

导航卫星自主定轨中光压模型 精化方法及其影响研究

张卫星^{1,2} 刘万科¹ 龚晓颖¹ 王甫红¹

(1 武汉大学测绘学院, 武汉市珞喻路 129 号, 430079)

(2 武汉大学卫星导航定位技术研究中心, 武汉市珞喻路 129 号, 430079)

摘要:以 GPS 卫星为例,提出了一种太阳光压模型精化方法。该方法能使卫星升交点赤经及轨道倾角在 180 d 内的预报误差控制在 ± 40 mas 左右,较显著地提高了自主定轨卫星轨道的切向和法向精度,最终改善了用户测距误差,对卫星轨道径向改善不明显,对钟差项几乎没有影响。

关键词:导航卫星;自主定轨;星座整体旋转;太阳光压摄动;光压模型精化

中图分类号:P228.41

导航卫星自主定轨技术不仅能够保证系统的战时生命力,而且通过星间观测可提高系统的服务性能。正因为如此,美国已在 GPS 的 Block II R 及后续卫星上实现了自主定轨技术, GLO-NASS 和我国的北斗卫星导航系统也正在积极实现该技术。目前导航卫星自主定轨系统的星间观测基本都采用无线电测距的方式^[1-2]。然而仅基于星间测距观测值,存在卫星星座的整体旋转及由此引起的秩亏性问题^[1]。在长时间自主定轨中,通常可以使用轨道的先验信息予以解决,较常见的做法是对卫星的某些轨道面定向参数(需包含升交点赤经)的长期预报值进行约束^[3-7]。显然,这些轨道面定向参数的长期预报精度很大程度上决定了星座整体旋转误差的大小,进而影响了自主定轨的结果,而轨道面定向参数的预报精度又取决于卫星受力模型描述的准确程度。导航卫星的太阳光压摄动力是除地球引力、日月引力外最大的作用力,而且由于其与卫星姿态、材料属性等有关,它也是最难以精确描述的作用力。

目前国内关于自主定轨解算中太阳光压模型参数的处理普遍采用传统卫星定轨中的方法,即仅使用少数几天的卫星轨道进行动力学拟合求解光压模型参数,以此参数进行长期的轨道预报^[5-7]。在传统定轨中,大多数情况下光压模型参数是待估的,拟合参数仅作为先验信息,且传统定轨也无需

作长期的轨道预报,因此,这种方法已能满足需要。但对于自主定轨,卫星长期与地面失去联系,需要引入卫星轨道面定向参数的长期预报值作为约束,传统定轨方法显然难以满足。因此,有必要对光压模型进行精化研究,提高轨道面定向参数的长期预报精度,进而改善自主定轨精度。

1 星座整体旋转误差机制分析

将卫星所受摄动加速度 F_e 分解成径向、横向和法向 3 个分量,则高斯型摄动运动方程中的 $\frac{d\Omega}{dt}$ 和 $\frac{di}{dt}$ 可以写成^[8]:

$$\begin{cases} \frac{d\Omega}{dt} = \frac{r \sin u}{na^2 \sqrt{1-e^2} \sin i} W \\ \frac{di}{dt} = \frac{r \cos u}{na^2 \sqrt{1-e^2}} W \end{cases} \quad (1)$$

从式(1)可以看出,卫星的升交点赤经 Ω 和轨道倾角 i 受到轨道面法向摄动力的影响会发生改变。地球重力场的 J_2 项、日月引力、太阳光压等摄动力都会分解出轨道面法向的分量,这些摄动力都会造成卫星的 Ω 和 i 变化,从而不可避免地使星座发生整体旋转。分析发现, GPS 卫星的升交点赤经在 180 d 内变化达到 7° 左右,轨道倾

角变化了约 0.1° 。

而对于导航卫星自主定轨,星间测距只包含升交点赤经之差 $\Delta\Omega$ 的信息,而不包含升交点赤经 Ω 的信息,同轨道面的星间测距值还不包含轨道倾角 i 的信息。因此,仅基于星间测距值无法识别星座的整体旋转,这就是所谓的星座整体旋转“不可观测性”^[1]。在进行自主定轨时,为了进行正常求解,须引入先验信息作为基准,并结合不尽完善的摄动力模型、不尽完善的解算方法来进行处理。虽然可以得到很小的距离残差,保持整个卫星之间的相对网型,但并不能区分导航星座的旋转并进行改正,从而在定轨结果中引入了星座整体旋转误差^[2-3]。

2 太阳光压摄动

对于导航卫星,太阳光压摄动力是除地球引力、日月引力外最大的摄动力,也是最难以精确描述的作用力。自 GPS 系统建立以来,许多专家对太阳光压摄动力模型进行了相关研究,主要的方法可分地面模型法和经验模型法。常用的经验模型有标准光压模型、三角多项式模型、ROCK 模型、ECOM 模型和 JPL 光压模型等^[6]。

ECOM 模型是以 ROCK 模型为先验模型建立的,ECOM 模型较其他的模型有更高的精度,因此本文在计算中采用该模型。该模型采用常数分量加周期分量吸收未模型化的光压摄动力,模型包含了 9 个光压补偿参数 D 、 D_C 、 D_S 、 Y 、 Y_C 、 Y_S 、 B 、 B_C 和 B_S 。

实际解算中,ECOM 模型的 9 个参数并不需要全部考虑,只需考虑 D 、 Y 、 B 、 B_C 和 B_S 5 个参数就能获得不错的精度,且简化了计算。目前不少软件使用 ECOM 模型时也只考虑这 5 个参数,比如武汉大学的高精度定位定轨软件 PANDA。因此,本文讨论的太阳光压模型均指只考虑这 5 个参数的 ECOM 模型。

3 自主定轨中光压模型精化方法

3.1 光压模型精化方法概述

在传统定轨中,光压模型参数往往作为待估值,通过少数几天轨道拟合获得的参数仅作为先验信息使用。另外,传统定轨中也无需作长期轨道预报,因此该方法能够满足需要。但对于自主定轨,卫星与地面长期失去联系,存在星座整体旋转问题。因此在自主定轨时需要将卫星某些轨道

面定向参数的长期预报值作为约束条件,这些预报值将不可避免地存在误差,从而给自主定轨结果引入所谓的星座整体旋转误差。前面已经交代过,精确求解太阳光压摄动能有效减小星座整体旋转误差。因此有必要对选定的太阳光压模型进行精化,提高轨道预报中太阳光压摄动的求解精度,最终减小星座整体旋转误差,改善自主定轨结果。

本文提出的光压模型精化方法的大致思路是利用自主定轨解算起始时刻前较长时间的事后精密星历,采用动力学拟合的方法,获得这段时间每颗 GPS 卫星的 ECOM 模型参数。分析这些参数在这几年的变化规律,建立一个合适的模型,根据这个模型就可以预报所需时刻的光压模型参数以供轨道预报使用。相比于仅仅使用几天的轨道拟合得到的光压模型参数,采用精化方法得到的光压模型参数理应更能反映其长期变化规律。限于目前资料,本文以 GPS 的数据为例进行计算分析,但是该方法本身也可以应用到其他卫星导航系统中,比如我国的北斗卫星导航系统。

3.2 太阳光压模型参数的时间序列分析

假设自主定轨解算时刻起点为 2009 年,我们对 2006 年至 2008 年共 3 a 的 GPS 卫星精密星历进行动力学拟合。为了消除光压模型参数的短期变化,每 7 d 作为一个弧段拟合获得一组参数,动力学拟合策略见表 1。将求得的每颗卫星的光压模型参数绘图。限于篇幅,这里仅给出两颗卫星 (PRN8 和 PRN16) 的 D 和 B_S 在 3 a 中的时间序列图,见图 1 和图 2。

表 1 卫星轨道动力学拟合策略

Tab. 1 Resolution Strategy of Orbit Fitting

项目	内容
观测值	IGS 事后精密星历
采样间隔	15 min
潮汐改正	改正
重力场模型	EGM96 12 阶
光压模型	ECOM 模型(5 参数)
EOP	IERS 事后精密 EOP
积分器	RK8 阶、Adams-Cowell
估计器	最小二乘配置法
估计参数	卫星位置速度及光压模型参数

从图中可以明显发现一些异常值,大概半年出现一次,这与 GPS 卫星蚀现象的周期正好吻合。因为卫星发生蚀现象时,受到地球的遮挡,卫星部分或者完全不能被太阳光照射,太阳光压摄动力与正常情况下有一定的差异。

为了对正常情况下卫星的光压摄动模型参数进行时序分析,须将蚀现象时期的异常值剔除,重

新绘图见图3和图4。从两图中可以看出,剔除了异常值后,光压模型参数在3 a内表现出较一

致的周期性。上述仅给出了 D 和 B_s 的结果,另外3个参数同样具备此特点。

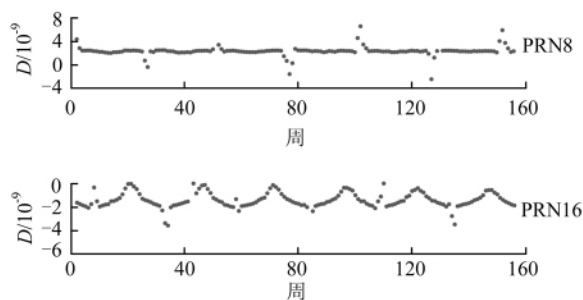


图1 PRN8和PRN16的 D 项在3 a中的变化趋势
Fig. 1 Trend of D for PRN8 and PRN16 in 3 Years

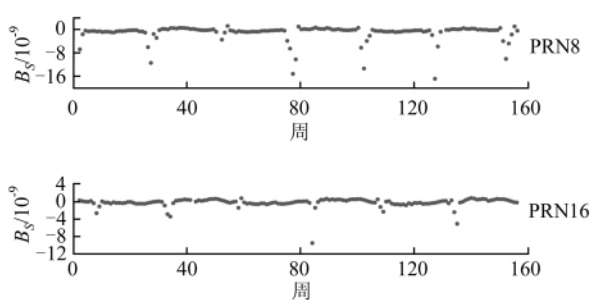


图2 PRN8和PRN16的 B_s 项在3 a中的变化趋势
Fig. 2 Trend of B_s for PRN8 and PRN16 in 3 Years

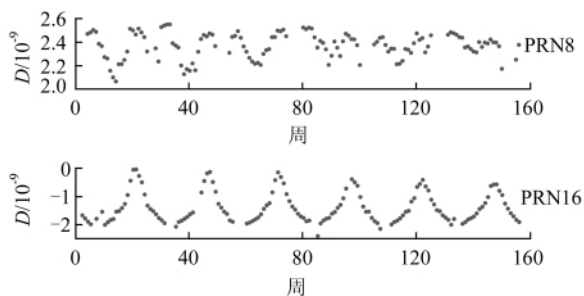


图3 剔除蚀现象值后PRN8和PRN16的 D 项在3 a中的变化趋势
Fig. 3 Trend of D for PRN8 and PRN16 in 3 Years after Rejecting Data of Eclipse

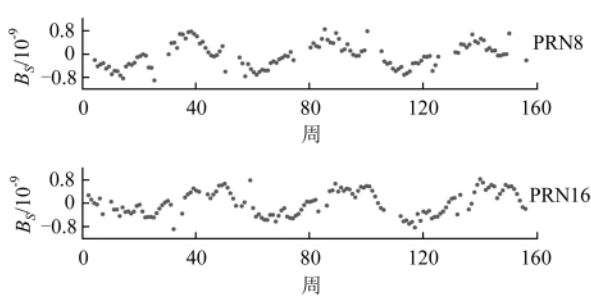


图4 剔除蚀现象值后PRN8和PRN16的 B_s 项在3 a中的变化趋势
Fig. 4 Trend of B_s for PRN8 and PRN16 in 3 Years after Rejecting Data of Eclipse

4 太阳光压模型精化及结果分析

剔除蚀现象时期异常值后的光压模型参数在3 a中表现出较强的周期性,且其规律同傅里叶多项式的变化规律非常相似。此外,光压模型参数在3 a内变化较稳定。正因为如此,我们可以采用具有周期性特征的傅里叶多项式对这些光压模型参数进行拟合并预报,从而获得所需时刻的光压模型参数供轨道预报使用。本文选择的是二阶傅里叶多项式,表示如下:

$$y = a_0 + a_1 \sin \omega x + b_1 \cos \omega x + a_2 \sin 2\omega x + b_2 \cos 2\omega x \quad (2)$$

用该模型对每颗卫星剔除异常值后的光压模型参数进行拟合,获得系数($a_0, a_1, b_1, a_2, b_2, \omega$),并进行光压模型参数的预报。

精化光压模型的目的是为了提高卫星轨道定向参数(如升交点赤经和轨道倾角)的长期预报精度,进而改善自主定轨结果。因此,为了分析上述光压模型精化的效果,本文设计了4个算例进行验证。4个算例均进行180 d(2009-01-02~06-30)的轨道预报,并以升交点赤经和轨道倾角的预

报值作为约束条件进行180 d自主定轨,分析各卫星 Ω 和 i 的预报精度及自主定轨结果。4个算例的描述见表2。

表2 算例描述

Tab. 2 Description of Cases

算例	初始轨道	光压参数	定轨解算时间/d
Case1	精密星历拟合	传统方法	180
Case2	精密星历拟合	精化方法	180
Case3	广播星历拟合	传统方法	180
Case4	广播星历拟合	精化方法	180

需要说明的是,在上述轨道预报及自主定轨解算过程中,剔除了发生轨道机动的卫星。自主定轨解算策略如表3所示,星间观测数据通过仿真方法获得,其中考虑了星间链路收发硬件延迟,测距噪声为50 cm且星间链路信号波束角为 $30^\circ \sim 60^\circ$ 。

4.1 对轨道面定向参数长期预报影响分析

从图5可以看出,直接用基于精密星历拟合得到的位置速度及光压模型参数作为初始状态向量进行180 d的轨道预报, Ω 预报误差在 $-20 \text{ mas} \sim +80 \text{ mas}$ 左右, i 的预报误差在 $-60 \text{ mas} \sim +40 \text{ mas}$ 左右。而对于算例2,初始轨道基于精

表 3 自主定轨解算策略表

Tab. 3 Resolution Strategy of Autonomous Orbit

Determination	
项目	内容
观测值	仿真的星间双向单程距离观测值
采样间隔	15 min
潮汐改正	改正
重力场模型	EGM96 12 阶
光压模型	传统方法/精化方法
EOP	IERS 事后精密 EOP
积分器及步长	RK8 阶、Adams-Cowell
估计器	附有约束条件的扩展卡尔曼滤波
轨道参数	每个主帧每颗卫星的位置和速度
钟差参数	每个主帧每颗卫星一个钟差参数

密星历拟合获得,采用精化的光压模型参数进行 180 d 的轨道预报, Ω 及 i 的预报误差能控制在 ± 40 mas 左右。

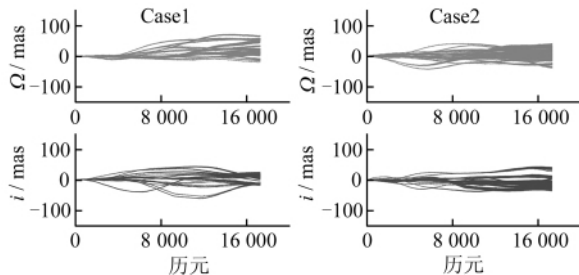


图 5 算例 1(左图)与算例 2(右图)所有卫星升交点赤经与轨道倾角长期预报精度

Fig. 5 Forecast Precision of All Satellites' Ω and i in Case 1 (Left) and Case 2 (Right)

图 6 表明,若直接以广播星历拟合得到的位置速度及光压模型参数作为初始状态向量进行 180 d 的轨道预报, Ω 的预报误差在 -100 mas \sim $+150$ mas 左右, i 预报误差在 -80 mas \sim $+80$ mas 左右。而采用本文提出的光压模型精化方法后, Ω 以及 i 的预报误差在 ± 40 mas 左右。

综上,采用本文提出的光压模型精化方法,能够有效地提高卫星轨道面定向参数(Ω 和 i)的长期预报精度,这是因为该方法利用了光压模型参数的长期变化规律,使预报得到的太阳光压模型参数更为准确合理。

4.2 对自主定轨结果影响分析

提高卫星轨道面定向参数的长期预报精度,最终目的是为了改善导航卫星自主定轨的结果。本文采用文献[1]所给精度指标对结果进行统计分析,即整个导航星座的径向误差 RERR、法向和切向综合误差 PERR、星座相对钟差误差 CERR(换算为等效距离)和用户测距误差 URE。表 2 中 4 个算例自主定轨的结果如图 7 和图 8。

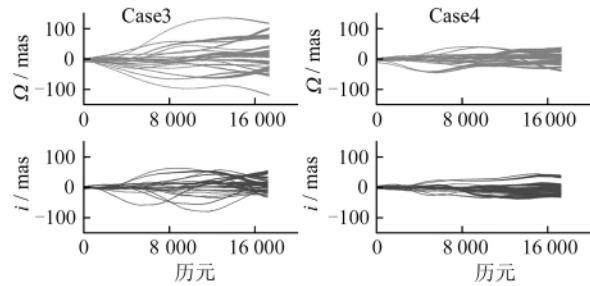


图 6 算例 3(左图)与算例 4(右图)所有卫星升交点赤经与轨道倾角长期预报精度

Fig. 6 Forecast Precision of All Satellites' Ω and i in Case 3 (Left) and Case 4 (Right)

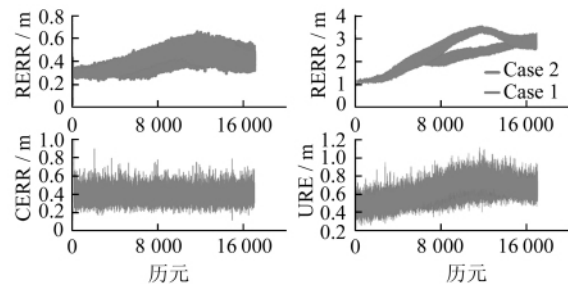


图 7 算例 1 与算例 2 自主定轨结果对比

Fig. 7 Comparison of Autonomous Orbit Determination Results in Case 1 and Case 2

从图 7 可以看出,当自主定轨初始轨道基于精密星历拟合获得时,采用本文提出的光压模型精化方法主要改善了卫星的 PERR,180 d 内改善最大达到近 1 m,进而对 URE 改善达 0.1 m。对 RERR 改善不明显,对 CERR 几乎没有影响,这主要是因为本文光压模型精化方法针对的是轨道求解部分。

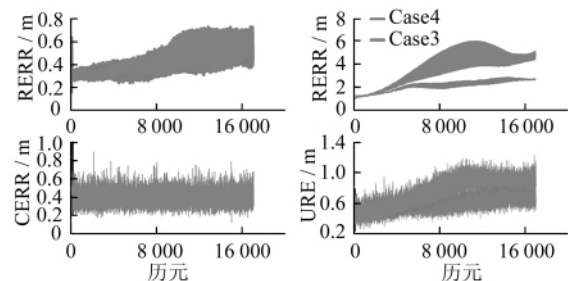


图 8 算例 3 与算例 4 自主定轨结果对比

Fig. 8 Comparison of Autonomous Orbit Determination Results of Case 3 and Case 4

从图 8 可以看出,当自主定轨初始轨道基于广播星历拟合获得时,采用光压模型精化方法主要改善了 PERR 项,180 d 内改善最大近 3 m,最终给 URE 带来的最大改善在 0.3 m 左右;对 RERR 改善不明显;对 CERR 几乎没有影响。

5 结 语

对于导航卫星,太阳光压摄动模型的精确程度对卫星的轨道面定向参数(如升交点赤经和轨道倾角)的长期预报精度有重要的影响,进而影响了以这些轨道面定向参数预报值为约束条件的自主定轨结果。本文以 GPS 卫星为例,提出了一种光压模型精化方法,明显地提高了导航卫星升交点赤经和轨道倾角的长期预报精度,进而有效地提高了自主定轨中卫星轨道的切向和法向精度,并最终改善用户测距误差,但对轨道径向和卫星钟差改善不明显。本文虽以 GPS 为例,但是对我国北斗卫星导航系统的自主定轨同样适用。

参 考 文 献

- [1] Ananda M P, Bernstein H, Cunningham K E, et al. Global Positioning System Autonomous Navigation[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium, Las Vegas, USA, 1990
- [2] Menn M D, Berstein H. Ephemeris Observability

- Issues in the Global Positioning System Autonomous Navigation[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium, Las Vegas, USA, 1994
- [3] 刘林,刘迎春. 关于星-星相对测量自主定轨中的亏秩问题[J]. 飞行器测控学报, 2000, 29(3): 13-16
- [4] 陈金平,焦文海,马骏,等. 基于星间测距/轨道定向参数约束的导航卫星自主定轨研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2005, 30(5): 439-443
- [5] 刘万科,李征航,龚晓颖,等. 潮汐摄动对导航卫星自主定轨中的整体旋转误差的影响分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2009, 34(12): 1 394-1 398
- [6] 刘万科. 导航卫星自主定轨及星地联合定轨的方法研究和模拟计算[D]. 武汉: 武汉大学, 2008
- [7] 王甫红. 分布式导航卫星自主定轨滤波算法与模拟分析[C]. 第二届中国卫星导航学术年会, 上海, 2011
- [8] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000

第一作者简介: 张卫星, 博士生, 主要从事导航卫星定轨定位研究。

E-mail: zhangweixing89@126.com

Influence of Solar Radiation Perturbation Model Refinement on Autonomous Orbit Determination of Navigation Satellites

ZHANG Weixing^{1,2} LIU Wanke¹ GONG Xiaoying¹ WANG Fuhong¹

(1 School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

(2 Research Center of GNSS, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

Abstract: We proposed a refinement method of solar radiation perturbation model in autonomous orbit determination of navigation satellites. With this method, the prediction errors of GPS satellites' Ω and i could be controlled at ± 40 mas level during 180 days. As a result, the tangential and normal direction precision of satellites' orbit improved in the autonomous orbit determination when constrained the predictions of Ω and i . Finally, user range error became smaller. However, this method has small influences on radial direction of orbit as well as clock bias.

Key words: navigation satellite; autonomous orbit determination; constellation rotation; solar radiation perturbation; solar radiation model refinement

About the first author: ZHANG Weixing, Ph.D candidate, majors in the orbit determination and positioning of GNSS.

E-mail: zhangweixing89@126.com