

文章编号 1004-924X(2008)08-1446-06

飞轮单轴姿态控制及储能系统

白 越¹, 吴一辉¹, 韩邦成²

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 应用光学国家重点实验室, 吉林 长春 130033;

2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘要:给出了一种应用于小卫星的集成化单轴姿态控制及储能系统。用同轴反转安装的双飞轮进行必要的解耦控制,能够实现卫星在日阳期及日阴期能量的储存与释放,同时对卫星的姿态进行稳定或按照要求调整。通过仿真分析,证明了集成化单轴姿态控制与储能系统方案的正确性,分析了系统参数对控制精度的影响,给出了参数优化途径。搭建了单轴姿态控制与储能实验演示系统并进行了实验,在0~20 000 r/min转速下进行了储能实验,该过程模拟卫星单自由度旋转气浮转台的控制精度优于 1.5° ,折算到百公斤量级卫星的姿态角波动量为 $1.8'$;以20 000~10 000 r/min的转速进行了放能实验,该过程转台的控制精度优于 $1.2'$,折算到百公斤量级卫星的角度波动量为 $1.6''$,总线电压24 V,电压波动量 $<1.8\%$ 。实验结果表明:单轴姿态控制与储能系统应用于卫星及其它空间飞行器上能够同时完姿态控制和能量需求。

关键词:卫星姿态控制;储能与姿态控制一体化系统;双功能飞轮;计算机仿真

中图分类号:V448.22;V474.6 **文献标识码:**A

Single axis attitude control and energy storage system with two flywheels

BAI Yue¹, WU Yi-hui¹, HAN Bang-cheng²(1. *State Key Laboratory of Applied Optics, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*2. *School of Instrumentation Science & Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)*

Abstract: A single axis Integrated Power and Attitude Control System (IPACS) with double flywheels, including its working principle and configuration, were given to simulate the charge, discharge and the attitude control process during the full sun and the eclipse. The simulation analysis results show that single axis IPACS with double flywheels is feasible. The impact of the system parameter on the control precision was discussed, then the parameter optimization approach was offered. A experimental equipment of single axis attitude control and energy storage system was founded and the experiments on 20 000 r/min speed show that the system can be used to store and release energy while adjusting the attitudes of a platform or a satellite. The angle of the platform can be controlled within

收稿日期:2008-04-08;**修订日期:**2008-04-28.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. B02X04Z);中科院“十一五”预先研究基金资助项目(No. 61501020304)

1.5° and 1.2', respectively, when the bus DC voltage is 24 V and the fluctuating is less than 1.8%. After eliminating unbalance affection, such as the difference in motors, the scheme using flywheels to perform the energy storage and attitude control in the satellite is effective.

Key words: satellite attitude control; integrated energy storage and attitude control system; double flywheels in single axis; computer simulation

1 引言

上世纪80年代后期在世界上发展起来的现代小卫星具有体积小、质量轻、成本低和研制周期短等优点,已成为当前各国竞相开展的研究对象^[1-3]。发展现代小卫星的关键是卫星的轻量化及低成本。由于飞轮在储存动能的同时给卫星提供转矩,所以如果采用飞轮系统同时完成储能与姿态控制任务来代替传统的化学电池+飞轮姿态控制系统,可较大幅度地减轻卫星的总重量,降低成本;同时可高速充放电并获得高的峰值功率;且等效充放电次数大大增加;放电深度达90%;系统运行温度范围宽,不排放有毒物质等^[4-8]。

随着高强度复合材料、磁悬浮轴承技术、高效率电机/发电机以及大规模电力电子技术的发展,集成化储能与姿态控制飞轮系统的单元技术的研究取得了较大的进步,加拿大能量系统公司设计的复合材料飞轮转速45 000 r/min,储能密度达到了44.5 Wh/kg^[9],美国AFS实验室研制的飞轮转速55 000 r/min^[10],磁悬浮技术已经逐渐克服了体积及功耗等限制,日趋实用化^[11]。NASA的报告显示,Glenn研究中心于近期开展了较多的集成化储能与姿态控制方面的研究工作,但仍然处于技术验证与关键技术突破阶段,离实用化还有较大距离^[12]。

由于飞轮储能/姿态控制系统是一个比较复杂的系统,为了证明储能与姿态控制一体化方案的可行性,可把对卫星姿态的控制由三轴姿态控制简化成单轴姿态控制,即研究两反转飞轮组成的单轴飞轮姿态控制与储能系统。本文通过对两个飞轮组成的飞轮单轴姿态控制与储能系统进行仿真与实验研究,分析利用飞轮系统同时完成储能和姿态控制的控制方法,以解决耦合问题;搭建了试验演示系统,进行储能与姿态控制的解耦试验,为工程样机的研制奠定了理论与试验基础。

2 飞轮单轴姿态控制与储能系统的构成

为了证明利用飞轮组成的系统能同时完成储能和姿态控制任务,简化研究并说明问题,设计了单轴飞轮储能/姿态控制系统来模拟卫星在日阳期利用一对反转飞轮组进行能量的存储;在日阴期时由飞轮组释放动能,在日阳期与日阴期同时完成单轴姿态的稳定及调节。模拟实验系统如图1所示。由于利用单自由度气浮转台模拟卫星的单自由度旋转运动,飞轮采用同轴结构,用角位置编码器作为单轴姿态敏感器,用真空罐模拟卫星运行的空间高真空环境,用直流可调稳压电源模拟太阳能电池阵列给系统供电,并用两个性能相同的一体化直流无刷电动/发电机控制两个结构及参数基本相同的飞轮来完成系统的单轴姿态控制与储能。根据电机、飞轮、编码器和气浮转台需要设计了飞轮系统支架及真空装置,以满足一定的静力学和动力学要求。

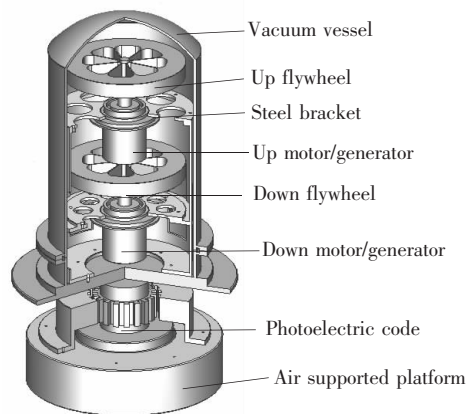


图1 模拟实验系统结构

Fig. 1 Structure of testing system

3 飞轮单轴姿态控制与储能系统仿真

针对如图1所示的模拟实验系统(单轴飞轮

姿态控制/储能系统)的组成及工作原理,建立了计算机仿真模型框图(图 2)。对两飞轮组成的系统进行了飞轮储能与转台姿态控制的解耦。利用 Matlab 软件下的 SIMULINK 对系统在充(放)电过程中的转台姿态、飞轮储能情况及 DC 总线电压调节过程进行了仿真研究。系统充电过程中的转台角度在阶跃信号下的仿真结果如图 3 所示,调节过程中的飞轮转速变化曲线如图 4 所示。系统放电过程中的转台角度在阶跃信号下的仿真结果如图 5,放电调节过程飞轮转速变化曲线如图 6。

由图 3~6 可以看出,在充电及放电的过程中模拟卫星单自由度旋转的转台能够完成姿态稳定及调节,即储能与姿态控制能够同时满足要求。

在充电过程中,增加比例增益将提高系统对转台位置变化的整体敏感程度,但是比例增益调节过大,有可能破坏系统的稳定性。低增益条件下,整个系统呈过阻尼状态;而在中等比例增益条件下,系统为典型的阻尼系统;如果进一步加大系统的增益,则系统出现明显的振荡特性。增加微分增益将提高系统对转台位置变化的整体敏感程度,但是增益调节过大,有可能破坏系统的稳定性。低增益条件下,整个系统呈过阻尼状态。放电过程中,增加比例增益将提高 DC 总线电压的控制精度和响应速度,控制过程呈过阻尼状态;在低比例增益条件下,系统呈振荡特性,控制精度也相应降低。增加积分增益将降低 DC 总线电压的响应速度;在低积分增益条件下,系统呈振荡特性,控

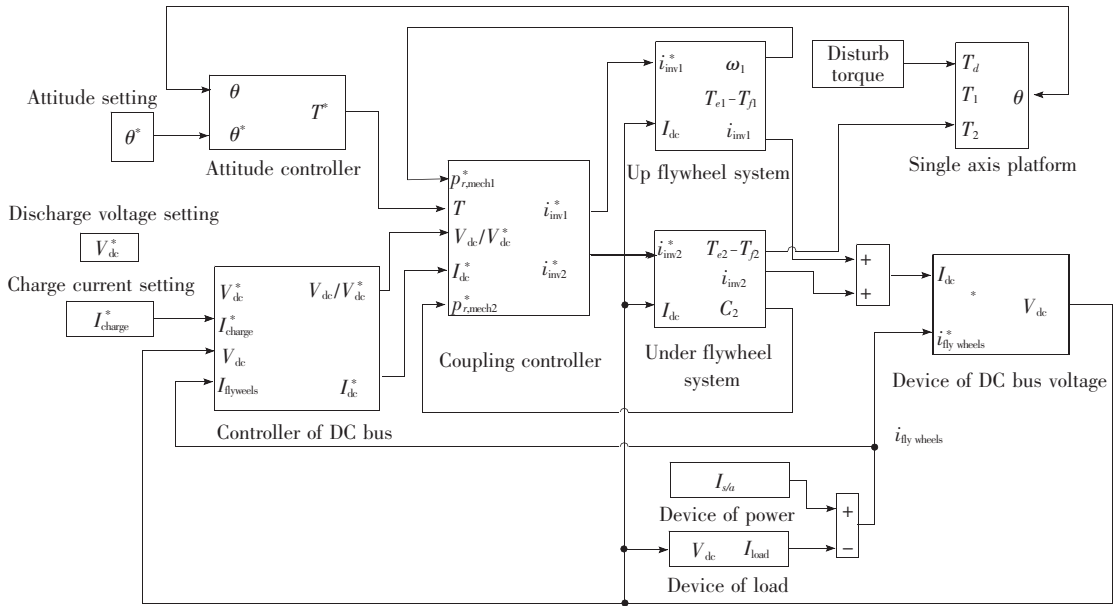


图 2 单轴飞轮储能/姿态控制系统仿真模型框图

Fig. 2 Simulation sketch of single axis attitude control and energy storage system

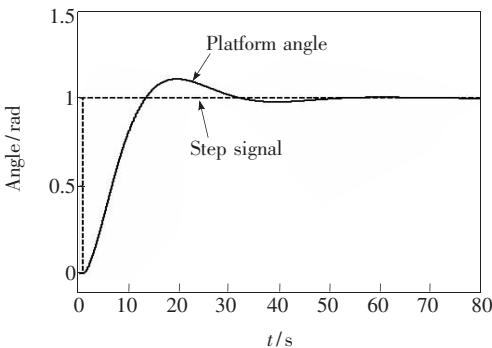


图 3 充电时的转台角度调节曲线

Fig. 3 Platform response during angle regulation (charge)

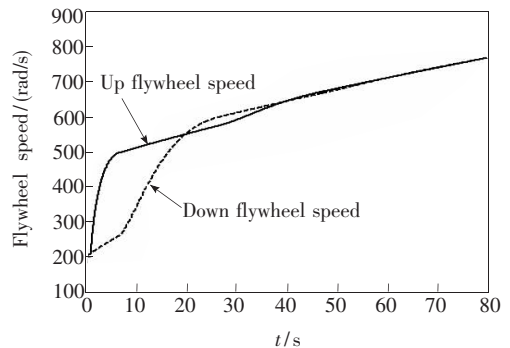


图 4 角度调节时的飞轮转速(充电)

Fig. 4 Flywheel speeds during angle regulation (charge)

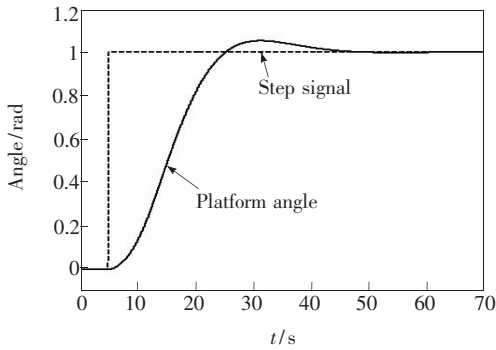


图 5 放电时的转台角度调节曲线

Fig. 5 Platform response during angle regulation(discharge)

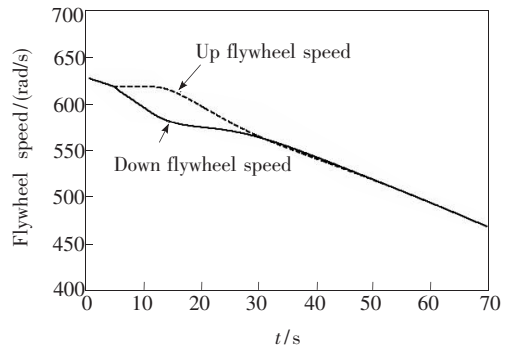


图 6 角度调节时的飞轮转速(放电)

Fig. 6 Flywheel speeds during angle regulation (discharge)

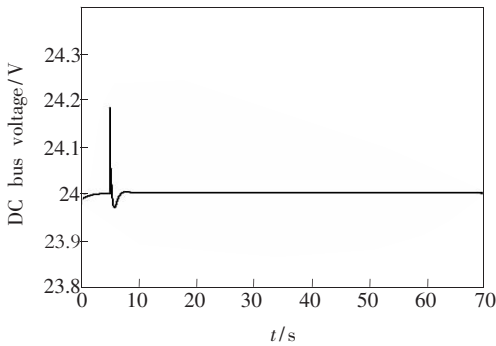


图 7 角度调节时的 DC 总线电压

Fig. 7 DC bus voltage during angle regulation

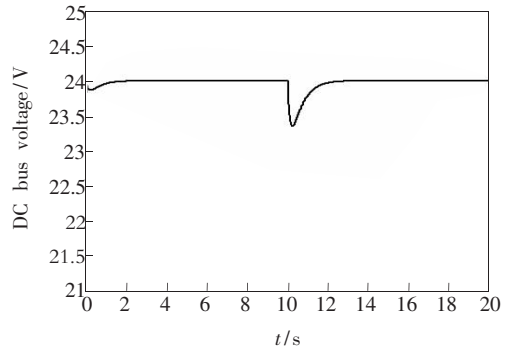


图 8 电荷载变化时的 DC 总线电压

Fig. 8 DC bus voltage during current regulation

制精度也相应降低。因此,应选择适当的比例增益和积分增益,系统才能在充放电过程中获得较好的动态特性。

充电过程中,卫星总线电压为太阳能电池阵电压,角度调节不对总线电压产生干扰;放电过程中,角度调节需要保持总线电压的恒定,其总线电压仿真曲线如图 7,从图中可以看出,5 s 时由于角度阶跃信号介入,引起 DC 总线电压的变化,在电压控制器作用下调节到电压设定值,从图中可以看出转台角度调节对 DC 总线电压的影响较小,不到其设定点的 0.8%。

放电过程中 DC 总线电压对负载阶跃变化的响应演示了卫星在负载变化时系统对 DC 总线电压的调节能力。负载变化时的 DC 总线电压变化曲线如图 8 所示,起始时由于负载的功耗,电压稍有下降,在电压控制器的作用下调节到设定值。在 10 s 时,由于负载的变化,功耗增加,DC 总线电压下降,在电压控制器的作用下约在 2 s 内调节到设定值。

4 实验结果及分析

为证明系统仿真结果的正确性,建立了如图 1 所示的试验演示系统并进行了充、放电及姿态控制试验。在 0~20 000 r/min 转速范围内进行了储能及转台姿态控制试验,改变转台姿态角度,控制双飞轮升速(充电)调节转台,演示结果如图 9 所示,升速过程中转台姿态角稳定度为 1.5° ,折算到百公斤量级卫星的角度波动量为 $1.8'$;在 20 000~10 000 r/min 转速范围进行了放能及转台姿态控制试验,改变转台姿态角度,控制双飞轮降速(放电),实验结果如图 10 所示,此时总线放电电压保持直流 24 V,波动量 $<1.8\%$,此过程转台姿态角稳定度为 $1.2'$,折算到百公斤量级卫星的角度波动量为 $1.6''$ 。

从图 9 和 10 中可以看出,转台初始状态时不在参考零点,在控制系统的作用下,经过 40 s 时调节到稳定状态,充电时控制精度在 1.5° 以内(放电时控制精度在 $1.2'$ 以内),系统呈现过阻尼。

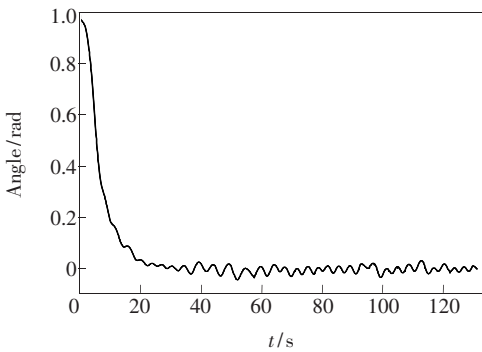


图 9 系统充电过程中转台角度调节曲线

Fig. 9 Platform response during angle regulation (charge)

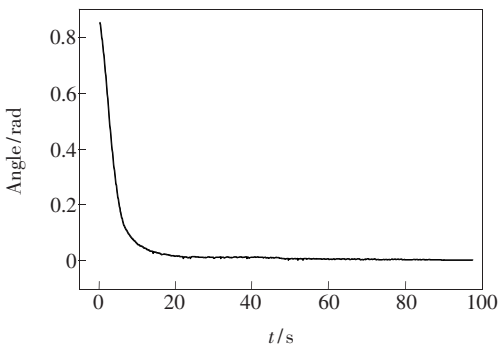


图 10 系统放电过程中转台角度调节曲线

Fig. 10 Platform response during angle regulation (discharge)

可以证明系统在充电过程中能够保持稳定,虽然控制精度不高、调节时间较慢,但可以通过改进控

制规律来进一步提高系统的动态性能。由于仿真模型中没有考虑开关噪声、干扰转矩、机构加工误差、系统装配误差等因素,所以实际控制系统与仿真结果存在一定差距。另外,实验系统在充、放电过程中的控制精度也存在一定差异(放电时控制精度优于充电时控制精度),原因是两电机在充电(即电动机模式下)其控制器性能不同,虽然实际控制时充分考虑了该差异,并进行了相应的串联校正,但充电过程控制精度仍低于放电过程;当其工作在发电机模式下,其放电速度除受到摩擦力矩影响外,由可控恒流源控制,而两个可控恒流源性能基本相同,所以系统在两种工作模式下,其控制精度存在差异。事实上,在能量释放过程中转台角度控制精度很高,其值 $1.2'$ 正是转台角度编码器的分辨力,也就是说,如果编码器的位数提高,转台角度控制精度还可以进一步提高。

5 结 论

(1)通过对双飞轮组成的单轴飞轮姿态控制与储能系统的仿真,证明了系统在充、放电过程中能够控制转台角度和调节 DC 总线电压。

(2)通过演示系统的试验结果,单轴姿态控制与储能系统应用于卫星及其它空间飞行器上能够同时完姿态控制和能量需求。

(3)提高两个飞轮的一致性能改善系统的控制精度,控制精度受位置模拟器一角编码器位数的影响,随编码器位数的增加而提高。

参考文献:

- [1] 高彬. 小卫星技术的发展现状及其军事应用前景[J]. 天津通讯技术, 2003(2):6-9.
GAO B. Development and military application prospects of small satellite [J]. *Tianjin Communications Technology*, 2003(2):6-9. (in Chinese)
- [2] 钱桂山, 郭景良. 美国军事空间应用技术的基本趋势和重要军用卫星系统[J]. 国外卫星动态, 2004(3):4-11.
QIAN G SH, GUO J L. The basic trend of applied space technology of U. S. and the important military satellite system [J]. *Foreign Satellite Trends*, 2004(3):4-11. (in Chinese)
- [3] ZHONG SH, HOU P M. Review of space information technology[J]. *J. System Engineering and Electronics*, 2006, 17(2):237-244.
- [4] COSTIC B T, QUEIROI M S, DAWSON D M, et al.. Energy management and attitude control strategies using flywheels [C]. *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control*, 2001:3435-3440.
- [5] KASCAK P E, RALPH H, et al.. Single axis attitude control and DC bus regulation with two flywheels[C]. *IEC-EC*, 2002-2007.
- [6] 刘志华, 白越, 黎海文, 等. 单轴飞轮储能与姿态控制系统误差分析[J]. 光学 精密工程, 2006, 14(1):127-132.

- LIU ZH H, BAI Y, LI H W, *et al.*. Analysis on errors of single axis energy storage/attitude control system with double flywheels [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,14(1):127-132. (in Chinese)
- [7] 白越,杨作起,黎海文,等. 储能/姿控一体化飞轮能耗试验研究 [J]. *光学精密工程*,2007,15(2):243-247.
BAI Y, YANG Z Q, LI H W, *et al.*. Experimental study on power loss of integrated energy storage and attitude control flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007,15(2):243-247. (in Chinese)
- [8] 白越,黎海文,吴一辉,等. 复合材料飞轮转子设计[J]. *光学精密工程*,2007,15(6):852-857.
BAI Y, LI H W, WU Y H, *et al.*. Design of composite flywheel rotor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007,15(6):852-857. (in Chinese)
- [9] CHRISTOPHER D A, BEACH R. Flywheel technology development program for aerospace application[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1998, 13(6):9-14.
- [10] KENNY B H, KASCAK P. DC Bus regulation with a flywheel energy storage system[P]. NASA/TM-2002-211897/REV1.
- [11] HORIUCHI Y, INOUE M. Development of magnetic bearing momentum wheel for ultra-precision spacecraft attitude control[C]. In: *Schweitzer G, Siegwart R, Losch F, eds. Proceedings of the 7th international symposium on magnetic bearings. ETH Zurich; International center of magnetic bearings*, 2000:525-530.
- [12] RALPH J. Attitude control and energy storage experiments at glenn research center [R]. NASA,2002.

作者简介:白越(1979-),男,辽宁人,博士,助理研究员,主要研究方向为空间飞轮实用技术、空间摩擦及润滑学。E-mail: baiy@ciomp. ac. cn

(本栏目编辑 李树军)

●下期预告

相移超结构光纤布拉格光栅 OCDMA 编/解码器及其相关特性研究

尹霄丽,张琦,余重秀,刘小磊,刘会师,王 宇

(北京邮电大学 电子工程学院 光通信与光波技术教育部重点实验室,北京 100876)

研究了基于相移超结构光纤布拉格光栅(SSFBG)的光码分多址(OCDMA)编/解码器的结构及实现双极性编/解码的原理。利用传输矩阵法仿真了器件的相关特性,推导了因光栅周期不同而导致的编/解码器之间布拉格波长偏差对器件相关特性的影响。结果表明,随着码字长度的增加,器件的相关特性得到改善;但是当保持码片间隔不变而增加码字长度时,编/解码器的相关特性对布拉格波长偏差更加敏感,对于长度为31的Gold序列,当码片间隔为6 ps,布拉格波长为1.555 μm 时,为了得到编/解码器之间良好的相关特性,布拉格波长偏差应 <0.02 nm;表明同一码字可以在不同的布拉格波长下重复使用,此特性有望用于波分复用(WDM)型OCDMA系统中。