

重力异常修正对航天器定轨精度影响分析

周海渊 孙晓东 赵李健 徐如祥 胡泽渝

中国卫星海上测控部 江苏 江阴 214431

摘要: 惯性导航系统(INS)为测量船海上测控提供着坐标基准,其姿态角精度对于航天器海上定轨有着重要影响。然而由于重力异常的影响,INS姿态角输出会受到影响,如果不进行修正会影响到航天器定轨的精度。针对重力异常对INS姿态角的影响,从重力异常产生的原理出发,获取了重力异常对INS姿态角影响的计算方法,通过仿真研究了重力异常对于航天器定轨精度的影响,最后通过航天器海上测控海域获取的重力异常数据进行了轨道改进,并对轨道改进前后结果进行了对比分析。

关键词: 重力异常;航天器;轨道改进;定轨精度

惯性导航系统(INS)姿态数据是决定航天器测控定轨精度的关键因素,重力异常对INS姿态的影响如果不进行修正将影响到航天器海上定轨的精度^[1-4]。本文利用重力异常与INS姿态角之间的转换方法,通过仿真研究了重力异常对于航天器定轨精度的影响,最后通过航天器海上测控海域实测获取的重力异常数据进行了轨道改进,并对轨道改进前后结果进行了对比分析。

1 重力异常与INS姿态角之间关系

目前重力异常数据采集一般基于正轴墨卡托投影网格,数据库存储了东向(g_x)和北向(g_y)中重力异常的投影偏差值。故求得斜向偏差值,即

$$\Delta g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2} \quad (1)$$

$$\Delta \theta = -\frac{\Delta g}{g_0}$$

其中 Δg 为斜向偏差值, $\Delta \theta$ 为斜向垂线偏差角,偏差角由东向北向矢量描述。

数据库读出为东向和北向两个重力垂线偏差 Δg_x 、 Δg_y 。

设某处重力异常值为: Δg_x 、 Δg_y

重力异常引起的角度变化量为如下,单位为弧度:

$$\alpha = -\frac{\Delta g_y}{g} \quad (\text{北向转角}) \quad \beta = +\frac{\Delta g_x}{g} \quad (\text{东向转角})$$

相应纵摇横摇变化量为

$$\begin{pmatrix} \Delta \psi_g \\ \Delta \theta_g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos K & \sin K \\ \sin K & -\cos K \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos K & \sin K \\ \sin K & -\cos K \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -\Delta g_y/g \\ \Delta g_x/g \end{pmatrix} \quad (2)$$

中图分类号:U666.1 文献标志码:A

作者简介: 周海渊(1982—),男,硕士,高级工程师,从事惯性导航设备应用研究。E-mail: 562798794@qq.com

其中K为测量船航向。

2 重力异常对INS姿态角度的影响

重力异常数据库存储时采用墨卡托投影网格地址与数据一一对应的方式,每个网格地址可依据墨卡托投影反解公式计算出相应的经纬度值。存储方式见示意图1。由于正轴墨卡托投影网格在高纬度变形越来越大,因此数据库只存储了纬度范围(-72.006° , 72.006°)和经度范围(-180° , 180°)内的垂线偏差投影值。

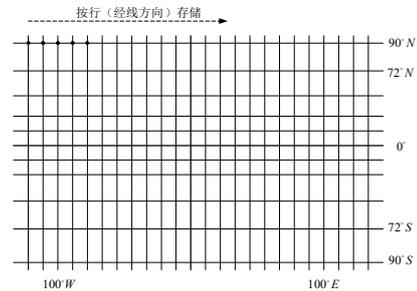


图1 墨卡托投影网格数据存储的示意图

数据库地面网格为 $2' \times 2'$,数值存储单位为 0.1mGal ($1\text{mGal} = 10^{-5}\text{m/s}^2$)。 $1g = 978\text{Gal}$

1mGal对应姿态异常为:

$$1 * \frac{0.001 * 180}{978 * \pi} * 3600 = 0.21''$$

根据中国海及邻域 $2' \times 2'$ 空间重力数值异常数据,重力异常最大值为 378mGal ,最小值为 -356mGal 。对应产生的姿态异常为 $79.38''$ 和 $-74.76''$,而INS姿态角精度仅为 $10''$,由此可见重力异常对于INS姿态角的影响不能忽视。

3 海基定轨精度仿真分析

测量船测量设备在跟踪目标时,需要INS提供实时的船体姿态信息。若船体姿态存在误差,则相当于雷达测元叠加等效误差。设船摇误差为 $\Delta k, \Delta \theta, \Delta \psi$,则无线电测控设备产生的等效测量误差为:

$$\begin{cases} \Delta A \approx \Delta K - \tan E(\Delta\varphi \sin A + \Delta\theta \cos A) \\ \Delta E \approx -\Delta\varphi \cos A + \Delta\theta \sin A \end{cases} \quad (3)$$

对于不同的测量工况、跟踪仰角，重力异常对定轨结果影响不同。

在仿真试验中，设置测量海域重力异常值分别为10mGal、100mGal、300mGal，其造成的INS横摇纵摇误差为2.1"、21"、63"，模拟不同测量工况与跟踪仰角分别仿真。以理论入轨根数为比对标准，采用蒙特卡罗方法模拟100次，每次模拟使用70点数据进行滑动定轨，滑动步长为10，定轨方法为三元素无摄单位矢量法。

近地近圆轨道定轨元素误差的标准差如表1，大偏心率轨道定轨元素误差的标准差如表2所示。

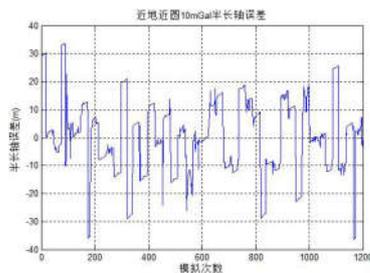
轨道误差标准差	重力异常 10mGal	重力异常 100mGal	重力异常 300mGal
σ_a (m)	13.83994	155.6507	450.4396
σ_e	9.81E-07	1.12E-05	2.98E-05
σ_i (°)	0.0000633	0.000914	0.001946
$\sigma\Omega$ (°)	0.0000111	0.000211	0.000367
$\sigma\omega$ (°)	0.034792	0.305275	0.912716
σM (°)	0.03476	0.305054	1.91285

表2 大偏心率轨道定轨误差统计

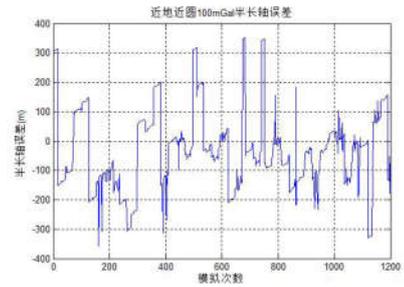
轨道误差标准差	重力异常 10mGal	重力异常 100mGal	重力异常 300mGal
σ_a (m)	151.6881	1379.254	3829.288
σ_e	2.91E-06	2.61E-05	7.22E-05
σ_i (°)	0.0000865	0.001656	0.002509
$\sigma\Omega$ (°)	0.0000172	0.000145	0.000531
$\sigma\omega$ (°)	0.000119	0.000597	0.001196
σM (°)	0.0000333	0.000219	0.000559

从仿真结果分析，重力异常对轨道定轨结果的半长轴精度影响较大，对于轨道元素中的角度参数带来的误差影响并不显著。

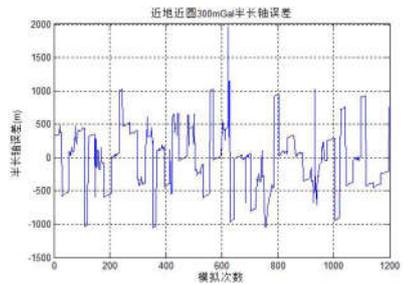
图2为近地近圆轨道在不同测量工况及跟踪仰角下模拟获取的定轨结果半长轴误差，图3为大偏心率轨道在不同测量工况及跟踪仰角下模拟获取的定轨结果半长轴误差。



(a)

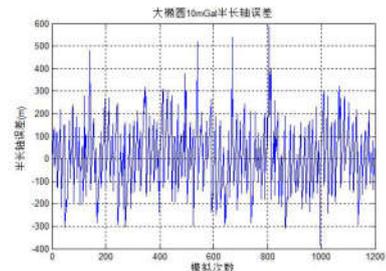


(b)

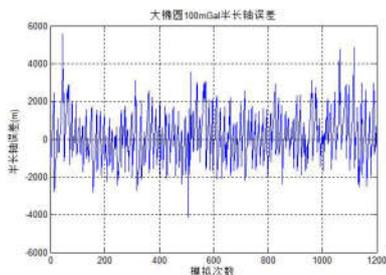


(c)

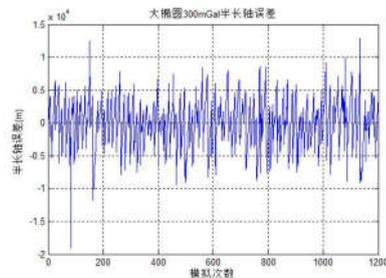
图2 近地近圆轨道定轨半长轴误差仿真结果



(a)



(b)



(c)

图3 大椭圆轨道定轨半长轴误差仿真结果

从仿真结果看,在重力异常值300mGal情况下,近地近圆轨道,定轨结果半长轴误差超过400米,而对于超大偏心率轨道,半长轴误差近4Km。

4 轨道改进结果分析

为了进一步研究重力异常对于测量船航天器定轨结果的影响,在此使用实测数据进行了轨道改进结果分析。表3为某海域的重力异常值,表4和表5为实测数据在修正重力异常前后的定轨结果偏差,轨道类型分别为近地近圆轨道和大偏心率轨道,比对标准为某地面中心事后数据处理的精确轨道。轨道计算方法为三元素单位矢量法。

表3 某海域重力异常统计

海域	重力异常 (mGal)		水平姿态误差 (")	
	Δgx	Δgy	$\Delta \theta$	$\Delta \psi$
某次近地近圆轨道	9.4	-10.2	2.92	0.12
某次大偏心率轨道	33.8	50.2	-4.58	-11.91

表4 近地近圆轨道定轨改进结果

轨道根数	轨道参数误差	
	修正前	修正后
$\Delta a(km)$	0.327	0.306
Δe	0.000071	0.000069
$\Delta i(^{\circ})$	-0.008	-0.0069
$\Delta \Omega(^{\circ})$	0.00616	0.00721
$\Delta \omega(^{\circ})$	0.3517	0.3467
$\Delta M(^{\circ})$	-0.3498	-0.3454

表5 大偏心率轨道定轨改进结果

轨道根数	轨道参数误差	
	修正前	修正后
$\Delta a(km)$	-48.937	-44.184
Δe	-0.000042	-0.000037

续表:

轨道根数	轨道参数误差	
	修正前	修正后
$\Delta i(^{\circ})$	0.0417	0.0409
$\Delta \Omega(^{\circ})$	-0.0091	-0.0102
$\Delta \omega(^{\circ})$	-0.0068	-0.0075
$\Delta M(^{\circ})$	0.00157	0.00162

从计算结果来看,轨道改进与仿真结果基本一致,修正重力异常误差后,能够明显提高轨道半长轴精度,轨道元素中的角度参数,误差减少不显著。尤其对于大偏心率轨道而言,修正重力异常误差后,半长轴误差能减少约为5Km。

5 结论

地球表面普遍存在重力异常现象,本文研究了重力异常与测量船海上测控测量精度的误差传递关系,并通过仿真不同的测量工况,对重力异常与航天器定轨精度之间的影响结果进行统计分析,最后通过实测数据对仿真结果进行验证,研究结果表明对惯性导航系统测量数据进行重力异常修正能够有效减少测量数据的系统误差,提高海上测控的定轨精度。

参考文献:

[1]奚碚华,于浩,周贤高.海洋重力测量误差补偿技术[J].中国惯性技术学报,2011,19(1):1-5.
 [2]李胜全,欧阳永忠,常国宾等.惯性导航系统重力扰动矢量补偿技术[J].中国惯性技术学,2012,20(4):410-413.
 [3]朱伟康,李辉芬,陈德明等.提高航天测量船定轨精度的途径[J].电讯技术,2012,52(5):658-662.
 [4]李辉芬,朱伟康,刘冰,等.海上移动测站精度估算方法研究[J].飞行器测控学报,2011,30(5):85-89.
 [5]康德勇,李晓勇,王旭良.船位误差对外弹道测量及定轨精度的影响[J].电讯技术,2010,50(9):106-109.