

利用气动力矩卸载动量轮的策略

张学钢^{1,2,3}, 朱振才^{2,4†}, 陈宏宇^{2,4}, 刘善伍²

(1. 中国科学院上海微系统与信息技术研究所, 上海 200050; 2. 上海微小卫星工程中心, 上海 201003;
3. 中国科学院大学, 北京 100049; 4. 上海科技大学信息学院, 上海 201010)

摘要: 根据环境力矩的特点, 针对轨道高度 500 km 以下的一类卫星, 提出一种全新的利用气动力矩卸载动量轮的策略, 通过对卫星已有机构的功能复用在不增加执行机构的基础上实现卸载, 极大地改善了磁力矩器卸载引入的电磁环境与姿态抖动问题. 卸载策略既可以独立使用, 也可以作为备份与其他卸载方案混合使用, 具有重要的工程实践意义. 仿真结果表明, 卸载策略能够在不影响卫星整体功能的前提下实现动量轮的卸载.

关键词: 气动力矩; 空间环境力矩; 动量轮卸载; 功能复用

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Strategy for momentum wheels unloading utilizing aerodynamic torque

ZHANG Xue-gang^{1,2,3}, ZHU Zhen-cai^{2,4†}, CHEN Hong-yu^{2,4}, LIU Shan-wu²

(1. Shanghai Institute of Microsystem and Information Technology, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200050, China; 2. Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201003, China; 3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 4. School of Information Science & Technology, Shanghai Technology University, Shanghai 201010, China)

Abstract: The paper proposes a novel strategy of unloading momentum wheels utilizing momentum wheels aerodynamic torque for satellites with orbit below 500km, based on the character of the space environment torque. Unloading is completed by multiplexing the existing mechanism without any new mechanism. The electromagnetic interference and attitude tremble introduced by magnetic torquer unloading are reduced greatly. The proposed strategy can be used separately or used with other unloading strategies as backup, which has significant importance in engineering. Simulation results show that the proposed strategy works well without impacting satellite performance.

Keywords: aerodynamic torque; space environment torque; momentum wheels unloading; function multiplexing

0 引言

在现代航天工程中, 动量轮加磁力矩器已经成为姿态控制系统的标准设计思路: 动量轮通过动量交换的方式吸收储存空间中干扰力矩造成的角动量扰动, 然后通过磁力矩器对动量轮进行卸载^[1-6]. 这种控制系统结构简单且可靠性高, 能够满足多数卫星的任务需求, 在现代航天工程中被广泛采用.

卫星在轨运行时所处空间环境较为复杂, 会对卫星姿控系统造成影响的主要有地球引力场、地磁场、太阳光压和稀薄大气等. 在现代航天工程中, 除重力梯度稳定卫星^[7]等, 在进行姿控系统设计时, 各种环境力矩均作为扰动力矩处理, 成为动量轮需要卸载的主要原因之一. 另外, 由于环境力矩建模的不确定性,

为了保证系统在轨运行的可靠性, 在进行系统设计时需要保留足够的控制裕度, 造成控制系统性能浪费和精度下降.

本文根据空间环境力矩的特点, 针对轨道高度在 500 km 以下的卫星, 设计一种全新的利用气动力矩卸载动量轮的策略.

与工程中普遍采用的磁力矩器卸载方法相比, 气动力矩卸载策略充分利用了空间环境力矩, 通过对卫星已有机构的功能复用, 不需配置额外执行机构便可实现卸载. 此外, 与磁力矩器的脉冲式工作方式不同, 气动力矩持续作用的缓变特性不仅会造成卫星的姿态抖动, 还可以改善卫星的电磁环境. 气动力矩卸载策略既可以独立应用, 也可以作为备份与其他卸载策

收稿日期: 2017-05-09; 修回日期: 2017-09-04.

责任编辑: 张维海.

作者简介: 张学钢(1990—), 男, 博士生, 从事卫星动力学与控制的研究; 朱振才(1963—), 男, 研究员, 博士, 从事卫星总体设计、姿态与轨道控制仿真等研究.

†通讯作者. E-mail: zczhu@hotmail.com

略混合使用,具有重要的工程应用意义。

1 空间环境力矩建模

分析空间环境对卫星姿态的影响是卫星姿控系统设计的主要内容之一。卫星在轨时需要考虑的环境力矩主要有重力梯度力矩、地磁力矩、太阳光压力矩和气动力矩等^[8-10]。

1.1 重力梯度力矩

重力梯度力矩是由于处于地球引力场内的卫星各质点所受引力的差别而对卫星的质心产生的力矩^[11]。在卫星本体坐标系,重力梯度力矩的表达式为

$$\mathbf{T}_g = \frac{3\mu}{4}(\mathbf{E} \times \mathbf{IE}). \quad (1)$$

其中: $\mu = 398\,600.44 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 为地心引力常数, \mathbf{I} 为卫星的惯量矩阵, $\mathbf{E} = -\mathbf{r}/r$ 为卫星指向地心的单位矢量。

1.2 地磁力矩

地磁力矩是由于卫星上电子仪表和姿控用磁矩线圈产生的剩余磁场和地磁场相互作用产生的力矩。地磁力矩的表达式为

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{M}_m \times \mathbf{B}. \quad (2)$$

其中: \mathbf{M}_m 为卫星的剩余磁矩, \mathbf{B} 为地磁场的磁场强度,可以通过计算模式IGRF得到^[12-13]。

1.3 太阳光压力矩

太阳光压力矩是太阳辐射作用在卫星表面上产生的力矩。太阳光压在数值上等于太阳辐射动量的变化率^[14]。太阳光压力矩的表达式为

$$\mathbf{F} = -P(1 + \nu)S \cos^2 \delta \mathbf{n} + P(1 - \nu)S \sin \delta \cos \delta \mathbf{t}, \quad (3)$$

$$\mathbf{T}_{\text{sun}} = \boldsymbol{\rho} \times \mathbf{F}. \quad (4)$$

其中: P 为太阳光压系数, ν 为表面反射系数, S 为太阳照射表面积, δ 为太阳入射角, \mathbf{n} 和 \mathbf{t} 为受照射面的法向和切向单位矢量, $\boldsymbol{\rho}$ 为卫星质心到太阳光压作用点的矢径。

1.4 气动力矩

气动力矩是由于稀薄大气分子撞击卫星表面产生的力矩。对于轨道高度500 km以下的卫星,气动力矩是主要的空间环境力矩^[15]。采用动量转换原理建立气动力撞击模型,可以得到气动力矩的表达式为

$$\mathbf{F}_{\text{aero}} = -\frac{1}{2}C_d \rho S (\mathbf{n} \cdot \mathbf{v}_s) \mathbf{v}_s, \quad (5)$$

$$\mathbf{T}_{\text{aero}} = \mathbf{L} \times \mathbf{F}_{\text{aero}}. \quad (6)$$

其中: C_d 为阻力系数, ρ 为大气密度, S 为迎流面面积, \mathbf{n} 为迎流面发现矢量, \mathbf{L} 为卫星质心到气动力作用点的矢径,卫星表面迎流速度

$$\mathbf{v}_s = \mathbf{R}_{bi}(\mathbf{v}_{\text{sate}}^i - \mathbf{v}_{\text{aero}}^i) = \mathbf{R}_{bi}(\mathbf{v}_{\text{sate}}^i - \boldsymbol{\omega}_{\text{aero}} \times \mathbf{r}), \quad (7)$$

\mathbf{R}_{bi} 为惯性系到卫星本体系的转换矩阵, $\mathbf{v}_{\text{sate}}^i$ 为卫星运动速度, $\boldsymbol{\omega}_{\text{aero}}$ 为稀薄大气的旋转角速度。

2 气动力矩卸载策略

现代航天工程中,应用最广泛的姿态控制系统设计是动量轮交换吸收扰动角动量,磁力矩器卸载动量轮。这种设计虽然被广泛应用,但是仍存在无法避免的缺陷:磁力矩器在卸载时会产生较强的磁场,此外脉冲式工作方法会引入姿态抖动的问题。

针对磁力矩器卸载的缺陷,基于空间环境力矩的特点,对于轨道高度低于500 km的卫星,本文提出了一种利用气动力矩卸载动量轮的策略。以图1所示的一类常见的卫星结构为例,气动力矩卸载动量轮策略通过对帆板的功能复用,利用气动力矩、地磁力矩分别实现对卫星的滚动和偏航通道、俯仰通道的卸载。

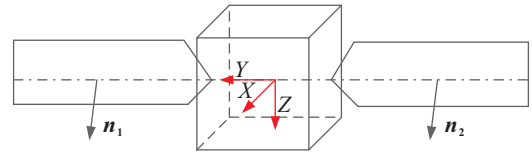


图1 卫星结构示意图

2.1 滚动和偏航通道

假设卫星每侧帆板的面积为 S_{sd} ,标称角动量为 \mathbf{h}_{s0} ,滚动和偏航通道的卸载算法流程如下:

1) 计算太阳矢量在卫星本体坐标系 XOZ 平面内的投影反方向单位矢量 \mathbf{n} 。

2) 计算每侧帆板引入的气动力矩。

由式(5)~(7),结合图1所示卫星结构,得到卫星两侧帆板引入的气动力矩的表达式

$$\mathbf{T}_{\text{sailbd1}} = -\frac{1}{2}C_d \rho S_{sd} (\mathbf{n}_1 \cdot \mathbf{v}_s) \mathbf{L}_1 \times \mathbf{v}_s, \quad (8)$$

$$\mathbf{T}_{\text{sailbd2}} = -\frac{1}{2}C_d \rho S_{sd} (\mathbf{n}_2 \cdot \mathbf{v}_s) \mathbf{L}_2 \times \mathbf{v}_s, \quad (9)$$

其中 \mathbf{L}_1 和 \mathbf{L}_2 是卫星质心到气动力作用点的矢量。不失一般性,假设卫星的质心在坐标原点,则 $\mathbf{L}_1 = (0 \ l \ 0)^T = -\mathbf{L}_2$ 。

3) 计算因两侧帆板的指向不对称引入的差分气动力矩

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{T}_{\text{sailbd}} &= \mathbf{T}_{\text{sailbd1}} + \mathbf{T}_{\text{sailbd2}} = \\ &= -\frac{1}{2}C_d \rho S_{sd} [(\mathbf{n}_1 \cdot \mathbf{v}_s) \mathbf{L}_1 + (\mathbf{n}_2 \cdot \mathbf{v}_s) \mathbf{L}_2] \times \mathbf{v}_s = \\ &= -\frac{1}{2}C_d \rho (-1 \ 0 \ 1) \mathbf{v}_s (\mathbf{n}_1 - \mathbf{n}_2)^T \mathbf{v}_s. \end{aligned} \quad (10)$$

4) 计算角动量与标称值的差

$$\Delta \mathbf{h}_s = (dh_x \ dh_y \ dh_z) = \mathbf{h}_s - \mathbf{h}_{s0}. \quad (11)$$

5) 卸载逻辑判断

$$dh = \max(dh_x, dh_z). \quad (12)$$

对 dh 进行卸载逻辑判断, 若不需卸载, 则本次循环结束, 否则继续.

6) 计算提供卸载力矩所需的帆板转角,

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{T}_{\text{sailbd}}(i) = \frac{dh}{dT}; \\ \mathbf{n}_1 = \mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{n}; \\ \mathbf{n}_1 = \mathbf{R}_y(-\theta)\mathbf{n}. \end{cases} \quad (13)$$

其中: $i = 1$ 或 3 , dT 为期望卸载时长, $\mathbf{R}_y(\theta)$ 为绕 Y 轴旋转 θ 角的旋转矩阵, 有

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (14)$$

以上就是滚动和偏航通道的卸载算法流程. 但是, 在步骤6)中有可能出现求解得到的 θ 角较大造成帆板光照条件变差而影响卫星的能源状况. 对此, 有两种解决方案:

方案A 增加算法进行卸载的约束条件, 仅在地影区进行卸载, 在太阳照射区将角动量扰动暂时存储在动量轮中.

方案B 进行卸载的条件不变, 依据卫星的能源状况计算出可以接受的帆板转角阈值 θ_{\max} , 对方程(13)增加约束条件

$$\theta = \begin{cases} \theta_{\max}, & \theta \geq \theta_{\max}; \\ -\theta_{\max}, & \theta \leq -\theta_{\max}; \\ \theta, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (15)$$

综上所述, 滚动和偏航通道的两种卸载方案流程可总结如图2所示.

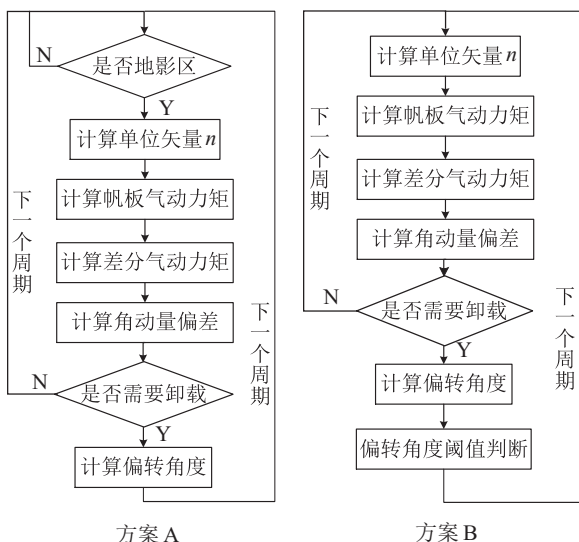


图2 滚动和偏航通道卸载流程

2.2 俯仰通道

由式(10)可以发现, 差分气动力矩无法在俯仰通道提供力矩, 因此俯仰通道的卸载需要借助于地磁力矩实现. 在硬件上仅需要在卫星的 Z 轴或 X 轴方向配置一个小磁矩的磁力矩器即可. 俯仰通道卸载流程如下:

1) 由式(11)得到俯仰通道角动量偏差 dh_y .

2) 对 dh_y 进行卸载逻辑判断, 若不需要卸载, 则本次循环结束, 否则继续.

3) 计算磁力矩器需要输出的磁矩方向 D_M , 当磁力矩器在 Z 轴时, 有

$$D_M = -\text{sign}(dh_y) \cdot \text{sign}(B_{bx}); \quad (16)$$

当磁力矩器在 X 轴时, 有

$$D_M = -\text{sign}(dh_y) \cdot \text{sign}(B_{bz}). \quad (17)$$

其中: $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数, B_{bx} 和 B_{bz} 为地磁矢量在本体系下的分量.

3 卸载策略分析

3.1 俯仰通道与滚动/偏航通道的耦合

俯仰通道的卸载会耦合到滚动或偏航通道, 当俯仰通道使用的磁矩较大时影响会较为明显. 为了消除这种影响, 对式(11)进行如下修正:

$$\Delta \mathbf{h}_s = \mathbf{h}_s + D_M \mathbf{P}_0 \times \mathbf{B}_b - \mathbf{h}_{s0}, \quad (18)$$

其中 $\mathbf{P}_0 = (0 \ 0 \ P_0)^T$ 或 $(0 \ P_0 \ 0)^T$, \mathbf{P}_0 是俯仰通道使用的磁矩.

3.2 卸载策略的约束条件

卫星所处空间环境中大气密度稀薄, 卸载策略所能利用的气动效应相对有限, 因此存在一定的适用范围限制. 下文将讨论使用气动力矩卸载策略的约束条件.

从卫星在轨长期运行维持角动量平衡的角度, 气动力矩卸载策略在滚动和偏航通道满足式(19)的约束条件. 其中: T_0 为卫星的轨道周期, T_1 为一个轨道周期内的太阳照射区时长, T_c 为进行卸载的时长, 满足 $0 \leq T_c \leq T_0$.

$$\begin{aligned} & \left\| \int_{T_0} (\mathbf{T}_g + \mathbf{T}_m) dt + \int_{T_1} \mathbf{T}_{\text{sun}} dt + \right. \\ & \left. \int_{T_0 - T_c} \mathbf{T}_{\text{aero}} dt \right\| \leq \\ & \left\| \int_{T_c} \Delta \mathbf{T}_{\text{aero}} dt \right\|. \end{aligned} \quad (19)$$

从卫星瞬时角动量角度, 卫星姿态进行大角度快速机动时会在短时间内与动量轮进行大幅度角动量交换, 为了维持动量轮的转速, 气动力矩卸载策略要在滚动和偏航通道满足约束条件

$$\|\Delta h\| \leq \left\| \int_{\Delta T} \Delta T_{aero} dt \right\| \quad (20)$$

其中: Δh 为卫星与动量轮交换的角动量, ΔT 为卫星控制系统对于卸载持续时间的约束指标.

此外, 气动力矩的大小还受到卫星帆板偏转角度的约束. 较大的偏转角度虽然能够提供更大的气动力矩, 但是会影响卫星能源的获取, 所以要综合卫星整体状态选择帆板偏转角度阈值. 理论分析表明, 当偏转角度达到 20° 时, 帆板的有效照射面积仍高于未偏转状态的 94%.

当以上约束条件不满足时, 气动卸载策略无法独立完成卸载任务, 此时需要采用其他卸载策略(例如磁力矩器卸载等)来替代气动卸载策略或者共同完成卸载.

4 仿真验证

选取某型号卫星进行仿真验证, 参数为: 本体尺寸 $30\text{ cm} \times 30\text{ cm} \times 30\text{ cm}$, 帆板尺寸 $30\text{ cm} \times 90\text{ cm}$, 卫星轨道为倾角 98° 的 400 km 圆轨道, 动量轮配置方式为 3 正 1 斜. 方案 A 设置偏转角度阈值 $\theta_{\max} = 27^\circ$, 方案 B 设置偏转角度阈值 $\theta_{\max} = 7^\circ$. 卫星 Z 轴方向配置一个磁矩为 $0.2\text{ A} \cdot \text{m}^2$ 的磁力矩器.

图 3 展示了卫星在轨运行 20 000 s 内所受气动力矩、地磁力矩和太阳光压力矩的大小和变化情况.

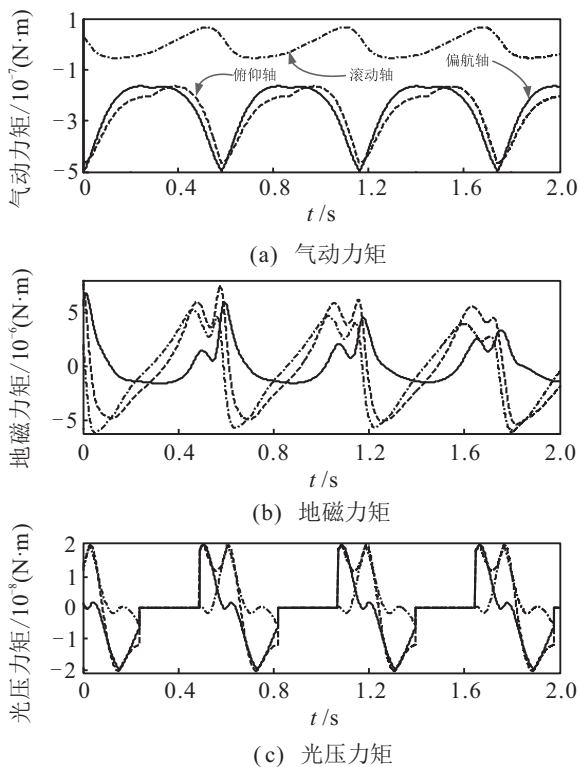


图 3 环境力矩

图 4(a) 和 4(b) 展示了无卸载和磁力矩器卸载时动量轮的转速与标称值之差的变化情况. 可以看出,

无卸载时动量轮转速呈振荡发散趋势, 动量轮转速很快饱和并从而造成卫星姿态失控, 通过卸载可以长时间保持动量轮的转速只做小幅波动, 保证了动量轮姿态控制的功能. 图 4(c) 和 4(d) 是利用气动力矩卸载方案 A 和方案 B 时动量轮转速的变化情况. 可以发现, 2 种卸载方案都很好地实现了动量轮的卸载.

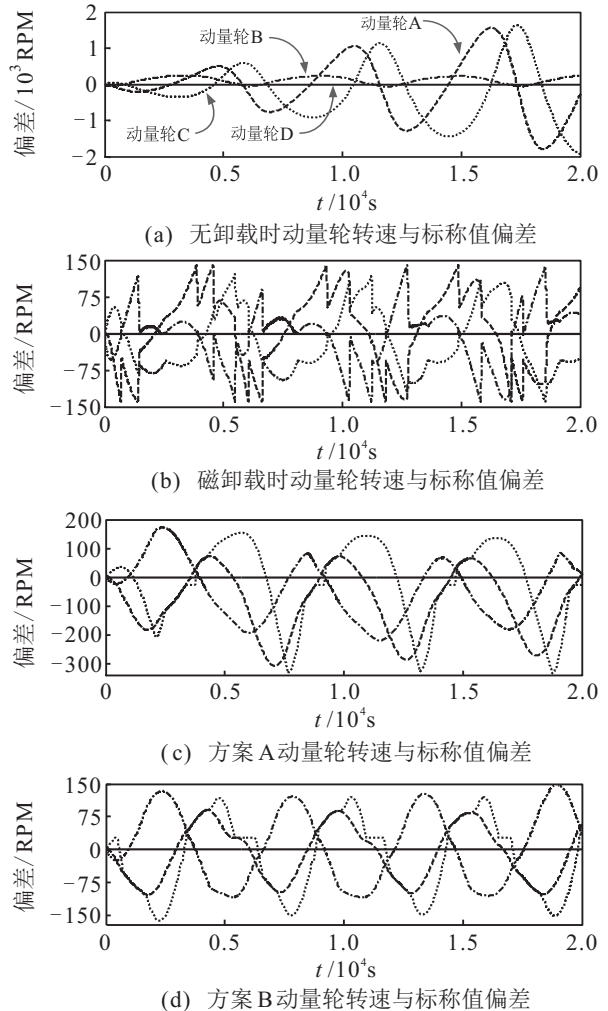


图 4 不同卸载条件下动量轮的转速变化

在图 4 中仍可以发现一些不同之处. 首先, 虽然都是利用气动力矩进行卸载, 但方案 A 的转速变化幅值比方案 B 要大一些. 这是因为方案 A 需要将每轨太阳照射区的扰动角动量先存储在动量轮中, 在卫星进入地影区才进行卸载. 另外, 经对比可以发现, 利用气动力矩卸载时转速变化比磁力矩器卸载更平缓, 这就是利用气动力矩卸载可以降低卸载造成的卫星姿态抖动的原因.

另外, 为了验证不同轨道对卸载效果的影响, 图 5(a) 和图 5(b) 为轨道倾角 20° 时的卸载效果, 图 5(c) 和图 5(d) 为轨道倾角 60° 时的卸载效果. 可以发现, 虽然不同轨道对卸载效果有所影响, 但利用气动力矩仍可以很好地完成卸载.

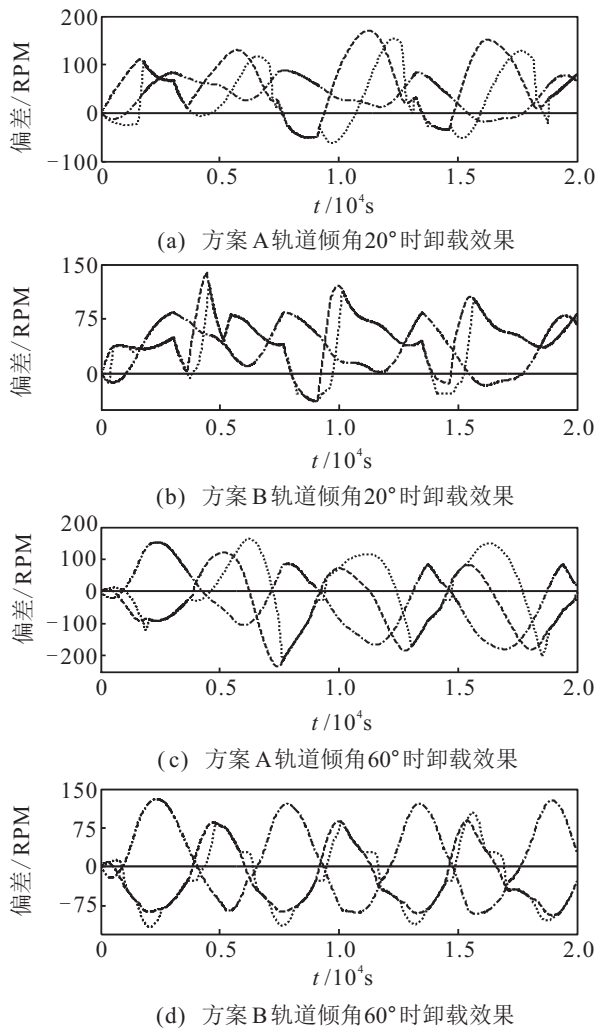


图5 轨道倾角20°和60°时卸载效果

5 结论

本文提出的利用气动力矩卸载动量轮的策略,从一个新的角度看待并解决动量轮的卸载问题,通过对卫星上已有机构的复用,在不增加额外执行机构、不影响卫星功能的前提下实现了动量轮的卸载.利用气动力矩卸载动量轮可以极大地降低磁力矩器卸载带来的姿态抖动和电磁环境干扰问题,还可以作为备份卸载方案,具有重要的工程实践意义.

参考文献(References)

[1] 马雪, 韩东, 汤亮. 电推进卫星角动量卸载研究[J]. 中国空间科学与技术, 2016, 36(1): 70-76.
(Ma X, Han D, Tang L. Study on moment dumping of electric propulsion satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2016, 36(1): 70-76.)

[2] 崔培玲, 张颖. 采用DGCMG的敏捷卫星姿态/角动量联合控制[J]. 电光与控制, 2013, 20(1): 49-55.
(Cui P L, Zhang Y. Attitude and momentum control of agile satellite using DGCMG[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(1): 49-55.)

[3] 张军, 马艳红, 何英姿. 空间站组合体惯性系内角动量管理控制[J]. 空间控制技术与应用, 2010, 36(6): 1-5.
(Zhang J, Ma Y H, He Y Z. Momentum management

control of space station complex in inertial reference[J]. Aerospace Control and Application, 2010, 36(6): 1-5.)

[4] Bogachev A V, Vorob'eva E A, Zubov N E, et al. Unloading angular momentum for inertial actuators of a spacecraft in the pitch channel[J]. J of Computer and Systems Sciences International, 2011, 50(3): 483-490.

[5] Weiss A, Kalabi U, Di Cairano S. Model predictive control for simultaneous station keeping and momentum management of low-thrust satellites[C]. Proc of American Control Conf. Chicago, 2015: 2305-2310.

[6] Tréguët J F, Arzelier D, Peaucelle D, et al. Reaction wheels desaturation using magnetorquers and static input allocation[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2015, 23(2): 525-539.

[7] 李太玉, 张育林. 气动力矩和重力梯度矩实现微小卫星三轴姿态控制[J]. 中国空间科学技术, 2001, 21(4): 64-70.
(Li T Y, Zhang Y L. Microsatellite passivity attitude control using aerodynamic torque and gravity gradient[J]. Chinese Space Science and Technology, 2001, 21(4): 64-70.)

[8] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 180-184.
(Zhang R W. Satellite orbit & attitude dynamic and control[M]. BeiJing: Beihang University Press, 1998: 180-184.)

[9] Conklin J W, Adams M, Bencze W J, et al. Precision attitude control of the gravity probe B satellite[J]. Classical and Quantum Gravity, 2015, 32(22): 224015.

[10] Baldi P, Castaldi P, Mimmo N, et al. A new aerodynamic decoupled frequential FDIR methodology for satellite actuator faults[J]. Int J of Adaptive Control and Signal Processing, 2014, 28(9): 812-832.

[11] 刘善伍, 万松, 容建刚. 航天器空间环境干扰力矩分析与仿真研究[J]. 航天控制, 2015, 33(2): 78-81.
(Liu S W, Wan S, Rong J G. The analysis and simulation of aircraft space environment disturbance torque[J]. Aerospace Control, 2015, 33(2): 78-81.)

[12] 刘元元, 王仕成, 张金生, 等. 最新国际地磁参考场模型IGRF11研究[J]. 地震学报, 2013, 35(1): 125-134.
(Liu Y Y, Wang S C, Zhang J S, et al. Research on the eleventh generation IGRF[J]. Acta Seismological Sinica, 2013, 35(1): 125-134.)

[13] Macmillan S, Finlay C. The international geomagnetic reference field[M]. Geomagnetic Observations and Models. Berlin: Springer Netherlands, 2011: 265-276.

[14] 戴居峰, 徐红兵, 崔雁, 等. “嫦娥二号”卫星L2点角动量管理[J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(2): 72-77.
(Dai J F, Xu H B, Cui Y, et al. Momentum management of Chang' e-2 satellite on L2 point[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(2): 72-77.)

[15] Parham J B, Barba L A. Finding the force—Consistent particle seeding for satellite aerodynamics[C]. Proc of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conf. Atlanta: AIAA, 2014: 1492-1499.