

一种可实现星箭分离前后测轨数据 联合定轨的初轨确定方法

茅永兴^{1,2,3}, 马静远¹, 掌 静¹, 宋叶志⁴

(1. 中国科学院紫金山天文台, 南京 210008; 2. 中国卫星海上测控部, 江阴 214431;
3. 飞行器海上测量与控制联合实验室, 江阴 214431; 4. 中国科学院上海天文台, 上海 200030)

摘 要: 针对弹簧分离方式的卫星发射任务中, 在星箭分离瞬间卫星获得弹簧分离力产生的速度增量, 使星箭分离前后的两段外测数据不能同时参与定轨的问题, 提出了一种可同时求解一个位置矢量和两个速度矢量的定轨新方法——改进的有摄初轨计算的单位矢量法, 建立了相应的计算模型, 构造了条件方程组的解算方法。仿真计算和任务实测数据验算表明, 该方法首次实现了利用星箭分离前后处于两条不同轨道的测轨数据的联合定轨。由于延长了定轨数据弧段, 有效地提高了入轨段初轨确定精度。

关键词: 星箭分离; 速度增量; 联合定轨

中图分类号: P135; V412.41

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2014)12-1359-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.12.003

An Orbit Determination Method Using Data Before and After Satellite-Rocket Separation

MAO Yong-xing^{1,2,3}, MA Jing-yuan¹, ZHANG Jing¹, SONG Ye-zhi⁴

(1. Purple Mountain Observatory, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008, China;

2. China Satellite Marine Tracking and Control Department, Jiangyin 214431, China;

3. Joint Laboratory of Flight Vehicle Ocean-based Measurement and Control, Jiangyin 214431, China;

4. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China)

Abstract: In a satellite launch task using spring separation mode, the satellite obtains a velocity increment produced from the separating force of spring, data of two segments before and after the epoch of satellite-rocket separation are not in the same orbit, and can't be used to calculate the orbit together by using traditional method. To solve the problem, a new method, improved method of perturbed initial orbit determination based on Unit Vector Method, is proposed to solve a position vector and two velocity vectors simultaneously in this paper. The results of simulated and measured data show that the method can realize combined orbit determination by using the measured data of two different orbits before and after the satellite-rocket separation. Because the orbit determination data is increased, the accuracy of initial orbit determination in injection phase is also improved.

Key words: Satellite-rocket separation; Velocity increment; Orbit determination

0 引 言

我国的航天发射任务, 受我国国土面积的限制, 一般航天器的入轨及星箭分离均在海上飞行段完

成, 并且只有 1 艘航天测量船提供其入轨段的测控支持, 因此, 航天器入轨后能用于初轨确定的测轨数据也只有单船测轨数据。

受入轨段航天器飞行高度、火箭飞行程序设计

的限制,单站可跟踪测轨的弧段比较短,通常只有数百秒,而能够用于入轨段初轨计算的测轨数据弧段更短,通常只有星箭分离前的数十秒火箭调姿段测轨数据和星箭分离后的数十至一百多秒的测轨数据。

我国大多数航天器发射采用弹簧分离方式,实现运载火箭与航天器的分离。由于在星箭分离的过程中,弹簧的分离力在星箭分离瞬间会使航天器和运载火箭产生一个速度增量,从而使得运载火箭和航天器在星箭分离后飞离星箭分离前的星箭联合体的飞行轨道,即:星箭分离前的星箭联合体、星箭分离后的航天器、星箭分离后的运载火箭三者分别处于不同的飞行轨道,使得传统的定轨方法只能分别选择星箭分离前的运载火箭调姿段测轨数据、星箭分离后的航天器测轨数据、星箭分离后的运载火箭测轨数据中的某一类测轨数据定轨,这样参与定轨的测轨数据弧段比较短,即使星箭分离前的火箭调姿段数据全部参与定轨也只有数十秒测轨数据,并且受火箭调姿力的影响,火箭调姿段前段的部分数据参与定轨反而会影响定轨精度^[1],从而可用于定轨的调姿段测轨数据就更少,定轨精度难以提高,特别是随着轨道偏心率的增大,定轨误差也将随之增大。

本文通过对星箭分离产生的速度增量对星箭分离后的运载火箭和航天器飞行轨道的影响分析,提出一种在星箭分离时刻求解一个位置矢量和两个速度矢量的定轨新方法,使得星箭分离前后两段处于不同飞行轨道的测轨数据能够同时参与定轨,延长定轨数据弧段,有效提高入轨段的初轨确定精度。

1 初轨计算的无摄单位矢量法(UVM1)基本原理

以前我们使用的初轨计算的无摄单位矢量法(UVM1),其动力学关系式是在二体问题的前提下建立的,这是一种理想化的简化。UVM1的基本模型如下:

根据无摄二体问题的动力学关系式和测站、航天器、地心的几何关系式可以得到UVM1的基本方程^[2]

$$\begin{aligned} f\dot{r}_0 + g\dot{r}'_0 &= \rho\dot{\rho}^* + \dot{R} & (1) \\ f\dot{r}_0 + g\dot{r}'_0 &= \dot{\rho}\rho^* + \rho\dot{\rho}^* + \dot{R} & (2) \end{aligned}$$

式中:

$$\begin{cases} f = 1 - F/r_0 \\ g = Gr_0 + F(r_0\dot{r}_0) \\ f' = -G/(r_0\dot{r}'_0) \\ g' = 1 - F/r' \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} F = a(1 - \cos\Delta E) \\ G = \sqrt{a}\sin\Delta E \\ r = r_0 + F(1 - r_0/a) + G(r_0\dot{r}_0) \end{cases} \quad (4)$$

$$\Delta E = \Delta M - \frac{r_0\dot{r}_0}{\sqrt{a}}(1 - \cos\Delta E) + \left(1 - \frac{r_0}{a}\right)\sin\Delta E \quad (5)$$

在地心赤道直角坐标系中,建立两组单位矢量系统 R^*, S^*, φ^* 和 ρ^*, h^*, A^*

$$\begin{cases} R^* = \cos S \cos \varphi i + \sin S \cos \varphi j + \sin \varphi k \\ S^* = -\sin S i + \cos S j \\ \varphi^* = -\cos S \sin \varphi i - \sin S \sin \varphi j + \cos \varphi k \end{cases} \quad (6)$$

S_λ 为地方恒星时, φ 为地理纬度。

$$\begin{cases} \rho^* = \sinh R^* + \cosh S \sin A S^* + \cosh C \cos A \varphi^* \\ h^* = \cosh R^* - \sinh S \sin A S^* - \sinh C \cos A \varphi^* \\ A^* = \cos A S^* - \sin A \varphi^* \end{cases} \quad (7)$$

A, h 为测量数据的方位角和俯仰角。测站坐标 R 及其变率 \dot{R} 即可表示为

$$\begin{cases} R = R_0 R^* - \Delta R \varphi^* \\ \dot{R} = \dot{S}(R_0 \cos \varphi + \Delta R \sin \varphi) S^* \\ R_0 = \sqrt{1 - e_E^2 \sin^2 \varphi} + H \\ \Delta R = e_E^2 \sin \varphi \cos \varphi / \sqrt{1 - e_E^2 \sin^2 \varphi} \end{cases} \quad (8)$$

式中: λ, φ, H 为测站的地理经度、纬度、大地高, \dot{S} 为地球自传速率, e_E 为地球参考椭球体的偏心率。

将单位矢量 ρ^*, h^*, A^* 分别点乘式(1)的两端,并用 ρ^* 点乘式(2)两端,便得UVM1的条件方程

$$\begin{cases} f(A^* \cdot r_0) + g(A^* \cdot \dot{r}'_0) = A^* \cdot R \\ f(h^* \cdot r_0) + g(h^* \cdot \dot{r}'_0) = h^* \cdot R \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}'_0) = \rho^* \cdot R + \rho \\ f'(\rho^* \cdot r_0) + g'(\rho^* \cdot \dot{r}'_0) = \rho^* \cdot \dot{R} + \dot{\rho} \end{cases} \quad (9)$$

UVM1具有以下优点^[2]:一是可以综合利用所有测量信息,包括测速数据 $\dot{\rho}$,这有利于提高 \dot{r}_0 的

测定精度;二是它基本上分离了不同类型的数据,如条件方程的第一式仅包含方位角 A 、斜距 ρ 及其变率 $\dot{\rho}$ 仅分别出现在条件的第三、四式,这样便于加权处理;三是条件方程右端所含的方位角 A 以三角函数的形式出现,且分别有 e_E^2 和 \dot{S} 的小因子,所以条件方程对方位角 A 的误差不敏感,这特别适用于有较大航向偏差的海上移动站测量。

2 初轨计算的有摄单位矢量法(PUVM1)基本原理

尽管初轨计算一般所使用的测轨数据弧段较短,但各种摄动力对它的影响还是存在的,因此,航天器的实际运动事实上是一个受摄二体问题,动力学模型中应该考虑各种摄动力对轨道的影响。为此,我们在 UVM1 的基础上,推导给出考虑摄动力影响的初轨计算的有摄单位矢量法(PUVM1)^[2-3]。

由有摄二体问题的动力学关系和测站、航天器、地心的几何关系可得 PUVM1 的基本方程

$$f\mathbf{r}_0 + g\dot{\mathbf{r}}_0 + \omega\mathbf{W}_0 = \rho\boldsymbol{\rho}^* + \mathbf{R} \quad (10)$$

$$f'\mathbf{r}_0 + g'\dot{\mathbf{r}}_0 + \omega'\mathbf{W}_0 = \rho\dot{\boldsymbol{\rho}}^* + \rho\boldsymbol{\rho}^* + \dot{\mathbf{R}} \quad (11)$$

式中:

$$\begin{cases} f = \mathbf{F}_0 \cdot \mathbf{r}, & f' = \mathbf{F}_0 \cdot \dot{\mathbf{r}} \\ g = \mathbf{G}_0 \cdot \mathbf{r}, & g' = \mathbf{G}_0 \cdot \dot{\mathbf{r}} \\ \omega = \mathbf{W}_0 \cdot \mathbf{r}, & \omega' = \mathbf{W}_0 \cdot \dot{\mathbf{r}} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \mathbf{W}_0 = \frac{1}{\sqrt{P_0}}(\mathbf{r}_0 \times \dot{\mathbf{r}}_0) \\ \mathbf{F}_0 = \frac{1}{\sqrt{P_0}}(\dot{\mathbf{r}}_0 \times \mathbf{W}_0) \\ \mathbf{G}_0 = \frac{1}{\sqrt{P_0}}(\mathbf{W}_0 \times \mathbf{r}_0) \end{cases} \quad (13)$$

与 UVM1 不同的是,这里的 f 、 g 、 ω 中的 \mathbf{r} 由 t_0 时刻的 \mathbf{r}_0 、 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 进行有摄计算得到。

将单位矢量 $\boldsymbol{\rho}^*$ 、 \mathbf{h}^* 、 \mathbf{A}^* 分别点乘式(10)的两端,并用 $\boldsymbol{\rho}^*$ 点乘式(11)两端,便得 PUVM1 的条件方程

$$\begin{cases} f(\mathbf{A}^* \cdot \mathbf{r}_0) + g(\mathbf{A}^* \cdot \dot{\mathbf{r}}_0) = \mathbf{A}^* \cdot \mathbf{R} - \omega\mathbf{A}^* \cdot \mathbf{W}_0 \\ f(\mathbf{h}^* \cdot \mathbf{r}_0) + g(\mathbf{h}^* \cdot \dot{\mathbf{r}}_0) = \mathbf{h}^* \cdot \mathbf{R} - \omega\mathbf{h}^* \cdot \mathbf{W}_0 \\ f(\boldsymbol{\rho}^* \cdot \mathbf{r}_0) + g(\boldsymbol{\rho}^* \cdot \dot{\mathbf{r}}_0) = \boldsymbol{\rho}^* \cdot \mathbf{R} - \omega\boldsymbol{\rho}^* \cdot \mathbf{W}_0 + \rho \\ f(\boldsymbol{\rho}^* \cdot \mathbf{r}_0) + g(\boldsymbol{\rho}^* \cdot \dot{\mathbf{r}}_0) = \boldsymbol{\rho}^* \cdot \dot{\mathbf{R}} - \omega\dot{\boldsymbol{\rho}}^* \cdot \mathbf{W}_0 + \dot{\rho} \end{cases} \quad (14)$$

PUVM1 考虑摄动力对轨道的影响后,模型精度得到了一定程度的提高,可以适当延长参与定轨的测轨数据弧段,从而有利于初轨确定精度的提高。

当然,受模型精度的限制,PUVM1 尚不能满足多圈多站数据的轨道改进,而 PUVM2 正是从 PUVM1 基础上进一步发展起来的融初轨计算与轨道改进于一体的一种新的定轨方法^[2,4-5]。

3 改进的初轨计算的有摄单位矢量法(IPUVM1)

3.1 基本原理

PUVM1 在动力学模型上已经具备了长弧段(测量弧段地心张角小于 90°)定轨的能力,但是,对于采用弹簧弹射分离方式的航天器发射任务,在星箭分离的瞬间,运载火箭和航天器均获得了一个速度增量,从而使运载火箭和航天器脱离原星箭组合体的飞行轨道,也就是说,航天器入轨段能用于初轨确定的某种测轨数据(不管是跟踪火箭的外测数据还是跟踪卫星的外测数据),星箭分离前后两段数据处于两条不同的轨道,因此,无论是 UVM1 还是 PUVM1 都不能同时使用这两段数据进行初轨确定。

实际上,在星箭分离瞬间(我们这里不妨假设星箭分离动作是在瞬间完成),存在三组状态矢量,假设星箭分离时刻星箭分离完成前的星箭联合体的状态矢量为 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_{01})$,星箭分离时刻星箭分离完成后的航天器的状态矢量为 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_{02})$,星箭分离时刻星箭分离完成后的运载火箭的状态矢量为 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_{03})$,三组状态矢量中的位置矢量是一致的,只是它们的速度矢量因分离力的影响而不同。同时,一套无线电跟踪测量设备只对一个目标进行跟踪测轨,因此,对于某类测轨数据对应的跟踪目标,在星箭分离时刻只有两种速度矢量。这里,我们不妨假设对航天器的跟踪测轨,在星箭分离时刻,航天器有 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_{01})$ 和 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_{02})$ 两种状态矢量,即:在星箭分离时刻有一个位置矢量、两个速度矢量。为此,在 PUVM1 的基础上,对式(14)作如下改进:

(1) 对于星箭分离前的火箭调姿段测轨数据,其条件方程为

$$\begin{cases} f(A^* \cdot r_0) + g(A^* \cdot \dot{r}_{01}) = A^* \cdot R - \omega A^* \cdot W_0 \\ f(h^* \cdot r_0) + g(h^* \cdot \dot{r}_{01}) = h^* \cdot R - \omega h^* \cdot W_0 \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{01}) = \rho^* \cdot R - \omega \rho^* \cdot W_0 + \rho \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{01}) = \rho^* \cdot \dot{R} - \omega \rho^* \cdot W_0 + \dot{\rho} \end{cases} \quad (15)$$

$f, g, \omega, f', g', \omega'$ 由 r_0, \dot{r}_{01} 进行有摄计算得到。

(2) 对于星箭分离后的航天器测轨数据,其条件方程为

$$\begin{cases} f(A^* \cdot r_0) + g(A^* \cdot \dot{r}_{02}) = A^* \cdot R - \omega A^* \cdot W_0 \\ f(h^* \cdot r_0) + g(h^* \cdot \dot{r}_{02}) = h^* \cdot R - \omega h^* \cdot W_0 \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{02}) = \rho^* \cdot R - \omega \rho^* \cdot W_0 + \rho \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{02}) = \rho^* \cdot \dot{R} - \omega \rho^* \cdot W_0 + \dot{\rho} \end{cases} \quad (16)$$

$f, g, \omega, f', g', \omega'$ 由 r_0, \dot{r}_{02} 进行有摄计算得到。

3.2 算法设计

将式(15)、(16)修改为

$$\begin{cases} f(A^* \cdot r_0) + g(A^* \cdot \dot{r}_{01}) + 0 \cdot \dot{r}_{02} = \\ \quad A^* \cdot R - \omega A^* \cdot W_0 \\ f(h^* \cdot r_0) + g(h^* \cdot \dot{r}_{01}) + 0 \cdot \dot{r}_{02} = \\ \quad h^* \cdot R - \omega h^* \cdot W_0 \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{01}) + 0 \cdot \dot{r}_{02} = \\ \quad \rho^* \cdot R - \omega \rho^* \cdot W_0 + \rho \\ f(\rho^* \cdot r_0) + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{01}) + 0 \cdot \dot{r}_{02} = \\ \quad \rho^* \cdot \dot{R} - \omega \rho^* \cdot W_0 + \dot{\rho} \end{cases} \quad (17)$$

和

$$\begin{cases} f(A^* \cdot r_0) + 0 \cdot \dot{r}_{01} + g(A^* \cdot \dot{r}_{02}) = \\ \quad A^* \cdot R - \omega A^* \cdot W_0 \\ f(h^* \cdot r_0) + 0 \cdot \dot{r}_{01} + g(h^* \cdot \dot{r}_{02}) = \\ \quad h^* \cdot R - \omega h^* \cdot W_0 \\ f(\rho^* \cdot r_0) + 0 \cdot \dot{r}_{01} + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{02}) = \\ \quad \rho^* \cdot R - \omega \rho^* \cdot W_0 + \rho \\ f(\rho^* \cdot r_0) + 0 \cdot \dot{r}_{01} + g(\rho^* \cdot \dot{r}_{02}) = \\ \quad \rho^* \cdot \dot{R} - \omega \rho^* \cdot W_0 + \dot{\rho} \end{cases} \quad (18)$$

则两组条件方程组具有相同的求解变量,可采用加权最小二乘方法进行迭代求解。

令求解变量为

$$X = \begin{bmatrix} r_0 \\ \dot{r}_{01} \\ \dot{r}_{02} \end{bmatrix}$$

求解变量前的系数矩阵为 B ,右参数组成的矩阵为 G ,权系数矩阵为 W ,则

$$X = (B^T W B)^{-1} B^T W G \quad (19)$$

4 应用研究

4.1 仿真算例

为校验方法的正确性、稳定性和实际效果,我们进行了大量的仿真计算,具体方法为:采用有摄星历表计算的数值积分方法,由理论轨道根数外推产生星箭分离前后(近地点附近)理论测轨数据并叠加一定量级的误差,采用传统初轨确定方法和本文提出的方法进行定轨,以比较其定轨结果与理论根数的偏差。叠加的测量数据误差见表1,其中,随机误差符合正态分布。误差叠加过程循环500次,三类轨道可分别得到500组仿真测轨数据。理论轨道根数见表2,其中,第1组为星箭分离时刻星箭分离动作完成前的轨道根数,第2组为星箭分离时刻星箭分离动作完成后的轨道根数,两组轨道根数的差异是由弹簧分离力产生的瞬间速度增量引起,使用第1组轨道根数仿真得到星箭分离前火箭调姿段的80点(1点/秒)雷达测轨数据 $t_i, A_i, h_i, \rho_i, \dot{\rho}_i, i = 1, 2, \dots, 80, t_i \in [t_f - 79, t_f]$,使用第2组轨道根数仿真得到星箭分离后100点(1点/秒)雷达测轨数据 $t_i, A_i, h_i, \rho_i, \dot{\rho}_i, i = 1, 2, \dots, 100, t_i \in [t_f + 1, t_f + 100]$,从而三类轨道可以分别得到一组完整的入轨段理论测轨数据。仿真定轨结果见表3~5,表中数据为500组定轨结果偏差(定轨结果与理论轨道根数的偏差)的均方差 σ 和500组定轨结果中的偏差最大值 Δ 。

表1 仿真时叠加的测量数据误差
Table 1 Data error added in simulation

误差类型	方位角 A /角秒	俯仰角 h /角秒	测距 ρ /m	测速 $\dot{\rho}$ /m·s ⁻¹
常值系统误差	30	30	7	0.05
随机误差	30	30	7	0.05

表 2 仿真用理论轨道根数
Table 2 Elements for simulation calculation

轨道类型		$a / (\text{km})$	e	$i / (^\circ)$	$\Omega_g / (^\circ)$	$\Omega / (^\circ)$	$M / (^\circ)$
小偏心率轨道	1	6636.000	0.009500	42.700	348.200	125.300	0.000
	2	6639.500	0.010022	42.718	348.199	125.298	0.000
中偏心率轨道	1	17312.098	0.620087	54.999	303.503	173.711	2.854
	2	17317.649	0.620209	55.000	303.502	173.712	2.854
大偏心率轨道	1	27470.105	0.750518	25.002	344.108	179.582	1.027
	2	27477.256	0.750583	25.001	344.109	179.580	1.025

表 3 仿真定轨结果一
Table 3 Simulation for small eccentricity orbit

轨道类型	小偏心率轨道 $e \approx 0.01$ 近地点高度 $H_p \approx 200 \text{ km}$					
	定轨方法	UVM1		PUVM1		IPUVM1
	$\sigma a / \Delta a_{\max} (\text{km})$	3.290/15.615	3.287/18.091	3.029/13.769	3.010/11.652	1.984/6.290
	$\sigma e / \Delta e_{\max} (10^{-3})$	0.199/0.981	0.199/0.723	0.198/0.798	0.198/0.625	0.174/0.501
	$\sigma i / \Delta a_{\max} (^\circ)$	0.010/0.038	0.010/0.032	0.009/0.036	0.009/0.029	0.008/0.019
	$\sigma \Omega / \Delta \Omega_{\max} (^\circ)$	0.015/0.065	0.015/0.077	0.015/0.063	0.014/0.054	0.010/0.036
	$\sigma \omega / \Delta \omega_{\max} (^\circ)$	0.021/0.059	0.020/0.078	0.020/0.061	0.019/0.067	0.018/0.043
	$\sigma M / \Delta M_{\max} (^\circ)$	0.011/0.036	0.011/0.057	0.011/0.043	0.011/0.055	0.006/0.32
数据量		星箭分离前 80 s	星箭分离后 100 s	星箭分离前 80 s	星箭分离后 100 s	星箭分离前后 180 s

表 4 仿真定轨结果二
Table 4 Simulation for moderate eccentricity orbit

轨道类型	中等偏心率轨道 $e \approx 0.62$ 近地点高度 $H_p \approx 210 \text{ km}$					
	定轨方法	UVM1		PUVM1		IPUVM1
	$\sigma a / \Delta a_{\max} (\text{km})$	5.213/17.093	9.338/21.435	4.987/16.231	8.091/22.548	3.121/7.615
	$\sigma e / \Delta e_{\max} (10^{-3})$	0.424/1.309	0.518/1.542	0.302/0.998	0.500/1.330	0.243/0.665
	$\sigma i / \Delta a_{\max} (^\circ)$	0.010/0.046	0.013/0.058	0.007/0.034	0.012/0.079	0.001/0.009
	$\sigma \Omega / \Delta \Omega_{\max} (^\circ)$	0.011/0.034	0.017/0.045	0.010/0.038	0.012/0.044	0.009/0.029
	$\sigma \omega / \Delta \omega_{\max} (^\circ)$	0.019/0.057	0.027/0.069	0.016/0.053	0.022/0.059	0.016/0.042
	$\sigma M / \Delta M_{\max} (^\circ)$	0.009/0.035	0.014/0.045	0.009/0.033	0.012/0.041	0.006/0.023
数据量		星箭分离前 80 s	星箭分离后 100 s	星箭分离前 80 s	星箭分离后 100 s	星箭分离前后 180 s

表 5 仿真定轨结果三
Table 5 Simulation for large eccentricity orbit

轨道类型	大偏心率轨道 $e \approx 0.75$				
	近地点高度 $H_p \approx 208$ km				
定轨方法	UVM1		PUVM1		IPUVM1
$\sigma a / \Delta a_{\max} $ (km)	6.894/27.809	10.018/33.657	6.564/23.791	8.879/29.371	2.097/8.880
$\sigma e / \Delta e_{\max} $ (10^{-3})	0.501/1.531	0.599/2.201	0.497/1.992	0.543/2.003	0.294/1.212
$\sigma i / \Delta a_{\max} $ ($^{\circ}$)	0.002/0.007	0.007/0.029	0.002/0.007	0.006/0.019	0.002/0.006
$\sigma \Omega / \Delta \Omega_{\max} $ ($^{\circ}$)	0.010/0.033	0.015/0.051	0.010/0.034	0.014/0.049	0.005/0.021
$\sigma \omega / \Delta \omega_{\max} $ ($^{\circ}$)	0.019/0.055	0.028/0.088	0.019/0.053	0.027/0.079	0.011/0.039
$\sigma M / \Delta M_{\max} $ ($^{\circ}$)	0.011/0.043	0.012/0.046	0.011/0.042	0.011/0.043	0.005/0.020
数据量	星箭分离前 80 s 星箭分离后 100 s		星箭分离前 80 s 星箭分离后 100 s		星箭分离前后 180 s

4.2 任务实测数据算例

为了进一步校验本方法的正确性和应用效果，作者进行了 20 多次卫星发射任务的实测数据验算。这里仅给出三种典型偏心率轨道的任务实测数据验算结果。

例 1. 某型号任务入轨段四元素(测距 ρ 、方位角 A 、俯仰角 h 、测速 $\dot{\rho}$) 测轨数据, 测轨数据精度通常略优于仿真时假定的误差(下同), 轨道偏心率 0.01, 星箭分离前 80 秒测轨数据, 星箭分离后 100 秒测轨数据, 比对标准为由任务中心事后提供的卫星入轨后 2 圈共 4 个测控站测轨数据轨道改进后的精轨, 其精度(半长轴 a 误差, 下同) 一般优于 200 m。表 6 给出了定轨结果。

例 2. 某型号任务入轨段四元素(测距 ρ 、方位

角 A 、俯仰角 h 、测速 $\dot{\rho}$) 测轨数据, 轨道偏心率 0.62, 星箭分离前 80 秒测轨数据, 星箭分离后 60 秒测轨数据, 比对标准为由任务中心事后提供的卫星入轨后 1.5 圈共 2 个测控站长弧段(总测轨时间约 6 小时) 测轨数据轨道改进后的精轨, 其精度一般优于 500 m。表 7 给出了定轨结果。

例 3. 某型号任务入轨段四元素(测距 ρ 、方位角 A 、俯仰角 h 、测速 $\dot{\rho}$) 测轨数据, 轨道偏心率 0.75, 星箭分离前 80 秒测轨数据, 星箭分离后 90 秒测轨数据, 比对标准为由任务中心事后提供的卫星入轨后 1.5 圈 2 个测控站长弧段(总测轨时间约 8 小时) 测轨数据轨道改进后的精轨, 其精度一般优于 500 m。表 8 给出了定轨结果。

表 6 任务实测数据定轨结果一
Table 6 Results of small eccentricity orbit

轨道类型	小偏心率轨道 $e \approx 0.01$				
	近地点高度 $H_p \approx 200$ km				
定轨方法	UVM1		PUVM1		IPUVM1
Δa /(km)	4.332	4.121	4.211	4.103	2.387
$\Delta e/10^{-3}$	0.201	0.200	0.199	0.198	0.177
Δi ($^{\circ}$)	-0.012	-0.012	-0.012	-0.012	-0.008
$\Delta \Omega$ ($^{\circ}$)	0.019	0.020	0.019	0.019	0.011
$\Delta \omega$ ($^{\circ}$)	0.027	0.026	0.026	0.026	0.027
ΔM ($^{\circ}$)	-0.016	-0.016	-0.016	-0.015	-0.006
数据量	星箭分离前 80 s 星箭分离后 100 s		星箭分离前 80 s 星箭分离后 100 s		星箭分离前后 180 s

表 7 任务实测数据定轨结果二
Table 7 Results of moderate eccentricity orbit

轨道类型	大偏心率轨道 $e \approx 0.62$				
	近地点高度 $H_p \approx 210$ km				
定轨方法	UVM1		PUVM1		IPUVM1
$\Delta a / (\text{km})$	8.562	24.339	7.342	19.096	3.821
$\Delta e / 10^{-3}$	0.621	0.783	0.609	0.745	0.433
$\Delta i / (^\circ)$	-0.009	-0.014	-0.003	-0.011	-0.001
$\Delta \Omega / (^\circ)$	0.013	0.019	0.011	0.015	0.005
$\Delta \omega / (^\circ)$	0.022	0.037	0.019	0.030	0.018
$\Delta M / (^\circ)$	-0.009	-0.018	-0.009	-0.022	-0.007
数据量	星箭分离前 80 s	星箭分离后 60 s	星箭分离前 80 s	星箭分离后 60 s	星箭分离前后 140 s

表 8 任务实测数据定轨结果三
Table 8 Results of large eccentricity orbit

轨道类型	超大偏心率轨道 $e \approx 0.75$				
	近地点高度 $H_p \approx 208$ km				
定轨方法	UVM1		PUVM1		IPUVM1
$\Delta a / (\text{km})$	9.098	21.036	8.211	17.554	2.973
$\Delta e / 10^{-3}$	0.578	0.667	0.569	0.602	0.356
$\Delta i / (^\circ)$	0.002	0.009	0.001	0.006	0.001
$\Delta \Omega / (^\circ)$	0.011	0.017	0.010	0.014	0.004
$\Delta \omega / (^\circ)$	-0.021	-0.039	-0.019	-0.037	-0.014
$\Delta M / (^\circ)$	0.026	0.038	0.021	0.039	0.009
数据量	星箭分离前 80 s	星箭分离后 90 s	星箭分离前 80 s	星箭分离后 90 s	星箭分离前后 170 s

5 结束语

初轨计算中,由于参与定轨的数据弧段较短,测轨数据弧段长度对初轨计算精度影响显著,改进的有摄初轨计算的单位矢量法 IPUVM1 解决了航天器入轨段星箭分离前后处于两条不同轨道的测轨数据的联合定轨难题,显著延长了同时参与定轨的测轨数据弧段。仿真计算和任务实测数据计算结果表明,该方法可有效提高初轨确定精度。另外,两组不同的速度矢量 \dot{r}_{01} 、 \dot{r}_{02} 同时作为求解变量,可有效避免因航天器或运载火箭实际获得的速度增量与任务前提供的理论速度增量间存在偏差而增大定轨结果误差的问题,也有利于提高初轨确定精度。

当然,如果延长的数据弧段不长(如小于原数据弧段的 50%)、参与定轨的测轨数据量不大,增加求解变量对定轨结果也会有一定的影响。如果能够建立弹簧弹力和弹性系数、星箭分离时的运载火箭

与航天器的质量等因素与所产生的速度增量间的计算模型,并能够实时获取运载火箭星箭分离时刻的质量(星箭分离时刻航天器的实际质量与理论质量的误差可以忽略,而运载火箭实际飞行任务中星箭分离时的实际质量与推进剂剩余量有关,理论值误差会很大,但目前无法获取该数据),则可以比较精确地计算出运载火箭和航天器实际的速度增量,对速度矢量进行速度增量修正后,求解变量可以减少为一个位置矢量和一个速度矢量(6 个变量),这样对于短弧段、少量数据参与定轨的情况,更有利于提高定轨精度。

参 考 文 献

[1] 茅永兴,倪小秋,张忠华,等. 航天发射任务星箭分离前调姿段测轨数据定初轨精度分析[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(2): 44-49. [Mao Yong-xing, Ni Xiao-qi, Zhang Zhong-hua, et al. Analysis of orbit determination precision with data in attitude adjusting segment before separation of satellite-rockets in

- space launch mission [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2010, 29(2): 44-49.]
- [2] 茅永兴. 航天器轨道确定的单位矢量法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 155-183.
- [3] 陆本魁, 李剑峰, 马静远, 等. 一种有摄初轨计算的单位矢量法[J]. 宇航学报, 1999, 20(1): 14-20. [Lu Ben-kui, Li Jian-feng, Ma Jing-yuan, et al. A Method of perturbed initial orbit determination[J]. Journal of Astronautics, 1999, 20(1): 14-20.]
- [4] 茅永兴, 张忠华, 何晶, 等. 一种有效提高超大偏心率轨道初轨确定精度的新方法[J]. 飞行器测控学报, 2008, 27(5): 68-72. [Mao Yong-xing, Zhang Zhong-hua, He Jing, et al. A new method for initial orbit determination to improve accuracy of extra-large eccentricity orbit [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2008, 27(5): 68-72.]
- [5] 掌静, 陆本魁, 马静远, 等. 人造卫星测轨新方法——单位矢量法[J]. 中国科学 G 辑, 2009, 39(6): 859-900. [Zhang Jing, Lu Ben-kui, Ma Jing-yuan, et al. A new method for orbit determination: Unit vector method [J]. Science in China, Series G, 2009, 39(6): 859-900.]

作者简介:

茅永兴(1966-) 男, 研究员。主要从事卫星航天测控技术和卫星精密定轨方法研究及应用。

通信地址: 江阴市 103 信箱 501 号(214431)

电话: (0510) 86828556

E-mail: myx8282@tom.com

(编辑: 曹亚君)