

# 稀疏轨道信息下的非合作飞行器机动识别方法

赵建磊<sup>1,2</sup>, 李海阳<sup>1,2,\*</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南 长沙 410073;

2. 空天任务智能规划与仿真湖南省重点实验室, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 在已知信息为稀疏轨道根数情况下, 针对非合作飞行器的机动参数识别问题进行了研究, 提出一种基于轨道反演的机动参数识别方法及相应的求解算法。首先, 建立轨道反演模型及机动参数识别优化模型。然后, 提出一种“全局寻优+局部修正”的双重优化算法。最后, 对提出的机动参数识别方法进行了仿真校验。结果显示, 双重优化方法能够有效求解本文的优化模型, 所提方法在误差允许范围内能够有效识别机动参数。研究为有限信息下的非合作飞行器的机动识别提供了一种思路, 一定程度上保障了空间飞行器的在轨安全。

**关键词:** 非合作飞行器; 稀疏轨道信息; 机动参数识别; 双重优化算法

**中图分类号:** V 412.4

**文献标志码:** A

**DOI:** 10.12305/j.issn.1001-506X.2022.06.22

## Maneuvering identification method of non-cooperative aircraft based on sparse orbit information

ZHAO Jianlei<sup>1,2</sup>, LI Haiyang<sup>1,2,\*</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Hunan Key Laboratory of Intelligent Planning and Simulation for Aerospace Missions, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The maneuvering parameter identification of non-cooperative aircraft is studied when the known information is sparse orbit elements. In this paper, a maneuver parameter identification method based on orbit inversion and its corresponding solution algorithm are proposed. Firstly, the orbit inversion model and the maneuvering parameter identification optimization model are established. Then, a double optimization algorithm of “global optimization plus local correction” is proposed. Finally, the maneuvering parameter identification method proposed is verified by simulation. The results show that the double optimization method can effectively solve the optimization model, and the proposed method can effectively identify maneuvering parameters within an acceptable error range. The research provides an idea for maneuvering identification of non-cooperative aircraft with limited information, and ensures the on-orbit safety of spacecraft to a certain extent.

**Keywords:** non-cooperative aircraft; sparse orbit information; maneuvering parameter identification; double optimization algorithm

## 0 引言

随着人类探索地球外层空间活动的不断深入, 空间飞行器尤其是非合作空间飞行器的数量日益增长。出于对有限空间资源的争夺<sup>[1-2]</sup>, 恶意抵近服务如干扰、侦察、抓捕等

行为逐渐增加<sup>[3-5]</sup>, 飞行器在轨安全受到严重威胁<sup>[6]</sup>。通常情况下, 飞行器根据实际任务需要对自身进行的轨道机动、轨道维持、抵近观测、姿态控制等操作的信息是不公开的。在此背景下, 非合作目标的轨道机动信息的感知、检测和识别对及时发现非合作飞行器的恶意抵近服务意图, 维护在

收稿日期: 2021-07-06; 修回日期: 2021-09-26; 网络优先出版日期: 2022-01-17。

网络优先出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.TN.20220117.1906.014.html>

基金项目: 国家自然科学基金(12072365); 湖南省自然科学基金(2020JJ4657)资助课题

\* 通讯作者。

引用格式: 赵建磊, 李海阳. 稀疏轨道信息下的非合作飞行器机动识别方法[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(6): 1950-1956.

**Reference format:** ZHAO J L, LI H Y. Maneuvering identification method of non-cooperative aircraft based on sparse orbit information[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(6): 1950-1956.

轨飞行器的安全显得尤为重要<sup>[7]</sup>。

国内外学者从不同角度对轨道机动检测和机动信息识别等问题进行研究<sup>[8-13]</sup>。Kelecyc 等人<sup>[14]</sup>对脉冲小推力作用下的定轨与机动检测进行研究,对比分析了最小二乘估计方法与卡尔曼滤波方法的适用性。Lemmens 等人<sup>[15]</sup>分别提出了基于两行轨道要素(two line elements, TLE)一致性检验的低轨卫星机动检测方法和支持近实时机动检测的 TLE 时间序列分析方法。Pittelkau<sup>[16]</sup>和 Acquesta 等人<sup>[17]</sup>分别提出了机动检测中避免历史数据中噪声干扰的新方法,其中前者采用中值滤波器,而后者则采用被称为 Box 具有噪声的基于密度的聚类方法(density-based spatial clustering of applications with noise, DBSCAN)。Bai 等人<sup>[18]</sup>利用卫星的历史轨道信息采用聚类的方法进行了机动检测,分析了均值聚类、层次聚类和模糊聚类在机动检测中的应用。Yu 等人<sup>[19]</sup>通过分析机动前后的摄动,利用相对动力学方程推导出两种机动模型,提出了基于轨道动力学模型的机动检测方法。Daniel 等人<sup>[20]</sup>提出了一种新的基于马氏距离的假设检测方法,用于表征和检测航天器异常。Bao 等人<sup>[21]</sup>提出了一种基于贝叶斯理论和多模型的滤波器,使用最小均方误差方法来适应机动目标可能进行的多种运动,以此进行联合检测和弱目标跟踪。Clark 等人<sup>[22]</sup>通过将 TLE 分析和状态传播这两种众所周知的检测方法融合成混合检测方法来提高检测的计算速度和精度提高,提高了空间态势感知(space situational awareness, SSA)算法的性能。Justin 等人<sup>[23]</sup>利用光声特征检测方案实现了航天器近实时机动检测和参数估计,增强了对小机动事件的识别能力。Jiang 等人<sup>[24]</sup>探讨了跟踪执行未知连续机动的卫星问题,提出一种估计卫星状态和机动加速度的鲁棒扩展卡尔曼滤波器,与无偏最小方差输入和状态估计方法相比,该方法在具有相同的位置估计精度的同时机动期间速度估计误差降低了 5 倍左右。Christopher<sup>[25]</sup>从目标历史 TLE 记录中获得的数据训练神经网络,用于发现新的 TLE 记录中的异常轨道机动、错误标记或其他原因引起的意外偏差,该方法能够避免依赖于个别目标轨道状态或特定的传播模型,提高了检测的准确性。Li 等人<sup>[26-28]</sup>利用目标的历史 TLE 数据,分别用统计的方法和自组织映射聚类的方法对 LEO 轨道卫星的机动检测问题进行了研究。崔红正等人<sup>[29]</sup>提出针对不同推力非合作目标的机动检测方法,结合地基与天基观测数据,可以满足多数非合作目标轨道机动检测需求。王庆瑞等人<sup>[30]</sup>将距离变化率作为特征量,提出一种基于概率判决模型的自适应轨道机动检测方法,该方法基于 Neyman-Pearson 准则求解序列数据的变轨判决门限。

以上方法中基于历史轨道信息的机动检测方法只能判断是否发生机动,不能对机动参数进行有效的定量识别,而对于机动信息的识别,大多是基于天基或地基平台对目标的连续测角或测距追踪,结合动力学模型和滤波方法进行机动轨道定轨及机动识别。但对于多数非合作目标,难以对其进行连续追踪观测并且动力学模型是未知的,只能通

过稀疏短弧段观测数据在无机动假设下定轨得到若干个离散的轨道状态。而当卫星发生轨道机动时,通过轨道测量得到的卫星轨道根数相比于不发生轨道机动时的轨道根数,通常含有较大的误差,且在短时间内有限条轨道根数无法通过滤波等手段处理误差。

针对以上问题,本文基于稀疏短弧段观测数据定轨得到的有限条轨道测量状态,对非合作飞行器的机动参数进行识别。首先建立基于稀疏轨道根数的飞行器轨道反演模型,然后基于轨道反演对飞行器机动参数进行识别,最后通过算例对本文的方法进行校验。

## 1 非合作飞行器轨道反演模型

### 1.1 基本假设

在本文的研究中,做以下假设。

(1) 当变轨推力作用时间远远小于变轨前后的轨道周期时,可以假设推力随时间变化的函数是脉冲函数,使得脉冲矢量与原推力产生的冲量一样,因此本文中涉及的变轨冲量均考虑为脉冲冲量。

(2) 轨道测量仅存在随机误差,不存在系统误差。

(3) 以美国战略司令部发布的 TLE 中轨道机动后恢复时间为例,空间飞行器在发生机动后,通过测定轨得到稳定的 TLE 轨道通常需要 2~7 天<sup>[15]</sup>,本文假设飞行器在得到稳定的轨道之前不会施加下一次轨道机动。

(4) 在非合作飞行器的一个轨道周期内,至少能得到一段短弧段观测数据,结合假设(3),即对于轨道周期小于 2 天的非合作飞行器,相邻短弧段观测数据之间至多考虑存在一次轨道机动。

### 1.2 冲量作用下飞行器轨道预报模型

在二体假设下,天体为质点,空间飞行器只受中心引力作用。而实际飞行任务中,中心天体一般为非理想球体,因此飞行器还会受中心天体非球形引力、大气阻力、太阳光压、第三体引力等各种摄动因素的影响。

通常用惯性坐标系来描述飞行器的绝对轨道运动,其原点在天体引力中心,基准平面为天体平均赤道面, $X$ 轴指向历元平春分点, $Z$ 轴垂直于赤道面指向北极, $Y$ 轴由右手法则确定。由于春分点会随时间产生进动,本文采用的地心惯性坐标系定义为以 2000 年 1 月 1 日 12:00:00.000 时刻的平春分点为起点,即 J2000 地心惯性系。

在 J2000 地心惯性坐标系中的飞行器动力学模型如下所示:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a} \\ \mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{gravity}} + \mathbf{a}_{\text{drag}} + \mathbf{a}_{\text{third}} + \mathbf{a}_{\text{SRP}} + \mathbf{a}_{\text{p}} + \mathbf{a}_{\text{others}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $r = \|\mathbf{r}\|$ 为飞行器地心距; $\mu$ 为天体引力常数; $\mathbf{a}_{\text{gravity}}$ 为非球形引力加速度; $\mathbf{a}_{\text{drag}}$ 为大气阻力加速度; $\mathbf{a}_{\text{third}}$ 为第三体(太阳、月球等)引力加速度; $\mathbf{a}_{\text{SRP}}$ 为太阳光压加速度; $\mathbf{a}_{\text{p}}$ 为推力加速度; $\mathbf{a}_{\text{others}}$ 为潮汐、羽流等其他加速度。

当飞行器的初始运动状态可知,在脉冲机动作用下,飞行器在任意时刻的轨道状态  $\mathbf{S}$  表示如下:

$$\begin{cases} \mathbf{S} = F(\mathbf{S}_0, t, t_j, \Delta \mathbf{v}_j) \\ \mathbf{S}_0 = \bar{\mathbf{S}}_0 + \delta \mathbf{S}_0 \\ \Delta \mathbf{v}_j = \Delta \bar{\mathbf{v}}_j + \delta \Delta \mathbf{v}_j \end{cases}, j=1, 2, \dots \quad (2)$$

式中:  $F(\cdot)$  代表基于式(1)的飞行器轨道预报模型;  $\mathbf{S}_0$  为飞行器初始状态,由飞行器标称初始状态  $\bar{\mathbf{S}}_0$  和导航误差  $\delta \mathbf{S}_0$  组成;  $t_j$  为发生机动的时间序列;  $\Delta \mathbf{v}_j$  为机动矢量序列,由标称变轨冲量  $\Delta \bar{\mathbf{v}}_j$  和控制误差  $\delta \Delta \mathbf{v}_j$  组成。

### 1.3 飞行器轨道反演

设测量点轨道状态为  $\mathbf{S}_i (i=0, 1, \dots, m)$ , 待反演的轨道为  $\hat{\mathbf{S}}$ , 其初始状态设为  $\hat{\mathbf{S}}_0 = \mathbf{S}_0 + \Delta \mathbf{S}_0$ , 则由式(2)可得

$$\hat{\mathbf{S}} = F(\hat{\mathbf{S}}_0, t, t_j, \Delta \mathbf{v}_j) = F(\mathbf{S}_0 + \Delta \mathbf{S}_0, t, t_j, \Delta \mathbf{v}_j), \quad j=1, 2, \dots \quad (3)$$

定义轨道反演的状态偏差  $E$  为在所有测量点时刻  $t_i (i=0, 1, \dots, m)$ , 反演轨道状态与测量状态的加权偏差和, 即

$$E = \sum_{i=0}^m \mu_i \cdot (\mathbf{S}_i - \hat{\mathbf{S}}_i) = \sum_{i=0}^m \mu_i \cdot f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i) \quad (4)$$

式中:  $\mu_i$  为不同测量点时刻对应状态偏差的权重因子, 反映了不同测量点测量误差大小不一致的影响, 一般来讲, 机动点附近的测定轨误差通常会比非机动阶段的大;  $f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i)$  为测量状态  $\mathbf{S}_i$  与轨道估计状态  $\hat{\mathbf{S}}_i$  间的偏差, 由位置和速度偏差的加权和得到, 如下所示:

$$\begin{aligned} f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i) &= |\mathbf{r}_i - \hat{\mathbf{r}}_i| + k \cdot |\mathbf{v}_i - \hat{\mathbf{v}}_i| = \\ &= \sqrt{(r_{ix} - \hat{r}_{ix})^2 + (r_{iy} - \hat{r}_{iy})^2 + (r_{iz} - \hat{r}_{iz})^2} + \\ &+ k \cdot \sqrt{(v_{ix} - \hat{v}_{ix})^2 + (v_{iy} - \hat{v}_{iy})^2 + (v_{iz} - \hat{v}_{iz})^2} \end{aligned} \quad (5)$$

式中:  $k$  为权重系数,  $k$  的选取原则为: 定义参考轨道为以测量状态  $\mathbf{S}_i$  与反演轨道状态  $\hat{\mathbf{S}}_i$  的半长轴的平均值为半径的圆轨道, 设参考圆轨道的半径为单位长度 DU, 参考圆轨道上飞行器的速度为单位速度 VU, 则

$$k = \text{DU}/\text{VU} \quad (6)$$

式中:  $\text{DU} = (\mathbf{S}_i \cdot \mathbf{a} + \hat{\mathbf{S}}_i \cdot \mathbf{a})/2$ ;  $\text{VU} = \sqrt{\mu_e/\text{DU}}$ ,  $\mu_e$  为地球的天体引力常数;  $\mathbf{S}_i \cdot \mathbf{a}$ ,  $\hat{\mathbf{S}}_i \cdot \mathbf{a}$  均代表飞行器轨道半长轴, 其值不同。

一般情况下, 沿轨道不同方向的测量误差是不一致的, 此时  $f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i)$  可表示为

$$\begin{aligned} f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i) &= \sqrt{\left(\frac{r_{ix} - \hat{r}_{ix}}{\gamma_{rx}}\right)^2 + \left(\frac{r_{iy} - \hat{r}_{iy}}{\gamma_{ry}}\right)^2 + \left(\frac{r_{iz} - \hat{r}_{iz}}{\gamma_{rz}}\right)^2} + \\ &+ k \cdot \sqrt{\left(\frac{v_{ix} - \hat{v}_{ix}}{\gamma_{vx}}\right)^2 + \left(\frac{v_{iy} - \hat{v}_{iy}}{\gamma_{vy}}\right)^2 + \left(\frac{v_{iz} - \hat{v}_{iz}}{\gamma_{vz}}\right)^2} \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $\gamma_{rx}, \gamma_{vy}, \gamma_{vz} (m=x, y, z)$  为对应于沿轨道不同方向的测量误差的比例系数。

状态偏差  $E$  反映了通过轨道测量数据反演的轨道与测量轨道的接近程度, 状态偏差越小, 说明反演的轨道与测量轨道更接近, 同时与测量轨道的离散状态相比, 通过测量状

态反演的轨道是一条连续的轨道, 减小了测量数据中的随机误差的影响, 反演得到的轨道更加接近真实轨道。因此, 可以通过最优化方法使状态偏差最小, 以此反演非合作飞行器的轨道。

## 2 基于轨道反演的机动参数识别方法

### 2.1 机动参数识别优化模型

#### (1) 优化变量

由式(3)和式(4)可知, 状态偏差  $E$  与反演轨道的初始轨道状态和中间机动参数有关, 即

$$E = \sum_{i=0}^m \mu_i \cdot f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i) = \sum_{i=0}^m \mu_i \cdot f(\mathbf{S}_i, F(\hat{\mathbf{S}}_0, t_i, t_j, \Delta \mathbf{v}_j)) \quad (8)$$

因此, 将优化变量选为反演轨道初始状态和中间机动, 即

$$\mathbf{X} = [\hat{\mathbf{S}}_0, t_j, \Delta \mathbf{v}_j], j=1, 2, \dots, m \quad (9)$$

#### (2) 优化变量边界约束

$$\text{s. t.} \begin{cases} a^- \leq a_0 < a^+ \\ 0 \leq e_0 < 1 \\ 0 \leq i_0 \leq \pi/2 \\ 0 \leq \Omega_0 < 2\pi \\ 0 \leq \omega_0 < 2\pi \\ 0 \leq f_0 < 2\pi \\ 0 \leq t_j \leq \text{timespan}_j \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, f_0$  分别为飞行器轨道的半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点角距和真近点角;  $a^-$  和  $a^+$  分别为根据飞行器轨道类型设定的半长轴边界。

#### (3) 目标函数

目标函数取为状态偏差最小, 即

$$J = E_{\min} = \left[ \sum_{i=0}^m \mu_i \cdot f(\mathbf{S}_i, \hat{\mathbf{S}}_i) \right]_{\min} \quad (11)$$

值得注意的是, 由于在设计变量中引入的中间机动通常是多于实际机动的, 多余的机动在优化结果中为小值, 因此在优化流程的最后进行一次小机动值的修正, 即若存在设计变量  $|\Delta \mathbf{v}_j| (j=1, 2, \dots, m)$  的数值小于一定门限  $\zeta$ , 认为在该时刻未发生机动。

$$\Delta \mathbf{v}_j = \begin{cases} 0, & |\Delta \mathbf{v}_j| \leq \zeta \\ \Delta \mathbf{v}_j, & |\Delta \mathbf{v}_j| > \zeta \end{cases} \quad (12)$$

### 2.2 “全局寻优+局部修正”的双重优化求解

上述问题可以归结为非线性规划问题, 关于这种非线性规划问题的求解, 有很多算法可以使用, 如差分进化 (differential evolution, DE) 算法、序列二次规划 (sequential quadratic programming, SQP) 算法等。此处选取 DE 算法和 SQP 算法, 其中 DE 算法全局搜索能力较好, 但效率不高, 尤其当轨道外推使用高精度模型进行时, 会花费大量时间; 序列二次规划算法局部寻优效果好, 但对初值比较

敏感。因此,在使用高精度轨道外推模型求解时,为了提高搜索效率以及避免初值陷入局部最优,提出一种“全局寻优+局部修正”的双重优化算法进行计算,计算流程如图 1 所示。

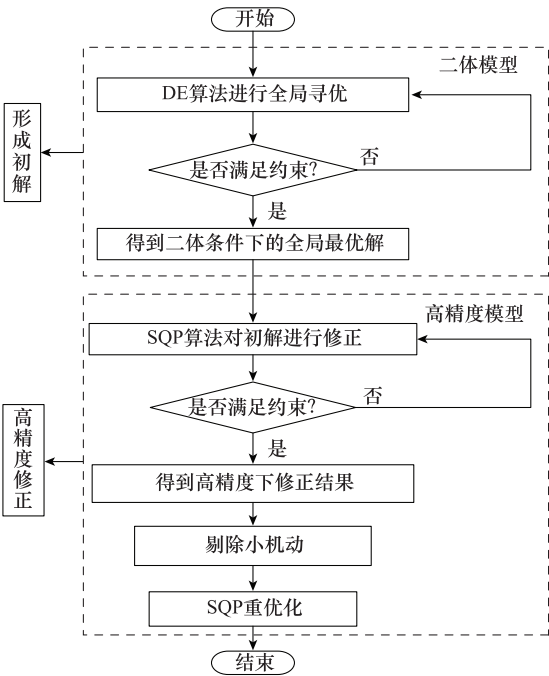


图 1 双重优化求解流程

Fig.1 Double optimization solution process

- 步骤 1 在二体条件下,通过 DE 算法寻找满足约束的全局最优解;
- 步骤 2 以步骤 1 中最优解为初值,利用 SQP 算在高精度模型条件下,寻找满足约束的最优解;
- 步骤 3 剔除小机动值,重新进行一遍 SQP 优化流程。

3 仿真校验

本节对上述的飞行器轨道反演模型及机动参数识别方法进行仿真校验。仿真在计算机处理器为 Intel i7-7700 CPU 3.60 GHz,运行内存为 16 GB 的 C++ 环境下进行。

3.1 仿真参数设定

地球同步静止轨道由于具有独特的高轨和地球同步特性,成为了通信、气象、导弹预警、广播电视和数据中继等重要卫星的首选轨道,但同样也将面临严峻的恶意服务考验。因此,对地球同步静止轨道卫星机动信息的感知、检测和识别显得尤为重要。本节以地球同步静止轨道为例,对本文提出的模型和方法进行校验。

首先构造一条包含若干机动的标称轨道。设仿真初始时间为 2020 07:00:00,标称轨道仿真时间为 21 h,初始轨道根数及中间机动参数如表 1 和表 2 所示,整个过程中不考虑脉冲机动的施加误差,标称机动参数表示轨道坐标系下的迹向、法向、径向机动参数。

表 1 仿真初始轨道根数

Table 1 Initial orbit elements of simulation	
轨道根数	数值
半长轴/km	41 998.169 8
偏心率	0.001 012
轨道倾角/(°)	0.100 781
升交点赤经/(°)	100.325 974
近地点角距/(°)	93.206 678
真近点角/(°)	212.213 330

表 2 标称轨道中间机动参数

Table 2 Intermediate maneuver parameters of nominal orbit	
时间	机动参数/(m·s <sup>-1</sup> )
2020 12:00:00.000	(3,0,0)
2020 00:00:00.000	(3,1,3)

对上述标称轨道每隔 7 h 选取该时刻的轨道状态作为测量样本,并施加不同的均值为 0 的高斯随机定轨测量误差,以此模拟实际情况下稀疏短弧段定轨得到的有限条离散轨道测量数据。不同工况下的定轨误差如表 3 所示。

表 3 定轨误差标准差

Table 3 Standard deviation of orbit determination error			
工况	轨道迹向 $\sigma_x/\text{m}$	轨道法向 $\sigma_y/\text{m}$	轨道径向 $\sigma_z/\text{m}$
工况 1	500	500	500
工况 2	750	375	375
工况 3	1 000	1 000	1 000

3.2 算例分析

使用本文描述的机动参数识别方法,不同测量点时刻对应状态偏差的权重因子  $\mu_{t_i}$  均取为 1,优化目标函数取为式(7),目标函数中沿轨道不同方向的测量误差的比例系数  $\gamma_{rm}, \gamma_{vm} (m=x,y,z)$  取值如下所示:

$$\begin{cases} \gamma_{rx} = \gamma_{vx} = \sigma_y \sigma_z / (\sigma_x \sigma_y + \sigma_y \sigma_z + \sigma_z \sigma_x) \\ \gamma_{ry} = \gamma_{vy} = \sigma_z \sigma_x / (\sigma_x \sigma_y + \sigma_y \sigma_z + \sigma_z \sigma_x) \\ \gamma_{rz} = \gamma_{vz} = \sigma_x \sigma_y / (\sigma_x \sigma_y + \sigma_y \sigma_z + \sigma_z \sigma_x) \end{cases} \quad (13)$$

其中,  $\zeta$  取为 0.15 m/s, DE 算法种群规模为 240,代数为 300, SQP 算法最大迭代代数为 50。

每种工况分别进行 50 次蒙特卡罗仿真,机动参数识别结果与标称机动参数的偏差如表 4 所示。从结果来看,定轨误差越大,则机动参数的识别误差越大。

表 4 机动参数识别结果

Table 4 Maneuvering parameter identification results		
工况	时间均方根误差/min	速度均方根误差/(m·s <sup>-1</sup> )
工况 1	3.59	0.109
工况 2	4.12	0.123
工况 3	8.06	0.278

为进一步说明双重优化算法的收敛情况及机动参数识别效果,选取工况 2 中的一次仿真,初始轨道测量数据如表 5 所示。双重优化算法的迭代收敛情况如图 2 所示,仿真显示双重优化算法中 DE 算法在 100 代左右基本收敛, SQP 算法在 20 代左右基本收敛。

表 5 离散轨道测量数据  
Table 5 Discrete orbit measurement data

序号	时间	定轨结果
1	2020 07:00:00.000	(41 996 513.117, 0.001 048, 0.101 429, 100.940 181, 93.276 745, 211.528 636)
2	2020 14:00:00.000	(42 079 340.303, 0.002 416, 0.102 038, 100.541 115, 43.142 503, 7.984 109)
3	2020 21:00:00.000	(42 079 699.105, 0.002 362, 0.103 964, 99.668 523, 44.743 716, 113.079 450)
4	2020 04:00:00.000	(42 160 333.026, 0.001 954, 0.089 816, 96.610 264, 107.420 106, 158.607 188)

在表 5 中,定轨结果以经典轨道根数的形式给出,括号中数据依次代表半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点角距、真近点角,其中半长轴的单位为 m,角度的单位为(°)。

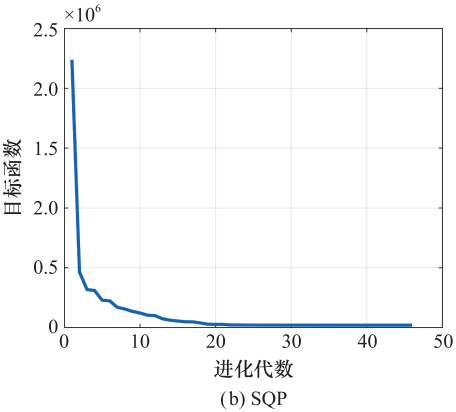
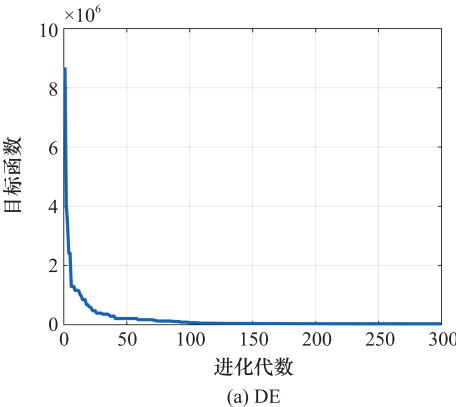


图 2 双重优化算法收敛情况

Fig. 2 Convergence of double optimization algorithm

同时,为比较说明本文优化算法的优势,分别用 DE 算法和 SQP 算法对算例进行求解。表 6 给出了不同算法求解的最大机动识别误差和计算时间,比较可知,SQP 算法机动识别误差较大,原因是 SQP 算法对初值较为敏感,随机给定初值容易使算法陷入局部收敛;DE 算法计算时间较长,原因在于直接使用高精度轨道外推模型进行全局搜索时,由于计算量骤增,导致计算效率极低。相对而言,本文提出的“全局寻优+局部修正”的双重优化算法对本文的模型适应性很好。

表 6 不同算法机动识别误差及计算时间

Table 6 Maneuvering identification error and calculation time of different algorithms

算法	最大机动识别误差/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	计算用时/s
本文算法	0.074	382.002
DE 算法	0.674	54 561.015
SQP 算法	2.980	239.270

经 SQP 高精度修正后的飞行器机动参数反演结果如表 7 和表 8 所示,分别给出了剔除小机动前后的机动参数识别情况。可以看出,剔除小机动后的识别结果与不剔除小机动相比结果更加接近标称轨道施加的机动,机动识别的速度误差在 0.08 m/s 以内,时间误差在 3 min 以内。

表 7 飞行器机动参数识别结果

Table 7 Identification results of aircraft maneuvering parameters

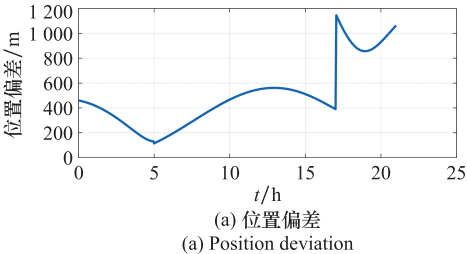
序号	机动时间	机动参数/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )
1	2020 12:01:39.827	(2.989 6, -0.019 4, 0.026 1)
2	2020 20:31:46.142	(-0.105 0, 0.032 3, -0.009 3)
3	2020 23:56:20.455	(3.113 6, 0.931 9, 3.083 0)

表 8 飞行器机动参数识别结果(剔除小机动)

Table 8 Identification results of aircraft maneuvering parameters (eliminate small maneuver)

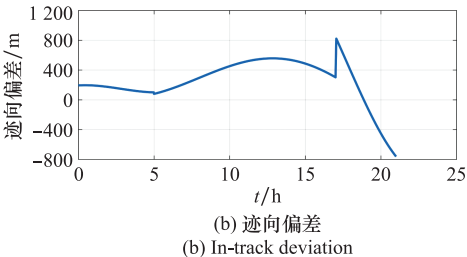
序号	机动时间	机动参数/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )
1	2020 11:59:53.226	(2.985 0, -0.025 9, -0.003 6)
2	2020 00:02:57.548	(3.013 9, 0.958 2, 3.074 8)

为进一步说明反演轨道与实际轨道的偏差,图 3 给出了在仿真时段反演得到的轨道与标称轨道的位置偏差及轨道迹向、法向和径向偏差。可以看出,在整个仿真时段,反演轨道与标称轨道的最大位置偏差不超过 1 200 m。



(a) 位置偏差

(a) Position deviation



(b) 迹向偏差

(b) In-track deviation

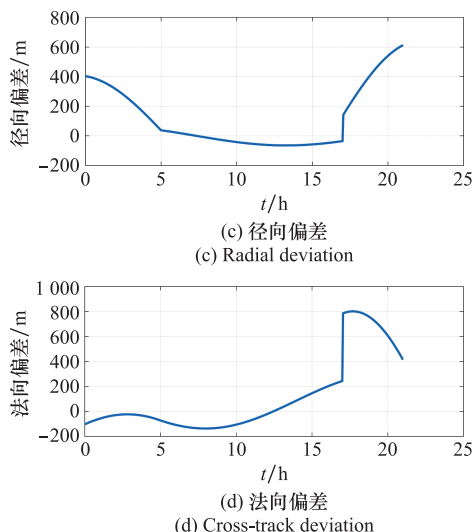


图3 反演轨道与标称轨道的偏差

Fig. 3 Deviation between inversion orbit and nominal orbit

## 4 结 论

本文在稀疏轨道信息条件下,针对非合作飞行器轨道机动参数的识别问题,探讨了一种可行的思路。建立了飞行器轨道反演模型及基于轨道反演的机动参数识别方法,并提出相应的“全局寻优+局部修正”的双重优化求解算法。仿真结果显示,该方法能够在稀疏轨道信息的条件下,对非合作飞行器的机动参数进行较为有效的识别;空间飞行器定轨误差越大,则机动参数的识别误差越大;工况2中算例机动参数识别结果显示,剔除小机动后的识别结果与不剔除小机动相比结果偏差更小,反演轨道与标称轨道的位置偏差不超过1 200 m,机动识别的速度误差在0.08 m/s以内,时间误差在3 min以内。

## 参考文献

- [1] HANDBERG R. Is space war imminent? Exploring the possibility[J]. Comparative Strategy, 2017, 36(5): 413–425.
- [2] MANULIS M, BRIDGES C P, HARRISON R, et al. Cyber security in new space[J]. International Journal of Information Security, 2021, 20(3): 287–311.
- [3] STEPHEN B, IVAN O. Future warfare in the western pacific: Chinese antiaccess/area denial, U. S. airsea battle, and command of the commons in East Asia[J]. International Security, 2016, 41(1): 7–48.
- [4] 李振瑜. 航天器追逃博弈路径规划与控制技术[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.
- [5] LI Z Y. Trajectory planning and control technology for spacecraft orbital pursuit-evasion game[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019.
- [6] DEFRIEZE D C. Defining and regulating the weaponization of space. [J]. Joint Force Quarterly, 2014, 74(3): 110–115.
- [7] 徐纬地. 太空安全博弈与国际航天合作: 空间交通管理视角下的太空安全态势与中国对策思考[J]. 空间碎片研究, 2021, 21(1): 18–25.

- XU W D. Space competition and cooperation: current space security and chinese responsive approaches [J]. Space Debris Research, 2021, 21(1): 18–25.
- [7] DAVIS M. South Asia and space security [J]. Astropolitics, 2019, 17(1): 62–69.
- [8] SONG W D, WANG R L, WANG J. A simple and valid analysis method for orbit anomaly detection [J]. Advances in Space Research, 2012, 49(2): 386–391.
- [9] PATERA R P. Space event detection method [J]. Advances in Space Research, 2008, 45(3): 554–559.
- [10] HUANG G W, QIN Z W, ZHANG Q. An optimized method to detect BDS satellites' orbit maneuvering and anomalies in real-time [J]. Sensors, 2018, 18(3): 7–26.
- [11] LEAKKAW P, PANICHPAPIBOON S. Real-time vehicle maneuvering detection with digital compass [J]. IEEE Access, 2021, 9: 102549–102558.
- [12] 李涛, 黄昊, 陈磊. 利用预报误差分布拟合实现卫星历史轨道机动检测的方法 [J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(2): 114–120.
- [13] LI T, HUANG H, CHEN L. Method to detect satellite historical orbit maneuver based on fitting of prediction error distribution [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(2): 114–120.
- [14] JING Q, WU C. Beidou satellite maneuver thrust force estimation for precise orbit determination [J]. GPS Solutions, 2018, 22(2): 3644–3654.
- [15] KELECY T, JAH M. Detection and orbit determination of a satellite executing low thrust maneuvers [J]. Acta Astronautica, 2010, 66(5): 798–809.
- [16] LEMMENS S, KRAG H. Two-line-elements based maneuver detection methods for satellites in low earth orbit [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 860–868.
- [17] PITTELKAU M. Space object maneuver detection algorithms using TLE data [C] // Proc. of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2016: 20–23.
- [18] ACQUESTA, ERIN C S, VALICKA, et al. Review of trackable for satellite maneuver detection [R]. New Mexico: Sandia National Laboratories, 2016.
- [19] BAI X, LIAO C, PAN X, et al. Mining two-line element data to detect orbital maneuver for satellite [J]. IEEE Access, 2019, 7: 129537–129550.
- [20] YU S X, WANG X, ZHU T L. Maneuver detection methods for space objects based on dynamical model [J]. Advances in Space Research, 2021, 68(1): 71–84.
- [21] DANIEL A M, MARCUS J H. Spacecraft custody maintenance and maneuver detection using robotic telescopes and reachable sets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021(4): 667–683.
- [22] BAO Z C, JIANG Q X, LIU F Z. Multiple model efficient particle filter based track-before-detect for maneuvering weak targets [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2020, 31(4): 647–656.
- [23] CLARK R, LEE R. Parallel processing for orbital maneuver detection [J]. Advances in Space Research, 2020, 66(2): 444–449.

- [23] JUSTIN S, MORIBA K J, DANIEL K, et al. Near real time satellite event detection, characterization, and operational assessment via the exploitation of remote photoacoustic signatures[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2021, 68(1): 197–224.
- [24] JIANG Y Z, BAOYIN H X. Robust extended Kalman filter with input estimation for maneuver tracking[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(9): 1910–1919.
- [25] CHRISTOPHER L B. Abnormal orbital event detection, characterization, and prediction[C]//Proc. of the AIAA Infotech @ Aerospace, Reston, 2015.
- [26] LI T, CHEN L. Historical-orbital-data-based method for monitoring the operational status of satellites in low Earth orbit[J]. Acta Astronautica, 2018, 151: 88–94.
- [27] LI T, LI K B, CHEN L. New manoeuvre detection method based on historical orbital data for low Earth orbit satellites[J]. Advances in Space Research, 2018, 62(3): 554–567.
- [28] LI T, CHEN L. Space event detection method based on cluster analysis of satellite historical orbital data[J]. Acta Astronautica,

2019, 160: 414–420.

- [29] 崔红正, 刘文玲, 唐歌实, 等. 不同推力下的非合作空间目标轨道机动检测[J]. 宇航学报, 2016, 37(3): 253–261.
- CUI H Z, LIU W L, TANG G S, et al. Different thrust maneuvers detection of uncooperative space objects[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(3): 253–261.
- [30] 王庆瑞, 邹江威, 吴文振, 等. 基于 Neyman-Pearson 准则的空间目标轨道机动检测方法[J]. 中国空间科学技术, 2021, 41(2): 96–103.
- WANG Q R, ZOU J W, WU W Z, et al. Orbital maneuver detection method of space target based on Neyman-Pearson criterion[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021, 41(2): 96–103.

## 作者简介

**赵建磊**(1997—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行器总体设计与系统仿真。

**李海阳**(1972—), 男, 教授, 博士研究生导师, 博士, 主要研究方向为载人航天系统分析与仿真。