反作用飞轮非理想电磁力矩对卫星姿态的影响

陈 霞,邹继斌

(哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室,150001 哈尔滨,xia. chen@ johnsonelectric. com)

摘 要:针对反作用飞轮中存在的力矩波动和力矩跳动这2种非理想电磁力矩,分析其产生机理,建立了轮 控微小卫星姿态稳定控制系统的仿真模型.分析了力矩波动系数和力矩波动频率、力矩跳动幅值和跳动持续 时间对卫星姿态的影响,最后给出抑制非理想电磁力矩的措施.分析和仿真表明:当卫星姿态控制精度要求 较高时,非理想电磁力矩的影响不容忽视.力矩波动使卫星姿态发生同频率波动,在飞轮转速过零时力矩波 动的影响最大,力矩跳动使卫星姿态发生偏差.避免反作用飞轮转速过零、提高力矩波动频率、降低力矩波动 系数、减小力矩跳动幅值和跳动持续时间均可有效降低非理想电磁力矩对卫星姿态的影响. 关键词:反作用飞轮;非理想电磁力矩;卫星姿态控制

中图分类号: V448.22 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2011)02-0103-06

Effect of non-ideal electromagnetic torque in reaction wheel on satellite attitude

CHEN Xia, ZOU Ji-bin

(State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China, xia. chen@johnsonelectric.com)

Abstract: The torque ripple and the torque jumping exist in the electromagnetic torque of reaction wheel. The mechanisms of these two kinds of non-ideal electromagnetic torque are analyzed. The simulation model of micro-satellite attitude control system controlled by reaction wheel is constructed. Then the effect of the torque ripple coefficient, the torque ripple frequency, the torque jumping amplitude, and the duration of jumping torque on micro-satellite attitude are analyzed. Finally the methods to eliminate the non-ideal electromagnetic torque are proposed. The results show that the effect of non-ideal electromagnetic torque cannot be neglected in case that the required controlling precision of satellite attitude is higher. The ripple torque and the jumping torque make satellite attitude generate identical frequency ripple and bias error, respectively, and the effect of these two kinds of torque on micro-satellite attitude is maximum under zero-crossing rotate speed of reaction wheel. The methods, such as preventing zero-crossing rotate speed of reaction wheel, improving the torque ripple frequency, lowering the torque ripple coefficient, and decreasing the torque jumping amplitude and duration, can reduce the effect of non-ideal electromagnetic torque on satellite attitude effectively. **Key words**; reaction wheel; non-ideal electromagnetic torque; satellite attitude control

反作用飞轮是卫星姿态控制系统采用的主要 执行部件之一,具有控制精度高、结构简单等优 点,广泛应用于卫星的高精度姿态控制系统^[1].

反作用飞轮主要包括大惯量轮体、飞轮电机、

驱动器及密封外壳.反作用飞轮工作时,会产生某 些非理想力矩,这些非理想力矩主要由飞轮不平 衡、轴承摩擦、飞轮电机结构及驱动器误差等产 生^[2-5].4种非理想力矩中,飞轮不平衡力矩和轴 承摩擦力矩对卫星姿态的影响较大,关于不平衡 力矩的建模及摩擦力矩抑制的研究较多.随着现 代卫星控制精度要求逐步提高,飞轮电机结构及 驱动器误差所产生的非理想力矩对卫星姿控的影 响也不容忽视,针对这2种非理想力矩进行研究.

收稿日期: 2009-09-09.

基金项目:机器人技术与系统国家重点实验室(哈尔滨工业大学)自主研究课题(SKLRS200801A04).

作者简介:陈 霞(1980—),女,博士研究生; 邹继斌(1957—),男,教授,博士生导师.

目前飞轮电机普遍采用定子无铁芯结构的无 刷直流电机^[4-5],与传统的无刷直流电机相比,其 定子采用不导磁的材料.此结构可以彻底消除定 位力矩,但仍存在力矩波动.文献[4]采用傅里叶 级数形式建立了力矩波动的模型,并提出了力矩 波动近似的建模方法,反作用飞轮的驱动器使飞 轮电机根据给定力矩加速或减速,实现四象限闭 环控制.由于驱动电路及控制方案的选择,反作用 飞轮的电枢电流有可能偏离给定值,发生瞬时的 跳动,产生力矩跳动^[5-7].文献[5]指出美国 ITHACO公司的反作用飞轮通过合理设计驱动 器,可以消除力矩跳动,但没有方案介绍.国内学 者对力矩跳动的抑制也进行了一些研究^[6-7],但 仍不能完全解决.力矩波动、力矩跳动都属于电磁 力矩的范畴,所以称其为非理想电磁力矩.

本文分析了反作用飞轮存在的2种非理想电 磁力矩的产生机理,以某型轮控微小卫星姿态控 制系统为例,通过数学仿真的方法,研究反作用飞 轮非理想电磁力矩对卫星姿态的影响.

1 反作用飞轮非理想电磁力矩

反作用飞轮的电磁转矩为

$$T_{\rm e} = \frac{e_{\rm a}i_{\rm a} + e_{\rm b}i_{\rm b} + e_{\rm c}i_{\rm c}}{\Omega}.$$
 (1)

式中: e_a 、 e_b 、 e_c 分别为飞轮电机三相绕组的反电势; i_a 、 i_b 、 i_c 分别为飞轮电机三相绕组的相电流.

1.1 力矩波动

力矩波动是由于飞轮电机的非理想反电势造成的.图1为A相绕组导通时的电路拓扑图,U为加在绕组两端的电压, R_a 为A相绕组电阻, L_a 为A相绕组电感, e_a 为A相绕组反电势.由于反作用飞轮通常为定子无铁芯的结构,绕组的电感值很小,有 $L_a \approx 0$.



图1 A相绕组导通时电路拓扑

此时,A相绕组产生的电磁转矩 T_a为

$$T_{\rm a} = \frac{e_{\rm a}i_{\rm a}}{\Omega} = \frac{e_{\rm a}(U - e_{\rm a})}{R_{\rm a}\Omega}.$$
 (2)

式中 Ω 为飞轮电机转速.

当期望输出恒定的电磁转矩时,A相绕组导

通期间,加在绕组两端的电压 U 为恒定值,若 A 相绕组的反电势为恒定值,由式(2)可知,A 相绕 组产生的电磁转矩为理想的恒定值,此时,A 相绕 组的电磁力矩不存在非理想力矩,三相绕组轮流 导通产生的合成电磁转矩也就不存在非理想力 矩.可见,理想的绕组反电势应为梯形波.

由于磁钢充磁不充分,永磁体不能产生梯形 磁密,再加上绕组不对称、永磁体不光滑等工艺问 题,反电势通常不是理想的梯形波(图2),此时, 由式(2)可得,飞轮电机的电磁转矩不再理想.由 非理想反电势所产生的非理想电磁转矩为力矩 波动.



图 2 理想反电势与实际反电势

图 3 为力矩波动的示意图,可见力矩波动是 随电机位置呈周期变化的.



图 3 力矩波动示意

力矩波动的大小由力矩波动系数 F_m衡量.

$$F_{\rm TR} = \frac{T_{\rm p-p}}{T_{\rm o}}.$$
 (3)

式中: T_{p-p} 为力矩波动的峰峰值; T_o为平均力矩.

力矩波动与电机转子位置一一对应,其波动 频率与换相方式及电机极对数有关. 三相 P 对极 电机,三相六态换相方式时,力矩每个电周期波动 6P 次;三相三态换相方式时,力矩每个电周期波 动 3P 次. 力矩波动的频率 f.可表示为

$$f_r = \frac{KP}{2\pi}\Omega.$$
 (4)

式中 P 为极对数,K 与换相方式有关,三相三态换 相方式时,K = 3;三相六态换相方式时,K = 6.

1.2 力矩跳动

反作用飞轮驱动器保证电机在四象限运行过 程中力矩能够跟随给定力矩.当给定力矩方向改 变,或飞轮转速过零时,电机驱动器需改变换流次 序或者改变电流方向.驱动器控制方案的误差会 导致力矩跳动.本节以文献[7]的驱动方案为例, 分析力矩跳动的产生及影响因素.

文献[7]中采用三相三状态的驱动方式,主 回路为三相星接的半桥结构.电动运行时,每相绕 组在其反电势的正向 120°导通,桥臂采用 PAM 脉宽调幅控制,此时,飞轮的平均电磁力矩 T_{ea}为

 $T_{ea} = K_{e}(\rho V_{DC} - K_{e}\Omega)/R.$ (5) 式中: K_{e} 为反电势系数, ρ 为桥臂串联功率管的占 空比, V_{DC} 为主回路直流电源电压, R 为相绕组电 阻.

当电机进入制动状态时,换向控制逻辑推迟 180°电角度,使每相绕组在反电势的负半周120° 导通,在控制桥臂调整管的同时,对每相绕组的功 率管进行 PWM 控制.此时,飞轮的平均电磁力矩 *T*_{eb} 为

 $T_{eb} = -K_e \rho_1 (\rho V_{DC} + K_e \Omega) / R.$ (6) 式中 ρ_1 为每相绕组串联功率管的占空比.

由式(5)和式(6)可知,若电机从电动状态进 入制动状态, ρ 和 ρ_1 控制不当可能会产生力矩的 跳动;若电机从制动状态进入电动状态,此时转速 过零,电机的电磁转矩存在一个必然的跳变,力矩 跳动 ΔT_{ar} 可表示为

 $\Delta T_{er} = T_{eb} - T_{ea} = K_e \rho (1 - \rho_1) V_{DC} / R.$ (7) 图 4 为采用此驱动方案时反作用飞轮四象限运 行时力矩和转速的实验曲线. 飞轮的给定力矩为 +0.17 N・m,持续4.2 s 后变为 -0.17 N・m.可见, 飞轮力矩能够跟随给定力矩变化,但存在力矩跳动.

图 5 为图 4 的局部放大图.图 5(a)为图 4 中 3.9~4.5 s 的力矩波形放大图,飞轮力矩变为负 值时飞轮进入制动状态,此时力矩跳动值为 0.15 N·m,是给定力矩的88.2%.图 5(b)为图 4 中7.9~8.2 s 的力矩波形放大图,飞轮转速过零 时由制动切换到电动状态,此时力矩跳动值为 -0.89 N·m,是给定力矩的5.23 倍.

2 轮控微小卫星姿控系统模型

分析的微小卫星为立体测绘卫星,该卫星在 正常运行段的大多数时间内,基本上处于对日定 向三轴稳定状态,以稳定地获得足够能量.经过目 标上空时,进行姿态机动,使 CCD 相机处于对地 定向三轴稳定状态.当拍照结束后,卫星机动回到 原来的对日定向三轴稳定状态,继续积蓄能量.此 过程中,卫星的姿态稳定和姿态机动均采用反作 用飞轮控制.

针对微小卫星对地定向三轴稳定的状态,采用 Matlab 的 Simulink 模块建立的姿控仿真模型见图 6.





图 6 三轴稳定姿态控制系统框图

三轴姿态控制算法采用 PID 算法,姿态运动 学方程采用旋转四元数描述,具体见文献[8].

仿真模型的具体参数^[9]

1)初始条件

初始姿态角速度:[0.01 0.01 0.01]^T(°)/s; 初始姿态角:[1°1°1°]^T.

2)系统参数

卫星转动惯量:

 $\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} 19.05 & 0.23 & -0.72 \\ 0.23 & 20.0 & -4.09 \\ -0.72 & -4.09 & 21.76 \end{bmatrix} \text{kg. m}^2;$

轨道角速度:ω₀=0.001 107 rad/s;

环境扰动力矩:

4) 控制目标

姿态角偏差≤[0.01°0.01°0.01°]^T.

图 7 为卫星姿态机动仿真曲线,可见 60 s 后 卫星的姿态角速度和姿态角均能满足控制目标, 进入对地定向稳定状态.



非理想电磁力矩对卫星姿态稳定 的影响

3

当卫星进入对地稳定状态后,反作用飞轮的

输出力矩主要来克服环境干扰力矩,保持卫星姿态的稳定.本节假设卫星滚动轴上反作用飞轮存在非理想电磁力矩,通过仿真的方法分析其对卫星滚动轴姿态角和姿态角速度的影响.

3.1 力矩波动的影响

假设反作用飞轮的反电势仅含基波(正弦 波)及反电势含有基波和三次谐波,在同一转速 下,两种反电势波形如图8所示.可见含有3次谐 波后反电势平顶宽度增加.



图 8 反电势波形对比

图 9 为反电势不同时,反作用飞轮力矩及转 速的仿真波形.反电势为正弦波时,力矩波动系数 为 25%;反电势含有三次谐波后,力矩波动系数 降为 16%,可见反电势的平顶宽度越大,力矩波 动系数越小.力矩波动的频率随电机转速的减小 而降低,转速过零时力矩波动的频率最低.由于飞 轮惯量较大,两种情况下飞轮转速差距较小.



图 9 反电势不同时飞轮的力矩波动与转速

图 10 为反电势不同时,力矩波动对卫星姿态 的影响.力矩波动使卫星姿态发生同频率波动;当 飞轮转速过零时,力矩波动对卫星姿态的影响最 大;力矩波动系数增加,力矩波动对卫星姿态影响 变大.当力矩波动为 25% 时,力矩波动使卫星姿 态角速度最大偏差2×10⁻⁴(°)/s,超过稳定控制 指标.



图 10 反电势不同时力矩波动的影响

图 11 为反电势相同,飞轮电机极对数不同时,力矩波动对卫星姿态的影响.极对数增加,力 矩波动的频率增加;低频的力矩波动对卫星姿态 的影响较大.



3.2 力矩跳动的影响

假设在转速过零时刻力矩跳动幅值为飞轮最 大力矩的20%,持续时间10ms,此时卫星姿态角 速度和姿态角见图12.力矩跳动使卫星姿态发生 跳变,卫星姿态角速度最大偏差2.92×10⁻⁴(°)/s, 超过稳定控制指标.

力矩跳动与反作用飞轮的驱动方案有关,其 跳动幅值可为最大力矩的0%~100%,跳动持续 时间可为零点几毫秒到几十毫秒.图13为力矩跳 动幅值、跳动持续时间与卫星姿态最大偏差值的 关系,图13(a)中z轴为姿态角最大偏差,图13(b)中z轴为姿态角速度最大偏差.可见,随着力矩跳动幅值和跳动持续时间的增加,卫星姿态的最大偏差增大.此系统若跳动幅值等于最大力矩、跳动持续时间10 ms时,姿态角速度最大偏差为1.5×10⁻³(°)/s,超过稳定控制指标.



4 非理想电磁力矩的抑制

4.1 力矩波动的抑制

由于力矩波动在低频时对卫星姿态影响较

大,尤其是飞轮过零期间,可设置飞轮工作在偏置 状态,在某一转速附近加速或减速,避免飞轮转速 过零.此时,卫星一般配置4个飞轮,通过飞轮空 间分布的配合,保持卫星的整体动量为零.

设计飞轮电机时,选择相对多的极对数.由式 (4)可知,力矩波动的频率与飞轮电机的磁钢极 对数成正比,适当提高电机的极对数有利于提高 力矩波动的频率,可降低力矩波动的影响.

从飞轮电机磁场分布及绕组设计入手,改善 电机的反电势波形,使其平顶宽度尽量大,以降低 力矩波动系数.通常认为将磁钢径向充磁后会获 得较平坦的气隙磁场分布,但磁钢极矩较小且磁 路气隙较大时,径向充磁的优势将不再明显,同时 径向充磁较难实现,所以可采用多块平行充磁的 磁钢拼接方法来改善气隙磁场的分布,获得较平 的反电势波形以降低力矩波动.

根据反电势的波形,在绕组电流中注入谐波, 改善绕组电流波形,从而降低力矩波动.

4.2 力矩跳动的抑制

力矩跳动由驱动方案误差造成,其抑制方法 主要集中在控制电路及控制方法的设计上.目前 控制电路主要有三相半桥型、三相全桥型、三相 H 桥型驱动电路,常用的控制方法有 PWM 控制、 PWM/PAM 控制,常用的制动方法有能耗制动、反 接制动和反接制动与能耗制动共用等制动方式, 其中利用飞轮动能的释放产生反向电磁力矩实现 制动控制的方式为能耗制动方式;通过电源反接 或者改变换向时序获得与电源反接相同结果的控 制方式为反接制动方式.

目前比较常用的是基于三相半桥型驱动电路,采用 PWM/PAM 控制方法,制动时仅有反接制动的驱动方案,其主要缺点是反作用飞轮转速 过零时存在必然的力矩跳动,若将其制动方案转 变为能耗制动和反接制动联合的制动方案^[10],则 可克服转速过零的力矩跳动.

5 结 论

1)反作用飞轮中存在多种非理想力矩,其中 力矩波动和力矩跳动属于电磁力矩范畴,称其为 非理想电磁力矩.

2)力矩波动由飞轮电机的非理想反电势产
生.力矩波动大小与反电势波形有关,力矩波动频
率与飞轮转速成正比.力矩波动的存在使卫星姿

态发生同频率波动,低频力矩波动较高频力矩波 动对卫星姿态的影响大,尤其在飞轮转速过零时 力矩波动的影响最大.

3)力矩跳动是飞轮驱动器的控制误差引起的,发生在飞轮电机的状态切换时刻.力矩跳动的存在使卫星姿态发生偏差,最大偏差随力矩跳动幅值和力矩跳动持续时间的增加而增加.

4)当卫星姿态控制精度要求较高时,力矩波 动和力矩跳动的影响不容忽视,可根据两种力矩 的产生机理,选择相应的抑制措施.

参考文献:

- [1] NUDEHI S S, FAROOQ U, et al. Satellite attitude control using three reaction wheels [C]//2008 American Control Conference. Washington:[s. n.], 2008;4850 4855.
- [2] MASTERSON R A, MILLER D W, GROGAN R L. Development and validation of reaction wheel disturbance models: empirical model[J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, 249(3):575 – 598.
- [3] ZHAO Yang, SUN Fei, TIAN Hao. Development of methods identifying parameters in reaction wheel assembly disturbance model [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2006, 78(4):326-330.
- [4] ERIC S, BILL B. Behavior of reaction wheels near zero speed[C]//27th Annual AAS Rocky Mountain Guidance and Control Conference. United states: Univelt Inc, 2004:361-372.
- [5] BILL B. High fidelity mathematical modeling of reaction wheel performance [C]//Proceedings of the 1998 Annual AAS Rocky Mountain Guidance and Control Conference. United states: [s. n.], 1998:483-496.
- [6] 郭永东, 卢靖华. 飞轮制动切换研究[J]. 微特电机, 1995 (3):1-5.
- [7] 杜坤梅, 李铁才. 惯性飞轮电机力矩伺服控制系统 [J]. 电机与控制学报, 2001, 5(2):119-121.
- [8] 章仁为.卫星轨道姿态动力学与控制[M].北京:北 京航空航天大学,1998:147-155.
- [9] 张利宾. 基于磁控和轮控的微小卫星姿态控制算法 研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.
- [10]ZOU Jibin, CHEN Xia, TANG Yu. A novel torque servo control system for the flywheel motor [C]//Proceedings of the 11th International Conference on Electrical Machines and Systems. Wuhan, China: [s. n.], 2008: 1488-1490.

(编辑 赵丽莹)