第19卷 第4期 空 间 科 学 学 报 Vol.19, No.4
1999 年 10月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE Oct., 1999

改善反作用轮低速性能的补偿观测器方法

王炳全 李 瀛 杨 涤
(哈尔滨工业大学航天工程与力学系 150001)

摘 要

基于 Dahl 摩擦模型，给出了用于卫星姿态三轴稳定控制的反作用轮低速动力学方程，就反作用轮转速过零对卫星姿态产生的扰动现象进行了分析．提出了一种利用非线性观测器估计摩擦力矩，并予以补偿的补偿观测器方法．仿真结果表明，该方法改善了反作用轮低速性能，提高了卫星姿态控制的指向精度和稳定度．

关键词 反作用轮低速摩擦－三轴姿态稳定控制－非线性观测器

1 引 言

利用 3 个正交安装的反作用轮进行卫星姿态控制，不仅具有控制精度高的优点，而且可以实现全星零动量，便于姿态机动、控制灵活．但由于轴承摩擦的存在，致使反作用轮转速过零时输出控制力矩与输入控制信号间的线性关系被破坏，出现非线性的低速摩擦效应，对卫星姿态产生较大的扰动，限制了该控制方式的实际应用．因此，反作用轮低速摩擦的补偿作为高精度卫星姿态控制的关键技术，必须得以有效解决．

关于反作用轮低速摩擦的补偿问题，国外学者做了一些研究．目前存在以下三种解决方案：(1) 在反作用轮输入信号上附加一个与转速同号的偏差信号，其幅值等于库仑摩擦力矩．这样做虽能改善低速性能，但由于轴承摩擦不是理想的库仑摩擦，当反作用轮在标称零转速实施控制时，补偿效果会下降，甚至失效．(2) 采用反作用轮转速的高增益反馈，但耗能较大，且在反馈增益增大至一定程度时会出现极限环振荡．(3) 利用附加高频振颤信号的方法，即当反作用轮转速低于门限值时在其输入端附加高频正弦振颤信号，将摩擦特性谐波线性化，以减小对姿态的扰动 [1]．与上述几种方法不同，本文针对低速摩擦的非线性动力学，利用非线性变增益状态观测器估计低速摩擦力矩，并予以补偿．该方法无需事先标定反作用轮的摩擦特性，即可有效减小低速摩擦对卫星姿态的影响．

2 反作用轮的低速动力学方程

被轴承支撑着的反作用轮除受飞轮电机的电磁驱动力矩外，还受轴承摩擦力矩的影响，反作用轮的转动受二者合力矩的支配．反作用轮对卫星本体的控制力矩是该合力矩的反作用力矩，而卫星姿态控制器欲施加的控制力矩实际上仅是其中的一部份，即电磁驱动

1999-01-08 收到原稿，1999-07-15 收到修定稿

力矩的反作用力矩，二者之间的关系如下：

$$T_{\mathrm{r}} = T_{\mathrm{c}} + T_{\mathrm{f}}. \tag{1}$$

其中，T_{r} 为卫星受到的实际控制力矩，T_{c} 为姿态控制器欲施加的控制力矩，T_{f} 为反作用轮摩擦力矩的反作用力矩．T_{c} 由反馈控制器根据卫星姿态偏差确定，T_{f} 主要包括轴承的固体摩擦力矩和润滑带来的粘性摩擦力矩与气动阻力矩．粘性摩擦力矩与气动阻力矩是随飞轮转速变化的，在飞轮转速较低的情况下相对很小，因此飞轮的低速摩擦特性主要由固体摩擦决定．Dahl 于 1968 年通过理论分析和实验给出了两个固体间的摩擦模型，即 Dahl 模型 [1]．该模型的正确性已被广泛验证，美国的“陆地卫星-D”设计时就采用该模型来考虑飞轮摩擦问题 [2]．考虑飞轮电机特性和低速摩擦效应，反作用轮的动力学模型如图 1 所示．

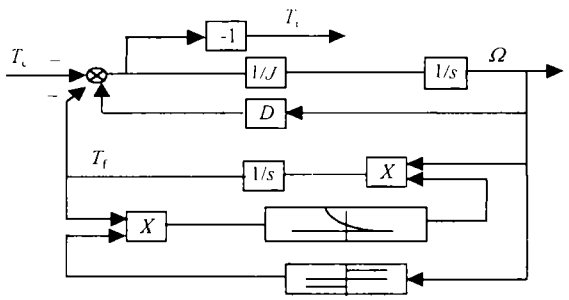


图 1　反作用轮的低速动力学模型

Fig.1　The reaction wheel's low speed dynamics model

图 1 中各参数的意义及取值如表 1 所示 [1]，相应的状态方程如 (2) 式所示．

表 1　某型号反作用轮的性能指标

参数	值	单位
转动惯量 J	0.043	$\mathrm{kg{\cdot}m^2}$
阻尼系数 D	0.009	N·m·s/rad
轴承静止斜坡参数 β	12 200	1/N·m·rad
库仑摩擦力矩 $T_{\mathrm{f_0}}$	0.014	N·m
数字转速测量精度	1.46	r/min
最大转速	±6 000	r/min

$$\begin{bmatrix} \dot{\Omega} \\ \dot{T}_{\mathrm{f}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -J^{-1}(T_{\mathrm{f}} + D\Omega + T_{\mathrm{c}}) \\ \beta\Omega(T_{\mathrm{f}}\mathrm{sign}\,(\Omega) - T_{\mathrm{f_0}})^2 \end{bmatrix}. \tag{2}$$

其中，sign (·) 为符号函数，Ω 为飞轮转速．显然，$\Omega = T_{\mathrm{f}} = 0$ 是 (2) 式的一个平衡点，在该平衡点处将 (2) 式展开：

$$\begin{bmatrix} \dot{\Omega} \\ \dot{T}_{\mathrm{f}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -J^{-1}D & -J^{-1} \\ \beta T_{\mathrm{f_0}}^2 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega \\ T_{\mathrm{f}} \end{bmatrix} + o(x). \tag{3}$$

这里，令 $x=[\Omega,T_{\mathrm{f}}]^{\mathrm{T}}$, $o(x)$ 表示高阶小量. 由于 $\lim\limits_{|x|\to 0}\dfrac{|o(x)|}{|x|}=0$, 因此可根据 (3) 式的线性部分来判断 (2) 式的稳定性 [3]. 显然，在 $\Omega=T_{\mathrm{f}}=0$ 处 (2) 式是稳定的，这表明低速摩擦具有使反作用轮趋于静止的特性.

3 反作用轮低速摩擦对卫星姿态扰动现象分析

利用反作用轮进行卫星对地姿态三轴稳定控制时，由于外界环境干扰，会使反作用轮转速过零. 在此情况下，摩擦力矩随飞轮转速的变化曲线如图 2 所示.

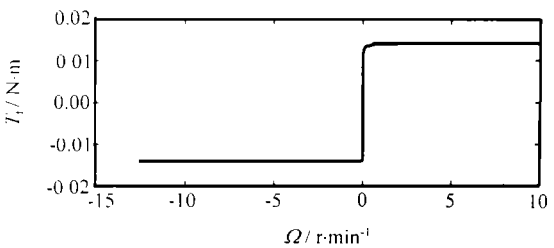


图 2 T_{f}-Ω 关系曲线

Fig.2 The T_{f}-Ω relation curve

从图 2 可以看出，在反作用轮转速较高时摩擦特性近似表现为库仑摩擦，当转速过零时，摩擦力矩出现突变. 如果此时反作用轮的输入信号 (相应于飞轮的电磁驱动力矩) 不足以克服摩擦力矩，飞轮将静止不动，对卫星姿态失去控制作用，直到建立起足够大的输入信号，即姿态控制器输出的控制力矩. 这样在飞轮挣脱摩擦束缚恢复控制作用前，卫星姿态会出现偏差，偏差的大小与采用反作用轮的摩擦特性及卫星转动惯量的大小有关.

4 补偿观测器的设计

现将 (2) 式简化为如下形式:

$$\begin{bmatrix}\dot{\Omega}\\ \dot{T}_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-J^{-1}(T_{\mathrm{f}}+D\Omega+T_{\mathrm{c}})\\ 0\end{bmatrix}. \tag{4}$$

显然，(4) 式为线性系统，其中 Ω 是可直接测量的. 针对 (4) 式设计状态观测器，有

$$\begin{bmatrix}\dot{\widehat{\Omega}}\\ \dot{\widehat{T}}_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-J^{-1}(\widehat{T}_{\mathrm{f}}+D\widehat{\Omega}+T_{\mathrm{c}})+k_1(\Omega-\widehat{\Omega})\\ k_2(\Omega-\widehat{\Omega})\end{bmatrix}. \tag{5}$$

其中，k_1 和 k_2 为观测器增益系数. 根据线性系统观测器的理论可知，通过合理地选择 k_1 和 k_2, 可以获得对 (4) 式状态的观测，观测性能完全由 k_1 和 k_2 决定. 下面讨论 (5) 式所示的观测器亦能实现对 (2) 式所示非线性系统状态的观测.

令 $\hat{\boldsymbol{x}}=[\Omega,T_{\mathrm{f}}]^{\mathrm{T}}$, $\tilde{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{x}-\hat{\boldsymbol{x}}$, 则根据 (2) 式和 (5) 式，知

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{x}}}=\boldsymbol{A}_0\tilde{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{u}, \tag{6}$$

其中，$\boldsymbol{A}_0=\begin{bmatrix}-k_1-J^{-1}D & -J^{-1}\\ -k_2 & 0\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{u}=\begin{bmatrix}0\\ \beta\Omega(T_{\mathrm{f}}\mathrm{sign}\,(\Omega)-T_{\mathrm{f}_0})^2\end{bmatrix}$. 求解 (6) 式得，

$$\tilde{\boldsymbol{x}}(t)=\tilde{\boldsymbol{x}}(0)\mathrm{e}^{\boldsymbol{A}_0 t}+\int_0^t \mathrm{e}^{\boldsymbol{A}_0(t-\tau)}\boldsymbol{u}(\tau)\mathrm{d}\tau. \tag{7}$$

令 $\lambda=\max_i(\lambda_i)$，$\lambda_i$ 为矩阵 $\boldsymbol{A}_0$ 的特征值，为讨论方便，不妨设 λ_i 均为实数. 由线性系统观测器理论可知，通过合理地选择 k_1,k_2，可使 $\lambda_i<0$. 从图 2 可以看出，$\boldsymbol{u}$ 为有界函数，即存在常数 C，使 $|u|\leqslant C$，再结合 (7) 式，知

$$|\tilde{\boldsymbol{x}}(t)|\leqslant|\tilde{\boldsymbol{x}}(0)|\mathrm{e}^{\lambda t}+C\int_0^t \mathrm{e}^{\lambda(t-\tau)}\mathrm{d}\tau, \tag{8}$$

进一步积分，得

$$|\tilde{\boldsymbol{x}}(t)|\leqslant\left[|\tilde{\boldsymbol{x}}(0)|+\frac{C}{\lambda}\right]\mathrm{e}^{\lambda t}-\frac{C}{\lambda}, \tag{9}$$

则当 $t\to\infty$ 时，$|\boldsymbol{x}(t)|\leqslant -C/\lambda$. 可见 (5) 式所示的状态观测器能够实现对 (2) 式所示非线性系统状态的观测，且稳态误差和收敛速度均由 λ 决定，可通过 k_1 和 k_2 的选择来调整.

进一步，考虑到飞轮转速测量噪声的影响. 在飞轮转速较高时，选取 k_1 和 k_2 的值使观测器具有较低的截止频率，以衰减测量噪声的影响，在飞轮转速较低时，为很好地跟踪变化较快的 T_{f}，选取 k_1 和 k_2 值使观测器具有较高的截止频率，以提高收敛速度. 此时虽然存在测量噪声的影响，但却有效地补偿了低速摩擦的影响，总体效果是有利的. 针对本文给出的飞轮参数，选取观测器增益切换转速 $\Omega_{\mathrm{c}}=0.08\,\mathrm{rad/s}$，当 $|\Omega|\geqslant\Omega_{\mathrm{c}}$ 时，取 $k_1=3.7907$，$k_2=-0.00043$；当 $|\Omega|<\Omega_{\mathrm{c}}$ 时，取 $k_1=1.2047$，$k_2=-0.043$. 由于 $\Omega_{\mathrm{c}}=0.08\,\mathrm{rad/s}$，小于飞轮转速的测量精度 $0.15\,\mathrm{rad/s}$，因此，进行观测器增益切换时，根据的是观测器输出的飞轮转速估值 $\hat{\Omega}$.

5　仿真结果与分析

利用上述反作用轮实现卫星姿态对地三轴稳定控制，卫星的特性参数如表 2 所示 [1]. 此时，滚转轴和偏航轴的反作用轮工作在标称零转速状态，俯仰轴的反作用轮工作在偏置状态. 不考虑卫星姿态测量误差，考虑如 (10) 式所示的重力梯度和气动干扰力矩作用下进行仿真 [4]. 仿真结果如图 3、图 4 所示. 图中实线表示滚转通道，虚线表示偏航通道，因在所考察时间内俯仰通道的反作用轮转速未过零，所以仿真结果中未记录.

表 2　卫星的特性参数

参　数	值	单位
滚转轴的转动惯量	4616	$\mathrm{kg\cdot m^2}$
俯仰轴的转动惯量	2626	$\mathrm{kg\cdot m^2}$
偏航轴的转动惯量	3155	$\mathrm{kg\cdot m^2}$
轨道角速度	0.001059	rad/s

$$\begin{cases} T_{dx} = A_0(3\cos\omega_0 t + 1), \\ T_{dy} = A_0(1.5\sin\omega_0 t + 3\cos\omega_0 t), \\ T_{dz} = A_0(3\sin\omega_0 t + 1). \end{cases} \tag{10}$$

这里，取幅值 $A_0 = 10^{-5}$N·m, ω_0 为轨道角速度，下标 x, y, z 分别表示滚转、俯仰和偏航.

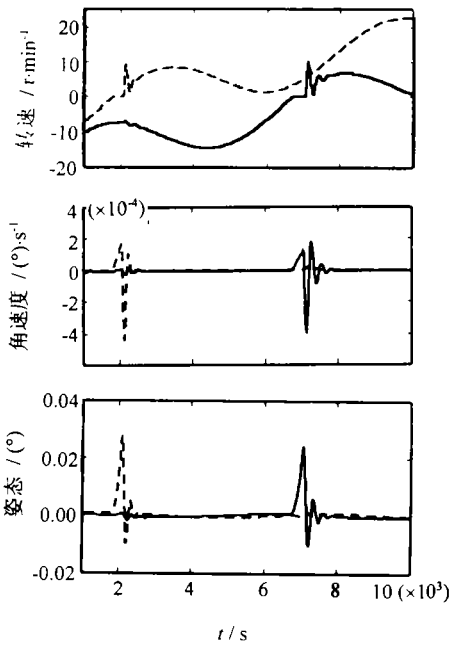


图 3 未补偿飞轮转速、姿态和姿态角速度曲线

Fig.3 Uncompensated reaction wheels' speed, attitude angle and angular speed time history

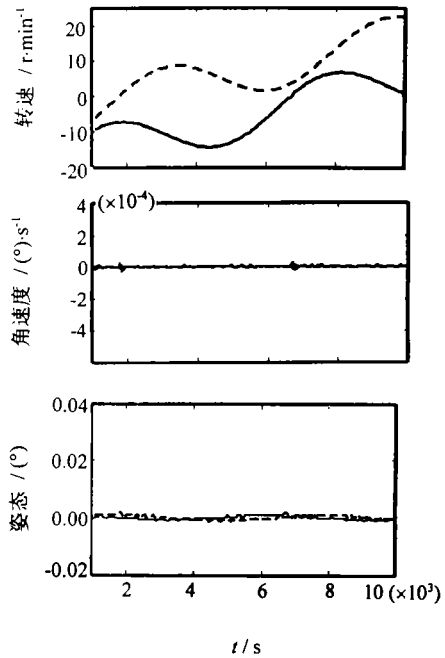


图 4 补偿的飞轮转速、姿态和姿态角速度曲线

Fig.4 Compensated reaction wheels' speed, attitude angle and angular speed time history

从仿真结果可以看出，滚转通道和偏航通道的反作用轮分别在 6705 s 和 1780 s 转速过零，分别被低速摩擦捕获 295 s 和 345 s, 直到建立起足够大的控制力矩. 这样在反作用轮挣脱摩擦束缚恢复控制作用前，卫星姿态将出现偏差. 从图 3 中可以看出，滚转和偏航通道分别出现了 $3.9\times10^{-4}(°)/s$ 和 $5.2\times10^{-4}(°)/s$ 的最大姿态速度偏差，0.024° 和 0.028° 的最大角度偏差. 而采用补偿观测器进行补偿后，从图 4 可以看出，反作用轮被捕获的时间大大缩短，只有十几秒，从而有效地提高了姿态控制性能，姿态速度偏差最大不超过 $0.4\times10^{-4}(°)/s$, 角度偏差最大不超过 0.002°. 可见，虽然进行低速摩擦补偿时，存在飞轮转速测量噪声带来的姿态扰动，但能有效地补偿低速摩擦的干扰，可将姿态控制性能提高十几倍.

6 结　论

依据具有 Dahl 摩擦特性的反作用轮低速动力学模型，对反作用轮转速过零产生卫星姿态扰动的现象进行了分析. 在此基础上提出的补偿观测器方法，能够有效地估计出反作用轮摩擦力矩，同时为减小飞轮转速测量噪声的影响，观测器采用分段增益. 仿真分析结果表明，该措施能将反作用轮低速摩擦对卫星姿态的影响减小十几倍.

参　考　文　献

[1] Stetson J B Jr. Reaction wheel low-speed compensation using a dither signal. *J. Guid. Contr. Dyn.*, 1993, **16**(4):617—622

[2] Iwens R P *et al.* Design Study for Landsat-D Attitude Control System. N77-24171, 1977

[3] 曾癸铨编著. 李雅普诺夫直接法在自动控制中的应用. 上海：上海科学技术出版社，1985. 34—42

[4] 林来兴，蒋维禧. 零动量和偏置动量混合三轴姿态控制. 控制工程，1984, (2):2—9

A COMPENSATION OBSERVER METHOD FOR THE IMPROVEMENT OF PERFORMANCE OF LOW- SPEED REACTION WHEEL

WANG Bingquan　LI Ying　YANG Di

(*Department of Aerospace and mechanics, Harbin Institute of Technology*, 150001)

Abstract

The dynamic equation of the low-speed reaction wheel used to stabilize a satellite's three-axis attitude is put forward on the base of Dahl friction model, and according to this the phenomenon that the reaction wheel's speed crossing zero disturbs satellites attitude is analyzed. A nonlinear observer is used to estimate the friction torque in order to compensate it. Simulation results prove that this method can compensate the reaction wheel low-speed friction, and improve attitude pointing accuracy and stability.

Key words　Reaction wheel low-speed friction, Three-axis attitude stability control, Nonlinear observer