

重力场测量卫星应用电推进技术

顾 左, 达道安, 胡长青, 栗 鸣
(兰州物理研究所, 甘肃 兰州 730000)

摘 要: 全球重力场的精确测量对于地球物理学、卫星定轨等均有至关重要的意义。对于全球重力场测量卫星而言, 其姿态和轨道的保持精度直接影响着全球重力场测量的精度。从重力场测量卫星要求出发, 对卫星参数进行了假设, 对重力场测量卫星采用离子推进技术的适用性进行了分析。

关键词: 卫星重力场测量; 应用; 离子推进技术

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2005)02-0023-04

Application of electric propulsion technology to gravity field measurement satellites

Gu Zuo, Da Dao'an, Hu Changqing, Li Ming
(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The global gravity field precision measurement is important to geophysics, the satellite orbit etc. For the gravity field measurement of satellite, the maintained precision of the gravity field measurement satellites attitude and the orbit affect the measurement precision directly. According to the requirements of satellites, the thesis assumes the parameters of satellites and analyzes the application of ion propulsion technology which is applied to gravity field measurement satellites.

Key words: gravity field measurement of satellites; application; ion propulsion technology

1 引言

现代大地测量、地球物理、地球动力学和海洋学等相关学科的发展以及远程武器、人造卫星

运动轨道精确定轨等均迫切需要更加精细的全球重力场支持。这样, 对重力场测量卫星平台也提出了更高的要求, 即卫星的飞行高度较低, 并在飞行中使用噪声低的推进系统进行大气阻力补偿飞行; 为延长卫星的寿命, 需要携带高比冲的推

收稿日期: 2004-11-24; 修回日期: 2005-01-06。

作者简介: 顾左 (1964—), 男, 高级工程师, 博士研究生, 研究领域为空间电推进技术。

进系统进行轨道提升。

对于重力场测量卫星平台, 不规则重力场对重力场测量的影响随着高度而减弱。因此, 卫星的在轨高度越低, 卫星能够测量到的全球重力场变化越强。为了尽可能的提高卫星对所测量重力场的分辨率, 所选择的卫星轨道一般较低 (200km~450km)。

卫星姿态控制和轨道保持系统的精度直接影响着重力场测量的精度。从国外已发射和计划发射的重力场测量卫星 (CHAMP、GRACE 和 GOCE) 来看, GOCE 拟采用氙离子推进系统进行轨道保持, CHAMP 使用冷气推进系统进行姿态控制, 而 GRACE 则依据自身的设计和精度要求没有使用轨道保持系统。

2 重力场测量卫星对主推进系统的任务要求

考虑到重力场测量精度的要求, 在此假定卫星的轨道高度为 250km; 为了简化卫星的结构, 可以选择一条近圆太阳同步轨道 (SSO), 为了使卫星在运行阶段每天所经历的日食时间最短, 假定轨道倾角应为 $i=96^\circ$, 轨道面的法线在空间中指向东方以直面太阳。卫星处于这条轨道, 它所经历的日食时间是确定的 (见图 1)。可以把卫星所经历的日食时间划分为两个部分: 短日食阶段 (<10min) 和长日食阶段 (<30min)。

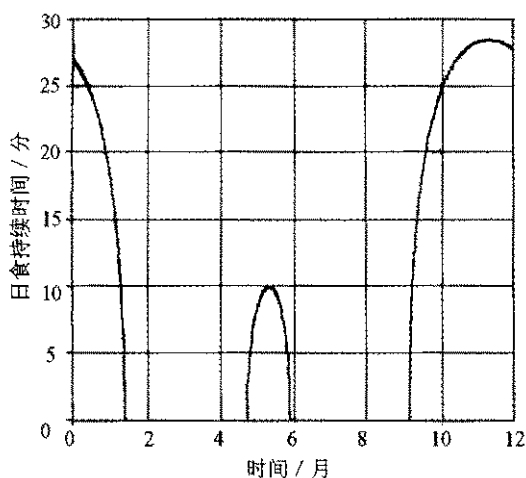


图 1 选择轨道上的日食时间

Fig.1 Selection of solar eclipse time of the satellite orbit

在轨重力场测量卫星所受的力可以分为重力和非重力; 为了提高重力场测量的精度, 卫星平台需对非重力进行补偿。非重力一般包括:

(1) 偏离质心时, 由重力梯度和离心加速度引起的潮汐力;

(2) 离质心处, 由于卫星绕质心旋转引起的离心力和切向力;

(3) 物体相对卫星平台的运动以及卫星平台绕质心旋转诱导出科里奥利力;

(4) 大气阻力和太阳辐射压产生质心的准定常加速度;

(5) 姿态控制和轨道机动时推进系统点火等操作活动引起的扰动;

(6) 机械部件运动引起卫星内部质量分布变化产生引起的扰动。

对于低轨卫星, 大气阻力是影响重力场测量精度最大的非保守力。对整个卫星表面积分, 可以估算卫星所受的大气阻力:

$$f = -\frac{1}{2} C_d A \rho v_{\text{atm}} |v_{\text{atm}}| \quad (1)$$

式中, v_{atm} 为卫星相对于大气的运动速度; ρ 为大气密度; A 为卫星表面垂直于气体分子速度方向的面积且 $A=1.1\text{m}^2$; C_d 为大气对卫星的阻力系数 (常采用经验值) ($C_d=4.1438$)。

卫星相对于大气的速度 v_{atm} 为:

$$v_{\text{atm}} = v - w \times (R + h) \quad (2)$$

$$v = \sqrt{\frac{G}{R + h}}$$

式中, v 为卫星在轨道上的圆周运动的速度; w 为卫星在轨角速度 ($\approx 0.00117\text{rad/s}$); G 为地球引力常数 ($=3.986 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$); R 为地球平均半径 ($=6371\text{km}$); h 取卫星轨道高度 ($=250\text{km}$)。

卫星所处轨道的大气密度可根据 A.E.Hedin 的 MSISE-90 模型进行计算, 见图 2。

那么, 可以结合式 (1) 和式 (2) 并计算出卫星在轨运行的大气阻力 (见图 3)。

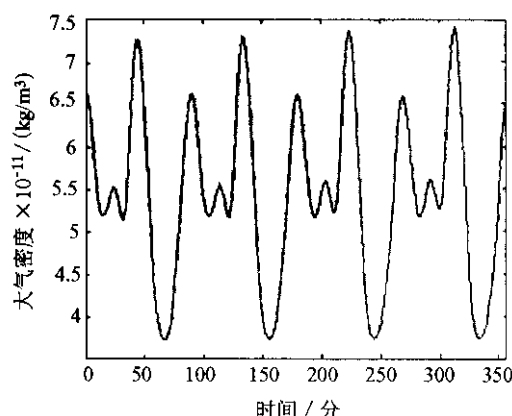


图2 250km 轨道上的大气密度

Fig.2 Atmosphere density at the 250km satellite orbit

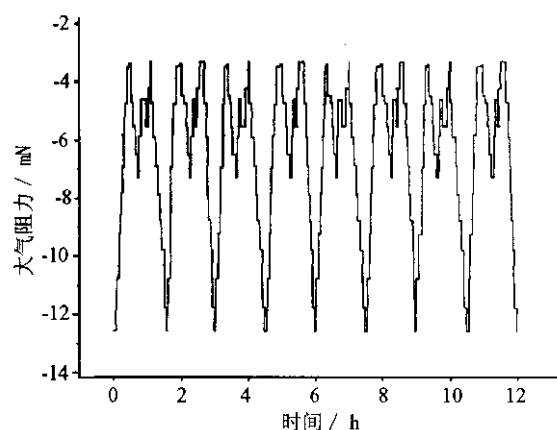


图3 沿卫星轨道的大气阻力

Fig.3 Atmosphere drag at the satellite orbit

因此, 仅就补偿大气阻力而言, 重力场测量卫星可以选择推力范围为 $1 \sim 15\text{mN}$ 、推力可调的推进系统。现有可选推进方案有离子推进系统和冷气推进系统。就国外的研究而言, 只有 GOCE 卫星选用的是离子推进系统作为轨道保持。主要是因为离子推进的比冲很高 ($\geq 3000\text{s}$), 比冷气推进的比冲 ($< 300\text{s}$) 要高至少一个数量级, 可以有效地减轻卫星平面的重量, 增大推力可调范围, 并减小推理器产生的推力噪声。

3 离子推进工作模式

卫星在不同的时间 (卫星经历的阴影区的时

间) 将会要求离子推进系统有两种功能: 轨道提升和大气阻力补偿。对于这两种功能, 根据推进系统的工作状态不同, 分别为常值推力模式和无阻力控制模式。

3.1 常值推力模式

根据重力场测量卫星 GOCE 模式的要求, 卫星在长日食阶段 (图1) 不能工作, 卫星上的有效载荷应处于休眠状态; 卫星发射后, 其所选择的轨道会有图4所示的变化。

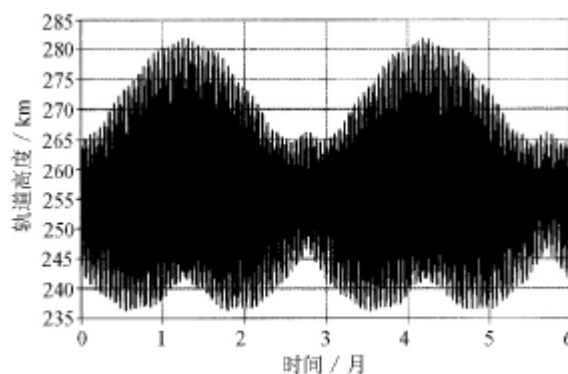


图4 250km 的平均轨道在6个月内的变化

Fig.4 Variance of 250km average orbit in 6 months

而由卫星的轨道变化 (图4) 可以发现, 在长日食阶段, 卫星在大气阻尼的作用下, 卫星轨道将会下降大约 20km , 因此须对轨道进行相应的提升, 如果此时卫星上的能量许可 (需要 $\sim 550\text{W}$), 推进系统可以以最大推力 (20mN) 把轨道提升到所需高度。

3.2 无阻力控制模式

卫星的飞行时间、轨道和迎风截面积确定了卫星所受的大气阻力。在工作频域范围内, 对于大气阻尼引起的卫星加速度可以分解到三个频带: 平均加速度 (DC)、长周期加速度变化 (LF) 和短周期加速度变化 (加速计的测量带宽, MBW)。对于轨道保持, 阻力的 DC 部分可以通过离子推进系统对卫星施加一个等值的反向力补偿大气阻力。

根据离子推进系统的工作原理, 推进系统的推进器部分排出的粒子的状态将会形成白噪声

$$\tilde{F}_{s,n}:$$

$$\tilde{F}_{s.n.} = F_{DC} \sqrt{\frac{2}{\dot{N}}} \quad (3)$$

$$\dot{N} = \frac{\dot{m}}{m_0}$$

$$\dot{m} = \frac{F_{DC}}{I_{sp} g}$$

式中, F_{DC} 为离子推进系统的平均推力; \dot{N} 为推进系统在单位时间(秒)排出的推进剂微粒数; \dot{m} 为离子推进系统的推进剂质量流率; m_0 为推进剂微粒(原子)质量; I_{sp} 为离子推进系统的比冲; g 为由地表重力引起的加速度。

因此:

$$\hat{F}_{s.n.} = \sqrt{2F_{DC} I_{sp} g m_0} \quad (4)$$

对于考夫曼氙离子推进系统(XIPS): 取

$$F_{DC} = 20 \times 10^{-3} \text{ N}, \quad I_{sp} = 3000 \text{ s},$$

$$m_0 = 2.2 \times 10^{-25} \text{ kg},$$

可得 $F_{s.n.} = 1.61 \times 10^{-11} \text{ N}/\sqrt{\text{Hz}}$, 比能够适用的加速度计的精度高数个数量级, 因此, 离子推进系统可以满足重力场测量卫星的轨道保持噪声的要求。

4 推进系统质量与能量需求

从上面的分析和计算中可以估算出卫星任务期间(一年), 推进系统工作在常值推力模式下的时间约为 4.5 个月(即卫星所经历的长日食阶段的总时间)。可以假定推进系统在剩下的时间(7.5 个月)中均处于无阻力控制状态对卫星进行大气阻力补偿。

在推进系统以常值推力工作的 4.5 个月里面, 以最大工作量计算, 那么, 推进系统运行的总时间为 $4.5 \times 30 \times 24 \times 3600 \text{ s}$, 取推进系统的推力为 20 mN , 比冲 3000 s , 则所需的推进剂为 7.1 kg 。推

进系统工作在无阻力控制状态下时, 若以平均推力 $\bar{F} = 10 \text{ mN}$ 进行计算, 推进系统运行总时间 $t_2 < 7.5 \times 30 \times 86400 \text{ s}$, 在一年的工作周期内, 所消耗的推进剂质量为 6.5 kg 。因此, 一年内所消耗的总推进剂为 13.6 kg 。

此外, 两套氙离子推进系统(一套用作备份)的总质量不超过 50 kg 。而即使在推进系统在常值推进系统状态以最大推力工作时, 所需的电功率 $p = 550 \text{ W}$, 这个功率范围仍然在卫星的蓄电池阵所能够提供的能力下。

5 结论

本文从重力场测量卫星的要求出发, 对卫星运行的基本参数进行了假设, 并且对于推进系统所需的能量与功率进行了验证, 同时在两个方面与冷气推进系统进行了比较, 证明了离子推进系统对于重力场测量卫星的各种要求是适合的, 可以用作卫星的轨道保持装置。

参考文献:

- [1] E Canuto, P Martella, G Sechi Alenia Spazio. Attitude and drag control: an application to goce satellite[R]. Politecnico di Torino, Dipartimento di Automatica e Informatica, Italy.
- [2] H U 瓦尔特主编, 空间流体科学与空间材料科学[M], 中国科学技术出版社, 1991.
- [3] 薛大同, 等. 静电悬浮加速度计的指标和基本参数的选取[R], 航天 510 研究所 2002 年学术交流文集, 内部出版, 2002.
- [4] Bent Ziegler, Mogens Blanke. Drag-free motion control of satellite for high-precision gravity field mapping[R], Technical University of Denmark, Denmark.
- [5] Earth Science Division Scientific, gravity field and steady-state ocean circulation mission[R]. ESA Publications Division, 1999.

(编辑: 王建喜)