

# 梦天实验舱初始轨道快速计算策略与分析

段成林, 盛庆轩, 段建锋, 王浩宇, 慎千慧, 陈 铭  
(北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

**摘 要:** 初始轨道是航天器入轨评价的关键判据, 快速准确计算初始轨道可在入轨异常时为应急救生控制赢得时间。针对传统初始轨道计算方法时间与精度不能兼顾的问题, 设计了初始轨道快速计算策略, 根据运载火箭加速度变化率来判断舱箭分离时间, 采用基于动力学约束的实时轨道滑动批处理方法累积超短弧分离后数据计算初始轨道, 对利用各种数据源确定的多组初始轨道进行逻辑优选判断。通过梦天试验舱仿真数据验证表明: 使用该策略计算初始轨道, 可达到事后精密定轨同等精度, 计算时间控制在 1 min 以内, 时效性远超事后精密轨道确定方法。

**关键词:** 初始轨道; 舱箭分离; 滑动批处理; 短弧定轨; 梦天试验舱

**中图分类号:** V 19

**文献标志码:** A

**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2023.05.004

## Strategy and Analysis of Fast Calculation for Initial Orbit of Mengtian Lab Module

DUAN Chenglin, SHENG Qingxuan, DUAN Jianfeng, WANG Haoyu,  
SHEN Qianhui, CHEN Ming  
(Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The initial orbit is the key criterion for the evaluation of spacecraft into orbit. The fast and accurate calculation of initial orbit can gain time for the emergency life-saving control when the orbit is abnormal. In order to solve the problem that the time and accuracy obtained by the traditional initial orbit calculation method cannot be balanced, a fast initial orbit calculation strategy is designed. The separation time of module and arrow is determined according to the acceleration change rate of the launch vehicle. the real-time orbit sliding batch processing algorithm based on dynamic constraints is used to accumulate the data after ultra-short arc separation for the initial orbit calculation, and the logical optimization of multiple groups of initial orbits determined by various data sources is determined. The simulation data of the Mengtian lab module show that using the designed strategy to calculate the initial orbit can achieve the same accuracy of post-precision orbit determination, the calculation time is controlled within 1 min, and the timeliness is much higher than that obtained by the post-precision orbit determination method.

**Key words:** initial orbit; separation of module and arrow; sliding batch processing; short arc orbit determination; Mengtian lab module

## 0 引言

航天器的初始轨道是判断航天器是否入轨的重要判据, 也是航天器入轨异常时应急控制计算的必要条件。梦天试验舱是组成中国空间站基本构型的 3 个舱段之一, 也是中国空间站第二个科学试验舱<sup>[1]</sup>。梦天舱入轨时可用于确定初始轨道的数据

源包括火箭遥测数据、实验舱遥测全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 数据, 以及实验舱入轨后的外测 USB 数据, 其中火箭遥测数据包括箭遥 GNSS 数据<sup>[2-4]</sup>和箭遥惯组数据<sup>[5-6]</sup>。一般情况下, 使用火箭遥测数据进行初轨计算时, 通常使用舱箭分离前最后一帧数据, 通过预

收稿日期: 2023-05-22; 修回日期: 2023-08-09

基金项目: 国家自然科学基金(11973015)

作者简介: 段成林(1979—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要研究方向为航天器轨道确定。

设的理论分离速度和角度计算舱箭分离时刻的试验舱初始轨道<sup>[7-9]</sup>;舱遥GNSS数据覆盖了舱箭分离前后全部时间段,由于定位精度较高,是确定试验舱初始轨道的主要数据源;外测数据<sup>[10-12]</sup>是试验舱入轨后的重要备份测控手段,具有较高的测量精度,也是初轨计算的主要来源之一。

梦天试验舱由运载火箭发射入轨并舱箭分离后,传统初始轨道计算通常有2种策略:1)使用舱箭分离前后1点或多点火箭遥测数据、实验舱遥测和外测数据计算多组初始轨道,分析计算各初始轨道与理论轨道的偏差,根据经验选择其中一组数据源计算结果作为试验舱初始轨道。使用该策略,火箭入轨后即可快速计算出初始轨道,由于使用数据点数较少,且预设的理论分离速度、角度与真实状态有所不同,初始轨道精度与实际轨道可能会有较大偏差。2)累积分离后一定时长的实验舱遥测GNSS或外测数据,进行事后精密轨道确定,如果定轨结果与其他数据源一致,可直接将事后定轨结果优选为初始轨道。使用该策略,优点是计算结果精度高,缺点是初轨计算耗时较长<sup>[13-15]</sup>。

针对传统初始轨道计算时间与精度不能兼顾的问题,本文设计了初始轨道快速计算及优选判断策略。首先根据运载火箭加速度变化获取舱箭分离时间;其次采用基于动力学约束的实时轨道滑动<sup>[16-18]</sup>批处理方法累积超短弧分离后数据计算初始轨道;最后对利用各种数据源确定的多组初始轨道进行逻辑优选判断,提高了精度和效率,可应用到空间站工程后续各航天器入轨后初始轨道快速计算时使用。

## 1 舱箭分离时间判断

航天器初始轨道的历元时间一般选择在器箭分离时刻,准确及时估计器箭分离时间是初始轨道计算的前提。梦天试验舱由长征五号B遥四运载火箭在文昌航天发射场发射升空,运载火箭起飞后,在一二分离、舱箭分离时,火箭的加速度会发生剧烈变化,通过加速度变化可以准确估算各关键事件发生时间。

计算分离时间时,在舱箭分离前分别使用各类遥测GNSS数据和惯组数据实时计算火箭加速度,比较上一时刻求得的加速度与当前时刻加速度,若比值超过事先设定的阈值,则认为该数据源判断出

舱箭分离。为了避免误判,可事先设定至少2类数据源同时判断舱箭分离,且每个分离时间在运载火箭最大理论分离时间偏差范围内才认为事件发生。判断时设定的加速度变化阈值与火箭型号有关,可事先通过仿真或相关火箭实测数据模拟计算获取。计算火箭加速度时,依据飞行时序,采用动态滑窗方法对火箭速度进行多项式拟合,其1阶拟合系数即为加速度。判断舱箭分离后,舱箭分离时间取滑动窗口中心时刻。分析表明,选用3阶多项式即可达到很好的逼近效果。在实际计算过程中,可适度调整多项式阶数和滑动窗口的宽度,以满足时间要求 and 精度要求。

如果有多种数据源计算得到不同的分离时间,可通过如下方法计算最终的分离时间。

**步骤1** 设获取到的分离时间为 $n$ 个,由于不同数据源测量精度和体制差异,可设置其判断权重分别为 $\lambda_i$ , ( $i=1, 2, \dots, n$ )。对各数据源权重进行归一化处理。设处理后各数据源获取的分离时间权重为 $\bar{\lambda}_i$ , ( $i=1, 2, \dots, n$ ),如式(1)所示:

$$\bar{\lambda}_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^n \lambda_i}, \quad i=1, 2, \dots, n \quad (1)$$

**步骤2** 设各数据源计算的分离时间为 $t_i$ , ( $i=1, 2, \dots, n$ ),设平均分离时间为 $\hat{t}$ ,如式(2)所示:

$$\hat{t} = \sum_{i=1}^n (\lambda_i t_i) \quad (2)$$

**步骤3** 计算各分离时间距平均分离时间的方差。设各分离时间距平均分离时间的方差为 $\epsilon_i$ ,如式(3)所示:

$$\epsilon_i = \sqrt{(t_i - \hat{t})^2}, \quad (i=1, 2, \dots, n) \quad (3)$$

**步骤4** 根据各分离时间距平均分离时间的方差大小,动态调整各数据源的新权重。记各数据源的方差和为 $\epsilon_a$ ,如式(4)所示:

$$\epsilon_a = \sum_{i=1}^n \epsilon_i \quad (4)$$

计算各数据源的新权重值 $\bar{\bar{\lambda}}_i$ ,如式(5)所示:

$$\bar{\bar{\lambda}}_i = \frac{\mu_i}{\sum_{j=1}^n \mu_j}, \quad i=1, 2, \dots, n \quad (5)$$

其中,  $\mu_i = \frac{\epsilon_a}{\epsilon_i}, i=1, 2, \dots, n$ 。

**步骤5** 重复步骤2、3、4,直至在步骤4的计算

中,当某条数据源的新权重大于 50% 时,该数据源计算的分离时间即为最终计算分离时间。特殊情况,如果只有 2 类数据源判断分离时间,则计算这 2 类分离时间的均值为最终分离时间。

本文舱箭分离时间判断采用多组计算结果逐次迭代取方差最小的数据源的优选方法。每次迭代前加权计算所有分离时间的均值,然后根据各分离时间距平均分离时间的方差,动态计算各数据源的新权重,重复迭代过程,直至某条数据源的新权重大于 50% 时终止。由于在逐次迭代过程中,方差最大的数据源权重不断降低,方差最小的数据源权重越来越大,迭代结束时最终选择的分离时间,一定为集群计算结果中方差最小的那条数据源计算的结果,保证了分离时间计算的可靠性和精度。

## 2 实时轨道滑动批处理算法

### 2.1 算法原理

实时轨道滑动批处理算法将事后精密轨道确定方法实时化。该算法接收外部初值,在试验舱入轨后积累数据进行最小二乘拟合,根据测量数据迭代改进初值,解算出一组与测量数据残差平方、最小的精确轨道,并将该轨道作为新的计算初值,继续接收新的测量数据,进行下一次计算。当累积数据数量或时长超过事先设定值后,采用动态滑窗方法进行处理。该算法通过增加动力学约束将每个时刻目标的位置和速度的估计问题,转化为滑动窗口特定时刻目标的位置和速度的估计问题,极大减少了待估参数数量<sup>[19-21]</sup>。随着观测数据的逐步累积,实时轨道计算精度逐渐逼近事后精密轨道确定精度,轨道计算稳定性也有了大幅度提高。该算法处理流程如图 1 所示。

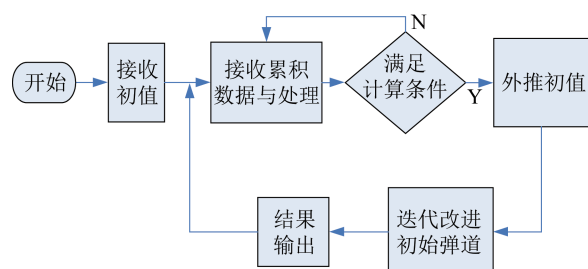


图 1 实时轨道滑动批处理算法处理流程

Fig.1 Procedure of the real-time orbit sliding batch algorithm

### 2.2 动力学模型

近地航天器入轨后,总摄动加速度矢量 $\ddot{\mathbf{r}}$ 定义为除了中心天体引起的质点引力加速度之外的总加速度,包含其他天体产生的引力加速度、引力位的非球形部分产生的引力加速度、大气阻尼力产生的加速度、相对论效应产生的加速度、姿态控制系统调整过程引起的加速度、天体潮汐引起的加速度等<sup>[22-23]</sup>。

航天器的考威尔积分运动方程<sup>[24-26]</sup>为

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{f}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t, \mathbf{p}) \\ \mathbf{p} = (\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \mathbf{p}^*)^T \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{r}$ 为航天器 $t$ 时刻的位置坐标列向量; $\mathbf{p}$ 为模型参数向量; $\mathbf{r}_0$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 分别为探测器在 J2000.0 惯性坐标系中某历元时刻的位置和速度, $\mathbf{p}^*$ 为与阻力、引力谐系数、测量系统差等有关的常值模型参数。

使用动力学模型进行轨道改进时,首先计算探测器总的摄动加速度,获取探测器的理论轨道;然后使用理论轨道反算观测量并与实际测量值做差,采用最小二乘方法使得差的平方和最小。在此过程中,探测器 $t$ 时刻位置速度参数 $\mathbf{r}_0$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 、模型参数 $\mathbf{p}^*$ 等作为未知参数一起被求解。

### 2.3 测量模型

轨道确定的基本过程是对来自测量模型的参数估值进行微分改正,使得原始观测数据与模型计算理论值的差加权平方和为最小。观测数据的测量模型可以表示为

$$\mathbf{Y} = \mathbf{F}(\mathbf{X}(t + \delta t, \mathbf{p}, \mathbf{R}), \dot{\mathbf{X}}(t + \delta t, \mathbf{p}, \mathbf{R})) + \mathbf{b} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (7)$$

式中: $t$ 为观测数据时间; $\delta t$ 为时间系统差; $\mathbf{X}$ 、 $\dot{\mathbf{X}}$ 为航天器在 J 2000.0 惯性坐标系下位置和速度参数; $\mathbf{p}$ 为动力学模型参数向量,包括航天器初始状态参数、引力场系数、阻尼系数等有关变量; $\mathbf{R}$ 为测站惯性系下的坐标; $\mathbf{b}$ 为测量数据系统误差; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为测量数据随机误差,包括大气折射、应答机时延、天线坐标误差等。

对于近地航天器,待估计的模型参数为 $\mathbf{p}$ 、 $\mathbf{R}$ 、 $\mathbf{b}$ 、 $\delta t$ 。

### 2.4 估计模型

测量方程是非线性的,可以使用一阶泰勒展开进行线性化处理。这种处理建立了观测数据残差

中的偏差与动力学参数、站址、观测系统误差,以及时间系统偏差之间的关系,如式(8)所示:

$$Y - Y_c = \frac{Y}{\Delta\sigma} \Delta\sigma + e \quad (8)$$

式中:  $Y$  为实际观测量;  $Y_c$  为理论观测量;  $e$  为观测白噪声;  $\frac{\partial Y}{\partial \sigma}$  为测量方程偏导数,由观测量偏导数和状态转移偏导数两部分组成;  $\sigma$  为总的待估计参数,包括动力学参数  $p$ 、站址  $R$ 、观测系统差  $b$  以及观测时间系统差  $\delta t$ 。

设总的估计参数  $\sigma$  表示为

$$\sigma = (p \quad R \quad b \quad \delta t)^T \quad (9)$$

则测量方程可进一步表示为

$$\bar{Y} - Y_c = F \Delta\sigma + e \quad (10)$$

其中,  $F = \left[ \frac{\partial Y}{\partial p}, \frac{\partial Y}{\partial R}, \frac{\partial Y}{\partial b}, \frac{\partial Y}{\partial(\delta t)} \right]$ ,  $\frac{\partial Y}{\partial b} = I$ ,  $\frac{\partial Y}{\partial(\delta t)} = \dot{Y}$ , 偏导数  $\frac{\partial Y}{\partial p}$ ,  $\frac{\partial Y}{\partial R}$ , 均可以对式(7)直接求导得到。

## 2.5 状态方程

航天器有摄状态运动方程是非线性化的,可以写成:

$$\dot{X} = F(X, t) \quad (11)$$

式中:  $X$  为航天器在  $t$  时刻的位置速度状态量;  $\dot{X}$  为其一阶导数。

如果已知初始值  $X_0$ , 泰勒展开取一阶项,可以得到以下线性方程:

$$\dot{X} = F(X_0, t) + \frac{\partial F}{\partial X} (X - X_0) \quad (12)$$

令  $\Delta X = X - X_0$ , 则有

$$\Delta \dot{X} = \frac{\partial F}{\partial X} \Delta X = D(t) \Delta X \quad (13)$$

这是一个系数依赖于时间的线性微分方程系统,可以表示为

$$X(t) = \Phi(t, t_k) X_k \quad (14)$$

式中: 矩阵  $\Phi(t, t_k)$  称为状态转移矩阵,  $X_k$  是航天器在  $t_k$  时刻的位置速度状态量。

其初始条件  $\Phi(t, t_k) = I$ ,  $I$  为单位矩阵。  $X(T)$  为航天器在  $T$  时刻的位置速度状态量,  $X_0$  为航天器在  $t_0$  时刻的初始位置速度状态量,

由时刻  $t_0$  至时刻  $T$  时, 状态转移矩阵的元素为

$$\Phi(T, t_0) = \begin{pmatrix} \frac{\partial X}{\partial X_0} & \frac{\partial X}{\partial \dot{X}_0} \\ \frac{\partial \dot{X}}{\partial X_0} & \frac{\partial \dot{X}}{\partial \dot{X}_0} \end{pmatrix} \quad (15)$$

由初始状态时刻  $t_0$  外推至时刻  $T$ , 有:

$$X(T) = \Phi(T, t_0) X_0 \quad (16)$$

$\Phi(T, t_0)$  可使用数值积分对运动方程的变分方程积分得到。

## 3 仿真及结果分析

### 3.1 初始条件设置

为验证舱箭分离时间和实时滑动批处理算法的精度, 采用梦天实验舱主动段理论弹道, 模拟起飞过程, 并计算入轨后初始轨道。理论弹道速度曲线如图2所示。各类遥外测数据标称误差设置见表1。

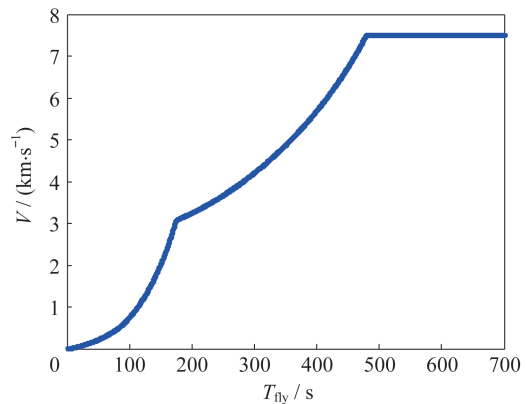


图2 梦天试验舱主动段速度曲线

Fig. 2 Velocity curve of the active section of the Mengtian lab module

表1 遥外测数据标称误差设置

Tab. 1 Nominal error setting of telemetry and external measurement data

| 数据类型                       |                         | 系统差  | 随机差  |
|----------------------------|-------------------------|------|------|
| 箭遥 GNSS<br>箭遥惯组<br>舱遥 GNSS | 位置/m                    | 0    | 5    |
|                            | 速度/(m·s <sup>-1</sup> ) | 0.00 | 0.05 |
| 测距 USB/m                   |                         | 10   | 7    |
| 测角 USB/(°)                 |                         | 0.03 | 0.03 |

根据以上条件, 采用1倍标称测量误差, 进行100次 Monte Carlo 仿真, 分析计算舱箭分离时间和初始轨道的精度。



### 3.2 舱箭分离时间分析

计算舱箭分离时间时,根据主动段理论弹道计算运载火箭加速度,如图 3 所示。由图 3 中可知,运载火箭在一二级分离和舱箭分离时,加速度均出现了阶跃性变化。其中,舱箭分离时,加速度从超过 20 m/s<sup>2</sup> 迅速降为 1 m/s<sup>2</sup> 以下。据此,可设置舱箭分离判断条件为:火箭飞行时间大于 400 s 且加速度变化率大于 10 m/s<sup>3</sup>。

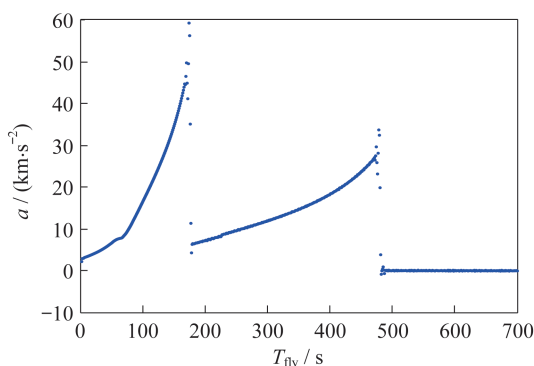


图 3 梦天舱运载火箭加速度变化曲线

Fig. 3 Acceleration variation curve of the launch vehicle with the Mengtian lab module

采用 100 次 Monte Carlo 打靶仿真,根据加速度变化计算舱箭分离时间和理论分离时间偏差,如图 4 所示。其中,横轴为仿真次数,纵轴为分离时间偏差。

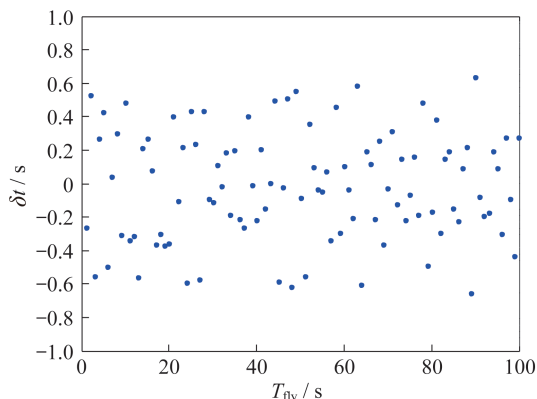


图 4 Monte Carlo 仿真和理论计算打靶舱箭分离时间偏差

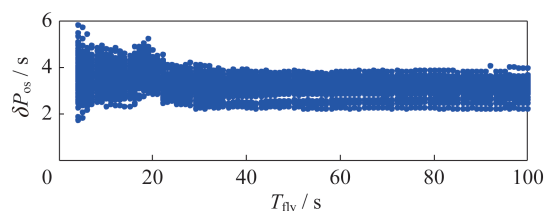
Fig. 4 Deviation of module and arrow separation time obtained by Monte Carlo simulation and theoretical calculation

由图 4 可知,根据加速度变率计算得到的舱箭分离时间和理论分离时间的偏差在 0.5 s 以内。实际任务中,初始轨道计算时,如果器箭分离后测控

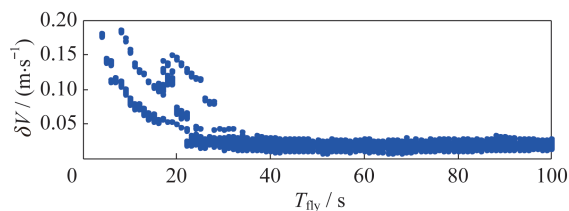
系统判断出实际的分离时间,则以实际分离时间为准;其他情况下,可以采用本方法计算的分离时间,精度满足任务要求。

### 3.3 实时初始轨道计算精度分析

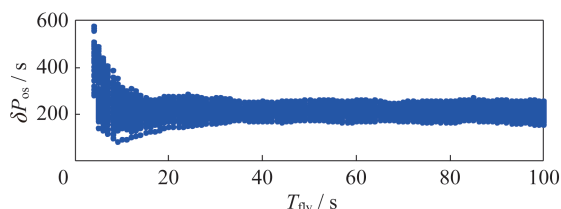
获取到舱箭分离时间后,批处理算法开始累积器遥 GNSS 和外测 USB 数据,分别计算初始轨道,历元时间固定为舱箭分离时间。初始轨道与事后精密轨道在器箭分离时刻的位置、速度偏差如图 5 所示,纵轴为批处理算法数据累积时长,横轴为位置或速度偏差。其中,精密轨道使用分离后 30 min 器遥 GNSS 数据的定轨结果。



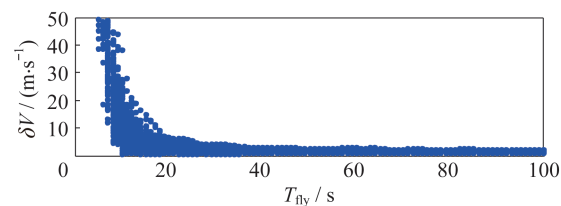
(a) 器遥GNSS数据初始轨道位置偏差



(b) 器遥GNSS数据初始轨道速度偏差



(c) USB数据初始轨道位置偏差



(d) USB数据初始轨道速度偏差

图 5 初始轨道位置、速度偏差

Fig. 5 Position and velocity deviations of the initial orbit

由图 5 可知,使用器遥 GNSS 数据和外测 USB 数据,批处理算法均能在累积 5 s 数据后计算出初始轨道,数据累积超过 40 s 后,位置、速度误差均趋于稳定。其中,使用器遥 GNSS 数据,位置偏差稳定

在4.5 m、速度偏差稳定在0.05 m/s以内;使用外测USB数据,位置偏差稳定在300 m、速度偏差稳定在2 m/s以内。

综上,在各类数据正常的情况下,设置梦天舱入轨后批处理累积40 s数据计算结果作为优选初始轨道,可达到与事后精密轨道同等精度,而时效性远超事后确定精密轨道。

## 4 结束语

本文针对在舱箭分离后航天器传统初始轨道计算中时间与精度不能兼顾的问题,设计了初始轨道快速计算策略,根据运载火箭加速度变化来判断舱箭分离,采用实时轨道滑动批处理方法累积超短弧分离后数据计算初始轨道。通过仿真数据分析,得出如下结论:

1) 通过运载火箭加速度变化率来计算舱箭分离时间,时间偏差在0.8 s以内,满足任务需求。

2) 采用实时轨道滑动批处理方法计算初始轨道,耗时控制在1 min以内,初始轨道精度与事后精密定轨精度保持一致,时效性远超事后精密轨道确定方法。

## 参考文献

- [1] 王翔,王为.我国天宫空间站研制及建造进展[J].中国科学,2022,67(34):9-13.
- [2] 汪轶俊,梁艳迁,周鼎,等.运载火箭自适应制导及在线轨迹重构方法研究[J].上海航天(中英文),2023,40(1):1-10.
- [3] 李爽,刘旭,叶松,等.运载火箭动力系统故障下制导控制技术进展[J].上海航天(中英文),2022,39(4):76-93.
- [4] 黄聪,张宇,王辉,等.新一代大型运载火箭大推力直接入轨高精度姿态控制方法[J].导弹与航天运载技术,2021,(2):22-24.
- [5] 刘鲁江,梁建国,吴佳林,等.运载火箭演进及智能技术展望[J].上海航天(中英文),2021,38(3):53-62.
- [6] 朱智春,林庆国,杭观荣,等.我国空间推进技术研究现状及发展[J].上海航天(中英文),2021,38(3):178-188.
- [7] 高家智,陈小前.基于迭代制导的运载火箭入轨级弹道设计及仿真[J].导弹与航天运载技术,2021,38(4):37-40.
- [8] 杨永安,魏峻,冯祖仁.灰色关联分析法在卫星初轨优选中的应用[J].系统工程与电子技术,2008,30(2):308-311.
- [9] 姜平,张雅声,陶雪峰.基于仅光学观测的短弧关联分析方法[J].中国空间科学技术,2021,41(3):92-93.
- [10] 刘利生.外测数据事后处理[M].北京:国防工业出版社,2000:57-58.
- [11] 段成林,马传令,曹建峰,等.一种低仰角对流层折射修正的新方法[J].红外与激光工程,2012,41(5):1195-2200.
- [12] 侯博文,王炯琦,周萱影,等.弹道跟踪数据野值剔除方法性能分析[J].上海航天,2018,35(4):91-100.
- [13] 黄普,郭璞,张国雪,等.低轨卫星对高轨卫星仅测角初轨计算方法[J].飞行力学,2020,38(1):81-83.
- [14] 朱伟康,李辉芬,陈德明.提高航天测量船定轨精度的途径[J].电讯技术,2012,52(5):658-662.
- [15] 刘林,张巍,关于各种类型数据的初轨计算方法[J].飞行器测控学报,2009,28(3):70-76.
- [16] 茅永兴,沐俊山,宋叶志.提高地月转移轨道入轨段初轨精度的技术途径[J].电讯技术,2014,54(6):719-725.
- [17] 雷祥旭,桑吉章,李振伟,等.低轨空间目标甚短弧初轨关联[J].武汉大学学报,2020,45(10):1527-1532.
- [18] 李鑫冉,赵海斌.近地小行星极短弧定轨的进化算法研究[J].力学学报,2021,53(3):902-911.
- [19] 朱时银,刘利军,李曦.轨道方程平滑方法在轨道预报中的应用[J].测控技术,2021,40(8):90-94.
- [20] 刘也,朱炬波,梁甸农.递推样条滤波的工程化应用研究[J].宇航学报,2010,31(12):2794-2800.
- [21] 张艳,郭军海,慈颖.基于动力学约束的实时弹道滑动处理方法[J].飞行器测控学报,2011,30(3):56-57.
- [22] 汤锡生,陈贻迎,朱民才.载人飞船轨道确定和返回控制[M].北京:国防工业出版社,2002:356-357.
- [23] 郭军海.弹道测量数据融合技术[M].北京:国防工业出版社,2012:114-117.
- [24] 刘林,汤靖师.卫星轨道理论与应用[M].北京:电子工业出版社,2015:282-286.
- [25] 段成林,张宇,段建锋.天宫一号频繁轨控条件下快速测定轨精度及策略分析[J].载人航天,2015,21(1):44-47.
- [26] 陈明.超低轨道卫星气动力辅助轨道保持应用研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010:1-7.