

深空探测转移段光学成像测量自主导航及仿真验证技术

王大轶, 黄翔宇[†]

(北京控制工程研究所, 北京 100190; 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要: 本文研究了深空探测转移段光学成像测量自主导航涉及的导航天体的选取与规划、导航天体图像的处理、观测方程与状态方程的建立、导航滤波算法的选取以及数学与半物理仿真验证等技术, 提出了导航目标最优选取与成像序列规划、复杂导航星图提取与识别、无迹变换导航滤波以及光学成像测量自主导航仿真验证等方法. 数学和半物理仿真试验验证结果表明, 提出的方法有效提高了自主导航精度.

关键词: 深空探测; 自主导航; 光学成像测量; 仿真验证

中图分类号: V448 文献标识码:

Autonomous optical navigation for deep space transfer phase and its simulation verification

WANG Da-yi, HUANG Xiang-yu[†]

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: This paper investigates the autonomous optical navigation technologies for deep space transfer phase, including selection and planning of navigation target, processing of navigation image, establishment of observation and state equations, selection of navigation filter algorithm, along with numerical and semi-physical simulation method etc. The methods of optimal selection and image measurement planning of navigation target, processing and identifying of complex navigation image, navigation filter based on unscented transform, and simulation verification of autonomous optical navigation are presented. The numerical and semi-physical simulation results demonstrate the valid improvement of autonomous navigation precision by using these methods.

Key words: deep space exploration; autonomous navigation; optical imaging measurement; simulation verification

1 引言(Introduction)

与地球轨道航天器相比, 深空探测器的飞行距离更远、运行时间更长、任务环境更复杂, 因此, 仅依赖地面测控网进行导航, 在精度、实时性、可靠性等诸多方面受到限制, 难以满足深空探测任务对导航的多方面要求. 自主导航技术是解决这些问题的有效途径, 已实现的深空探测任务一般都具有一定的自主导航能力. 目前, 基于光学成像测量的自主导航是唯一可用于深空探测全过程的自主导航方式, 已成为主要发展方向. 转移段是深空探测任务的长时间飞行段, 利用地面测控网的导航会长期占用地面站资源且无法满足故障等情况下的实时轨道确定需求, 因此, 深空探测转移段任务需具备自主导航功能.

对于深空探测转移段, 受飞行轨道等特殊环境的限制, 光学成像测量自主导航可用的导航天体通常是距离探测器较远的天体, 如小行星及其背景恒星. 尽

管小行星数量众多且分布广泛, 但是并非所有小行星都能满足导航成像敏感器观测条件、图像处理和导航精度的要求. 因此, 光学成像测量自主导航的第一步是根据任务轨道和导航成像敏感器性能等约束, 进行导航天体的选取与规划. 第二步是利用导航成像敏感器对选取和规划的导航天体成像, 获取导航天体图像信息, 经过图像处理得到导航观测量. 第三步是根据导航天体的星历和已有导航参数, 利用轨道动力学模型和观测模型预测观测时刻的观测量. 最后, 根据获取的观测量和预测的观测量, 利用选取的导航滤波算法对预测的导航参数进行修正. 光学成像测量自主导航的一般流程如图1所示.

针对深空探测转移段的导航需求, 美国的深空一号提出了利用小行星和背景恒星图像信息的自主导航方案^[1-2], 该方案给出了小行星的选取和规划标准、多交互相关图像处理、批处理加权最小二乘

导航滤波算法. 该方案已完成了实际飞行试验验证, 试验自主导航精度较低(位置误差250 km、速度误差0.2 m/s), 这主要由于该方案还存在多约束条件下的导航目标观测优化、复杂轨迹图像的导航目标高精度提取与识别、稀疏测量信息条件下的高精度导航滤波

等问题. 针对这些问题, 本文提出了导航目标最优选取与成像序列规划、复杂导航星图提取与识别、无迹变换导航滤波以及光学成像测量自主导航仿真验证等方法, 提高了自主导航的可观度、精度、观测效率和可靠性等.

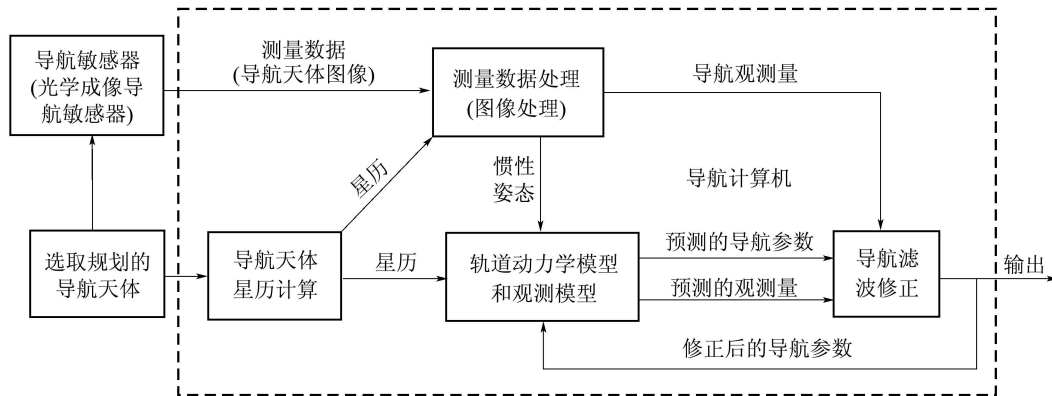


图 1 光学成像测量自主导航流程
Fig. 1 Autonomous optical navigation process

2 导航天体的选取与规划 (Selection and planning of navigation celestial body)

导航天体的选取与规划是光学成像自主导航测量的第一步, 这个过程一般在地面完成, 可分为导航天体的选取标准确定、最优组合选取和观测序列规划.

2.1 导航天体选取标准 (Selection level of navigation celestial body)

选取导航天体的主要约束为导航成像传感器观测条件、图像处理和导航精度等约束. 从导航成像传感器观测约束条件得到的标准有太阳相角标准和视星等标准; 从图像处理算法角度得到的标准有视运动标准和三星概率标准; 从导航精度得到的标准有天体与探测器距离标准.

根据深空探测任务的需求和典型深空导航成像传感器的性能等, 表1给出了导航天体的一般选取标准^[1-4]. 利用这些选取标准, 可逐步筛选, 最终给出与轨道区间对应的可用的导航天体列表.

表 1 导航天体选取标准

Table 1 Selection level of navigation celestial body

选取标准	约束值
太阳相角	≤ 45°
视星等	≤ 12
视运动	≤ 0.1 μrad/s
三星概率(星等≤11)	≥ 98%
与探测器距离	≤ 3 × 10 ⁸ km

2.2 导航天体最优组合选取 (Optimal combination of navigation celestial body)

对于深空探测转移段, 光学成像测量自主导航一般需要利用多个导航天体的测量信息. 选取不同的导航天体组合, 其空间分布不同, 几何测量条件不同, 最终的导航精度也会不同. 因此, 需要从可用的导航天体中选取对应自主导航精度高的最优组合.

在卫星导航中普遍使用精度衰减因子^[5] (dilution of precision, DOP)来评价导航卫星的几何构型, 估计导航精度. 这里引入DOP的一种PDOP (定位精度因子)来评价导航天体的组合. 经推导, 评价导航天体组合对应的自主导航精度的PDOP计算公式为

$$PDOP = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{D}^{-1})}/f, \quad (1)$$

式中: $\text{tr}(\cdot)$ 表示求矩阵的迹,

$$\mathbf{D} = (\mathbf{I} - \mathbf{e}_1 \mathbf{e}_1^T)/\rho_1^2 + (\mathbf{I} - \mathbf{e}_2 \mathbf{e}_2^T)/\rho_2^2 + \dots + (\mathbf{I} - \mathbf{e}_m \mathbf{e}_m^T)/\rho_m^2,$$

\mathbf{e}_i 为探测器指向第*i*个导航天体的视线方向矢量, ρ_i 为探测器与第*i*个导航天体的距离, $i = 1, 2, \dots, m$, m 为需要选取的导航天体个数, f 为导航成像传感器的焦距.

由式(1)可知, 在导航传感器焦距确定的情况下, 光学成像导航的PDOP值只与导航天体组合的空间分布有关, 即只与导航天体到探测器的距离、导航

天体相对探测器的视线方向有关. 导航天体与探测器距离都减小 a 倍, 则PDOP减小 a 倍, 也就是说导航天体与探测器的距离越近越好, 这与直观几何分析结果一致.

导航天体最优组合选取方法为: 根据任务需要, 确定一次自主导航需要观测的天体数量(m); 若符合选取标准的备选天体有 n 个(一般 $n > m$), 则共有 C_n^m 种组合方式, 计算所有组合的PDOP值, 其中PDOP值最小的组合就是导航天体的最优组合.

2.3 导航天体观测序列规划(Observation sequence planning of navigation celestial body)

对选取的导航天体逐一进行成像时, 需要不断调整成像敏感器的光轴指向. 如果成像敏感器固定安装于探测器本体, 则需要通过调整探测器姿态来改变成像敏感器的指向. 这就涉及到连续姿态机动的优化问题, 即观测序列规划问题. 一般认为姿态调整需要的时间与转角成正比, 假设初始姿态为成像敏感器光轴指向太阳反向, 拍摄 m 颗导航天体并回归初始姿态的过程共需旋转 $m + 1$ 次, 设第 i 次旋转的转角为 Δ_i , 则最优观测序列就是使累积转角 Δ 最小的序列, 即

$$\Delta = \min\left(\sum_{i=1}^{m+1} \Delta_i\right). \quad (2)$$

此问题可归结为一个旅行商问题(traveling salesman problem, TSP), TSP搜索空间随着结点数 m 的增加而成阶乘增大, 所有的路线组合为 $(m - 1)!/2$, 12个结点就会对应19958400条路线. 对于这类问题, 可以通过全局搜索法精确地找出最优解, 但是计算量巨大. 为实现最优解或近似最优解的快速算法, 求解TSP问题常用方法有遗传算法和蚁群优化算法等.

对于深空探测转移段某一轨道区间(窗口), 利用上述方法选取的导航天体分布和规划的导航观测序列, 如图2所示.

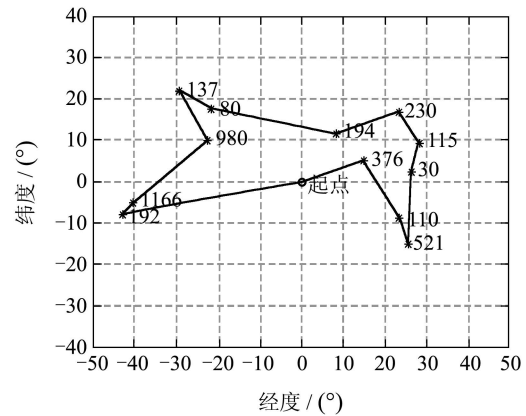
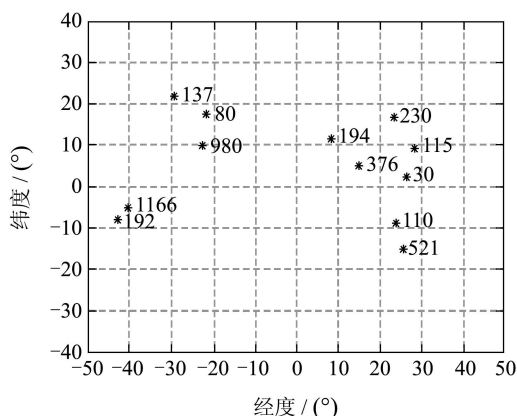


图2 某一窗口选取的导航天体分布和规划的导航观测序列
Fig. 2 Distribution of selected navigation celestial body and programmed navigation observation sequence for one navigation window

3 导航天体图像的处理(Processing of navigation celestial body image)

导航天体图像处理是光学成像自主导航的基础和关键, 图像处理的目的是提取出高质量的导航信息, 以保证实现自主导航的任务目标. 对于深空探测转移段, 可用的导航天体比较暗、背景杂光的影响大, 导致敏感器成像的曝光时间长; 由于探测器姿态扰动和导航天体视运动的影响, 导航天体的成像不再是单个星点, 而是形成了复杂的轨迹线图像. 图像处理的主要任务是从包含多种干扰的复杂轨迹线图像中提取导航天体中心信息, 并对小行星和背景恒星进行识别和定位.

3.1 节点模板预测和修正(Prediction and correction of node template)

对于深空探测转移段获取的复杂轨迹图像, 无法直接得到某一时刻对应的像点确切位置. 为了获取高精度像点位置信息, 需要在轨迹图像上选取系列具有典型特征的位置点(称为节点)作为交互相关的节点模板. 节点模板的唯一性和准确性直接决定了图像处理精度.

为了利于匹配, 选择的节点应是轨迹图像上具有突出特性的点, 比如拐点、突出的枝节等, 最常见的是运动方向改变的拐点. 在节点周围按照一定大小选取图像区域作为初始的滤波模板. 因为每个图像轨迹都具有高度的相似性, 所以按照同一原则判断选取的节点在原理上讲应该是一一对应的. 但是, 由于实际天体的光度强弱不同, 加上随机噪声的影响, 视场内所能提取轨迹线上的节点数目并不相等, 无法一一对应. 另外, 对于在原始图像上选择模板,

图像的噪声和弱小目标轨迹的不连续性严重影响了提取骨架的完整性, 导致无法准确判断节点的合理性. 针对这些问题, 提出了一种基于特征信息的节点预测与修正方法, 不直接采用原始图像, 而是根据导航星(小行星和恒星)的初始空间矢量、导航敏感器的初始指向和姿态剧烈变化瞬间的指向等已知测量信息预测出理想的星迹图像, 将其作为初始模板, 与原始图像进行初步匹配后再修正为真实轨迹线. 预测的轨迹线与实际节点处的轨迹线具有相似性, 且灰度均匀、连续性好, 对于节点模板的选择极为有利. 而修正后的节点模板既保留了突出特性, 又与真实轨迹接近, 利于后续的匹配操作.

3.2 多目标节点交互相关匹配 (Multiple cross correlation of target nodes)

针对深空探测转移段获取的多星点、多轨迹复杂图像, 利用修正后的节点模板, 采用多目标节点交互相关匹配算法进行计算, 并对多个节点模板的计算结果进行加权平均, 经过多次迭代得到高精度的相对角距信息. 因为每个模板的中心位置都是在单个轨迹线上进行的特征点提取, 所以它们并不能准确反映轨迹线之间的相对关系, 需要进行更高精度的计算来提取这些不同目标同一时刻形成的节点之间的位置关系, 采用的多目标交互相关原理详见文献[6].

3.3 快速星图识别 (Fast recognition of star map)

星图识别要根据获取的高精度角距信息, 识别和定位背景恒星, 确定导航小行星的惯性空间指向. 算法主要包括导航数据库的建立与检索、恒星识别和小行星定位等. 对于数量庞大低星等星表的复杂星图识别, 采用常规的检索方法, 星图识别时间将很长. 为了提高导航目标识别效率, 提出了一种基于优化矢量的快速星图识别方法. 首先根据敏感器视场和灵敏度建立全天球导航星表; 再对全天球导航星表按照星对角距进行分类和优化排列, 建立星对角距所对应导航星的优化系数矢量和矢量查找表; 星图识别时, 先根据敏感器观测数据得到的角距计算其对应的系数矢量, 在对应系数矢量的局部星表中进行星图识别. 该方法可大大减少参与识别的星点数目, 从而减少了识别时间.

对于仿真的复杂轨迹图像, 选中了7个目标进行交互相关匹配, 选取的节点结果如图3所示. 经过星图识别, 得到小行星的空间指向信息为 (0.6605, 0.7353, -0.1519), 与真值相比的指向误差为 0.1059".

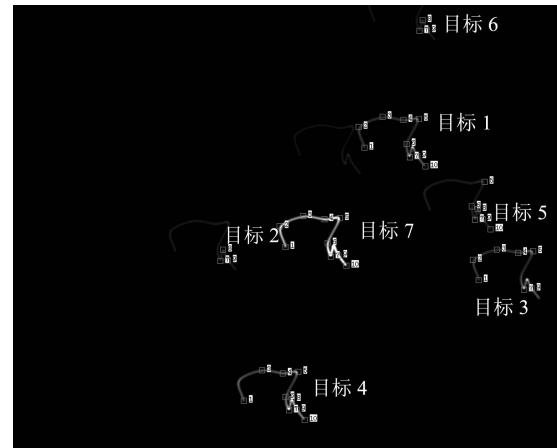


图 3 提取的节点效果

Fig. 3 Selected nodes

4 光学成像测量自主导航算法 (Autonomous optical navigation algorithm)

只通过测量一般不能直接得到探测器的位置和速度, 自主导航算法需要建立合适的状态模型和观测模型, 选择合适的滤波算法来处理观测数据, 才能得到导航参数的最优估计.

4.1 导航状态方程 (Navigation state equations)

对于深空探测日心转移段, 如果采用开普勒要素描述探测器轨道, 则摄动加速度和观测方程的表达式较为复杂, 因此, 这里选取直角坐标表达的轨道动力学方程. 在日心转移段, 太阳引力为中心引力, 在无轨道控制力作用时对探测器的运动起主要作用, 其他摄动力主要包括大行星引力和太阳光压. 在 J2000.0 日心黄道惯性坐标系上, 建立探测器轨道动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\vec{r}} = \vec{v}, \\ \dot{\vec{v}} = -\frac{\mu_s}{r^3} \vec{r} + \sum_{i=1}^{n_p} \mu_i \left[\frac{\vec{r}_{ri}}{r_{ri}^3} - \frac{\vec{r}_{pi}}{r_{pi}^3} \right] - \\ \frac{AG}{mr^3} \vec{r} + \frac{\vec{T}}{m} + \vec{a}, \end{cases} \quad (3)$$

式中: \vec{r} 和 \vec{v} 分别为探测器在日心黄道惯性坐标系的位置和速度矢量, 且 $r = \|\vec{r}\|$; \vec{r}_{pi} 为第 i 个摄动行星在日心黄道惯性坐标系的位置矢量, 且 $r_{pi} = \|\vec{r}_{pi}\|$; \vec{r}_{ri} 为第 i 个摄动行星相对探测器的位置矢量, 即 $\vec{r}_{ri} = \vec{r}_{pi} - \vec{r}$, 且 $r_{ri} = \|\vec{r}_{ri}\|$; μ_s 为太阳引力常数, μ_i 为第 i 个摄动行星的引力常数; n_p 为摄动行星的个数; A 为垂直于太阳方向的探测器截面积; G 为太阳通量常数; m 为探测器质量; \vec{T} 为推力矢量; \vec{a} 为其他摄动加速度矢量.

选取日心黄道惯性坐标系下的位置 $[x \ y \ z]$ 和速度 $[\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]$ 作为需要估计的状态 X , 利用式(4)的轨道动力学方程, 建立自主导航状态方程为

$$\dot{X}(t) = f(X, t) + w(t), \quad (4)$$

式中: $w(t)$ 为系统误差;

$$f(X, t) = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ -\frac{\mu_s}{r^3}x + \sum_{i=1}^{n_p} \mu_i \left[\frac{x_{pi} - x}{r_{ri}^3} - \frac{x_{pi}}{r_{pi}^3} \right] + \frac{AG}{mr^3}x + \frac{T_x}{m} \\ -\frac{\mu_s}{r^3}y + \sum_{i=1}^{n_p} \mu_i \left[\frac{y_{pi} - y}{r_{ri}^3} - \frac{y_{pi}}{r_{pi}^3} \right] + \frac{AG}{mr^3}y + \frac{T_y}{m} \\ -\frac{\mu_s}{r^3}z + \sum_{i=1}^{n_p} \mu_i \left[\frac{z_{pi} - z}{r_{ri}^3} - \frac{z_{pi}}{r_{pi}^3} \right] + \frac{AG}{mr^3}z + \frac{T_z}{m} \end{bmatrix},$$

其中: x_{pi}, y_{pi} 和 z_{pi} 为摄动行星位置在日心黄道惯性坐标系的分量, T_x, T_y 和 T_z 为推力矢量在日心黄道坐标系的分量.

4.2 导航观测方程 (Navigation observation equations)

对于深空探测转移段, 利用敏感器获取的图像信息可以确定导航小行星的惯性空间指向, 这就是深空探测转移段光学成像测量自主导航仅有的测量信息.

导航小行星相对探测器的单位视线矢量在日心黄道惯性坐标系中的表达为

$$r_s = \frac{1}{\sqrt{(x_a - x)^2 + (y_b - x)^2 + (z_a - z)^2}} \begin{bmatrix} x_a - x \\ y_b - y \\ z_a - z \end{bmatrix}, \quad (5)$$

式中 x_a, y_a, z_a 为导航小行星在日心黄道惯性坐标系中的位置.

根据式(5)建立的导航观测方程为

$$z(t) = h(X, t) + v(t), \quad (6)$$

式中:

$$h(X, t) = \frac{1}{\sqrt{(x_a - x)^2 + (y_b - x)^2 + (z_a - z)^2}} \begin{bmatrix} x_a - x \\ y_b - y \\ z_a - z \end{bmatrix},$$

$v(t)$ 为测量误差.

4.3 导航参数的滤波估计 (Navigation state filter)

对于深空探测转移段光学成像测量自主导航, 能够获取的高精度导航测量信息有限且间隔时间长; 为了充分利用这些高质量信息来实现足够的导航精度, 需要采用批处理最小二乘滤波(batch least square, BLS)对测量数据进行处理. 对于一般的批处理最小二乘滤波, 由于测量信息间隔时间长, 容

易出现状态转移矩阵计算误差大等问题, 导致导航精度下降. 针对此问题, 提出了一种引入无迹变换的批处理最小二乘导航滤波算法. 其思想是将全部测量数据分为多个批处理, 利用批处理最小二乘滤波估计状态, 利用无迹变换^[7](unscented transform, UT)实现每批观测数据间的状态和协方差的时间更新, 具体导航滤波算法^[8]实现为: 导航周期为7天, 每周留出3 h~4 h的观测窗口, 逐一拍摄约12颗小行星及背景恒星, 所获数据作为一批, 一次轨道确定中将最近4批测量信息送入UT滤波器估计状态.

5 成像测量导航的仿真验证 (Simulation verification of optical navigation)

由于深空探测自主导航系统研制难度大, 飞行试验周期长, 自主导航技术在正式用于实际任务之前, 须要进行充分的仿真分析和地面试验验证. 通过地面仿真和试验, 能够对自主导航系统的功能、性能、导航精度和关键技术进行验证, 检验方案设计和数学模型的正确性, 促进理论方法研究成果向工程应用的转化, 为飞行试验和工程应用提供设计基础和技术准备. 深空探测光学成像测量自主导航的地面试验验证可分为数学和半物理仿真验证.

5.1 数学仿真验证 (Numerical simulation verification)

成像测量自主导航数学仿真的原理就是通过预设飞行轨道, 得到探测器真实位置和姿态信息, 利用星表换算得到星体在影像平面的成像, 对该图像添加噪声, 作为图像处理的直接输入源, 处理后得到的指向等信息作为测量值输入给导航算法. 导航算法的精度由真实轨道评定, 把图像处理结果和真实指向进行比较来评定测量误差. 成像测量自主导航数学仿真的原理如图4所示. 针对成像测量自主导航数学仿真最为关键的动态星迹图像模拟问题, 提出了一种导航目标复杂轨迹图像模拟方法, 具体的动态星迹图像数学模拟流程如图5所示.

对于深空探测转移段自主导航仿真验证, 初始轨道为: J2000.0日心黄道坐标系中的位置 $(-0.5892 \times 10^8, -1.3969 \times 10^8, 0.0001 \times 10^8)$ km, 速度 $(24.9535, -10.0151, 2.0992)$ km/s, 对应的历元为JD2457171.5, 仿真时间为50天; 导航初始位置误差为1000 km、初始速度误差为2 m/s; 小行星星历误差为100 km; 姿态稳定度为0.005°/s; 小行星星历采用网站(<ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/astorb.dat>)提供的小行星星历文件计算, 恒星数据库采用依巴谷星表数据(The Hipparcos Catalogue); 导航敏感器参数见5.2.2节.

对于提出的光学成像自主导航的数学仿真验证, 模拟的某一次小行星和背景恒星图像如图6所示,

利用模拟的图像进行自主导航解算, 得到的某一次仿真结果如图7所示. 统计的蒙特卡洛数学仿真试验结果: 导航目标图像处理误差0.1像素, 小行星指向误差0.1", 自主导航位置误差53.2 km、速度误差0.11 m/s. 在同样的仿真条件下, 对没有引入导航目标最优选取与成像序列规划、复杂导航星图提取与识别、无迹变换导航滤波等方法的自主导航算法进行了仿真, 统计的蒙特卡洛仿真结果: 导航误差为位置112.6 km、速度0.17 m/s(与深空一号自主导航数学仿真精度^[1-2]相当). 由此可见, 本文所提出的自主导航方法有效提高了自主导航精度.

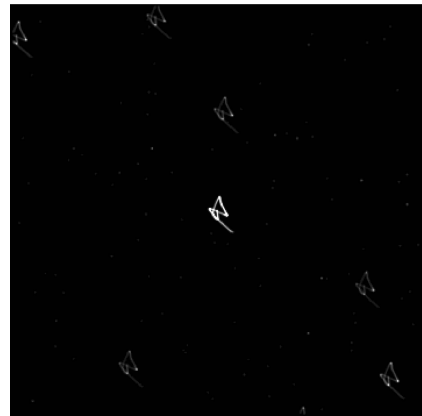


图 6 模拟的某一次光学成像测量图像

Fig. 6 Simulated optical image for one case

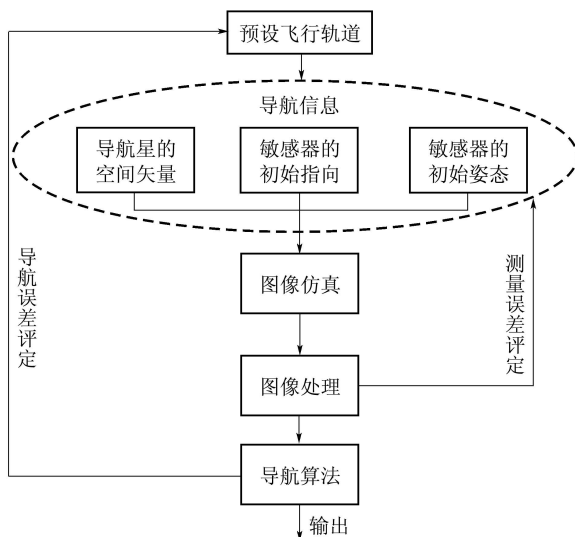


图 4 成像测量自主导航数学仿真原理图

Fig. 4 Numerical simulation principle for autonomous optical navigation

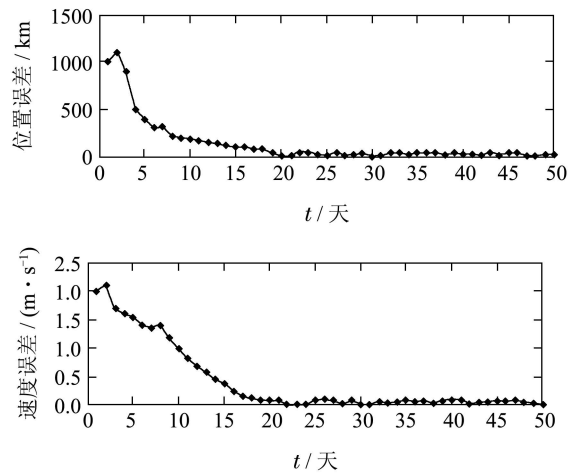


图 7 某一次数学仿真的导航位置和速度误差

Fig. 7 Navigation position and velocity error of numerical simulation for one case

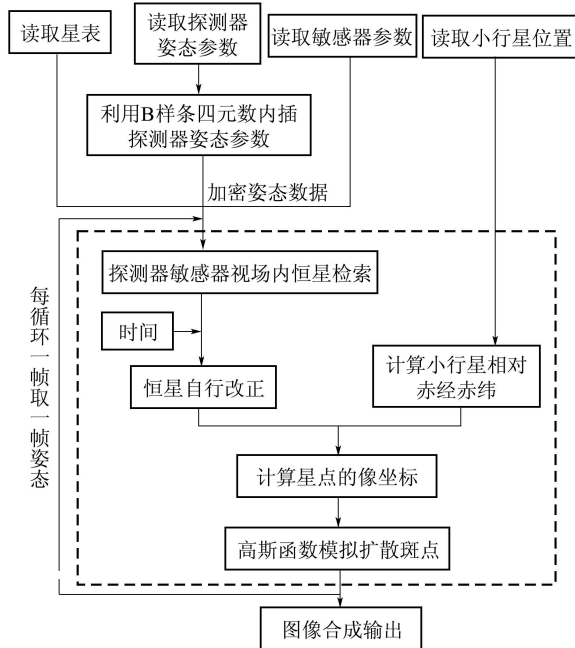


图 5 动态星迹导航图像模拟流程

Fig. 5 Simulation process of dynamic star trace navigation image

5.2 半物理仿真验证(Semi-physical simulation verification)

5.2.1 试验方案(Experimentation scheme)

对于深空探测转移段, 可用来进行导航的小行星一般距离探测器非常远, 是星等很高的弱目标, 传感器需要较长的曝光时间进行成像. 为充分验证传感器性能、图像处理算法和自主导航方案, 提出并设计了一种转移轨道段自主导航半物理仿真试验系统方案, 如图8所示.

在试验系统中, 仿真控制计算利用姿态轨道动力学生成基准轨道和姿态数据, 发送给动态天体模拟器控制计算机和转台控制计算机. 动态天体模拟器根据探测器姿态及传感器视场模拟产生导航小行星和恒星背景图像, 导航传感器对所生成的星图进行成像, 经图像处理后将小行星视线方向作为测量值发送给导航计算机. 导航计算机对传感器测量数据进行处理, 结合轨道动力学及小行星星历数据,

给出导航结果,并发送给评估计算机,后者以基准轨道为真值对自主导航性能进行评估.为模拟探测器姿态波动对长时曝光图像的影响,将导航传感器安装在三轴机械转台上,台体可根据姿态指令产生 1° 以内的小幅快速姿态波动.为模拟导航传感器相对星空的相对姿态变换,避免实验室杂光对高灵敏度成像的影响,设计了高暗室软连接遮光罩.

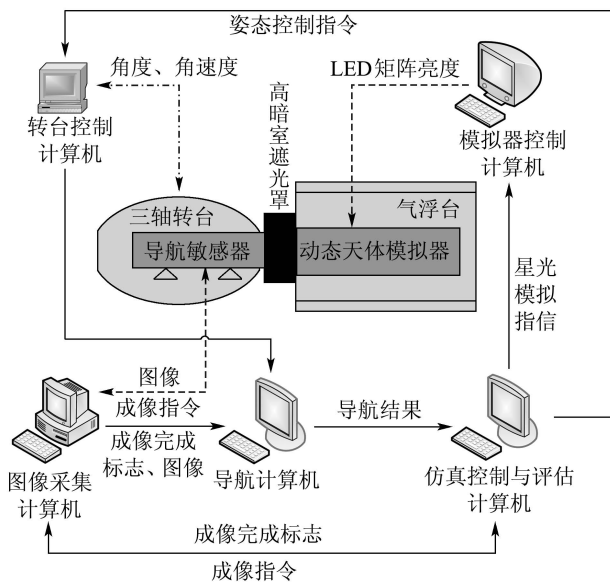


图8 转移段自主导航试验系统方案

Fig. 8 Autonomous navigation experimentation system scheme for cruise phase

5.2.2 试验系统(Experimentation system)

深空转移段光学成像测量自主导航半物理仿真系统^[9]由导航传感器、动态天体模拟器、高精度三轴机械转台、导航计算机、仿真控制与评估计算机等5个主要部分组成,如图9所示.

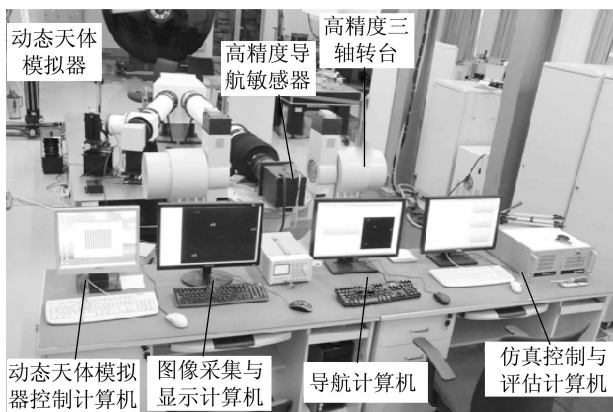


图9 深空转移段光学成像测量自主导航半物理仿真试验系统

Fig. 9 Autonomous optical navigation semi-physical simulation experimentation system for cruise phase

高精度导航传感器的主要用途是根据图像采集指令按照指定曝光时刻时长对动态天体模拟器成像,并将图像发送至图像采集计算机.传感器采用两反射镜加孔径校正器的光学镜头结构型式,采用两个内部遮光罩和一个外部遮光罩设计,可以较好地消除杂光影响.深空导航传感器样机如图10所示,主要技术指标为:1) 焦距: 953 mm; 2) 视场: $0.8^\circ \times 0.8^\circ$; 3) 敏感星等: 12 Mv; 4) 随机测量误差: $0.5''$.

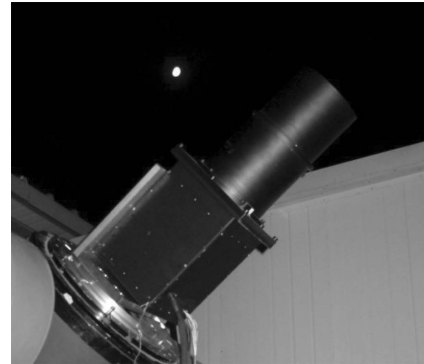


图10 深空导航传感器样机

Fig. 10 Deep space navigation sensor

动态天体模拟器的主要用途是根据天球坐标系中导航传感器视场生成成像无限远的模拟星图,主要有可变目标标准源和光学投射系统组成.由于焦距较长,为减少占地空间,设计了反射式光学投影系统结构,利用衰减片可实现对不同可视星等点目标的模拟.为保证星图投射精度,将动态小天体模拟器和可变目标标准源都安装在高精度气浮平台上,为保证精度和装调的方便,测试设备采用分段安装固定与软连接的结构方案.动态天体模拟器如图11所示,主要技术指标为:1) 焦距: 5m; 2) 全视场: $1.2^\circ \times 1.2^\circ$; 3) 入瞳口径: $\Phi 200\text{mm}$; 4) 波像差: $1.2^\circ \times 1.2^\circ$ 全视场内为 $\lambda/10$; 5) 最大相对畸变: 0.0004%; 6) 弥散斑均匀性: $\leq 0.89\mu\text{m}$; 7) 星点投射精度: $0.2''$.

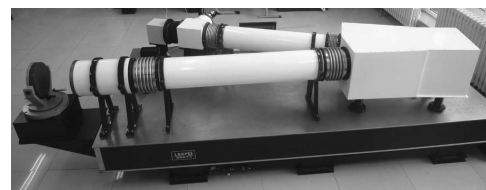


图11 动态天体模拟器

Fig. 11 Dynamic navigation celestial body simulator

高精度三轴机械转台主要用于模拟在长时间曝光过程中探测器姿态扰动对传感器成像的影响,相对姿态变换在 1.0° 以内.

仿真控制与评估计算机包括姿态轨道仿真模块和仿真控制模块, 姿态轨道仿真模块用来计算当前探测器的星时、基准姿态和轨道参数; 仿真控制模块用来计算仿真过程中给模拟器的控制指令。

5.2.3 试验结果(Experimentation result)

试验中在三轴转台进行姿态正弦波动的情况下, 导航敏感器对点目标成像结果如图12所示. 将图像处理结果输入到导航滤波器中进行导航解算, 并将导航结果与基准数据进行比对来评估自主导航的精度, 某一次试验结果如图13所示. 统计的蒙特卡洛仿真试验结果: 导航目标图像处理误差为0.12像素, 小行星指向误差0.15", 自主导航位置误差90.25 km, 速度误差0.16 m/s. 相比深空一号实际飞行试验的自主导航误差(位置250 km、速度0.2 m/s),

本文所提出的自主导航方法提高了自主导航精度。



图 12 导航成像敏感器对星点目标成像结果

Fig. 12 Celestial target image obtained by deep space navigation sensor

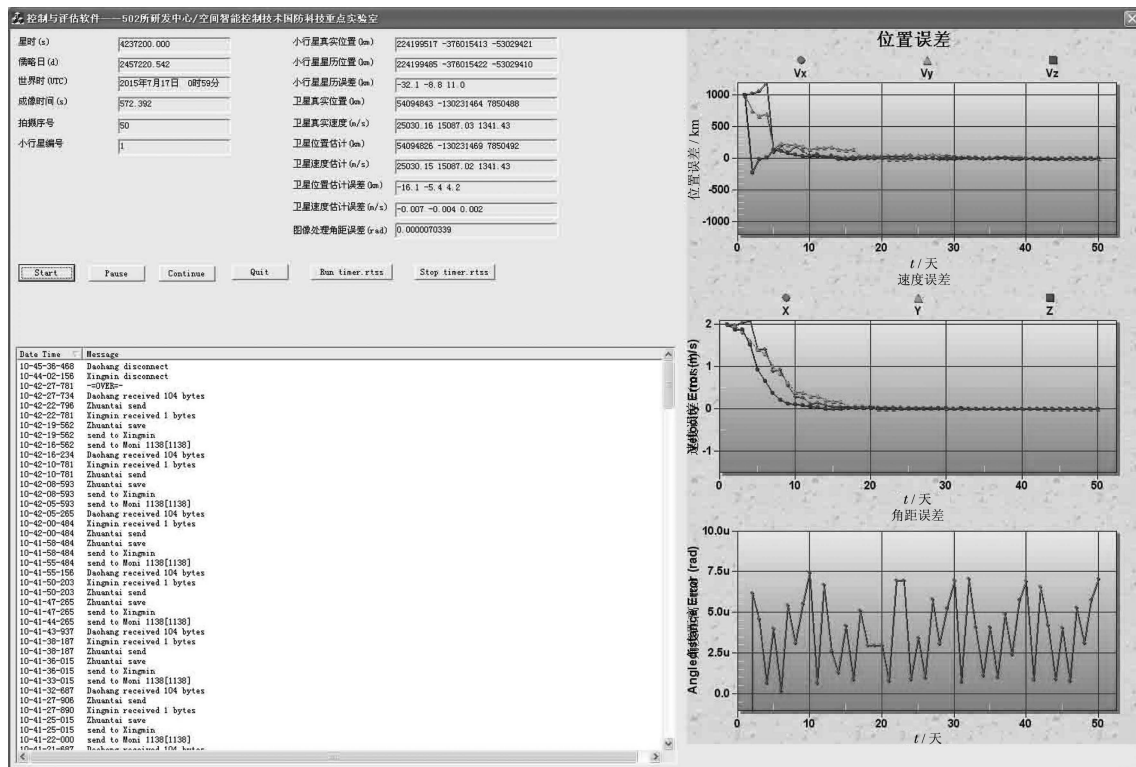


图 13 半物理仿真自主导航试验软件界面及导航结果

Fig. 13 Autonomous navigation semi-physical simulation experimentation soft interface and navigation result for one case

6 结论(Conclusions)

本文针对深空探测转移段光学成像测量自主导航面临的一系列问题, 提出了导航目标最优选取与成像序列规划、复杂导航星图提取与识别、无迹变换导航滤波以及光学成像测量自主导航仿真验证等方法, 并进行了数学和半物理仿真试验验证. 仿真结果表明, 上述方法有效提高了自主导航精度, 为

深空探测光学成像测量自主导航的工程应用奠定了技术基础。

参考文献(References):

[1] BHASKARAN S, DESAI D, DUMONT P J, et al. Orbit determination performance evaluation of the deep space 1 autonomous navigation system [C] //Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Monterrey, CA, USA: Univelt, Inc, 1998: 1295 -

- 1314.
- [2] RIEDEL J E, BHASKARAN S, DESAI S, et al. *Deep space 1 technology validation report-autonomous optical navigation* [R]. JPL Publication 00-10, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, USA: [], 2000.
- [3] CHAUSSON L, ELAVALT S. Optical navigation performance during interplanetary cruise [C] // *The 17th International Symposium on Space Flight Dynamics*. Moscow, Russia: Russian Academy of Science (Keldysh Institute of Applied Mathematics), 2003.
- [4] DELAVALT S, BERTHIER J, FOLIARD J. Optical navigation to a near earth object [C] // *The 18th International Symposium on Space Flight Dynamics*. Munich, Germany: European Space Agency, 2004.
- [5] HOFMANN-WELLENHOF L W. *GNSS-Global Navigation Satellite System GPS, GLONASS, Galileo & More* [M]. New York: Springer, 2006: 197 – 200.
- [6] 毛晓艳, 王大轶, 辛优美, 等. 深空光学敏感器“拖尾图像”的处理方法研究 [J]. 空间控制技术与应用, 2010, 36(2): 1 – 19. (MAO Xiaoyan, WANG Dayi, XIN Youmei, et al. Processing method of “trailed image” for deep space optical sensor [J]. *Aerospace control and application*, 2010, 36(2): 1 – 19.)
- [7] WAN E A, VAN DER MERWE R. The unscented Kalman filter for nonlinear estimation [C] // *Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive System for Signal Processing, Communications and Control Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE, 2000: 153 – 158.
- [8] 张晓文, 王大轶, 黄翔宇. 利用小行星测量信息的深空探测器自主导航算法研究 [J]. 航天控制, 2009, 27(3): 17 – 22. (ZHANG Xiaowen, WANG Dayi, HUANG Xiangyu. Autonomous optical navigation for interplanetary cruise based on images of beacon asteroids [J]. *Aerospace control*, 2009, 27(3): 17 – 22.)
- [9] 王大轶, 黄翔宇, 魏春岭. 基于光学成像测量的深空探测自主控制原理与技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012: 378 – 411. (WANG Dayi, HUANG Xiangyu, WEI Chunling. *Deep Space Autonomous Control Principle and Technology Based on Optical Image Measurement* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2012: 378 – 411.)

作者简介:

王大轶 (1973–), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向为深空探测航天器自主控制技术, E-mail: dayiwang@163.com;

黄翔宇 (1976–), 男, 研究员, 硕士生导师, 主要研究方向为深空探测航天器自主导航与制导技术, E-mail: huangxyhit@sina.com.