第 19 卷 第 5 期
2011 年 5 月

光学 精密工程
Optics and Precision Engineering

Vol. 19 No. 5
May 2011

文章编号 1004-924X(2011)05-1075-07

采用自适应 PI 控制的单框架控制力矩陀螺角动量飞轮系统的设计

陈茂胜[1,2*],金 光[1],安 源[1],武俊峰[1],张 刘[1],曲宏松[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:设计了单框架控制力矩陀螺中的角动量飞轮分系统以提高卫星姿态控制精度。首先,从理论上分析了角动量飞轮的角速度波动对单框架控制力矩陀螺输出力矩的影响,得到当期望转速为 5 000 r/min 且力矩波动<0.002 Nm 时,角速度波动应小于 5 r/min 的结论。然后,采用无刷直流电机驱动角动量飞轮,利用 FPGA 实现控制驱动电路,并设计自适应 PI 控制律以跟踪期望角速度。实验结果显示:从静止状态跟踪 5 000 r/min 期望转速,达到稳定状态耗时 25 s,超调量<15 r/min,稳态精度为 2 r/min。通过对上位机实时采集转速数据进行分析,验证了动量飞轮分系统设计的合理性,表明其能够满足单框架控制力矩陀螺对角动量飞轮分系统的设计要求,降低了角速度波动对输出力矩的影响,进而能够提高卫星对地观测时的平台控制精度。

关 键 词:角动量飞轮;角速度波动;无刷直流电机;自适应 PI 控制
中图分类号:V448.22;TH703.6 **文献标识码**:A **doi**:10.3788/OPE.20111905.1075

Design of angular momentum wheel in SGCMG using adaptive compensation PI control

CHEN Mao-sheng[1,2*], JIN Guang[1], AN Yuan[1], WU Jun-feng[1], ZHANG Liu[1], QU Hong-song[1]

(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*)
* *Corresponding author, E-mail: chenms0911@yahoo.com.cn*

Abstract: The angular momentum flywheel subsystem of a Single Gimbal Control Moment Gyro(SGCMG) was designed to improve the attitude control accuray of satellites. Firstly, the impact of angular velocity fluctuations on the output torque of SGCMG was analyzed in theory. The conclusion suggests that when the expected speed is 5 000 r/min and the torque fluctuation is less than 0.002 Nm, the angular velocity fluctuations should be less than 5 r/min. Then, the angular momentum flywheel was driven by a Brushless Direct Current Motor(BLDCM), the control driver circuit was designed by a Field Programming Gate Array(FPGA), and an adaptive compensation PI control strategy was established to track the expected angular velocity. Test and ex-

收稿日期:2010-08-25;**修订日期**:2010-10-27.
基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2007AA12Z113)

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

periments show that it takes 25 s to reach a steady-state from stillness to 5 000 r/min, the overshoot is less than 15 r/min and the steady-state accuracy is 2 r/min. Analysis of the data collected real-time by PC shows the rationality of the subsystem and indicates that the angular moment wheel designed satisfies the requirement of the SGCMG, reduces the impact of angular velocity fluctuations on the output torque of SGCMG, and improves the platform control accuracy of satellites.

Key words: angular momentum flywheel; angular velocity fluctuation; Brushless Direct Current Motor(BLDCM); adaptive compensation PI control

1 引 言

相对于传统的执行机构,如反作用飞轮、动量轮,单框架控制力矩陀螺(Single Gimbal Control Moment Gyro, SGCMG)也是一种动量交换装置,但在同等重量下获得的力矩远远大于前两者,具有"力矩放大"这一显著优点。所以,SGCMGs在空间站等大型航天器中得到了较广泛的应用[1-2],如前苏联发射的MIR空间站,美国的高能天文台HEAO,大型太空望远镜LST等都将其作为主执行机构。进入20世纪90年代,SGCMG在中小卫星上的应用逐渐成为研究热点。最初,英国Surrey大学空间中心对BILSAT-1卫星的两个单只重量小于1.5 kg的SGCMG进行了试验验证,卫星的姿态机动能力达到了2 (°)/s;2007年和2009年,美国Digitalglobe公司发射的Worldview-1和Worldview-2,都采用SGCMGs作为卫星的主执行结构,机动能力惊人地达到4.5 (°)/s和3.5 (°)/s,推扫300 km仅耗时9 s。目前,国内只有少部分科研单位从事控制力矩陀螺的研究,但还未完全达到工程化应用水平。

SGCMG由恒定转速的角动量飞轮、支撑飞轮的框架和驱动框架转动的伺服系统组成。恒定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,陀螺力矩等于框架转速矢量与飞轮角动量矢量的叉积。

从系统硬件设计角度分析,SGCMG包括高恒速的角动量飞轮分系统、低速直驱的框架伺服分系统、高精度绝对式编码器反馈分系统;从系统软件设计角度分析,SGCMG包括能够逃避奇异的操纵律设计、操控框架运动的控制律设计。从系统误差分配的角度分析,前述的5部分设计之间是相互关联、相互牵制的。本文根据总体设计指标要求,从理论上分析了角动量飞轮的角速度波动对SGCMG输出力矩的影响,采用无刷直流电机(Brushless Direct Current Motor, BLDCM)驱动飞轮转子,利用Altera公司的FPGA EP2C8Q208设计了控制驱动板,在Nios II软核中嵌入自适应PI控制模型以跟踪期望角速度。

2 速度波动对SGCMG输出力矩的影响

定义框架坐标系 $ox_g y_g z_g$,坐标基轴分别沿框架轴、角动量轴和力矩轴,可由3个相互正交并沿坐标基轴方向的单位矢量$\{\boldsymbol{e}_g, \boldsymbol{e}_h, \boldsymbol{e}_\tau\}$表示,$\boldsymbol{e}_g$为框架轴方向单位矢量;$\boldsymbol{e}_h$为角动量轴方向单位矢量;$\boldsymbol{e}_\tau$为力矩轴方向单位矢量。

定义陀螺基座坐标系 $ox_s y_s z_s$,当框架角θ为零时,与框架坐标系重合,但不随框架的转动而运动,如图1所示。

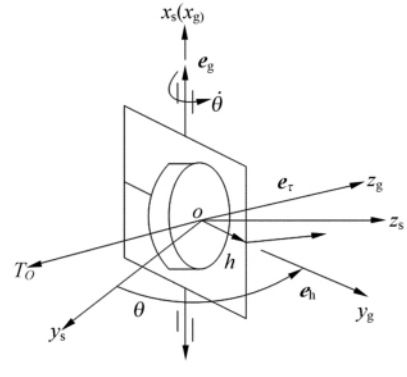


图1 单框架控制力矩陀螺示意图

Fig. 1 Schematic diagram of SGCMG

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

如前面所述，由于动量飞轮的角动量方向改变而产生的陀螺反作用力矩作用于框架基座上，从而控制卫星的姿态运动，其大小等于框架转速矢量与飞轮角动量的叉积。该结论成立的前提是忽略了角动量飞轮角速度波动对输出力矩的影响，而实际设计中角速度波动不可避免，因此需对此做详细分析。

假设某一时刻控制力矩陀螺的框架角为 θ，则控制力矩陀螺的角动量在基座坐标系中可表示为：

$$\boldsymbol{h}_s=[J_t\dot{\theta}\quad J_h\Omega\cos\theta\quad J_h\Omega\sin\theta]^T. \tag{1}$$

其中，J_t 为框架及陀螺转子绕 x_g 轴的转动惯量之和，J_h 为动量飞轮沿绕 y_g 轴的转动惯量，Ω 为动量飞轮沿其转子轴向的角速度。

对式(1)进行时间求导，得到输出力矩：

$$\dot{\boldsymbol{h}}_s=[0\quad -J_h\Omega\sin\theta\cdot\dot{\theta}\quad J_h\Omega\cos\theta\cdot\dot{\theta}]^T+[J_t\ddot{\theta}\quad J_h\dot{\Omega}\cos\theta\quad J_h\dot{\Omega}\sin\theta]^T, \tag{2}$$

将式(2)分解成框架角速度 $\dot{\theta}$、框架角加速度 $\ddot{\theta}$ 和动量飞轮的角速度 $\dot{\Omega}$ 3 项，即

$$\dot{\boldsymbol{h}}_s=\boldsymbol{A}_s\cdot\dot{\theta}+\boldsymbol{B}_s\cdot\ddot{\theta}+\boldsymbol{C}_s\cdot\dot{\Omega}, \tag{3}$$

其中：

$$\boldsymbol{A}_s=[0\quad -J_h\Omega\sin\theta\quad J_h\Omega\cos\theta]^T,$$

$$\boldsymbol{B}_s=[J_t\quad 0\quad 0]^T,$$

$$\boldsymbol{C}_s=[0\quad J_h\cos\theta\quad J_h\sin\theta]^T.$$

记 $\boldsymbol{R}_{bs}$ 为陀螺基底坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵，则控制力矩陀螺在卫星本体坐标系下的角动量为 $\boldsymbol{h}_b=\boldsymbol{R}_{bs}\boldsymbol{h}_s$。在选定某种构型下，$\boldsymbol{R}_{bs}$ 为一固定常值矩阵。控制力矩陀螺群产生的合作用力矩引起卫星以 ω_b 的角速度进行姿态机动，所以单个单框架控制力矩陀螺的输出力矩可表示为：

$$\boldsymbol{T}_c=-(\dot{\boldsymbol{h}}_b+\omega_b\times\boldsymbol{h}_b)=-(\boldsymbol{R}_{bs}\dot{\boldsymbol{h}}_s+\omega_b\times\boldsymbol{h}_b)=-\boldsymbol{R}_{bs}(\boldsymbol{A}_s\cdot\dot{\theta}+\boldsymbol{B}_s\cdot\ddot{\theta}+\boldsymbol{C}_s\cdot\dot{\Omega})-\omega_b\times\boldsymbol{h}_b. \tag{4}$$

从国内外公开发表的文献调研中发现[1-2]，在设计单框架控制力矩陀螺操纵律时常认为其输出力矩为 $-\boldsymbol{R}_{bs}\boldsymbol{A}_s\cdot\dot{\theta}-\omega_b\times\boldsymbol{h}_b$，只有少部分文献中考虑了 $-\boldsymbol{R}_{bs}\boldsymbol{B}_s\cdot\ddot{\theta}$ 项，而忽略 $-\boldsymbol{R}_{bs}\boldsymbol{C}_s\cdot\dot{\Omega}$ 项。这是因为表达式中后两项力矩之和远小于第一项力矩，对卫星姿态控制产生的影响不大。理论分析可知：

$$\boldsymbol{A}_s\cdot\dot{\theta}=[0\quad -J_h\Omega\sin\theta\cdot\dot{\theta}\quad J_h\Omega\cos\theta\cdot\dot{\theta}]^T, \tag{5}$$

$$\boldsymbol{C}_s\cdot\dot{\Omega}=[0\quad J_h\cos\theta\cdot\dot{\Omega}\quad J_h\sin\theta\cdot\dot{\Omega}]^T, \tag{6}$$

对比式(5)与式(6)发现，当 $\sin\theta\approx\cos\theta$，$\dot{\Omega}\ll\Omega$ 时，角动量飞轮的角速度波动引起的干扰力矩相对于 $\boldsymbol{A}_s\cdot\dot{\theta}$ 产生的有效力矩在 y_s，z_s 方向上都可忽略不计；当 $\sin\theta\approx0$ 或 $\cos\theta\approx0$ 时，动量轮角速度波动引起的干扰力矩则垂直 $\boldsymbol{A}_s\cdot\dot{\theta}$ 产生的有效力矩，影响较之前者相对严重。

当 $J_h=0.004\ \mathrm{kg\cdot m^2}$ 时，要使 $\boldsymbol{C}_s\cdot\dot{\Omega}$ 产生的力矩波动 $<0.002\ \mathrm{N\cdot m}$，应使 $\dot{\Omega}\leqslant0.5\ \mathrm{rad/s}\approx5\ \mathrm{r/min}$，才可将 $\boldsymbol{C}_s\cdot\dot{\Omega}$ 产生的力矩作为一个可忽略的随机干扰项。即角动量飞轮选择的期望转速为 5000 r/min 时，飞轮的角速度波动应小于 5 r/min，否则将会给控制力矩陀螺其它分系统设计带来相应的难度，卫星对地观测时平台控制精度亦可能会受到影响。

3　自适应 PI 控制律的设计

本文设计的自适应 PI 控制律兼顾了角动量飞轮的动态响应能力和稳态控制精度。角动量飞轮采用了 BLDCM 直接驱动飞轮转子，所以角动量飞轮的控制模型等价于 BLDCM 的控制模型，惯性负载为飞轮转子。

3.1　无刷直流电机的数学模型

变量定义如下：

u_u，u_v，u_w 为电枢绕组相电压；i_u，i_v，i_w 为绕组的相电流，e_u，e_v，e_w 为相绕组切割磁场所产生的反电动势，R_s 为每相绕组的电阻，L 为每相绕组的自感，ω 为转子角速度，J 为转子及负载的转动惯量，D 为粘滞摩擦系数。

BLDCM 的数学模型可由电压平衡方程、电磁转矩方程和运动方程描述，文献[5-6]均对此进行了详细论述。其中，三相绕组电压平衡方程：

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

$$\begin{bmatrix} u_u \\ u_v \\ u_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_s & 0 & 0 \\ 0 & R_s & 0 \\ 0 & 0 & R_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_u \\ i_v \\ i_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L & 0 & 0 \\ 0 & L & 0 \\ 0 & 0 & L \end{bmatrix} \cdot \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} \begin{bmatrix} i_u \\ i_v \\ i_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_u \\ e_v \\ e_w \end{bmatrix} . \tag{7}$$

三相绕组产生的电磁转矩方程：

$$T_e = (e_a i_a + e_b i_b + e_c i_c)/\omega . \tag{8}$$

三相绕组电机的运动方程：

$$J\frac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t} = T_e - D\omega . \tag{9}$$

3.2 角动量飞轮的控制模型

本文采用自适应 PI 控制策略来控制飞轮的速度响应过程[7-10,12]，自适应 PI 控制器结构框图如图 2 所示：

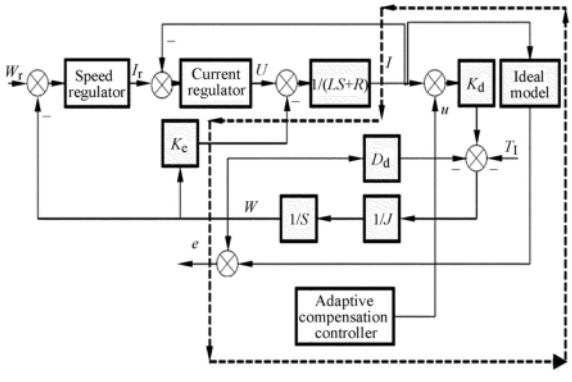


图 2 自适应 PI 控制器结构框图

Fig. 2 System diagram of adaptive PI controller

从图 2 中可知，BLDCM 驱动飞轮的运动方程为：

$$J\dot{\omega} = K_d(I+u) - D_d\omega - T_l , \tag{10}$$

BLDCM 驱动飞轮负载的理想运动方程为：

$$J\dot{\omega}_m = K_m I - D_m\omega_m , \tag{11}$$

令速度偏差 $e=\omega_m-\omega$，并将上两式相减得到

$$J\dot{e} + D_m e = -(D_m - D_d)\omega + (K_m - K_d)I + T_l - K_d u . \tag{12}$$

根据上式所示的偏差方程知，应选择合适的自适应控制律 u 使偏差逐渐收敛，故令

$$u = K_1\omega + K_2 I + K_3 T_l . \tag{13}$$

其中，K_1，K_2，K_3 为实时待定可调参数，将上式带入式(12)得到

$$\begin{aligned} J\dot{e} + D_m e &= (D_d - D_m - K_d K_1)\omega + \\ &(K_m - K_d - K_d K_2)I + (1 - K_d K_3)T_l = \\ &[A_1\ A_2\ A_3][\omega\ I\ T_l]^T = \\ &A_{adptive}(t) \cdot B_{observer}(t) , \end{aligned} \tag{14}$$

定义李亚普诺夫函数

$$V = e^2 + \sum_{i=1}^{3}\alpha_i(A_i + \beta_i\dot{e}B_i)^2 , \tag{15}$$

其中 α_i，β_i $(i=1,2,3)$ 为任意正整数，对式(15)求导得：

$$\dot{V} = -2J\dot{e}^2 + 2\dot{e}A_{1\times3}B_{3\times1}/D_m + 2\sum_{i=1}^{3}\alpha_i(A_i + \beta_i\dot{e}B_i) \cdot (A_i + \beta_d(\dot{e}B_i)/\mathrm{d}t) . \tag{16}$$

文献[11-12]证明了式(16)是负定的，即对于所有的 e，有 $\dot{V}\leqslant 0$，因而 e 是渐进稳定，并且趋于 0。从式(14)和式(16)中可得自适应参数 $K_1(t)$，$K_2(t)$，$K_3(t)$ 表达式为：

$$\begin{aligned} K_1 &= G_1\int\dot{e}\omega\,\mathrm{d}t + G_2\dot{e}\omega \\ K_2 &= G_3\int\dot{e}I\,\mathrm{d}t + G_4\dot{e}I \\ K_3 &= G_5\int\dot{e}T_l\,\mathrm{d}t + G_6\dot{e}T_l \end{aligned} , \tag{17}$$

其中 $[G_1\ G_3\ G_5]$、$[G_2\ G_4\ G_6]$ 为两组待定常数。

4 角动量飞轮硬件实现及验证

4.1 角动量飞轮硬件实现

控制力矩陀螺角动量飞轮分系统主要由飞轮本体、飞轮驱动电机、驱动控制电路板、电源、上位机等组成，如图 3 所示。其中，飞轮驱动电机的选择尤为重要，从文献调研中发现，BLDCM 不仅具备了有刷电机线性机械特性，调速范围宽、启动力矩大、效率高、容易控制等优点，还避免了换相接触火花和容易失效等缺点。本文选择某定制的三相 Y 型 BLDCM 电机驱动飞轮转子，主要由定子、转子、位置传感器组成。电机定子和转子间相互运动产生期望力矩，位置传感器通过敏感磁场输出转子当前的位置信号。

驱动控制电路板包括主控制器单元、光耦隔离单元、逻辑换相及推挽驱动单元、H 桥式电路单元、母线电流采集单元、位置/速度信号采集单

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

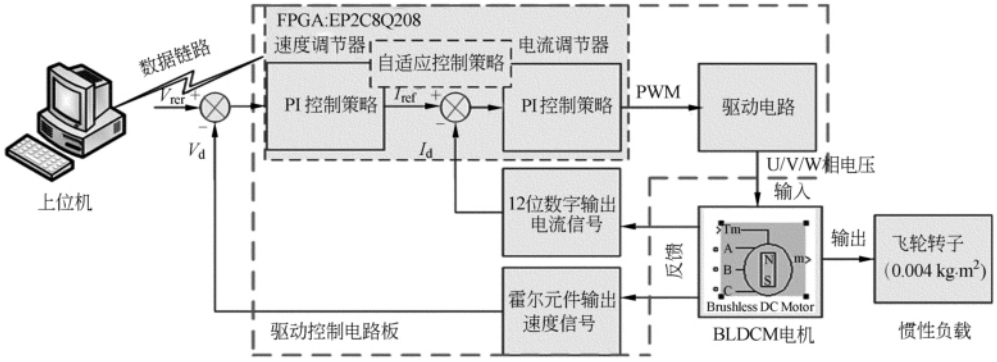


图 3　动量飞轮系统结构框图

Fig. 3　System diagram of momentum flywheel in SGCMG

元等，这些单元之间相互影响、相互协调工作，如图 4 所示。其中，主控制器的选择直接决定整个驱动控制电路，同时为了兼顾控制算法和时序控制的易实现性，常选用 DSP 2000 系＋CPLD 或直接 FPGA＋软/硬核的组合方式[3-4]。本文采用 FPGA EP2C8Q208＋嵌入式 Nios II 软核作为驱动控制电路板的主控单元。

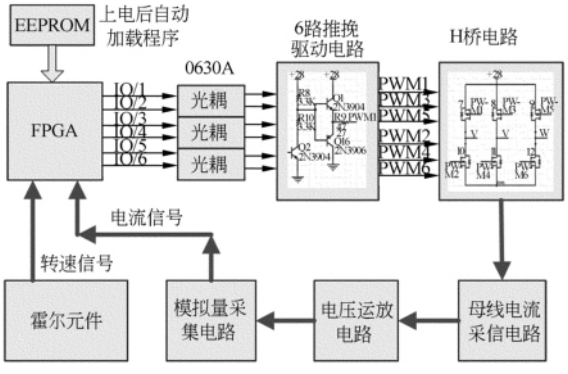


图 4　驱动控制电路板结构框图

Fig. 4　System diagram of driver & controller of BLDCM

4.2　角动量飞轮设计验证

无刷直流电机实测参数如下：

单相绕组电阻 $R=0.5\ \Omega$；

电感 $L=0.1$ mH；

转动惯量 $J=0.004\ \mathrm{kg\cdot m^2}$；

反电动势系数 $K_e=0.049\ \mathrm{V/rad\cdot s^{-1}}$；

力矩系数 $K_d=0.049$ Nm/A；

粘滞摩擦系数 $D=2.54e-5\ \mathrm{Nm/rad\cdot s^{-1}}$；

自适应控制律参数：$[G_1\ G_3\ G_5]=[15\ 200\ 100]$；$[G_2\ G_4\ G_6]=[0.11\ 0.11\ 0.11]$。

图 5 为从静止状态追踪期望转速 5000 r/min 的动态响应曲线。从图中可以看出：到达稳定状态需耗时 25 s，超调量小于 15 r/min，稳态控制精度为 2 r/min。图 6 是图 5 中 20 s 后的局部放大图。

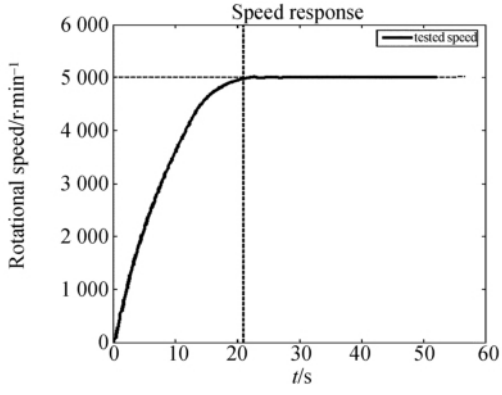


图 5　追踪 5 000 r/min 的动态响应曲线

Fig. 5　Dynamic response curve of tracking 5 000 r/min

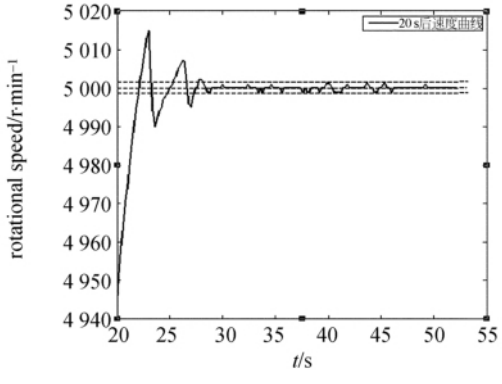


图 6　动态响应曲线的局部放大图

Fig. 6　Partial enlargement of dynamic response curve

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

5 结 论

本文从工程应用角度出发，分析了角动量飞轮的速度波动对SGCMG输出力矩的影响，得到了当期望角速度为5000 r/min，力矩波动<0.002 Nm时，角速度波动应不超过5 r/min的结论。设计角动量飞轮分系统时，采用了无刷直流电机驱动飞轮转子，利用FPGA EP2C8Q208实现其控制驱动电路，并设计自适应PI控制律以跟踪期望角速度。实验结果表明：从静止状态跟踪5 000 r/min期望转速时，达到稳态需耗时25 s，超调量<15 r/min，稳态控制精度为2 r/min，满足角动量飞轮的角速度波动设计要求，进而提高了卫星对地观测时平台控制精度。

参考文献：

[1] 戴路，金光，陈涛. 基于VSCMG的卫星姿态控制仿真系统[J]. 光学 精密工程，2008，16(8)：1546-1553.
DAI L, JIN G, CHEN T. Satellite attitude ontrol simulation test bed based on VSCMG [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1546-1553. (in Chinese)

[2] 徐开，金光，陈娟，等. 敏捷小卫星姿态机动切换算法[J]. 光学精密工程，2008，16(8)：1528-1532.
XU K, JIN G, CHEN J, *et al.*. Switch algorithm for quick small satellite attitude maneuver [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1528-1532. (in Chinese)

[3] 郭前刚，崔兵兵. 基于DSP及轴角数字转换器的直流无刷电机控制系统设计[J]. 电机与控制应用，2008，35(1)：17-19.
GUO Q G, CUI B B. Digital signal processor and resolver-to-angle digital converter [J]. *Electric Machines & Control Application*, 2008, 35(1): 17-19. (in Chinese)

[4] 武俊峰，吴一辉，安静，等. 姿控飞轮变结构变速积分控制及实现[J]. 光学 精密工程，2010，18(1)：149-155.
WU J F, WU Y H, AN J, *et al.*. Variable structure changing integration rate control and implement for flywheels [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(5): 149-155. (in Chinese)

[5] 郭雪梅，贾宏光，冯长友. 直流无刷电机位置跟踪的模糊PID控制[J]. 长春理工大学学报(自然科学版)，2008，31(1)：97-101.
GUO X M, JIA H G, FENG CH Y. Fuzzy PID control of brushless DC motor position tracking [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2008, 31(1): 97-101. (in Chinese)

[6] 晁盛远，王凯，刘富勇. 直流无刷电机系统的建模与仿真[J]. 计算技术与自动化，2008，27(2)：39-43.
CHAO SH Y, WANG K, LIU F Y. Modeling and simulation of brushless DC motor system [J]. *Computing Technology and Automation*, 2008, 27(2): 39-43. (in Chinese)

[7] 马士学. 变负载直流电机的离散时间自适应控制的研究与设计[J]. 光学 精密工程，1993，1(5)：105-108.
MA SH X. Adaptive control of DC motor with great changed load in discrete time domain [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1993, 1(5): 105-108. (in Chinese)

[8] 郑浩鑫，郑宾，殷云华. 模糊PID数字控制器系统的仿真与设计[J]. 机械工程与自动化，2009(2)：121-123.
ZHENG H X, ZHENG B, YIN Y H. Simulation and design of numeral fuzzy PID controller system [J]. *Mechanical Engineering & Automation*, 2009(2): 121-123. (in Chinese)

[9] 李海涛，房建成. 自适应角速度估计器在磁悬浮控制力矩陀螺框架伺服系统中的应用[J]. 光学精密工程，2008，16(1)：98-102.
LI H T, FANG J CH. Application of adaptive angle-rate estimator to gimbal of MGCMG [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(1): 98-102. (in Chinese)

[10] 刘岩，李友一，陈占军，等. 模型参考自适应滑模控制方法在前向像移补偿中的应用[J]. 光学 精密工程，2007，15(6)：983-987.
LIU Y, LI Y Y, CHEN ZH J, *et al.*. Application of model reference adaptive sliding mode control to

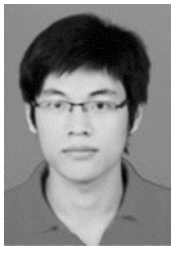
© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

forward compensation system in camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(6): 983-987. (in Chinese)

[11] 陈娟. 自适应低速摩擦补偿[J]. 量子电子学报, 2001, 18: 89-91.
CHEN J. Adaptive low speed friction compensation [J]. *Chinese Journal of Quantum Electronics*, 2001, 18: 89-91. (in Chinese)

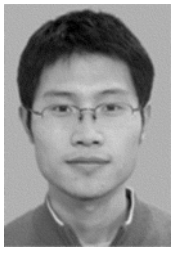
[12] ARMSTRONG B, DUPONT P, CANUDES W C. A survey of models analysis tools and compensation methods for the control of machines with friction [J]. *Automatica*, 1994, 30(7): 1083-1138.

作者简介：



陈茂胜(1985－)，男，江苏盐城人，博士研究生，2007 年于南京理工大学获得学士学位，主要从事卫星姿态控制方面的研究。E-mail: chenms0911@yahoo.com.cn

安　源(1980－)，男，黑龙江安达人，博士，副研究员，2007 年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获工学博士学位，主要从事空间遥感器机构与结构设计的研究。E-mail: any@ciomp.ac.cn



武俊峰(1981－)，男，吉林白山人，博士，助理研究员，2004 年于河海大学获得学士学位，2007 年于东南大学获得硕士学位，主要从事卫星姿控飞轮控制系统设计等方面的研究。E-mail: awublack@126.com

张　刘(1978－)，男，安徽蚌埠人，博士，副研究员，2001 年、2003 年、2007 年于哈尔滨工业大学航天学院分别获得工学学士、硕士和博士学位，主要从事非线性控制、TDI CCD 建模与仿真、卫星姿态控制等方面的研究。E-mail: zhangliu78@163.com

曲宏松(1980－)，男，辽宁大连人，博士，副研究员，2008 年于中国科学院研究生院获得博士学位，主要从事 TDI CCD 成像系统方面的研究。E-mail: quhongsong@yahoo.com.cn

导师简介：

金　光(1958－)，男，研究员，博士生导师，主要从事空间遥感光机总体设计方面的研究。E-mail: jing@ciomp.ac.cn

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net