

2016HO3 探测任务星载光学观测量建模及定轨^{*}

黄 皓¹ 刘山洪^{2,3} 曹建峰^{2,3}
李 颀^{2,3} 高 健¹

1(北京师范大学天文系 天文与天体物理前沿科学研究所 北京 100875)

2(航天飞行动力学技术重点实验室 北京 100094)

3(北京航天飞行控制中心 北京 100094)

摘 要 以中国首次小行星探测任务为背景,根据星载相机获取的光学影像构造三种观测量,分别为小行星相对于航天器的高度角和方位角、赤经赤纬以及探测器与行星/小行星之间的夹角,分析了其在探测器定轨中的作用。仿真定轨结果表明,观测时长为 100 h,探测器三轴位置误差小于 50 km,满足工程上对巡航段的轨道精度要求,但 x 和 y 方向的位置和速度分量具有较强自相关性。此外还发现,使用单一观测数据类型比联合观测量的定轨精度低 3~4 个量级,第三类观测量相对于其他两类观测量在定轨精度方面具有显著作用,这表明在 2016HO3 探测中,利用太阳系大天体的位置信息有助于约束探测器轨道,提高探测器的定轨精度。

关键词 光学导航,精密定轨,小行星 469219(Kamo`oalewa),小行星探测

中图分类号 P228.1

Optical Observations and Its Application on Orbit Determination for 2016HO3 Exploration

HUANG Hao¹ LIU Shanhong^{2,3} CAO Jianfeng^{2,3}
LI Xie^{2,3} GAO Jian¹

1(Frontier Science Institute of Astronomy and Astrophysics, Astronomy Department,
Beijing Normal University, Beijing 100875)

2(Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics, Beijing 100094)

3(Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094)

Abstract Since an upcoming Chinese asteroid mission will target a near Earth asteroid Kamo`oalewa (2016HO3) and a main-belt comets 311P/PANSTARRS, a full simulation analysis has been made on

^{*} 国家自然科学基金项目(U2031209, 11973015)和航天飞行动力学技术重点实验室基金项目(KJW6142210210105, KJW6142210210201)共同资助

2022-06-07 收到原稿, 2022-08-12 收到修定稿

E-mail: 202121160006@mail.bnu.edu.cn. 通信作者 李颀, E-mail: lixie_afdl@163.com; 高健, E-mail: jiangao@bnu.edu.cn

©The Author(s) 2023. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

the spacecraft optical navigation based on three types of optical observations collected by on-board cameras. The observations include the elevation and azimuth angle relative to the camera body coordinate system, the right ascension and declination in the celestial reference system, the angle between asteroid and the planets relative to the spacecraft. The dynamical model of the asteroid exploration mission was firstly built and then the celestial bodies could be observed during the mission for the third model was selected, which helped to determine the observation scheme and the pointing direction of the camera. Based on such setting, the observation was simulated which error is about one arcsecond and then the spacecraft orbit determination was calculated. The results indicated that when the observation time reaches 100 h, the 3D position accuracy of the spacecraft could reach 50 km, thus technically meeting the navigation requirement. However, the position and velocity in x and y direction are strongly autocorrelated, which means that the spacecraft position in xy plane cannot be easily constrained using only these optical observations. Meanwhile, the results also shown that the orbit determination accuracy based on single observation type data is 3~4 orders of magnitude lower than that of joint observations. The third-type observations make a much more significant contribution with respect to another two kinds of observations which indicates that the precise position of the solar system bodies is helpful when constraining the position of a spacecraft for 2016HO3 exploration.

Key words Optical navigation, Precise orbit determination, Asteroid 469219 (Kamo`oalewa), Asteroid exploration

0 引言

近年来各国深空探测任务不断开展,技术不断进步,任务设计日渐复杂与多元化,其探测目标不仅包括月球和大行星,还包括小行星和彗星等小天体。中国目前已完成三期月球探测任务和火星探测任务,即将实施探月4期工程,同时在下一阶段将实施火星采样返回和小行星探测等任务^[1]。在深空探测任务中,探测器高精度定位是任务成功实施的重要保障。传统上探测器精密定轨与定位依赖于地面测站的跟踪测量,但在小行星及其他太阳系深空天体探测时将面临诸多挑战,例如探测器距离较远导致通信时延增加、射电信号强度减弱、可视时间变短等,因此实时性强的光学导航技术有着较为广泛的应用前景和较高的应用价值^[1-3]。

光学导航主要指利用星载相机获取背景天体和目标天体的相对位置测量信息,借助行星历表中背景天体的位置矢量,构建观测方程,进而求解探测器的状态矢量。1968年,美国阿波罗八号任务借助六分仪

装置分别对恒星与地球、月球之间的夹角进行测量,实现了辅助导航功能^[4]。1998年,美国深空一号在巡航过程中利用小行星和恒星背景图像测量信息,成功试验了自主导航技术,其位置误差约为120 km,速度误差为 $0.2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}(1\sigma)$ ^[5,6]。2020年,日本隼鸟二号成功完成国际上首次C型小行星采样返回任务,获取了小行星“龙宫”的影像观测量,并由此解算了“龙宫”星历,将其轨道精度从140 km提升至250 m^[7]。由此可见,光学影像数据不仅可用于对探测器在太阳系内绝对位置的定轨计算,也可提升被探测小天体历表的精度。

截至目前小行星469219 (2016HO3)已有310组观测数据^{*},这也是中国首次小行星探测任务的目标之一,该探测任务的另一个目标天体为主带彗星311 P。2016HO3是目前已知同种轨道类型的小行星中距离地球最近和轨道演化最稳定的地球“准卫星”^[8],此外根据2004—2021年地基光学观测数据,解算了2016HO3较为精确的轨道,其位置精度约为数十公里至百公里^{**[9]}。

* <https://www.minorplanetcenter.net>

** <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>

本文以小行星 2016HO3 探测为背景, 研究星载光学影像数据对探测器定轨精度的作用。构建小行星探测器的动力学模型, 分析了三种光学观测模型, 进而分析仿真期间观测时段的选取和观测数据构造情况。通过对探测器定轨性能的评估, 研究了三种观测量联合定轨精度及其各自作用。

1 动力学模型与观测模型

1.1 探测器动力学方程

小行星探测器在 J2000 日心黄道坐标系下状态矢量为

$$\mathbf{X}(t) = [x_c, y_c, z_c, v_{cx}, v_{cy}, v_{cz}]^T. \quad (1)$$

其中前三项为探测器位置 $\mathbf{r} = (x_c, y_c, z_c)$, 后三项为速度 $\mathbf{v} = (v_{cx}, v_{cy}, v_{cz})$ 。小行星探测器在巡航阶段主要考虑太阳的中心引力以及八大行星的摄动影响, 其轨道动力学方程可以表示为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G(M+m)}{r^3}\mathbf{r} + \sum_{i=1}^N Gm_i \left(\frac{\mathbf{r}_{si}}{r_{si}^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{r_i^3} \right) + \mathbf{a}_T. \quad (2)$$

其中, $\mathbf{r}$ 为探测器在日心黄道坐标系中的位置矢量, $\ddot{\mathbf{r}}$ 为探测器的加速度, $\mathbf{r}_{si}$ 为探测器到大行星的位置矢量; $\mathbf{r}_i$ 和 m_i 分别表示第 i 个大行星的位置矢量和质量, 式中未加粗的位置标量为对应位置矢量的模; N 为考虑摄动影响的天体数量, 包括八大行星和冥王星, G 为万有引力常数, M 为太阳质量, m 为探测器的质量。以 2016HO3 为例, 第一项为太阳的中心引力加速度, 约为 $4.9 \times 10^{-6} \text{ km} \cdot \text{s}^{-2}$, 第二项为行星摄动加速度, 约 $6.2 \times 10^{-10} \text{ km} \cdot \text{s}^{-2}$, $\mathbf{a}_T$ 为太阳光压等其他小加速度项。

1.2 观测建模

在探测器巡航阶段, 可提供的导航信息包括背景恒星、大行星以及小行星的星历, 可以仿真三种观测量: 小行星在相机本体坐标系中的方位角和高度角; 恒星背景中小行星的天球坐标; 小行星与大行星之间的夹角。如图 1 所示, $\mathbf{r}_a$ 为探测器到小行星的方向矢量, $\mathbf{r}_p$ 为探测器到行星的方向矢量。 $\mathbf{n}_a$ 为探测器到小行星的单位方向矢量, $\mathbf{n}_p$ 为探测器到行星的单位方向矢量。

为便于观测方程推导, 以小行星 2016HO3 为例, 在太阳系质心天球坐标系中其坐标记为 (x_a, y_a, z_a) , 相应行星坐标为 (x_i, y_i, z_i) 。在相机天球坐标系中小行星赤经、赤纬坐标为 (α, δ) , 相应背景行星/恒星坐标记为 (α_i, δ_i) , 其中角标表示第 i 颗行星或背景恒星。三种观测值的观测方程表达式如下。

(1) 方位角 E 和高度角 A 的表达式为

$$\begin{bmatrix} \cos E \cos A \\ \cos E \sin A \\ \sin E \end{bmatrix} = \mathbf{T}_1^{-1} \mathbf{n}_a. \quad (3)$$

其中, E 和 A 可根据小行星在相平面的成像位置坐标 $(x_{\text{cam}}, y_{\text{cam}})$ 计算得到, 有

$$E = \arcsin \left(\frac{f}{\sqrt{x_{\text{cam}}^2 + y_{\text{cam}}^2 + f^2}} \right), \quad (4)$$

$$A = \begin{cases} \arctan \left(\frac{y_{\text{cam}}}{x_{\text{cam}}} \right), & x_{\text{cam}} > 0; \\ \arctan (y_{\text{cam}}/x_{\text{cam}}) + \pi, & x_{\text{cam}} < 0. \end{cases} \quad (5)$$

需要注意的是, 在相机本体坐标系中任一点坐标记为 (x', y', z') , 该点在相机天球坐标系中的坐标记为 (x, y, z) , 二者之间的转换关系为

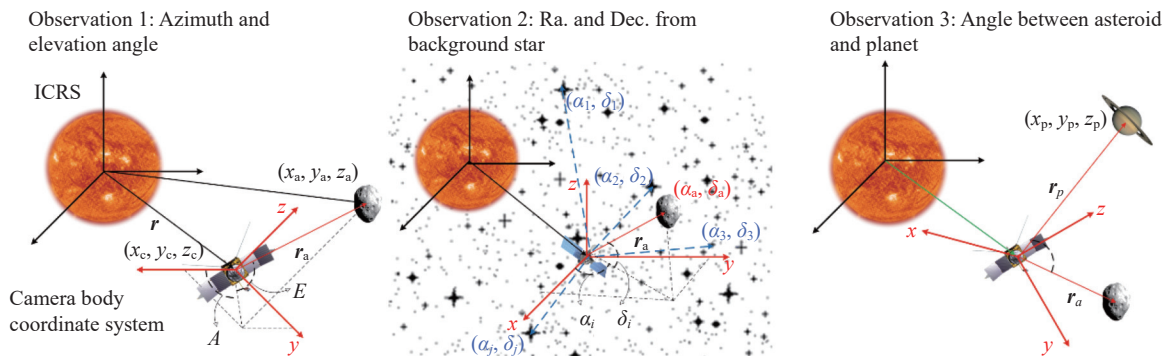


图 1 三种光学观测量

Fig. 1 Three types of optical observation

$$(x, y, z)^T = \mathbf{T}_1(x', y', z')^T. \quad (6)$$

其中, 式(3)和式(6)中的转换矩阵 $\mathbf{T}_1$ 可以根据探测器姿态定位和控制系统以及相机安装矩阵给出, 相机指向误差在 10^{-5} rad量级^[10]。

(2) 赤经 α 和赤纬 δ 的表达式为

$$\begin{bmatrix} \cos\delta \cos\alpha \\ \cos\delta \sin\alpha \\ \sin\delta \end{bmatrix} = \mathbf{n}_a. \quad (7)$$

(3) 小行星与行星夹角 θ 的表达式为

$$\cos\theta = \mathbf{n}_a \cdot \mathbf{n}_p. \quad (8)$$

其中, θ 可根据小行星和行星在相平面的坐标计算得到。

2 仿真模拟

2.1 基本参数

探测器巡航段仿真起始时刻设置为 JD2, 460, 478.0(北京时间 2024 年 6 月 16 日 20:00:00), 记为 T_{oi} 。探测器初始轨道在太阳系质心 J2000 黄道坐标系下的位置为 $(-12750005.2, -138796124.6, -60297021.0)$ km, 速度为 $(29516.0, 1981.2, -2973.0)$ m·s⁻¹。结合 2.1 节中的探测器动力学模型并利用 RKF78 积分器对探测器轨道进行积分^[11], 2016HO3 和大行星的星历利用 NASA 的 SPICE 工具包读取, 其中使用了最新的 DE441 行星历表^[12]。图 2 绘制了 2000—2100 年间 2016HO3 在 J2000 黄道坐标系中 xy 平面的轨

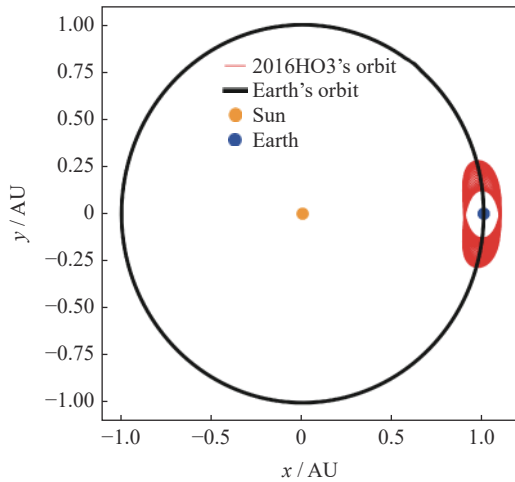


图 2 J2000.0 日心黄道坐标系下 2016HO3 轨道的演化

Fig. 2 2016HO3 orbit evolution in J2000.0 ecliptic coordinate system

道。图 2 中橙点表示太阳, 蓝点表示地球, 红线表示 2016HO3 轨道相对于地球的位置, 黑线表示地球轨道。可以看出 2016HO3 处在地球的“准卫星”环绕轨道中, 其与地球的距离约为 0.1~0.3 AU。

光学导航相机参数列于表 1, 其中像素转换信息给出了影像平面内单位长度的像素数量^[13, 14]。在目前已实施光学导航的小行星探测任务中, 光学导航相机的视场范围为 $1^\circ \sim 70^\circ$, 具有较大的范围区间, 这里结合三类观测量的数值将仿真相机的视场设计为约 30° ^[15-17]。使用相邻像素位置强度比例和 PSF 高斯多项式展开可以将点源的定心精度提升至 $1/33$ pixel^[18], 由于本文模拟的导航相机视场较大, 像素提取误差设为 0.01 pixel。

2.2 观测时段确定

第二种观测测量主要为背景恒星获取小行星的赤经和赤纬, 在轨道设计前期需要根据小行星及探测器相对位置筛选出导航段相机视场中的恒星, 确定观测计划和相机指向。对于背景恒星采用第谷 2 星表 (Tycho-2 catalogue)^[19] 作为参考数据, 实验中选取背景恒星原则如下。

(1) 恒星视星等值最大值为 15。

(2) 每一观测时刻相机视场中的背景恒星至少 3 颗^[20]。

(3) 为便于构造良好的观测测量, 背景恒星最好均匀分布在小行星周围, 小行星和背景恒星的夹角限制为 $5^\circ \sim 15^\circ$ 。

除背景恒星外, 由于太阳系内大行星的历表精度较高(例如土星的轨道精度优于 10 km^[21]), 还可利用太阳系内大行星构建第三类观测测量。根据相机视场提前计算可供观测的行星及对应时段。图 3 绘制了 T_{oi} 后一年内太阳、2016HO3、地球以及土星与探测器之间可形成的观测夹角。相对于探测器, 地球和土

表 1 导航相机参数

Table 1 Navigation camera parameter

相机参数	数值
焦距/mm	15.0
视场/ $^\circ$	29.8
像素提取误差/pixel	0.01
相机指向误差/rad	1.0×10^{-5}
像素转换信息/(pixel·mm ⁻¹)	250.0

星之间的夹角最小值为 0.46° , 最小值时刻出现在 $T_{oi} + 4058$ h, 此时地球的角直径为 0.008° , 不会出现地球掩食土星的现象。根据相机 30° 的视场, 地球、土星和 2016HO3 之间可进行观测的时段为 $T_{oi} + 3600$ h 至 $T_{oi} + 4600$ h (红线)。并且可以发现在此时间段内各天体与太阳的夹角均大于 50° 。

综上, 根据观测几何构型分析, 这里设置的光学导航仿真观测起始时刻为 $T_{oi} + 3600$ h。进一步, 为分析背景行星和小行星以及探测器相互间的位置关系。图 4 绘制了可视天体相对于地球的轨迹。五角星表示仿真起始时刻 T_{oi} , 深色线表示 $[T_{oi} + 3600$ h, $T_{oi} + 4600$ h] 时段内的天体相对位置, 浅色线表示 T_{oi} 递推 300 天的轨迹。

2.3 数据仿真

仿真三种观测量, 探测器动力学模型积分时间起点为 $T_{oi} + 3600$ h, 即北京时间 2024 年 11 月 13 日 20:00:00, 终点为 $T_{oi} + 4600$ h。观测中需要考虑相机参数和星表等综合误差, 其中 2016HO3 的星历误差为 20 km (1σ)^[9]。综合误差递推到观测量上的结果绘制在图 5, 由上至下分别为第一类观测量高度角和方位角误差, 第二类观测量小行星赤经和赤纬误差以及第三类观测量小行星与行星夹角观测误差。可以看出除模型 1 中小行星的方位角误差外, 其他误差均为 $1''$ 量级水平。

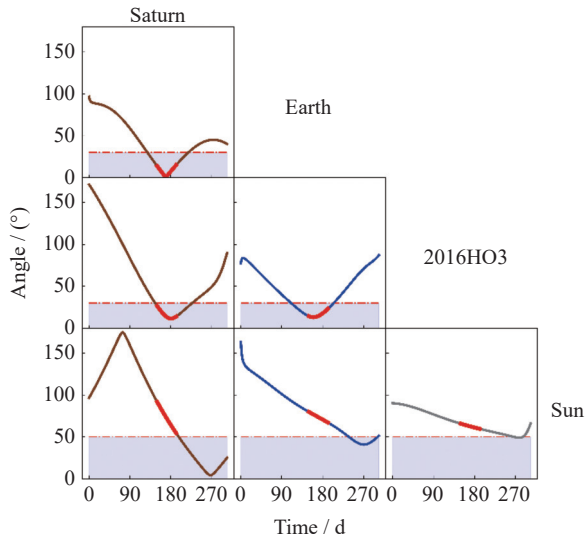


图 3 太阳、土星、地球及 2016HO3 相对于探测器的观测夹角

Fig. 3 Angle between the Sun, 2016HO3, Earth and Saturn relative to the spacecraft

由于小行星成像方位角 E 的不确定度与其信号落在相平面位置的中心距呈负相关, 设定小行星落在 CCD 像平面 $(1024, 1024+600)$ 附近, 由此降低方位角的不确定度并减少视场边缘畸变的影响。为避免目标小行星偏出相机视场, 模型 1 中相机每 10 天更新一次指向, 图 5 中第一类观测量随机误差呈现 10 天周期性变化趋势。仿真观测量时, 每一时刻可形成 3 种观测模型获得的 6 个观测量, 即为一组数据。数据采集间隔为 600 s, 对应数据组数为 600 组。

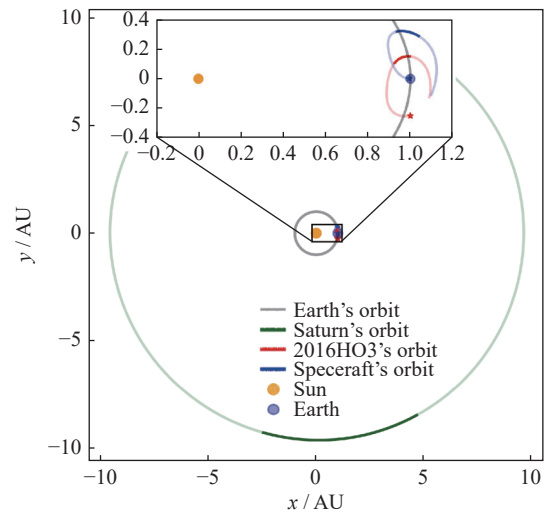


图 4 探测器、2016HO3 和土星相对地球的位置
Fig. 4 Orbit of spacecraft, 2016HO3 and Saturn with respect to the Earth

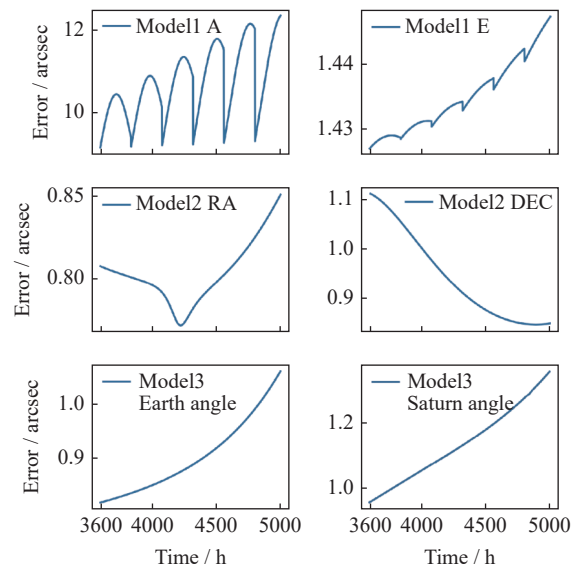


图 5 三种观测量误差

Fig. 5 Three-type observation error

3 结果分析

基于光学观测量进行探测器定轨主要采用批处理最小二乘算法,利用观测值获得轨道的最佳估值。定轨过程主要包括数据初始化、读入数据、最小二乘估计以及结果收敛判断4个步骤^[22]。最后一次迭代收敛的判据为,前后两次定轨残差均方根之差变化量的绝对值 $|\sigma_t - \sigma_{t-1}| < 10^{-8}$ 。设起始时刻探测器初始轨道的实际位置相比标称轨道的偏差为(100, 100, 100) km,速度偏差为(0.5, 0.5, 0.5) $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ 。

图6给出了采样步长为600 s时,不同观测时长同时使用三种观测量的定轨精度结果。黑线表示30次仿真模拟计算得到的位置速度偏差解算残差,红线表示探测器位置和速度不确定度(3σ)。可以看出当观测时长小于100 h,定轨精度与观测时长呈正相关,当观测时长大于100 h后定轨精度提高有限趋于平缓。

观测总时长为100 h时位置误差为(48.69, 45.86, 19.52) km,速度误差为(0.24, 0.22, 0.09) $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$,三轴位置误差小于50 km,可满足工程上对巡航段轨道精度的需求。在此基础上,分析观测时长为100 h时各个解算参数之间的相关性,可以基于蒙特卡罗法计算。通过500次蒙特卡罗计算,图7绘制了解算参数协方差,灰点为位置和速度误差,蓝线和红线分别为 1σ 和 3σ 置信区间下的误差椭圆。图7中 x 和 y 方向的位置和速度相关性较强, 3σ 置信区间的误差椭圆无

法涵盖所有蒙特卡罗计算结果,可以根据误差数据绘制拟合后误差椭圆(黑线)。说明仅使用角度观测量定轨难以约束径向方向,实际任务中还可以考虑增加无线电测量观测量。

进一步,研究讨论系统误差对定轨结果的影响。主要考虑两类系统误差:在探测器初轨三方向添加20 km的系统误差,在角度观测量上加入0.1"的系统

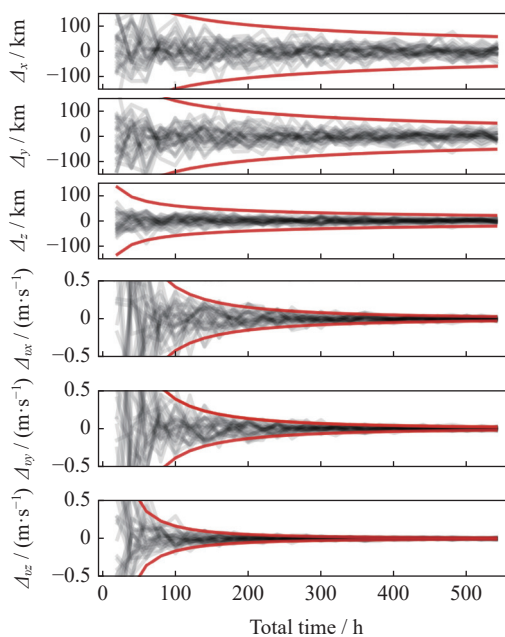


图6 定轨误差与观测时长关系

Fig. 6 Relationship between orbit determination accuracy and the observation time

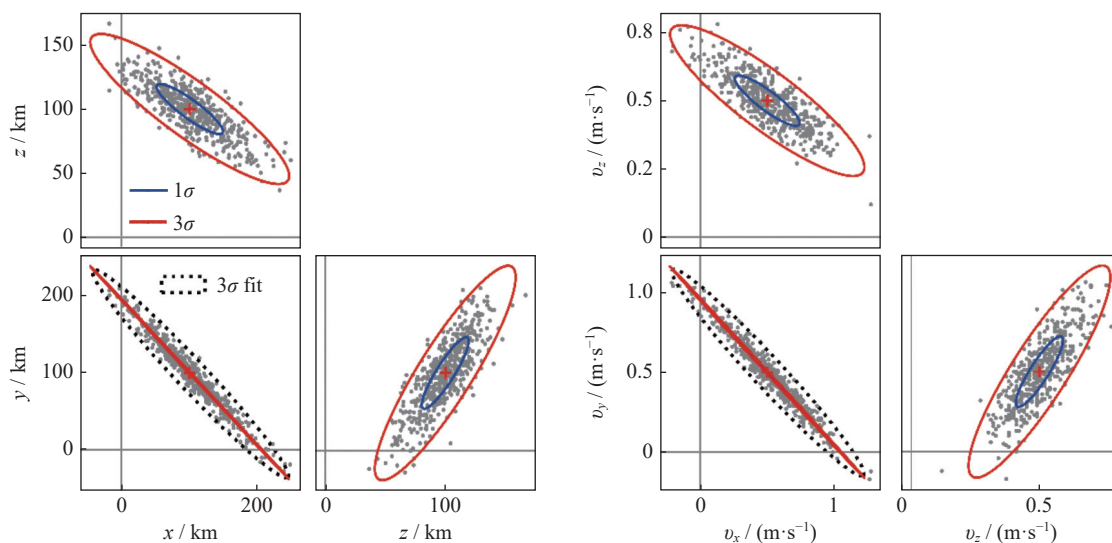


图7 误差椭圆和定轨误差

Fig. 7 Error ellipse and orbit determination error

误差。计算结果列于表 2,每一种情况在计算时均加入观测量随机噪声,可以看出,加入系统误差后对定轨精度的影响为千米级别,速度为厘米量级,由此可见系统误差在不解算偏差参数时,产生的误差会被待求参数吸收,导致定轨结果存在偏差。图 8~10 给出了定轨误差分布,可以看出其基本符合高斯分布,但定轨均值都存在偏差值。其中在探测器初始位置三方向上添加 20 km 系统偏差时,系统误差可以反映在定轨误差的均值上,从图 8 第一行的三张子图可以看出,其三方向定轨误差的均值为 20 km,与添加的系

统误差量级一致。从图 9 和图 10 可以看出系统误差的引入对定轨精度的影响较小,会导致定轨误差的偏移,但是可以在实测任务中通过进行地面测试、校准光学导航相机参数或者增加系统差参数来处理系统误差^[23]。

上述结果均是基于联合三种光学观测量解算的。表 3 列出了基于单一观测数据和两两联合观测数据解算的结果。可以看到使用单一观测类型数据比包含第三类观测量的联合观测量定轨精度低 3~4 个量级,且单独使用某一类观测量时,第三类定

表 2 考虑系统误差与不考虑时定轨精度 (1σ) 的对比结果
Table 2 Comparison results of orbit determination accuracy (1σ) when considering systematic error and not

案例	系统误差	x/km	y/km	z/km	$v_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$v_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$v_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
A	三方向 20 km	45.83	42.91	19.56	0.23	0.21	0.09
B	观测量 $0.1''$	48.74	46.59	45.33	0.23	0.22	0.23
C	叠加	42.82	40.22	17.54	0.21	0.19	0.08
D	不添加	45.57	42.85	18.70	0.22	0.21	0.09

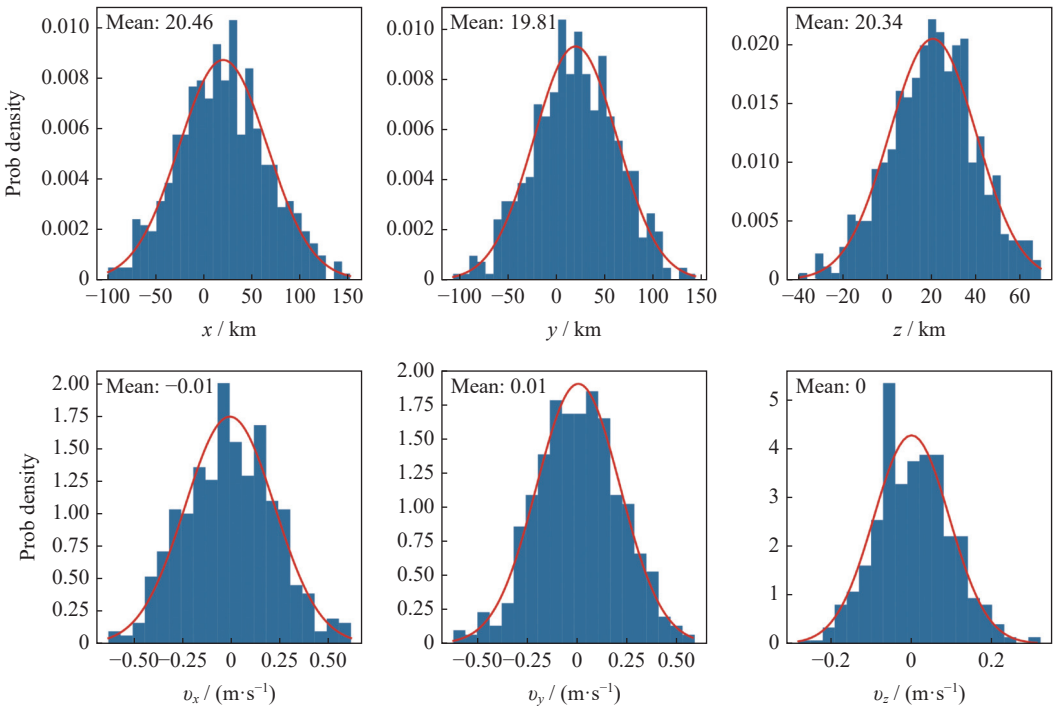


图 8 添加三方向系统误差 (蓝色直方图为 300 次蒙特卡罗仿真的概率分布,红色曲线为由仿真案例中轨道误差的标准差和均值绘制的高斯分布曲线)

Fig. 8 Adding system error in position (In each subplot, the blue histogram indicates the probability density of a 300-time Monte Carlo simulation. The red line represents the Gaussian distribution derived from the standard deviation and average value of the datasets)

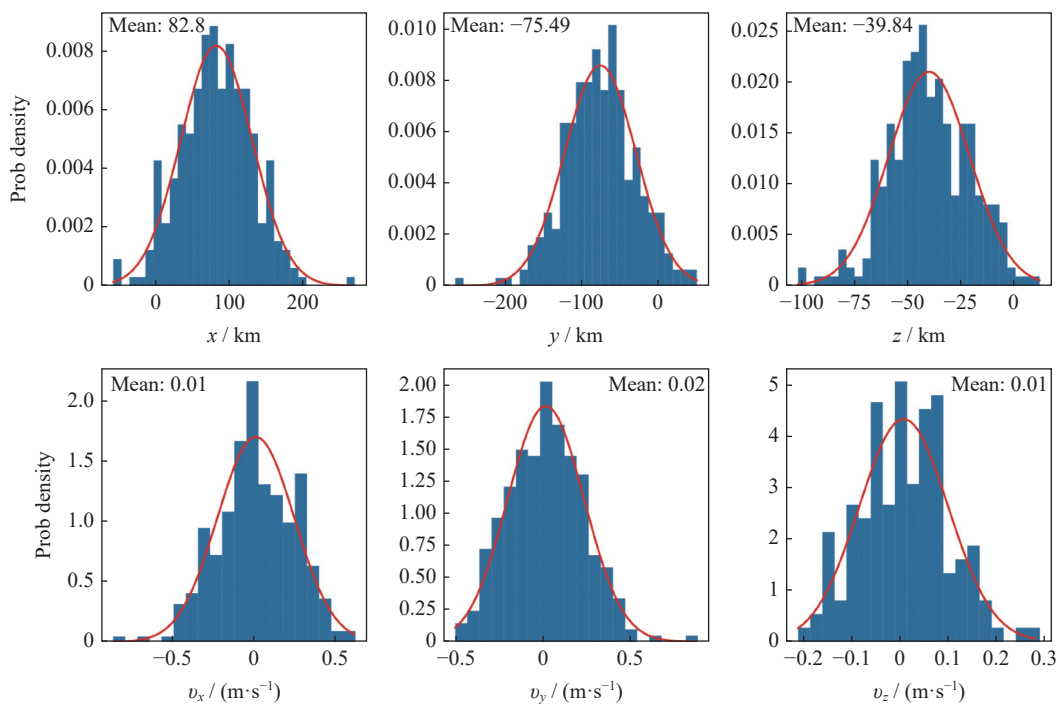


图 9 添加观测系统误差 (说明同图 8)

Fig. 9 Adding observation system error (The description is as same as that in Fig. 8)

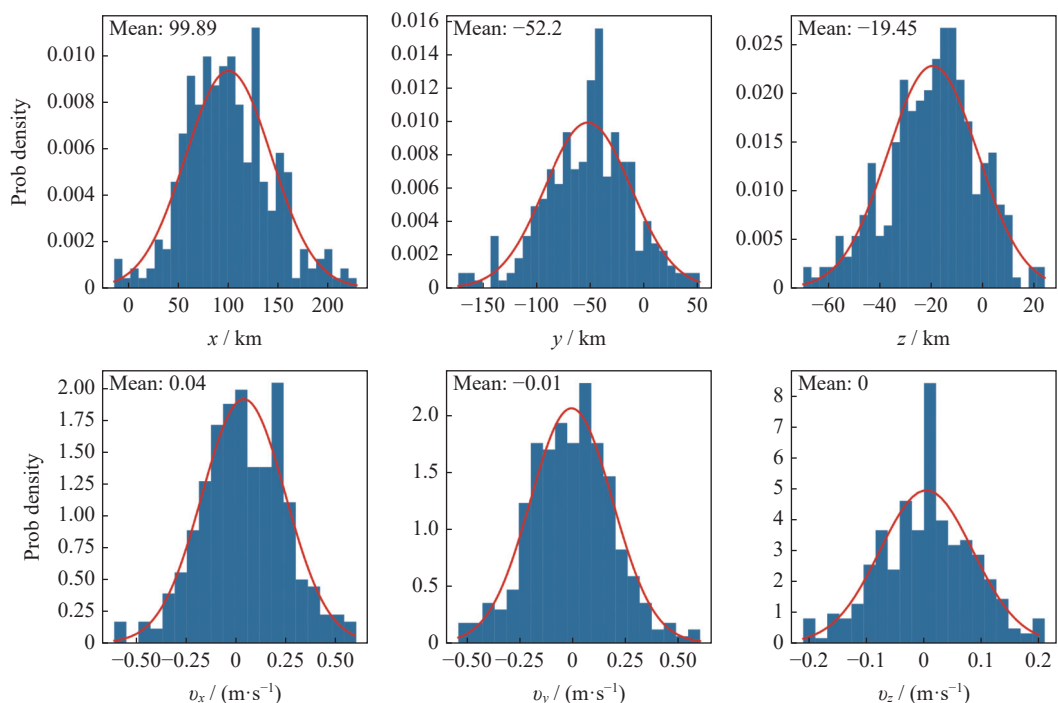


图 10 叠加系统误差 (说明同图 8)

Fig. 10 Adding both observation and position system error (The description is as same as that in Fig. 8)

轨精度最高, 第二类优于第一类。根据图 5 中观测量不确定度的数值, 第一类观测量中的方位角以及第二

类观测量不确定度均在 $1''$ 左右, 而第一类观测量中方位角的不确定度在 $10''$ 量级, 因此表 3 中定轨精度的

表 3 组合观测量定轨精度 (1σ) 结果
Table 3 Orbit determination accuracy (1σ) results based on combined observations

模型	x/km	y/km	z/km	$v_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$v_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$v_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
模型1	10.64×10^5	97.50×10^4	33.27×10^4	54.70	256.17	153.21
模型2	68.10×10^4	62.37×10^4	21.28×10^4	34.69	164.02	98.05
模型3	10.37×10^3	62.93×10^2	26.47×10^3	16.67	10.55	36.09
模型1, 2	50.02×10^4	45.81×10^4	15.63×10^4	26.00	120.03	71.87
模型1, 3	50.05	49.57	25.70	0.25	0.24	0.12
模型2, 3	49.09	46.66	21.95	0.24	0.22	0.10

结果体现为第二类优于第一类观测值。第三类观测值对其他两类观测量的定轨精度有显著贡献, 这表明在 2016HO3 仿真中, 第三类观测量(小行星与大行星之间的夹角信息)对探测器轨道的敏感性较其他两类观测量更高, 利用太阳系大天体的位置信息更有利于约束探测器本身的位置。

为进一步研究观测间隔和总时长两大观测因素对定轨精度的影响, 图 11 给出了联合使用三种观测量的定轨精度与观测间隔以及观测组数的关系。图中横轴为观测间隔, 纵轴为观测组数, 二者的乘积即为观测时长。可以看出当观测组数小于 400 时, 不同观测间隔对定轨结果的影响较小, 位置的定轨精度约为 50 km(1σ)。在此定轨精度要求下, 定轨精度受采样间隔的影响较小, 采样间隔一定时, 定轨精度与观测组数之间存在正相关的关系, 即随观测组数的增高定轨精度有所提高。由此可以得出结论: 在相同时长下定轨精度与采样间隔呈负相关; 若存在观测总时长的限制, 应优先考虑提高观测组数。从图 6 和图 11 中还可以看出, 当观测量累积到一定数目后, 定轨精度提高有限, 若在后续飞掠段中想进一步提高轨道解算精度, 需增加其他观测数据进行联合解算, 例如星载雷达、星载激光和无线电数据等。

4 结语

针对中国小行星探测任务中探测器巡航段的动力学环境, 仿真了通过星载相机构造的三种光学观测量, 讨论了其对探测器轨道确定的贡献, 验证了基于星载影像数据自主定轨解算的可行性。在仿真验证实验中, 联合使用三种光学导航观测量, 观测时长为 100 h 时, 位置误差为 (48.69, 45.86, 19.52)km, 速度

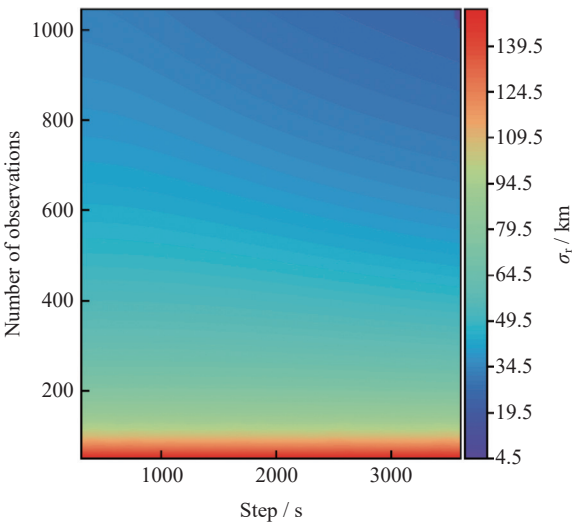


图 11 定轨精度随观测间隔和观测组数的变化
Fig. 11 Relationship between the orbit determination accuracy and the observation's interval and length

误差约为 (0.24, 0.22, 0.09) m·s⁻¹, 三轴位置误差小于 50 km, 满足工程上对巡航段轨道精度的需求。此外还发现第三类观测量(即 2016HO3 与大行星之间的夹角信息)对探测器轨道的敏感性较高。研究结果对中国即将开展的小行星探测任务, 尤其是巡航段的定轨策略和观测方案设计具有一定参考价值。

参考文献

[1] JI Jianghui, WANG Su. China's Future Missions for Deep Space Exploration and Exoplanet Space Survey by 2030. Chin. J. Space Sci., 2020, 40(5): 729-731.
[2] LI J F, CUI W, BAOYIN H X. A survey of autonomous navigation for deep space exploration[J]. Mechanics in Engineering, 2012, 34(2): 1-9 (李俊峰, 崔文, 宝音贺西. 深空探测自主导航技术综述[J]. 力学与实践, 2012, 34(2): 1-9)
[3] FANG J C, NING X L, MA X, et al. A survey of

- autonomous astronomical navigation technology for deep space detectors[J]. *Flight Control Detection*, 2018, **1**(1): 1-15 (房建成, 宁晓琳, 马辛, 等. 深空探测器自主天文导航技术综述[J]. 飞控与探测, 2018, **1**(1): 1-15)
- [4] DRAPER C, WRIGLEY W, HOAG G, *et al*. Space navigation guidance and control, Vol. 1, of 2. NASA-CR-75543, 1965
- [5] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P, *et al*. The deep space 1 autonomous navigation system-a post-flight analysis[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Denver, CO, USA: AIAA, 2000
- [6] BHASKARAN S, DESAI S, DUMONT P, *et al*. Orbit determination performance evaluation of the deep space 1 autonomous navigation system[C]//Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Univelt, Inc., San Diego, CA, 1998, pp. 1295-1314
- [7] TSUDA Y, TAKEUCHI H, OGAWA N, *et al*. Rendezvous to asteroid with highly uncertain ephemeris: Hayabusa2's Ryugu-approach operation result[J]. *Astrodynamics*, 2020, **4**(2): 137-147
- [8] DE LA FUENTE MARCOS C, DE LA FUENTE MARCOS R. Asteroid (469219) 2016 HO₃, the smallest and closest Earth quasi-satellite[J]. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 2016, **462**(4): 3441-3456
- [9] TIAN W. Orbit Determination of the asteroid (469219) Kamo'oalewa and its error analysis[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2021, **62**(2): 16 (田伟. 小行星(469219)Kamo'oalewa轨道的确定与误差分析[J]. 天文学报, 2021, **62**(2): 16)
- [10] WANG M, CHENG Y F, YANG B, *et al*. On-orbit calibration approach for optical navigation camera in deep space exploration[J]. *Optics Express*, 2016, **24**(5): 5536-5554
- [11] FEHLBERG E. Classical fifth-, sixth-, seventh-, and eighth-order Runge-Kutta formulas with stepsize control[R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1968
- [12] ACTON JR C H. Ancillary data services of NASA's navigation and ancillary information facility[J]. *Planetary and Space Science*, 1996, **44**(1): 65-70
- [13] HUANG X Y, HUANG J C, LI J, *et al*. Autonomous navigation for the approach phase based on image measurement data[J]. *Sci Sin Tech*, 2013, **43**(7): 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试验[J]. 中国科学: 技术科学, 2013, **43**(7): 748-754)
- [14] CUI W, ZHANG S Y, ZHANG S Y, *et al*. Research on optical autonomous navigation for approach phase of Mars exploration[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2013, **33**(3): 313-319 (崔文, 张少愚, 张树瑜, 等. 火星探测接近段的光学自主导航研究[J]. 空间科学学报, 2013, **33**(3): 313-319)
- [15] WATANABE S I, TSUDA Y, YOSHIKAWA M, *et al*. Hayabusa2 mission overview[J]. *Space Science Reviews*, 2017, **208**(1/2/3/4): 3-16
- [16] RIZK B, D'AUBIGNY C D, GOLISH D, *et al*. OCAMS: the OSIRIS-REx camera suite[J]. *Space Science Reviews*, 2018, **214**(1): 26
- [17] KELLER H U, BARBIERI C, LAMY P, *et al*. OSIRIS—the scientific camera system onboard Rosetta[J]. *Space Science Reviews*, 2007, **128**(1/2/3/4): 433-506
- [18] SUN J, LI G R, WEN D S, *et al*. A sub-pixel centroid algorithm for star image based on Gaussian distribution[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2011, **53**(182): 307-310
- [19] HOG E, FABRICIUS C, MAKAROV V V, *et al*. The Tycho-2 catalogue of the 2.5 million brightest stars[J]. *Astronomy and Astrophysics*, 2000, **355**(1): L27-L30
- [20] ENRIGHT J, SINCLAIR D, GRANT C, *et al*. Towards star tracker only attitude estimation[C]//24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session X, Logan, UT, USA, 9-12 August 2010; Volume 55. 2010
- [21] PARK R S, FOLKNER W M, WILLIAMS J G, *et al*. The JPL planetary and lunar ephemerides DE440 and DE441[J]. *The Astronomical Journal*, 2021, **161**(3): 105
- [22] LIU S H, YAN J G, YANG X, *et al*. Development of mercury precise orbit determination software and application[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2019, **44**(4): 510-517 (刘山洪, 鄢建国, 杨轩, 等. 水星探测器精密定轨软件研制及应用[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2019, **44**(4): 510-517)
- [23] TATSUMI E, KOUYAMA T, SUZUKI H, *et al*. Updated inflight calibration of Hayabusa2's optical navigation camera (ONC) for scientific observations during the cruise phase[J]. *Icarus*, 2019, **325**: 153-195