

地球重力场空间探测: 回顾与展望

罗子人¹ 钟敏² 边星³ 董鹏⁴ 董玉辉¹
高伟⁴ 李洪银⁵ 李玉琼¹ 刘河山¹ 冉将军²
邵明学⁴ 唐文林⁴ 徐鹏⁴ 杨然⁶ 靳刚^{1,†}

¹ 中国科学院力学研究所, 北京 100190

² 中国科学院测量与地球物理研究所, 武汉 430077

³ 首都师范大学物理系, 北京 100048

⁴ 中国科学院数学与系统科学研究院, 北京 100190

⁵ 华中科技大学物理学院, 武汉 430074

⁶ 中国航天科技集团公司第九研究院第十三研究所, 北京 100854

摘要 地球重力场的科学数据在地球测绘学、冰川学、陆地水循环、固体地球物理、灾害监控及国防军事等领域具有重要应用价值. 美、德合作研制的地球重力场反演与气候实验 (gravity recovery and climate experiment, GRACE) 卫星, 有力地推动了地球重力场测量、反演和应用. 为进一步提高重力卫星科学数据的时、空分辨率, 扩展应用领域, 中国及欧美等国都考虑发射升级的重力卫星, 即后 GRACE 计划 (GRACE-follow-on). 该文将简单回顾重力卫星的发展历程, 介绍重力卫星的数据采集技术和反演方法, 亦着重阐述后 GRACE 计划的测量方法学、关键技术及预期结果.

关键词 空间地球重力场探测, 激光干涉测距, 无拖曳航天, 精密卫星定轨

中图分类号: P228 **文献标识码:** A **DOI:** 10.6052/1000-0992-14-047

收稿日期: 2014-06-30; 录用日期: 2014-09-19; 在线出版日期: 2014-09-23

[†] E-mail: gajin@imech.ac.cn

引用方式: 罗子人, 钟敏, 边星, 等. 地球重力场空间探测: 回顾与展望. 力学进展, 2014, 44: 201408

Luo Z R, Zhong M, Bian X, et al. Mapping Earth's gravity in space: Review and future perspective. *Advances in Mechanics*, 2014, 44: 201408

© 2014《力学进展》版权所有

1 引 言

众所周知,地球对处于其表面附近的物体会产生万有引力 (Feynman 2013). 如果忽略空气阻尼,在万有引力作用下,静止释放的物体会以一定的加速度朝向地球运动,这个加速度被称为地球表面引力加速度. 由牛顿第二定律可知 (Feynman 2013, 赵凯华和罗蔚茵 1995), 表面引力加速度的大小和方向等于单位质量的物体所受到的万有引力的大小和方向, 即

$$\boldsymbol{g} = \frac{\boldsymbol{F}_{\text{引力}}}{m} \quad (1)$$

其中, \boldsymbol{g} 为表面引力加速度, $\boldsymbol{F}_{\text{引力}}$ 为处于地球表面附近的物体所受地球的万有引力, m 为物体的质量; \boldsymbol{g} 与 $\boldsymbol{F}_{\text{引力}}$ 为三维矢量. 由于地球存在自转, 除地球万有引力以外, 地球表面的物体还受到由地球自转引起的惯性离心力的作用. 同理,

$$\boldsymbol{a} = \frac{\boldsymbol{F}_{\text{惯性}}}{m} \quad (2)$$

\boldsymbol{a} 为物体受到的惯性离心力 $\boldsymbol{F}_{\text{惯性}}$ 作用而产生的惯性加速度.

物体所受地球万有引力与惯性离心力的合力称为重力, 而引力加速度与惯性加速度的合加速度称为地球表面重力加速度. 人们通常所说的地球重力场是地球表面重力加速度在地球表面各处的分布, 它是地球物质分布和地球旋转运动信息的综合反映. 由于地球自转角速度小, 稳定且各点取值一致, 因此引力是决定重力场大小和分布的决定因素 (Heiskanen 1958, Lambeck 1988, Kaula 2000). 因此, 在地球重力场探测领域“重力场”特指地球引力场.

1.1 地球重力场测量的意义

地球表面存在风光迥异的地形地貌, 并且板块构造、地质结构、地层成分在各地也千差万别, 这些因素造成了地球内部质量分布的不规则, 致使地球重力场在空间的分布也无法用简单的规律来描述 (Heiskanen 1958, Lambeck 1988). 图 1 是美国卫星研究中心 (CSR) 最新发布的静态地球重力场分布图——GGM03 地球重力场模型 (Tapley et al. 2007), 其中 $1 \text{ mGal} = 1 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$. 最新的时变地球重力场模型 RL05, 可参考相关文献 (Bettadpur 2012, Dahle et al. 2012).

此外, 由于地表水循环, 冰川及两极冰盖生长和消融, 地下水升降, 地震以及洋流等质量迁移现象的存在, 导致地球质量分布变化, 从而引起地球重力场分布随之改变 (Adam 2002, 段建宾等 2007). 所以, 地球重力场的空间分布并非静态, 而是具有一定的动力学演化过程. 中国范围内地球重力场分布的季节变化示于图 2 (Zou et al. 2010), 单位为 μGal , 其中 $1 \mu\text{Gal} = 1 \times 10^{-8} \text{ m/s}^2$.

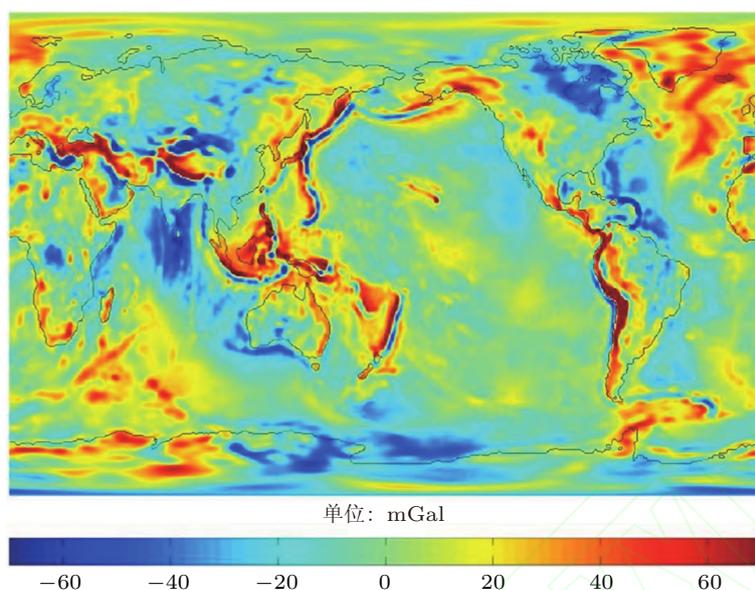


图 1

地球重力场模型图. 大范围的地球重力场分布与地球的地形地貌特别是板块构成具有很强相关性; 因受到地质结构、地层成分的影响, 地球重力场分布在小尺度上又有着丰富的结构

简言之, 地球物质分布及质量迁移决定了地球重力场的空间分布及其随时间的变化. 因此, 具有高空间、时间分辨率的地球重力场模型, 在借助其他相应辅助手段的基础上, 能精细反映地球内部物质的空间分布、物质的运动变化和多种地球物理现象, 从而能提供重要的物理地球的空间和时间信息.

地球重力场模型及其表征的物理地球的时空信息, 对于研究地球动力学和地球内部物理具有重要意义 (宁津生 1994, 章传银和高永泉 2002, 孙文科 2002), 特别是对岩石圈动力机制、地幔对流与岩石圈漂移、岩石圈异常质量分布、冰后反弹质量调整、冰后反弹引起的海平面变化以及对固体地球的影响、冰盖与冰河的质量平衡、大陆冰雪的变化、板块相互作用机制、板块内部构造、海底岩石圈与海山动力学、海平面变化的物理机制、地球自转、陆地地壳运动和海平面变化的分离等方面提供重要的依据.

在大地测量学中, 地球重力场信息可以用于研究地球的大小和形状, 为测量数据的归算提供支持; 并且各国间高程基准不一致, 许多地区的地形图、数字高程模型在拼接时会产生由起算基准不同而引起的偏差. 随着各国间交流的深入, 建立统一的高程基准, 即全球大地水准面 (图 3), 是大势所趋. 该目标的实现有赖于高精度地球重力场模型的建立 (孔祥元等 2006, 邹贤才 2007). 全球大地水准面的物理定义和解释将在

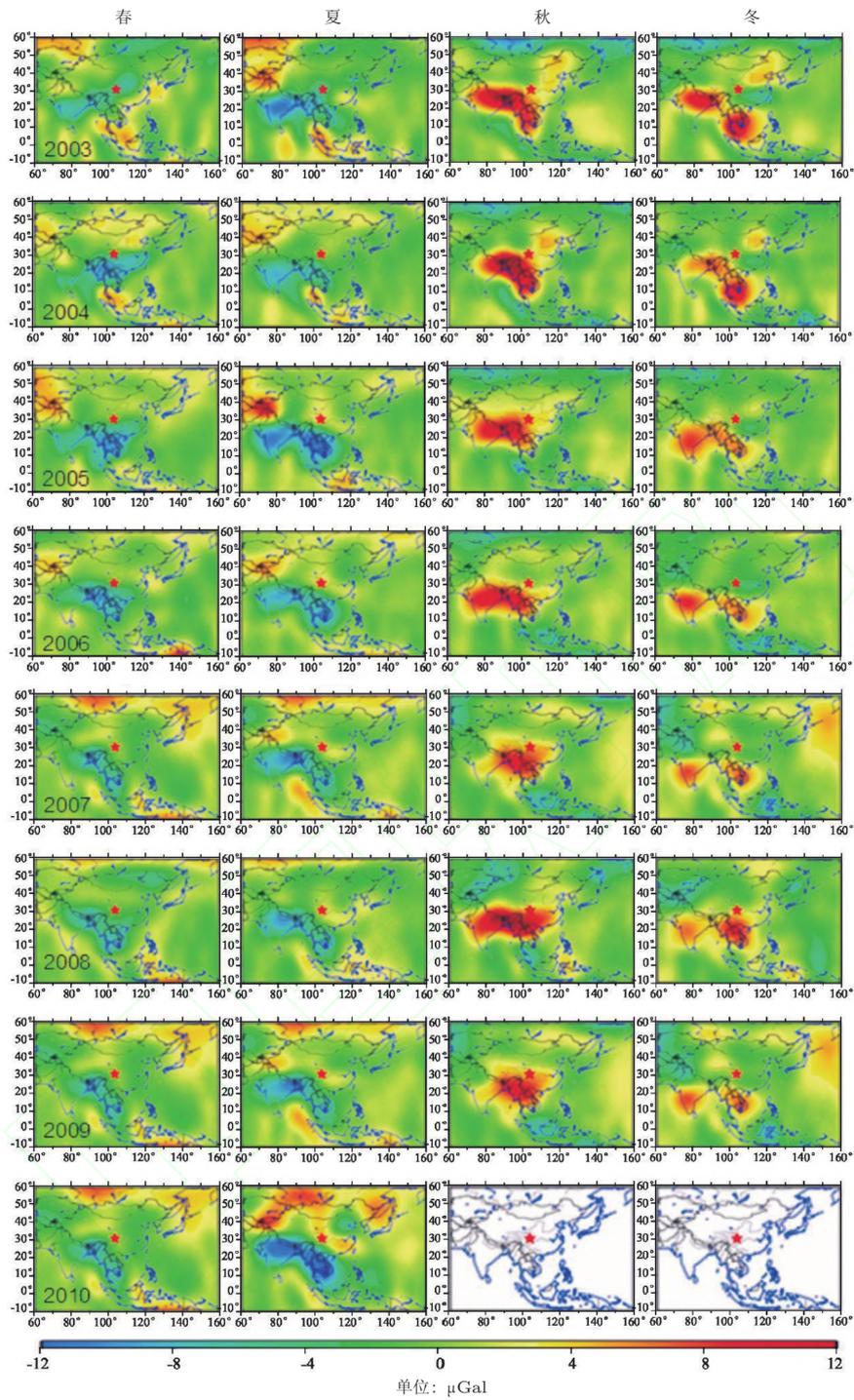


图 2

中国重力场分布季节变化图. 同一年中由于降水和蒸发的影响, 重力场分布的季节变化非常明显; 在不同年份中, 由于降水量和蒸发量的不同, 即使是相同的季节, 重力场分布也有一定区别

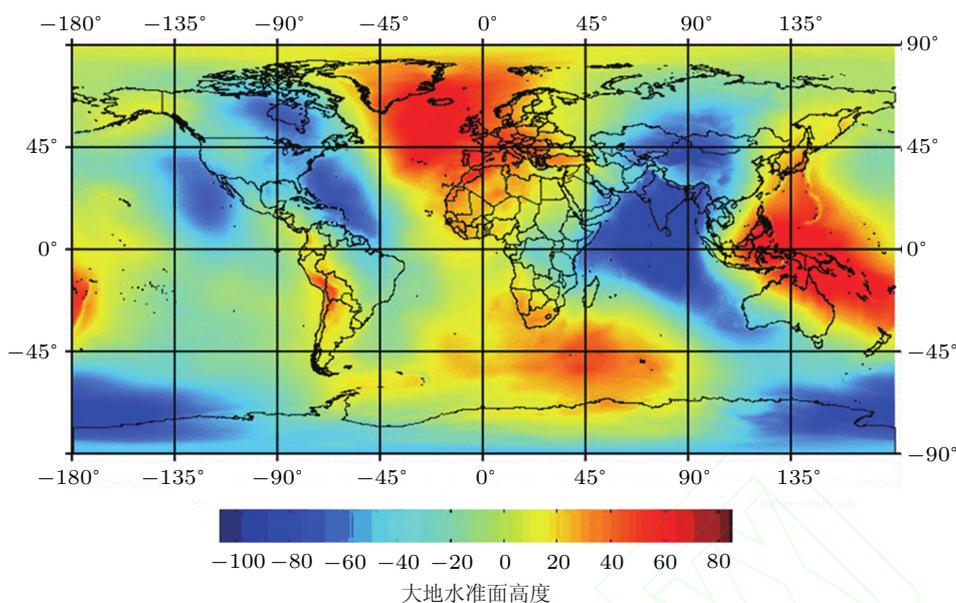


图 3

地球重力场模型 EGM2008 反演的全球大地水准面高度图. 大地水准面是将平均海平面往大陆延伸而给出的全球高程基准参考面, 图中的数值是大地水准面与地球标准椭圆 (详情参阅第 2 节) 的高度差, 单位为 m

下一章详细介绍.

利用地球重力场信息反演的高精度大地水准面模型, 有助于建立高精度的海面地形模型 (Adam 2002, Chambers 2006, 孙文科 2002). 海面地形是平均海面相对大地水准面的起伏, 与大洋环流存在直接的函数关系. 因此, 高精度的地球重力场模型能对海平面变化的研究提供直接帮助, 还可为厄尔尼诺和拉尼娜等现象的检测以及海洋热量输送模式的反演等研究领域提供重要信息 (骆高远 2000).

各种人造地球卫星和飞船, 均在地球重力场中运行, 在所有轨道摄动因素中, 如日月引力摄动、潮汐摄动、大气摄动等, 地球重力场摄动所占比重最大. 因此, 高精度地球重力场模型在精确确定航天器轨道, 特别是低轨卫星的精密定轨方面具有重要作用 (Nouël et al. 1994). 地球重力场模型的不断改进对卫星定轨精度的提高, 如表 1 所示 (邹贤才 2007).

此外, 高空间分辨率的局部重力场信息对火箭发射以及航空飞行器的制导也有重要作用 (Adam 2002, 杨炳渊 2009). 重力场的测量误差将引起火箭或航空飞行器的加速度测量误差, 进而迅速积累成速度误差, 因此影响火箭或飞行器的飞行轨迹 (邹贤才 2007). 对于远程航空飞行器, 为了提高着陆点的精确度, 甚至还需要精密的全球静态重力场模型.

时变重力场信息在防震减灾领域也有重大作用 (徐海军等 2012). 因为时变地球重力场模型是直接反映地球系统物质质量的变化, 从理论角度上讲, 地球任何质量变化都会体现在地球重力场变化当中, 包括陆地水储量的剧烈变化 (Chen et al. 2009)、地震引起的震中和相关区域的水平和垂直位移 (Han et al. 2006). 图 4 是利用时变重力场模型反演的苏门答腊地震前后重力场变化图与利用地震模型计算的重力场变化图的对比 (Han et al. 2006), 可见两者符合较好; 亚马逊河流域夏季干旱的水储量变化可利用最新的地球时变重力场模型进行反演, 如图 5 所示 (Chen et al. 2009). 所以, 利用时变重力场信息, 可改进水文及地震模型等, 从而为防震减灾提供参考.

时变重力场模型还可用于研究全球气候变化, 特别是研究地球生物生存环境的变化, 是当今地球科学研究的最前沿. 结合地球物理学、海洋学和大气学可在地球系统动力学领域研究这一问题. 海洋动力过程和大气动力过程的相互作用和耦合引起全球气候变化, 直接效应是这两个圈层之间的物质和能量的交换带来全球水循环和分布的变化, 并伴随全球气温分布的变化; 地球时变重力场也对应地产生变化. 虽然这种变化

表 1 不同重力场模型与 topex/poseidon 卫星定轨精度的关系 (邹贤才 2007)

重力场模型	径向误差	横向误差	法向误差
GEM-L2(1982 年)	65.4 cm	73.5 cm	262.5 cm
GEM-T2(1990 年)	10.2 cm	15.5 cm	145.7 cm
JGM-2(1994 年)	2.2 cm	4.0 cm	35.9 cm

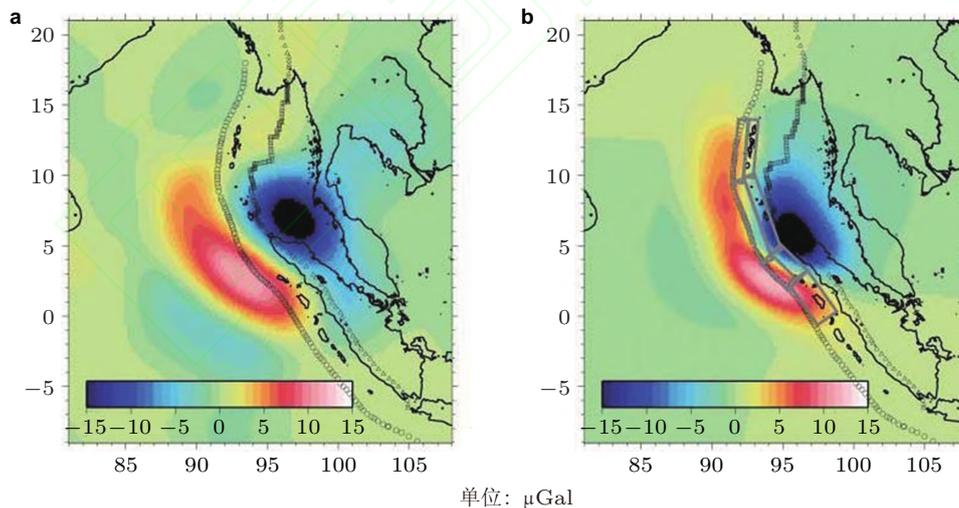


图 4

苏门答腊地震前后重力场变化图. (a) 利用重力卫星数据反演的重力场变化, (b) 根据地震理论模型计算出的重力场变化

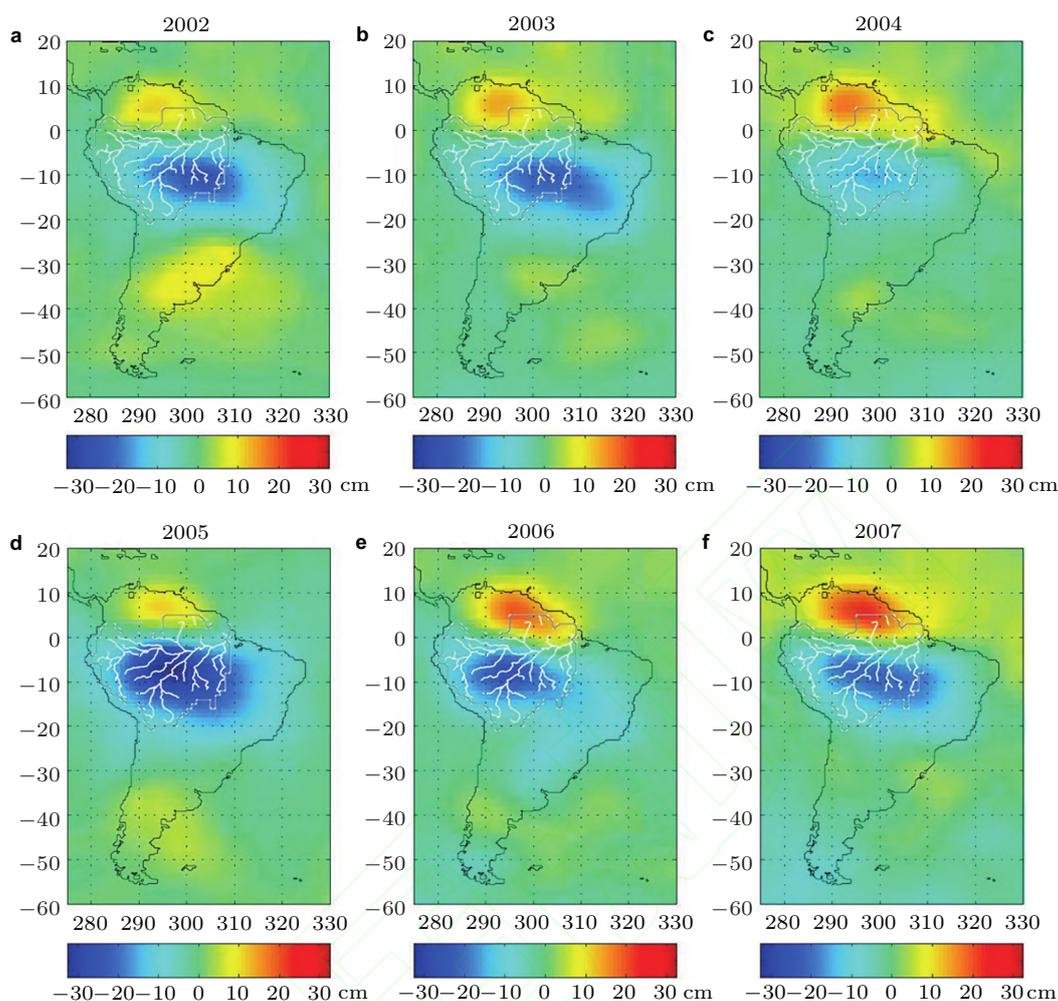


图 5

亚马逊流域八、九月份平均水储量变化图. 亚马逊流域在 2002—2007 年间, 每年八、九月平均水储量与 2002—2007 年 6 年平均水储量的差值. 蓝色表明在八、九月份亚马逊流域平均水储量相对其他月份严重下降

及其微小, 在 1500 km 空间尺度及一个月变化的时间尺度上这个变化在 μGal 量级 (晁定波 2006, 孙文科 2002); 但是, 利用最新的时变重力数据可以对水储量分布变化和由水储量增减引起的平均海面变化与水文、气候和海洋模型做比较检验 (Seo & Wilson 2005), 由此带动各相关学科 (海洋学、气象学、气候学等) 在全球气候变化领域内的交叉研究.

研究地下物质密度分布不均匀引起的重力随地点的变化现象, 可以了解和推断地球的结构、地壳的构造, 以及勘探矿产资源等 (曾华霖 2005). 重力勘探是重力学原理

在勘探地下资源方面的应用, 根据局部重力场变化规律可以反推矿藏位置和范围. 若某些地质构造或矿藏与其围岩在密度上有差异, 则地面上的重力场在小范围内会发生局部变化. 根据地面上局部重力异常的信息, 反演某些地质构造和矿藏的位置及其范围, 这也是重力勘探的基本内容 (黄宗理和严加永 2011), 图 6 为中国范围内矿藏分布点与重力场异常的关系图.

由于知识所限, 未能完整罗列出地球重力场测量在诸多学科领域中发挥的重要应用价值. 总之, 地球重力场是反映地球物质分布与运动的基本物理场, 在地球科学及相关领域的研究中具有极其重要的作用 (Heiskanen 1958, 孔祥元等 2006); 确定地球重力场的精细结构及其时空变化不仅是现代大地测量的主要科学目标, 也将为现代地球科学解决人类面临的资源、环境和灾害等紧迫课题提供主要的基础地理空间信息 (宁津生 1994).

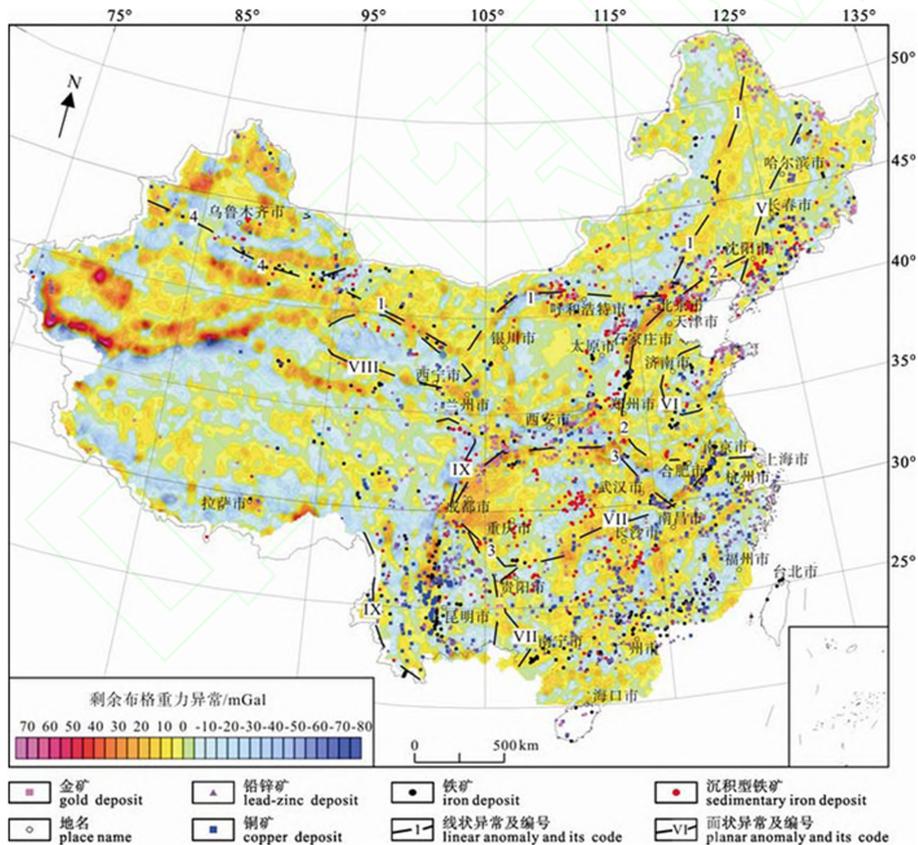


图 6 中国范围内矿藏分布点与重力场异常的关系图. 可见两者在很大程度上具有相关性

1.2 为什么要发展空间地球重力场探测

地球重力场信息对国计民生有如此重大的意义, 然而在 2000 年以前获取地球重力场信息只能主要借助重力场地面基准站、车载机载重力仪、人卫激光测距以及海洋测高卫星等手段 (许厚泽等 2005).

以地面基准站的方式进行重力场测量有着测量精度高的优势, 并且可以在感兴趣的地区有针对性地密集布站. 然而地面重力基准站容易受地域经济发展、维护困难以及自然环境改变的影响 (何志堂等 2012). 更重要的是受地形和环境的影响, 地面重力基准站覆盖地域有限, 如图 7 所示.

海洋地区的卫星测高数据, 在某种程度上可以看成是对大地水准面的直接测量. 假设卫星轨道十分精确, 同时海平面完全静止即可以看成是一个等位面, 那么卫星测高所得结果就是海洋上的重力等位面, 即大地水准面. 然而, 由于动态海洋起伏的影响, 卫星测高所测量的数据实际上是大地水准面形状加上这些变化量, 包括潮汐、海洋环流及海平面的长期变化等 (邹贤才 2007). 海洋潮汐比较容易分离, 因为它具有周期性; 海洋环流是不规则的, 由于它的流动和变化, 使海面产生动态起伏, 大约在 ± 1 m 之内. 为了测量重力场, 这个动态起伏的影响必须考虑, 然而仅靠卫星测高无法将两者有效分开.

随着科学技术的进步, 其他学科对地球重力场模型以及全球大地水准面的要求逐渐提高, 单纯利用地面基准站以及海洋测高数据无法满足高精度全球中长波长重力场的研制需求. 在人类进入空间时代以后, 空间技术的发展为物理大地测量带来了新的机遇. 卫星或者卫星编队在地球引力场的作用下以一定的轨道绕地球运动, 那么卫星的轨道或者卫星间的相对运动直接反映了地球重力场时空变化的信息. 利用空间卫星

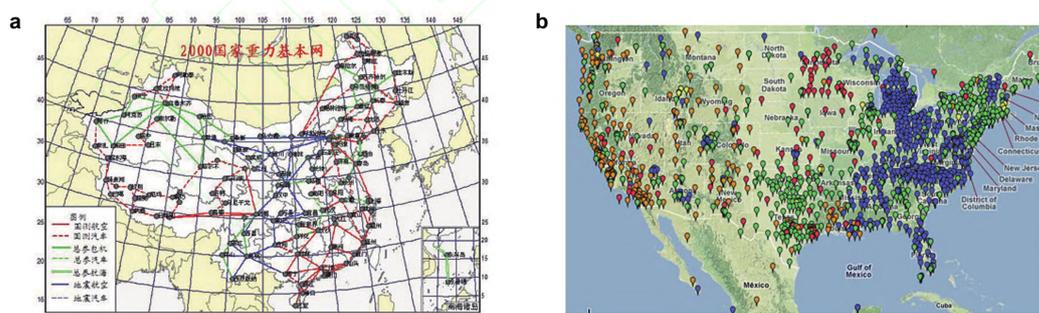


图 7

(a) 中国 2000 重力基本网, 目前提供使用的 2000 国家重力基本网包括 21 个重力基准点和 126 个重力基本点 (张宏伟等 2011); (b) 美国的国家大地测量网, 虽然站点较多, 但是地域分布并不均匀 (http://www.ngs.noaa.gov/CORS_Map/)

作为观测手段, 卫星轨道或卫星间的相对运动作为地球重力场的传感器, 可以为高精度、高分辨率的地球重力场模型研制, 提供前所未有的丰富观测信息; 有效地弥补了地面观测资料无法覆盖全球, 卫星测高数据反演全球水准面的精度不高的缺陷 (宁津生 1994, 徐海军等 2012, 郑伟等 2010).

1.3 空间测量的现状及未来

自伽利略于 16 世纪末首次进行重力测量以来, 国际众多科研机构, 如美国宇航局 (NASA)、德国航天局 (DLR)、欧洲空间局 (ESA) 等, 通过地面、海洋、空间等多种观测技术的联合, 已获得了全球的、规则的、密集的和高精度的地球重力场信息 (Reigber et al. 2003, Tapley et al. 2007, Pail et al. 2011). 因此, 全球重力场测量方法的优劣是决定人类对“数字地球”认识水平的关键所在. 目前全球重力场测量方法的固有局限性, 无论是各种方法单独使用还是联合作用, 均无法满足未来国际卫星重力测量计划中更高精度和快速反演全球重力场时空变化的需求 (Cesare & Sechi 2013). 因此, 寻求新的、有效的和快速的全球重力场反演方法, 是 21 世纪国际地球物理学和大地测量学界的热点和亟待解决的难题之一. 自 1957 年 10 月 4 日第一颗人造卫星 Sputnik-1 成功发射以来, 国际众多学者在利用卫星技术精密探测地球重力场方面取得了辉煌的成就 (Seeber 2003). 21 世纪是人类利用卫星跟踪卫星 (SST) 和卫星重力梯度 (SGG) 技术提升对地球重力场认知能力的新纪元. 重力卫星 CHAMP (challenging minisatellite payload, 2000 年 7 月 15 日发射) (Reigber et al. 1999, 2002a)、GRACE (gravity recovery and climate experiment, 2002 年 3 月 17 日发射) (Tapley & Reigber 2001, Tapley et al. 2004a) 和 GOCE (gravity field and steady-state ocean circulation explorer, 2009 年 3 月 17 日发射) (Drinkwater et al. 2003, Johannessen et al. 2003) 的成功升空以及即将发射的第二代 GRACE 重力卫星 (Rathke et al. 2011), 昭示着人类将迎来一个前所未有的卫星重力探测时代.

为满足不同科学目标对重力场精度、空间以及时间分辨率的需求 (郑伟 2007), 下一代重力卫星计划致力于在更高的分辨率下提供满足精度需求的重力场模型 (Cesare & Sechi 2013).

2 地球重力场的描述、测量和反演

人们在讨论地球外部的重力场模型时, 往往并不直接采用表面重力加速度这个物理量, 而是一个被称为重力势的物理量. 因为重力是保守力, 必定存在一个标量函数, 它的梯度与单位质量受到的重力, 也就是重力加速度, 大小相等方向相反 (Landau &

Lifshits 1975, Feynman 2013), 即

$$\mathbf{g} = -\nabla\Phi \quad (3)$$

这个标量函数 Φ 称之为重力势, 也叫重力位, 它是地球外部空间各点的坐标的函数. 因此, 只要知道地球外部的重力势, 通过求它的梯度便能得到地球外部任何一点的重力加速度; 并且重力势函数是一个标量, 它在讨论和使用时, 与重力加速度相比更为方便.

因为重力势是地球外部空间各点的坐标的函数, 因此在地球外部的任何一个点都对应着一个重力势的值. 如果把重力势相等的各点连接起来, 会形成一个覆盖整个地球的封闭曲面, 这个曲面就叫重力等势面 (郭俊义 1994), 也称重力等位面, 通常可以表示为

$$\Phi(r, \theta, \lambda) = C \quad (4)$$

其中, r, θ, λ 为地固球面坐标系的坐标. 在地固坐标系中, 选取地球质心作为坐标原点, r 表示地球外部某点与地球质心的距离, θ 和 λ 为此点所处的经纬度, 如图 8. 如果选取不同的常数 C , 则得到不同的重力等势面, 所以在地球上存在着一系列的重力等势面.

假设地球被静止的海水完全覆盖, 那么静止的海水表面就是一个重力等势面, 故而重力等势面也被称为水准面. 在一系列的水准面中, 同理想的平均海平面重合, 并延伸到整个地球大陆内部的水准面称为大地水准面 (郭俊义 1994).

由于地球自转的影响, 地球外部的重力等势面大致呈赤道略鼓、两极稍扁的椭球形. 为了方便几何大地测量的应用, 人们选取了一个形状、大小一定, 经过定位、定

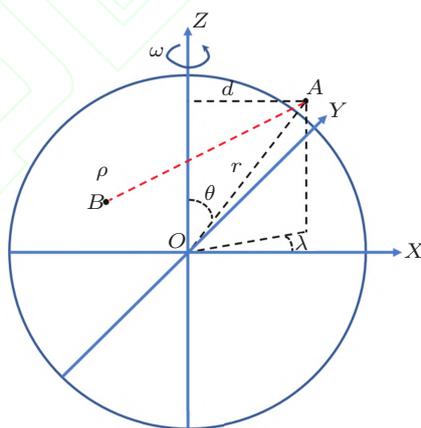


图 8

地球坐标系示意图

向, 并与大地水准面最佳吻合的椭球面作为测量计算基准面, 称为参考椭球面 (Moritz 2000). 图 9 显示了大地水准面与参考椭球面的关系. 这个基准面包围的椭球称为地球参考椭球, 它的中心选取在地球质心上, 并且具有与地球一样的质量 (包含大气), 自转角速度以及扁率, 也被称为旋转参考椭球. 参考椭球的半长轴大小的选择使得参考椭球的表面最密合于大地水准面. 表 2 列举了参考椭球的一些基本参数 (Moritz 2000).

本文所讨论的重力场测量实际是地球外部重力势的测量以及大地水准面的确定.

表 2 地球参考椭球相关参数

参数名称	数值大小
质量	5.974×10^{24} kg
自转角速度	$7.292 115 \times 10^{-5}$ rad/s
半长轴	$6.378 137 \times 10^6$ m
扁率	3.3528×10^{-3}

2.1 重力场的物理构成和相关量

要定量讨论地球重力场, 即地球重力势, 需在特定的坐标系下进行. 图 8 表示的为常用的地球坐标系, 即地固坐标系. 坐标系原点 O 与地球质心重合, Z 轴指向地球北极, X 轴指向地球赤道面与格林尼治子午圈的交点, Y 轴在赤道平面里与 XOZ 构成右手坐标系 (魏子卿 2008).

在此坐标系下, 地球表面某处 A 的重力势的值 V 可表示为

$$V = G \int_v \frac{\rho dv}{\xi} + \frac{1}{2} \omega^2 d^2 \quad (5)$$

其中, 积分是对整个地球进行积分, ρ 为地球中任意一点 B 的质量密度, ξ 为 A 点至 B 点的距离, ω 为地球自转角速度, d 为 A 点到地球自转轴的距离, G 为万有引力常

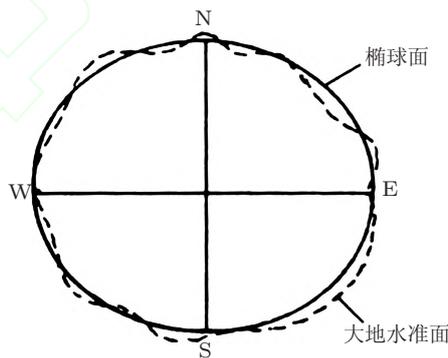


图 9

参考椭球面与大地水准面截面示意图

数. 等式右边第 1 项表示地球质量引起的引力势, 右边第 2 项表示由地球自转引起的惯性离心势, 两者之和为重力势.

地球近似球形, 是一个扁率很小的椭球体, 因此人们通常将地球引力势部分用球谐函数展开, 以方便讨论. A 处的重力势用球谐函数展开后可表示为

$$V(r, \theta, \lambda) = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^n \bar{P}_{nm}(\cos \theta) [\bar{C}_{nm} \cos(m\lambda) + \bar{S}_{nm} \sin(m\lambda)] \right\} + \frac{1}{2} \omega^2 d^2 \quad (6)$$

其中, r 为 A 点至地球质心 O 的距离, θ 和 λ 为球面坐标 (见图 8), a 为地球椭球半长轴长度, M 为地球质量, \bar{P}_{nm} 为正规化的连带勒让德多项式, \bar{C}_{nm} 和 \bar{S}_{nm} 为正规化的球谐系数, n 表示阶数. 因选择质心作为坐标原点, 故一阶项为 0.

由式 (16) 可知, 一旦知道了各阶球谐系数 \bar{C}_{nm} 和 \bar{S}_{nm} 的值, 就能够反演地球周围任意一点 (r, θ, λ) 的重力场的值, 因此 \bar{C}_{nm} 和 \bar{S}_{nm} 也被称为引力位系数. 而地球重力场的相关研究通常是分析重力异常位. 为了给出重力异常位的定义, 必须先引入正常重力位. 所谓的正常重力位即由地球参考椭球给出的重力位, 其表达式为

$$U(r, \theta, \lambda) = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^n \bar{P}_{nm}(\cos \theta) [\bar{C}_{nm}^* \cos(m\lambda) + \bar{S}_{nm}^* \sin(m\lambda)] \right\} + \frac{1}{2} \omega^2 d^2 \quad (7)$$

其中, \bar{C}_{nm}^* 和 \bar{S}_{nm}^* 表示正常重力位系数. 由于地球参考椭球具有旋转对称性, 因此其重力位应只有偶次项. 重力异常位 T 即为地球实际重力场 V 与地球参考椭球重力场 U 之差, 即

$$T(r, \theta, \lambda) = V(r, \theta, \lambda) - U(r, \theta, \lambda) = \frac{GM}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^n \bar{P}_{nm}(\cos \theta) [C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)] \quad (8)$$

其所对应的球谐系数 C_{nm} 和 S_{nm} 即为重力异常位系数. CHAMP, GRACE 及 GOCE 等重力卫星, 即是利用测量信号反演出重力异常位, 继而反算出地球重力场 V .

2.2 CHAMP, GRACE 及 GOCE 测量原理

虽然 CHAMP, GRACE 以及 GOCE 任务都采用卫星作为重力测量手段, 但是其测量原理各异, 具体物理图像介绍如下.

2.2.1 CHAMP 卫星

CHAMP 卫星任务于 1994 年由德国提出 (Reigber et al. 1999, 2002a), 2000 年升空, 它采用高低卫星跟踪模式, 利用 GPS 定轨来反演重力位系数, 最终构建地球重力场. CHAMP 卫星的轨道高度为 418~460 km, 轨道偏心率为 0.004, 轨道倾角为 87.275°. CHAMP 卫星的主要载荷包括双频 GPS 接收机、星敏感器及星载加速度计, 如图 10 所示.

在测量过程中, CHAMP 卫星可以看成是一个检验粒子, 在地球的重力场中运动. 其运动方程可表示如下

$$m_{sc}\mathbf{a} = m_{sc}(-\nabla \cdot V) + \mathbf{f}_{nif} + \mathbf{f}_{if} \quad (9)$$

其中, m_{sc} 为卫星的质量, \mathbf{a} 为其加速度, \mathbf{f}_{nif} 为卫星所受非保守力, \mathbf{f}_{if} 为卫星所受的除地球重力场以外的保守力. 其中卫星所受非保守力, 如大气阻尼、太阳风压及太阳辐射压等, 可通过加速度计测量得到, 从而进行扣除; 而地球重力场以外的保守力包括日月及其他行星引力、固体潮、海洋极潮、大气和洋流以及相对论效应等, 可通过适当的模型进行拟合并扣除. 因此式 (9) 可重写成

$$\mathbf{a} = -\nabla \cdot V = -\nabla \cdot (U + T) \quad (10)$$

在排除其他扰动力影响后, 此时的 \mathbf{a} 就完全等于卫星的重力加速度, 它包含 2 个部分——正常重力位引起的加速度以及重力异常位引起的加速度. 在知道卫星初始位置和速度的前提下, 可对上式进行积分, 即

$$\iint \mathbf{a} dt^2 = \iint (-\nabla \cdot U) dt^2 + \iint (-\nabla \cdot T) dt^2 = \mathbf{x}_{nml}(t) + \Delta \mathbf{x}(t) \quad (11)$$

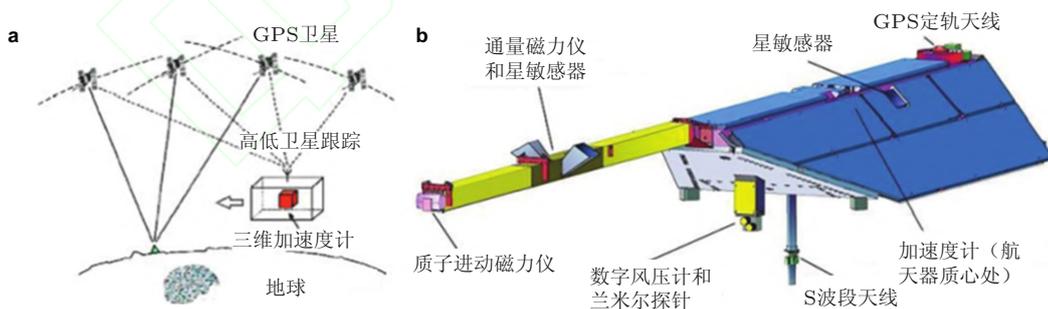


图 10

(a) CHAMP 测量原理示意图, (b) CHAMP 主要载荷示意图 (图片来源 GFZ——德国地学中心)

其中, x_{nml} 表示卫星在正常重力位 U 作用下的运动轨道, Δx 表示由重力异常位 T 引起的轨道摄动. 可以通过 GPS 对 CHAMP 卫星的轨道进行定轨, 从而获得 CHAMP 任意时刻的轨道位置, 即轨道摄动值, 然后通过式 (11) 来反算重力异常位 T , 进而获得整个地球重力场的数值.

2.2.2 GRACE 卫星

GRACE 卫星任务是由美德合作的双星项目, 于 2002 年发射升空, 可认为是 CHAMP 任务的延续 (Tapley & Reigber 2001, Tapley et al. 2004a). 与 CHAMP 任务一样, GRACE 卫星编队也采用极地近圆轨道. GRACE 双星轨道高度为 500 km, 星间距为 220 km. GRACE 任务是通过测量 2 颗卫星间的距离变化或距离变化率来反演地球重力场, 包括高低卫星跟踪和低低卫星跟踪 2 种测量模式. 其主要载荷包括 GPS 接收机、双频 K 波段微波测距系统、星载加速度计以及星敏感器, 如图 11 所示.

GRACE 的 2 颗卫星作为 2 个检验粒子, 在地球的重力场中运动, 它们的运动方程与式 (9) 一样, 可分别表示为

$$\left. \begin{aligned} m_1 \cdot \mathbf{a}_1 &= m_1 \cdot (-\nabla_1 \cdot V) + \mathbf{f}_{1nif} + \mathbf{f}_{1if} \\ m_2 \cdot \mathbf{a}_2 &= m_2 \cdot (-\nabla_2 \cdot V) + \mathbf{f}_{2nif} + \mathbf{f}_{2if} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

其中, m_1 和 m_2 分别表示 2 颗卫星的质量. 同理利用保守力模型及加速度计数据, 扣除地球重力以外的保守力及非保守力的影响, 可得

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{a}_1 &= -\nabla_1 \cdot V = -\nabla_1 \cdot (U + T) \\ \mathbf{a}_2 &= -\nabla_2 \cdot V = -\nabla_2 \cdot (U + T) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

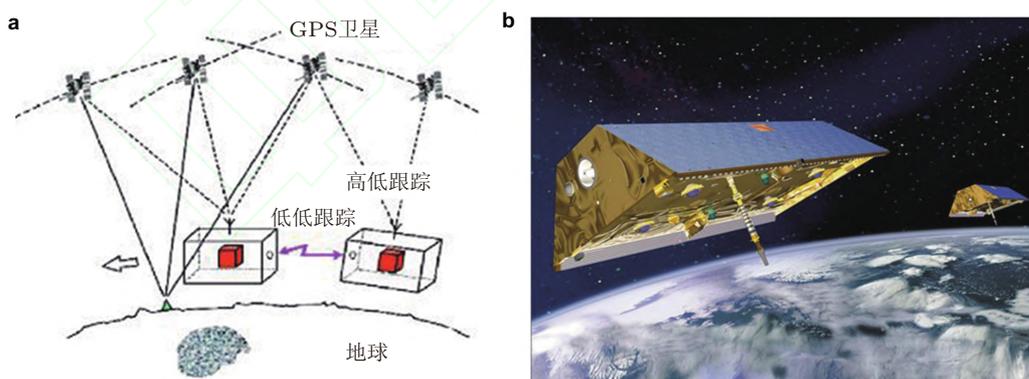


图 11

(a) GRACE 测量原理示意图 (CSR——德克萨斯大学空间研究中心), (b) GRACE 在轨效果图 (JPL——美国喷气实验室)

利用 2 颗卫星的初始数据, 包括初始位置和速度, 可对上式进行积分得到

$$\left. \begin{aligned} \iint \mathbf{a}_1 dt^2 &= \mathbf{x}_{1nml}(t) + \Delta \mathbf{x}_1(t) \\ \iint \mathbf{a}_2 dt^2 &= \mathbf{x}_{2nml}(t) + \Delta \mathbf{x}_2(t) \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

其中, $\mathbf{x}_{inml}(t)$ 和 $\Delta \mathbf{x}_i(t)$ 定义同式 (11). GRACE 原计划是测量由地球重力异常位引起的 2 颗卫星的间距变化, 即 $\Delta \mathbf{x}_1(t) - \Delta \mathbf{x}_2(t)$, 来反演重力异常位, 从而构建地球重力场. 然而由于微波测距装置的距离测量精度未达预期要求, 因此 GRACE 采用星间变率作为测量物理量. 星间距离变率即 2 颗卫星间的相对速度在卫星连线方向的投影. 利用式 (12) 对时间一次积分可得 2 卫星的在轨速度

$$\left. \begin{aligned} \int \mathbf{a}_1 dt &= \mathbf{v}_{1nml}(t) + \Delta \mathbf{v}_1(t) \\ \int \mathbf{a}_2 dt &= \mathbf{v}_{2nml}(t) + \Delta \mathbf{v}_2(t) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

其中, $\mathbf{v}_{inml}(t)$ 表示由正常重力位 U 作用下卫星的在轨速度, $\Delta \mathbf{v}_i(t)$ 表示由重力异常位 T 作用下引起的卫星速度的变化. $\Delta \mathbf{v}_1(t) - \Delta \mathbf{v}_2(t)$ 即为星间的相对速度, 它在卫星连线方向的投影即为星间距离变率.

2.2.3 GOCE 卫星

GOCE 卫星任务是由 ESA 发起, 于 2009 年发射升空的地球卫星项目 (Drinkwater et al. 2003, Johannessen et al. 2003), 它旨在测量和恢复地球较高阶静态重力场. GOCE 卫星仍采用极地近圆轨道, 轨道高度为 255 km. GOCE 卫星通过测量重力梯度来反演地球重力异常位, 从而达到恢复地球重力场的目的. 为消除非保守力的影响, GOCE 卫星采用无拖曳航天技术. 卫星主要载荷包括三轴梯度仪, GPS 接收机以及星敏感器, 如图 12 所示.

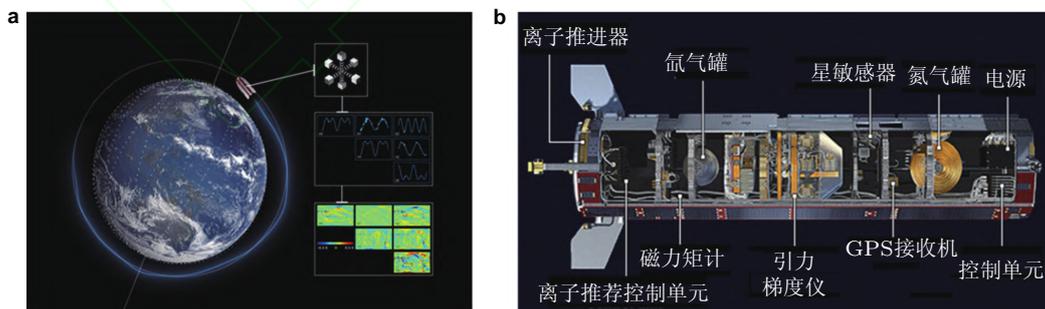


图 12

(a) GOCE 测量原理示意图, (b) GOCE 载荷示意图 (图片来源于 ESA——欧洲航空局)

与 CHAMP 及 GRACE 类似, GOCE 卫星可看成是一个在地球重力场中运动的检验粒子. 但 GOCE 采用了无拖曳航天技术, 作用在航天器上的非保守力被实时测量并利用航天器上的微推力器进行抵消. 因此, 整个卫星可视为惯性运动, 只受地球重力场及其他保守力影响, 其运动方程可写成

$$m_{sc}\mathbf{a} = m_{sc}(-\nabla \cdot V) + \mathbf{f}_{if} \quad (16)$$

与 CHAMP 及 GRACE 一样, GOCE 卫星利用保守力模型扣除地球重力以外的其他保守力后, 其加速度可表示为

$$\mathbf{a} = -\nabla \cdot V = -\nabla \cdot (U + T) \quad (17)$$

与 CHAMP 及 GRACE 不同, GOCE 的测量物理量为重力梯度 (gravity gradient) \mathbf{gg} ,

$$\nabla \times \mathbf{a} = \mathbf{gg} = \mathbf{gg}_{nml} + \Delta \mathbf{gg} \quad (18)$$

其中, \mathbf{gg}_{nml} 是由正常重力位 U 引起的重力梯度, $\Delta \mathbf{gg}$ 为重力异常位 T 引起的重力梯度变化值. 精确测量 $\Delta \mathbf{gg}$ 可反演出重力异常位, 从而恢复地球重力场.

2.3 地球重力场反演概要

利用重力卫星的测量数据反演地球重力场, 即确立重力场模型, 是地球重力卫星的核心任务. 尽管测量的物理量不同, CHAMP, GRACE 及 GOCE 重力卫星均利用卫星轨道动力学方程, 即式 (9), 式 (12), 式 (16) 来建立观测量与重力异常位的关系, 即式 (11), 式 (14), 式 (15), 式 (18) 式, 从而利用适当的算法由观测量反演出重力异常位.

重力卫星任务反演地球重力场的算法分为时域法和空域法 (冉将军 2013). 时域法主要包含 Kaula 线性摄动法、动力学法、基线法、能量法、加速度法和短弧长法等, 它适合于 CHAMP, GRACE 卫星的解算; 空域法适用于 GOCE 卫星数据解算地球重力场.

利用卫星重力探测数据反演地球重力场的技术主要包括 (周旭华等 2005, Mayer-Gürr et al. 2005, 郑伟等 2006, Ditmar & Liu 2007, 张兴福和沈云中 2007, 郑伟等 2010b, Migliaccio et al. 2010, 冉将军 2013, 谷振丰等 2013, 郑伟等 2014):

- (1) 利用低轨卫星精密轨道和非保守力加速度数据, 导出能同时求解位系数、加速度计偏差、尺度和漂移校准参数的能量守恒观测方程;
- (2) 采用重力梯度卫星观测数据, 构建重力场模型的线质量调和分析方法;
- (3) 研究利用 GOCE 数据解算地球重力场的 Tikhonov 正则化方法, 以及选择正则化参数的曲线法和广义交叉检验法;

(4) 基于 GRACE 数据的星间加速度法, 采用 9 点 Newton-Gregory 插值法得到星间相对加速度, 联合星间距离和星间相对速度, 建立关于相对扰动位梯度的观测方程;

(5) 利用星载 GPS 和低低跟踪数据同时确定重力场模型和卫星精密轨道的“同解法”等.

由于测量原理的不同, CHAMP, GRACE 和 GOCE 对不同阶数的地球重力位系数敏感程度不同, 因此在反演结果上有所区别. 总体上来说, CHAMP 对地球低阶重力位系数敏感, GRACE 对中外阶重力位系数敏感, 而 GOCE 在反演相对高阶重力位系数时精度较好, 如表 3 所示. 其中空间分辨率越高, 则表示对高阶越敏感.

表 3 CHAMP, GRACE 及 GOCE 反演地球重力场结果比较 (冉将军 2013)

	CHAMP	GRACE	GOCE
静态地球重力场 (水准面精度 @ 空间分辨率)	1 cm@1 000 km	1 cm@270 km	1 cm@100 km
时变地球重力场 (水准面精度 @ 空间分辨率, 时间分辨率)	1 mm@4 000 km, 3 个月	10 cm@400 km, 1 个月	无

2.4 下一代重力卫星后 GRACE

GRACE 通过微波测量 2 颗卫星之间的距离变率, 从而可以得到地球表面的质量变化, 例如冰川的融化、海平面升高以及震级较大的地震等, 但其存在固有缺陷. 首先, GRACE 卫星在分辨率约为 400 km 时, 其大地水准面精度约为 3 mm (Tapley et al. 2004b), 只能反演较大尺度的时变信号; 其次, GRACE 的轨道设计引起的条带问题. 尽管条带可以通过滤波等手段消除掉, 但是滤波的过程在降低噪声的同时也抑制了信号的强度, 可能湮没原有的时变信号 (Swenson & Wahr 2006).

表 4 列出了不同的科学目标对重力场精度、空间以及时间分辨率的需求. 从表中可以看到 GRACE 的精度与应用需求还存在一定差距 (郑伟 2007).

表 4 不同科学目标对重力场精度和分辨率的需求

应用	空间分辨率/km	时间分辨率/月	大地水准面
冰川融化	100~1 000	2~6	0.01 mm/a
地表水	100~500	1~6	1 cm
地下水	200~500	1~6	1 cm
同震变形	10~200	1~6	1 mm

下一代重力卫星计划致力于在更高的分辨率下提供满足精度需求的重力场模型. 目前主要有 2 种方案: (1) 轨道构型仍然采用 GRACE 的设计, 2 颗卫星几乎在同一轨道面内飞行, 不同之处在于利用激光测量替代微波测距, 提高测距精度 (Bender et al.

2003, Nagano et al. 2004, Pierce et al. 2008, Dehne et al. 2009); (2) 在上述方案基础上, 增加一对卫星, 位于倾角为 $55^\circ \sim 65^\circ$ 的同一轨道面内 (Visser et al. 2010, Wiese et al. 2012). 图 13 展示了第 1 种方案中不同的轨道高度和星间距对反演性能的影响, 可见相对于 GRACE 及 GOCE 其反演精度有明显提升.

在相同轨道高度和星间距条件下, 第 2 种方案与第 1 种方案的性能对比如图 14 所示. 可见 2 对卫星比 1 对卫星在反演精度上有显著提升.

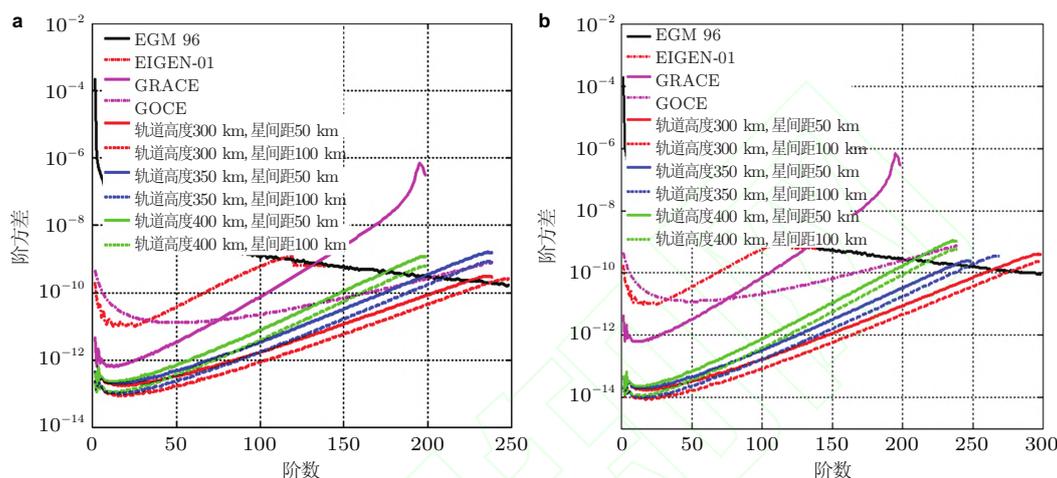


图 13

阶方差比较. 激光测距精度: (a) $100 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$, (b) $10 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$

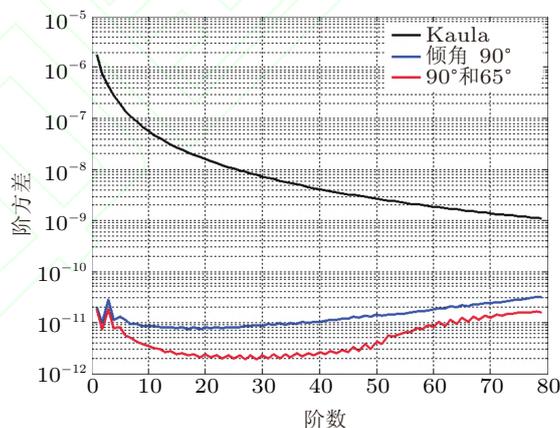


图 14

阶方差比较 (微波测距精度: $1 \mu\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$; 轨道高度: 300 km, 星间距: 50 km) 黑线是考拉曲线, 蓝线是轨道倾角为 90° 时 1 对卫星的反演阶方差曲线, 红线是轨道倾角为 90° 和 65° 时 2 对卫星的反演阶方差曲线

图 15 对比了 2 对和 1 对卫星模拟的反演结果, 可知 2 对卫星能有效降低影响重力场模型反演的“条纹 (stripe)”, 从而提高重力场反演的精度 (Cesare & Sechi 2013).

上述 2 套方案的星间距测量原理一致, 因此本文接下来所讨论的探测方法和关键技术均对 2 套方案有效.

3 未来空间地球重力场探测方法及关键技术

相比于传统的地球重力场测量手段 (Lemoine et al. 1997, Reigber et al. 2002b), GRACE 卫星能够更快速地获取地球重力场信息, 而且在中长波段的测量精度提高了 2 个数量级. 然而在研究地震活动、火山及地幔对流等问题时, GRACE 提供的数据在空间分辨率上无法满足要求; 同时在研究陆地水循环时对地球重力场数据的时间分辨率提出了更高的要求 (Sneeuw et al. 2005). 因此, 在 GRACE 卫星巨大成功的推动下, 许多国家纷纷开展 GRACE 后续计划的研究 (D'Errico 2013), 以期提高重力场反演的空间和时间分辨率. GRACE 采用微波测距方法学, 其测距精度仅为 $1 \mu\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$. 为提高重力场测量的时空分布, 后 GRACE 卫星采用激光干涉测距法替代微波测距, 其测距精度可达 $10\sim 100 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$ (Bender et al. 2003, Nagano et al. 2004, Pierce et al. 2008, Dehne et al. 2009).

3.1 后 GRACE 的原理和方法学

轨道漂移效应导致卫星间存在相对速度, 从而引起星间多普勒频移. 因此, 后 GRACE 拟采用外差式激光干涉测距法 (Flechtner et al. 2012, Loomis et al. 2012).

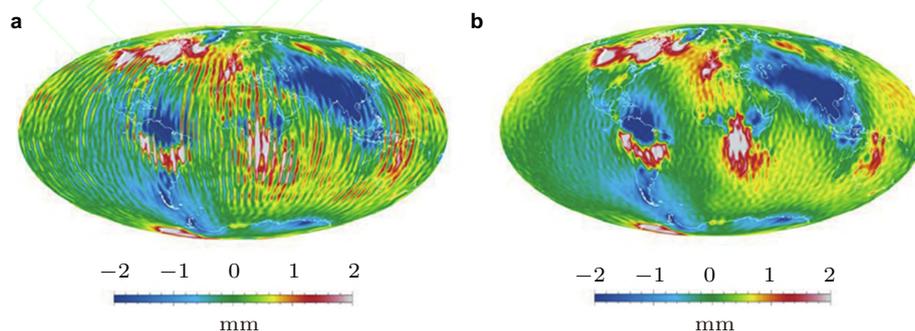


图 15

月平均重力场. (a) 方案 1, (b) 方案 2

3.1.1 测量原理

外差式星载激光干涉测距法是使用 2 种不同频率的单色光作为测量光束和参考光束, 通过光电探测器的光电转换和滤波作用后, 输出差频信号. 被测物体位移、振动和转动等变化引起的光波相位变化或多普勒频移载于此差频信号上, 经解调即可获得被测物体位移、振动和转动等相关信息. 外差式星载激光干涉测距原理示意图如图 16 所示, 从光电探测器输出的差频信号表达式为 $I = A \cos(\Delta\omega t + \Delta\varphi)$, 其中, A 为差频信号幅值, $\Delta\omega$ 为差分频率, $\Delta\varphi$ 为相位差. 通过高精度相位计读出差频信号的相位变化值 $\Delta\varphi$, 然后根据测试质量之间的位移变化 ΔL 与相位变化 $\Delta\varphi$ 、激光波长 λ 三者之间的关系式

$$\Delta L = \frac{\Delta\varphi}{2\pi} \lambda \tag{19}$$

可精确反演出双星搭载的测试质量之间的位移变化值, 从而获得地球重力场的相关信息.

3.1.2 轨道设计

在后 GRACE 轨道设计中, 最为重要的轨道参数是倾角、卫星高度和星间距. 轨道倾角影响卫星星下点轨迹的覆盖范围; 卫星的高度影响信号的空间分辨率和强度, 低轨卫星对于高频信号的探测有很大的提高; 卫星的星间距影响仪器的噪声水平和恢复各频率段重力信号的能力. 中国科研工作者也提出了新颖的内编队卫星构型的重力场测量方案, 可不需搭载加速度计, 为重力卫星实施的一个新型途径(刘红卫等 2013).

综合分析以上因素, 目前后 GRACE 的轨道有了初步的设计 (Wiese et al. 2009, Zheng et al. 2009, Visser et al. 2010, Cesare & Sechi 2013) 卫星轨道高度选取为 250~500 km,

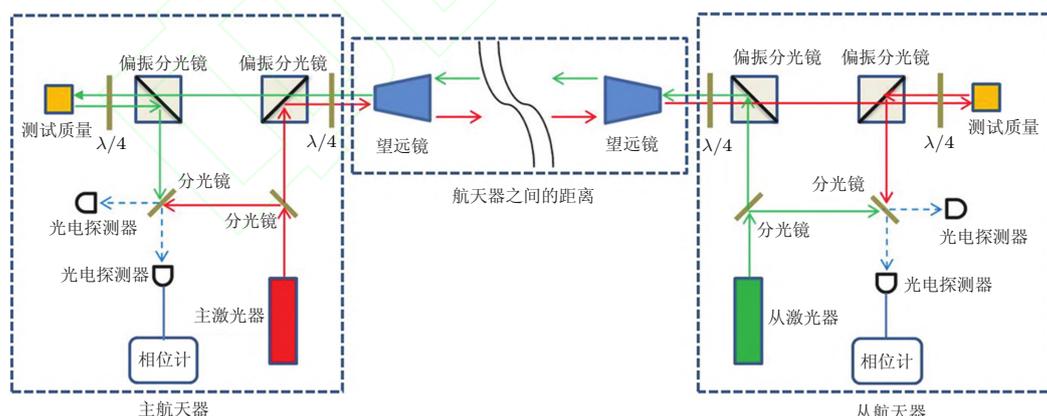


图 16

外差式双星激光干涉原理示意图

星间距为 100~200 km. 卫星编队的倾角目前有 3 种选择: (1) 为了尽可能的覆盖全球, 特别是极地地区, 最佳倾角为 90° , 因为在 90° 的倾角下对地球的极地冰冠有最佳灵敏度, 有助于开展冰川的相关研究; (2) 太阳同步轨道倾角 (大约 97°), 航天器温度稳定性最高, 此时测距系统有着最佳的灵敏度表现, 以期实现最高的科学回报; (3) 中度倾角 ($55^\circ\sim 66^\circ$), 为了更好地平衡两极及中纬度地区的分辨率, 62.7° 为较好的选择.

3.2 后 GRACE 的优势和关键技术

GRACE 与后 GRACE 的技术指标对比如表 5 所示 (申健等 2007, Sheard et al. 2012).

表 5 GRACE 与后 GRACE 技术指标对比

	方法	波长	测距精度
GRACE	K/Ka 微波测距	1.25/0.94 cm	$10 \mu\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$
后 GRACE	外差激光干涉测距	1.064 μm	$80 \text{nm}/\text{Hz}^{1/2}$

由于测量波长缩短到原来的万分之一, 后 GRACE 具有更高的测距精度. 测距精度的提高能够在给定的空间尺度上测量更小质量的变化, 或者在给定的质量变化不确定性下提高空间分辨率 (Sheard et al. 2012).

另外, 激光束的发散比微波小很多, 因此它的能量损耗更低. 但是它需要增加精密激光指向控制系统, 以保证接收光功率和测距精度 (Sheard et al. 2012).

后 GRACE 的关键技术包括双星空间外差干涉测距 (Heinzel 2012, Schütze 2012, Folkner et al. 2010, Watkins et al. 2013) 和无拖曳控制 (Blandino 2008) 等.

3.2.1 工程系统设计 (卫星间的激光测距)

后 GRACE 的整体系统 (图 17) 包括以下几部分:

- (1) 激光干涉仪: 用于测量两卫星终端间的相对距离变化;
- (2) 加速度计: 用于测量卫星终端非保守线性加速度 (Touboul et al. 1999);
- (3) 辅助角度测量系统: 用于测量卫星相对于双星连线的夹角;
- (4) 辅助横向位移测量系统: 用于测量卫星 2 相对于卫星 1 出射激光的横向位移, 并为激光指向控制提供数据;
- (5) 全球卫星导航接收器: 为卫星精密定轨提供支持 (Bertiger et al. 2002);
- (6) 星敏感器: 用于测量卫星的惯性姿态 (Horwath et al. 2011);
- (7) 激光角反射器: 通过与地面间的激光测距实现精密定轨.

激光干涉仪和加速度计是后 GRACE 的核心部件. 两者都需要安静、稳定的运行环境. 星间激光干涉测量系统的质量和功率分布预算如表 6 所示; 加速度测量系统的质量和功率分布预算如表 7 所示.

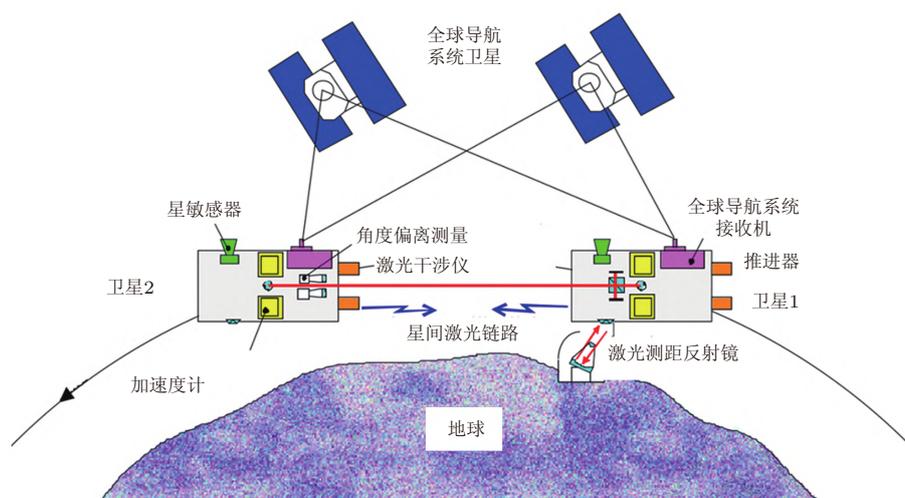


图 17

后 GRACE 效果示意图

表 6 激光测量系统载荷质量与功率分配表

载荷	质量/kg	功率/W
干涉仪	2.7	—
望远镜	0.88	—
激光角反射镜	0.12	—
光学平台与加速度计支撑系统	12.6	—
偏角测量与光学头组件	2.5	—
测量系统电子单元	4	30
光源 (功率在控制与驱动单元考虑)	6	—
激光稳频系统	4	—
激光控制与驱动单元	10	17
移频系统与功率调制器	0.5	—
移频与功率调制驱动单元	4	20
载荷总质量	47.3	67
冗余	11.8	16.8
总额度	59.1	83.8

表 7 加速度计系统载荷质量与功率分配表

载荷	数量	单位质量	总质量	单位功率	总功率
加速度计	4	5.2	20.8	—	—
前端模拟电子单元	2	6.3	12.6	15	30
数字电子单元及备份	1	6.6	6.6	16.5	16.5
总额			40		46.5

3.2.2 噪声分析和技术指标

后 GRACE 要求激光干涉测距噪声低于 $20 \text{ nm/Hz}^{1/2}$ 。它的主要噪声分为三大部

分,如图 18 所示.

(1) 激光干涉仪噪声: 占整体噪声的 68.5%, 即 $16.55 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$, 由三部分组成:

(i) 激光频率噪声: 由激光源频率扰动引起的噪声, 占干涉仪噪声的 63.1%, 即 $13.15 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$ (Folkner et al. 2011);

(ii) 干涉平台噪声: 由干涉仪测量引起的噪声, 占干涉仪噪声的 36.5%, 即 $10.00 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$;

(iii) 干涉光路噪声: 由温度扰动引起的干涉光路非一致性, 占干涉仪噪声的 0.4%, 即 $1.00 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$.

(2) 光学参考-卫星耦合噪声: 占整体噪声的 3.9%, 即 $3.95 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$, 由两部分组成:

(i) 角反射镜位置稳定性: 由激光角反射镜与卫星终端间的相对距离扰动引起, 占参考-卫星耦合噪声的 12.8%, 即 $1.41 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$;

(ii) 卫星转动引起的角反射镜-卫星终端耦合噪声占参考-卫星耦合噪声的 87.2%, 即 $3.69 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$.

(3) 激光指向噪声-波前畸变耦合噪声: 由于远场激光波前偏离标准球面波, 导致激光角度扰动以指向噪声的形式耦合到干涉测距中, 占整体噪声 27.6%, 即 $10.50 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$.

三大类噪声总体表现的频谱性质如图 19 所示.

后 GRACE 要求双星相对非保守力加速度测量噪声低于 $10^{-11} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$.

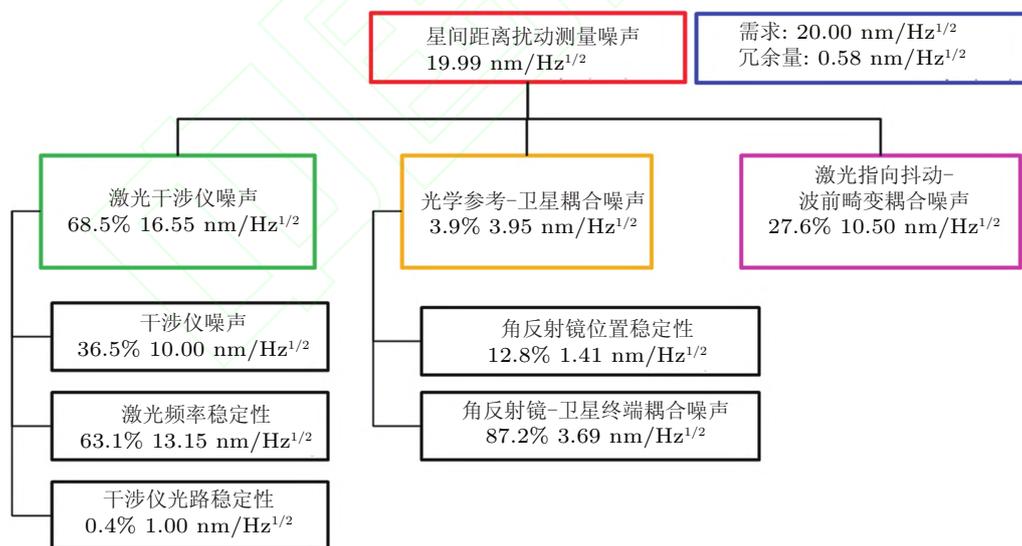


图 18

激光干涉测距噪声分配图

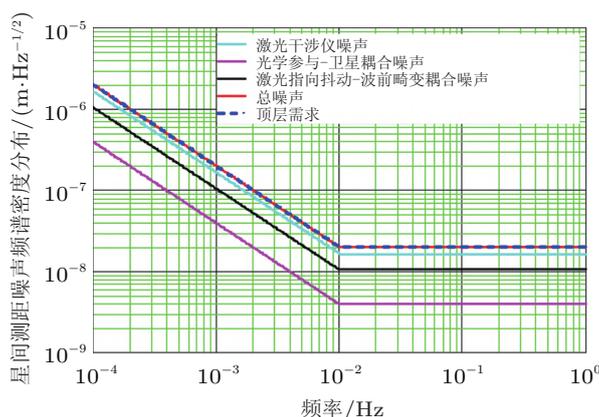


图 19

星间激光干涉测距噪声频谱密度图

如图 20 所示, 航天器 1 的非保守力加速度测量噪声占 46.9%, 即 $6.85 \times 10^{-12} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$; 而航天器 2 的非保守力加速度测量噪声占 53.1%, 即 $7.29 \times 10^{-12} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$. 加速度噪声可分为 4 大类:

(1) 航天器 1, 2 的仪器误差: 来自加速度计的仪器误差, 其中航天器 1 的仪器误差占航天器 1 总误差的 4.8%; 航天器 2 的仪器误差占航天器 2 总误差的 4.2%.

(2) 仪器-航天器耦合误差: 该误差在航天器 1 占其总误差的 14.6%; 在航天器 2 占其总误差的 12.9%.

(i) 与加速度计的共模耦合误差: 由航天器 1, 2 上加速度计对航天器加速度的测量误差, 占总耦合误差的 94.9%;

(ii) 与加速度计的非共模耦合误差: 由航天器角加速度和离心加速度耦合到加速度计主测量轴引起的误差, 占总耦合误差的 4.5%;

(iii) 非线性耦合误差: 由于加速度计对外部加速度的非线性响应, 占总耦合误差的 0.3%;

(iv) 加速度计位置不稳定性引起的误差: 由于航天器角速度与加速度计-卫星终端相对位置耦合引起的误差, 占总耦合误差的 0.3%.

(3) 航天器误差: 其中该误差在航天器 1 占其总误差的 42.0%; 在航天器 2 占其总误差的 37.1%.

(i) 航天器运动与终端位置和稳定性的耦合误差: 由于终端的独立运动或航天器旋转的耦合, 占航天器误差的 99.7%;

(ii) 航天器的自引力误差: 由于航天器上加速度计测试质量受其他质量的保守力影响, 占航天器误差的 0.3%.

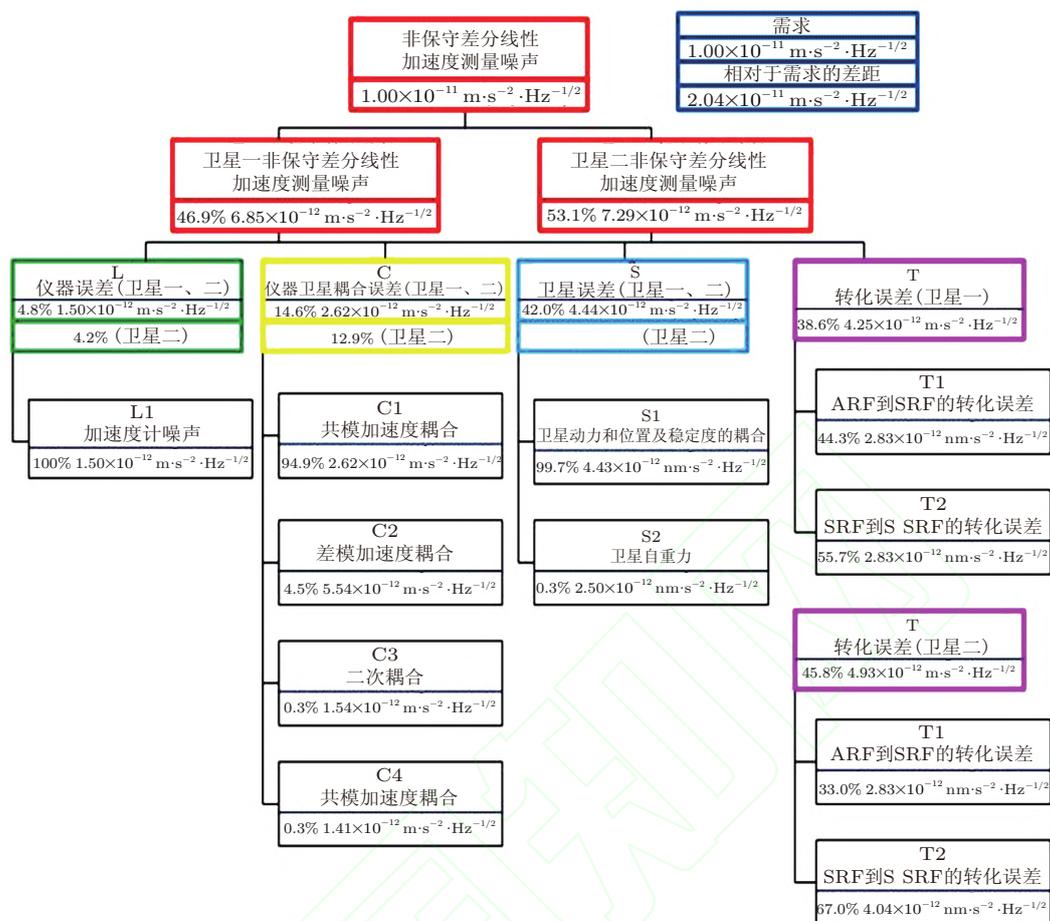


图 20

加速度噪声分配树图

(4) 转换误差: 其中该误差在航天器 1 占其总误差的 38.6%; 在航天器 2 占其总误差的 45.8%.

(i) ARF (accelerometer reference frame) 到 SRF (satellite reference frame) 的转化误差, 占航天器 1 转化误差的 44.3%, 占航天器 2 转化误差的 33.0%;

(ii) SRF 到 SSRF (satellite-to-satellite reference frame) 的转化误差, 占航天器 1 转化误差的 55.7%, 占航天器 2 转化误差的 67.0%.

图 21 为加速度噪声的功率谱密度图.

总之, 后 GRACE 项目在低频受到加速度噪声的限制, 而高频受制于激光频率噪声 (Bender et al. 2003, Nerem et al. 2004).

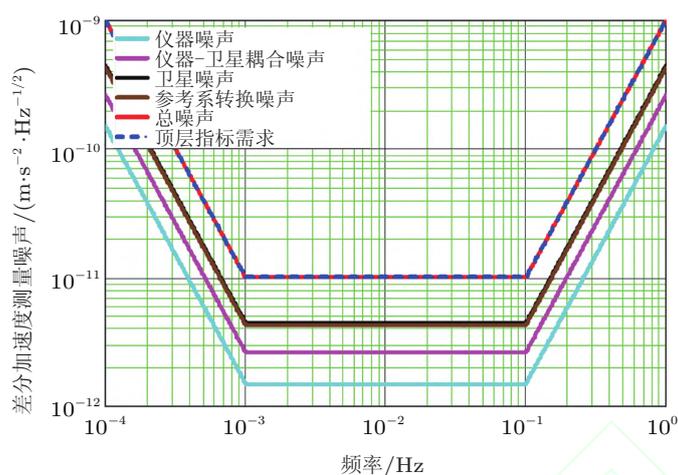


图 21

加速度噪声功率谱密度图

3.2.3 激光测距平台

激光测距平台是实现精密星间测距的关键. 它将接收到的入射激光与本地激光形成很好的外差干涉信号, 并导出到相位测量系统实现测距功能. 它包括激光器、干涉仪、光电探测器和相位计等关键部件, 还包括弱光锁相技术、激光指向控制技术等关键技术. 所有这些部件和技术都源自于空间激光干涉引力波探测计划 (罗子人等 2013).

关键部件包括:

(1) 激光器: 后 GRACE 采用与 LISA 类似的空间 1064 nm Nd:YAG 固体激光器 (Vitale 2002). 此类固体激光器效率高、光束质量好、线宽窄、调谐范围大、功率和频率稳定性高, 适用于空间卫星精密测距. 为满足测距要求, 激光频率噪声要低于 $13.15 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$.

(2) 激光干涉仪: 稳定的低噪干涉仪是高精度测距的基础. 后 GRACE 要求干涉仪噪声低于 $10 \text{ nm}/\text{Hz}^{1/2}$. 为实现此指标, 干涉仪采用 ZERODUE 材料, 利用光粘技术, 将同材质的光学镜片与基底一体化.

(3) 光电探测器: 探测器将含有测距信息的差分信号转化成电信号, 进行滤波降噪处理后传递给测相系统. 它是整个测距系统光电信号转换的桥梁.

(4) 相位计: 相位计是整个实时测距系统的终端, 检测来自光电探测器的干涉信号, 实现待测信号的相位读出.

关键技术中的弱光锁相技术及激光指向技术可参考相关文献 (罗子人等 2013).

3.2.4 卫星平台和编队

后 GRACE 卫星由于受到大气阻尼、太阳光压、宇宙射线等外部环境扰动和卫星结构振动、姿态调节、卫星内部移动部件等自身扰动的限制,其残余扰动约在 $10^{-4} \sim 10^{-6}g_0$ (g_0 为地球表面的重力加速度) 水平,严重影响重力场测量精度. 为抑制或消除卫星的残余扰动,需发展采用微推力器主动消除太空环境非保守力扰动的无拖曳航天技术,其基本思想是利用放置在卫星内部的检验质量 (test mass) 作为惯性参考基准,采用高精度位移检测技术测量检验质量相对于卫星的运动,并以该位移信号作为微推力器驱动控制的输入信号,使得微推力器产生适当的推力,以保证卫星精准地跟随检验质量运动. Stanford 大学的 DeBra 等 (Lange 1964a, Triad 1974) 创建出历史上第一个无拖曳控制系统 (disturbance compensation system, (DISCOS)”, 并成功将其应用在“TRIAD I” 卫星上.

无拖曳卫星基本工作原理如图 22 所示. 利用微推力器推动卫星跟随检验质量一起运动,并保证检验质量始终处于卫星的中心位置,理想情况下卫星和检验质量都将沿着测地线一起运动而不受扰动力的影响,这种用来主动补偿非保守力扰动并使检验质量自由运动的控制系统被称为无拖曳控制系统,该运行状态称为无拖曳运行模式 (DeBra 2003, DeBra 1997, Lange 1964b). 在该系统中,无论是利用电容位移传感器还是光学位移传感器对检验质量与卫星的相对位移进行测量,都将不可避免地对检验质量施加一定大小的作用力,从而影响检验质量的运动,并在检验质量和卫星之间引入与位移相关的耦合 (Josselin et al. 1999, Weber et al. 2002); 通过对检验质量与卫星相对位移的优化设计、控制可使这种耦合效应对检验质量的影响降到最低,此时检验质量所处的位置被称为无拖曳点 (Fichter et al. 2005).

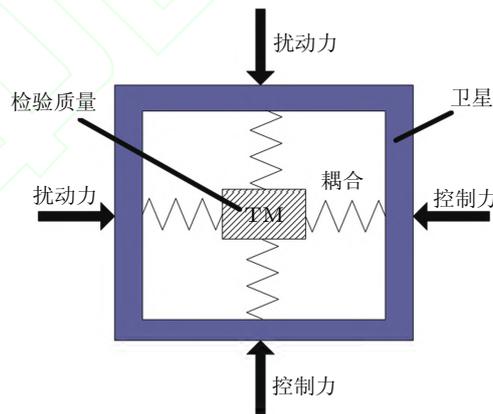


图 22

无拖曳卫星基本工作原理 (弹簧表示卫星与检验质量之间的耦合效应)

相对于惯性参考坐标系而言, 检验质量 TM 和航天器 SC 的动力学方程分别为

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\boldsymbol{x}}_{\text{tm}} &= \boldsymbol{g}_{\text{tm}} + \boldsymbol{a}_{\text{tm},n} \\ \ddot{\boldsymbol{x}}_{\text{sc}} &= \boldsymbol{g}_{\text{sc}} + \boldsymbol{F}_{\text{ng}}/m_{\text{sc}} + \boldsymbol{F}_{\text{df}}/m_{\text{sc}} \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

式中, $\boldsymbol{x}_{\text{tm}}$ 和 $\boldsymbol{x}_{\text{sc}}$ 分别表示检验质量和航天器相对惯性坐标系的位移; $\boldsymbol{g}_{\text{tm}}$ 和 $\boldsymbol{g}_{\text{sc}}$ 分别表示检验质量和航天器的引力加速度; $\boldsymbol{F}_{\text{ng}}$ 和 $\boldsymbol{F}_{\text{df}}$ 分别表示卫星受到的非保守力 (如太阳光压、大气阻力、重力梯度等) 和微推力器作用在航天器上的推力; $\boldsymbol{a}_{\text{tm},n}$ 表示检验质量上的残余加速度; m_{sc} 表示航天器的质量. 所以卫星与检验质量的相对加速度差为

$$\Delta \ddot{\boldsymbol{x}} = \ddot{\boldsymbol{x}}_{\text{tm}} - \ddot{\boldsymbol{x}}_{\text{sc}} = (\boldsymbol{g}_{\text{tm}} - \boldsymbol{g}_{\text{sc}}) - (\boldsymbol{F}_{\text{ng}}/m_{\text{sc}} + \boldsymbol{F}_{\text{df}}/m_{\text{sc}}) + \boldsymbol{a}_{\text{tm},n} \quad (21)$$

在无拖曳运行模式下, 检验质量和航天器应具有相同的加速度. 如果二者的质心重合, 且忽略它们所受到的引力加速度差, 即 $\Delta \boldsymbol{g} = \boldsymbol{g}_{\text{tm}} - \boldsymbol{g}_{\text{sc}} \approx \mathbf{0}$, 则有:

$$\Delta \ddot{\boldsymbol{x}} \approx -(\boldsymbol{F}_{\text{ng}}/m_{\text{sc}} + \boldsymbol{F}_{\text{df}}/m_{\text{sc}}) + \boldsymbol{a}_{\text{tm},n} \approx \mathbf{0} \quad (22)$$

若忽略检验质量上的残余加速度, 则有

$$\boldsymbol{F}_{\text{ng}} + \boldsymbol{F}_{\text{df}} = \mathbf{0} \quad (23)$$

式 (22) 表明卫星无拖曳控制水平最终将受到检验质量上残余加速度的限制; 式 (23) 表明在理想的无拖曳运行模式下, 推进器的推力 $\boldsymbol{F}_{\text{df}}$ 与航天器受到的非保守力 $\boldsymbol{F}_{\text{ng}}$ 大小相等、方向相反.

检验质量上残余扰动加速度可表示为

$$\boldsymbol{a}_{\text{tm},n} = \boldsymbol{a}_{\text{tm},\text{couple}} + \boldsymbol{a}_{\text{tm},\text{disturbance}} \quad (24)$$

第 1 项来源于检验质量与卫星之间的耦合, 其大小正比于检验质量与卫星的相对位移

$$\boldsymbol{a}_{\text{tm},\text{couple}} = \frac{K_{\text{couple}} \Delta \boldsymbol{x}}{m_{\text{tm}}} \quad (25)$$

其中, K_{couple} 为刚度耦合系数, $\Delta \boldsymbol{x}$ 为检验质量与卫星的相对位移. 可通过无拖曳控制器设计来降低其对检验质量的影响.

第 2 项表示直接作用在检验质量上的扰动力引起的加速度, 只能通过卫星与检验质量的整体优化设计来改善.

与无拖曳运行模式相对应的是加速度测量模式, 其基本思想是利用静电力控制检验质量跟随卫星一起运动 (周泽兵等 2009). 比较 2 种运行模式, 加速度测量模式需要

将检验质量与卫星之间的耦合最大化;而无拖曳运行模式则需通过优化使其最小化 (Gerardi et al.). 后 GRACE 卫星采用无拖曳运行模式.

概括而言,无拖曳航天控制技术的基本概念是通过微推力器补偿或者抵消卫星平台的非保守力扰动,它是超稳航天器平台的核心部分.无拖曳航天控制系统主要由惯性传感器、微推力器及控制技术 3 部分组成.无拖曳卫星控制环路的系统框图如图 23 所示: H_s 为位移传感传递函数, H_{c_servo} 和 H_{c_df} 分别为伺服环路控制器和无拖曳环路控制器, H_a 和 H_t 分别为检验质量的力与力矩执行机和微推力器执行机的传递函数.

(1) 惯性传感器

卫星与检验质量所受非保守力不同会发生相对运动,为保证两者间相对位置不变,需对检验质量或者卫星进行控制.在重力场测量方向 (2 颗卫星连线方向),检验质量须保持惯性运动,需要在此方向上对卫星进行无拖曳控制,以抵消外界非保守力的影响.而在其他方向上 (非敏感方向) 需控制检验质量跟随航天器运动,同时尽量避免非敏感方向的加速度扰动耦合至测量方向.

惯性传感器主要由敏感探头、位移传感电路、控制器、反馈控制执行机等部分组成.根据传感和控制方式不同可以分为静电悬浮式、超导磁悬浮式、光学传感式.鉴于其技术成熟度、灵敏度高、结构简单等优点,重力场探测中优选电容传感式惯性传感器,同时积极发展光学传感式惯性传感器.敏感探头主要包括敏感质量和电容极板.当检验质量与电容极板受力不等产生相对位移时,会改变电容值,从而通过电容位移检测传感电路传给控制环节.

惯性传感器预先研究的重点在于开展检验质量残余扰动力分析和试验验证,并开

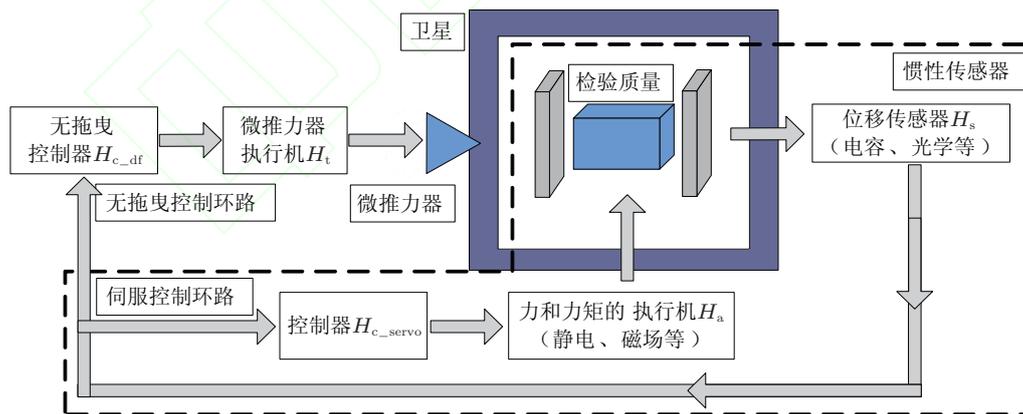


图 23

无拖曳卫星控制环路的系统框图

展扰动抑制实验技术的研究. 其核心在于实现高精度残余扰动力测试实验技术和研制测试平台. 检验质量受到的扰动主要来自 3 个方面: 直接作用在检验质量上的残余扰动力 $f_{p,n}$ 、航天器与检验质量之间的耦合引入的扰动以及位移传感器噪声 x_n 引入的反弹扰动. 而航天器受到的扰动则主要来自于外界环境力的扰动 $f_{s,n}$ (例如气流、光压、粒子流等) 和微推力器推力噪声 $N_{t,n}$ 引入的扰动. LISA 项目组已经深入分析了各种扰动力 (Schumaker 2003), 意大利 Trento 大学惯性传感器研究组利用精密扭秤在地面做了大量实验测量了这些扰动力, 验证这些扰动力模型.

后 GRACE 光学干涉测量光路如图 24 所示 (Anselmi 2010). 用于读出检验质量与卫星位移噪声与角位移噪声的 4 个加速度传感器安装在光学干涉仪周围相对应的正方形框上, 如图 25 所示 (Anselmi 2010). 惯性传感器由 4 个加速度计、2 个前端电路单元以及 1 个控制加速度计与卫星通信的数字电路组成. 加速度计的测量精度要求示于图 26 (Anselmi 2010), 由图可知, 加速度计沿每个轴的线性加速度精度需优于 $10^{-9} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}\cdot\text{Hz}^{-1/2}$; 角加速度精度沿 X 轴需优于 $10^{-9} \text{ rad}\cdot\text{s}^{-2}\cdot\text{Hz}^{-1/2}$, 沿 Y, Z 轴需优于 $10^{-10} \text{ rad}\cdot\text{s}^{-2}\cdot\text{Hz}^{-1/2}$.

在空间环境中, 检验质量受到多种干扰力作用的影响, 如检验质量带静电荷与剩余磁场的相互作用, 残余气体对检验质量的撞击, 宇宙射线、激光光子的作用, 温度变化引起的辐射变化和引力场变化等. 此外, 杂散电容、电路热噪声、外界引力梯度变

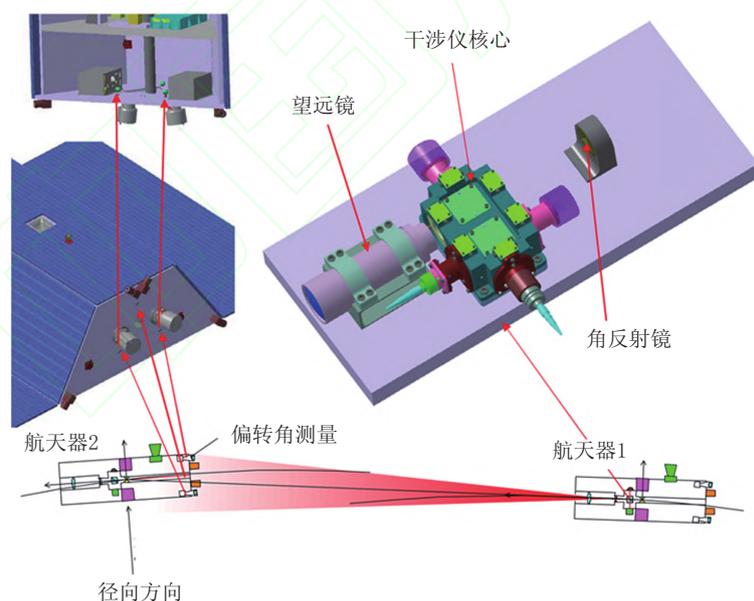


图 24

后 GRACE 光学干涉测量光路示意图

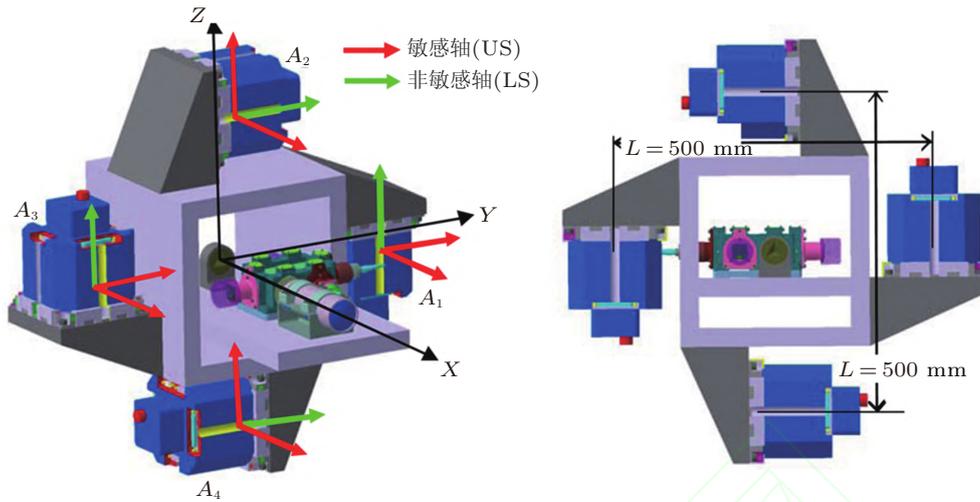


图 25

惯性传感器中 4 个加速度计的安放位置

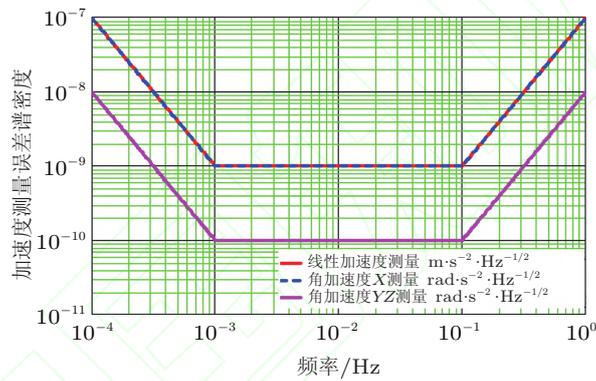


图 26

惯性传感器中加速度计的测量精度要求

化等也会影响惯性传感器的加速度读出精度. 但温度涨落是最主要的噪声来源, 因此对航天器内的温度涨落提出了较为苛刻的要求, 如图 27 所示 (Anselmi 2010).

(2) 无拖曳与姿态控制方法

航天器姿态动力学及其稳定性是个复杂的问题 (刘延柱等 2000), 为了达到后 GRACE 的测量要求, 必须采用无拖曳航天技术对卫星姿态进行控制. 使用连续工作的微推力器进行无拖曳控制是一个典型的二阶线性随动问题, 在卫星的科学模式下人们优先关注的是测量频段内检验质量的残余扰动加速度, 同时要求尽量减少推进器燃料的消耗 (Lange 1964a, Lange 1964b), 因此采用基于频域的控制设计方法是目前的较佳选择. PID (proportional, integral and derivative) 与 LQR (linear quadratic regulator) 方

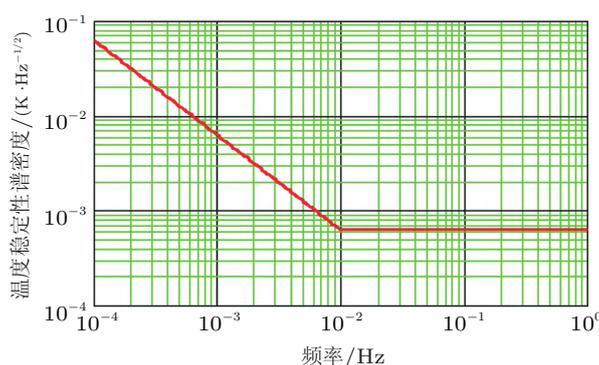


图 27

航天器温度控制精度要求

法经常被用来做初步设计和基本性能指标的一些估算, 例如 Haines 和 Leach 等 (Haines 2000, Leach 2003) 参考 ODIE (orbital drag free international experiment) 计划的一些参数, 利用经典 PID 控制算法实现了单自由度的无拖曳控制, 给出了不同控制参数与采样时间下的卫星无拖曳控制性能指标, 并由仿真结果得知降低微推力器的噪声水平是提高无拖曳性能的最有效途径; Evers 等 (Evers 2004) 采用 LQR 控制方法对 GOCE 卫星在无拖曳控制模式下的性能进行了初步分析, 并对在轨实现 LQR 算法的可能性进行了相关探讨. 由于 PID 主要是针对时域过渡性能进行设计, 因此, 它的阶次有限, 对控制系统性能进行优化的能力也有限; 同时 LQR 在系统的参数发生变化时无法保证闭环系统的性能. 因此, 需要选择其他合适的方法来设计鲁棒控制器.

对后 GRACE 重力卫星而言, 比较具有参考意义的是已经发射并且无拖曳控制系统工作状态良好的 GOCE 卫星, 以及即将发射的 LISA Pathfinder 卫星. GOCE 是对地指向固定的低轨卫星, 其主要扰动是大气阻尼, 因此轨道运动与姿态变化在卫星平动方向上的耦合必须予以考虑. Canuto (Donati & Vallauri 1984, Canuto 2007, Canuto 2008) 采用他提出的嵌入式模型控制方法 (embedded mode control, EMC) 设计出 GOCE 卫星的无拖曳与姿态控制系统 (drag free and attitude control system, DFACS), 该方法将卫星轨道与姿态运动的模型包含在控制器中用来观测系统的各个运动状态, 同时将外界扰动当作是扩展状态加以评估, 使用极点配置的方法来对被控物理量的能量进行控制. 该方法的主要优点是在控制器设计之初就考虑了无拖曳和姿态控制环路之间的关系, 并对模型简化过程中的不确定性也进行了综合考虑, 从而使得控制器有了较好的鲁棒性. 目前该方法已被用于后 GRACE 重力卫星的无拖曳姿态与编队控制的预研究中 (Massotti et al. 2008).

而 LISA Pathfinder 工作在 L_1 点, 其主要扰动是太阳辐射, 且姿态和轨道运动都

比较缓慢, 各个环路之间的耦合也比较确定. 整个控制系统中, 姿态和无拖曳环路共 $(1+2) \times 6 = 18$ 路, 可以很好地近似为多个线性的 SISO (single input single output) 环路. Fichter 等先对各个环路进行解耦分析, 然后分别将各环路的性能要求落实到该环路 S/T 函数的频域特性上, 并使用 H_∞ Loop-shaping 方法设计控制器, 最后对控制器进行降阶处理和鲁棒性分析 (Fichter et al. 2005a, 2005b, Fichter et al. 2007); Pettazzi 等使用了 MU 分析技术对系统的鲁棒性进行了分析, 发现上述方法设计的控制器的鲁棒性能在某些环路无法满足要求, 然后使用 MU 综合技术对控制器进行了重新设计, 提高了系统的鲁棒性能, 但控制器阶数太高, 降阶处理后需要重新分析 (Pettazzi 2008, Pettazzi et al. 2008); 另外 Theil 等结合 STEP 空间计划背景采取 LQG 的控制方法对 STEP 卫星的无拖曳控制系统从一维到多维进行了详细的研究 (Fichter et al. 2005a, Theil 2002); Prieto 与 Ahmad 提出了基于模型预测的方法, 并对 GOCE 卫星的无拖曳控制系统进行了仿真 (Prieto & Ahmad 2005); Piper 等基于 LISA 计划的背景, 采用 SIMULINK 建立无拖曳控制系统的二维与三维的仿真模型, 并利用最优控制方法设计了合适的控制器 (Piper et al. 2002).

综合以上各种无拖曳控制的设计方法与经验, 针对后 GRACE 卫星设计控制器时需考虑以下几点: (a) 尽可能建立真实的无拖曳卫星仿真模型; b) 控制器设计需要考虑到系统的鲁棒性能, 使其在参数发生变化时也能满足性能指标需求, 因此在系统建模时应考虑在轨变化的参数及其范围; (c) 在卫星运行的各个阶段可采取不同的运行模式、使用不同的控制算法, 但各运行模式之间相互切换时需注意不能产生高幅度、长时间的瞬态调节过程 (Vitale 2002).

(3) 微推力器

毫牛量级微推力器是后 GRACE 无拖曳航天技术的重要关键技术之一. 为了实现卫星的定轨要求以及姿态控制, 每个卫星至少需要 10 个微推力器 (如图 28 所示), X 轴需要 2 个主微推力器, Y, Z 轴各需要 4 个横向微推力器, 以实现卫星所有自由度

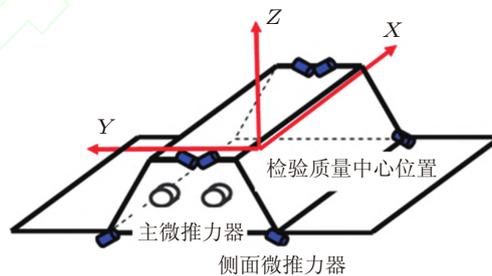


图 28

卫星微推力器安置草图

不同程度的姿态调整. 其中, 主微推力器、横向微推力器的参数要求分别如表 8 和表 9 所示 (Anselmi 2010). 当后 GRACE 卫星在轨运行时, 大气扰动和太阳活动对卫星姿态的影响最大, 考虑到 300~400 km 的极地轨道以及周期为 11 a 的太阳活动, 假设卫星质量为 500 kg, 阻力面积为 1 m^2 以及阻力系数为 2.2, 太阳活动周期内微推力器所需的平均推力、最大与最小推力如图 30 所示 (Anselmi 2010). 前期研究表明, 反作用轮和微推力器的混合组装不满足使用要求, 长周期寿命的设计不允许使用比冲比过低的微推力器, 如冷气推进器. 一般而言, 比冲比较高的电推进器, 如场致发射电推进器 (FEEP)、射频离子源电推进器 (RIT) 以及胶体微牛电推进器 (CMNT) 等成为较佳选择.

表 8 主微推力器参数要求

参数名称	参数值	单位	备注
最小推力	< 0.1	mN	轨道高度定位的关键因素
最大推力	> 6	mN	轨道高度定位的关键因素
推力分辨率	< 4	μN	
推力噪声	见图 29		
升降时间	< 50	mS	
转换速率	> 2	mN/S	0.2 mN/0.1s
更新命令	10	Hz	
推力非线性	< 2%		
寿命	> 10	a	
推功率	< 30	W/mN	

表 9 侧面微推力器参数要求

参数名称	参数值	单位	备注
最小推力	0.05	mN	轨道高度定位的关键因素
最大推力	> 1.0	mN	轨道高度定位的关键因素
推力分辨率	0.5	μN	
推力噪声	见图 29		
升降时间	< 50	mS	
转换速率	> 0.25	mN/S	0.2 mN/0.1s
更新命令	10	Hz	
推力非线性	< 2%		
寿命	> 10	a	
推功率	< 40	W/mN	

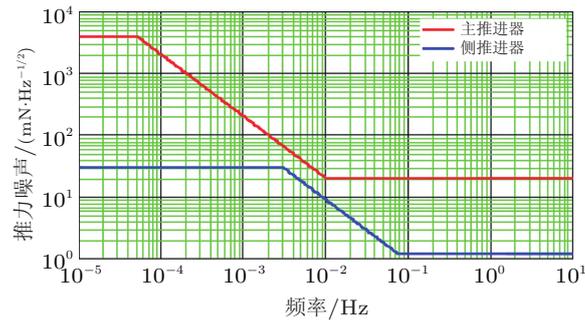


图 29

推力噪声曲线

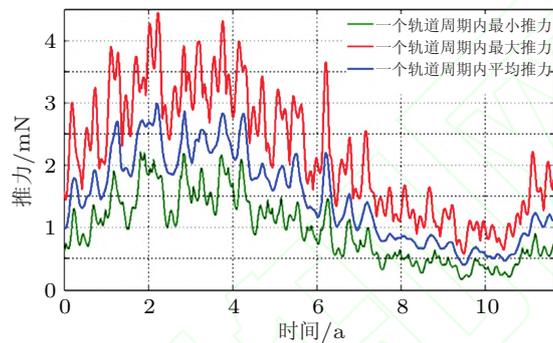


图 30

满太阳周期内的无拖曳水平 (轨道高度 300 km)

3.2.5 地面支撑平台

为实现毫米量级的精密定轨, 后 GRACE 卫星采用星载 GNSS (global navigation satellite systems) 低轨卫星定轨技术, 系统示意图如图 31 所示. 它由全球导航卫星系统 (GNSS) 和地卫激光测距系统构成. 地卫激光测距系统是检核 GNSS 精密定轨精度的主要手段, 它通过精确测量激光脉冲从地面观测点到装有反射器卫星的往返时间间隔, 并进行原始测量数据的预处理, 从而获得高精度的观测点与卫星的距离值. 其中, 预处理过程主要包括对流层改正、广义相对论改正、质心补偿改正、测站偏心改正、潮汐改正等. 但当在同一过境弧段内利用多个激光测站进行联合观测时, 受观测几何、反射器效率、大气抖动、湍流等诸多因素的影响, 往往难以形成多站空间立体交汇观测, 只能得到多站分时观测数据. 因此, 为实现后 GRACE 卫星的全方位、全时段精密定轨, 需联合全球导航卫星系统对观测卫星轨道进行立体交汇测量.

最早进行星载 GNSS 低轨卫星定轨研究的是 Lockheed Missiles 和 Space Division 组织, 他们认为 800 km 高度以下的卫星利用 GNSS 导航效果类似于地面用户, 2000 km

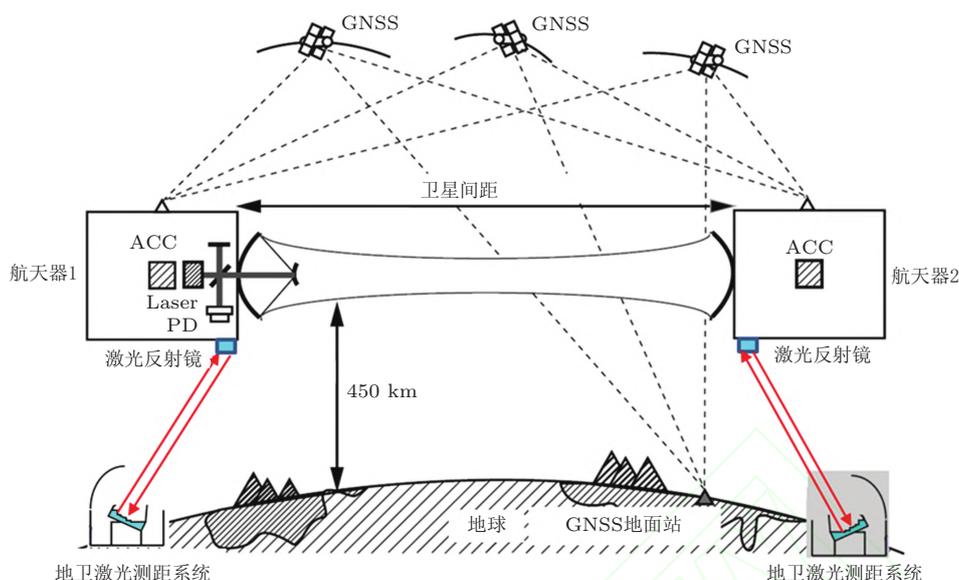


图 31

星载 GNSS 低轨卫星定轨技术示意图

以下的卫星利用 GNSS 导航精度略有下降. 真正将 GPS 用于卫星定轨的是美国于 1982 年发射的地球资源卫星 LANDSAT-4(胡国荣 1999, 文援兰 2001, 吴显兵 2004).

基于星载 GNSS 的定轨能力在 CHAMP 卫星上得到了更为充分的体现. CHAMP 卫星轨道高度约 450 km, 所受重力场影响远大于 T/P 卫星. 包括德国地学研究中心 GFZ、德国慕尼黑技术大学 TUM(Technical University Munich)、美国喷气推进实验室 JPL(Jet Propulsion Laboratory)、美国德克萨斯空间研究中心 CSR(Center for Space Research) 以及欧洲空间研究中心 ESOC(European Space Operations Center) 等多家研究机构开展了对 CHAMP 卫星精密定轨的研究, 由于各计算中心采用的方法、模型以及解算参数等不同, 定轨结果也不尽相同. 通过 SLR (Satellite Laser Ranging) 外部检核、不同计算中心结果相互比较, ESOC 发现 CSR, GFZ, TUM 和 JPL 计算的 CHAMP 卫星轨道具有较高的精度, 其轨道精度优于 10 cm (Bisnath et al. 2001, Kuang et al. 2001, Rim & Schutz 2001, Svehla & Rothacher 2002, Svehla & Rothacher 2002, Bisnath & Langley 2001, Reichert et al. 2002, Boomkamp 2002).

GRACE 卫星运行在约 500 km 高度的同一个准极轨道平面内, 相距约 220 km. 每颗 GRACE 卫星的主要载荷除了 Black Jack 星载 GPS 接收机、Super STAR 加速度计外, 还有激光反射器 LRR (laser retro-reflector) 和高精度的 K/Ka 波段测距系统 KBR (K band ranging system). Black Jack 星载 GPS 接收机能够跟踪最多 14 颗 GNSS 卫星, 可获得的双频数据精度与精密测地型接收机相当, 主要用于 GRACE 卫星的精密

定轨, KBR 可以测定 2 颗卫星间的距离和距离变化率, 其测距精度达到 $10\ \mu\text{m}$, 可以用来检核 2 颗卫星的相对定位结果, 而通过地面 SLR 跟踪站对激光反射器的测量, 可以得到 $1\sim 2\ \text{cm}$ 精度的 SLR 数据, 可以用来检核卫星的定轨结果 (Bertiger et al. 2002, Case et al. 2004). 2005 年 Kroes 和 Montenbruck 等学者再次以 GRACE 实测数据对卫星编队相对状态精密测量方法进行了研究, 以双频载波相位双差组合作为观测量, 以扩展 Kalman 作为滤波器的情况下, 在 83% 的观测时间内可以实现 $1\ \text{mm}$ 左右的相对定轨精度 (Kroes et al. 2005). 同样, Jaggi 等学者在载波相位整周模糊度得到充分解算的情况下, 相对定轨精度可以进一步提高到 $1\ \text{mm}$ 以内 (Jaggi et al. 2007).

星载 GNSS 定轨可分为实时定轨和事后定轨. 实时定轨是指根据星载 GNSS 接收机观测到的数据, 实时地解算出观测历元低轨卫星的三维位置. 实时定轨的优点是可以实时获得定轨结果, 无需储存观测数据, 因而相对简单; 缺点是主要受观测噪声、卫星星历误差等影响大, 定轨精度较低, 且地面与低轨卫星的实时数据通讯较困难. 事后定轨可以对观测数据进行详细分析处理, 易于发现和剔除数据中的粗差, 可以采用精密星历, 并可以和其他定轨方法相结合, 因而定轨精度较高, 所以, 如果不是必须实时地获得低轨卫星的轨道, 一般采用事后定轨方法.

4 结语

随着地球时变重力场的应用越来越广, 它已成为很多行业和科学领域的共同需求. 同时, 应用领域反过来又对地球时变重力场的精度、时空分辨率等的要求越来越高 (Sneeuw et al. 2005): 为了能更好监测地震、火山和地幔对流等问题, 地球重力场模型的空间分辨率需要提高到 $100\ \text{km}$ 量级甚至 $10\ \text{km}$; 为了进一步研究地球水循环动力学, 包括降雨、降雪、土壤湿度、径流与海洋蒸发等水循环过程及其联系, 地球重力场模型的时间分辨率需要提高到 $1\ \text{d}$ 甚至 $1\ \text{h}$; 同时, 若能将地球重力场模型的精度提高到 $1\ \mu\text{Gal}$ 甚至 $1\ \text{nGal}$, 便能对地核的活动, 包括其章动及平动震荡进行研究.

可以预计, 未来的地球时变重力场的的数据不仅局限于科学领域的应用, 而且很有可能像天气预报似地定期发布, 以满足不断增长的社会应用需求.

致谢 中国科学院科研装备研制项目 (Y231411YB1) 和中国科学院战略性先导科技专项: 空间科学预先研究项目《中国空间引力波探测计划任务概念研究》(XDA04070400) 资助.

参考文献

- Adam D. 2002. Gravity measurement: Amazing GRACE. *Nature*, **416**: 10-11.
- Anselmi A. 2010. Assessment of a next generation mission for monitoring the variations of Earth's gravity.

Final report.

- Anselmi A, Cesare S, Visser P, Van Dam T, Sneeuw N, Gruber T, Altes B, Christophe B, Cossu F, Ditmar P, Murboeck, M, Parisch, M, Renard, M, Reubelt, T, Sechi G, Texeira Da Encarnacao J G. 2011. Assessment of a next generation gravity mission to monitor the variations of earth's gravity field. ESA Contract No. 22643/09/NL/AF, Executive Summary, Thales Alenia Space Report SD-RP-AI-0721.
- Bender P L, Hall J L, Ye J, Klipstein W M. 2003. Satellite-satellite laser links for future gravity missions. *Space Sci. Rev.*, **108**: 377-384.
- Bertiger W, Bar-Sever Y, Desai S, Dunn C, Haines B, Kruizinga G, Kuang D, Nandi S, Romans L, Watkins M, Wu S. 2001. GRACE: Millimeters and microns in orbit. In Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2002) 2022-2029.
- Bettadpur S. 2012. Insights into the earth system mass variability from csr-rl05 grace gravity fields. In EGU General Assembly Conference Abstracts **14**: 6409.
- Bisnath S B, Langley R B. 2001. Precise orbit determination of low earth orbiters with gps point positioning. In: Proceedings of the Institute of Navigation National Technical Meeting. California, 725-733.
- Bisnath S B, Langley R B. 2001. High precision platform positioning with a single GPS receiver. In: ION 2001, 2585-2593.
- Blandino J J, Marchetti P, Demetriou M A. 2008. Electric propulsion and controller design for drag-free spacecraft operation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **45**: 1303-1315.
- Boomkamp H. 2002. CHAMP orbit comparison campaign, <http://nng.esoc.esa.de/>.
- Canuto E. 2007. Embedded model control: Outline of the theory. *ISA Transactions*, **46**: 363-377.
- Canuto E. 2008. Drag-free and attitude control for the GOCE satellite. *Automatica*, **44**: 1766-1780.
- Case K, Kruizinga G, Wu S. 2004. GRACE level 1B Data Product User Handbook Version 1.2. 8-10.
- Cesare S, Sechi G. 2013. Next generation gravity mission. In: Distributed Space Missions for Earth System Monitoring. New York: Springer, 575-598.
- Chambers D P. 2006. Evaluation of new GRACE time-variable gravity data over the ocean. *Geophysical Research Letters*, **33**: L17603.
- Chen J L, Wilson C R, Tapley B D, Yang Z L, Niu G Y. 2005. Drought event in the Amazon River basin as measured by GRACE and estimated by climate models. *J. Geophys. Res.*, **114**: B05404.
- 晁定波. 2006. 论高精度卫星重力场模型和厘米级区域大地水准面的确定及水文学时变重力效应. 测绘科学, **31**: 16-18 (Chao D B. 2006. On high precise satellite gravity model, determination of centimeter level regional geoid and hydrological time-varying gravity effects. *Surveying Science*, **31**: 16-18).
- DeBra D B. 1997. Drag-free spacecraft as platforms for space missions and fundamental physics. *Class. Quantum Grav.*, **14**: 1549-1555.
- DeBra D B. 2003. Drag-free control for fundamental physics missions. *Adv. Space Res.*, **32**: 1221-1226.
- Dahle C, Flechtner F, Gruber C, König D, König, R, Michalak, G, Neumayer K H. 2012. GFZ GRACE Level-2 Processing Standards Document for Level-2 Product Release 0005, Scientific Technical Report – Data, Potsdam, Germany, doi:10.2312/GFZ.b103-12020.
- Dehne M, Cervantes F G, Sheard B, Heinzel G, Danzmann K. 2009. Laser interferometer for spaceborne mapping of the Earth's gravity field. *Journal of Physics: Conference Series*, **154**: 012023.
- Ditmar P, Liu X L. 2007a. Dependence of the Earth's gravity model derived from satellite accelerations on a prior information. *Journal of Geodynamics*, **43**: 189-199.
- Donati F, Vallauri M. 1984. Guaranteed control of 'almost-linear' plants. *IEEE Trans Autom Control.*, **29**: 34-41.

- Drinkwater M R, Floberghagen R, Haagmans R, Muzi D, Popescu A. 2003. GOCE: ESA's first Earth Explorer Core mission. In: Earth Gravity Field from Space—from Sensors to Earth Sciences. Netherlands: Springer 419-432.
- 段建宾, 钟敏, 闫昊明, 江敏. 2007. 利用重力卫星观测资料解算中国大陆水储量变化. 大地测量与地球动力学, **27**: 68-71 (Duan J B, Zhong M, Yan H M, Jiang M. 2007. Estimating water storage of Chinese mainland with satellite gravity data. *Geodesy and Geodynamics*, **27**: 68-71).
- D'Errico M. 2012. Distributed Space Missions for Earth System Monitoring (Vol. 31). New York: Springer.
- Evers W J. 2004. GOCE dynamical analysis and drag free mode control. Eindhoven: Eindhoven University of Technology, 29-35.
- Feynman R P, Leighton R B, Sands M. 2013. The Feynman Lectures on Physics, Desktop Edition Volume I (Vol.1). Basic Books.
- Fichter W, Schleicher A, Szerdahelyi L, Theil S, Airey P. 2005. Drag free control system for frame dragging measurements based on cold atom interferometry. *Acta Astronautica*, **57**: 788-799.
- Fichter W, Gath P, Vitale S, Bortoluzzi D. 2005. LISA Pathfinder drag-free control and system implications. *Classical Quantum Gravity*, **22**: S139-S148.
- Fichter W, Schleicher A, Bennani S, Wu S. 2007. Closed Loop Performance and Limitations of the LISA Pathfinder Drag-Free Control System. In: The Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. **6732**: 1-17.
- Flechtner F, Morton P, Watkins M, Webb F. 2013. Status of the GRACE follow-on mission. In: Proceedings of the International Association of Geodesy Symposia Gravity, Geoid and Height System (GGHS2012), **9**: 2012.
- Folkner W M, deVine G, Klipstein W M, McKenzie K, Spero R, Thompson R, Yu N, Stephens M, Leitch J, Pierce R, Lam T T Y, Shaddock D A. 2010. Laser Frequency Stabilization for GRACE-2, http://esto.nasa.gov/conferences/estf2011/papers/Folkner_ESTF2011.pdf.
- Folkner W M, deVine G, Klipstein W M, McKenzie K, Shaddock D, Spero R, Thompson R, Wuchenich D, Yu N, Stephens M, Leitch J, Davis M, deCino J, Pace C, Pierce R. 2011. Laser frequency stabilization for GRACE-II. In: Proc. of the 2011 Earth Science Technology Forum
- Gerardi D, Allen G, Conklin J W, Sun K X, DeBra D, Buchman S, Gath P, Fichter W, Byer R L, Johann U. 2009. Advanced drag-free concepts for future space-based interferometers: Acceleration noise performance. arXiv preprint arXiv:0910.0758
- 谷振丰, 刘红卫, 王兆魁, 张育林. 2013. 基于引力位系数相对权重的卫星重力场测量分析. 地球物理学进展, **1**: 17-23 (Gu Z F, Liu H W, Wang Z K, Zhang Y L. 2013. Analysis of satellite gravity measurement based on relative weights of gravity coefficients. *Progress in Geophysics*, **1**: 17-23).
- 郭俊义. 1994. 物理大地测量学基础. 武汉: 武汉测绘科技大学出版社 (Guo J Y. 1994. The Basis of Physical Geodesy. Wuhan: Wuhan Technical University of Surveying and Mapping Press).
- Han S C, Shum C K, Bevis M, Ji C, Kuo C Y. 2006. Crustal dilatation observed by GRACE after the 2004 Sumatra-Andaman earthquake. *Science*, **313**: 658-662.
- Haines R. 2000. Development of a Drag-Free Control System. In: Proc. 14th Annual AIAA/USU conference on small satellite. SSC00-VII-2.
- 何志堂, 张锐, 唐志明, 贺小明, 魏军辉, 程虎锋, 聂晶. 2012. 2000 国家重力基准现状分析. 大地测量与地球动力学, **32**: 87-90 (He Z T, Zhang R, Tang Z M, He X M, Wei J H, Cheng H F, Nie J. 2012. Analysis of current statue of national benchmark gravity in 2000. *Geodesy and Geodynamics*, **32**: 87-90).
- Heiskanen W A. 1958. The Earth and Its Gravity Field. New York: McGraw-Hill Book Company, Inc.
- 胡国荣. 1999. 星载 GPS 低轨卫星定轨理论研究. [学位论文]. 武汉: 中国科学院测量与地球物理研

- 究所 (Hu G R. 1999. Research on orbital determinant theory of low orbit satellite with GPS receiver. [Dissertation]. Wuhan: Institute of Geodesy and Geophysics, Chinese Academy of Sciences).
- Horwath M, Lemoine J M, Biancale R, Bourgogne S. 2011. Improved GRACE science results after adjustment of geometric biases in the Level-1B K-band ranging data. *Journal of Geodesy*, **85**: 23-38.
- 黄宗理, 严加永. 2011. 中国剩余重力异常与金属矿分布关系研究. 地球学报, **32**: 652-658 (Huang Z L, Yan J Y. The relation of residue gravity anomaly and Metal ore distribution in China. *The Journal of Earth*, **32**: 652-658).
- Heinzel G, Sheard B, Brause N, Danzmann K, Dehne M, Gerberding O, Mahrtdt C, Muller V, Schutze D, Stede G, Klipstein W, Folkner W, Spero R, Nicklaus K, Gath P, Shaddock D. 2012. Laser Ranging Interferometer for GRACE follow-on. In: The International Conference on Space Optics
- Jaggi A, Hugentobler U, Bock H, Beutler G. 2007. Precise Orbit Determination for GRACE Using Undifferenced or Doubly Differenced GPS Data. *Advances in Space Research*, **39**: 1612-1619.
- Johannessen J A, Balmino G, Le Provost C, Rummel R, Sabadini R, Sünkel H, Tscherning C C, Visser P, Woodworth P, Hughes C W, Legrand P, Sneeuw N, Perosanz F, Aguirre-Fernandez M, Rebhan H, Drinkwater M. 2003. The European gravity field and steady-state ocean circulation explorer satellite mission its impact on geophysics. *Surveys in Geophysics*, **24**: 339-386.
- Josselin V, Touboul P, Kielbasa R. 1999. Capacitive detection scheme for space accelerometers applications. *Sensors and Actuators*, **78**: 92-98.
- Kaula W M. 2000. Theory of Satellite Geodesy: Applications of Satellites to Geodesy. Mineola, New York: Courier Dover Publications.
- 孔祥元, 郭际明, 刘宗泉. 2006. 大地测量学基础. 武汉: 武汉大学出版社 (Kong X Y, Guo J M, Liu Z Q. 2006. The Basis of Geodesy. Wuhan: Wuhan University Press).
- Kroes R, Montenbruck O, Bertiger W, Visser P. 2005. Precise GRACE baseline determination using GPS. *GPS Solution*, **9**: 21-31.
- Kuang D, Bar-Sever Y, Bertiger W, Desai S, Haines B, Iijima B, Kruizinga G. 2001. Precise orbit determination for CHAMP using data from blackJack receiver. In: ION NTM 762-770.
- Lambeck K. 1988. Geophysical Geodesy. Oxford: Oxford University Press.
- Landau L D, Lifshits E M. 1975. The classical theory of fields. (Vol. 2). UK: Butterworth-Heinemann.
- Lange B. 1964. The control and use of drag-free satellite. [PhD Thesis]. Stanford: Stanford University.
- Lange B. Homepage. <http://www.dragfreesatellite.com>
- Leach R. 2003. Development of hardware for a drag free control system. In: The Proceedings of SPIE. **4856**: 19-30.
- Lemoine F G, Smith D E, Smith R, Kunz L, Pavlis N K, Klosko S M, Chinn D S, Torrence M H, Williamson R G, Cox C M, Rachlin K E, Wang Y M, Pavlis E C, Kenyon S C, Salman R, Trimmer R, Rapp R H, Nerem R S. 1997. The development of the NASA GSFC and NIMA joint geopotential model. In: Gravity, Geoid and Marine Geodesy. Berlin Heidelberg: Springer.
- 刘红卫, 王兆魁, 张育林. 2013. 内编队重力场测量系统轨道参数与载荷指标设计方法. 地球物理学进展, **4**: 1707-1713 (Liu H W, Wang Z K, Zhang Y L. 2013. Orbital parameters of inner formation gravity mapping system and designing requirements of payload. *Progress in Geophysics*, **4**: 1707-1713).
- 刘延柱, 陈立群, 成功, 戈新生. 2000. 航天器姿态动力学中的稳定性, 分岔和混沌. 力学进展, **30**: 351-357 (Liu Y Z, Chen L Q, Cheng G, Ge X S. 2000. The stability, bifurcation and chaos in spacecraft's attitude dynamics. *Advances in Mechanics*, **30**: 351-357).
- Loomis B D, Nerem R S, Luthcke S B. 2012. Simulation study of a follow-on gravity mission to GRACE. *Journal of Geodesy*, **86**: 319-335.

- 罗子人, 白姍, 边星, 陈葛瑞, 董鹏, 董玉辉, 高伟, 龚雪飞, 贺建武, 李洪银, 李向前, 李玉琼, 刘河山, 邵明学, 宋同消, 孙保三, 唐文林, 徐鹏, 徐生年, 杨然, 靳刚. 2013. 空间激光干涉引力波探测. *力学进展*, **43**: 415-447 (Luo Z R, Bai S, Bian X, Chen G R, Dong P, Dong Y H, Gao W, Gong X F, He J W, Li H Y, Li X Q, Li Y Q, Liu H S, Shao M X, Song T X, Sun B S, Tang W L, Xu P, Xu S N, Yang R, Jin G. 2013. Gravitational wave detection by space laser interferometry. *Advances in Mechanics*, **43**: 415-447).
- 骆高远. 2000. 我国对厄尔尼诺, 拉尼娜研究综述. *地理科学*, **20**: 264-269 (Luo G Y. 2000. Review of the studies on El Nino and La Nina in China. *Geographic Sciences*, **20**: 264-269).
- Massotti L, Canuto E, Cesare S, Sechi G, Aguirre M, Silvestrin P. 2008. Drag-free and Formation control for future earth observation missions. In: *The Proceeding of 7th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control System*. Tralee, County Kerry, Ireland.
- Mayer-Gürr T, Ilk K H, Eicker A, Feuchtinger M. 2005. ITG-CHAMP01: A CHAMP gravity field model from short kinematic arcs over a one-year observation period. *Journal of Geodesy*, **78**: 462-480.
- Migliaccio F, Reguzzoni M, Sanso F, Tscherning C C, Veicherts M. 2010. GOCE data analysis: the space-wise approach and the first space-wise gravity field model. In: *Proceedings of the ESA living planet symposium*.
- Moritz H. 2000. Geodetic reference system 1980. *Journal of Geodesy*, **74**: 128-133.
- Nagano S, Yoshino T, Kunimori H, Hosokawa M, Kawamura S, Sato T Ohkawa M. 2004. Displacement measuring technique for satellite-to-satellite laser interferometer to determine Earth's gravity field. *Measurement Science and Technology*, **15**: 2406.
- Nerem R S, Bender P, Watkins M M, Folkner W, Stephens M, Delker T, Leitch J, Pierce R. 2004. Interferometric range transceiver for measuring temporal gravity variations. In: *NASA Earth Science Technology Forum*.
- 宁津生. 1994. 地球重力场模型及其应用. *测绘工程*. **2**: 1-8 (Ning J S. 1994. The Earth gravity model and its application. *Surveying Engineering*, **2**: 1-8).
- Nouël F N E L, Berthias J P, Deleuze M, Guitart A, Laudet P, Piuze A, Pradines D, Valorge C, Dejoie C, Susini M F, Taburiau D. 1994. Precise Centre National d'Etudes Spatiales orbits for TOPEX/POSEIDON: Is reaching 2 cm still a challenge? *Journal of Geophysical Research: Oceans (1978-2012)*, **99**: 24405-24419.
- Pail R, Bruinsma S, Migliaccio F, Förste C, Goiginger H, Schuh W D, Höck E, Reguzzoni M, Brockmann J M, Abrikosov O, Veicherts M, Fecher T, Mayrhofer R, Krasbutter I, Sansò F, Tscherning C C. 2011. First GOCE gravity field models derived by three different approaches. *Journal of Geodesy*, **85**: 819-843.
- Pettazzi L. 2008. Robust controller design for drag-free Satellites. [PhD Thesis], Bremen: Bremen University
- Pettazzi L, Lanzon A, Theil S. 2008. Design of robust decentralized controllers for drag-free satellite. In: *The Proceeding of 47th IEEE Conference on Decision and Control*, **5**: 602-607
- Pierce R, Leitch J, Stephens M, Bendar P, Nerem R. 2008. Intersatellite range monitoring using optical interferometry. *Applied optics*, **47**: 5007-5019.
- Piper G E, Watkins J M, Leitner J A, Markley F L. 2002 On the control design of the disturbance reduction system for the LISA Mission. In: *The Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, **5028**: 1-11.
- Prieto D, Ahmad Z. 2005. A drag-free control based on model predictive technique. In: *Proc. 2005 American Control Conference*, **3**: 1527-1533.
- 冉将军. 2013. 低低跟踪模式重力卫星反演理论、方法及应用. [博士论文]. 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所 (Rang J J. 2013. Theory, methodology and application of recovery using low-low tracking gravity satellite data. [PhD Thesis]. Wuhan: Institute of Geodesy and Geophysics, Chinese Academy of Sciences).

- Rathke A, Aguirre M, Massotti L, Kern M, Haagmans R, Silvestrin P, NG2 Team. 2011. Assessment of a next generation gravity mission to monitor the variations of Earth's gravity field. Final Report, ESTEC Contract No.: 22672/09/NL/AF.
- Reichert A, Meehan T, Munson T. 2002. Toward decimeter-level real-time orbit determination: A demonstration using the sac-c and champ spacecraft. IN: ION GPS 2002, 1996-2003.
- Reigber Ch, Schwintzer P, Luehr H. 1999. The CHAMP geopotential mission. *Boll Geof Teor Appl*, **40**: 285-289.
- Reigber Ch, Luehr H, Schwintzer P. 2002. CHAMP mission status. *Adv Space Res*, **30**: 129-134.
- Reigber C, Balmino G, Schwintzer P, Biancale R, Bode A, Lemoine J M, König R, Loyer S, Neumayer H, Marty J C, Barthelmes F, Perosanz F, Zhu S Y. 2002. A high-quality global gravity field model from CHAMP GPS tracking data and accelerometry (EIGEN-1S). *Geophysical Research Letters*, **29**: 37-41.
- Reigber C, Schwintzer P, Neumayer K H, Barthelmes F, König R, Förste C, Balmino G, Biancale R, Lemoine J M, Loyer S, Bruinsma S, Perosanz F, Fayard T. 2003. The CHAMP-only Earth gravity field model EIGEN-2. *Advances in Space Research*, **31**: 1883-1888.
- Rim H J, Schutz B E. 2001. Precision orbit determination (POD). geoscience laser altimeter system (GLAS). In: Algorithm Theoretical Basis Document, Version 2.1, February.
- Schumaker B L. 2003. Disturbance reduction requirements for LISA. *Class. Quantum Grav.*, **20**: S329-S253.
- Schütze D. 2012. GRACE follow-on laser ranging interferometer. Quantum to Cosmos 5. Cologne, Germany, URL: http://www.zarm.uni-bremen.de/Q2C5/pdf/presentations/Schuetze_GRACE.pdf.
- Seo K W, Wilson C R. 2005. Simulated estimation of hydrological loads from GRACE. *Journal of Geodesy*, **78**: 442-456.
- Sheard B S, Heinzel G, Danzmann K, Shaddock D A, Klipstein W M, Folkner W M. 2012. Intersatellite laser ranging instrument for the GRACE follow-on mission. *Journal of Geodesy*, **86**: 1083-1095.
- Seeber G. 2003. Satellite Geodesy: Foundations, Methods, and Applications. Berlin: Walter de Gruyter.
- 申健, 余世刚, 王镭, 何丹, 黄敬昌. 2007. 重力卫星星间高精度测距技术研究. *空间科学学报*, **27**: 342-346 (Yu J, She S G, Wang K, He D, Huang Q C. 2007. High precise inter-satellite distance measurement of gravity satellite. *Chin. J. Space Sci*, **27**: 342-346).
- Sneeuw N, Flury J, Rummel R. 2005. Science requirements on future missions and simulated mission scenarios. In: Future Satellite Gravimetry and Earth Dynamics. New York: Springer.
- 孙文科. 2002. 低轨道人造卫星 (CHAMP, GRACE, GOCE) 与高精度地球重力场 —— 卫星重力大地测量的最新发展及其对地球科学的重大影响. *大地测量与地球动力学*, **22**: 92-100 (Sun W K. 2002. Low orbit satellite (CHAMP, GRACE, GOCE) and high precise earth gravity model—advances of earth gravity satellite missions and their effects to earth science. *Geodesy and Geodynamics*, **22**: 92-100).
- Svehla D, Rothacher M. 2002 Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low Earth orbiters. EGS 2002.
- Svehla D, Rothacher M. 2002. CHAMP double-difference kinematic orbit with ambiguity resolution. 1st CHAMP Science Meeting.
- Swenson S, Wahr J. 2006. Post-processing removal of correlated errors in GRACE data. *Geophysical Research Letters*, **33**: L08402.
- Tapley B D, Reigber Ch. 2001. The GRACE mission: Status and future plans. *EOS Trans*, **82**: G41C-02
- Tapley B D, Bettadpur S, Watkins M, Reigber C. 2004. The gravity recovery and climate experiment: Mission overview and early results. *Geophysical Research Letters*, **31**: L09607.
- Tapley B D, Bettadpur S, Ries J C, Thompson P F, Watkins M M. 2004. GRACE measurements of mass variability in the Earth system. *Science*, **305**: 503-505.

- Tapley B, Ries J, Bettadpur S, Chambers D, Cheng M, Condi F, Poole S. 2007. The GGM03 mean earth gravity model from GRACE. In: AGU Fall Mee.
- Theil S. 2002. Satellite and test mass dynamics modeling and observation for drag-free satellite control of the STEP mission. [PhD Thesis]. Bremen: Bremen University.
- Triad I. 1974. A satellite freed of all but gravitational forces. *Journal of Spacecraft*, **11**: 637-644.
- Touboul P, Willemenot E, Foulon B, Josselin V. 1999. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: Synergy and evolution *Bollettino di Geofisica Teorica ed Applicata*40.
- Visser P N A M, Sneeuw N, Reubelt T, Losch M, Van Dam T. 2010. Space-borne gravimetric satellite constellations and ocean tides: Aliasing effects. *Geophysical Journal International*, **181**: 789-805.
- Vitale S. 2002. The LISA Technology Package On Board SMART-2. University of Trento, document code Unitn-Int, 10-2002.
- Watkins M, Flechtner F, Morton P, Webb F. 2013. Status of the GRACE follow-on mission. *Geophys. Res. Abstr.*, **15**: EGU2013-6024
- Weber W J, Cavalleri A, Dolesi R, Fontana G, Hueller M, Vitale S. 2002. Position sensors for LISA drag-free control. *Class. Quantum Grav.*, **19**: 1751-1756.
- 文援兰. 航天器精密轨道抗差估计理论与应用的研究. [学位论文]. 2001. 郑州: 解放军信息工程大学 (Wen Y. 2001 Study on theory and application of robust estimation of precise satellite orbit. [Dissertation]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University).
- 魏子卿. 2000 中国大地坐标系. 大地测量与地球动力学, **28**: 1-5 (Wei Z Q. 2008. 2000 Chinese Geodetic coordinate system. *Geodesy and Geodynamics*, **28**: 1-5).
- Wiese D N, Folkner W M, Nerem R S. 2009. Alternative mission architectures for a gravity recovery satellite mission. *Journal of Geodesy*, **83**: 569-581.
- Wiese D N, Nerem R S, Lemoine F G. 2012. Design considerations for a dedicated gravity recovery satellite mission consisting of two pairs of satellites. *Journal of Geodesy*, **86**: 81-98.
- 吴显兵. 2004. 星载 GPS 低轨卫星几何法定轨及动力学平滑方法研究. [学位论文]. 郑州: 解放军信息工程大学 (Wu X B. 2004 Study on GPS orbital determination of geometric method and dynamical smoothing method. [Dissertation]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University).
- 徐海军, 张永志, 段虎荣, 薛建华. 2012. 卫星重力测量的应用进展. 物探与化探, **36**: 54-58 (Xu H J, Zhang Y Z, Duan H R, Xue J H. 2012. Advances of satellite gravity application. *Geophysical and Geochemical Exploration*, **36**: 54-58).
- 许厚泽, 周旭华, 彭碧波. 2005. 卫星重力测量. 地理空间信息, **1**: 1-3 (Xu H Z, Zhou X H, Peng B P. 2005. Satellite gravity measurement. *Geospatial Information*, **1**: 1-3).
- 杨炳渊. 2009. 航天技术导论. 北京: 中国宇航出版社 (Yang B Y. 2009. Introduction to Space Technology. Beijing: China Aerospace Press).
- 章传银, 高永泉. 2002. 浅论现代测绘科学基本问题与科学思维. 测绘科学, **27**: 15-23 (Zhang C Y, Gao Y Q. 2002. Fundamental questions of modern surveying and scientific thinking. *Surveying Science*, **27**: 15-23).
- 张宏伟, 董朝阳, 赵东明, 肖凡, 李建国, 纪立东. 2011. 2000 国家重力基本网部分站的最新绝对重力测量. 大地测量与地球动力学, **31**: 52-55 (Zhang H W, Dong C Y, Zhao D M, Xiao F, Li J G, Ji L D. 2011. Latest absolute gravity measurement of 2000 national gravity network. *Geodesy and Geodynamics*, **31**: 52-55).
- 赵凯华, 罗蔚茵. 1995. 新概念物理教程 (Vol.5). 北京: 高等教育出版社 (Zhao K H, Luo W Y. 1995. New concept of physics textbook (Vol. 5). Beijing: Higher Education Press).

- 曾华霖. 2005. 重力场与重力勘探. 北京: 地质出版社 (Zeng H L. 2005. Gravity field and gravity exploration. Beijing: Geological Publishing House).
- 张兴福, 沈云中. 2007. 应用低轨卫星跟踪数据反演地球重力场模型. [博士学位论文]. 上海: 同济大学测量与国土信息工程系 (Zhang X F, Shen Y Z. 2007. Earth gravity model recovery based on low-low satellite tracking data. [PhD Thesis]. Shanghai: Surveying and Land Information Engineering, Tongji University).
- 郑伟, 邵成刚, 罗俊, 许厚泽. 2006. 基于卫星跟踪观测技术利用能量守恒法恢复地球重力场的数值模拟研究. 地球物理学报, **49**: 712-717 (Zheng W, Shao C G, Luo J, Xu H Z. 2006. A numerical simulation study on earth gravity recovery by using energy conservation method and satellite-satellite tracking technology. *Chinese Journal of Geophysics*, **49**: 712-717).
- 郑伟. 2007. 基于卫星重力测量恢复地球重力场的理论和方法. [博士学位论文]. 武汉: 武汉华中科技大学 (Zheng W. 2007. The theory and application of earth gravity recovery base on satellite gravity data. [PhD Thesis]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology).
- 郑伟, 许厚泽, 钟敏, 员美娟, 彭碧波, 周旭华. 2010. 地球重力场模型研究进展和现状. 大地测量与地球动力学, **30**: 83-91 (Zheng W, Xu H Z, Zhong M, Yuan M J, Peng B P, Zhou X H. 2010. The advances and current status of earth gravity model. *Geodesy and Geodynamics*, **30**: 83-91).
- 郑伟, 许厚泽, 钟敏, 员美娟, 彭碧波, 周旭华. 2010. Improved-GRACE 卫星重力轨道参数优化研究. 大地测量与地球动力学, **30**: 43-48 (Zheng W, Xu H Z, Zhong M, Yuan M J, Peng B P, Zhou X H. 2010. Orbital parameter optimization of improved-GRACE satellite. *Geodesy and Geodynamics*, **30**: 43-48).
- 郑伟, 许厚泽, 钟敏, 刘成恕. 2014. 不同插值法对下一代卫星重力反演精度的影响. 宇航学报, **35**: 269-276 (Zheng W, Xu H Z, Zhong M, Liu C N. 2014. A study on the relation between earth gravity recovery precision and different interpolation algorithms. *Journal of Astronautics*, **35**: 269-276).
- Zhang W, Xu H Z, Zhong M, Yun M J. 2009. Physical explanation of influence of twin and three satellite formation mode on the accuracy of Earth's gravitational field. *Chinese Physics Letters*, **26**: 029101.
- 周旭华, 吴斌, 许厚泽, 彭碧波. 2005. 数值模拟估算低低卫星跟踪观测技术反演地球重力场的空间分辨率. 地球物理学报, **48**: 282-287 (Zhou X H, Wu B, Xu H Z, Peng B P. 2005. Numerical estimation of spatial resolution of earth gravity recovery base on low-low satellite tracking technology. *Chinese Journal of Geophysics*, **48**: 282-287).
- 周泽兵, 白彦峥, 祝竺, 张晓敏. 2009. 卫星重力测量中加速度计在轨参数校准方法研究. 中国空间科学技术, **12**: 74-80 (Zhou Z B, Bai Y Z, Zhu Z, Zhang X M. 2009. Accelerometer in-orbit parameter calibration method of satellite gravity measurement. *Chinese Space Science and Technology*, **12**: 74-80).
- 邹贤才. 2007. 卫星轨道理论与地球重力场模型的确定. [博士学位论文]. 武汉: 武汉大学 (Zou X C. 2007. Satellite orbital theory and earth gravity model recovery. [PhD Thesis]. Wuhan: Wuhan University).
- Zou Z, Li H, Luo Z, Xing L. 2010. Seasonal gravity changes estimated from GRACE data. *Geodesy and Geodynamics*, **1**: 57-63.

(责任编辑: 樊菁)

Mapping Earth's gravity in space: Review and future perspective

LUO Ziren¹ ZHONG Min² BIAN Xing³ DONG Peng⁴ DONG Yuhui¹
GAO Wei⁴ LI Hongyin⁵ LI Yuqiong¹ LIU Heshan¹ RAN Jiangjun²
SHAO Mingxue⁴ TANG Wenlin⁴ XU Peng⁴ YANG Ran⁶ JIN Gang^{1,†}

¹ Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China

² Institute of Geodesy and Geophysics, Chinese Academy of Science,
Wuhan 430077, China

³ Physics Department, Capital Normal University, Beijing 100048, China

⁴ Academy of Mathematics and system science, Chinese Academy of Science,
Beijing 100190, China

⁵ School of Physics, Huazhong University of Science and Technology,
Wuhan 430074, China

⁶ The Thirteenth Institute, Ninth Academy of research, China Aerospace Science and
Technology Corporation, Beijing 100854, China

Abstract The distribution of earth's gravity field not only changes along with the altitude, latitude, crustal composition and mantle depth, but also varies together with the continental drift, glacier evolution, ocean current, underground water changing and phenomena of ice and snow. Therefore, the scientific data of earth's gravity field is essential to many research fields, such as the geological hazard monitoring, geodetic survey, glaciology, hydrologic circle, solid earth physics and national defense. The measurement, recovery and application of gravity of earth were greatly promoted by the development of gravity satellite missions, for example the GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) mission. In order to improve the temporal and spatial resolution of satellite gravity data, China, USA and European countries were considering launching upgraded gravity satellite missions, namely the GRACE-follow-on mission. The basic idea is to employ the laser in-

Received: 30 June 2014; accepted: 19 September 2014; online: 23 September 2014

[†] E-mail: gajin@imech.ac.cn

Cite as: Luo Z R, Zhong M, Bian X, et al. Mapping earth's gravity in space: Review and future perspective. *Advances in Mechanics*, 2014, 44: 201408

© 2014 *Advances in Mechanics*.

terferometer measurement system to replace the GRACE's microwave ranging system. In addition, the drag-free technics is introduced to eliminate the disturbance of non-inertial forces posed upon laser measurement system. A brief history of the development of gravity satellite missions and the earth gravity recovery techniques were reviewed here. The measurement methodology, key technologies and expected results of next generation GRACE mission were also slightly touched upon.

Keywords space earth gravity mapping, laser interferometer measurement system, drag-free technics, precise orbital determination



罗子人, 1980 年出生, 2010 年获中国科学院数学与系统科学研究院理学博士, 现任中国科学院力学研究所助理研究员, 参与了我国短臂长空间引力波探测器的可行性研究和我国先进重力卫星关键技术论证工作, 主要从事引力波探测的空间激光干涉测距技术的理论分析和方案设计。



靳刚, 中科院力学所研究员, 法国巴黎皮埃尔玛丽居里大学和 ESPCI 物理学博士, 曾任法国国家科研中心 (CNRS) 合作研究员; 瑞典 Linkoping 大学客座学者; 葡萄牙里斯本大学客座教授. 主要从事纳尺度光学测量及其应用研究, 近年来开展了空间激光干涉测距等研究。