

赵仁杰. 新一代冷原子卫星重力计划的仿真研究[J]. 智能计算机与应用, 2024, 14(7): 85-89. DOI: 10.20169/j.issn.2095-2163.240712

# 新一代冷原子卫星重力计划的仿真研究

赵仁杰

(同济大学 测绘与地理信息学院, 上海 200092)

**摘要:** 新一代冷原子卫星重力计划的仿真验证研究是对计划实施的重要保障,然而目前流行的基于实测轨道或者简约动力学轨道的卫星重力计划仿真方法,使用实测轨道无法实现多样化轨道方案仿真,而使用简约动力学轨道则存在仿真不充分的问题。本文提出了一种基于轨道摄动模型的卫星重力计划全尺度仿真方法并进行了实验。仿真结果表明:在最低点指向模式下使用竖向单臂冷原子梯度仪解算的重力场模型的精度仅在120阶内优于静电梯度仪方案;将其灵敏度提升至更高的理想值后,其解算模型的精度在全阶次超越静电梯度仪;最后,本文认为尽管存在观测频率不足的问题,冷原子卫星重力计划相比静电重力计划依然有更优秀的重力场信号探测精度。

**关键词:** 冷原子梯度仪; 卫星重力计划仿真; 重力场; 轨道摄动; 静电梯度仪

**中图分类号:** P223+6 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-2163(2024)07-0085-05

## Simulation study of the next-generation cold atom satellite gravity mission

ZHAO Renjie

(College of Surveying and Geo-Informatics, Tongji University, Shanghai 200092, China)

**Abstract:** The simulation study is an important guarantee for the implementation of the next-generation cold atom satellite gravity mission. However, the current satellite gravity mission simulation methods based on measured or simplified dynamic orbits have limitations. Using measured orbits fails to achieve a simulation of various orbits, while using simplified dynamic orbits suffers from inadequate simulation capabilities. This paper presents a full-scale simulation method for the satellite gravity mission based on the orbit perturbation model and conducts experiments. The simulation results show that the gravity field model solved by the Y-Axis single-arm CAI gradiometer in nadir mode is only superior to the gravity field model solved by EGG before degree 120; when its sensitivity is improved to the ideal value, its accuracy of gravity field model surpasses the model solved by EGG in all degrees. Finally, we conclude that although there is a problem of insufficient observation frequency, CAI satellite gravity mission has better accuracy in detecting gravity field signals than EGG satellite gravity mission.

**Key words:** cold-atom gradiometer; satellite gravity mission simulation; gravity field; orbital perturbation; electrostatic gradiometer

## 0 引言

随着高精度高分辨率的地球重力场模型在地表变化监测与国防等领域中发挥越来越重要的作用,用于恢复高精度重力场模型的重力卫星计划受到了国内外各科研机构的重视<sup>[1]</sup>。自2000年开始国外重力卫星不断成功升空,为追赶国外卫星重力探测技术,中国对卫星重力计划加大投入力度,冷原子干涉仪(Cold Atom Interferometer, CAI)作为新兴的测量仪器,相比过去GOCE(Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer)任务使用的静电梯度仪(Electrostatic Gravity Gradiometer, EGG)在精度

上实现了跨越式提升,但是其也存在观测频率不足的缺陷,是未来卫星重力计划的热门载荷选择之一<sup>[2-5]</sup>。因此,针对新一代冷原子卫星重力计划的计算机建模仿真研究对于中国未来新一代重力卫星计划的预研和验证有重要意义。

在静电梯度仪和冷原子梯度仪卫星重力计划的仿真方面,2010年徐新禹等<sup>[6]</sup>基于静态重力场模型进行了梯度值模拟,并提出了根据自适应模型模拟梯度观测噪声的方法;刘晓刚等<sup>[7]</sup>基于简单的动力学轨道,以滤波方法实现了假设搭载静电梯度仪的卫星重力计划的梯度观测值仿真;2017年祝竺等<sup>[8-10]</sup>基于GOCE实测轨道提出了角速率和星载梯度仪噪声的

仿真方法,仿真结果表明进一步提升梯度仪精度后有望将重力场阶数提升至最高 290 阶;随后,祝竺等在 2022 年基于之前的研究补充了仿真质心偏移和基线长度变化的方法,并依据仿真结果提出星载重力梯度仪的主要观测误差是卫星离心力与科里奥利力;Douch 等<sup>[11]</sup>基于简约动力学轨道,提出了将卫星重力计划的星敏器、陀螺仪与冷原子梯度仪载荷观测误差相结合以计算离心项改正误差的仿真算法,并依据实验结果分析了该任务对恢复地球重力场信号的贡献;Trimeche<sup>[12]</sup>在其基础上提出加入轨道旋转补偿装置,用以解决卫星离心力加速度,同时提出了基于旋转补偿装置的卫星重力梯度观测值仿真方法,并根据仿真结果提出旋转补偿方案能够很大程度上解决星载冷原子重力梯度仪存在的多轴观测精度不一致问题;Migliaccio 等<sup>[13]</sup>和欧空局合作,正式提出搭载全新的星载 CAI 梯度仪的下一代卫星重力任务,并提出了基于简约动力学轨道的角速率观测噪声与梯度仪误差的仿真方法,为新的冷原子卫星重力计划的探测精度提供了全新的仿真数据。

综上,目前对卫星重力计划的载荷观测噪声已经有较为准确清晰的仿真方法,但是对于卫星轨道和梯度值,绝大部分仿真方法是基于已坠毁的卫星任务的实测轨道或者简约动力学轨道,若使用实测轨道则无法对卫星重力计划的新轨道设计方案进行仿真模拟,而使用简约动力学轨道则对卫星轨道和重力梯度的模拟不充分,与现实情况存在较大差异,仿真结果参考价值不如前者<sup>[14-17]</sup>。为了解决这一问题,本文基于卫星摄动加速度模型,仿真卫星摄动轨道,并结合目前较为成熟的角速率观测载荷噪声和梯度仪观测噪声模拟算法,进一步提出全尺度仿真卫星重力计划的方法,并针对静电梯度仪和星载冷原子梯度仪进行了仿真实验。通过对比仿真结果,分析了冷原子梯度仪的性能,为新一代冷原子卫星重力计划的设计方案提供参考。

## 1 全尺度仿真方法

首先,根据重力场模型和摄动加速度模型全尺度仿真卫星的轨道坐标和速度向量,计算对应位置的重力梯度;其次,计算相应时间点上卫星的姿态角,将重力梯度张量转换至梯度仪坐标系下,同时模拟姿态角、角速率和梯度仪观测误差,并计算离心力改正误差,计算重力梯度仿真观测值;最后,结合仿真的卫星轨道和梯度观测数据,解算对应的地球重力场模型。

### 1.1 卫星摄动轨道仿真

卫星摄动轨道仿真算法通过数值积分的方式实现卫星摄动轨道坐标和速度仿真。具体步骤:

(1) 输入卫星的初始轨道根数、积分步长  $s$ 、仿真轨道时间段和轨道坐标观测精度  $\sigma$ ;

(2) 选择重力场模型并根据摄动加速度模型计算初始  $t_0$  时刻卫星受到的摄动加速度;

(3) 引入龙格库塔 8 阶积分器,计算  $t_0 + s$  时刻卫星摄动轨道位置与速度并代入步骤(2),随后不断重复步骤(2)和步骤(3),得到某指定时间段的卫星摄动轨道;

(4) 本文假设观测误差符合  $(0, \sigma^2)$  分布的高斯白噪声,并将其加入卫星摄动轨道位置,生成仿真的卫星轨道坐标观测值。

本文在模拟卫星摄动轨道时使用的摄动加速度模型包括日月摄动、固体和海洋潮汐、极潮和相对论效应,上述 4 类摄动加速度囊括了 99.5% 以上的卫星摄动影响,实现了接近现实的全尺度摄动轨道仿真。

### 1.2 观测误差模拟方法

#### 1.2.1 角速率观测误差

使用单一仪器在太空环境中测量物理量的可靠性和稳定性不足,使用多仪器共同观测并互相校准是包括重力卫星在内的卫星任务的惯用方案,该方案在国内外卫星重力计划领域被广泛应用<sup>[18]</sup>。对于两类仪器的观测噪声组合,可使用维纳优化组合算法模拟角速率噪声<sup>[19]</sup>,该方法本质是对两类噪声的加权组合,用  $p(A)_f$  和  $p(B)_f$  是  $A, B$  载荷噪声在频率  $f$  处的权重,噪声权重可由式(1)计算:

$$\begin{cases} p(A)_f = \frac{\sigma_f^2(B)}{\sigma_f^2(A) + \sigma_f^2(B)} \\ p(B)_f = \frac{\sigma_f^2(A)}{\sigma_f^2(A) + \sigma_f^2(B)} \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $\sigma_f^2(A)$  和  $\sigma_f^2(B)$  是  $A, B$  载荷在频率  $f$  处的噪声方差。

随后根据式(2),利用权重对两噪声的频谱值进行加权组合:

$$F(f) = F(A)_f \cdot p(A)_f + F(B)_f \cdot p(B)_f \quad (2)$$

其中,  $F(A)_f$  和  $F(B)_f$  分别是  $A, B$  载荷噪声在频率  $f$  处的频域值。

最后通过逆傅里叶变换即可模拟噪声的时域信号。

实际的卫星重力计划普遍采用最低点模式,即梯度仪坐标框架为原点  $O$  位于卫星质心,  $X$  轴指向天

底,  $Z$  轴沿经线切线方向指北,  $Y$  轴垂直于另外两轴组成的平面。由于重力梯度仪在该模式下仅在  $Y$  轴上存在角速度, 可以得到角速度矩阵  $\boldsymbol{\omega}$ , 公式(3):

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} \sigma_{\alpha_x} \\ \alpha_y + \sigma_{\alpha_y} \\ \sigma_{\alpha_z} \end{pmatrix} \quad (3)$$

其中  $\alpha_i (i = x, y, z)$  是卫星梯度仪框架的旋转角速度,  $\sigma_{\alpha_i}$  是对应的本文模拟的角速度观测误差。

### 1.2.2 姿态角观测误差

现实中的卫星重力计划需要获取卫星姿态, 同时在科学参考框架下测量重力梯度, 因此本文参照 GOCE 任务, 通过积分计算姿态四元数, 公式(4):

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega} q \quad (4)$$

其中,  $q$  是描述卫星姿态的单位四元数,  $\boldsymbol{\omega}$  是角速度向量。

计算初始时刻梯度仪坐标框架的单位姿态四元数  $q_0$ , 带入式(4)积分各时刻卫星姿态四元数, 并根据式(5)转换为姿态角。

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan2}(2(q_0 q_1 + q_2 q_3), 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)) \\ \text{asin}(2(q_0 q_2 - q_3 q_1)) \\ \text{atan2}(2(q_0 q_3 + q_1 q_2), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)) \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中,  $(\phi, \theta, \psi)$  是描述卫星姿态的欧拉角,  $(q_0, q_1, q_2, q_3)$  是对应的姿态四元数。

若在积分过程中加入角速度观测误差, 四元数会随着积分次数的增加造成观测误差累积。在现实的卫星任务中, 为保证姿态角观测误差足够小, 卫星姿控系统会通过各种方式对仪器和卫星姿态进行校正, 其姿态角误差被控制在数个角秒<sup>[20]</sup>。为了避免误差累计, 本文先计算无误差的姿态四元数, 之后将其转换姿态角并引入单独的高斯白噪声, 从而获得模拟姿态观测值。

$$\mathbf{R}_{CIS}^{GRF} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中,  $q = (q_0, q_1, q_2, q_3)$  是卫星姿态四元数。

## 2 实验

### 2.1 仿真方案介绍

卫星重力任务的探测方案主要由载荷方案和轨道方案组成。本文在仿真中采用的观测载荷, 包括梯度仪和角速度观测载荷。设定卫星搭载的冷原子梯

### 1.2.3 重力梯度观测误差

重力梯度张量的观测误差来源于重力梯度仪本身的仪器系统观测噪声以及离心项校正误差。仪器系统观测误差指的是由于重力梯度仪的运行机制导致的不可避免的仪器系统误差, 除仪器系统误差外, 卫星在轨时存在的离心加速度和科里奥利力对梯度仪测量有一定的干扰, 对测得的加速度或者加速度梯度进行修正的这一过程被称为离心项校正。而离心项校正误差则是在校正重力梯度张量观测值时由于角速率观测不准确而导致的误差<sup>[21]</sup>, 离心项校正误差的计算公式(6)<sup>[14]</sup>:

$$\begin{cases} \bar{V}_{xx} = V_{xx} + \omega_y^2 + \omega_z^2 + \sigma_{xx} - (\omega_y + \sigma_{\omega_y})^2 - (\omega_z + \sigma_{\omega_z})^2 \\ \bar{V}_{yy} = V_{yy} + \omega_x^2 + \omega_z^2 + \sigma_{yy} - (\omega_x + \sigma_{\omega_x})^2 - (\omega_z + \sigma_{\omega_z})^2 \\ \bar{V}_{zz} = V_{zz} + \omega_x^2 + \omega_y^2 + \sigma_{zz} - (\omega_x + \sigma_{\omega_x})^2 - (\omega_y + \sigma_{\omega_y})^2 \end{cases} \quad (6)$$

其中,  $\bar{V}_{ii}$  是在梯度仪坐标框架下的模拟重力梯度分量观测值;  $\sigma_{\omega_i}$  是对应角速率分量  $\omega_i$  的角速率观测误差;  $\sigma_{ii}$  是 CAI 梯度仪的观测误差 ( $i = x, y, z$ )。

### 1.3 卫星重力梯度观测值模拟方法

局部指北坐标系下重力梯度张量可以避免奇异问题<sup>[22]</sup>。但因为重力梯度张量观测值由冷原子梯度仪在梯度仪坐标框架中测量获得, 本文依据式(7)实现重力梯度张量的空间转换:

$$\mathbf{H}_{GRF} = [\mathbf{R}_{CIS}^{GRF} \mathbf{R}_{CTS}^{CIS} \mathbf{R}_{LNOF}^{CTS}] \mathbf{H}_{LNOF} [\mathbf{R}_{CIS}^{GRF} \mathbf{R}_{CTS}^{CIS} \mathbf{R}_{LNOF}^{CTS}]^T \quad (7)$$

其中,  $\mathbf{R}_{CIS}^{GRF}$  表示由惯性坐标系变换至梯度仪坐标系的旋转矩阵,  $\mathbf{R}_{CTS}^{CIS}$  和  $\mathbf{R}_{LNOF}^{CTS}$  同理。

在获得梯度仪坐标系下的重力梯度张量后, 根据式(6)模拟梯度观测误差即可得到模拟梯度观测值。

$\mathbf{R}_{CIS}^{GRF}$  可由姿态四元数获得, 计算公式(8):

度仪是差分对抛式冷原子梯度仪, 在太空微重力环境下可实现单臂  $3.5 \text{ mE}/\sqrt{\text{Hz}}$  的观测灵敏度和  $0.2 \text{ Hz}$  的观测频率, 同时添加观测频率为  $1 \text{ Hz}$  的静电梯度仪作为对比项, 其载荷噪声依据 GOCE 任务设定。

根据美国航天局 NASA 给出的新一代光学陀螺仪方案, 将陀螺仪的观测灵敏度设定为  $6.8 \times 10^{-8}$

$\text{rad}/(\text{s} \cdot \sqrt{\text{Hz}})$ ; 而星敏器在不同观测频段有不同的表现, 设定与 GOCE 任务搭载的星敏器具备相同的

观测灵敏度, 其具体参数见表 1。

表 1 各项载荷的观测精度指标

Table 1 Observation accuracy of each payload

	$f < 3 \text{ MHz}$	$3 \text{ mE} \leq f \leq 30 \text{ MHz}$	$f > 30 \text{ MHz}$
星敏器 (Y/Z 轴)	$f - \text{creasing}$	$4.6 \times 10^{-5} \text{ rad}/(\text{s} \cdot \sqrt{\text{Hz}})$	$f - \text{creasing}$
星敏器 (X 轴)	$f - \text{creasing}$	$4.6 \times 10^{-6} \text{ rad}/\text{s}/(\text{s} \cdot \sqrt{\text{Hz}})$	$f - \text{creasing}$
陀螺仪		$6.8 \times 10^{-8} \text{ rad}/\text{s}/(\text{s} \cdot \sqrt{\text{Hz}})$	
冷原子梯度仪 (Y 轴)		$\leq 3.5 \text{ mE}/\sqrt{\text{Hz}}$	
静电梯度仪 (Y 轴)		$20 \text{ mE}/\sqrt{\text{Hz}}$	

本文为卫星重力计划选择高度为 240 km, 倾角为  $89^\circ$ , 偏心率为 0.001 的卫星轨道方案。240 km 的高度能够探测到足够的重力梯度信号;  $89^\circ$  的倾角使卫星的探测面积足够覆盖全球, 并减小了无法观测的极地区域面积; 使用最低点观测模式, 即梯度仪坐标系的 X 轴指向天底, Z 轴沿大地经线切线方向指北的模式。

## 2.2 实验结果

本文使用轨道摄动模型全尺度仿真了 2005 年 3 月 1 日至 3 月 31 日共 31 天的卫星摄动轨道, 并根据 GOCO06s 模型模拟了重力梯度观测数据; 使用模拟的  $V_{yy}$  梯度分量, 以 EIGEN6c4 模型作为参考模型

计算了 180 阶重力场模型, 并将其与真实重力场模型 GOCO06s 进行比较, 以评估重力场模型精度。

由于 CAI 梯度仪目前仅能够对竖直方向梯度分量即  $V_{yy}$  分量实现高精度观测, 因此本文对比分析卫星搭载 Y 轴单臂冷原子梯度仪或静电梯度仪时卫星重力任务对重力场信号的恢复精度; 分别使用 CAI 梯度仪和 EGG 梯度仪  $V_{yy}$  分量模拟观测值解算了重力场模型, 两个重力场模型的大地水准面阶误差和累计阶误差如图 1 所示。可以发现 CAI 重力梯度仪探测的重力场模型在 120 阶内大地水准面阶误差和累计阶误差均小于 EGG 梯度仪, 但是在高于 120 阶的阶段其精度远逊于 EGG 梯度仪。

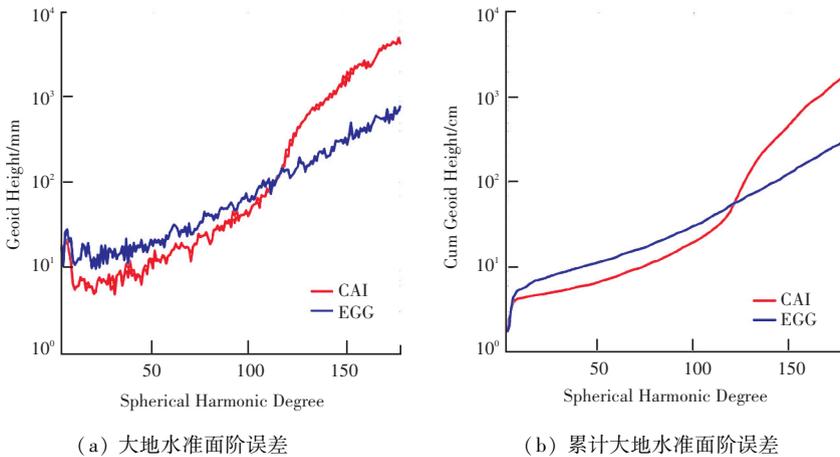


图 1  $V_{yy}$  观测数据解算的模型的大地水准面阶误差与累计大地水准面阶误差

Fig. 1 Degree error and cumulative degree error of geoid height of two models recovered by  $V_{yy}$  component

星载冷原子梯度仪可以通过增加干涉时间的方式得到提升, CAI 梯度仪在理论上可以实现  $1 \text{ mE}/\sqrt{\text{Hz}}$  以内的观测灵敏度。因此本文针对 CAI 梯度仪观测灵敏度为  $1 \text{ mE}/\sqrt{\text{Hz}}$  的方案进行了梯度观测值模拟和重力场模型解算, 与 EGG 梯度仪的模拟结果进行对比, 两种解算模型的精度评定如图 2 所示。可以发现削弱了梯度仪的噪声影响之后, CAI 梯度仪

模拟观测值解算的模型在 180 阶内大地水准面阶误差和累计阶误差均小于使用 EGG 梯度仪模拟观测值解算的模型, 表明尽管观测频率不足, 精度改善后的 CAI 梯度仪对重力场信号的探测能力在全频段均优于 EGG 梯度仪, 同时也证明了在观测频率问题无法解决的情况下, 改善 CAI 梯度仪观测精度能有效地提高冷原子卫星重力计划的重力场信号探测精度。

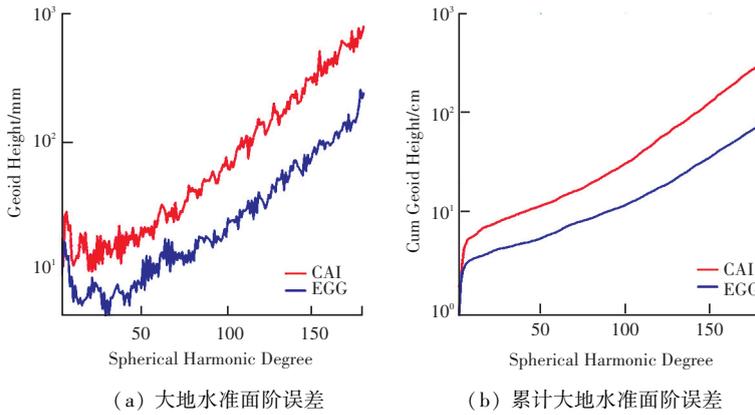


图 2 CAI 梯度仪观测灵敏度为 1 mE/√Hz 时解算模型的大地水准面阶误差和累计阶误差

Fig. 2 Degree error and cumulative degree error of geoid height of two models when CAI gradiometer's sensitivity is 1 mE/√Hz

### 3 结束语

本文给出了一种全尺度仿真摄动轨道和梯度观测值的方法,该方法相比过去的仿真方法能够在最大程度仿真的同时实现卫星轨道方案的任意设计,并通过该方法分别对静电梯度仪和星载冷原子梯度仪卫星重力任务进行了仿真。仿真结果表明:观测频率较低但观测精度更高的星载冷原子梯度仪对低阶重力场系数信号的观测能力比静电梯度仪更具优势,但是其对 120 阶以上的重力场信号探测精度稍逊,该问题可以通过增加冷原子梯度仪的观测精度来缓解。鉴于目前静电梯度仪的精度提升空间有限,而冷原子梯度仪在不断地技术创新并有望达成更高的观测精度,冷原子卫星重力计划具备很高的可行性。

### 参考文献

[1] 陈鑑华,张兴福,沈云中,等. Goce 卫星重力梯度观测值的时变重力场变化改正及影响分析 [J]. 测绘学报, 2021, 50(3): 324-332.

[2] 谭立龙,张彦涛,王鹏,等. 原子干涉重力仪测量原理与发展现状 [J]. 地球物理学进展, 2020, 35(4): 1310-1316.

[3] 徐炜豪,吕伟,仲嘉琪,等. 原子干涉重力梯度仪发展现状与分析 [J]. 导航与控制, 2022, 21(C2): 80-90,65.

[4] SORRENTINO F, BERTOLDI A, BODART Q, et al. Simultaneous measurement of gravity acceleration and gravity gradient with an atom interferometer [J]. Applied Physics Letters, 2012, 101(11):1.

[5] TINO G M, SORRENTINO F, AGUILERA D, et al. Precision gravity tests with atom interferometry in space [J]. Nuclear Physics B-Proceedings Supplements, 2013, 243: 203-217.

[6] 徐新禹,王正涛,邹贤才,等. Goce 卫星重力梯度测量误差分析及其模拟研究 [J]. 大地测量与地球动力学, 2010, 30(2):71-75.

[7] 刘晓刚. Goce 卫星测量恢复地球重力场模型的理论与方法 [J]. 测绘学报, 2012, 41(2): 315.

[8] 祝竺,赵艳彬,廖鹤,等. 星载原子干涉技术用于地球重力场测量及其精度评估 [J]. 测绘学报, 2017, 46(9): 1088-1097.

[9] 祝竺,张国万,赵艳彬,等. 星载原子干涉重力梯度仪测量方法与噪声分析 [J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(4): 449-454.

[10] 祝竺,段小春,廖鹤,等. 卫星平台扰动对星载原子干涉重力

梯度仪测量影响分析 [J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(3): 372-377,387.

[11] DOUCH K, WU H, SCHUBERT C, et al. Simulation-based evaluation of a cold atom interferometry gradiometer concept for gravity field recovery [J]. Advances in Space Research, 2018, 61(5): 1307-1323.

[12] TRIMECHE A, BATTELIER B, BECKER D, et al. Concept study and preliminary design of a cold atom interferometer for space gravity gradiometry [J]. Classical and Quantum Gravity, 2019, 36(21): 215004.

[13] MIGLIACCIO F, REGUZZONI M, BATSUKH K, et al. Mocass: A satellite mission concept using cold atom interferometry for measuring the earth gravity field [J]. Surveys in Geophysics, 2019, 40(5): 1029-1053.

[14] MU Q, MÜLLER J, WU H, et al. Satellite gradiometry based on a new generation of accelerometers and its potential contribution to earth gravity field determination [J]. Advances in Space Research, 2024, 73(6): 3321-3344.

[15] ABRYKOSOV P, PAIL R, GRUBER T, et al. Impact of a novel hybrid accelerometer on satellite gravimetry performance [J]. Advances in Space Research, 2019, 63(10): 3235-3248.

[16] REGUZZONI M, MIGLIACCIO F, BATSUKH K. Gravity field recovery and error analysis for the mocass mission proposal based on cold atom interferometry [J]. Pure and Applied Geophysics, 2021, 178(6): 2201-2222.

[17] ASENBAUM P, OVERSTREET C, KOVACHY T, et al. Phase shift in an atom interferometer due to spacetime curvature across its wave function [J]. Physical Review Letters, 2017, 118(18):183602.

[18] PIVETTA T, BRAITENBERG C, BARBOLLA D F. Geophysical challenges for future satellite gravity missions: Assessing the impact of mocass mission [J]. Pure and Applied Geophysics, 2021, 178(6): 2223-2240.

[19] STUMMER C, FECHER T, PAIL R. Alternative method for angular rate determination within the goce gradiometer processing [J]. Journal of Geodesy, 2011, 85(9): 585-596.

[20] 赵宇鹏,于锦海,梁磊,等. 卫星姿态误差对 goce 重力梯度精度的影响评估 [J]. 测绘科学技术学报, 2021, 38(2): 136-141,147.

[21] 郭泽华,吴云龙,肖云,等. 联合星象仪四元数的卫星重力梯度测量角速度重建方法 [J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2021, 46(9): 1336-1344.

[22] 陈鑑华. 多源重力场探测数据的联合反演理论与模型研制 [D]. 广州: 广东工业大学, 2022.