

静电加速度计测量应用空间摄动误差算法研究

陈光锋 李云鹏 敏健 雷军刚 李诚 王佐磊 王富刚 王鹤

(兰州空间技术物理研究所, 真空技术与物理重点实验室, 兰州, 730000)

摘要 静电加速度计具有很高的非保守力测量精度, 在空间飞行器相关科学和工程领域正获得越来越广泛的应用。针对空间应用中存在的空间耦合加速度问题, 本文通过加速度计及空间动力学建模与理论推导, 获得了包含日月等三体在内的空间动力学摄动因素对加速度计测量影响的关系式。这些因素包含了日月等空间三体、高阶地球重力场及潮汐力场、飞行器的轨道与姿态变化、加速度计的安装位置、飞行器自身的引力以及各种空间非保守力。并据此进行了空间各耦合摄动源对静电加速度计输出的三维摄动算法研究, 利用 Matlab 完成了实时空间耦合摄动算法, 并对地球同步轨道卫星的空间各摄动进行了计算, 结果符合预期。获得的算法可用于提高静电加速度计的测量精度, 为空间飞行器惯性导航和定轨等相关应用提供部分支持。

关键词 飞行器, 空间引力环境, 日月星体, 地球重力场, 非保守力加速度测量, 静电加速度计, 空间摄动加速度

中图分类号 V11

Study on Spatial Perturbation Error Algorithm for Electrostatic Accelerometer Measurement in Space Applications

CHEN Guangfeng LI Yunpeng MIN Jian LEI Jungang LI Cheng WANG Zuolei WANG Fugang WANG Yi

(Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,

Lanzhou Institute of Space Technology and Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract Electrostatic accelerometer offer high precision in measuring non-conservative forces and are increasingly being utilized in scientific and engineering fields related to space vehicles. To address the issue of spatial coupling accelerations in space applications, this paper derives relationships that express the influence of spatial dynamic perturbation factors, including the Sun, Moon, and other third-body bodies on accelerometer measurements. These factors encompass third body perturbation (Sun, Moon, etc.), the high order Earth gravity field and tidal force field, orbital and attitude variations of the spacecraft, installation position of the accelerometer, the

本项目获国家重点实验室基金支持 (6142207230301)。

2025 年 9 月 23 收到原稿, 2026 年 6 月 5 日收到录用。

spacecraft's own gravitational field, and various spatial non-conservative forces. Based on these, a three dimensional perturbation algorithm for the output of the electrostatic accelerometer under various coupled perturbation sources in space is developed. A real time spatial coupled perturbation algorithm is implemented using MATLAB, and calculations on a geosynchronous orbit satellite are performed, yielding results consistent with expectations. The proposed algorithm can enhance the measurement accuracy of the electrostatic accelerometer and provide partial support for applications such as space vehicle inertial navigation and orbit determination.

Key words spacecraft, space gravitational environment, Sun Moon and Planets ,Earth gravity field, non – conservative force acceleration measurement, electrostatic accelerometer, space perturbation acceleration

1、前言

静电加速度计作为空间飞行器非保守力测量的精密设备,越来越多地应用到空间科学研究和空间飞行器的平台管理。静电加速度计因其很高的测量精度,适合于空间飞行器微弱非保守力的测量,使飞行器的长期飞行的惯性导航成为可能。在飞行器无线电深空网及 GPS+BDS(BeiDou Navigation Satellite System)形成的 GNSS 导航受扰情况下,惯性导航将成为飞行器冗余导航的一个重要方面。静电加速度计经历了长期的发展,并有可行的应用前景^[1]。同时加速度计自身性能改进研究也在持续进行^{[2][3][4]}。目前静电加速度计的应用有,精密地球重力场测量^{[5][6]}、空间飞行器无阻力飞行非保守力测量^{[7][8]}、空间飞行器精密定轨应用^[9]、全频谱空间微重力环境测量及再入等阶段飞行器空气动力特性研究^{[10][11][12]}、星际环境引力异常探测^[13]、基础物理学等效原理及引力波的空间验证及探测

^{[14][15][16]}、电火箭微推力测量^[17]等方面,中国的天琴及太极项目的飞行器上也安装了静电悬浮加速度计,进行了相关的试验^{[18][19]}。

MEMS 等类型的加速度计主要应用于空间飞行器高频加速度及振动检测和导航等^{[20][21]}。深空星球着陆也存在一定的综合导航需求^[22]。

静电加速度计的测量精度一般优于 10^{-6}m/s^2 。为了提高测量精度,需要从加速度计的研制及其应用等各环节采取措施。本文主要从理论上将静电加速度计测量中空间摄动加速度误差加以定量分析,同时结合日、月、地等空间实时位置,进行空间 3 维摄动算法研究,以便为飞行器惯性导航各相关领域提供部分支持。

2、静电加速度计的测量输出

静电加速度计输出受环境影响可由图 1 来定性表达。后续进行详细的理论分析和推导,为定量算法研究奠定基础。

又

$$-\frac{Gm}{r^3}\vec{r} = \ddot{\vec{r}} + \frac{GM_e}{r^3}\vec{r} + \frac{GM}{d^3}\vec{d} + \frac{GM}{L^3}\vec{L} - \vec{a}$$

代入得

$$\begin{aligned}\ddot{\vec{R}} = \ddot{\vec{r}} - \frac{GM}{d^3}\vec{d}_A + \frac{GM}{d^3}\vec{d} - \frac{GM_e}{R^3}\vec{R} \\ + \frac{GM_e}{r^3}\vec{r} - \int \frac{Gdm}{\delta^3}\vec{\delta} + \vec{a}_e - \vec{a}\end{aligned}$$

由矢量关系知

$$\begin{aligned}\ddot{\vec{\delta}} = -\frac{GM}{d^3}\vec{d}_A + \frac{GM}{d^3}\vec{d} - \frac{GM_e}{R^3}\vec{R} \\ + \frac{GM_e}{r^3}\vec{r} - \int \frac{Gdm}{\delta^3}\vec{\delta} + \vec{a}_e - \vec{a}\end{aligned}$$

进一步，对于太阳系内的所有星体，可表示为

$$\begin{aligned}\ddot{\vec{\delta}} = \sum_i \left(\frac{GM_i}{d_i^3}\vec{d}_i - \frac{GM_i}{d_{Ai}^3}\vec{d}_{Ai} \right) + \frac{GM_e}{r^3}\vec{r} \\ - \frac{GM_e}{R^3}\vec{R} - \int \frac{Gdm}{\delta^3}\vec{\delta} + \vec{a}_e - \vec{a}\end{aligned}\quad (1)$$

如此，获得加速度计惯性系内的动力学方程。

2.2 飞行器的姿态变化影响

飞行器的本体坐标系是其质心坐标系，三个轴与飞行器的三个惯量主轴重合， x_s 方向指向飞行方向， y_s 方向垂直于轨道面，并指向外侧， z_s 方向与当地大地水准面垂直，指向地心方向。在空间各种力学因素如大气阻力、太阳光压、地球反照、太阳风、宇宙射线、洛伦茨力、微尘埃撞击、各种引力及自身质量分布等因素作用下，产生角动量矩，使飞行器的姿态发生变化。通过姿态控制系统（AOCS）进行飞行器姿态的控制，使其保持在标称轨道坐标系允许的误差范围内。

本体系相对于惯性空间的角速度为 $\vec{\omega}$ ，即

$$\vec{\omega} = \omega_x i + \omega_y j + \omega_z k$$

其中包含了飞行器轨道角速度和姿态变化角速度， i 、 j 、 k 是飞行器本体系 x_s 、 y_s 、 z_s 轴的单位矢量。位置矢量 $\vec{\delta}$ 在惯性系 i 和飞行器本体系 S ，有

$$\vec{\delta}|_i = \vec{\delta}|_s$$

矢量在惯性系的导数和本体系的导数有如下关系

$$\left(\frac{d\vec{\delta}}{dt} \right)_i = \left(\frac{d\vec{\delta}}{dt} \right)_s + \vec{\omega} \times \vec{\delta}$$

进一步求导，得

$$\begin{aligned}\left(\frac{d^2\vec{\delta}}{dt^2} \right)_i = \left(\frac{d^2\vec{\delta}}{dt^2} \right)_s + 2\vec{\omega} \times \left(\frac{d\vec{\delta}}{dt} \right)_s + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{\delta} + \\ \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\delta})\end{aligned}\quad (2)$$

式（2）左端表示矢量 $\vec{\delta}$ 在惯性系内的二阶导数，即惯性系内的加速度矢量，右端是矢量在本体系加速度矢量，第二项是科里奥利加速度，第三项是欧拉加速度，第四项是轨道及姿态变化导致的离心加速度。式（1）的推导完全在惯性系内进行，获得矢量 $\vec{\delta}$ 的二阶导数，即惯性空间各种惯性力作用于飞行器和检验质量的结果，表示惯性空间的加速度矢量。因此（1）式（在实际计算中，由于输出在飞行器本体系内表达，要将惯性系的量变换到本体系内，如坐标变换 L_{is} ）代入（2）式（为简洁，后续行文下标 S 省略。），有

$$\begin{aligned}\bar{a}_e = & \sum_j \frac{\vec{f}_j}{m} + L_{is} [\sum_i (\frac{GM_i}{d_{Ai}^3} \vec{d}_{Ai} - \frac{GM_i}{d_i^3} \vec{d}_i) - \frac{GM_e}{r^3} \vec{r} \\ & + \frac{GM_e}{R^3} \vec{R}] + \int \frac{Gdm}{\delta^3} \vec{\delta} + \frac{d^2 \vec{\delta}}{dt^2} + 2\vec{\omega} \times \frac{d\vec{\delta}}{dt} + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{\delta} \\ & + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\delta})\end{aligned}$$

$$\text{其中, } \vec{a} = \sum_j \frac{\vec{f}_j}{m}.$$

静电力将检验质量维持在电极笼中心来完成测量, 因此有

$$\delta = \delta_0 + \delta_n$$

δ_0 是常量, δ_n 是检验质量块位置噪声。静电加速度计是具有低通滤波环节的伺服控制系统, 检验质量块通过 PID 控制被维持在两个相对检测极板的中心位置。位置噪声 δ_n 是高斯平稳随机噪声, 其期望为 0, 位置检测控制误差可优于 nm 级。由于检验质量块的位置不能突变, 具有低通特性, 使其实际位置处于连续变化状态, 因此其一阶和二阶导数也是高斯平稳随机噪声。公式中和 δ_n 相关的量归结为噪声, 这些噪声和速度计的电路系统、敏感结构对称性及其温度环境、敏感结构磁屏蔽等有关, 属于静电加速度计的本体噪声, 用 $\vec{a}_n$ 表示, 在加速度计的三个方向都存在。三个轴的噪声表示为矢量

$$\vec{a}_n = a_x \vec{i} + a_y \vec{j} + a_z \vec{k}$$

则有

$$\begin{aligned}\bar{a}_e = & L_{is} [\sum_j \frac{\vec{f}_j}{m} + \sum_i (\frac{GM_i}{d_{Ai}^3} \vec{d}_{Ai} - \frac{GM_i}{d_i^3} \vec{d}_i) - \frac{GM_e}{r^3} \vec{r} \\ & + \frac{GM_e}{R^3} \vec{R}] + \int \frac{Gdm}{\delta_0^3} \vec{\delta}_0 + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{\delta}_0 \\ & + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\delta}_0) + \vec{a}_n\end{aligned}$$

进一步考虑地球固体潮及高阶地球引力场的

影响, 有

$$\begin{aligned}\bar{a}_e = & \sum_j \frac{\vec{f}_j}{m} + L_{is} [\sum_i (\frac{GM_i}{d_{Ai}^3} \vec{d}_{Ai} - \frac{GM_i}{d_i^3} \vec{d}_i) + (\frac{GM_e}{R^3} \vec{R} \\ & + a_k(\vec{R}) \frac{\vec{R}}{R} + a_s(\vec{R}) \frac{\vec{R}}{R}) - (\frac{GM_e}{r^3} \vec{r} + a_k(\vec{r}) \frac{\vec{r}}{r} \\ & + a_s(\vec{r}) \frac{\vec{r}}{r})] + \int \frac{Gdm}{\delta_0^3} \vec{\delta}_0 + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{\delta}_0 \\ & + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\delta}_0) + \vec{a}_n\end{aligned} \quad (3)$$

(3) 式中, $a_k(\vec{r})$ 及 $a_k(\vec{R})$ 表示 $\vec{r}$ 及 $\vec{R}$ 处的高阶重力场。在具体计算中需转换为球坐标系。

$a_s(\vec{r})$ 及 $a_s(\vec{R})$ 表示 $\vec{r}$ 及 $\vec{R}$ 处的地球固体潮等潮汐场。从 (3) 式可见, 加速度计的输出包括各种非保守力加速度、包含日月等三体的各种天体的直接潮汐效应、地球的引力场的各阶效应、地球固体潮等潮汐的摄动、轨道及姿态的变化效应、飞行器自身引力效应、加速度计内部噪声。除保守力外, 其余的各项需要扣除和降低。

$$\vec{a} = \vec{a}_e - \vec{a}_{sn} + \vec{a}_n$$

需要通过算法计算空间摄动误差 $\vec{a}_{sn}$

$$\begin{aligned}\vec{a}_{sn} = & L_{is} [\sum_i (\frac{GM_i}{d_i^3} \vec{d}_i - \frac{GM_i}{d_{Ai}^3} \vec{d}_{Ai}) + (\frac{GM_e}{r^3} \vec{r} \\ & + a_k(\vec{r}) \frac{\vec{r}}{r} + a_s(\vec{r}) \frac{\vec{r}}{r}) - (\frac{GM_e}{R^3} \vec{R} + a_k(\vec{R}) \frac{\vec{R}}{R} \\ & + a_s(\vec{R}) \frac{\vec{R}}{R})] - \int \frac{Gdm}{\delta_0^3} \vec{\delta}_0 - \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{\delta}_0 \\ & - \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\delta}_0)\end{aligned} \quad (4)$$

具体的计算中, 涉及飞行器本体系统、轨道系、轨道平面系、惯性系等坐标系之间变换。

3、各摄动源加速度分析与计算

3.1 各摄动源的相关物理参数计算

从第 2 节摄动因素理论推导知, 实时计算各摄动源的摄动量, 需要实时计算各摄动

源的相关物理参数，如日月惯性空间位置等。

日月摄动量取决于日月质量、日地及月地距离、日月在惯性空间的相互位置。针对某一时间，通过算法变换为儒略历时间，然后通过天文年历获取相关参数，计算太阳和月球的空间位置^{[23][24]}。通过发生于北京时间 2024 年 4 月 9 日 2 时 17 分的北美日全食的验证，本算法计算出日月在惯性空间赤经和赤纬分别是 $(17.92, 7.58)^\circ$ 和 $(17.73, 7.87)^\circ$ ，表明日月惯性空间位置算法正确。

地球的重力场的计算，通过对地球引力势函数在径向、北向和东向进行求导，从而获得相应方向的地球引力加速度^{[25][26]}，形成重力场算法。通过代入 12 阶 EGM96 重力场系数^[27]，获得实际计算重力场的算法，并和

CHAMP 获取的重力场结果一致。表明全球重力场的勒让得函数递推等计算方法正确。

实时地球固体潮等潮汐场，通过所获得的日月位置，计算地球在空间日月的引力摄动下，产生的形变所产生的加速度场，形成相关算法。本文计算地球表面日月叠加产生最大固体潮为 $4.81 \times 10^{-7} \text{m/s}^2$ ，和文献^[28]给出的结果 $4.84 \times 10^{-7} \text{m/s}^2$ 一致，同时月球和太阳引起的海洋潮汐，主分量 M_2 和 S_2 分别为 $6.76 \times 10^{-8} \text{m/s}^2$ 和 $2.28 \times 10^{-8} \text{m/s}^2$ ，叠加约是最大固体潮的 $1/7 \sim 1/10$ 。

通过上述方法，形成符合实际的空间动力学摄动源，为轨道飞行器及静电加速度计的摄动影响的算法奠定基础。空间摄动算法主流程如图 3。

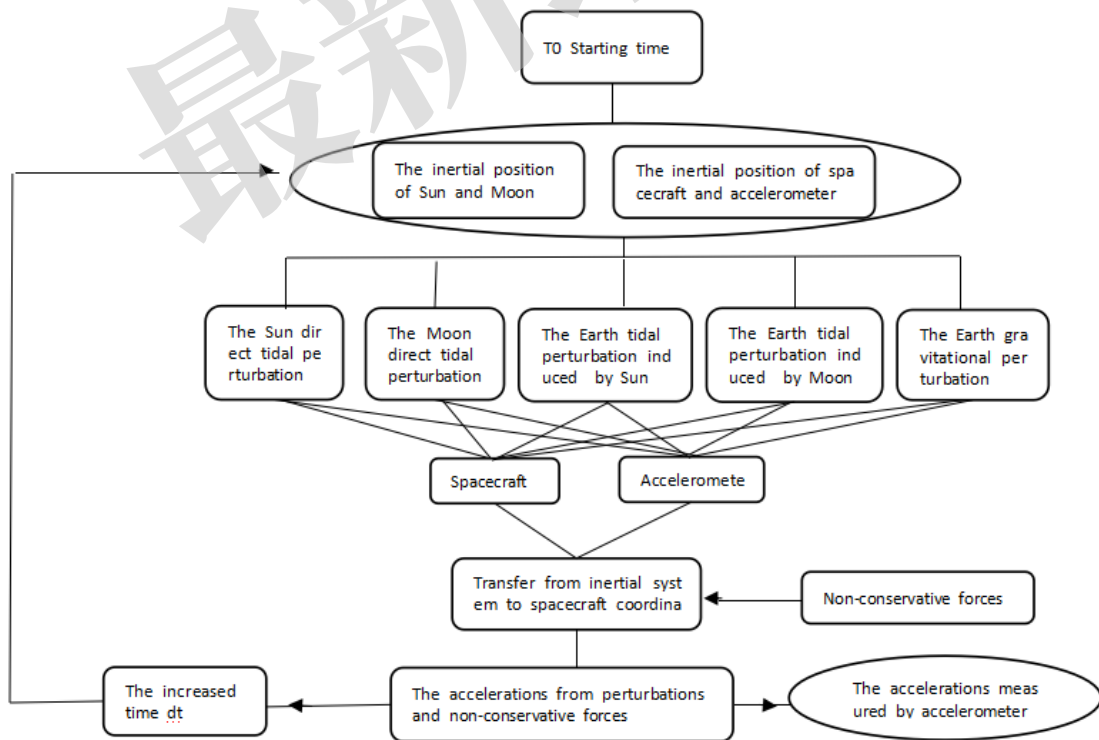


图 3 空间摄动算法主流程

Figure 3 The main flow diagram of space perturbation algorithm

限于篇幅，不再给出详细算法程序，此处只给出部分由算法获得的结果。

图 4 中，AU 是天文距离单位，表示一个日地距离。从图 4(d)可见，算法获得日地距离由于地月系统的转动导致周期性的变化。这是由于地月构成的系统，其质心运行在绕日轨道上，同时，地球绕该质心以月球绕地的角速度而转动。在一年内，日地距离不但在一个椭圆上运行，而且日地距离还做每月一次的短周期的变化。

给出 350km 轨道和地球同步轨道的重力场计算结果如图 5 和图 6。可以明显看出，某一高度的引力场，以径向为主，可见赤道区域大于两极地区，表示了地球的非球形特性。北向分量大于东向分量。随高度的变化，主分量绝对值由 9.81m/s^2 下降到 0.2242m/s^2 。

在給定的太阳位置，引发的地球同步轨道高度的固体潮的摄动分布如图 7，计算中代表地球弹性的系数洛夫数取 0.3。

3.2 各摄动源摄动算法验证

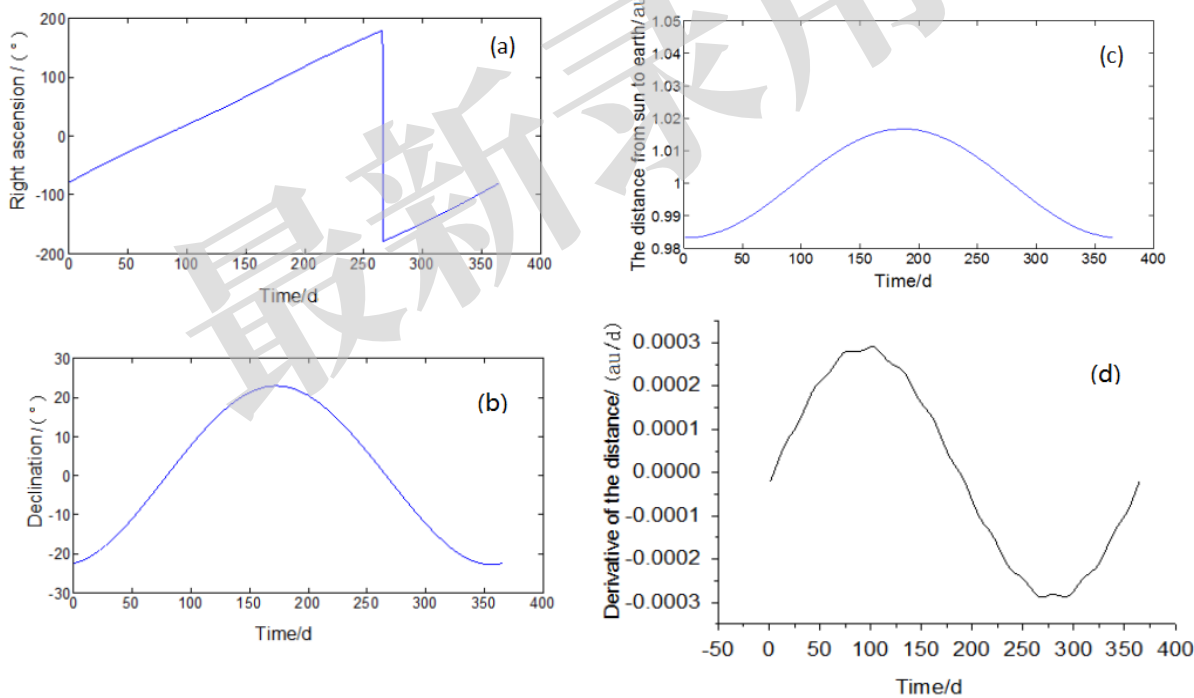


图 4 2023 年太阳惯性空间位置及变化(a)太阳赤经(b)太阳赤纬(c)日地距离(d)日地距离微分

Figure 4 Sun inertial coordinate position variation in 2023(a)Sun right ascension
(b) Sun declination(c)Sun and Earth distance

为了验证算法的正确性，计算轨道高度 35786km，轨道倾角 16° ，升交点赤经 88° ，偏心率 0.001，加速度计安装位置设定为(1，

1，1) m，具有典型的幅度和方向代表性。后续用算法分析计算一个实际的工况。数据处理涉及到加速度计仪器系、飞行器本

体系、轨道系、轨道平面系、惯性系、地球坐标系之间的变换。日月直接及引发潮汐摄动、地球重力场摄动在惯性系计算，然后转换到本体系。非保守力、自身引力、姿态轨道效应等在本体系计算。在地球坐标系内地球同步卫星的轨迹如图 8。

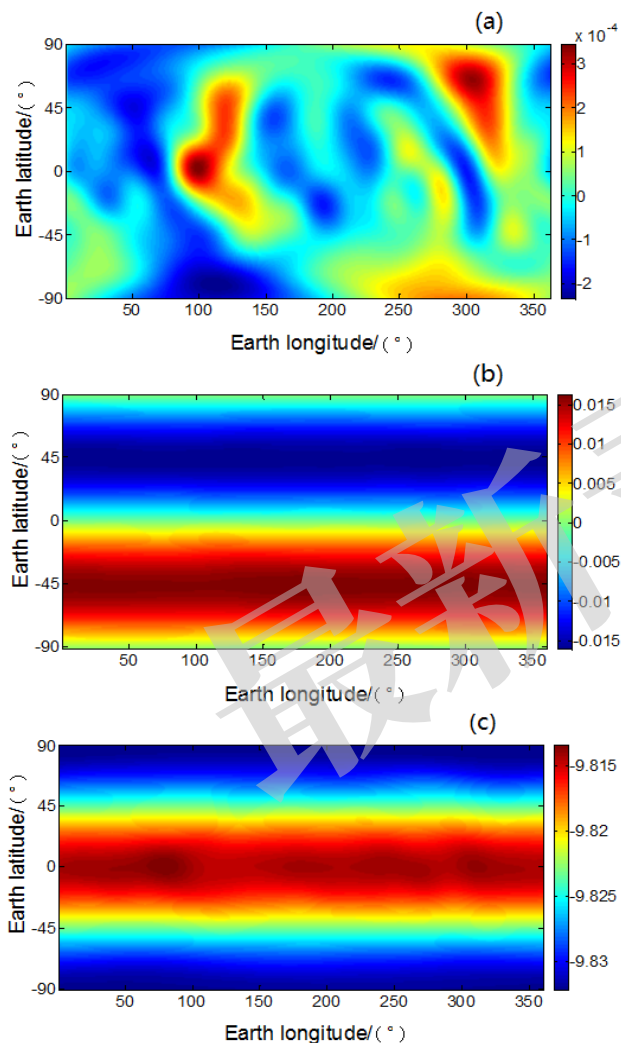


图 5 350km 高度地球重力场 (单位: $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$) (a)东向重力场 (b)北向重力场 (c)径向重力场

Figure5 The earth gravitational field at 350km altitude(unit: $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$) (a)East ward gravitational field.(b)North ward gravitational field.(c) Radial ward gravitational field.

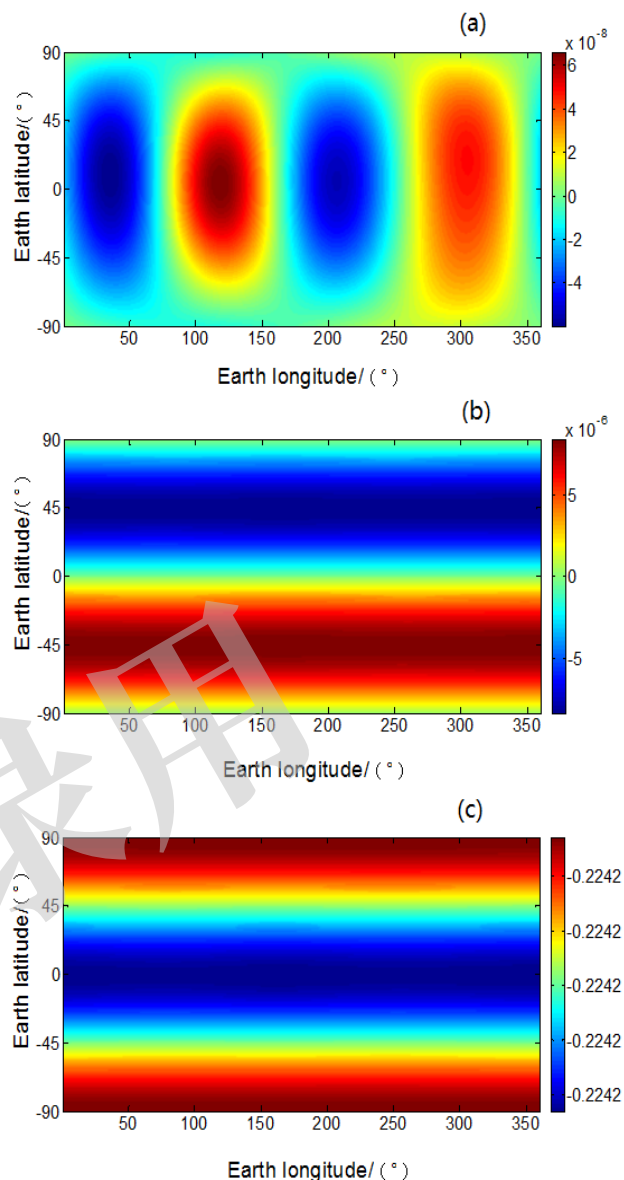


图 6 地球同步轨道高度重力场 (单位: $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)

(a)东向重力场分量 (b)北向重力场分量
(c)径向重力场分量

Figure 6 Earth gravitational field at geosynchronous Orbit altitude(unit: $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)(a)East ward gravitational field(b)North ward gravitational field (c) Radial ward gravitational field.

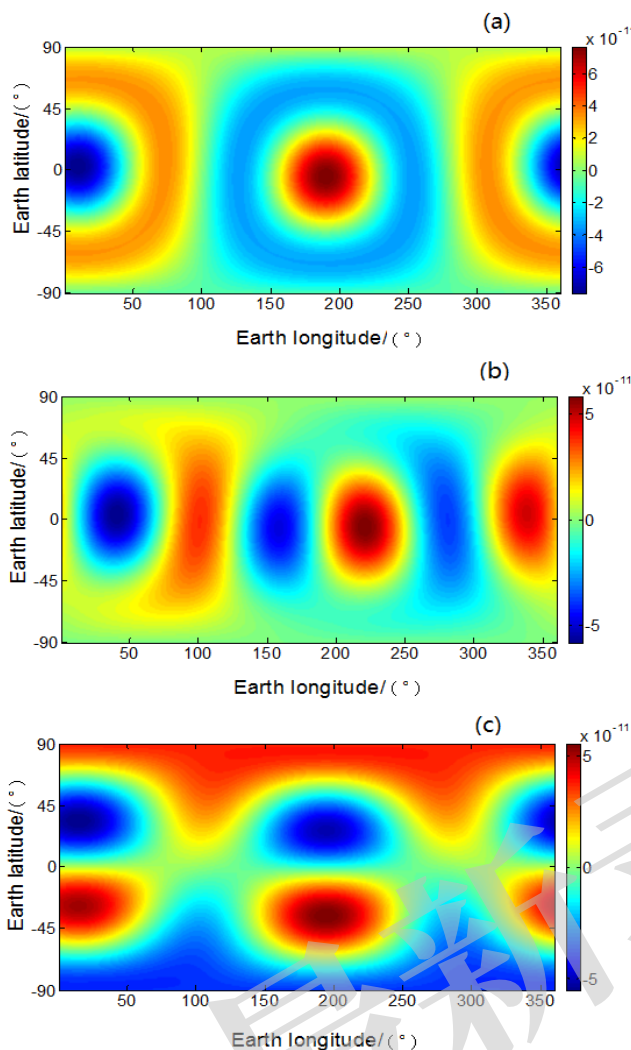


图 7 太阳引发的地球固体潮加速度场 (单位: $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)

(a) 惯性空间 X 方向 (b) 惯性空间 Y 方向 (c)
惯性空间 Z 方向

Figure 7 Earth solid tide acceleration field induced by the sun (unit: $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$) (a) X axis of inertial space (b) Y axis of inertial space (c) Z axis of inertial space

计算 UTC 时间 2023 年 10 月 8 日 21 时 10 分后的卫星一个飞行周期 (24 小时) 的空间动力学因素对加速度计的摄动输出。

(1) 太阳直接潮汐摄动加速度

由图 9 可见, 太阳对静电加速度计输出的直接摄动属于低频信号, 三个方向的信号

变化存在明

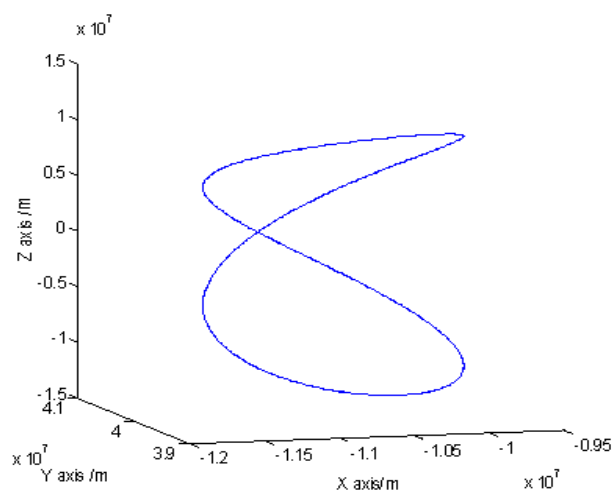


图 8 地球同步轨道飞行器地球坐标系轨迹

Figure 8 Trajectory of a geosynchronous orbit vehicle in the Earth coordinate system

显差异, 信号幅度三方向在 $1.2 \times 10^{-13} \text{m/s}^2$ 到 $-7.5 \times 10^{-14} \text{m/s}^2$ 之间变化。信号波动主要源于飞行器的运动。

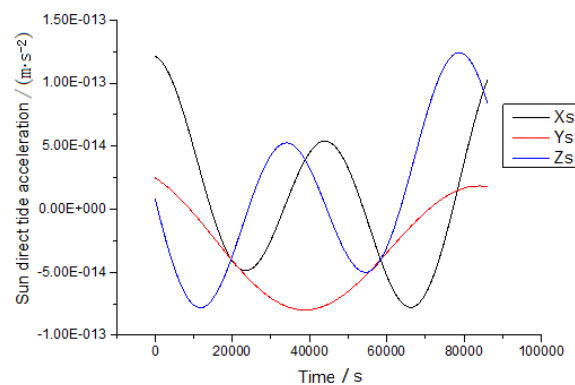


图 9 太阳直接潮汐加速度摄动

Figure9 Sun direct tide acceleration perturbation

(2) 月球直接摄动加速度

图 10 表明, 月球对加速度计的输出摄动属于低频信号, 信号三方向幅度在 $3.2 \times 10^{-13} \text{m/s}^2$ 到 $-2.0 \times 10^{-13} \text{m/s}^2$ 之间变化。同样, 低频信号的变化来源于飞行器的运动。月球

的摄动大约是太阳摄动的 2 倍。日月摄动相位差异源于日月空间位置的差异。

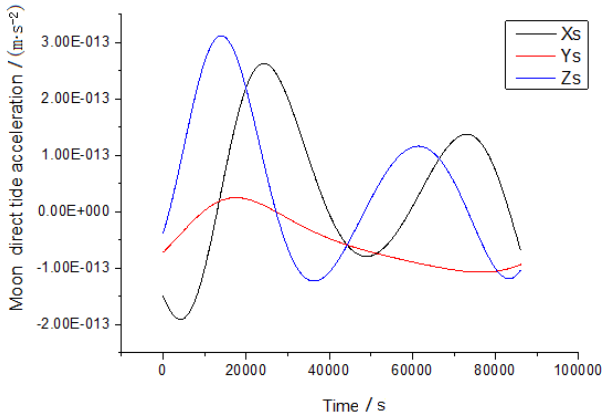


图 10 月球直接潮汐加速度摄动

Figure 10 Moon direct tide acceleration perturbation

(3) 地球重力场摄动及轨道效应

地球重力场对加速度计产生的直接摄动天地方向 Z_s ，约 $1.1 \times 10^{-8} \text{m/s}^2$ ，而飞行方向 X_s 及轨道面法向方向 Y_s 均为负，为 $-5.1 \times 10^{-9} \text{m/s}^2$ 。可见，天地方向约是飞行及轨道面方向的 2 倍。

当考虑飞行轨道效应后，可以看出偏质心影响的地球重力场梯度及飞行轨道综合效应，如图 11。

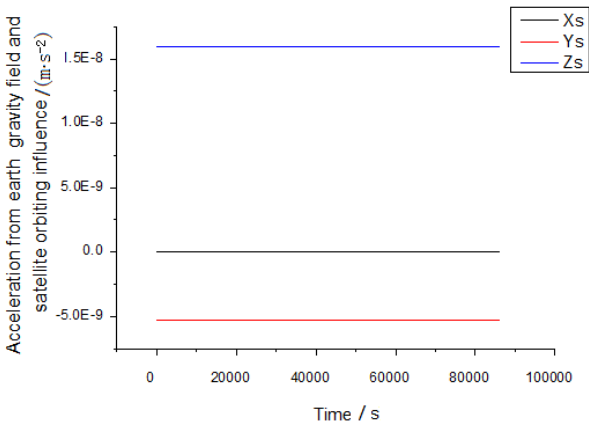


图 11 地球重力场及轨道加速度叠加摄动

Figure 11 Superposed perturbation of Earth's

gravitational field and orbital acceleration

同时从图 11 可见，在地球同步轨道，由于飞行器基本处于的地球同一区域位置，从而导致其对静电加速度计的摄动加速度在飞行器一圈的飞行中差异较小，由于图 11 显示的幅度较大，各信号的微小波动没有得到呈现。 X_s 方向基本为 $-1.9676 \times 10^{-13} \text{m/s}^2$ ， Y_s 方向为 $-5.3258 \times 10^{-9} \text{m/s}^2$ ， Z_s 方向为 $1.59776 \times 10^{-8} \text{m/s}^2$ 。

(4) 太阳引发的地球潮汐加速度摄动

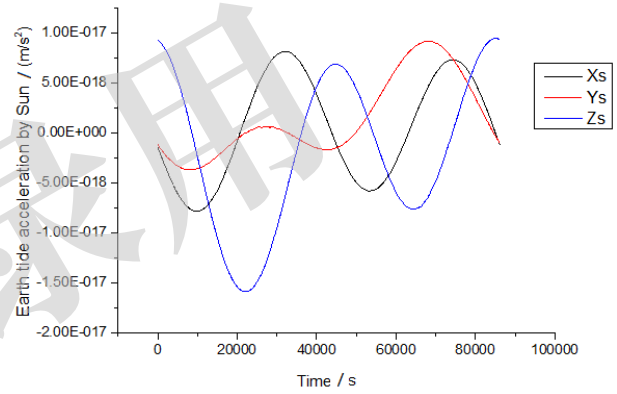


图 12 太阳引发的地球潮汐加速度摄动

Figure12 Sun induced Earth tide acceleration perturbation

图 12 是太阳引发的地球潮汐加速度，由于地球的形变而产生。对静电加速度计的输出摄动影响三方向最大到最小为 $1 \times 10^{-17} \text{m/s}^2$ 到 $-1.6 \times 10^{-17} \text{m/s}^2$ 。

(5) 月球引发的地球潮汐加速度摄动

图 13，月球引发的地球潮汐加速度对静电加速度计的三方向的摄动输出从 $2.0 \times 10^{-17} \text{m/s}^2$ 到 $-3.1 \times 10^{-17} \text{m/s}^2$ 。其摄动影响约是太阳的摄动的 2 倍。

3.3 一个实际工况的摄动

通过仿真计算考虑一个实际工况。地球同步轨道卫星，轨道倾角 16° ，升交点赤经

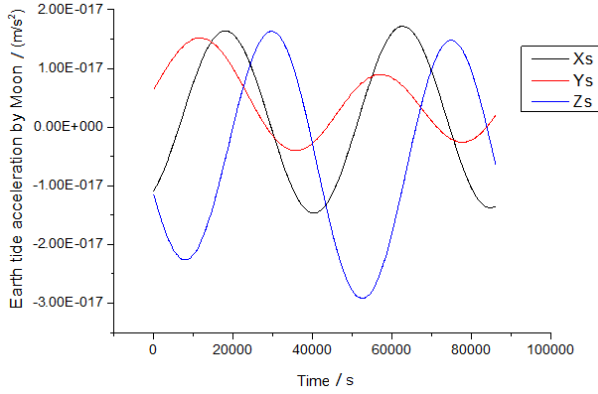


图 13 月球引发的地球潮汐加速度摄动

Figure 13 Moon induced Earth tide acceleration
Perturbation

88° ，偏心率 0.001。卫星 X_s 、 Y_s 、 Z_s 三个方向等效面积为 $(96, 50, 130) \text{ m}^2$ ，辐射系数取 1。以轨道系为参考系，滚动、俯仰偏航的稳定性 $(0.0002, 0.00001, 0.0003)^\circ/\text{s}$ ，姿态角 $\pm 2^\circ$ ，姿态角分辨率不低于 0.003° 。加速度计检验质量的质心位置 $(-0.482, 0.175, -0.113) \pm 0.003 \text{ m}$ 。加速度计坐标轴 X_a 、 Y_a 、 Z_a 和飞行器坐标轴 X_s 、 Y_s 、 Z_s 平行。非保守力考虑光压，则加速度计一个轨道周期内受到的空间环境摄动加速度如图 14。可见， X_s 及 Z_s 属于周期变化。 X_s 存在明显向上偏移，主要是该方向质心偏离较大，摄动加速度变化范围为 $1 \times 10^{-7} \sim -4 \times 10^{-8} \text{ m/s}^2$ 。 Z_s 天地方向变化范围 $1 \times 10^{-7} \sim -8.5 \times 10^{-8} \text{ m/s}^2$ 。 Y_s 轨道面法向为准稳态，输出为 $-2.5 \times 10^{-8} \text{ m/s}^2$ ，这与当前太阳处于南半球及卫星轨道倾角有关，

光压向北，与 Y_s 指向相反。

空间日月地摄动及轨道和姿态变化引起的噪声加速度如图 15，此处剔除了飞行器自

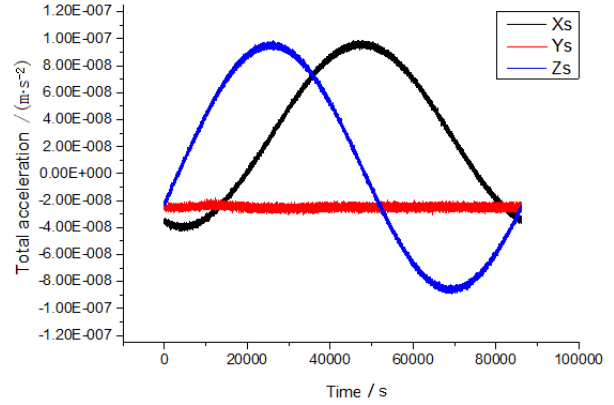


图 14 光压及环境摄动加速度输出

Figure 14 The solar radiation pressure and space
perturbation accelerations

身引力加速度。飞行器自身引力按本文模型， X_s 、 Y_s 、 Z_s 方向为 $(2.86 \times 10^{-8}, -1.03 \times 10^{-8}, 6.71 \times 10^{-9}) \text{ m/s}^2$ 。自身引力需要严格的飞行器模型来计算。

这些噪声是加速度计的有害输入信号，通过设计安装位置和姿态控制来保证其足够小，或者在应用中通过算法剔除，满足任务需求。通过获取飞行器轨道 6 根数及姿态四元数情况下，可以实时剔除空间摄动误差。

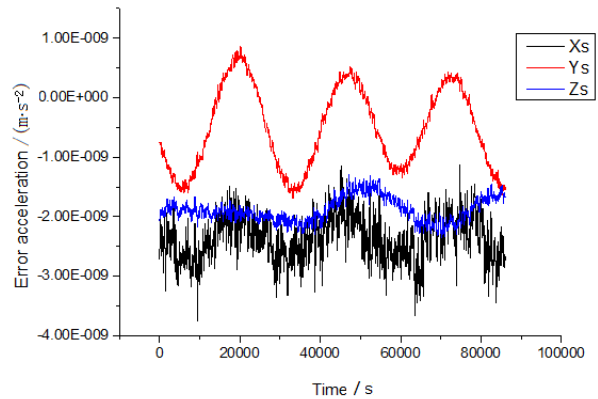


图 15 空间环境及姿态变化导致的

加速度误差

Figure 15 Error acceleration induced by Space factors and attitude variations

针对图 15 的空间摄动干扰加速度，日月直接潮汐及固体潮汐力场摄动都是小量。飞行器的姿态变化及地球重力场和自身引力是干扰的主要方面。扣除图 15 的干扰，残余的摄动加速度 Xs 轴 $1.1 \times 10^{-10} \text{m/s}^2$ 、Ys 轴 $2.0 \times 10^{-10} \text{m/s}^2$ 、Zs 轴 $1.2 \times 10^{-10} \text{m/s}^2$ 。扣除精度和飞行器姿态稳定性测量精度和加速度计安装位置的评估精度相关，姿态稳定性测量精度越高，位置精度评估越精确，则扣除精度越高。

根据获得的算法及理论分析过程，对陆地探测 4 号 01 星地球同步轨道卫星的部分实测加速度数据进行了解读，获得预期的结果。陆地探测 4 号 01 星空间展开示意如图 16^[29]。



图 16 陆地 4 号 01 星空间展开示意

Figure 16 The spatial deployment schematic of No.4 land exploration satellite 01 satellite

(a)是由静电加速度计实测的 6 路加速度数据。

(b)是实测的飞行器的姿态数据，可见俯仰包含了飞行器的轨道变化。(c)是由(a)(b)数据结合本研究获得的相关算法解读出的卫

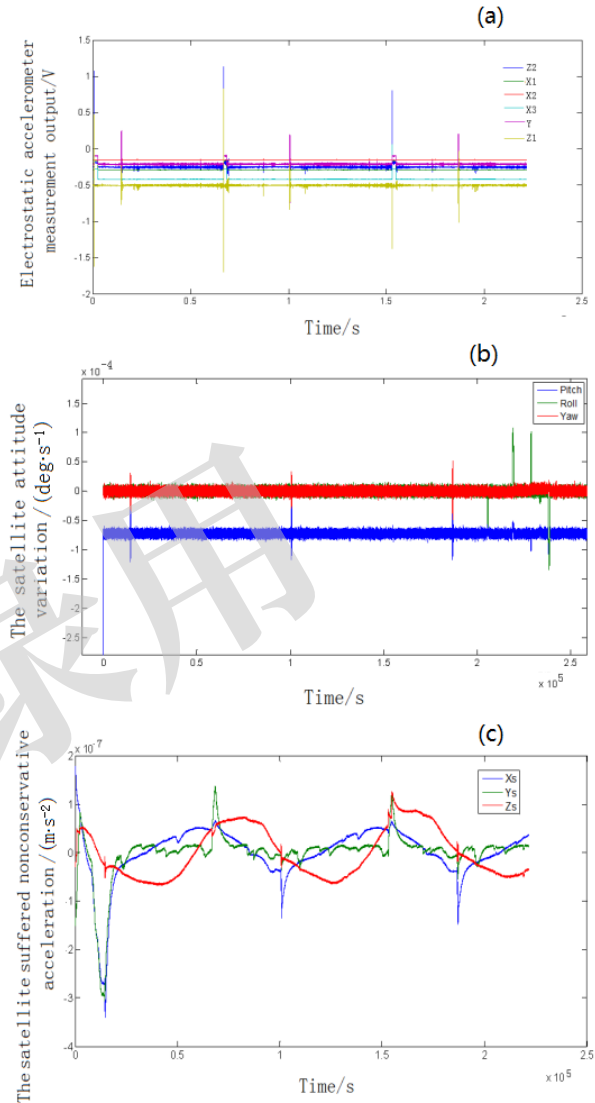


图 17 陆地 4 号 01 星实测轨道加速度解读

(a) 加速度原始数据(b)飞行器姿态数据
(c)解读出的非保守力加速度

Figure 17 The real orbital accelerations from No.4 land exploration satellite 01 satellite (a) original acceleration datum(b) The satellite attitude datum(c)The real non-conservative force accelerations acting on the satellite

星所受的非保守力加速度。可见以光压加速度为主，另外包含有姿态变化和飞行器的部分推力。从(c)可见，加速度较剧烈的变化三方向具有明显相关性。加速度数据的进一步信息在挖掘中。

4、结论

针对目前静电悬浮加速度计应用中实际存在空间摄动影响问题，进行了摄动理论的分析，并完成了摄动算法研究。具体达到了如下几个方面的目标：

(1) 针对偏质心安装和空间三体摄动存在，通过矢量动力学分析，获得了定量描述日月地及轨道姿态变化摄动公式。从理论上保证后续算法的准确性。

(2) 通过天文年历等资料，获得了日月惯性空间实时位置的计算方法，为准确计算日月三体的直接和潮汐摄动奠定基础。

(3) 通过对地球重力场相关资料研究，利用 EGM96 重力场系数，形成了 12 阶地球重力场的算法。

(4) 完成了日月直接潮汐摄动计算和日月引发固体潮的摄动算法，形成日月位置变化相关的时变重力场摄动算法。

(5) 获得的空间全要素摄动算法可应用于空间飞行器非保守力精密测量中加速度数据的实时或后处理，摄动误差扣除等方面。服务于静电加速度计空间测量数据的准确解读及其惯性导航和精密定轨等应用领域。全要素实时摄动算法具有一定的创新性。

参考文献：

- [1]KRASNOV A A, ROZENTSVEIN V G. Electrostatic accelerometers for space applications: modern state and prospects of development[J]. *Gyroscopy and Navigation*, 2022, **13**(2): 59-81
- [2]ZINGERLE P, ROMESHKANI M, HAAS J, *et al.* The benefits of future quantum accelerometers for satellite gravimetry[J]. *Earth and Space Science*, **11**(2): e2024EA003630. DOI: 10.1029/2024EA003630
- [3]TANG M, QU S B, LIU Y C, *et al.* Finite element analysis for the measurement error of electrostatic accelerometer due to the electrode misalignment[J]. *Measurement Science and Technology*, 2024, **35**(12): 125117
- [4]XU Peng, YANG Zhilan. Noise suppression method of electrostatic suspension inertial sensor based on Noise2Noise[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2023, **31**(6): 611-619 (徐鹏, 杨智岚. 基于 Noise2Noise 的静电悬浮惯性传感器噪声抑制方法[J]. 中国惯性技术学报, 2023, **31**(6): 611-619)
- [5]WÖSKE F, KATO T, RIEVERS B, *et al.* GRACE accelerometer calibration by high precision non-gravitational force modeling[J]. *Advances in Space Research*, 2019, **63**(3): 1318-1335
- [6]SIEMES C, REXER M, SCHLICHT A, *et al.* GOCE gradiometer data calibration[J]. *Journal of Geodesy*, 2019, **93**(9): 1603-1630
- [7]SCHLEICHER A, ZIEGLER T, SCHUBERT R, *et al.* In-orbit performance of the LISA Pathfinder drag-free and attitude control system[J]. *CEAS Space Journal*, 2018, **10**(4): 471-485
- [8]GHISI C E, STEIGER C, ROMANAZZO M, *et al.* Drag-Free attitude and orbit control system performance of EAS's GOCE mission during low orbit operations and de-orbiting[C]//SpaceOps Conferences. Pasadena: AIAA, 2014: 1-16
- [9]KANG Z, Tapley B, Bettadpur S, *et al.* Precise orbit determination for GRACE using accelerometer data[J]. *Advances in Space Research*, 2006, **38**(9): 2131-2136
- [10]NATI M, BERNARD A, FOULON B, *et al.* ASTRE - a highly performant accelerometer for the low frequency range of the microgravity

- environment[C]//24th Symposium on space environmental control systems. Friedrichshafen: SAE International, 1994
- [11] MCPHERSON K, NATI M, TOUBOUL P, *et al.* A summary of the quasi-steady acceleration environment on-board STS-94 (MSL-1)[C]//37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 1999
- [12] BLANCHARD R C, LARMAN K T, MOTS C D. Rarefied-flow shuttle aerodynamics flight model[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, **31**(4): 550-556.
- [13] CHRISTOPHE B, FOULON B, LEVY A. MICROSTAR, an accelerometer to study the gravitation in the solar system[C]//60th International Astronautical Congress. Daejeon: International Astronautical Federation, 2009, **1**: 507-512
- [14] BATTELIER B, BERGÉ J, BERTOLDI A, *et al.* Exploring the foundations of the physical universe with space tests of the equivalence principle[J]. *Experimental Astronomy*, 2021, **51**(3): 1695-1736
- [15] ZHOU A N, CAI L, XIAO C Y, *et al.* Non-gravitational force measurement and correction by a precision inertial sensor of TianQin-1 satellite[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2022, **39**(11): 115005
- [16] MARTENS W, JOFFRE E. Trajectory design for the ESA LISA mission[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2021, **68**(2): 402-443
- [17] DIETRICH R W, FOX J C, LANGE W G. An electrostatically suspended cube proofmass triaxial accelerometer for electric propulsion thrust measurement[C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista: AIAA, 1996: 2734
- [18] LUO J, BAI Y Z, CAI L, *et al.* The first round result from the TianQin-1 satellite[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2020, **37**(18): 185013
- [19] LUO Ziren, ZHANG Min, JIN Gang, *et al.* Introduction of Chinese space-borne gravitational wave detection program "Taiji" and "Taiji-1" satellite mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, **7**(1): 3-10 (罗子人, 张敏, 靳刚, 等. 中国空间引力波探测“太极计划”及“太极 1 号”在轨测试[J]. 深空探测学报, 2020, **7**(1): 3-10)
- [20] WANG Qiu, LIU Huafeng, XU Qiangwei, *et al.* Research progress on a 0.3 ng/Hz^{1/2} ultra-high sensitivity MEMS accelerometer[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2020, **28**(1): 100-105 (王秋, 刘骅锋, 许强伟, 等. 0.3ng/Hz^{1/2} 超高灵敏度 MEMS 加速度计研究进展[J]. 中国惯性技术学报, 2020, **28**(1): 100-105)
- [21] HAN F T, SUN B Q, LI L L, *et al.* Performance of a sensitive micromachined accelerometer with an electrostatically suspended proof mass[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2015, **15**(1): 209-217
- [22] SOSTARIC R R, REA J R. Powered descent guidance methods for the moon and mars[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco: AIAA, 2005: 6287
- [23] REDA I, ANDREAS A. Solar position algorithm for solar radiation applications[J]. *Solar Energy*, 2004, **76**(5): 577-589
- [24] MEEUS J. Astronomical Algorithms[M]. 2nd ed. Richmond: Willmann-Bell, 1998
- [25] SEEGER G. Satellite geodesy[M]. Berlin: De Gruyter, 2nd Edition, 2003.
- [26] WEI Ziqing. Recurrence relations for fully normalized associated legendre functions and their derivatives and integrals[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2016, **41**(1): 27-36 (魏子卿. 完全正常化缔合勒让德函数及其导数与积分的递推关系[J]. 武汉大学学报(信息科学版). 2016, **41**(1): 27-36)
- [27] LEMOINE F G, KENYON S C, FACTOR J K, *et al.* The Development of the Joint NASA GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96[R]. Washington: NASA, 1998
- [28] PAIL R, SÜNKEL H, HAUSLEITNER W, *et al.* Temporal variations/oceans ,from Eötvös to mGal[R]. Noordwijk: European Space Research and Technology Centre, 2000. ESA/ESTEC Contract 13392/98/NL/GD: 207-261
- [29] ZHANG Qingjun, NI Chong, DAI Chao, *et al.* System design and key technologies of No.4 land exploration satellite 01[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2025, **45**(1): 1-11 (张庆君, 倪崇, 戴超, 等. 陆地探测四号 01 星总体设计与技术创新[J]. 中国空间科学技术(中英文), 2025, **45**(1): 1-11)

作者简介

陈光锋：男，1966 年 10 月，博士，高级工程师。

主要从事静电加速度计的研制及其应用研究。

E-mail:chen510@sina.com.

李云鹏：男，1982 年 8 月，硕士，高级工程师。主

要从事静电加速度计产品研制和应用研究。

E-mail:liyp510@163.com.

最新录用