

IGSO 姿态控制模式切换期间定轨策略研究

毛悦^{1,2,3} 宋小勇^{1,2} 王维⁴ 贾小林^{1,2} 吴显兵^{1,2}

1 地理信息工程国家重点实验室, 陕西 西安, 710054

2 西安测绘研究所, 陕西 西安, 710054

3 武汉大学极地测绘科学国家地理信息局重点实验室, 湖北 武汉, 430079

4 北京跟踪与通信技术研究所, 北京, 100094

摘要:我国卫星导航系统 IGSO 卫星采用动态偏航与零偏航两种姿态控制模式,在太阳矢量与轨道面夹角较小时,采用零偏航。卫星姿态控制模式的切换造成了卫星所受光压力的变化。当处理包含动偏/零偏切换点的数据弧段时,由于卫星精密轨道确定策略及光压模型的不适应,无法用一组光压参数拟合两种状态,造成定轨精度下降。本文提出了利用分段线性模型描述太阳光压的定轨策略,可将定轨重叠弧段 URE 精度提高 75%。解算的光压参数能够反映出两种状态的差异,是解决姿态转换期间轨道确定的有效方法。

关键词:IGSO; 动态偏航; 零偏航; 姿态控制; 轨道确定

中图分类号:P228.41

文献标志码:A

GNSS 卫星空间飞行姿态控制需满足以下两个条件:①卫星天线指向地心,以保证地面足够好的信号强度;②太阳能帆板垂直于太阳光照方向,使在轨卫星能够得到足够多的能量^[1-2]。

为了满足上述两个条件,卫星需要利用太阳敏感器和地球敏感器不断感知太阳和地球的位置,利用卫星姿态控制系统调整偏航角度 ϕ_n , 保证卫星星体坐标系 X 、 Z 轴处于“太阳-地球-卫星”平面内,称为卫星姿态的动态偏航控制模式,简称动偏。

对于动偏控制模式,当卫星进入地影期时,受地球遮挡,太阳敏感器无法正确感知太阳位置。另外,卫星姿态控制系统采用动量轮控制姿态,在偏航姿态处于 0° 或 180° 附近时,按照上述方法计算的偏航角速率将超过动量轮调整范围。为规避上述问题,与日本 QZSS 卫星导航系统类似^[3-5],我国北斗 IGSO 卫星采用了零偏航姿态控制方式(零偏),即当太阳矢量与卫星轨道面夹角小于一定的控制角度时,卫星不再跟踪太阳位置,而是将偏航角固定为 0° 。每颗 IGSO 卫星每年会经历两次动偏-零偏-动偏转换,其零偏模式持续时间为 8~15 d。

通过地面试验验证系统的测试分析,当所采

用的定轨弧段包含动/零转换点时,定轨精度明显下降,致使该卫星在姿态控制模式转换期间不可用。动偏转零偏对定轨精度的影响高于零偏转动偏,且零偏期间卫星轨道确定精度也低于动偏期间。由于多颗卫星处于同一轨道面,卫星的姿态控制模式转换期会有重叠。如果因定轨精度超限而置多颗卫星不可用,将对服务区域的导航性能造成严重影响。因此,研究卫星动偏、零偏切换期间的精密轨道确定方法具有重要意义。本文重点针对这一现象进行分析,梳理其产生机制,制定解决方案。

1 产生机制分析

如图 1 所示,以北斗 IGSO5 卫星 2012-08 月姿态控制模式转换期间,试验验证系统国内区域 5 个地面监测站定轨结果为例,全部转换期间共出现了 3 次定轨精度下降点。动转零期间最为显著, R 、 T 、 N 方向定轨精度由动偏期间的 0.5 m、2.0 m、1.0 m 下降到了 13.68 m、14.57 m、10.23 m。零偏以及零转动期间定轨精度也有所下降,且以对用户导航定位精度影响最大的 R 方向最为突出。

收稿日期:2013-06-13

项目来源:国家自然科学基金资助项目(41204020,41074020);武汉大学极地测绘科学国家测绘地理信息局重点实验室开放研究基金资助项目(201203)。

第一作者:毛悦,博士,工程师,主要从事卫星导航及其应用研究。E-mail: maoyue0810@163.com

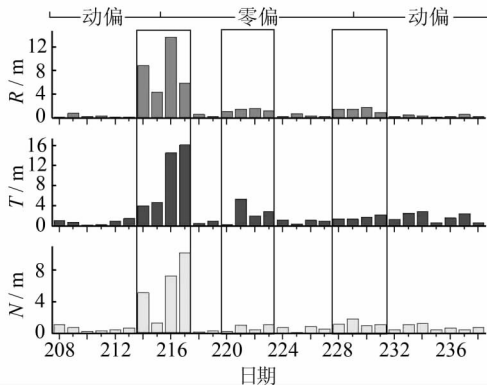


图 1 动/零转换期间定轨精度

Fig. 1 Orbit Overlap Accuracy of Attitude Control Modes Switching

动/零转换造成了卫星姿态的变化,其对定轨精度的影响主要表现在两方面,即卫星天线相位中心、天线相位缠绕等测量模型的变化和卫星热辐射、卫星帆板/本体受力等动力学模型变化。

通过计算分析,IGSO 卫星天线相位中心偏差改正量在 1 m 左右,但受姿态控制模式变化的影响较小,其改正量互差在 cm 级。天线相位缠绕改正量本身较小,在 1 周以内。以上两点均不足以引起 10 m 级的轨道确定误差。综上所述,动零转换定轨精度下降的原因主要是由于卫星帆板及本体受照变化以及热辐射所造成的卫星光压摄动力的变化。

为了简明地表示卫星的本体特征,本文以 Box-Wing 模型为基础分析卫星受照及光压力变化。该模型将北斗卫星本体视为立方体,太阳帆板安装于卫星本体 ±Y 面板并且其转动轴与卫星本体 Y 轴平行^[6-7]。此时卫星太阳面板所受的光压力为:

$$\bar{P}_{solar} = -P \frac{\alpha \cdot \nu}{m}$$

$$\sum_{i=1}^{n_{face}} A_i \cos\theta_i \left[2\left(\frac{\delta_i}{3} + \rho_i \cos\theta_i\right) \hat{n}_i + (1 - \rho_i) \hat{s} \right]$$

式中, \bar{P}_{solar} 为光压摄动加速度; P 为太阳流量; α 为尺度因子; ν 为地影因子; m 为卫星质量; A_i 为第 i 平面面积; θ_i 为第 i 平面法向与卫星-太阳向量间夹角; \hat{n}_i 为第 i 平面法向; \hat{s} 为卫星-太阳向量; δ_i 为第 i 平面镜面反射系数; ρ_i 为第 i 平面漫反射系数; n_{face} 为模型平面数。

在 Box-Wing 模型下,卫星本体受照情况如图 2 所示。动态偏航时,卫星 +X 板始终受照而 ±Z 板轮流受照;在零偏航时,除卫星 ±X 和 ±Z 面板轮流受照外,±Y 板也分别受照。由此在动/零转换期间,由于姿态控制变化造成了卫星本体

受照的 3 个切换点:动转零切换点、+Y/-Y 受照切换点、零转动切换点,这与图 1 中 3 个定轨精度下降点完全对应。

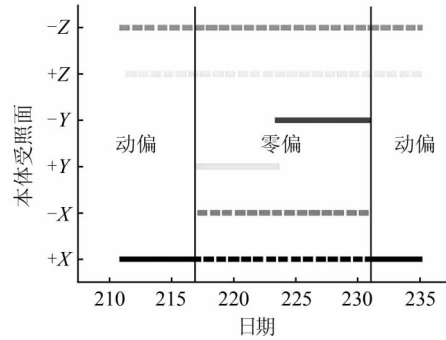


图 2 卫星本体受照情况

Fig. 2 Sun Exposure of Satellite Body Surfaces

由 Box-Wing 模型计算的卫星光压摄动力如图 3 所示。光压 R、T 方向摄动力较大,在 10^{-7} m/s² 量级;N 方向光压摄动力较小,在 10^{-8} m/s² 量级。但光压在动偏、零偏下的差异主要表现在 N 方向,呈分段线性变化趋势。

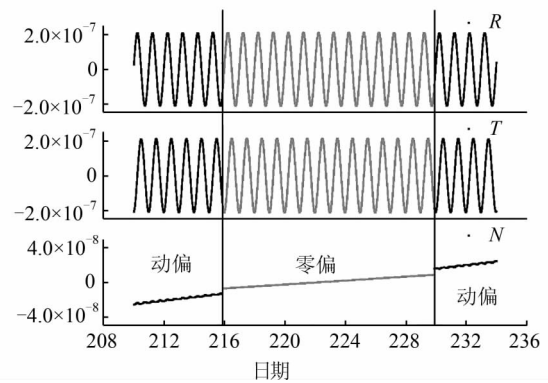


图 3 卫星动偏/零偏光压力

Fig. 3 RTN Direction Solar Radiation Pressure of Yaw-steering and Orbit-normal Modes

动偏时,卫星本体姿态坐标系 Z 轴指向地球质心,Y 轴正交于太阳-地心-卫星平面,X 轴与 Y/Z 轴正交。零偏时,卫星本体姿态坐标系 Z 轴指向地心,Y 轴正交于卫星位置-速度平面,X 轴与 Y/Z 轴正交。即零偏时其本体 3 轴指向与卫星 RTN 坐标系一致。如图 2,零偏时卫星本体 Y 板(N 方向)受照,造成了卫星 N 方向光压摄动力的变化。此外,动偏时太阳帆板垂直卫星-太阳方向。零偏时太阳光线与帆板法向存在小的夹角。太阳的照射可分解为帆板法向和太阳翼方向。由于零偏期间太阳翼方向与卫星本体法向一致,同样造成动偏、零偏卫星太阳帆板法向(N)光压力的变化。

在卫星轨道确定时,我们通常参照 GPS 等国外卫星导航系统的传统方法,对一组定轨弧段仅解算一组光压参数。而在卫星姿态控制模式转换期间,一组光压参数无法准确表现出光压力的折线变化。由此,综合以上分析,轨道确定中光压模型的不适应是引起 IGSO 卫星动转零定轨异常的主要因素。

2 处理策略

仅包含动偏、零偏数据的精密定轨策略为^[8-10]:采用 3 d 弧段无电离层组合数据定轨,解算参数包括初始时刻卫星位置、速度,接收机大气延迟参数,相位模糊度以及钟差。钟差估计时,估计每个历元卫星和接收机钟差,各历元固定一个地面站钟差作为参考钟。光压参数的解算策略为同时解算 X 、 Z 方向尺度因子, y -bias 以及 T 、 N 方向的周期经验力。

尺度因子反映了卫星面质比的变化。在卫星采用动偏模式时,由于太阳帆板正对太阳,卫星有效照射面积变化不大,尺度因子可认为是常数。考虑到卫星偏航控制模式切换时,卫星太阳帆板有效面积随时间发生变化,该变化可通过卫星太阳光压尺度因子吸收。 y -bias 在零偏时主要反映卫星法向光压力的变化。在动零转换弧段内,以

动零转换点为分界点,采用分段线性模型描述动转零期间的光压参数,可有效表达光压的变化,提高定轨精度。当处理图 1 中包含 3 个切换点的数据弧段时,本文设计的定轨策略为以切换点为节点,分别解算弧段起始点、切换点以及弧段结束点的 X 、 Z 尺度因子和 y -bias。中间各时刻点根据图 3 中 N 方向光压摄动力变化趋势,采用一阶线性多项式模型计算各光压参数值。

与图 1 结果比较,采用本文提出方法,3 d 弧段定轨重叠 1 d 的轨道重叠弧段精度如图 4 所示。在动转零弧段,本文提出的分段线性解算光压参数的方法使动转零弧段定轨 R 、 T 、 N 方向精度由 13.68 m、14.57 m、10.23 m 提高到 3.31 m、3.07 m、1.89 m,精度提高率达到 75%。除 230 d 数据质量较差外,(+/-) Y 板受照及零转动期间定轨精度提高率均达到 42% 以上。

表 1 给出了新、老方法定轨残差比较统计 RMS 结果。可以得出,分段线性解算光压参数的方法可更好的表达卫星的实际受力情况,定轨残差有较为明显的提高。

图 5 给出了激光数据对轨道视线方向精度的检核结果。由于数据量较少,仅能反映部分时间点的外符合精度,但仍可以看出,卫星轨道视线精度可以由 4 m 提高到 1 m 以内。

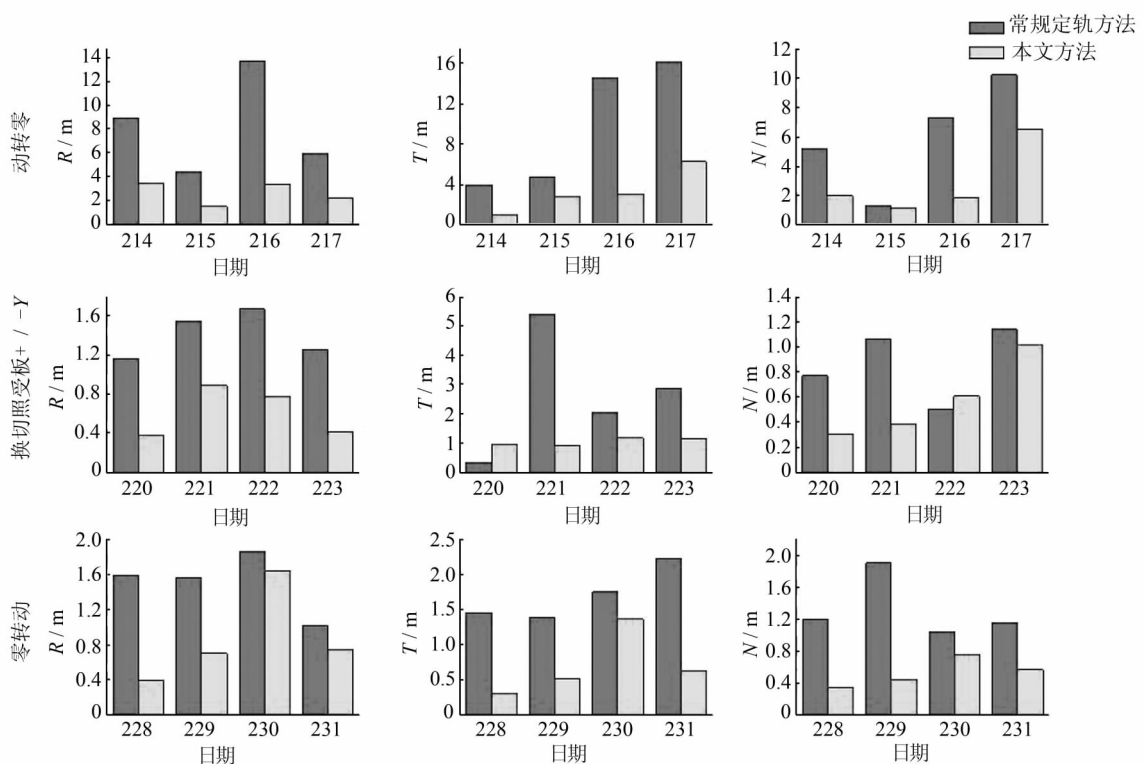


图 4 切换点定轨结果比较

Fig. 4 Orbit Determination Accuracy Comparison

表 1 定轨残差对比/cm

Tab.1 Orbit Determination Residual Comparison/cm

日期	常规定轨方法		本文方法	
	伪距	相位	伪距	相位
214	132.35	1.53	130.90	1.52
215	130.45	1.49	125.19	1.11
216	138.67	2.40	125.42	1.28
217	129.46	2.42	114.42	1.25
220	118.57	1.71	113.39	1.19
221	116.47	1.18	112.85	1.16
222	115.16	1.43	111.75	1.11
223	118.36	1.33	111.01	1.16
228	118.87	1.90	115.81	1.30
229	117.82	1.31	116.30	1.25
230	123.06	1.58	120.08	1.55
231	121.58	1.59	119.68	1.25

表 2 给出了动转零期间(215~217 日)定轨解算光压参数值。X、Z 尺度因子在弧段起始点、切换点及弧段结束点存在明显差异,216 日 Z 方向尺度因子最大差异达到 11.525。由于 Y 方向与零偏 N 方向一致,由表中结果,y-Bias 光压力呈现量级性的差异。与本文指出的光压摄动力在动偏、零偏下的差异主要表现在 N 方向结论一致。

表 2 光压参数分段解算结果

Tab.2 Segmental Resolution Results of Solar Radiation Pressure Parameters

日期	光压参数	起始点	中误差	动转零点	中误差	结束点	中误差
215	x	3.295	0.557×10^{-1}	2.585	0.410×10^{-1}	1.287	0.225×10^{-1}
	y-Bias	-0.709×10^{-9}	0.782×10^{-10}	0.473×10^{-9}	0.553×10^{-10}	-0.416×10^{-7}	0.210×10^{-9}
	z	4.432	0.118×10^{-1}	5.969	0.869×10^{-1}	1.025	0.227×10^{-1}
216	x	2.829	0.657×10^{-1}	-2.098	0.395×10^{-1}	4.338	0.677×10^{-1}
	y-Bias	-0.184×10^{-7}	0.244×10^{-9}	0.435×10^{-8}	0.737×10^{-10}	-0.434×10^{-7}	0.692×10^{-9}
	z	-3.924	0.115×10^{-1}	7.543	0.625×10^{-1}	-3.982	0.145×10^{-1}
217	x	7.503	0.802×10^{-1}	6.657	0.594×10^{-1}	7.432	0.914×10^{-1}
	y-Bias	0.267×10^{-7}	0.877×10^{-9}	-0.424×10^{-7}	0.113×10^{-9}	0.473×10^{-7}	0.251×10^{-9}
	z	1.364	0.115	7.628	0.747×10^{-1}	3.606	0.157

3 结 语

我国卫星导航系统 IGSO 动偏/零偏姿态控制对卫星轨道确定精度具有较大影响。分析其原因主要是由于北斗 IGSO 卫星姿态控制模式的变化造成了卫星本体受照的 3 个转换点,进而直接引起了卫星法向光压摄动力的变化。卫星轨道确定中单组光压参数无法反映两种卫星状态,导致了定轨精度的下降。

依据卫星光压摄动力变化趋势,采用本文提出的光压参数分段线性解算策略,可有效解决这一问题,将定轨重叠弧段精度提高 75%。解算的光压参数(X、Z 尺度因子和 y-bias)表现出了动

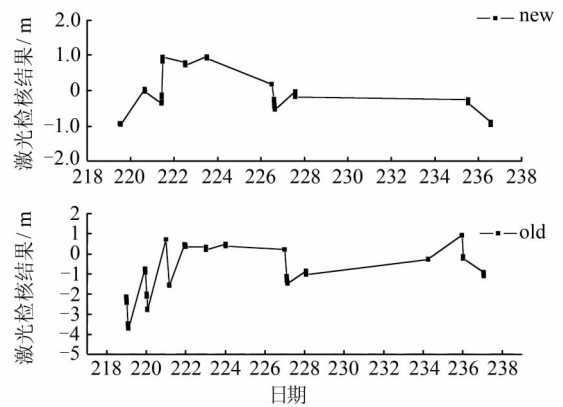


图 5 激光检核结果

Fig. 5 SLR Residual Results

由此可以证明本文提出的分段线性解算光压参数的定轨策略符合姿态切换期间卫星的实际状态,能够反映姿态转换得两种卫星状态,可有效提高卫星轨道的确定精度。由于本文采用的为地面试验验证系统国内监测站的数据,跟踪弧段受到一定限制,随着国外监测站的加入,定轨精度将会得到进一步的提高。

偏、零偏两种状态的差异性,方法正确有效。

参 考 文 献

[1] Bar-Sever Y E. A New Model for GPS Yaw-attitude [J]. *J Geod*, 1996, 70: 714-723

[2] Kouba J. A Simplified Yaw-attitude , Model for Eclipsing GPS Satellites[J]. *GPS Solut*, 2009, 13(1): 1-12

[3] Inaba I Y, Matsumoto N, Terada A, et al. Design and Development of the First Quasi-Zenith Satellite Attitude and Orbit Control System[C]. Aerospace Conference, IEEE, Woodlands, Texas, 2009

[4] Steigenberger P, Hauschild A, Montenbruck O, et al. Orbit and Clock Determination of QZS-1 Based on the CONGO Network[C]. Proceedings of the 2012 International Technical Meeting of the Institut-

- te of Navigation, Newport Beach, CA, 2012
- [5] Hauschild A, Steigenberger P, Rodriguez-Solano C. QZS-1 Yaw Attitude Estimation Based on Measurements from the CONGO Network[C]. Proceedings of the 24th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2011), Portland, OR, USA, 2010
- [6] Marshall J A, Luthcke S B, Antreasian P G, et al. Modeling Radiation Forces Acting on TOPEX/Poseidon for Precise Orbit Determination[R]. NASA Technical Memorandum, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, 1992
- [7] Milani A. Non-Gravitational Perturbations and Satellite Geodesy[M]. Bristol, UK: Adam Hilger Ltd, 1987
- [8] Mao Yue, Du Yu, Song Xiaoyong, et al. GEO and IGSO Joint Precise Orbit Determination[J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2011, 54(6): 1 009-1 013
- [9] Shi Chuang, Zhao Qile, Li Min, et al. Precise Orbit Determination of Beidou Satellites with Precise Positioning[J]. *Sci China Earth Sci*, 2012, 55: 1 079-1 086(施闯, 赵齐乐, 李敏, 等. 北斗卫星导航系统的精密定轨与定位研究[J]. *中国科学: 地球科学*, 2012, 55: 1 079-1 086)
- [10] Li Min, Shi Chuang, Zhao Qile, et al. Multi GNSS Precision Orbit Determination[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2011, 40(S1): 26-30(李敏, 施闯, 赵齐乐, 等. 多模全球导航卫星系统融合精密定轨[J]. *测绘学报*, 2011, 40(S1): 26-30)

IGSO Satellite Orbit Determining Strategy Analysis with the Yaw-steering and Orbit-normal Attitude Control Mode Switching

MAO Yue^{1,2,3} SONG Xiaoyong^{1,2} WANG Wei⁴ JIA Xiaolin^{1,2} WU Xianbing^{1,2}

1 State Key Laboratory of Geo-information Engineering, Xi'an 710054, China

2 Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, Xi'an 710054, China

3 Key Lab of Polar Surveying and Mapping Science, State Bureau of Surveying and Mapping, Wuhan 430079, China

4 Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China

Abstract: The IGSO satellites in China's navigation system have two attitude control modes: Yaw-steering mode and orbit-normal mode. The orbit-normal mode will be adopted when the acute angle between solar vector and orbit plane is minor. The satellite attitude control modes switching results in significant decrease of the satellite orbit determination accuracy. Switching causes in variations of solar radiation pressure, and therefore the two statuses are incompatible with one group of solar radiation pressure parameters while processing data arc segments containing both yaw-steering and orbit-normal modes. Hence, this article presents the orbit determination strategy using a piecewise linear model to describe the influences of change in solar radiation pressure, which can enhance 75% orbit overlap accuracy. This change is demonstrated with a resolved solar radiation pressure parameters experiment and is an effective method for orbit determination during the attitude switching.

Key words: IGSO; yaw-steering mode; orbit-normal mode; attitude control; orbit determination

First author: MAO Yue, PhD, engineer, specializes in satellite navigation and its applications. E-mail: maoyue0810@163.com

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, Nos. 41204020, 41074020; the Open Research Fund Program of State Bureau of Surveying and Mapping Key Lab for Polar Surveying and Mapping Science, No. 201203.