

文章编号 1004-924X(2004)05-0504-06

单轴储能及姿态控制一体化系统研究

贾宏光,赵华兵,白越,韩邦成,李正刚,宣明,吴一辉

(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)

摘要:给出了一种应用于卫星的单轴能量存储及姿态控制一体化系统。在同一轴上安装两个反向旋转的飞轮,通过预定的算法,控制两个飞轮的角加速度,可以在日阳期、日阴期及其过渡过程分别实现能量的储存和释放,并且在这些过程中保持卫星的姿态不变或按要求实现姿态机动。根据实验对系统进行了适当的简化,推导出了其数学模型,给出了相应的控制算法,并进行了在储、放能的同时实现姿态控制过程的试验。初步试验表明,在储能过程中,轴系控制精度优于 3° ;在放能过程中,轴系控制精度优于 1.2° ,换算到百公斤量级卫星的姿态角波动量分别为 3.6° 和 1.5° 。结果表明:在消除一些不对称因素(如两个电机结构差异)后,此方法在卫星或其它空间飞行器中同时完成能量交换和姿态控制是可行的。

关键词:卫星姿态控制;能量交换;双工能飞轮;一体化系统;实验研究

中图分类号:O231 文献标识码:A

Single axis double flywheels integrated power and attitude control system

JIA Hong-guang, ZHAO Hua-bing, BAI Yue, HAN Bang-cheng,
LI Zheng-gang, XUAN Ming, WU Yi-hui

(*State Key Lab of Applied Optics, Changchun Institute of Optics,
Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China*)

Abstract: A single axis double flywheels integrated power and attitude control system (IPACS), including its working principle and configuration, are given to simulate the charge, discharge and attitude control process during the full sun, eclipse and their interim. Based on the experiment, the system models during the energy storage and release are obtained and their corresponding control arithmetic is given. Experiments show that the system can be used to store and release energy while adjusting the attitude of the platform, as well as of the satellite. The angle of the platform can be controlled to stabilize within 3° and 1.2° , respectively. To the satellite in which the flywheels can be used, the attitude affection should be less than 3.6° and 1.5° , respectively. After eliminating unbalance affections, such as the difference from motors, the scheme using flywheels to perform the energy storage and attitude control in the satellite is efficiency

Key words: satellite attitude control; energy convert; double flywheels in single axis; IPACS experiment

收稿日期:2004-07-22;修订日期:2004-08-18.

基金项目:国家 863 计划(No. 2002AA715061)和中国科学院预研项目资助(No. 42201030108)

1 引言

与当前卫星上应用的蓄电池和姿态控制飞轮相比,以飞轮来同时完成姿态控制和能量存储(IPACS)的优势在于:具有储能与调姿双功能,可大幅度地减轻卫星的总质量;可高速充放电并获得高的峰值功率;等效充放电次数大大增加;放电深度增大;系统运行温度范围宽,不排放有毒物质等^[1-2]。

80 年代末期,随着高强度复合材料的发展,飞轮储能的前景日益广阔,美国、加拿大等国的许多科研机构和公司开始投入力量进行此方面的研究工作。在单元技术方面,加拿大能量系统公司设计的飞轮转速 40,000-45,000 rpm,使用寿命 100,000 次^[3];美国 ORNL 实验室设计的先进复合材料飞轮转速 38,900 rpm^[4];NASA 于 1998 年 3 月验证了有关空间飞轮的全新概念,用的是 AFS 研制的飞轮,其转速为 55,000 rpm,储能密度 44 Wh/Kg^[5]。从 2002 年 NASA 的有关研究报告可看出,Glenn 研究中心于近期开展了较多的集成化飞轮储能和姿态控制方面的研究,但仍处于技术验证阶段。

相对于单元技术,到目前为止在总体结构方面还没有建立起真正的实验系统。从理论上来说,为实现在姿态控制的同时完成能量的存储、释放,IPACS 系统至少要比传统的飞轮姿态控制系统多出一个轮子。飞轮之间可以采用 3 个轮子正交、一个飞轮斜装的排布方式,此时斜装飞轮转动惯量要比其他 3 个飞轮大;也可以采用双 V 形安装形式,将结构完全相同的 4 个飞轮按同正四面体各个面相垂直的方向安装;另外一种简单直接的方案是将 6 个飞轮分别两两成对地安装在三个正交轴上,这样,不但可以完成储能及姿态控制,而且还有一定的备份^[6-7]。本文将单轴为例,对此方案结构、工作过程、试验系统建立及控制方法等方面进行研究。

2 工作原理

当在 3 个正交轴上对称排布 6 个飞轮时,每

个轴上安排 2 个旋转方向相反的、可单独控制的飞轮。此时 3 个正交轴上的结构是相同的,通过控制 2 个飞轮的转速,可以在实现姿态控制的基础上,同时完成储能、放能。在此以一个轴为例,说明其具体的工作过程。

如图 1 所示,设 2 个飞轮转动惯量相同,皆为 I ,转动反向相反,转速分别为 ω_1 和 ω_2 ,此时飞轮具有角动量分别为 H_1 和 H_2 。在此,定义向上的方向为正。在飞行器整个运行期间内,按能量的流动方向,可以将其工作分为 3 个阶段,现分别叙述如下:

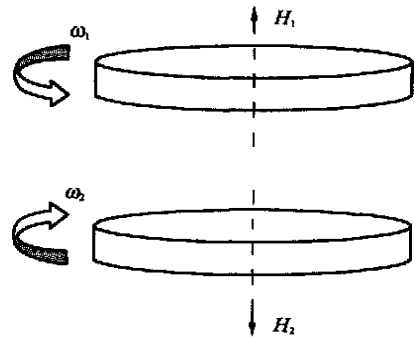


图 1 单轴双飞轮结构示意图

Fig. 1 In one axis two flywheels are agreement in order to achieve attitude adjustment and energy storage

(1) 日阳期,飞轮系统从太阳能电池获得能量。

在日阳期,太阳能电池产生的电能一方面供给卫星上其他部分,另一方面通过电机使飞轮的加速,将电能转化成机械能。此时,如果 2 个飞轮的角加速度相同,加速力矩也相等,那么两个电机对飞行器产生的反作用力矩也相同,上、下飞轮的角动量变化 H_1 和 H_2 大小相等、方向相反,对飞行器的姿态不产生影响;如果 2 个飞轮的角加速度不同, H_1 和 H_2 方向相反,大小不相等,飞轮系统整体角动量变化 H 不为零,飞行器获得相同大小的角动量变化,进而改变姿态。不论角加速度是否相同,都可以通过适当的算法保持能量存储的速率相同。

(2) 日阴期,飞轮系统向卫星的其他系统提供能量。

在日阴期,太阳能电池不产生能量,通过控制飞轮转速的降低,将飞轮的机械能转化成电能,供

给飞行器上其他部分使用。同日阳期相似,如果 2 个飞轮下降的角加速度相同,那么对卫星的姿态没有影响;如果不同,则产生净的力矩输出,影响卫星的姿态。

(3) 日阳期,当飞轮达到储能转速设计上限时。

飞轮达到最高储能设计转速上限时,太阳能电池停止向飞轮供电。此时如果没有调姿要求,飞轮转速保持不变。当有调姿要求时,则可根据需要控制其中的一个飞轮(比如上飞轮)的角加速度为正,另外一个(下飞轮)为负。能量由角加速度为正的飞轮传递给另外一个飞轮。由于本来 2 个飞轮旋转方向相反,角动量 H_1 和 H_2 的方向也相反,上飞轮正的角加速度使得其角动量 H_1 的变化 \dot{H}_1 为正,下飞轮负的角加速度使得其角动量 H_2 的变化 \dot{H}_2 也为正,这样总的角动量变化 $\dot{H} = \dot{H}_1 + \dot{H}_2$ 为正。与之对应,飞行器获得相同的角动量变化,姿态也产生变化。

3 实验系统结构

3.1 实验转台结构

为验证这种单轴双飞轮系统技术可行性,我们搭建了实验系统。整个系统安装于一个圆盘上,圆盘由一个单轴气浮转台支撑,以保证旋转方向没有摩擦阻力矩。安装支架固定在圆盘上,上、下两个飞轮和驱动电机在同一轴线方向安装在支架上,外面加盖真空罩。系统工作之前抽真空,以确保系统工作在接近真实的空间环境中。电机额定输出功率 150 W,空转最高转速 15 000 rpm。飞轮的轮毂和轮缘分别为碳纤维和钛合金,通过仿真确定其结构尺寸。这种复合结构能够充分利用材料的特性,使整个飞轮的比能量密度达到最高。工作时旋转部分相对于气浮转台固定部分的旋转角度由一个 14 位的角位移编码器测出。

3.2 控制部分结构

如图 2 所示,控制部分由充电控制器、放电控制器、计算机组成。根据充、放电的要求,以转台角度和飞轮转速为反馈量,计算机通过分别控制充电、放电控制器的充、放电开关和相应的转速控制电压,在实现充、放电的同时根据需要调节转台的角度。充电控制器采用脉宽调制方式,通过电压控制电机转速。放电控制器如图 3 所示,当放

电开关接通后,电机绕组中的电流由三相整流桥整流、滤波后,为其它负载供电(在此为电阻),放电电流比例由放电控制电压控制。通过图 3 所示的差动控制方式,无论上、下飞轮放电电流大小的比例如何,都可以保证上、下飞轮放电电流的和不变,进而保证负载供电电流的稳定性。

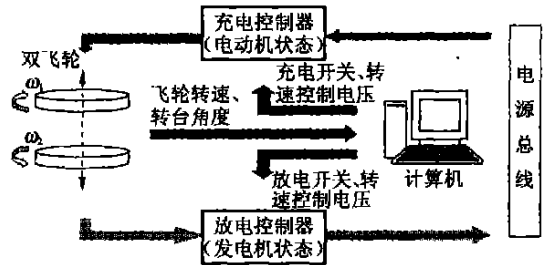


图 2 单轴双飞轮卫星储能及姿态控制一体化系统地面实验系统控制部分结构

Fig. 2 Hardware and logic configuration of the single axis IPACS control system

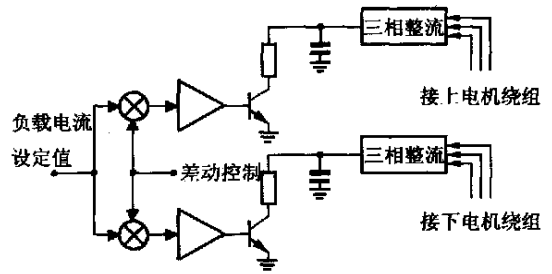


图 3 能量释放时差动控制结构

Fig. 3 Differential control circuit used in the IPACS during the energy release

4 系统模型及控制方法

4.1 储能过程

在整个能量存储工作过程中,飞轮储存的能量为:

$$E = \frac{1}{2} J_1 (\omega_{\max}^2 - \omega_{\min}^2), \quad (1)$$

式中 J_1 为飞轮的转动惯量, ω_{\max} 和 ω_{\min} 分别为飞轮的最高和最低工作转速。设总的上升时间为 T , 在任何 t 时间内转速由 ω_{\min} 上升到 ω , 那么:

$$\int_0^t E = \frac{1}{2} J_1 (\omega^2 - \omega_{\min}^2)$$

如果 t 相对 T 较小,上式可化为:

$$\frac{1}{T}E = \frac{1}{2}J_1(\dots)(\dots)J_1, \quad (2)$$

其中 v 为 t 时间内转速变化。通过测试,可知电机转速同控制电压之间满足以下关系:

$$v = k_v v + b, \quad (3)$$

式中 k_v 和 b 分别为比例系数和常数项。将公式(1)和公式(3)带入(2),可得到为满足充电功率恒定所要求控制电压的变化规律:

$$v = \frac{t}{Tk_v(k_v v + b)} \left(\frac{2}{\omega_{\max}} - \frac{2}{\omega_{\min}} \right), \quad (4)$$

以控制电压为输入,转速为输出,一般带有电机的飞轮可以表示为一个二阶系统,有两个极点。在本研究中,为满足储能的需要,飞轮的转动惯量做得很大,电机线圈的电感、电阻比较小,导致两个极点之间相差很大(超过 100 倍),所以将整个飞轮部分简化为一阶惯性环节,表示如下:

$$G_{flywheel}(s) = \frac{v(s)}{K_{flywheel}} = \frac{K_{flywheel}}{T_{flywheel}s + 1}, \quad (5)$$

式中, $K_{flywheel}$ 和 $T_{flywheel}$ 分别是带驱动电机后飞轮的比例系数和时间常数,其阶跃相应曲线如图 4

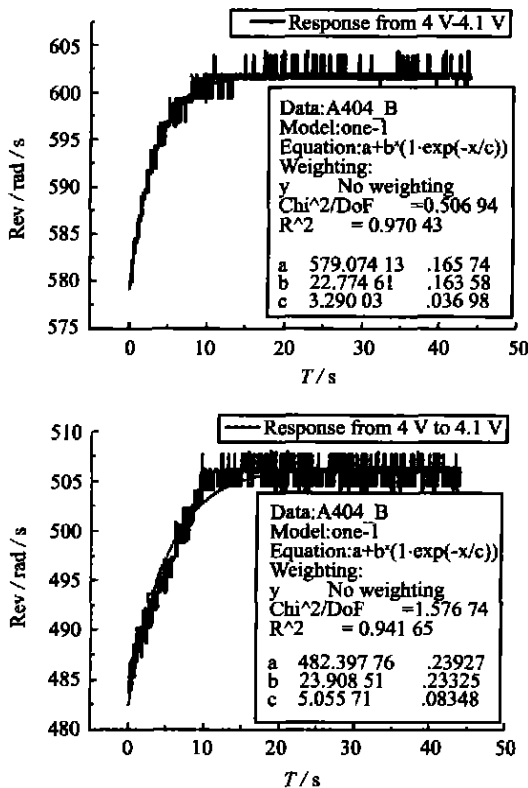


图 4 上下电机驱动飞轮阶跃响应

Fig. 4 Step response of the upper and lower flywheels driven by motors

所示。根据转台本身欠阻尼的特性,整个上升过程采用 PD 控制,比例项和微分项系数分别为 k 和 k_d ,以转台的转动角度为输出量,系统开环传递函数为:

$$G_1(s) = 2(k + k_d s) \times G_{flywheel}(s) \times G_{stage}(s) = \frac{2J_1 K_{flywheel}(k + k_d s)}{J_0 s (T_{flywheel}s + 1)}, \quad (6)$$

其中 $G_{stage}(s)$ 表示除飞轮外整个转台的传递函数,其表达式为 $G_{stage}(s) = \frac{J_1}{J_0 s}$, J_0 为转台的转动惯量。最后一项中的系数 2 表示上、下电机 - 飞轮转速变化,一增一减,同时作用。系统的闭环传递函数:

$$G(s) = \frac{2J_1 K_{flywheel}(k + k_d s)}{J_0 T_{flywheel}s^2 + (J_0 + 2J_1 K_{flywheel}k_d)s + 2J_1 k K_{flywheel}}, \quad (7)$$

以上分析没有考虑到上下两个电机 - 飞轮部分的差异,实际上,在本研究中由于两个电机驱动器是有一定差异的,这种差异通过部分串联校正进行了初步的补偿。

4.2 放能过程

同储能过程不同,放能过程能量传输不经过电机的控制板,由电机绕组直接接到可控恒流源。因此,两个飞轮模型基本一样。

由能量关系,得:

$$i_{1,2} R = J_{1,2} \frac{d\omega}{dt}, \quad (8)$$

式中 $i_{1,2}$, $J_{1,2}$ 分别为上、下电机绕组输出电流和上、下飞轮的转动惯量, η 为电机放电效率。

为保证放电过程中能量的恒定,采用差动双路恒流源结构,其控制电压同电流的关系为:

$$\begin{cases} i_1 = i_0 + i \\ i_2 = i_0 - i \end{cases}, \quad (9)$$

这样,就保证了 $i_1 + i_2$ 为常数,通过恒定的放电电阻,保证了放电功率的恒定。带入能量恒定公式,得:

$$\begin{cases} (i_0 - i)^2 = J_1 \omega_1^2 \\ (i_0 + i)^2 = J_2 \omega_2^2 \end{cases}$$

展开后,两式相减,得到:

$$i = \frac{J_2 \omega_2^2 - J_1 \omega_1^2}{4 i_0 R}$$

一般来说 $J_1 = J_2$, $\omega_1 = -\omega_2$, 因此,相同的 i 使得 $\omega_1 = -\omega_2$ (相反方向加速)。这样:

$$i = \frac{J_1 \omega_1^2}{2 i_0 R}, \quad (10)$$

控制电压同电流成线性关系, 设比例系数为 k , 可以得到能量释放时飞轮部分的传递函数:

$$G_{flywheel}(s) = \frac{v(s)}{i(s)} = \frac{2i_0 R}{k J_1}$$

以飞轮的角加速度为输入, 转台的角速度为输出, 得到传递函数为:

$$G_{stage}(s) = \frac{\omega(s)}{\ddot{\theta}(s)} = \frac{J_1}{J_0 s^2}$$

采用 PD 控制, 控制器模型为:

$$G_{control}(s) = k_p(s + 1)$$

综合以上各个环节, 系统闭环模型为:

$$G(s) = \frac{2i_0 R k_p (s + 1)}{k J_0 J_1 s^2 + 2i_0 R k_p s + 2i_0 R k_p}, \quad (11)$$

由此可以选取适当的阻尼及自然频率, 进而可以确定控制器的参数, 可以看出, 它们同飞轮的角速度有关。

5 实验结果

以上面所推导的模型及选择的控制方法对实际的单轴双飞轮实验系统进行了实际储能、放能实验, 在保持储能、放能功率的同时, 改变转台的角度, 得到如图 5、图 6 所示的转台角度变化曲线。

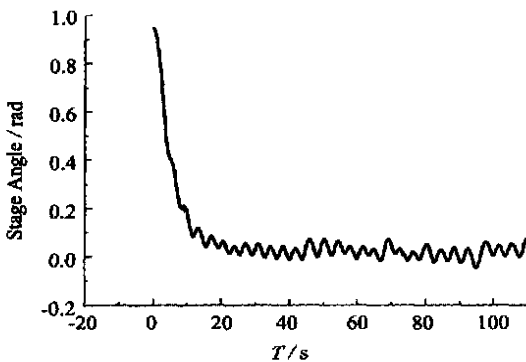


图 5 储能过程中转台角度调节
Fig. 5 Stage angle adjustment during energy storage

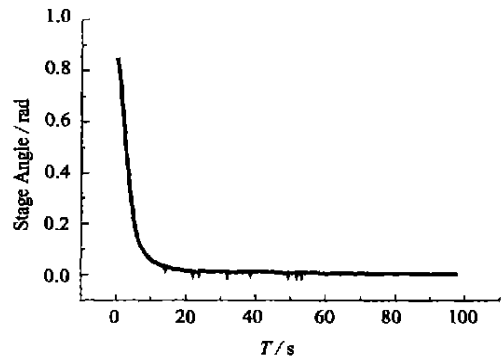


图 6 放能过程中转台角度调节
Fig. 6 Stage angle adjustment during energy release

初步的试验表明, 在储能过程中, 轴系控制精度优于 3° ; 在放能过程中, 轴系控制精度优于 1.2° , 折算到百公斤量级卫星的姿态角波动量分别为 3.6 和 1.5 。

6 结 论

可以看出, 在储能和放能过程中, 转台角度的控制精度相差极大。造成这种现象的主要原因是两个充电控制器 (电动机状态) 性能不一致, 这一点从图 4 中也有所反映。虽然实际控制时充分考虑了这种因素, 并进行了相应的串联校正, 但储能过程对转台的控制精度仍然无法同放能过程相比。事实上, 在能量释放过程中转台角度的控制精度很高, 其值 1.2 正是转台所使角编码器的分辨力, 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更高, 能量释放过程飞轮对相应卫星姿态角的影响几乎可以忽略不计。以此推之, 如果所使用的充电控制器性能一致, 那么储能过程对转台, 进而对相应的卫星的姿态角影响将大幅度降低。

参考文献:

[1] GENTA, G. *Kinetic energy storage: Theory and practice of advanced flywheel systems* [M]. London: Butterworths, 1985.

[2] 林来兴. 小卫星通讯技术发展综述及分析 [M]. 小卫星技术发展论文集, 1995: 10-11.

LIN L X. A summarize to the communication technology of the satellites [M]. The corpus of satellites technology, 1995:

- 10-11. (in Chinese)
- [3] CHRISTOPHER D A, BEACH, R. Flywheel technology development program for aerospace applications[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1998,13(6):9-14.
- [4] KENNY B H, KASCAK P E. DC Bus regulation with a flywheel energy storage system[P]. NASA/TM-2002-211897/REV1.
- [5] KASCAK P E. International space station bus regulation with NASA GLENN research center flywheel energy storage system development unit[C]. *36th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*. 2001, Savannah, Georgia, 2001.
- [6] 贾宏光, 张洪华. 集成化储能及姿控系统方案研究报告[R]. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2001.
JIA H G, ZHANG H H. *Scheme report of the integrated power and attitude control system*[R]. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2001. (in Chinese)
- [7] 白越, 吴一辉, 宣明. 高速储能飞轮转子设计[J]. *光学精密工程*. 2003,11(4):13-17.
BAI Y, WU Y H, XUAN M. Design of the high speed rotors for the energy storage flywheel[J]. *Optics and Precision engineering*, 2003,11(4):13-17. (in Chinese)

作者简介:贾宏光(1971 -),男,黑龙江五常人,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,主要研究方向为机电一体化及集成微传感技术,发表论文 17 篇专利 7 项。