

引文格式:杜兰,周佩元,方善传,等.GNSS 卫星地影的一体化建模方法和星蚀参数计算[J].测绘学报,2016,45(11):1270-1277. DOI:10.11947/j.AGCS.2016.20160063.
DU Lan,ZHOU Peiyuan,FANG Shanchuan,et al.Satellite Shadow Modeling and Algorithm of Satellite Shadow Parameters for GNSS[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica,2016,45(11):1270-1277. DOI:10.11947/j.AGCS.2016.20160063.

GNSS 卫星地影的一体化建模方法和星蚀参数计算

杜 兰¹,周佩元¹,方善传¹,刘泽军¹,郭 睿²

1. 信息工程大学导航与空天目标工程学院,河南 郑州 450001; 2. 北京环球信息应用开发中心,北京 100094

Satellite Shadow Modeling and Algorithm of Satellite Shadow Parameters for GNSS

DU Lan¹,ZHOU Peiyuan¹,FANG Shanchuan¹,LIU Zejun¹,GUO Rui²

1. College of Navigation & Aerospace Engineering, Information Engineering University, Zhengzhou 450001, China;
2. Beijing Global Information Application and Development Center, Beijing 100094, China

Abstract: The satellite shadow parameters can be numerically calculated with high accuracy from the positions of the sun, the earth and the specific satellite. Unfortunately, it is difficult for the numerical calculation to give a general profile of the variations and distributions of these parameters for some certain types of orbital spacecraft. A satellite shadow model was presented based on the spatial view at the altitude of the satellite and the correlative geometry amongst the sun, the earth and the satellite. Firstly, the size and location of the satellite shadow were determined by the semi-major axis of the satellite orbit and the annual motion of the apparent sun, respectively. Secondly, the computing formulae of the satellite shadow parameters were derived, together with the correction formulae for the long-term prediction of the parameters due to oblateness perturbation, etc. Examinations on the three types of orbits for the BeiDou navigation constellation show that the proposed satellite shadow model and its shadow parameters computing formulae can provide a prompt profile of the eclipse parameters for the medium-high altitude circular orbit satellites.

Key words: satellite eclipse;satellite shadow model;satellite eclipse parameters;perturbation

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China (Nos. 41174025;41174026;41204022;41374042)

摘 要:基于日地关系建立地影模型,利用数值法可以高精度计算单个卫星的地影参数,但是难以快速而全面地分析某一类卫星的地影参数变化和分布规律。本文从日、地和卫星三者的几何关系出发,提出了一种基于空间视场的卫星地影直接建模方法。首先,分别利用轨道半长轴和太阳的周年视运动确定卫星地影的大小和位置变化;其次,基于球面几何分析法推导了卫星地影参数的计算公式以及扁率摄动等对长期预报的影响改正公式。对北斗混合星座中 3 类卫星的地影参数分析试验表明,卫星地影模型和地影参数解析法能够快速获得中高轨近圆轨道类型的星蚀规律信息。

关键词:星蚀;卫星地影模型;星蚀参数;摄动

中图分类号:P228 **文献标识码:**A **文章编号:**1001-1595(2016)11-1270-08

基金项目:国家自然科学基金(41174025;41174026;41204022;41374042)

GNSS 星座的精密轨道和卫星钟差信息的连续一致性,是用户导航定位和授时服务质量的重要保证。在一年的轨道运行期间,GNSS 普遍采
用的中高轨导航卫星都要经历两次相隔半年的地影季^[1]。在地影季期间,太阳位于卫星轨道面附近,当日、地和卫星近似在一条直线上时,卫星进

入地影,称为星蚀^[2]。由于导航卫星地影季期间每天一至两次地进出地影,造成力模型中太阳辐射压的间断,并且地影季前后星体偏航角调整引起的姿控较为复杂,建模精度不高,对相关时段的轨道、卫星钟差以及卫星天线相位中心的偏差归算和 SLR 外部检核等影响较大^[3],文献[4—10]分别讨论了 GPS II/II A、GLONASS-M、QZS-1 和我国 BDS 的非 GEO 卫星的轨道、卫星钟差和 SLR 外部轨道径向等数据产品的精度不一致性。此外,星蚀期间卫星星体不能接收太阳光线照射并感知太阳位置,从而影响星上太阳能帆板和太阳敏感器等的正常工作,也需要对卫星的温控和姿控系统策略调整和切换^[11]。因此,常常需要仿真分析或提取实测的各类卫星的地影季时段数据。若能够对地影季进行解析建模(如地影季分布、每天出入地影频度以及每次进出时刻和持续时间、偏航角等),则可依据少量的地影参数,为精密定轨、偏航姿控和卫星能源等分系统的设计和验证提供快速而精确的参考依据。

由于涉及日、地和卫星 3 个星体的相对运动,分析卫星进出地影的常见方法是两步法。首先,基于日地关系建立地影模型,即严格的锥形地影模型和简化的柱形地影模型^[12-13];其次,在选取的地影模型上,根据某颗卫星的轨道运动特性,分析该卫星的地影季和星蚀参数^[12]。目前,两步法对卫星地影的讨论多是针对某些特定轨道的数值仿真^[1,4-7],计算精度高,但是难以快速而全面地给出卫星地影参数的变化和分布规律。

本文提出一种新的一体化分析方法,即直接基于日、地和卫星三者关系的卫星地影建模法。首先,由轨道高度确定卫星地影的大小,由太阳的周年视运动确定卫星地影的运动规律。其次,将黄道和卫星轨道面投影在赤道坐标系的 YOZ 平面内,建立它们与卫星地影的几何关系;利用球面三角推导了常用卫星地影参数的计算公式以及扁率摄动等对长期预报的影响改正公式。以 GEO/IGSO/MEO 3 类中高轨轨道为例,分析了 GNSS 星座地影参数的变化和分布规律。

1 卫星地影模型

为了区别,这里把仅涉及日地位置关系的称为地影,而把顾及日-地-卫星三者相互关系的称为卫星地影。卫星地影包括大小和周年运动两个特性参数。

1.1 卫星地影的半径

如图 1 所示,若将太阳视为理想的无穷远天体,则其退化为点光源,入射光线为平行光,即对应简化的柱形地影模型。对进入地影的近圆轨道卫星 S_1 和 S_2 ,分别以其空间高度为视场基点,在其轨道高度处观察到的地球视盘大小基本固定,且随轨道高度增大而减小。

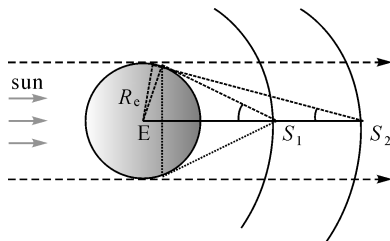


图 1 卫星地影的大小

Fig.1 Size of the earth shadow projected at satellite altitude

对于近圆轨道,卫星地影的大小由卫星轨道高度决定。卫星地影的半径即为地球视盘的角半径 d_e ,即

$$\sin d_e = \frac{R_e}{a} \quad (1)$$

式中, R_e 和 a 分别表示地球平均半径和卫星轨道半长轴。例如, BDS 的地球同步卫星 GEO 和 IGSO 的半长轴 a 约为 $6.6R_e$,其卫星地影的角半径 d_e 为 8.7° ,而 MEO 的半长轴约为 $4.4R_e$,相应的 d_e 为 13.2° 。

当考虑太阳为有限距离天体时,由于日地距离远大于卫星轨道高度,可认为卫星轨道高度与地心处看到的太阳视盘 d_s 一致,约为 0.267° 。此时,卫星地影与锥形地影类似,也有本影和半影。本影和全影(即本影+半影)为两同心圆,半径分别为 $d_{\text{umbra}} = d_e - d_s$ 和 $d_{\text{shadow}} = d_e + d_s$ 。

1.2 卫星地影中心的位置变化

卫星地影中心的位置由太阳位置决定,与卫星轨道无关。因为地影的中心始终位于地日连线的反方向,即其始终位于黄道上与太阳相对,且其位置变化由视太阳(以下均指太阳质心)每年沿黄道的运动决定。

图 2 为黄道在地心赤道坐标系的 YOZ 平面的投影,两坐标轴分别对应赤经 α 和赤纬 δ ,春分点(即 X 轴指向)和秋分点与地心 O 点重合,黄赤交角为 ϵ 。

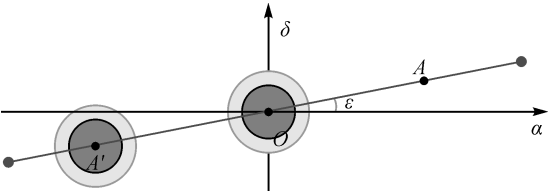


图2 卫星地影的周年运动

Fig.2 Annual motion of the satellite earth shadow

在太阳的周年视运动过程中,当太阳在春分点时,卫星地影中心位于秋分点,即图2的O点;当太阳从春分点出发沿黄道向夏至点方向运动至A点时,卫星地影则从秋分点出发沿黄道反向运动至A'点,两者的运动速率相同,约为每天 1° 。

因此,对于不同高度的近圆卫星,其卫星地影表现为沿黄道作周年运动的同心圆;轨道越高,圆半径越小。

2 卫星的地影季参数

在图3中,将卫星轨道升交段 \widehat{NM} 和降交段 $\widehat{M'N'}$ 投影至地心赤道坐标系的YOZ平面内,N为卫星轨道的升交点,卫星的轨道倾角和升交点赤经分别用*i*和 Ω 表示。

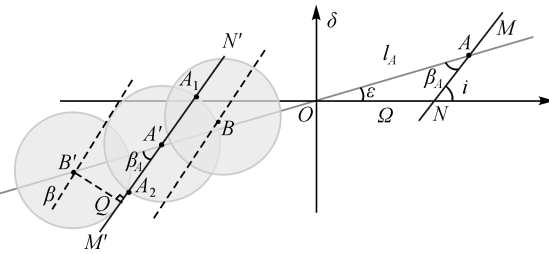


图3 地心赤道坐标系下黄道、卫星轨道升交段/降交段的投影关系

Fig.3 The ecliptic and the ascending/descending sections of the satellite projected onto the equatorial coordinate system

太阳相对卫星轨道面的高度角称为太阳 β 角,这里取与轨道角动量方向一致时为正^[14-15]。因为卫星地影中心与太阳关于地心镜像对称,太阳高于轨道面时,卫星地影中心则低于轨道面,因此,卫星地影中心相对卫星轨道面的高度角与 β 角数值相等,符号相反,如 $B'Q$ 。特别的,当太阳位于黄道与卫星轨道面的交点A和A'点时, β 角为零。

随着太阳沿黄道从南向北向卫星轨道面

A点运动,卫星地影反向向A'点运动,太阳 β 角逐渐变小。当卫星地影中心到达B点和B'点时,卫星轨道与地影相切,即 $|\beta|=d_e$ 。因此,卫星地影中心经过 $BA'B'$ 的时段,有 $|\beta|\leq d_e$,卫星轨道每圈均会穿过卫星地影出现星蚀,该时段称为卫星的地影季。

地影季期间,随着卫星地影的运动,每圈的星蚀持续时间表现为由零变大直至最大再逐渐变小至零的对称过程。其中,当卫星地影中心到达A'点时($\beta=0$),卫星轨道恰好穿越卫星地影中心,星蚀持续时间 $\widehat{A_1A'A_2}$ 最长,这天称为最长地影日。

一般情况下,太阳一年两次经过卫星轨道面(即A点和A'点),因此,地影季和最长地影日一年两次,且相隔半年。特别的,若卫星的轨道面与黄道面重合,太阳始终位于卫星轨道面内,则地影季为全年。

2.1 最长地影日

最长地影日由卫星的轨道倾角和升交点赤经决定。以太阳运动到与卫星升交段的交点A为例,在图3的球面三角形AON中,太阳平黄经 l_A 可由四元素公式计算

$$\cot l_A = \begin{cases} \frac{\cos \Omega \cos \epsilon - \cot i \sin \epsilon}{\sin \Omega} & (i \neq 0, \Omega \in (0, \pi)) \\ 0 & (i = 0 \text{ 或 } \Omega = 0 \text{ 或 } \Omega = \pi) \end{cases} \quad (2)$$

则最长地影日距离春分日(一般为3月21日)的日数为

$$D_{\max} = \text{int}(\tilde{l}_A / \dot{l}_s) \quad \left. \tilde{l}_A = \begin{cases} l_A & (l_A \geq 0) \\ l_A + \pi & (l_A < 0) \end{cases} \right\} \quad (3)$$

式中,int表示取整; \dot{l}_s 为太阳平黄经的日平均变率,可取为 1° 。当 $\Omega \in (\pi, 2\pi)$ 时,令 $\Omega = \Omega - \pi$,且对应式的最长地影日从秋分日开始计量。

2.2 地影季持续时间

地影季的持续时间还与卫星地影半径有关。当太阳 β 角超过卫星地影半径 d_e ,地影季结束。在图3的球面直角三角形A'QB'中,有A'B'的平黄经之差

$$\Delta l_{A'B'} = \arcsin(\sin d_e / \sin \beta_A) \quad (4)$$

式中,黄道面与卫星轨道面的夹角 β_A ,可由球面三角形AON的角的余弦定理得到

$$\cos \beta_A = \cos \epsilon \cos i + \sin \epsilon \sin i \cos \Omega \quad (5)$$

特别的,当 $i=0$ (理想 GEO) 时, $\beta_A = \epsilon$; 当 $\Omega = 0$ 时, $\beta_A = |i - \epsilon|$; 当 $\Omega = \pi$ 时, $\beta_A = i + \epsilon$ 。

因为地影季关于最长地影日对称,其持续天数 ΔD 为

$$\Delta D = \text{int}(2\Delta l_{A'B'}/\dot{l}_s) \quad (6)$$

对于所有 GEO 卫星,总有 $\beta_A = \epsilon$, $d_e = 8.7^\circ$, 代入式(4), $\Delta l_{A'B'}$ 的计算值约为 23° , 因此 GEO 的单次地影季共持续 46 d 左右。

2.3 摄动对地影季预报的影响

地影季每年两次,但是并非严格相差半年。对于长达半年的预报时段,精化预报需要进行以下两方面的修正。

(1) 太阳黄经的日平均变率 \dot{l}_s 。由于地球公转角速率不均匀,过夏季和过冬季的两个半年分别为 186 d 和 179 d 左右^[16],因此,从春分日和秋分日开始计量的计算中可以分别精化为 $\dot{l}_s = 180^\circ/186 \text{ d}$ 和 $\dot{l}_s = 180^\circ/179 \text{ d}$,可在一定程度上改进长期预报精度。

(2) 地球扁率 J_2 项摄动等引起的卫星轨道面的长期进动即 $\dot{\Omega}$ ^[17]。倾角相同的条件下,轨道越高, $\dot{\Omega}$ 越小^[16]。以北斗星座为例, MEO 和 IGSO 的 $\dot{\Omega}$ 分别为 $-0.0326^\circ/\text{d}$ 和 $-0.0077^\circ/\text{d}$ 。

对于 GEO 卫星,其赤道轨道面不受地球扁率摄动的影响,但是地球赤道的扁率 J_2 项摄动会引起其定点经度的长周期漂移,不过有频繁的位置保持机动,可忽略其摄动影响。

综合上述两方面改进,对于 MEO 和 IGSO,由式(2)的误差方程可预报半年后的最大地影日相对于 A' 点的黄经偏差

$$\Delta l_{A'} = \sin l_A (\cos l_A \cot \Omega + \sin l_A \cos \epsilon) \Delta \Omega \quad (7)$$

$$\Delta \Omega = \begin{cases} 186 \times \dot{\Omega} & \Omega \in (0, \pi) \\ 179 \times \dot{\Omega} & \Omega \in (\pi, 2\pi) \end{cases}$$

因此,下一次的最大地影日的预报偏差为

$$\Delta D'_{\max} = \text{int}(\Delta l_{A'}/\dot{l}_s) \quad (8)$$

$$\dot{l}_s = \begin{cases} 180^\circ/179 \text{ d} & \Omega \in (0, \pi) \\ 180^\circ/186 \text{ d} & \Omega \in (\pi, 2\pi) \end{cases}$$

式(8)中第 2 次最大地影日对应半年后, \dot{l}_s 的取值作了季节性调整。

3 星蚀参数

已知卫星地影季参数后,可以进一步确定任意时刻的星蚀参数。

3.1 太阳 β 角

太阳 β 角是地影季上能源和姿态转换的主要考察参数之一^[14-15]。如图 4 所示的降交段 $\overline{M'N'}$ 中,令偏离最长地影日第 I 天时,卫星地影中心从 A' 点运动到 C 点,则 CF 数值上等于太阳 β 角,符号相反。

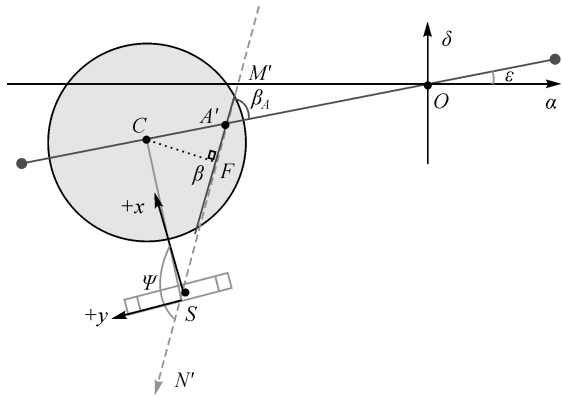


图 4 星蚀和卫星地影

Fig.4 Satellite eclipse and the satellite earth shadow

通过球面直角三角形 $A'FC$ 的计算式,有

$$\sin \beta = -\sin \beta_A \sin(\Delta l_{A'C}) \quad (9)$$

式中, $\Delta l_{A'C} = \dot{l}_s$ 为 A' 点与 C 点的平黄经之差。

3.2 卫星轨道角

在地影季附近,卫星的轨道运动计量经常要求从星上子夜时刻开始起算^[18-19]。在图 4 中, F 点是降交段 $\overline{M'N'}$ 的地影穿越段的中间点(也是远日点),同时对应星上子夜时刻。从远日点开始计量的轨道运动快变量称为卫星的轨道角,记为 μ 。事实上,它与地面观测者从子夜开始计量的太阳时角类似,只不过观测平台是卫星而已。因此,卫星轨道半周期时,即 $\mu = 180^\circ$,对应近日点,即卫星轨道角的正午时刻。

若已知近圆轨道某时刻 t_{s0} 及其轨道角 μ_0 ,则任意时刻的轨道角近似为

$$\mu \doteq \mu_0 + n(t - t_{s0}) \quad (10)$$

式中, n 为卫星运动平均角速率。

但是,对于近圆卫星,通常给出的轨道运动快变量是从升交点开始计量的,即幅角 $u = \omega + f$,其中, ω 和 f 分别为近地点幅角和真近点角。

因此,若已知卫星沿降交段轨道运动到某 S 点的时刻 t_{s0} 及其幅角 u_0 ,需要计算该时刻的轨道角 μ_0 。计算过程如下(见图 4):

(1) 在球面直角三角形 $A'FC$ 中, 计算 $\widehat{A'F}$, 有

$$\widehat{A'F} = \arccos(\cos \Delta l_{A'C} / \cos \beta) \quad (11)$$

(2) 在球面三角形 $A'OM'$ (或图 3 的球面三角形 AON) 中, 由四元素公式计算 $\widehat{M'A'}$, 有

$$\widehat{M'A'} = \operatorname{arccot}\left(\frac{\cot \epsilon \sin i - \cos \Omega \cos i}{\sin \Omega}\right) \quad (12)$$

(3) 从降交点 M' 计量的 S 点幅角 $u_\pi = u_0 - \pi$

(4) S 点的轨道角 μ_0 为

$$\mu_0 = u_0 - \pi - \widehat{M'A'} - \widehat{A'F} \quad (13)$$

3.3 卫星子夜时刻和星蚀持续时间

地影季期间, 卫星每圈均过地影。令最长地影日的卫星子夜时刻为 t_0 , 此时卫星地影中心 C 点与星蚀穿越的中间点 A' 是重合的。但是, 随后两点将沿不同轨迹运动 (见图 4), 即卫星地影中心 C 点沿黄道 \widehat{OC} 逐日移动, 而每圈星蚀穿越的中间点 (即卫星子夜的轨道位置) 是沿着卫星轨道 $\widehat{M'N'}$ 移动的, 并保持 \widehat{CF} 与卫星轨道垂直。

如图 4 所示, 若从最长地影日过 A' 的卫星子夜时刻 t_0 开始计量, 卫星运动 m 整圈后回到 A' , 而该段时间内, 卫星地影中心已经从 A' 点移动到 C 点。因此, 卫星还需要沿轨道从 A' 点继续运动到 F 点才能到达其子夜时刻 t_m 。这里可以忽略 $\widehat{A'F}$ 运动期间 C 点的较小位置移动。

因此, 第 m 圈卫星子夜时刻 t_m 为

$$t_m = t_0 + mT \pm (\widehat{A'F}/n) \quad (14)$$

式中, T 为卫星轨道运动周期, 等号右边最后一项是卫星 $\widehat{A'F}$ 运动时长。需要说明的是:

(1) $m > 0$ 时, 表示超过了最长地影日, F 点比 A' 点晚到, 式中取正号; $m < 0$ 时, 则是还没到最长地影日, F 点比 A' 点早到, 式中取负号。

(2) 由于 $\widehat{A'F}$ 的计算需要已知总时长 $(t_m - t_0)$, 式(14)需要迭代计算。

第 m 圈的星蚀持续时间 P_m 可以由轨道与地影圆相割的弦长计算, 即

$$P_m = 2(\arccos(\cos d_e / \cos \beta)) / n \quad (15)$$

进而可以计算地影的进出时刻变化。这里可以根据需要, 采用本影圆和半影圆取代地影圆^[20-21], 得到本影和半影的相关参数。

特别的, 对于 GEO 卫星, 还可直接由卫星的定点经度 (即星下点经度) 确定地影穿越的子夜时刻。

对于定点在 λ 的 GEO 卫星, 由于 GEO 的静地特性, 其卫星子夜就是该地的地方时子夜, 且地影季内每天的卫星子夜时刻相同。因此, 定点在东经 120° 的 GEO 卫星, 该时刻恰为北京时间零时。

对于定点在 λ 的 GEO, 采用北京时间 T_8 表示的卫星子夜时刻为

$$T_8 = (120^\circ - \lambda) / 15^\circ \quad (16)$$

若 T_8 为负, 则加 24 h。

需要说明的是, 这里的时刻均为平太阳时刻, 若需要较高精度的分析, 应考虑平太阳时与真太阳时之间的时差改正。

3.4 卫星偏航角

常用的卫星星固系定义较多, 其中与太阳指向相关的星固系定义为^[3]: Z 轴沿卫星信号发射天线方向指向地心; Y 轴为太阳帆板旋转轴并垂直于太阳、地球和卫星所构成的平面; X 轴垂直于 Y 轴和 Z 轴构成右手坐标系并背离太阳光入射方向。

卫星偏航角是卫星指向或背离太阳方向的投影偏离卫星轨道运动方向的角度^[3,6,19]。在图 4 中, 卫星运动到 S 点, 背离太阳 (即指向卫星地影中心) 的投影方向为 $+X$ 方向, 有偏航角 $\psi = \pi - \angle N'SC$ 。

在球面直角三角形 CFS 中, 已知卫星轨道角 $\mu = \widehat{FS}$, 有

$$\tan \psi = -\tan \beta / \sin \mu \quad (17)$$

或者扩展反正切函数的取值范围至 $[-\pi, \pi]$, 有^[18]

$$\psi = \operatorname{atan2}(\tan \beta, -\sin \mu) \quad (18)$$

观察图 4 可以看出, 当 $\beta = 0$, 太阳和卫星地影中心分别位于轨道面上的 A 和 A' 点。每当地影穿越的卫星子夜和正午时刻, 指向卫星地影中心的方向均发生方向的逆转, 即对应于图 5 中 $\beta = \pm 0.1^\circ$ 时, 偏航角 ψ 由 0 到 $\pm \pi$ 或 $\pm \pi$ 到 0 的跳变。

由式(18)计算偏航角速率, 有^[3]

$$\dot{\psi} = n \left(\frac{\tan \beta \cos \mu}{\sin^2 \mu + \tan^2 \beta} \right) \quad (19)$$

图 6 是北斗 MEO 和 IGSO 卫星的偏航角速率 $\dot{\psi}$ 与太阳 β 角和卫星轨道角的关系变化图。

根据式(18)、式(19)和图 5、图 6, 偏航姿态通常包括:

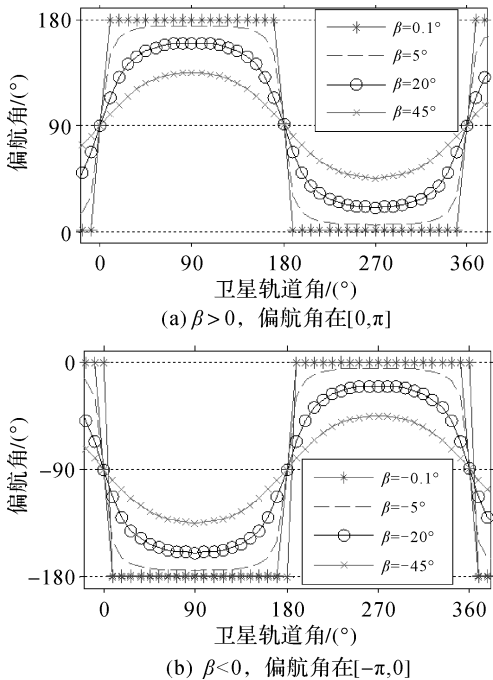


图 5 偏航角与太阳 β 角和卫星轨道角的关系
Fig.5 Relation of yaw attitude with solar β and the satellite time angle

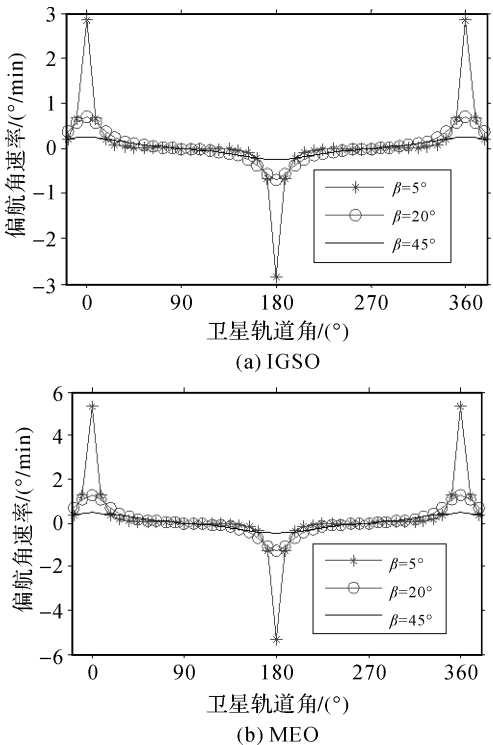


图 6 偏航角速率与太阳 β 角和卫星轨道角的关系
Fig.6 Relation of the change rate of yaw attitude with solar β and the satellite time angle

(1) 动偏模式; 太阳 β 角较大情况下, 如图 5(a) 中 $\beta = 45^\circ$, 随着卫星轨道角 μ 的周期变

化, MEO 和 IGSO 的偏航姿态 ψ 及其角速率 $\dot{\psi}$ 均变化平稳, 可以满足偏航姿态的动态跟踪。

(2) 零偏模式。由式 (19) 看出, 在卫星子夜和正午 (轨道角 μ 为 0° 和 180°) 时刻, 有 $|\dot{\psi}| = n / \tan \beta$, 且与卫星平均角速率成正比。因此, 在地影季附近, 随着太阳 β 角的不断减小, MEO 或 IGSO 卫星的角速率 $\dot{\psi}$ 在卫星子夜和正午附近有可能超过偏航姿态调整装置的角速率限定值 $\dot{\psi}_{\lim}$, 这时常采取固定偏航角为零的工作模式。例如, 图 5(b) 中 $\beta = -5^\circ$ 时, 选择在卫星轨道角 μ 为 270° 的位置, 可最快地转入零偏模式。

偏航姿态调整的动偏转零偏和零偏恢复为动偏, 会对光压和卫星天线相位中心等建模带来影响。注意动偏和零偏的转换并非一定与地影季始末时间一致, 还与卫星姿态控制装置和控制策略相关。

4 试验和分析

以北斗导航系统的混合星座为参考, 分析 GEO/IGSO/MEO 3 类中高轨卫星的地影参数^[3,6]。3 类轨道的偏心率均取为 0, IGSO 和 MEO 的轨道倾角为 55° , 取升交点赤经 $\Omega \in [0, \pi]$, MEO 的半长轴为 27 906 km。分析解的计算结果与 STK 仿真计算结果基本符合。

4.1 GEO 的地影参数

GEO 的地影参数相对简单:

(1) 一年两次的地影季均为 46 d, 最长地影日分别为春分日和秋分日, 太阳 β 角的变化等于太阳赤纬的变化。

(2) 定点经度分别为东经 160° 、 140° 、 110.5° 、 84° 和 55° 的 GEO 卫星, 地影季内每天进出地影一次, 且卫星子夜时刻即为其各自星下点经度的本地子夜时刻, 分别为北京时间 21:20/22:40/0:38/2:24/4:20; 春/秋分日的地影持续时间最长, 达到 72 min, 其中半影时间在前后两端, 各 2 min 左右。

4.2 IGSO/MEO 的地影参数

图 7 和图 8 给出了 IGSO/MEO 的地影季和星蚀参数。可以看出:

(1) 当不考虑摄动影响时, 最长地影日仅与空间定向参数 (i, Ω) 有关, 与轨道高度无关。因此, 两类轨道的最长地影日基本相同, 如图 7(a) 所示。升交点赤经为零时, 最长地影日为春/秋分日, 随着升交点赤经的增加, 最长地影日逐渐延

后,当升交点赤经达到 180° 时,最长地影日回归春/秋分日。

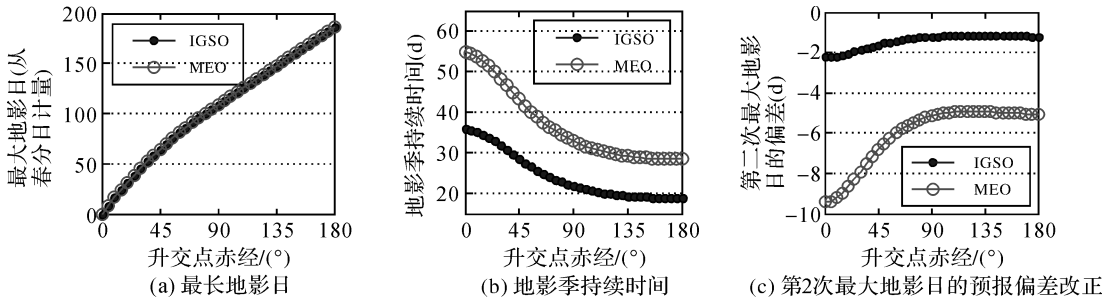


图 7 IGSO/MEO 的卫星地影参数

Fig.7 Satellite shadow parameters vs. the RAAN of IGSO/MEO

(2) 图 7(b)给出了 IGSO/MEO 地影季天数与升交点赤经的关系。倾角 55° 的条件下,两类轨道均在升交点赤经为 180° 时地影季最短,此时黄道面与卫星轨道面的夹角 β_A 达到最大值 $(i + \epsilon)$ 。因此若想缩短地影季,应考虑选取卫星轨道的升交点赤经在 180° 附近,从而尽量偏离黄道面。IGSO 卫星地影季最短 18 d,最长 35 d;而 MEO 的卫星地影半径更大,其地影季比同一轨道面上的 IGSO 卫星要长,最短 28 d,最长 54 d。

(3) 图 7(c)是预报半年后的第 2 次最大地影日的摄动影响偏差。两类轨道的预报日期均比半年提前,提前量随升交点赤经的增加而减小;其中 IGSO 卫星受地球扁率摄动影响较小,仅提前 1~2 d,而 MEO 卫星会有 4~10 d 的提前量。

(4) 图 8 给出了升交点赤经为 160° 的 MEO 卫星在半个地影季内(14 d)每圈的子夜时刻和星蚀持续时间,分别用方框和圆点表示。MEO 卫星的轨道周期 12.887 h,基本上每天有两次星蚀,星蚀持续时间则由最长地影日的 58 min 减少到最短的 12 min。

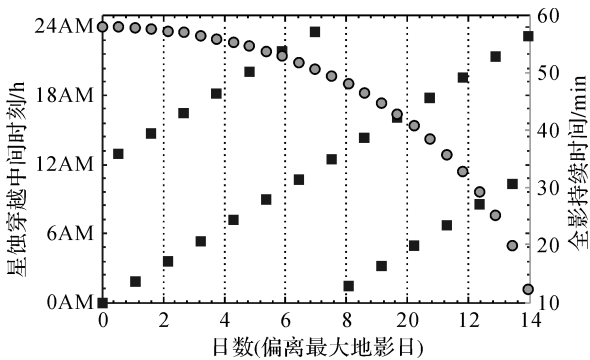


图 8 MEO 子夜时刻(方框)和全影持续时间(圆点)的变化
Fig.8 Variations of satellite midnights (square) and eclipsing periods (spot)

需要指出的是,解析法既可以单独计算每颗导航卫星的星蚀参数,也能够为该类轨道计算整体星蚀规律性。例如本算例仅指定了 IGSO/MEO 的部分轨道参数,升交点赤经并未固定,因此可以快速地看出地影季和星蚀参数随不同轨道面的变化关系。

同理,利用解析法可以计算其他 GNSS 星座卫星的卫星地影和星蚀参数。

这里未采用定轨数值计算结果来对比解析法星蚀参数,一方面,定轨算法并不针对和涵盖各星蚀参数,此外,解析法的目的之一就是摆脱定轨算法,从建模原理和图形化理解星蚀问题。

5 结 论

在卫星轨道和姿态的确定及控制计算中,经常需要针对卫星进出地影时段进行大量的事先设计分析和事后的数据调试及建模优化等工作。对于大型成熟软件,通常针对具体卫星,逐一采用严格的日-地-卫星的位置计算(即日-地和地影-卫星的两步法),但是因为涉及大量的数值积分运算,并不适合对某类(如中高轨)卫星的大时间跨度的地影规律统计和计算。

本文依据日地和卫星三者的几何关系建立了卫星地影的一体化模型,并且利用地心赤道坐标系的 YOZ 平面投影进行了图形化表征,推导给出了常用地影参数的计算式和图形几何表达关系。该方法仅需要利用卫星的 6 个轨道根数,且顾及了一阶长期摄动对地影季预报的影响,因此,在保证分析精度的前提下,计算简单,形象直观,易于理解,尤其适合多 GNSS 星座的相关地影季数据快速判断和地影参数批量计算。

卫星地影的中心点位于黄道,且与太阳相对,

其轨迹运动速率为太阳公转速率,但运动方向相反;卫星地影的半径由卫星高度处的地球和太阳视盘角半径决定,轨道越高,卫星地影半径越小。

对于 GNSS 的中高轨近圆导航卫星,依据卫星地影模型和轨道参数,可得出以下结论:

(1) 中高轨卫星通常一年两次地影季,最长地影日是太阳经过卫星轨道与黄道两个交点的日期,两个最长地影日相隔半年左右。地影季持续天数由黄道面与卫星轨道面的夹角 β_A 和卫星地影半径决定。地影季期间,太阳 β 角的绝对值先是从等于卫星地影半径逐渐减小至零,然后再逐渐增大直至超过卫星地影半径,从而结束地影季进入长期光照期。

(2) 地影季期间,卫星每圈均过地影,其地影穿越过程称为星蚀。每次星蚀的子夜位置变化轨迹沿卫星轨道,且与卫星地影中心沿黄道的南北运动方向一致。根据星蚀的子夜位置变化可以计算得到近圆轨道每次星蚀进出时刻的变化规律。

(3) 卫星轨道角和偏航角均与太阳指向方向有关。卫星轨道角是从卫星子夜时刻(远日点)开始计量的轨道快变量,可以根据太阳位置变化和近圆轨道快变量一幅角计算得到。偏航角的变化可以充分利用卫星地影模型进行图形化直观反映。

本文的分析建模方法适用于近圆轨道卫星,但是得到的卫星地影规律是针对中高轨卫星的。地影季参数与卫星轨道高度和轨道的空间定向参数(i, Ω)关系密切。随着轨道高度的降低,卫星地影半径和 $\dot{\Omega}$ 增幅变大,轨道面的长期进动将导致低轨卫星的地影季参数变化复杂,其地影特性需要单独分析,不在本文讨论之列。

致谢: 特别感谢国家留学基金委对笔者在德国地学研究中心公派访学的资助。

参考文献:

[1] 毛悦, 宋小勇, 贾小林, 等. 北斗导航卫星地影状态分析[J]. 测绘学报, 2014, 43(4): 353-359. DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0053.
MAO Yue, SONG Xiaoyong, JIA Xiaolin, et al. Earth Eclipse Status Analysis of BeiDou Navigation Satellites[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2014, 43(4): 353-359. DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0053.

[2] HUBAUX C, LEMAITRE A, DELSATE N, et al. Symplectic Integration of Space Debris Motion Considering Several Earth's Shadowing Models[J]. Advances in Space Research,

2012, 49(10): 1472-1486.

[3] 郭靖. 姿态、光压和函数模型对导航卫星精密定轨影响的研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2014.
GUO Jing. The Impacts of Attitude, Solar Radiation and Function Model on Precise Orbit Determination for GNSS Satellites[D]. Wuhan: Wuhan University, 2014.

[4] GUO Jing, ZHAO Qile, GENG Tao, et al. Precise Orbit Determination for COMPASS IGSO Satellites during Yaw Maneuvers [M] // SUN Jiadong, JIAO Wenhai, WU Haitao, et al. China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2013 Proceedings. Berlin Heidelberg: Springer, 2013: 41-53.

[5] DAI Xiaolei, GE Maorong, LOU Yidong, et al. Estimating the Yaw-attitude of BDS IGSO and MEO Satellites[J]. Journal of Geodesy, 2015, 89(10): 1005-1018.

[6] 毛悦, 宋小勇, 王维, 等. IGSO 姿态控制模式切换期间定轨策略研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39(11): 1352-1356.
MAO Yue, SONG Xiaoyong, WANG Wei, et al. IGSO Satellite Orbit Determining Strategy Analysis with the Yaw-steering and Orbit Normal Attitude Control Mode Switching [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(11): 1352-1356.

[7] 陈刘成. 地影模型对导航卫星轨道数值积分的影响及改进[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2007, 32(5): 450-453.
CHEN Liucheng. How Navigation Satellite Orbit Numerical Integration Affected by Shadow Model and Its Correcting Methods [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2007, 32(5): 450-453.

[8] DILSSNER F, SPRINGER T, GIENGER G, et al. The GLONASS-M Satellite Yaw-attitude Model[J]. Advances in Space Research, 2011, 47(1): 160-171.

[9] STEIGENBERGER P, HAUSCHILD A, MONTENBRUCK O, et al. Orbit and Clock Determination of QZS-1 Based on the CONGO Network[J]. Navigation, 2013, 60(1): 31-40.

[10] 彭汉兵, 杨元喜, 王刚, 等. 星蚀期北斗卫星轨道性能分析——SLR 检核结果[J]. 测绘学报, 2016, 45(6): 639-645. DOI: 10.11947/j.AGCS.2016.20150637.
PENG Hanbing, YANG Yuanxi, WANG Gang, et al. Performance Analysis of BDS Satellite Orbits during Eclipse Periods: Results of Satellite Laser Ranging Validation[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2016, 45(6): 639-645. DOI: 10.11947/j.AGCS.2016.20150637.

[11] 郑军, 陈宏, 李于衡. GEO 卫星能源分系统状态切换时间精确预报算法[J]. 上海航天, 2011, 28(5): 30-33.
ZHENG Jun, CHEN Hong, LI Yuheng. Algorithm Analysis on Energy System State Switch Time Accurate Prediction in GEO Satellite Eclipse[J]. Aerospace Shanghai, 2011, 28(5): 30-33.

[22] FILHO E A M, KUGA H K, LOPES R V F. Real Time Estimation of GPS Receiver Clock Offset by the Kalman Filter[J]. Personal Communication, 2003.

[23] 于合理, 郝金明, 刘伟平, 等. 一种卫星钟差异异常实时监测算法[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2016, 41(1): 106-110.

YU Heli, HAO Jinming, LIU Weiping, et al. A Real-time Anomaly Monitoring Algorithm for Satellite Clock [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2016, 41(1): 106-110.

[24] RILEY W J. Handbook of Frequency Stability Analysis [R]. NIST Special Publication 1065, 2007: 1-123.

[25] MANNING D M. AF/NGA GPS Monitor Station High-performance Cesium Frequency Standard Stability 2005/2006; from NGA Kalman Filter Clock Estimates[C]// Proceedings of the 38th Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting. Reston, Virginia: [s.n.], 2006: 137-152.

[26] CLKLOG. A Summary File of the Deployment History for

GPS Receiver, Antenna, Frequency Standards, and Other Equipment at IGS Stations[EB/OL]. (2010-01-20) [2016-06-02]. ftp://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/loghist.txt.

[27] 于合理, 郝金明, 谢建涛, 等. 硬件延迟偏差对卫星钟差解算的影响[J]. 导航定位学报, 2015, 3(1): 71-73.

YU Heli, HAO Jinming, XIE Jiantao, et al. Impact of DCB on the Estimate of Satellite Clock Bias[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2015, 3(1): 71-73.

(责任编辑:丛树平)

收稿日期: 2016-05-05

修回日期: 2016-09-05

第一作者简介: 于合理(1989—),男,博士生,研究方向为GNSS时频传递方法。

First author: YU Heli (1989—), male, PhD candidate, majors in GNSS time and frequency transfer.

E-mail: yuhl1989@163.com

(上接第 1277 页)

[12] LONGO C R O, RICKMAN S L. Method for the Calculation of Spacecraft Umbra and Penumbra Shadow Terminator Points[R]. NASA Technical Paper 3547, 1995.

[13] MONTENBRUCK O, GILL E. Satellite Orbits: Models, Methods and Applications[M]. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2000.

[14] BROUWER D, CLEMENCE G M. Methods of Celestial Mechanics[M]. London: Academic Press, 1961.

[15] HUBAUX C, LIBERT A S, DELSATE N, et al. Influence of Earth's Shadowing Effects on Space Debris Stability [J]. Advances in Space Research, 2013, 51(1): 25-38.

[16] 苏宜. 天文学新概论[M]. 4 版. 北京: 科学出版社, 2009.

SU Yi. A Brief Introduction of Astronomy[M]. 4th ed. Beijing: Science Press, 2009.

[17] 郑军, 鲍明涛, 王鑫, 等. 升交点赤经与轨道倾角对地球同步卫星地影的影响[J]. 上海航天, 2005, 22(3): 34-36, 60.

ZHENG Jun, BAO Mingtao, WANG Xin, et al. Affection of Longitude Ascending Node and Orbit Inclination on the Eclipse for Geosynchronous Satellite [J]. Aerospace Shanghai, 2005, 22(3): 34-36, 60.

[18] BAR-SEVER Y E. A New Model for GPS Yaw Attitude

[J]. Journal of Geodesy, 1996, 70(11): 714-723.

[19] KOUBA J. A Simplified Yaw-attitude Model for Eclipsing GPS Satellites[J]. GPS Solutions, 2009, 13(1): 1-12.

[20] MULLINS L D. Calculating Satellite Umbra/Penumbra Entry and Exit Positions and Times[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1991, 39: 411-422.

[21] 张世杰, 曹喜滨. 卫星进/出地影位置和时间的计算算法[J]. 上海航天, 2001, 18(6): 9-22.

ZHANG Shijie, CAO Xibin. Calculating Method of Satellite Entry and Exit Positions and Times through Umbra/Penumbra[J]. Aerospace Shanghai, 2001, 18(6): 9-22.

(责任编辑:陈品馨)

收稿日期: 2016-03-01

修回日期: 2016-09-02

第一作者简介: 杜兰(1970—),女,博士,教授,研究方向为轨道力学和卫星导航。

First author: DU Lan (1970—), female, PhD, professor, majors in orbital dynamics and satellite navigation.

E-mail: dulan2015@qq.com