

风云四号卫星双程测距系统精密轨道确定

宋叶志^{1,2,3}, 黄 勇¹, 杨建华^{1,3}, 胡小工¹, 杨旭海²

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院国家授时中心, 西安 710600; 3. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 针对我国新一代静止轨道卫星风云四号高精度轨道计算需求,地面跟踪系统设计了多台站双频双程测距模式。详细给出了信号传播介质改正中的电离层与对流层处理方法,并给出了风云四号卫星动力学轨道确定策略。在非变轨期间,采用动力学定轨方法。轨道确定残差分析,测量噪声均方根优于 0.5 m。通过轨道重叠分析,非变轨期间精度优于 20 m。动量轮卸载期间,采用估计经验力的方法,其定轨残差优于 1 m。对多弧段数据处理表明文中方法满足同步卫星双程测距模式下的高精度轨道跟踪问题。

关键词: 风云四号; 轨道确定; 轨道机动

中图分类号: P207

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2020)03-0270-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2020.03.003

Orbit Determination for FY-4 Satellite Using Two-Way Ranging System

SONG Ye-zhi^{1,2,3}, HUANG Yong¹, YANG Jian-hua^{1,3}, HU Xiao-gong¹, YANG Xu-hai²

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

2. National Time Service Centre, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to meet the high-precision orbit calculation requirements of China's new-generation geostationary orbit satellite, FY-4, the ground tracking system has been designed with a multi-station dual-frequency two-way ranging mode. The ionospheric and tropospheric processing methods in signal propagation medium correction are presented in detail, and the dynamic orbit determination strategy of the FY-4 satellite is given. During the normal period without orbital maneuver, the dynamic orbit determination method is adopted. The RMS of the measurement noise is better than 0.5 m. Through the analysis of track overlap, the accuracy of the normal period is better than 20 m. During the unloading period of the momentum wheel, the method of estimating the empirical force is adopted, and its orbit determination residual is better than 1 m. The multi-arc data processing shows that the proposed method satisfies the high-precision orbit tracking in the two-way ranging mode of geosynchronous satellites.

Key words: FY-4; Orbit determination; Orbit maneuver

0 引 言

2016年12月11日,我国在西昌卫星发射中心用长征三号乙运载火箭成功发射风云四号(FY-4)第一颗卫星。FY-4卫星实现了我国静止轨道(Geostationary orbit, GEO)气象卫星升级换代和技术跨越,整体性能达到国际先进水平。

风云四号气象卫星是我国第二代静止轨道气象

卫星,主要发展目标是卫星姿态稳定方式为三轴稳定,提高观测的时间分辨率和区域机动探测能力;提高扫描成像仪性能,以加强中小尺度天气系统的监测能力;发展大气垂直探测和微波探测,解决高轨三维遥感;发展极紫外和X射线太阳观测,加强空间天气监测预警。

风云四号卫星与日本、美国分别于2016年最新发射的葵花九号卫星、GOES-R卫星及欧洲正在研

制的 MTG 等均属于新一代静止轨道气象卫星。风云四号卫星首次使用了全新研制的 SAST5000 平台,卫星设计寿命 7 年,该平台采用六面柱体构型、单太阳翼、三轴稳定控制方案,具有承载能力大、质心低、力学响应小等特点。

风云四号系列属于 GEO 卫星。GEO 卫星的高精度轨道确定是目前测定轨研究中的一个难点。

目前,国内关于 GEO 卫星轨道确定精度最高的是导航系统中的 GEO 卫星,在固定模糊度情况下,导航卫星相位测量精度在毫米量级,可以对 GEO 卫星进行高精度复杂模型的光压建模。在此条件下,GEO 精密轨道确定精度可以达到 $2 \sim 10 \text{ m}^{[1-2]}$ 。GEO 卫星轨道动力学和测量体制相比于其他卫星有一定的特殊性,在文献[3-4]中对其轨道动力学特征进行了较为深入的研究。在导航系统中测站数量非常多,这都是有利的条件。本文研究中只有 4 个测站,其测量随机噪声精度标准差约 0.5 m 。这对精密定轨是一个挑战。文献[5]通过对甚长基线干涉测量(Very long baseline interferometry, VLBI)跟踪模式下对 GEO 卫星的轨道确定,分析了其相关数据处理策略。文献[6]采用卫星激光测距技术对全球导航卫星系统(GNSS)卫星进行轨道确定数据分析,其中包括北斗的倾斜地球同步轨道(IGSO)和 GEO 卫星。卫星激光测距也是双程测量模式,其数据处理方法与本文有相似之处,但也有明显区别。激光测距精度本身精度非常,现代激光测距技术测量误差已经达到厘米以下。电离层对于激光影响较小可以忽略不计。激光站通常有原子钟守时,与系统时间同步和守时都可以得到很好的解决。文献[7]讨论了双星 GEO 精密定轨技术问题,其基本原理适用于本文的定轨策略。风云四号很多高精度的载荷需要高精度的轨道支持,这给轨道确定的精度带来挑战,由于测控条件的限制,这需要在动力学建模、观测量误差模型处理和求解策略上进行精细化分析。

1 风云四号测轨系统

1.1 测控网

风云四号卫星目前有国内四个站,见表 1。计划在澳大利亚墨尔本也建一个测控站。本文选用的是国内四个站,其中北京站为主站,其他站为副站。

风云四号第一颗试验卫星的发射,目前采用的测量数据北京站有两个天线,其他站各一个天线。随着风云四号其他卫星的发射,各站可能会增加天线。其中北京 1 号天线与 2 号天线相距 14.9874 m 。

表 1 风云四号卫星跟踪站

Table 1 Tracking stations of FY-4

测站编号	站址	天线
1	北京	1 号、2 号
2	佳木斯	1 号
3	乌鲁木齐	1 号
4	广州	1 号
5	墨尔本	在建

测距站采用码分多址技术体制,上行为 S 波段测距信号,经卫星接收后变为 L 和 S 双频下行信号,经过接收、解码获得距离值。每个副站将设备工作状态和距离值、时间等按照一定的格式装载在基带数据中,通过 S 波段信号向卫星发射,卫星接收后不断地进行 L 和 S 双频转发,主站在测距的同时,解调副站的基带信号获取相应的测距值。

1.2 L 与 S 频段双频测距及电离层消除

在风云四号卫星测轨中,采用双程测距模式,由测站发射上行信号,经星上转发器转发后,返回下行信号由测站接收。发射和接收信号的为同一测站,如图 1 所示。

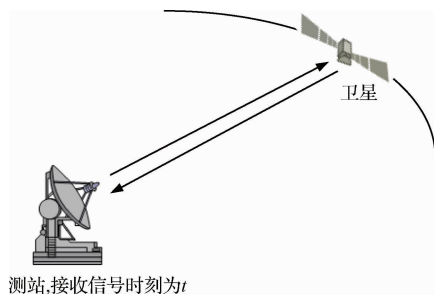


图 1 双程测距模式

Fig. 1 Methods of two-way range tracking

测距时标记在信号接收时刻。测距为

$$\rho_t = \frac{\rho_d + \rho_u}{2} \quad (1)$$

其中,

$$\rho_d = |\mathbf{r}(t - \Delta t_2) - \mathbf{R}(t)| + \Delta\rho_{\text{trop}} + \Delta\rho_{\text{ion}} + \Delta\rho_{\text{gr}} + \varepsilon_d \quad (2)$$

$$\rho_u = |\mathbf{r}(t - \Delta t_2) - \mathbf{R}(t - \Delta t_1 - \Delta t_2)| + \Delta\rho_{\text{trop}} + \Delta\rho_{\text{ion}} + \Delta\rho_{\text{gr}} + \varepsilon_u \quad (3)$$

式中: Δt_1 是上行信号光行时, Δt_2 是下行信号光行时, $\mathbf{R}(t)$ 是测站在 t 时刻接收信号时的测站位置矢量, $\mathbf{r}(t - \Delta t_2)$ 为信号转发时刻飞行器位置矢量, $\mathbf{R}(t - \Delta t_1 - \Delta t_2)$ 为测站发射信号时刻测站位置矢量。下标 d 表示下行信号, 下标 u 表示上行信号。 $\Delta\rho_{\text{top}}$ 为对流层延迟, $\Delta\rho_{\text{ion}}$ 为与频率有关的电离层延迟, $\Delta\rho_{\text{gr}}$ 为相对论效应改正, ε 为其他测量误差。

由于测站记录的时间是 t 时刻, Δt_1 与 Δt_2 并不知道, 可以通过迭代获得光行时。

下行信号光行时可以用以下不动点格式迭代:

$$\Delta t_2^{i+1} = \rho_d(\Delta t_2^i) = \frac{1}{c} [|\mathbf{r}(t - \Delta t_2^i) - \mathbf{R}(t) | + \delta\rho_d(\Delta t_2^i)] \quad (4)$$

初值设置为 0。 $\delta\rho_d$ 为下行信号各种误差源改正, 该函数是下行光行时的隐函数。

在获得下行信号光行时后, 可以通过迭代获得上行信号光行时。

$$\Delta t_1^{i+1} = \rho_u(\Delta t_2, \Delta t_1^i) = \frac{1}{c} [|\mathbf{r}(t - \Delta t_2) - \mathbf{R}(t - \Delta t_1^i - \Delta t_2) | + \delta\rho_u(\Delta t_2, \Delta t_1^i)] \quad (5)$$

同样设置初值为 0。 $\delta\rho_u$ 是上行信号各种误差源的改正。在 Δt_2 已知情况下, $\delta\rho_u$ 是 Δt_1 的隐函数。对于 GEO 卫星光行时引起的误差约为几百米。

信号从卫星到测站其传播路径的电子含量 TEC 为

$$\text{TEC} = \int N_e ds_0 \quad (6)$$

其中, N_e 为电子密度。对无线电而言, 电离层是弥散介质, 其折射率可以用以下级数近似表示。

$$n = 1 + \frac{c_2}{f^2} + \frac{c_3}{f^3} + \frac{c_4}{f^4} + \dots \quad (7)$$

其中, 系数 c_1, c_2, \dots 与频率无关, 而与信号传播路径上的电子含量有关。目前, 对于单频用户若要对电离层改正, 可以采用模型处理的方法, 如 GPS 中的 Klobuchar 或 GALILEO 中的 NeQuick 模型。在北斗三号系统中电离层则采用球谐模型。在风云四号系统中由于采用了 L 和 S 两个频段, 可以用无电离层组合^[8-9]

$$\rho = \frac{1}{f_s^2 - f_l^2} (\rho_s f_s^2 - \rho_l f_l^2) + \varepsilon \quad (8)$$

其中, ε 为其他误差源, 如对流层等。

无电离层组合消除了电离层的主要影响。考虑到电离层的高阶影响, 会残余少量的电离层效应, 不过这对目前的测量精度可以忽略不计。

按照误差传播理论, 采用无电离层组合, 造成测距精度有一定程度放大。对本系统而言, L 和 S 双频组合将使得原先分米级的测量噪声误差放大到米级。相比之下, 如果不进行电离层改正, 电离层对两个频率的测距影响为零至几十米量级。而双频组合后, 虽然噪声被放大了, 但是在多组测量情况下, 噪声被平差, 因而使得定轨精度得到提高。

1.3 对流层影响及其他测量误差处理

对流层大气, 对于低于 30 GHz 的电磁波, 可以认为是非弥散性介质。由于对流层折射的影响, 在天顶方向可以使得电磁波传播路径差达到 2~3 m, 而在高度角为 10° 时可达 20 m, 因而在高精度数据处理中必须予以考虑。

风云四号测轨系统中, 各站都有气象监测设备实时获取测站的温度、气压和湿度, 对流层采用模型进行修正。最常用的对流层修正模型包括修正的 Hopfield 模型和 Saastamoinen 模型等。本文采用修正的 Hopfield 模型。

电离层与对流层是双程测距系统中影响较大也较为重要的两个误差源。除此之外, 还包括相对论引力时延, 地球固体潮、海洋负荷潮及大气负荷潮等改正, 这些改正都有较为成熟的理论。

1.4 系统零值与时标处理

如果测距系统中存在零值偏差, 将会对轨道确定产生非常大的影响。

双程测距轨道确定中, 如果轨道类型不是地球静止轨道卫星, 通常在轨道确定时把系统零值同时解算出来。在地球静止轨道类型卫星中, 跟踪站一般需要有独立的校零系统。

在轨道计算中, 如果残差呈现系统性的偏差, 在积累较长弧段的测距数据时, 可以考虑解算系统零值。若多次解算零值结果都较为接近, 则系统可能确有较为明显的系统偏差, 也说明校零系统存在问题。

除系统零值问题, 测量系统还可能会出现时标偏差。在残差出现系统性偏差并且解算零值也无明显改善的情况下, 可以考虑解算测距系统的时标偏差。

对于地球静止轨道卫星, 零值和时标偏差问题解算都以常数项为宜。在系统稳定运行后, 通常不需要解算以上参数。

2 地球静止轨道卫星精密定轨方法

在风云四号卫星轨道确定中。主要受力由如下二阶微分方程描述

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t, \mathbf{p}) \\ \mathbf{p} = [\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \mathbf{p}^*]^T \end{cases} \quad (9)$$

式中: \mathbf{F} 为卫星受力, 其中包括中心天体引力及其他摄动力。 \mathbf{r} 为卫星在天球坐标系下的位置向量, \mathbf{p} 为定轨参数。 $\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0$ 为卫星在天球坐标系某历元的位置、速度, \mathbf{p}^* 为光压系数等其他待估参数。状态转移矩阵由以下微分方程描述

$$\dot{\mathbf{Y}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{r}} \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{p}} \end{bmatrix} \mathbf{Y} + \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{r}} \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{p}} \end{bmatrix} \dot{\mathbf{Y}} + \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{r}} \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{p}} \end{bmatrix} \quad (10)$$

该方程称为变分方程^[10-12], 其中 $\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \mathbf{p}} \end{bmatrix}$ 。该方程为时变二阶常微分方程组, 可以与运动方程同时进行数值积分, 进而得到状态量关于初值的偏导数。之所以写为二阶微分方程形式, 其原因与动力学方程类似。采用 Adams-Cowell 类型积分器对该类型运动方程积分, 其稳定性和精度都优于 Adams-Bashforth 类型积分器。

精密定轨是根据带有测量误差的资料在统计意义下根据最优准则确定卫星轨道及其他相关参数的过程。

测控设备对卫星跟踪数据与卫星轨道之间有如下形式

$$\mathbf{Y} = \mathbf{H}(\mathbf{X}, t) + \mathbf{V} \quad (11)$$

轨道确定的线性化方程为

$$\mathbf{O} - \mathbf{C} = \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \mathbf{X}} \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \Delta \mathbf{X} \quad (12)$$

其中, $\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0}$ 由变分方程通过数值积分得到。

由轨道确定的线性化方程, 则可以利用统计方法确定轨道改正量的最优估计, 进而迭代处理。以上过程就是微分轨道改进的基本原理。

3 风云四号轨道确定系统

风云四号卫星精密定轨系统采用上海天文台开发的精密定轨软件。

风云四号卫星采用动力学方法, 其主要模型与策略如表 2 所示。

风云四号日常要进行自动化轨道确定、监控任务, 由于轨道机动频繁, 以及后续多星调度等问题。还开发了相应的集调度、通信和监控一体的综合轨道处理软件。系统软件部署在两台 Redhat LINUX 服务器上(双机热备), 并与测距系统进行实时数据通信。最终解算的轨道产品会实时发送给任务与管

表 2 摄动力及定轨策略

Table 2 Perturbations and strategies of orbit determination

参考系、摄动力及轨道计算策略	描述
天球坐标系	J2000 地心天球坐标系
地球坐标系	ITRS 地固坐标系
岁差模型	IAU 1976
章动模型	黄经章动、交角章动由 DE405 历表读出并插值得到
恒星时	平恒星时 (Kaplan, 1981), 真恒星时 (McCarthy, 1996)
测站改正	IERS2010 规范固体潮、海潮改正
引力场	JGM70 $\times 70$ (GEO 截断至 10×10)
N 体摄动	JPL 的 DE405 历表
辐射压摄动	Box-Wing
广义相对论地球潮汐	参数化后牛顿改正日月引起的二阶潮汐摄动位变化
经验力	RTN 方向常值与三角调和函数
参数估计方法	QR 分解计算最小二乘批处理定轨
野值处理	3σ 规则剔除
积分器	KSG (Krouh-Shampine-Gordon) 积分器

理控制系统。

4 长弧定轨及轨道重叠分析

由于风云四号卫星每天至少进行一次动量轮卸载, 所以长弧定轨不能超过一天。这里分析 2017. 2. 13 19:00:00 (UTC) 到 2017. 2. 14 7:00:00 (UTC) 期间轨道确定结果。

定轨 (Precise orbit ephemerides, POD) 残差如表 3 所示。

表 3 轨道确定残差

Table 3 Residuals of POD

测站	残差均方根	观测数据量	均值
北京 2	0.70028	14096	-0.5465
佳木斯	0.48363	13651	0.21753
乌鲁木齐	0.37726	14253	0.07425
广州	0.57959	14200	0.26261

图 2 为定轨残差图。通过多天的数据分析, 残差一般都在分米级。

为了进行轨道重叠分析, 表 4 给出了分段进行轨道确定的开始与结束时间, 按照该表进行各弧段轨道确定。6 h 数据中, 只有 1 h 数据重叠。

图 3 ~ 5 分别给出了 4 个弧段中 3 个轨道重叠在 RTN 坐标系下的轨道差异比较, 其统计结果如表 5 所示。

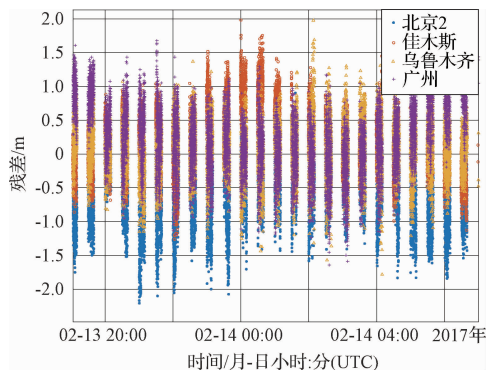


图2 长弧定轨残差图

Fig.2 Residuals of long arc POD

表4 轨道确定时间表

Table 4 Timetable of POD

弧段	开始时间	结束时间
1	2017.02.13 19:00	2017.02.14 01:00
2	2017.02.14 00:00	2017.02.14 06:00
3	2017.02.14 05:00	2017.02.14 11:00
4	2017.02.14 10:00	2017.02.14 16:00

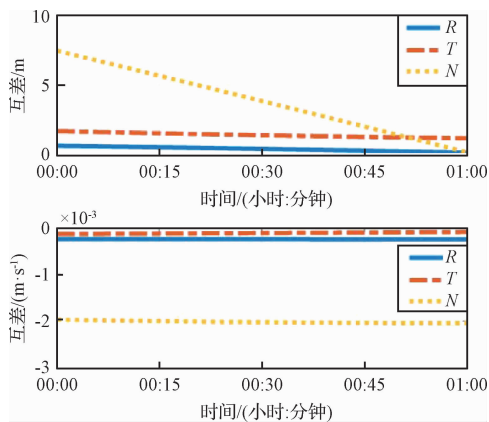


图3 弧段1-2轨道重叠比较

Fig.3 Orbits overlap comparison between pass 1-2

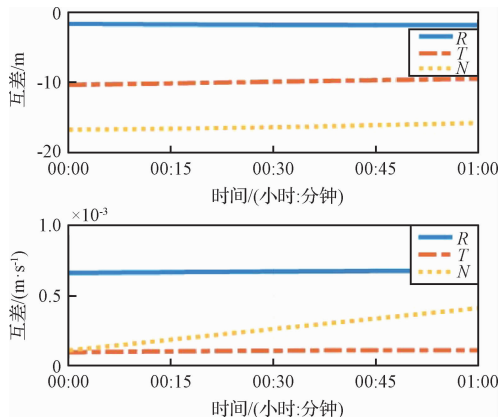


图4 弧段2-3轨道重叠比较

Fig.4 Orbits overlap comparison between pass 2-3

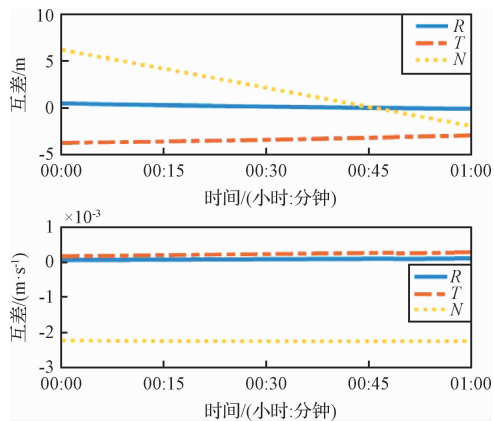


图5 弧段3-4轨道重叠比较

Fig.5 Orbits overlap comparison between pass 3-4

表5 轨道重叠统计

Table 5 Orbits overlap statistics

重叠弧段	R/m	T/m	N/m	总/m
1-2	0.4811	1.4654	4.4309	4.6916
2-3	1.8708	9.901	16.2523	19.1224
3-4	0.236	3.3718	3.1952	4.6512

通过轨道重叠分析,其轨道精度在 10 ~ 20 m。

5 动量轮卸载期间轨道确定试验

风云四号卫星在常规模式下每天至少进行一次动量轮卸载,这里以 20170214 日为例进行数据分析,当天动量轮卸载过程持续 15 min,其动量轮卸载结束时间为 17:38 (UTC)。

由于动量轮卸载期间对轨道产生较大影响,如果不对轨控力进行建模,则定轨将不可靠。这里在进行轨道解算的同时解算轨控力。表6给出了动量轮卸载期间轨道确定弧段。

表6 动量轮卸载期间轨道确定弧段

Table 6 POD pass during momentum wheel unloading

数据与策略	弧段
定轨数据	2017.2.14 11:00:00
	2017.2.15 00:00:00
轨控力解算弧段	2017.2.14 17:22:00
	2017.2.14 17:38:00

在此策略下,其残差结果如表7所示。

表7 动量轮卸载期间轨道确定残差

Table 7 POD residuals during momentum wheel unloading

测站	残差均方根	观测数据量	均值
北京2	0.69337	15410	-0.53275
佳木斯	0.60210	15366	0.31361
乌鲁木齐	0.45704	15493	0.10774
广州	0.47828	15496	0.14584

动量轮卸载期间,定轨残差在1 m以下,证实了对轨道机动采用数学建模方法的有效性。

6 控后轨道快速恢复

轨控后若需要及时获得轨道,可以直接将数据截取至动量轮卸载结束。这里选择数据如表8所示。

表8 轨道快速恢复定轨弧段

Table 8 POD pass of fast orbit recovery

数据与策略	弧段
定轨数据	2017.2.14 11:00:00 2017.2.14 17:38:00
轨控力解算弧段	2017.2.14 17:22:00 2017.2.14 17:38:00

其定轨残差与动量轮卸载期间精度相当,如表9所示。

表9 轨道快速恢复定轨残差

Table 9 POD residuals of fast orbit recovery

测站	残差均方根	观测数据量	均值
北京2	0.69565	7883	-0.55423
佳木斯	0.5069	8073	0.327
乌鲁木齐	0.421	8074	0.10985
广州	0.34616	8079	0.11176

控后快速轨道恢复定轨试验,其残差在1 m以下,保证了后续长弧轨道确定初值的需求。同时,也满足了在轨道机动结束后对部分载荷对一定精度轨道的需求。

7 结论

风云四号卫星实现了我国静止轨道气象卫星升级换代和技术跨越,将对我国及周边地区的大气、云层和空间环境进行高时间分辨率、高空间分辨率、高光谱分辨率的观测,大幅提高天气预报和气候预测能力。

本文详细讨论了风云四号卫星轨道确定的方法和相关技术。目前在轨试验表明,轨道确定精度在10~20 m,能够满足相关载荷对轨道精度需求,也为后续风云试验卫星提供了理论和技术参考。文章还对动量轮卸载期间轨道确定进行试验。动量轮卸载期间与控后快速轨道恢复残差都在1 m以下。通过对风云四号系列卫星轨道确定研究,不仅服务于该卫星对轨道的需求,同时积累了传统地面测控对高

轨卫星高精度轨道确定的相关理论和方法的经验,对GEO的卫星高精度数据处理有一定的参考意义。

参 考 文 献

- [1] Zhao Q, Guo J, Li M, et al. Initial results of precise orbit and clock determination for COMPASS navigation satellite system[J]. Journal of Geodesy, 2013, 87(5):475-486.
- [2] Liu J, Ju B, Gu D, et al. BDS precise orbit determination with iGMAS and MGEX observations by double-difference method[C]. China Satellite Navigation Conference, Nanjing, China, 2014.
- [3] Krasil'shchikov M N, Malyshev V V, Fedorov A V. Autonomous implementation of dynamic operations in a geostationary orbit. II. synthesis of control algorithms[J]. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2015, 54(6):916-930.
- [4] Kuznetsov E D, Zakharova P E, Glamazda D V, et al. Effect of the high-order resonances on the orbital evolution of objects near geostationary orbit[J]. Solar System Research, 2014, 48(6):446-459.
- [5] Huang Y, Hu X, Zhang X, et al. Improvement of orbit determination for geostationary satellites with VLBI tracking[J]. Chinese Science Bulletin, 2011, 56:2765-2772.
- [6] Grzegorz B, Krzysztof S, Radosław Z. Multi-GNSS orbit determination using satellite laser ranging[J]. Journal of Geodesy, 2018:1-17.
- [7] 宋叶志,黄勇,胡小工. 通信卫星干扰源定位系统的轨道改进研究. 宇航学报, 2015, 36(3):330-335. [Song Ye-zhi, Huang Yong, Hu Xiao-gong. Research on the orbit determination of communication satellite for interference source localization system[J]. 2015, 36(3):330-335.]
- [8] Hofmann B. Global navigation satellite systems[M]. New York: Springer, 2008:126-128.
- [9] Günter S. Satellite geodesy[M]. Berlin: Walter de Gruyter GmbH, 2003:54-56.
- [10] Long A C, Cappellari J O, Velez C E, et al. Goddard trajectory determination system[R]. Goddard Space Flight Center, 1989:129-131.
- [11] Montenbruck O, Gill E. Satellite orbits models, methods and applications[M]. Berlin: Springer, 2000:244-249.
- [12] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京:解放军出版社, 1995:80-116.

作者简介:

宋叶志(1981-),男,高工,主要从事卫星精密定轨及其应用方面的研究。

通信地址:上海市南丹路80号天文大厦1411室(200030)

电话:(021)34775226

E-mail:song.yz@foxmail.com