

反作用飞轮内干扰抑制方法研究

尹秋岩 赵健康 戴金海

(国防科技大学航天与材料工程学院 长沙 410073)

摘要: 该文主要从反作用飞轮运动特点出发,详细分析了轮子内摩擦干扰和动静不平衡干扰,建立了相应数学模型。并根据各干扰的作用特点采用相应的抑制方法,即内摩擦的观测补偿方法和动不平衡的迟后、超前校正抑制方法。通过仿真计算,这两类方法都能较大地提高卫星姿态精度和稳定度。

关键词: 姿态控制; 内摩擦干扰; 动静不平衡干扰; 补偿方法

中图分类号: TP273

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2007)06-1521-04

A Method of Control Inner Disturb to the Reaction Wheel

Yin Qiu-yan Zhao Jian-kang Dai Jin-hai

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In this paper reaction wheels inner friction and static and dynamic imbalance are particularly analysed by reaction wheels dynamics. A mathematical model is set up. A method of control disturb is used. for example, the method to estimate the inner friction torque is introduced by using compensation observer, and the method to estimate the wheel static imbalance and dynamic imbalance is introduced by using late and forward revise compensation. And the numerical simulation model is constituted. Finally, the simulation results prove that this method can improve satellite attitude pointing accuracy and stability efficiently.

Key words: Attitude control; Reaction wheel inner friction; Wheel static and dynamic imbalance; Compensation technique

1 前言

在现代高精度卫星姿态控制系统中,反作用轮占据着重要的地位。利用 3 个正交安装的反作用轮作为姿态控制系统执行机构,可实现整星零动量,且控制精度高、结构简单、成本低。但反作用轮有如下问题:(1)动量轮质量分布的微小不平衡会使其在旋转过程中对卫星产生方向和大小均随时间而改变的干扰,引起卫星的振动响应、姿态扰动响应和颤振响应;(2)转速过零时,由于摩擦力矩相对控制力矩较大,会使卫星姿态暂时失控,直到控制力矩大于摩擦力矩,因此有必要对该扰动进行有效抑制^[1, 2]。

关于反作用飞轮内干扰的补偿和抑制问题,主要有:其一,在反作用轮的低速运行时,从其动力学特征出发,对其实施补偿,如在反作用轮输入信号上附加与转速同号的偏差信号或高频振颤信号,或者采用反作用轮转速的高增益反馈;其二,由于动量轮的动静不平衡引起的干扰频率高,利用控制系统理论设计校正系统对高频干扰进行抑制等^[3]。

2 内干扰模型及其分析

2.1 动量轮动静不平衡模型

在动量轮上取一个质量微元 dm ,转速为 Ω ,动量轮相对

卫星质心 o_b 的(绝对)角动量或(绝对)动量矩为

$$\begin{aligned} \mathbf{h} &= \int \mathbf{r} \times \mathbf{v} dm \\ &= \int (\mathbf{r}_p + \mathbf{w}_p) \times [\mathbf{V}_o + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_p + \mathbf{w}_p) + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{w}_p] dm \end{aligned} \quad (1)$$

式中 \mathbf{r}_p 为飞轮质心对卫星质心 o_b 矢径, \mathbf{w}_p 为质量微元对飞轮质心的矢径, \mathbf{V}_o 为平动速度。

展开上式,可得如下两项:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{h}_s &= \int \mathbf{r}_p \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{w}_p) dm \\ \mathbf{h}_d &= \int \mathbf{w}_p \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{w}_p) dm \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

对于静不平衡 \mathbf{h}_s 项,相对星体系 $o_b x_b y_b z_b$ 求导(相对导数)得

$$\left. \begin{aligned} -\dot{\mathbf{h}}_s &= \mathbf{r}_p \times [-(\dot{\boldsymbol{\Omega}} \mathbf{i} \times) + \boldsymbol{\Omega}^2] m \mathbf{e} = \mathbf{r}_p \times \mathbf{F}_s \\ \mathbf{F}_s &= [-(\dot{\boldsymbol{\Omega}} \mathbf{i} \times) + \boldsymbol{\Omega}^2] m \mathbf{e} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中 \mathbf{e} 为动量轮质心与旋转轴的偏移矢量,称为质心偏移。其中 \mathbf{F}_s 表示动量轮旋转时产生的惯性力。特别是当等速旋转时,惯性力只有离心力。因此,当转动角加速度不大时,忽略静不平衡干扰。

对于动不平衡 \mathbf{h}_d 项,经化简得 $\mathbf{h}_d = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\Omega}$,则相对星体系 $o_b x_b y_b z_b$ 求导(相对导数)得

$$\dot{\mathbf{h}}_d = \mathbf{J} \cdot \dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\Omega}) \quad (4)$$

若 4 个反作用飞轮系统, 3 个正交安装, 1 个等角斜装, 构成常见的三主控一备份的飞轮系统。在 $o_b x_b y_b z_b$ 中, 其动不平衡干扰力矩 T_d 为

$$T_d = I_0 \begin{bmatrix} \Omega_2^2 \sin(\Omega_2 t + \phi_2) + \Omega_3^2 \cos(\Omega_3 t + \phi_3) \\ + \frac{\sqrt{2}}{2} \Omega_4^2 \cos(\Omega_4 t + \phi_4) - \frac{1}{\sqrt{6}} \Omega_4^2 \sin(\Omega_4 t + \phi_4) \\ \Omega_4^2 \cos(\Omega_4 t + \phi_4) + \Omega_3^2 \sin(\Omega_3 t + \phi_3) \\ + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{3}} \Omega_4^2 \sin(\Omega_4 t + \phi_4) \\ \Omega_4^2 \sin(\Omega_4 t + \phi_4) + \Omega_2^2 \cos(\Omega_2 t + \phi_2) \\ - \frac{\sqrt{2}}{2} \Omega_4^2 \cos(\Omega_4 t + \phi_4) - \frac{1}{\sqrt{6}} \Omega_4^2 \sin(\Omega_4 t + \phi_4) \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中假设 4 个轮子的不平衡度一样。

如果不考虑相位角 $\phi_1, \phi_2, \phi_3, \phi_4$, 则上式简化为

$$T_d = I_0 \begin{bmatrix} \Omega_2^2 \sin \Omega_2 t + \Omega_3^2 \cos \Omega_3 t + \frac{\sqrt{2}}{2} \Omega_4^2 \cos \Omega_4 t \\ - \frac{1}{\sqrt{6}} \Omega_4^2 \sin \Omega_4 t \\ \Omega_4^2 \cos \Omega_4 t + \Omega_3^2 \sin \Omega_3 t + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{3}} \Omega_4^2 \sin \Omega_4 t \\ \Omega_4^2 \sin \Omega_4 t + \Omega_2^2 \cos \Omega_2 t - \frac{\sqrt{2}}{2} \Omega_4^2 \cos \Omega_4 t \\ - \frac{1}{\sqrt{6}} \Omega_4^2 \sin \Omega_4 t \end{bmatrix} \quad (6)$$

2.2 内摩擦及其模型

对于飞轮而言, 采用Dahl摩擦模型^[1], 可以建立如下模型, 则

当转速 Ω 不为零时, 有

$$\left. \begin{aligned} d\Omega/dt &= -J^{-1}(T_m - T_f - T_{st}) \\ dT_f/dt &= \beta\Omega(T_f \operatorname{sgn}(\Omega) - T_c)^2 \\ T_{st} &= D\Omega \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

当转速 Ω 为零时, 有

$$\left. \begin{aligned} d\Omega/dt &= 0, & \text{当 } T_m \leq T_s \\ d\Omega/dt &= -J^{-1}(T_m - T_{st} - T_f), & \text{当 } T_m > T_s \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

其中 $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数, T_m 为驱动力矩, T_c 为库伦摩擦, T_{st} 为粘滞摩擦, T_f 为动摩擦。

2.3 内干扰分析

对于反作用飞轮而言, 主要有两种干扰: 轮子的动不平衡和摩擦阻尼。其干扰特性如下:

(1) 由上面可以知道, 动不平衡干扰是一种耦合干扰力矩, 由轮子的质量分布不均引起的一种运动耦合。它体现出周期性规律, 其频率由轮子的转动频率及其和、差频组成。其干扰大小与转速的平方成正比, 当转速较大时, 它表现出

高频干扰, 大小可达到 10^{-1} 数量级, 这时对高精度的卫星会有较大的影响。

(2) 转子摩擦干扰力矩是一种内干扰, 表现为低频干扰, 对卫星总体运动状态不构成影响, 但消耗一部分转子的驱动力矩, 使得转子转速的规律发生变化, 从而使飞轮的角动量变化规律发生改变, 这样系统的控制力矩发生变化, 因而影响控制系统性能。

作为例子, 假设转子转动惯量 $J=0.043 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 电机驱动力矩为 $0.2966 \text{ N} \cdot \text{m}$, 阻尼系数 $D=0.009 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}$, 轴承静止斜坡参数 $\beta=12200 (\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{rad})^{-1}$, 库伦摩擦力矩 $T_c=0.014 \text{ N} \cdot \text{m}$, 飞轮最大转速 $\pm 6000 \text{ r}/\text{min}$, 平均转速为 $300 \text{ r}/\text{min}$, 动不平衡度为 10^{-6} 。这时动不平衡干扰幅度平均为 10^{-3} , 最大可达 4×10^{-1} 。摩擦干扰力矩平均可达 2×10^{-1} , 这样会使卫星的控制精度与稳定度减弱。

3 内干扰抑制方法分析

3.1 滞后、超前校正网络设计

转子动不平衡干扰一般表现为高频干扰, 因此, 采用校正网络进行补偿, 而滞后、超前校正网络的基本原理为利用超前部分来增大系统的相角裕度, 利用滞后部分来改善系统的稳定性能, 它具有响应快, 超调量小, 抑制高频噪声性能强等特点。一般设计模型为^[1]

$$G(s) = \frac{(s + \omega_a)(s + \omega_b)}{(s + \omega_a/\alpha)(s + \alpha\omega_b)} \quad (9)$$

式中 $\omega_b \sim \alpha\omega_b$ 为超前部分频率段, $\omega_a/\alpha \sim \omega_a$ 为滞后部分频率段。

其设计准则为(1)根据未校正时的频率特性, 选取 -20 dB 变到 -40 dB 左右时的频率为 ω_b ; (2)根据响应要求, 选取适当的截频, 寻找衰减因子 $(1/\alpha)$ 使系统符合截频要求, 同时考虑超前部分频率段须覆盖高频干扰频率; (3)根据系统的相角裕度要求, 选取滞后部分的频率 ω_a 。

3.2 补偿器设计

对于飞轮的摩擦干扰的补偿, 轮子的转速可测, 则可以采用如下补偿方式, 见图 1。

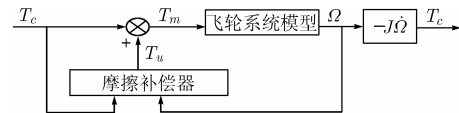


图 1 摩擦干扰补偿结构图

其摩擦补偿器如下: 针对摩擦模型设计状态观测器^[1]:

$$\begin{bmatrix} d\tilde{\Omega}/dt \\ d\tilde{T}_f/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -J^{-1}(T_m - D\tilde{\Omega} - \tilde{T}_f) + k_1(\tilde{\Omega} - \tilde{\Omega}) \\ k_2(\tilde{\Omega} - \tilde{\Omega}) \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} T_m &= T_c + \tilde{T}_f + D\tilde{\Omega} \\ \tilde{\Omega} &= -J^{-1}T_c \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

式中 k_1, k_2 为增益系数。

这样, 可以实时估计 $\tilde{T}_f, \tilde{\Omega}$, 则补偿输出为 $T_u = \tilde{T}_f + D\tilde{\Omega}$ 。

3.3 仿真实例分析

为了使问题简单明了, 分开来考虑, 即只考虑内摩擦与只考虑动不平衡干扰。

实例 1 考虑内摩擦干扰 考虑 3 个反作用轮正交安装的姿态控制系统, 并取卫星滚动、俯仰、偏航轴的转动惯量分别^[4]为 4616 kg·m², 2626 kg·m², 3155 kg·m²; 卫星轨道角速度 $\omega_o=0.001059$ rad/s。假设作用于卫星的干扰力矩为 $T_{dx} = A_0(3 \cos \omega_o t + 1)$, $T_{dy} = A_0(1.5 \sin \omega_o t + 3 \cos \omega_o t)$, $T_{dz} = A_0(3 \sin \omega_o t + 1)$, 并取 $A_0 = 10^{-5} \text{N} \cdot \text{m}$ 。

三通道PID控制器参数如下(按 K_P , K_I , K_D 顺序): 滚动通道(974, 1.69, 413); 俯仰通道(554, 0.96, 235); 偏航通道(665, 1.15, 282), 选取 $k_1=0.098$, $k_2=-1.32 \times 10^{-4}$, 阻尼系数 $D=0.0009 \text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}$, 轴承静止斜坡参数 $\beta=1220(\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{rad})^{-1}$, 库仑摩擦力矩 $T_c=0.009 \text{N} \cdot \text{m}$ 。可得补偿效果如图 2, 图 3 所示。

从仿真曲线可以看出, 加入观测补偿器后, 姿态角误差、姿态稳定性均得到了明显改善。

实例 2 考虑轮子的动不平衡干扰 卫星参数和控制系统参数同实例 1, 假设各个反作用轮子动不平衡度取 10^{-6} , 轮子的转动速度为 10r/min, 此时轮子的动不平衡干扰幅值可达 $4 \times 10^{-1} \text{N} \cdot \text{m}$, 根据系统的频域特性(主要是干扰的频域特性)设计校正网络为 $G(s) = (s + 1.2)(s + 50) / (s + 0.3)(s + 450)$, 这时得到姿态、姿态角速度如图 4, 图 5 所示。

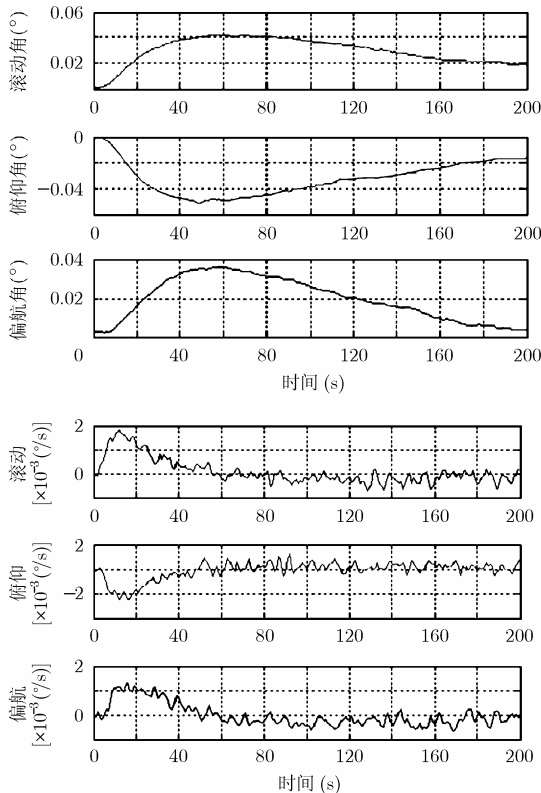


图 2 考虑内摩擦干扰没有进行补偿的情况

从仿真结果来看, 姿态角从 10^{-1} 提高到 2×10^{-3} , 姿态角速度从 5×10^{-2} 提高到 4×10^{-4} , 大大改善了卫星控制性能。

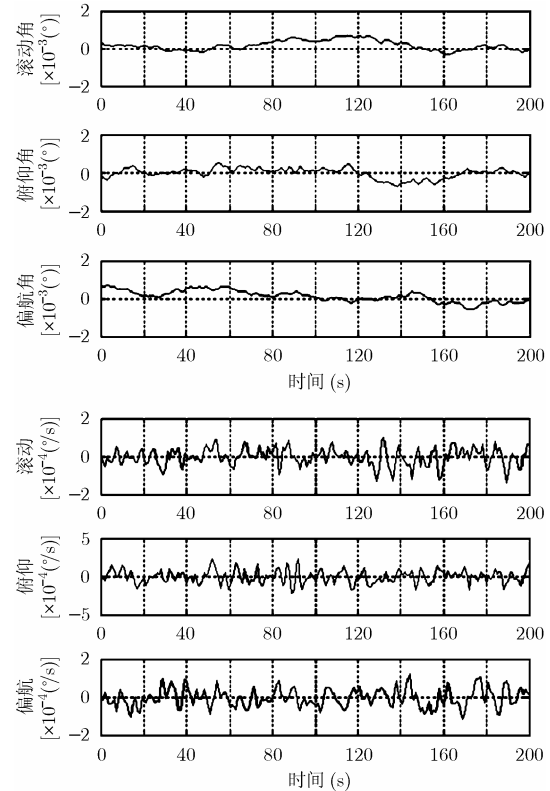


图 3 考虑内摩擦干扰且进行补偿后的情况

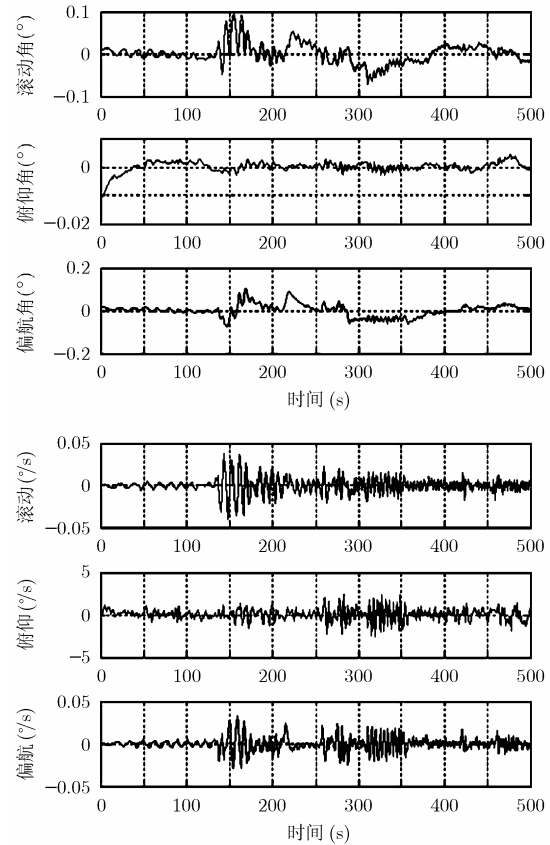


图 4 未加校正网络时卫星的姿态角和姿态角速度

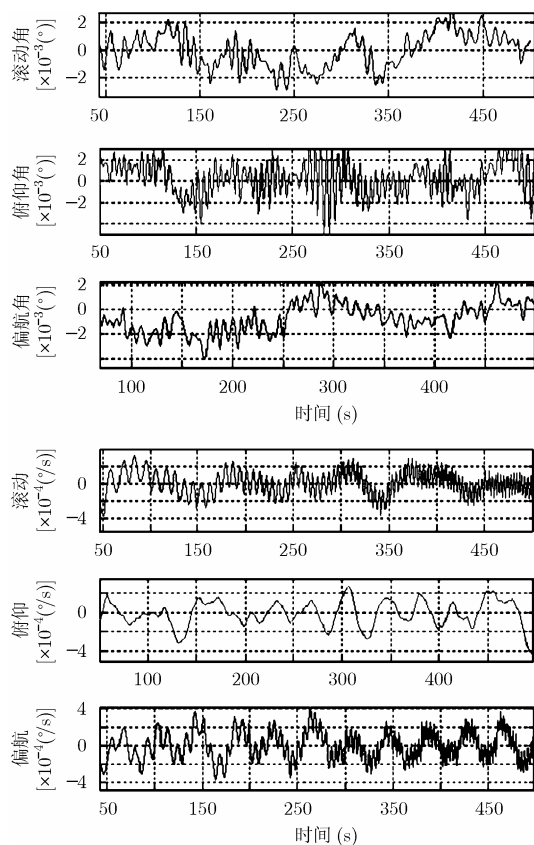


图 5 增加校正网络后卫星的姿态角和姿态角速度

4 结束语

对于高精度卫星而言, 由于内干扰的影响使卫星姿态精度和稳定度难以提高到一定程度, 因此, 对内干扰的抑制非常必要。本文对飞轮的内摩擦的补偿方法和对高频周期性的动不平衡干扰的抑制方法能够提高卫星的控制精度和稳定度, 因而, 它将为高精度卫星的发展有一定作用。

参考文献

- [1] John B S. Reaction wheel low-speed compensation using a dither signal [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1993, 16(4): 617-622.
- [2] 王炳全, 李瀛, 杨滢. 改善反作用轮低速性能的观测补偿器方法[J]. *空间科学学报*, 1999, 9(4): 362-367.
- [3] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1997: 16-36.
- [4] Interface control document for the Type-E reaction wheel assembly[R]. ITHACO Space Systems Inc, NY USA, February 18, 2000.

尹秋岩: 男, 1964年生, 在职博士生, 研究方向为系统建模与仿真.
 赵健康: 男, 1966年生, 副教授, 研究方向为飞行器导航、制导与控制、系统建模与仿真、飞行器并行工程等.
 戴金海: 男, 1943年生, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为飞行器设计、系统建模与仿真、虚拟飞行试验、计算机实时处理.