

文章编号 1004-924X(2008)08-1540-06

快速机动小卫星执行机构研究

谷松^{1,2}, 贾继强¹, 金光¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要:为了验证采用控制力矩陀螺作为小卫星的姿态控制执行部件,大幅提升小卫星机动能力的可行性,根据控制力矩陀螺的工作原理,设计了控制力矩陀螺原理样机,并利用单轴气浮转台进行了控制力矩陀螺半物理仿真实验。实验结果表明,控制力矩陀螺作为小卫星执行机构,可使小卫星在8 s内机动 20° ,机动速度可达 $2.5^\circ/\text{s}$,实现了在短时间内完成小卫星大角度快速机动和入轨后快速定姿,为控制力矩陀螺在小卫星上的实际工程应用提供了依据。

关键词:小卫星;单框架力矩陀螺;快速机动;姿态控制

中图分类号:V474.6, V448.22 **文献标识码:**A

Research on momentum management of fast slew maneuver small satellite

GU Song^{1,2}, JIA Ji-qiang¹, JIN Guang¹(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*)

Abstract: In order to validate the feasibility of improving the small satellite's maneuvering performance by adopting Control Moment Gyro(CMG) as its executive component for attitude control, a single Gimbal CMG(SGCMG) prototype was designed on the basic theory of the SGCMG, and a SGCMG hardware-in-loop simulation experiment was completed. The results indicate that the small satellite maneuver can achieve by 20° in 8 s, and the maneuver velocity can get to $2.5^\circ/\text{s}$ by using the SGCMG to control small satellite attitude. The research provide an evidence for practical application of CMG on small satellites.

Key words: small satellite; Single Gimbal Control Moment Gyroscope (SGCMG); fast slew maneuver; attitude control

1 引 言

快速机动小卫星可用于高精度对地观测、军事侦察、空间监视及卫星监测等,由于其具有快速多目标捕获、再定向及跟踪等功能,越来越受到各国的亲睐,已逐渐成为国际航天界的热点^[1]。

为使小卫星具备高机动能力,需要其姿态控制系统(ACS)能够提供大的控制力矩并且要适应大的力矩变化范围。控制力矩陀螺(Control Moment Gyro, CMG)是一种有效的动量交换装置,它可以在同等重量下,提供比飞轮更大的控制力矩。与喷气推力器相比,CMG 既能提供大的控制力矩,又能精确、连续地输出力矩,并且不消耗燃料,不污染光学设备和空间环境,不易激发星上柔性附件的振动^[1-2]。CMG 能够完全抵消外部干扰力矩中的周期性部分,而对所吸收的外部干扰力矩中的常值部分,可以利用地磁力矩、重力梯度力矩卸载,或选择适宜的时段由喷气推力器集中卸载。因而,对于要求快速姿态机动的小卫星来说,CMG 是首选的姿态控制主执行机构^[3]。

2 CMG 国内外研究状况综述

2.1 国外研究状况

早在上世纪 70 年代,国外 CMG 的研究就已进入工程应用阶段,但至今为止在轨运行的,除了英国 Surrey 大学在其小型商用卫星 BILSAT-1 上所应用的两个实验用单框架控制力矩陀螺之外,其余相关研究及应用全部是在大型航天器上,例如 Skylab、MIR、ISS、KH-9 和 KH-11 以及前苏联的一些航天器^[4-5]。这些控制力矩陀螺产品尺寸很大,机械结构复杂,而且非常昂贵。

进入 90 年代,英国 Surrey 大学空间中心提出将单框架控制力矩陀螺(Single Gimbal Control Moment Gyro, SGCMG)应用于敏捷小卫星的姿态控制系统中,并在其灾害监测商业小卫星 BILSAT-1 上采用了两个单只质量 <1.5 kg 的 SGCMG 作为反作用飞轮的备份进行了试验验证,使该星姿态机动能力达到了 $2^\circ/\text{s}$,如图 1 所示。

现今,由于科技的进步,小型化的 SGCMG 制造技术也已相当成熟,国际上已有成熟的产品出现,比如图 2 中 EADS Astrium 与 Teldix 合作

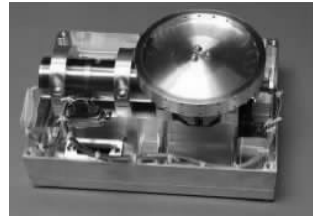


图 1 Surrey 大学的 SGCMG
Fig. 1 SGCMG of Surrey

开发的 CMG15-45S($15 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$, $45 \text{ N}\cdot\text{m}$ 标准型),是一种针对小卫星而优化设计的紧凑、高性能的控制力矩陀螺,一颗安装了 4 个 $15 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ 的控制力矩陀螺、质量为 1 t 的卫星,可以在不到 2 s 的时间内以 $>3^\circ/\text{s}$ 的速度进行机动。



图 2 CMG15-45S
Fig. 2 CMG15-45S

2.2 国内研究现状

国内关于 SGCMG 的研究起步较晚^[6],1998 年,在“863 项目”的支持下,北京控制工程研究所和北京航空航天大学分别进行了基于机械轴承和电磁轴承的 $100 \text{ N}\cdot\text{m}$ SGCMG 的方案论证,目的是为我国拟发展的 10 t 级空间站提供姿态控制执行机构,并于 1999 年开始了研制工作。目前都已多个原理样机,且机械轴承的 SGCMG 已经在气浮转台上进行了全物理的仿真试验;电磁轴承的 SGCMG 的工程样机也已经立项,计划在“十一五”期间实现工程化。就目前情况来看,国内的 SGCMG 还处于实验室研究状态,距离实际工程应用还有不小差距。

3 SGCMG 的组成及工作原理

SGCMG 由定常转速的动量飞轮、支撑飞轮的框架和驱动框架转动的伺服系统组成^[7-9],如图

3 所示。定常转速的动量飞轮产生常值角动量，并以正交方式安装在单轴框架上。框架轴与动量

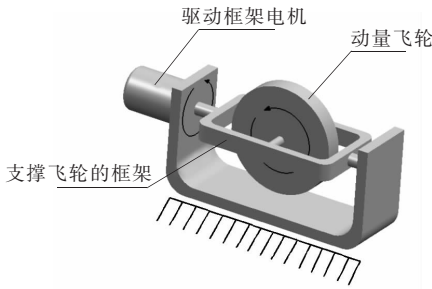


图 3 单框架控制力矩陀螺示意图

Fig. 3 Schematic diagram of SGCMG

轴垂直，框架可绕基座相对转动，提供一个控制自由度。通过驱动框架电机产生框架角运动改变飞轮角动量的方向，由此产生的飞轮角动量进动将产生陀螺反作用力矩(简称陀螺力矩)作用在框架基座上，陀螺力矩 M 等于框架转速矢量 ω 与飞轮角动量矢量 H 的叉积。

$$M = H \times \omega_{\text{frame}} \quad (1)$$

$$H = J_{\text{fly wheel}} \cdot \omega_{\text{fly wheel}} \quad (2)$$

如图 4，定义框架坐标系 $O_g-x_g y_g z_g$ ，坐标基轴分别沿框架轴、角动量轴和力矩轴，可由三个相互正交并沿坐标基轴方向的单位矢量 $\{e_g, e_h, e_r\}$ 表示，分别定义如下：

- e_g : 框架轴方向单位矢量
- e_h : 角动量轴方向单位矢量
- e_r : 力矩轴方向单位矢量

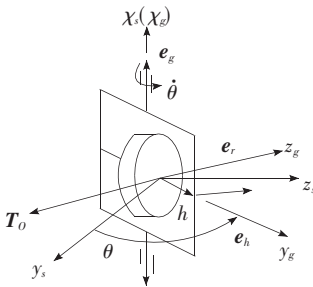


图 4 SGCMG 参考坐标系及框架坐标系

Fig. 4 Reference and gimbal coordinate of SGCMG

这三个相互正交的单位矢量构成矢量坐标系 $O-e_g e_h e_r$ 。依照叉积规则，力矩轴垂直于框架平面(框架轴与角动量轴组成的平面)，即有：

$$e_r = \partial e_h / \partial \theta_i = e_g \times e_h \quad (3)$$

令框架转角为 δ_i 时， e_g 为常量， e_h 和 e_r 为框

架转角 δ_i 的函数。依照图 5 中所示的三个初始矢量沿框架轴进行旋转后，其他任意时刻的单位矢量可表示为：

$$e_{hi} = e_{hi}^0 \cos \theta_i + e_{ri}^0 \sin \theta_i \quad (4)$$

$$e_{ri}^0 = -e_{hi}^0 \sin \theta_i + e_{ri}^0 \cos \theta_i \quad (5)$$

此时，在矢量坐标系中，该 SGCMG 的角动量可表示为：

$$h_i = h_0 e_{hi} \quad (6)$$

其中， h_0 为陀螺转子的角动量。

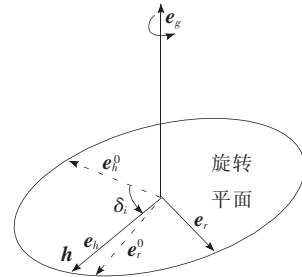


图 5 框架轴旋转示意图

Fig. 5 Schematic diagram of frame rotation

4 SGCMG 原理样机设计

小型化 SGCMG 原理样机采用三相无刷直流电机(BLDC)驱动动量飞轮高速旋转获得常值角动量，采用两相步进电机驱动框架按操纵律计算得到框架角速度转动以获得所需控制力矩，本文根据陀螺组成及工作原理，设计了 SGCMG 原理样机，其实物图如图 6 所示。为了满足小卫星的约束，SGCMG 应该结构紧凑并且轻巧。但由于只是设计原理样机，用于验证 SGCMG 的工作原理，所以质量与体积就不那么重要了。

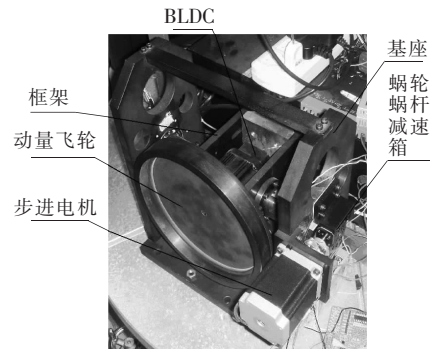


图 6 SGCMG 原理样机实物图

Fig. 6 Schematic diagram of SGCMG prototype

4.1 机械系统设计

机械系统设计主要分为动量飞轮设计和传动机构设计。

4.1.1 动量飞轮设计

由式(1)、(2)可知,在相同条件下,动量飞轮的转动惯量越大,可提供的输出力矩越大,在保证质量、体积最小、输出力矩最大的情况下,对飞轮的结构形式进行了优化,对于环转体,其转动惯量可表达为:

$$J = \frac{1}{2}mR^2 \quad (7)$$

可见相同质量对转动惯量值的贡献与半径值成正比,基于以上分析,飞轮设计采用两体结构,由外环与心盘组成,如图 7 所示,外环材料采用钢,以加大外环的质量,心盘材料选用铝,飞轮的转动惯量为 $0.015 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,

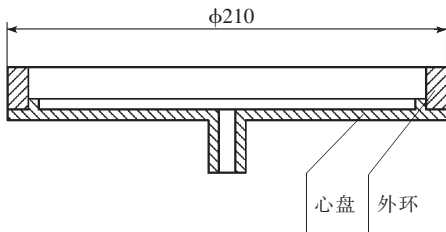


图 7 飞轮示意图

Fig. 7 Schematic diagram of fly wheel

4.1.2 机械传动设计

动量飞轮以正交方式安装在单轴框架上,框架轴与动量轴垂直,框架可绕基座相对转动,提供一个控制自由度,其机械简图如图 8 所示。

框架通过轴与蜗轮相连,步进电机带动蜗杆转动,蜗杆带动蜗轮转动进而使框架获得框架角

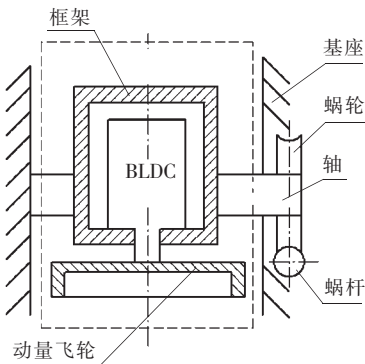


图 8 SGCMG 机械传动简图

Fig. 8 Mechanism transmission diagram of SGCMG

速度。使用蜗轮蜗杆减速起到自锁和放大电机力矩的作用,其减速比为 $1:15$ 。在 SGCMG 机械传动设计中遇到的最大难题是齿轮固有的空回特性。为了保证 SGCMG 框架转角回差 $< 0.02^\circ$,选用了高精度蜗轮蜗杆,并且在装配时,通过调节蜗轮蜗杆中心距将蜗轮蜗杆回差控制在 0.02° 。

4.2 系统参数确定

控制力矩陀螺需要两台电机来实现其功能。一台是无刷直流电机用于驱动动量飞轮转动,一台是步进电机用于驱动框架转子。BLDC 最高转速 2000 r/min ,飞轮的转动惯量为 $0.015 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,则飞轮的最大角动量为:

$$2000 \text{ r/min} \times 0.015 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 = 3 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s} \quad (8)$$

由于选用的步进电机最大转速为 10 rad/s ,蜗轮蜗杆减速比为 $1:15$,则飞轮的最大输出力矩为:

$$\frac{3 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s} \times 10 \text{ rad/s}}{15} = 2 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (9)$$

力矩陀螺原理样机设计参数如下:

- 质量: 4 kg ;
- 角动量峰值: $3 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$;
- 最大输出力矩: $2 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

5 半物理仿真实验

控制力矩陀螺是一种崭新的卫星姿态控制执行部件,为了验证其有效性,开展了控制力矩陀螺半物理仿真实验,实验设备包括控制力矩陀螺原理样机一台,单轴气浮转台(质量 350 kg),光纤陀螺,星务计算机等,其实物如图 9 所示。

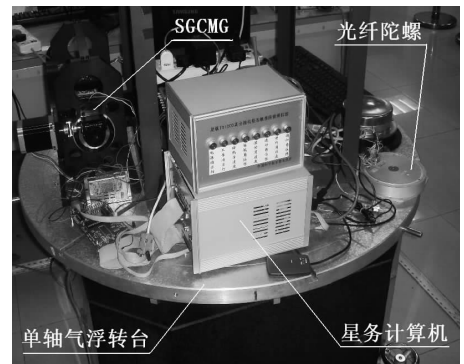


图 9 半物理仿真实验示意图

Fig. 9 Schematic diagram of hardware-in-loop simulation experiment

5.1 SGCMG 机动速度测定实验

为了验证 SGCMG 的快速机动能力,以 SGCMG 原理样机作为执行机构,使单轴气浮转台机动 20° ,利用光纤陀螺测得单轴气浮转台的姿态角变化,图 10 为光纤陀螺实测数据,图中横坐标为时间,纵坐标为姿态角值,由图可知,气浮转台姿态角在 8 s 内变化达到 20° ,SGCMG 机动速度可达 $2.5^\circ/\text{s}$,稳态时间为 36 s。

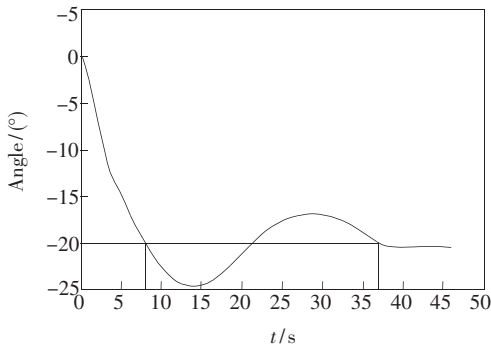


图 10 阻尼模式姿态角速度变化曲线

Fig. 10 Variational curve of attitude angle velocity at damp mode

5.2 SGCMG 入轨快速定姿模拟实验

SGCMG 具有快速机动能力,那么同时也应

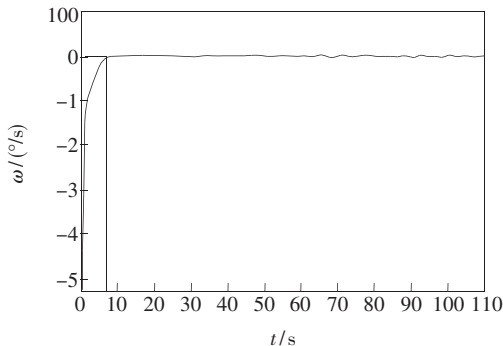


图 11 阻尼模式姿态角速度变化曲线

Fig. 11 Variational curve of attitude angle velocity at damp mode

具有快速定姿能力,为此,在阻尼模式下模拟了小卫星入轨后,姿态稳定所需的时间,光线陀螺实测姿态角速度变化曲线如图 11 所示,图中横坐标为时间,纵坐标为姿态角速度,所需时间仅为 7 s,SGCMG 使姿态角速度稳定到 0,实现了快速定姿。

6 结 论

本文介绍了 SGCMG 的组成及工作原理,并设计了 SGCMG 原理样机,进行了半物理仿真实验,实验结果表明,SGCMG 作为小卫星执行机构,可使小卫星在 8 s 内机动 20° ,7 s 内使姿态角速度稳定到 0,实现了在短时间内完成小卫星大角度机动以及入轨后快速定姿。

要利用 SGCMG 的姿态控制达到较高的性能,保证 SGCMG 系统稳定、可靠地运行,必须研究具有良好性能的操纵律,操纵 SGCMG 系统产生期望力矩。但是控制力矩陀螺群 (SGCMGs) 的操纵存在奇异问题,即在某一框架角组合下,沿某一方向或在某个平面上无法输出力矩。使得在 SGCMG 框架操纵律的研究和开发过程中存在严重的分析困难,因此,在利用 SGCMG 时,奇异回避是最基本的主题。由文献[10]可知,目前还没有一种可靠的、行之有效的 SGCMG 系统操纵律能应用于航天器的姿态控制中。现存的操纵律,或在奇异回避性能方面较差,或由于计算量较大而使得实时性较差等等,而使其应用受到了极大的阻碍。因此,要实现 SGCMG 系统的高性能操纵,必须研究开发新型、系统、有效的操纵律。

参考文献:

- [1] 吴忠,吴宏鑫.“和平号”空间站 SGCMG 系统及其操纵[J]. 航天控制,1999(2):76-80.
WU ZH, WU H X. SGCMG system and its steering of the mir space station [J]. *Spaceflight Control, Spaceflight*,1999(2):76-80.
- [2] LAPPAS V J, STEYN W H, UNDERWOOD C I. 应用控制力矩陀螺的小卫星姿态控制技术[J]. 控制工程,2003, 3(3):34-44.
LAPPAS V J, STEYN W H, UNDERWOOD C I. Attitude control technique for small satellite with control mo-

- ment gyro applied [J]. *Control Engineering*, 2003,3(3):34-44. (in Chinese)
- [3] ROSER X, SGHEDONI M. Control moment gyroscopes and their application in future scientific missions[C]. *5th International Symposium on Test and Measurement (ISTM'2003)*, 2003,5:523-528.
- [4] CHU S C, KRANTON J. *Design of control laws for control moment gyroscopes with application to skylab*[D]. Bellcom, Inc Technical Library Collection, 1971:15-60.
- [5] 贾英宏,徐世杰. 采用平行构型变速控制力矩陀螺群的航天器姿态控制[J]. *宇航学报*, 2003,24(5):490-495.
JIA Y H, XU SH J. Spacecraft attitude control using parallel-gimbaled variable speed control moment gyros group [J]. *Journal of Astronautics*, 2003,24(5):490-495. (in Chinese)
- [6] 吴忠,吴宏鑫. 单框架控制力矩陀螺系统的构形分析[J]. *航天控制*, 1998,1(2):19-27.
WU ZH, WU H X. Configuration analysis of single gimbal control moment gyroscope systems[J]. *Spaceflight control*, 1998,1(2):19-27. (in Chinese)
- [7] HARUHISA K. *A Geometric study of single gimbal control moment gyros*[D]. Mechanical Engineering Laboratory, 1998:75-108.
- [8] MARGULIES G, AUBRUN C I. Geometric theory of single-gimbal control moment gyro systems[J]. *The J. Astronautical Sciences*, 1978, 26(2):159-191.
- [9] LAPPAS V J, STEN W H, UNDEWOOD C I. Torque amplification of control moment gyros[J]. *Electronics Lett.*, 2002, 38(15):837-839.
- [10] 吴忠,吴宏鑫. 单框架控制力矩陀螺系统操纵律研究综述[J]. *宇航学报*, 2000,21(4):140-145.
WU ZH, WU H X. Survey of steering laws for single gimbal control moment gyroscope systems[J]. *J. Astronautics*, 2000,21(4):140-145. (in Chinese)

作者简介:谷松(1981-),男,辽宁鞍山人,博士,主要研究方向为卫星结构优化设计。E-mail:gusong126@126.com