)}{\partial x} \right)^T \left(\frac{\partial \log p(z|x)}{\partial x} \right) \right] \quad (19)$$

其中: $p(z|x)$ 为给定状态 x 时观测量 z 的条件概率密度。

Fisher信息矩阵描述了观测信息中蕴含的状态信息量, 也就是通过观测信息求解状态的精度。通过化简可得到第 k 时刻的Fisher信息矩阵为^[22]

$$F_k = H_k^T R^{-1} H_k \quad (20)$$

假设当前为第 k 时刻, 根据状态转移方程式(9)递推出第 $k+s$ 时刻的状态预测值 $\hat{x}_{k+s,k} = \Phi_{k+s,k} \hat{x}_{k,k}$, 再根据线性化的观测方程可以预测 $k+s$ 时刻观测值的矩阵 H_{k+s} , 即可计算 $k+s$ 时刻的Fisher信息矩阵 F_{k+s} , 从而预测由此时的观测信息所求解出的状态精度。

引理1(Cramér-Rao不等式)^[23]: 设 \hat{x} 为参数 x 的正规无偏估计, 其误差的协方差阵满足Cramér-Rao不等式为

$$\text{var}(\hat{x}) = E[(x - \hat{x})(x - \hat{x})^T] = E(\tilde{x}\tilde{x}^T) \geq F^{-1} \quad (21)$$

引理1描述了状态误差协方差矩阵与Fisher信息矩阵之间的关系, 将式(20)所示的Fisher信息矩阵代入Cramér-Rao不等式可得到误差协方差矩阵的下界, 即

$$P_{k+s,k} \geq F_{k+s}^{-1} \quad (22)$$

当误差协方差矩阵 $P_{k+s,k}$ 越小时, 导航状态估计误差越小, 导航精度越高。因此在 $P_{k+s,k}$ 最小时拍摄图像并输入观测信息, 即可获得最高的导航精度。而对于 $P_{k+s,k}$ 矩阵较大的时刻就不再拍摄图像, 以此来减少图像处理 and 导航滤波的计算量。

为找到 $P_{k+s,k}$ 最小的观测间隔 s , 由于无法直接计算

出 $P_{k+s,k}$, 可通过Fisher信息矩阵作为寻优的媒介。因此序列图像观测序列的规划问题转换成: 通过优化使Fisher信息矩阵逆的迹最小的 s , 即可找到使状态误差协方差 $P_{k+s,k}$ 最小的观测间隔。用于规划观测间隔的目标函数为

$$s = \operatorname{argmin}_{s \in [1, s_{\max}]} [\operatorname{tr}(F_{k+s}^{-1})] \quad (23)$$

其中: s_{\max} 为最大观测间隔时间, 该阈值的设定是为了限制观测间隔, 防止拍摄视角变化过大导致图像特征匹配失败。

规划后的观测策略: 每个采样时刻都依靠式 (9) 进行状态递推, 在第一个时刻观测完陆标并导航滤波后, 利用式 (23) 规划距离下一次观测前的间隔时间。在观测的关键时刻之前只进行状态递推, 到达观测时刻后拍摄图像, 并再次进行导航滤波。如此循环往复, 直到附着成功停止。观测策略的流程图如图2所示。

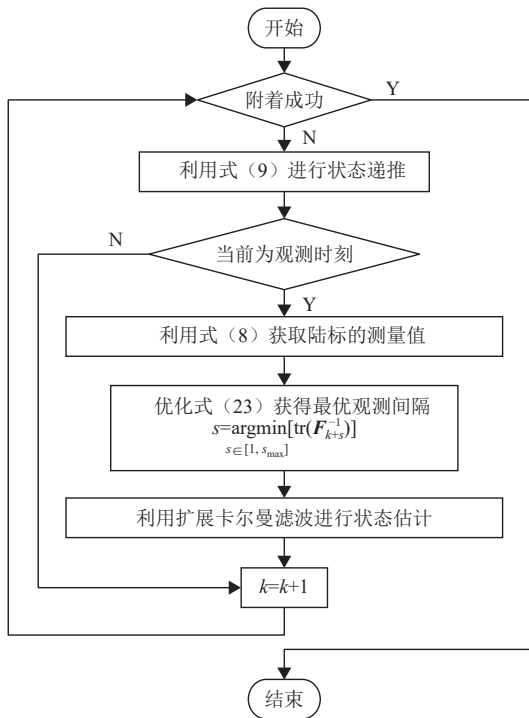


图2 观测规划策略
Fig. 2 Observation planning strategy

3 小天体附着试验平台

基于绳索牵引并联机器人技术, 搭建了一套小天体附着过程运动环境模拟设备, 采用方管钢构建外框架, 使用8吊索控制方案, 开发的人机交互界面可以实现单吊索控制、整体控制和轨迹跟踪功能。该平台可用于模拟小天体附着过程的运动和受力环境, 为着陆器附着自主导航的地面试验提供试验环境条件。

3.1 组成与结构

小天体附着试验平台是模拟小天体附着过程中动力学与运动学的重要设备, 其主要功能跟踪着陆器模拟的运动轨迹, 实现有效载荷运动模拟; 补偿有效载荷的部分或全部重力, 使有效载荷所受外力与其在小天体附近所受的引力相当。

小天体附着试验平台由悬吊框架、机械驱动与传动、载荷安装接口、运动控制子系统、综控子系统组成, 工作原理如图3所示。系统运行模式的调整和运行数据监控由操作员在综控子系统设定, 在轨迹跟踪模式下, 运动控制子系统可实时接收仿真计算机发送的轨迹数据并插值。运动控制子系统与综控、仿真计算机通过以太网互联。运动控制子系统通过现场总线和IO控制驱动器运行, 同时采集位置、拉力等数据。驱动器控制电机, 通过卷扬机构牵引有效负载上的接口模块。机械框架可为驱动传动机构提供支撑。设备外形尺寸外包络长度8.61 m、宽度5.61 m、高度4.5 m, 其平台示意图如图4所示。

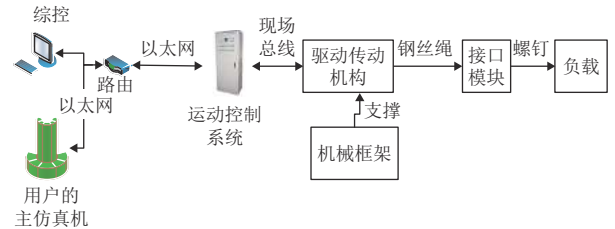


图3 试验平台工作原理图
Fig. 3 Diagram of working principle of experimental platform

1) 悬吊框架: 主要由立柱、横梁、斜支撑、维修维护平台及驱动传动部分的安装接口构成, 主要作用是驱动传动装置提供支撑和安装工位, 需具有足够的刚度, 并提供维修维护平台。

2) 机械驱动与传动: 包括安装在悬吊框架上的电机、减速机、制动器、驱动器、卷扬机构、滑轮组、钢丝绳、力传感器、变送器及相应的紧固、调整环节构成。

3) 载荷安装平台: 有末端接口适配器和配重构成。提供和有效负载的接口, 当有效负载较轻, 不足以张紧钢丝绳时, 提供配重。当有效负载较重时, 可拆卸配重。

4) 运动控制子系统: 包括控制柜和相关电缆。控制柜内部安装控制计算机、配电电路、信号调理电路, 用于分配各个分系统的电源、信号, 接收综控指令, 分配各个电机的指令, 实现轨迹跟踪控制或竖直拉力的恒力补偿输出。该子系统主要由数字信号处理

(Digital Signal Process, DSP) 或工控机作为计算元件, 采用现场总线控制各个现场驱动器。

5) 综控系统: 作为试验系统的人机交互装置, 用于监视系统状态、保证安全运行和实现人机交互。综控子系统主要由工控机、控制台台体、上下电按钮、急停按钮和控制电路所组成。

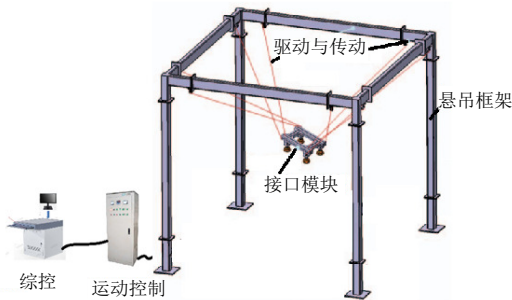


图 4 小天体附着试验平台示意图

Fig. 4 Small celestial body attachment experimental platform

3.2 铰接方式与工作空间

铰接方式是悬吊框架8个角点与载荷安装平台8个角点之间绳索连接的拓扑关系。工作空间是指载荷安装平台在绳索牵引的作用下所能运动到的位置空间集合, 工作空间可行解越大表示载荷在悬吊框架内的空间利用率越高, 对小天体附着试验的完成度也越高。有效负载工作空间主要受3方面因素的影响, 分别为钢丝绳运动干涉条件、受力平衡时拉力限制条件、位姿集合的联通性条件。最终可行的位姿区间为各个因素确定的交集。小天体附着试验平台采用的绳索铰接方式如图5所示, 这种铰接方式采用4个出绳点, 且绳索互不交叉。

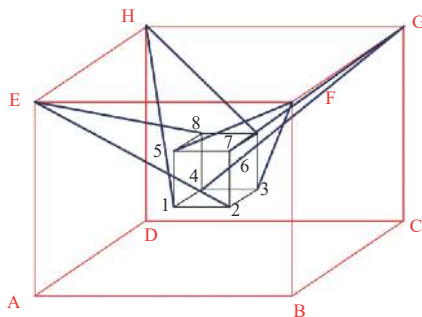


图 5 铰接方式示意图

Fig. 5 Diagram of articulation method

铰接方式的设计同时考虑工作空间可行解占比和安全稳定性。相比8个出绳点 (A、B、C、D、E、F、G、H), 采用4个出绳点 (E、F、G、H) 的铰接方式

可显著提高工作空间的可行解占比。此外, 相比绳索相互交叉, 绳索互不交叉的铰接方式不会出现绳索触碰的现象, 避免了高速运行时拉力传感器异常反馈造成控制系统不稳定的问题。通过仿真分析, 得到该方案的工作空间可行解分布如图6所示, 可行解占比达到98.71%, 可为小天体附着试验的有效载荷运动提供充足空间。

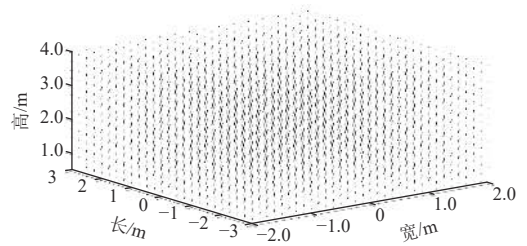


图 6 工作空间可行解分布

Fig. 6 Distribution of feasible solutions in the workspace

4 仿真校验

小天体附着试验平台的控制界面如图7所示, 可对有效载荷平台用绝对位置或位置增量两种模式实施控制, 通过设置三轴位置、三轴姿态和运动速度即可实现对有效载荷的移动。仿真计算机通过模拟小天体附着过程运动轨迹数据, 实时传输给运动控制系统后即可操纵载荷实现相同的运动位移。

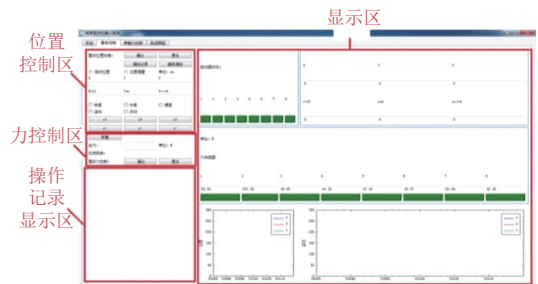


图 7 控制界面

Fig. 7 Control interface

本文以小行星Eros为目标天体开展附着段的序列图像自主导航试验验证。小天体附着试验平台模拟着陆器在着陆区附近的附着运动过程, 地面为小天体着陆区的模拟地形, 载荷平台上的光学相机拍摄的序列图像为导航滤波器提供陆标图像特征。相对导航试验的关键参数取值如表1所示。

根据初始参数设定, 在整个附着过程中, 由仿真计算机生成的着陆器在工作空间内的位置、速度和姿态的控制量如图8所示, 以此作为附着相对导航状态量的真实值。

表1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值
仿真时长/s	103
a/m	1600
$\mu/(m \cdot s^{-1})$	446300
工作空间内初始位置/m	[8, 5, 4]
工作空间内初始速度/ $(m \cdot s^{-1})$	[-0.1, -0.1, -0.1]
相机视场宽度/ $(^\circ)$	69
采样时间间隔/s	1
相机分辨率/pixel	1024×1024
测量误差标准差/pixel	0.06

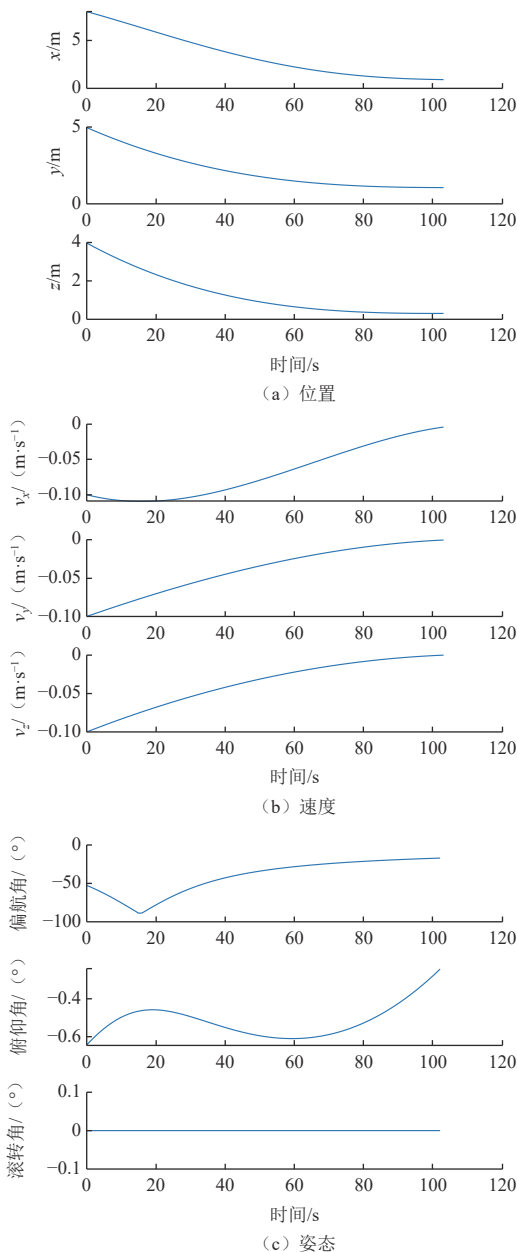


图8 着陆器在工作空间内的状态控制量

Fig. 8 State control quantity of lander in the workspace

在导航状态控制量的基础上,为验证相对导航观测序列规划方法,在导航滤波器中引入初始状态误差,如表2所示。小天体附着试验平台通过绳索牵引带动有效载荷平台跟随状态控制信号运动的实景如图9所示。

表2 导航初始状态误差

Table 2 Initial navigation state error

导航状态参数	初始误差
位置/m	[1, 1, 1]
速度/ $(m \cdot s^{-1})$	[0.01, 0.01, 0.01]
姿态/ $(^\circ)$	[2, 2, 2]

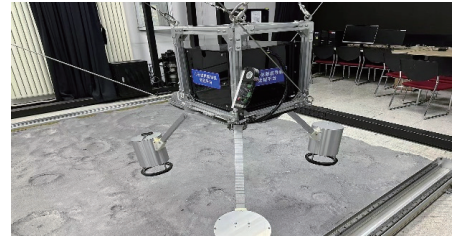


图9 附着试验实拍图

Fig. 9 Actual photo of attachment experiment

有效载荷平台负载的可见光相机通过采集序列图像,从每幅图像中提取10个陆标特征传递给导航模块实现相对导航状态解算。其中根据图像观测序列规划方法给出的观测间隔时间调整采集图像的时刻。附着过程中拍摄图像的时刻如图10所示。

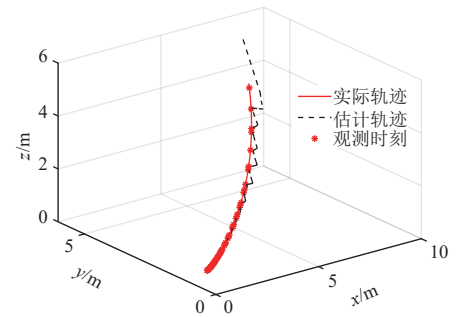


图10 附着轨迹和观测时刻示意图

Fig. 10 Attachment trajectory and observation time

由图10可以看出观测序列规划方法通过自适应地延长观测间隔,在可观测度最大的时刻拍摄图像,在附着初始阶段采用较大的观测间隔,使得每次观测位置的估计误差都能迅速降低;在接近地面阶段采用较小的观测间隔,实现精确相对导航。经统计在观测序列规划方法的指导下,光学相机只拍摄了55幅图像,与每个采样时刻均观测陆标相比减少47.1%的图像处理计算量。由此可以看出采用观测序列规划方法可以明显减少图像拍摄和处理次数,降低图像处理占用

的计算量, 为着陆器上自主相对导航降低计算负担。

将图像特征的测量值输入扩展卡尔曼滤波器后解算得到的相对导航状态误差如图11所示, 可以看出相对导航状态误差在第50 s后完成收敛, 状态误差标准差如表3所示, 可以看出由50 s后导航数据计算出的相对导航位置误差标准差0.82 cm, 姿态误差标准差0.23°, 说明基于序列图像的小天体附着试验实现了高精度相对导航。当每个采样时刻均观测陆标时, 同样可以计算出位置误差标准差0.68 cm, 姿态误差标准差0.193 2°。与每个采样时刻均观测陆标相比, 采用观测序列规划方法自适应地调整观测间隔时, 减少了观测信息的输

入, 导致的导航精度降低影响不大。这是由于观测策略的规划结果是在可观测度最大的时刻观测陆标, 使着陆器观测到了可获得最高导航精度的陆标图像特征信息。

表3 导航状态误差

Table 3 Navigation state error

导航状态参数	误差标准差
位置/m	[0.002 8, 0.008 4, 0.001 1]
速度/(m·s ⁻¹)	[0.001 9, 0.004 4, 0.000 2]
姿态/(°)	[0.043 6, 0.231 7, 0.174 4]

5 结论

针对小天体附着过程中自主光学导航的观测序列选取问题, 本文提出了一种基于Fisher信息矩阵的观测序列规划方法, 通过建立Fisher信息矩阵并用其描述状态误差界的下限, 构建了可观测度指标, 以此选取可观测度最大的时刻拍摄图像。此外, 搭建了小天体附着试验平台, 通过半物理仿真验证了小天体附着相对导航观测序列规划方法的可行性与先进性, 减少图像处理计算量47.1%, 相对导航位置误差标准差0.82 cm, 姿态误差标准差0.23°, 在高精度相对导航的同时大幅降低了导航系统的计算负担。

参 考 文 献

- [1] 李嘉兴, 王大轶, 董天舒, 等. 基于深度估计误差的自主光学导航陆标优选方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(2): 133-139.
LI J X, WANG D Y, DONG T S, et al. Optimization method for autonomous optical navigation landmarks based on depth estimation error[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 133-139.
- [2] 徐超, 王大轶, 黄翔宇. 基于陆标图像的火星精确着陆自主导航方法研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2016, 3(2): 150-155.
XU C, WANG D Y, HUANG X Y. Autonomous navigation for mars pin-point landing based on landmark image[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 150-155.
- [3] CHENG Y, MILLER J K. Autonomous landmark based spacecraft navigation system[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2003, 114(3): 1769-1783.
- [4] OWEN W, DUXBURY T, ACTON C H, et al. A brief history of optical navigation at JPL[C]//Proceedings of 31st Annual AAS Guidance and Control Conference. Breckenridge: AIAA, 2008.
- [5] CHENG A F, SANTO A G, HEERES K J, et al. Near-Earth asteroid rendezvous: mission overview[J]. Journal of Geophysical Research: Planets, 1997, 102(E10): 23695-23708.
- [6] CHAMPETIER C, SERRANO J, DELAFONTAINE. Autonomous and advanced GNC techniques for the interplanetary Rosetta mission[C]// Proceedings of 1st International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems. Noordwijk, the Netherland: [S. l.], 1991.
- [7] ZHU S Y, XIU Y, ZHANG N, et al. Crater-based attitude and position

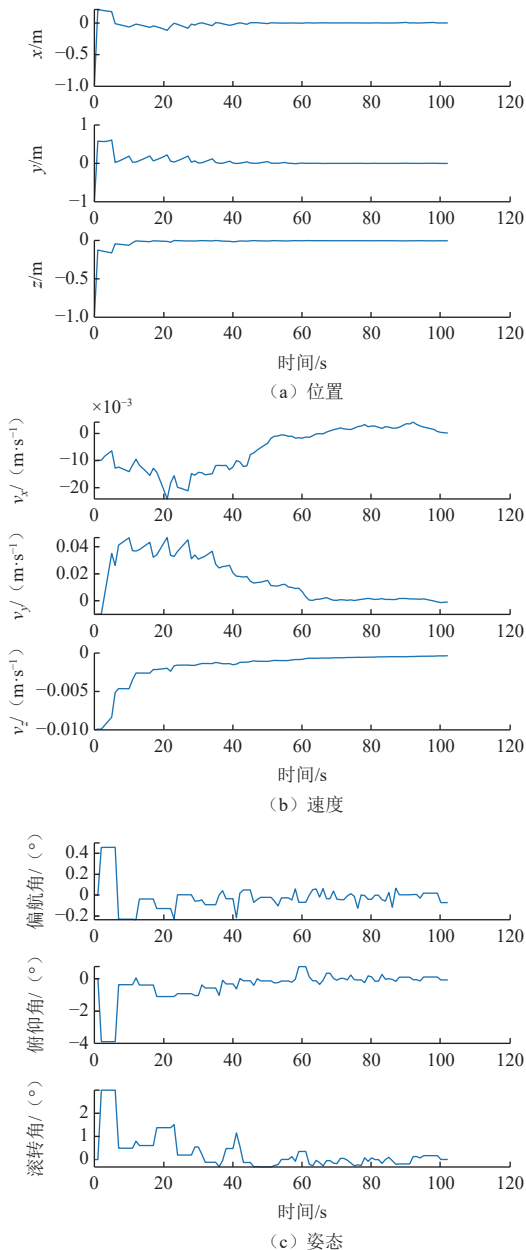


图11 附着相对导航状态误差

Fig. 11 Relative navigation state error of attachment

- estimation for planetary exploration with weighted measurement uncertainty[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 176: 216-32.
- [8] CHEN K, WU J, LI Z, et al. A robust visual loop-closure detection method of VSLAM for ambiguous environment[C]//Proceedings of the 3rd International Conference on Control and Computer Vision. Macau: ICCCV, 2020.
- [9] YUE H, YU Y, WU X, et al. Keyframe extraction and loop closure detection considering robot motion[C]//Proceedings of 2018 13th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA). Wuhan, China: IEEE, 2018.
- [10] PIAO J C, KIM S D. Real-time visual-inertial SLAM based on adaptive keyframe selection for mobile AR applications[J]. *IEEE Transactions on Multimedia*, 2019, 21(11): 2827-2836.
- [11] QUAN M, PIAO S, HE Y, et al. Monocular visual SLAM with points and lines for ground robots in particular scenes: parameterization for lines on ground[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2021, 101: 1-19.
- [12] KNOBLAUCH D, HESS-FLORES M, DUCHAINEAU M A, et al. Non-parametric sequential frame decimation for scene reconstruction in low-memory streaming environments[C]//Proceedings of Advances in Visual Computing: 7th International Symposium, ISVC 2011. Las Vegas: Springer, 2011.
- [13] GAN T S Y, DRUMMOND T W. Vision-based augmented reality visual guidance with keyframes[C]//Proceedings of Computer Graphics International Conference. Berlin, Heidelberg: Springer, 2006.
- [14] LIM H, LIM J, KIM H J. Online 3D reconstruction and 6-DoF pose estimation for RGB-D sensors[C]//Proceedings of Computer Vision-ECCV 2014 Workshops. Zurich, Switzerland: Springer, 2015.
- [15] DAS A, WASLANDER S L. Entropy based keyframe selection for multi-camera visual SLAM[C]//Proceedings of 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Hamburg, Germany: IEEE, 2015.
- [16] SCHMUCK P, CHLI M. On the redundancy detection in keyframe-based SLAM[C]//Proceedings of 2019 International Conference on 3D Vision(3DV). Quebec City, QC, Canada: IEEE, 2019.
- [17] PUSEY J, FATTAH A, AGRAWAL S, et al. Design and workspace analysis of a 6-6 cable-suspended parallel robot[J]. *Mechanism and machine theory*, 2004, 39(7): 761-778.
- [18] NASR A, MOOSAVIAN S A A. Multi-criteria design of 6-dof fully-constrained cable driven redundant parallel manipulator[C]//Proceedings of 2015 3rd RSI International Conference on Robotics and Mechatronics (ICROM). Tehran, Iran: IEEE, 2015.
- [19] SCHENK C, YÜKSEL B, SECCHI C, et al. Port Hamiltonian modeling of a cable driven robot[J]. *IFAC-PapersOnLine*, 2018, 51(3): 161-168.
- [20] SEON J A, PARK S, KO S Y, et al. Cable configuration analysis to increase the rotational range of suspended 6-DOF cable driven parallel robots[C]//Proceedings of 2016 16th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS). Gyeongju, Korea: IEEE, 2016.
- [21] CHELLAL R, LAROCHE E, CUVILLON L. An H_2 methodology for position control of 6-DoF cable-driven parallel robots[C]//Proceedings of 2014 European Control Conference(ECC). Strasbourg, France: IEEE, 2014.
- [22] JIA H, ZHU S Y, CUI P Y. Observability-based navigation using optical and radiometric measurements for asteroid proximity[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2019, 56(4): 2677-2688.
- [23] 王大轶, 李茂登, 黄翔宇, 等. 航天器多源信息融合自主导航技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018.
- WANG D Y, LI M D, HUANG X Y, et al. Spacecraft multi-source information fusion autonomous navigation technology[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018.

作者简介:

李嘉兴(1994-), 男, 工程师, 博士, 主要研究方向: 基于序列图像的自主导航。

通信地址: 北京市海淀区友谊路104号(100094)

E-mail: ljiaxing_cast@163.com

王大轶(1973-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 航天器自主制导、导航与控制、控制系统故障可诊断性/可重构性评价与设计等。**本文通信作者。**

通信地址: 北京5142信箱56分箱(100094)

E-mail: daiyiwang@163.com

Relative Navigation Observation Sequence Planning for Small Body Attachment and Its Experiment

LI Jiaying, WANG Dayi, DENG Runran, GE Dongming, DONG Tianshu

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: In the process of small body attachment detection, due to the limitation of computational resources, it is difficult for the sequence image autonomous relative navigation system to process a large amount of optical image information. In this paper, a relative navigation observation sequence planning method is proposed, and an observable measurement index describing the observation accuracy of the landmark is established based on the Fisher information matrix, which is used as an index to design the observation strategy for the preferred selection of the key observation moments. In order to verify the validity of the relative navigation method, a small body attachment experiment platform is constructed, and the 6-degree-of-freedom attachment motion simulation of the lander is realized by pulling the load platform with 8 ropes in parallel. Finally, a visible light camera is mounted on the experimental platform to realize the semi-physical simulation of the relative navigation of small body attachment, which greatly reduces the computational burden of the navigation system while providing high-precision relative navigation. It will provide reference for the asteroid project in the future.

Keywords: small body attachment; relative navigation; sequential images; observation planning

Highlights:

- A observability degree based on Fisher information matrix is proposed for small body attachment relative navigation.
- A method of selecting key observation moments based on the observability degree is proposed, and an observation sequence planning strategy is given based on this method.
- An experimental platform for the attachment of small bodies is designed, and it is verified that the observation sequence planning method can greatly reduce the computational burden of images while providing high-precision relative navigation.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]