

质量特性调整机构在航天器中的应用

廖鹤¹, 赵艳彬², 孙克新², 王本利¹

(1. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 哈尔滨 150001; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘要: 质量特性调整机构具有成本低、体积小、重量轻、工作寿命长、可靠性高的优点, 被用于在轨精确调整航天器的质量特性, 从而确保航天器能够提供高精度的姿轨控以及部分有效载荷的正常工作。文章首先介绍了质量特性调整机构的设计原理和方案, 以及在航天器中的应用情况和研究现状; 其次对质量特性调整机构需要解决的关键技术进行了分析; 最后对其在我国航天活动中的应用进行了展望。

关键词: 质量特性调整机构; 质量特性; 姿态控制; 有效载荷

中图分类号: V448.22'2

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2009)02-0168-04

1 引言

目前, 空间技术的发展使得航天器朝着功能更强大、结构更复杂、所耗资金更低等方向发展^[1]。新一代的航天器需要更高精度的姿轨控以完成更加复杂的空间任务, 这相应地增加了对航天器控制系统的要求。因此, 为了保证航天器在轨道坐标系中相对平衡点的稳定性以及部分有效载荷的正常工作, 进行航天器质量特性的在轨辨识以及在轨调整具有很重要的实际意义:

第一, 工程上航天器控制系统实际采用的都是地面上测试的质量特性先验信息。地面测试质量特性的实验方法主要存在耗费大量人力、资金和时间的缺点^[2-4];

第二, 经历严酷的发射阶段和在轨运行阶段, 航天器的质量特性会由于燃料消耗、推力器气体排出、结构变形、重力释放等因素而发生变化^[5];

第三, 对于部分有效载荷而言, 当航天器的质量特性发生变化后, 例如高精度星载静电悬浮加速度计, 由于作用于航天器上的非引力加速度非常小, 由质量特性变化引起的干扰加速度会夹杂在其量测信息中, 严重时会导致加速度计饱和^[6]。

质量特性调整机构具有成本低、体积小、重量轻、工作寿命长、可靠性高的优点, 已被国外航天器应用于空间任务中^[7]。

2 质量特性调整机构的特点和应用

2.1 质量特性调整机构的特点

如图1所示, 航天器质量特性调整机构为丝杠滑块机构, 其工作原理为: 利用丝杠的传动, 将电机的回转式驱动转换为直线输出, 通过改变质量块在航天器体坐标系中的位置来达到调整航天器质量特性的目的。质量特性调整机构可沿航天器体坐标的3个方向分别安装, 在质量特性调整过程中不存在耦合现象^[7]。

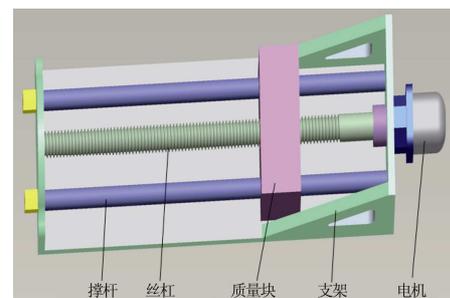


图1 航天器质量特性调整机构构型图

Fig. 1 Configuration of mass trim mechanism

图2为航天器质量特性调整机构的方案图。程控指令模块用于向质量特性调整控制器模块发送机构的快速、慢速、启动和停止等信息; 控制器接收到指令后接通星上相应方向的质量特性调整机构电机的工作电源, 电机模块开始工作, 直到完成任务为止。

收稿日期: 2008-12-24; 修回日期: 2009-01-09

基金项目: 长江学者和创新团队发展计划 (IRT0520)

作者简介: 廖鹤 (1984-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为卫星在轨质量特性测定与调整技术。E-mail: liaohe_crane@163.com。

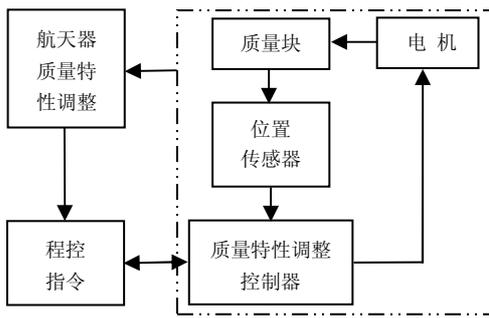


图 2 航天器质量特性调整机构方案图
Fig. 2 A scheme of mass trim mechanism

2.2 质量特性调整机构在航天器中的应用

(1) Gravity Probe B(GP-B)卫星

GP-B 卫星由美国斯坦福大学研制，用于验证爱因斯坦广义相对论。该星姿轨控采用自旋、无阻尼控制模式。为了提高推力器补偿作用于卫星上的非引力加速度和姿态控制的精度，通过向质量特性调整机构发送正弦和静态程控指令达到推力器在轨标定的目的。同时，为了节省推力器燃料的消耗，质量特性调整机构还被用来实时调整该星的质心和转动惯性，使其姿轨控坐标系与卫星本体坐标系之间的偏差尽量小。GP-B 卫星的质量特性调整机构安装图以及构型图如图 3 和图 4 所示^[8-11]。

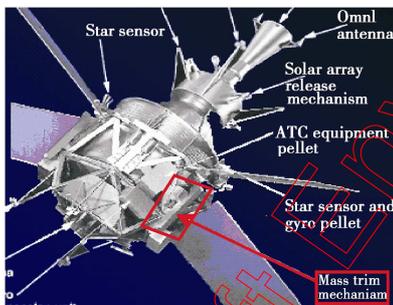


图 3 GP-B 卫星质量特性调整机构安装图

Fig. 3 Installation of mass trim mechanism of GP-B satellite



图 4 GP-B 卫星质量特性调整机构构型图

Fig. 4 Mass trim mechanism of GP-B satellite

(2) GRACE 卫星

GRACE 卫星为美国宇航局和德国地学研究所

合作研制，用于确定高精度和高分辨率的地球重力场模型。为了保证该卫星任务的顺利完成，GRACE 卫星装载有 6 个质量特性调整机构，每个方向布置两台机构互为冗余备份，当一台机构所对应的控制、执行设备有故障时，调整同一方向的另一台机构继续执行指令。其主要指标为：精确调整 GRACE 卫星星体质心，将高精度静电悬浮加速度计悬浮质量块和卫星质心之间的偏差控制在 0.1 mm 之内，以及将 K 波段星间测距系统天线相位中心与卫星质心之间的距离控制在 1.4 m；其调整步长为 10 μm，调整范围为 ±2 mm，调整精度可达到亚微米级。GRACE 卫星的质量特性调整机构安装图以及构型图如图 5~图 7 所示^[12-15]。

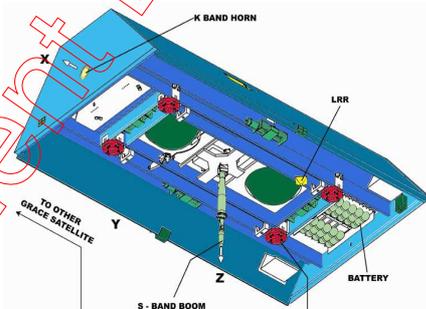


图 5 GRACE 星 x 和 y 向质量特性调整机构安装图

Fig. 5 Mass trim mechanism of GRACE in x and y directions

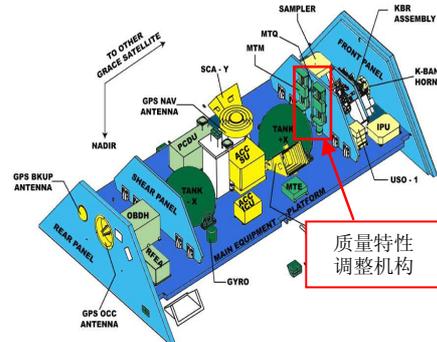


图 6 GRACE 卫星 z 向质量特性调整机构安装图

Fig. 6 Mass trim mechanism along GRACE z axis

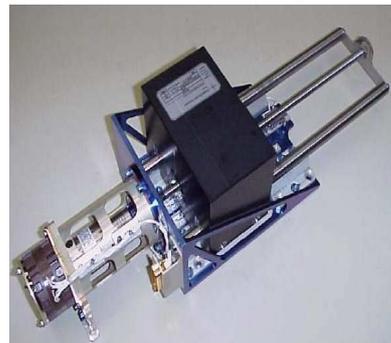


图 7 GRACE 卫星质量特性调整机构构型图

Fig. 7 Mass trim mechanism of GRACE satellite

(3) 导弹末端制导

由于质量特性调整机构可完全安装在导弹弹头内部工作,不影响弹头的气动外形,有利于获得较高的末端制导精度,无需特殊解决控制机构的烧蚀问题,利用弹头高速运行产生的气动力和力矩进行弹头姿态和机动控制,能获得很大的控制力和力矩,可节省系统能量消耗并且结构简单,国内外越来越多的学者正在研究如何将质量特性调整机构应用于导弹末端制导中^[16-19]。

3 质量特性调整机构的关键技术

衡量卫星质量特性调整机构性能最重要的指标是质量特性调整精度。质量特性调整精度是指机构在各种工作模式下,质量块的实际工作位置与指令位置的差别程度。另外,机构的工作行程大、工作寿命长、在间歇或往复运行状态,且处于高压、振动、高真空和高低温交变空间环境中,基于这些特点,机构的设计和研制存在一些技术难点。

3.1 材料的选用

在空间高低温环境中,材料的热变形将对质量特性调整精度产生不利影响。从材料的角度考虑,应分析并减少热变形对质心调整精度的影响,选用质量轻、耐高温、抗辐射、热膨胀系数小的材料^[20-21],使其满足空间环境的要求。

- (1) 质量轻,降低航天发射的费用;
- (2) 耐高温,能够适应空间太阳辐射的影响;
- (3) 抗辐射,能够较好地抵抗空间高能电荷对其带来的辐射损伤,减缓其性能退化;
- (4) 热膨胀系数小,能够较好地减少热变形,保证质量特性的调整精度。

必要时,如选用材料仍不能满足要求,对质量特性调整机构采取热控措施。

3.2 机械设计与加工技术

为了提高质量特性调整机构的调整精度,机械设计与加工技术是必须考虑的关键技术之一^[22]。主要包括:

- (1) 选用有一定自锁能力的电机,防止电机停止转动后在外干扰力矩作用下丝杠带动质量块运动;
- (2) 对方案及零部件进行优化设计,控制机械加工精度,从而提高机构质量特性调整精度指标;

(3) 提高传动部件的平稳性,深入研究传动部件的宏观动态特性和微观动态特性,并研究活动部件传动过程中的接触特性、反向间隙、径向跳动、受力引起的变形以及机构的安装精度、间歇运动对调整精度的影响。

整星总装时,应采取措施使质量特性调整机构的安装偏差尽量小。

3.3 精确控制技术

在控制方面,质量特性调整机构应安装高精度位置传感器,使卫星、机构、电机三者之间形成闭环控制;同时,质量块应当采取高速行驶、低速到位的控制方案,确保到位的准确性,有效防止“过冲”现象。

对于质量特性调整机构的控制器设计而言,由于存在结构、参数、热变形、空间环境扰动等因素的影响,因此机构的控制器必须具有良好的实用价值以及足够的鲁棒性。虽然现代控制方法和智能控制可谓琳琅满目,对具体问题具有良好的控制效能,但总存在算法复杂的缺点,难以应用于快速实时控制。因此,机构的控制器应从实用性的角度出发,以工业普遍采用的PID控制方法为基本模板,针对机构调整精度的要求,采用复合控制的思想,即:不是力求采用单一控制器达到很高的控制精度,而是采用多种有针对性的控制器组合成一个高性能的、具有最小带宽的低阶、简单的控制器,以减小控制系统中噪声、谐振、空间环境影响以及被控对象具有未建模的高频动态特性对调整精度的影响^[23-24]。

3.4 润滑技术

活动部件长寿命的润滑问题一直是卫星机构的一个关键技术。卫星机构的良好润滑是机构可靠运行的重要保障。良好的润滑方案可减小摩擦副的磨损、保证活动部件维持低摩擦系数^[25]。

质量特性调整机构的大行程、长寿命、间歇或往复运行状态,且处于高压、振动、高真空和高低温交变的空间环境的特点,使得丝杠和支架由于长期处于交变应力下而产生变形,这种受力方式和变形对润滑镀层的要求很高。因此,要求所用润滑剂能够适应高真空、微重力、强辐射和高低温交变的环境,不易挥发。同时,应进一步改进润滑镀层的配

方,完善其工艺过程,提高镀层的承载能力及寿命。

4 结束语

最后,为了验证质量特性调整机构在空间环境下的设计性能和品质,需要在地面进行试验验证。主要目的在于:

第一,验证质量特性调整机构携带的质量块在程控指令下是否能够精确完成定量移动的任务,并可靠锁定到位。为了保证机构的可靠性,这种试验应当进行多次;

第二,验证质量特性调整机构的关键技术在空间环境下的有效性。如在高真空、极端高温、极端低温的情况下,质量特性调整机构调整精度是否还能达到需求的精度,润滑方案是否仍能有效地润滑机构的传动部件。

利用试验对质量特性调整机构采用的新材料和技术进行验证,可使质量特性调整机构能够尽早用于我国航天器的空间任务中。

参考文献 (References)

- [1] 王书廷, 曹喜滨. 卫星质量特性的在轨辨识算法研究[C]//第25届中国控制会议. 哈尔滨, 2006, 519-524
- [2] 杜晨, 陈勉. 卫星质量特性测试新方法研究[J]. 航天器环境工程, 2004, 21(3): 11-15
- [3] Richfield R, Walker B. Input selection for a second-order mass property estimator[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1988, 11(1): 207-212
- [4] Tangyin S, Williams T. Mass property estimation using coasting maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(4): 625-632
- [5] Edward W. On-line, gyro-based, mass property identification for thruster-controlled spacecraft using recursive least squares[C]// 45th Midwest Symposium on Circuits and Systems. Oklahoma, 2002
- [6] Furun W, Tapley B D, Bettadpur S V. Precise determination of accelerometer proof mass[C]// AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Texas, 2002: 739-752
- [7] Ziavras J, Kasperson R A. Mass trim mechanism: US, 7097127 B2[P]. 2006-08-29
- [8] Peter J W. On-orbit thruster calibration[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1996, 19(4): 934-940
- [9] Everitt C W, Buchman S. Gravity probe B: countdown to launch[M]. Heidelberg: Springer 2001, 52-82
- [10] Reynolds G M, Vassar R H, et al. Payload and spacecraft technology for GP-B[J]. Advances in Space Research, 2000, 25(6): 1193-1197
- [11] Peter J W. The Design of a propulsion system using vent gas from a liquid helium cryogenic system[D]. Ph.D. Dissertation, California, Stanford University, 1992
- [12] Kim J, Roesset P L, Bettadpur S V, et al. Simulations of the gravity recovery and climate experiment (GRACE) mission[C]//AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Breckenridge, 1999: 613-622
- [13] Kim J R. Simulation study of a low-low satellite to satellite tracking mission[D]. Ph.D. Dissertation, Austin, University of Texas at Austin, 2000
- [14] Furun W. Study on center of mass calibration and K-band ranging system Calibration of GRACE Mission[D]. Ph.D. Dissertation, Austin, University of Texas at Austin, 2000
- [15] Frommknecht B, Fackler U, Flury J. Observation of the earth system from space[M]. Heidelberg: Springer, 2006, 99-113
- [16] Rush D R, Beverly R S, Shawn A K. Moving mass trim control for aerospace vehicles[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1996, 19(5): 1064-1070
- [17] Raymond H B, Rush D R, Beverly R S. Moving mass trim control system design[C]// AIAA Guidance Navigation and Control Conference. San Diego, 1996
- [18] Jonathan R, Costello M. A variable stability using an internal moving mass[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Hawaii, 2008
- [19] 孙卫华, 李高风. 移动质心再入飞行器姿态的无源性控制[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1314-1319
- [20] Kim S K, Cho D W. Real-time estimation of temperature distribution in a ball-screw system[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture. 1997, 37(4): 451-464
- [21] Choi J K, Lee D G. Thermal characteristic of the spindle bearing system with a gear ocated on the bearing span[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 1998, 38(9): 1017-1030
- [22] Shigeo Fukada. Microscopic behavior of preloaded ball screw for ultra-precise position with nano-metric resolution [C]//2nd Euspen International Conference. Italy, 2001
- [23] Chen C L, Jang M J. Modeling and high precision control of a ball screw driven stage[J]. Precision Engineering, 2004, 28(4): 483-495
- [24] Paul I, Shim W, Jeong S. Robust friction compensation for sub-micrometer positioning and tracking for a ball-screw-driven slide system[J]. Precision Engineering, 2004, 24(2): 160-173
- [25] 王泽爱, 陈国需. 航天器用液体润滑剂润滑性能研究进展[J]. 润滑与密封, 2008, 33(1): 138-141