

卫星刚性载荷体在轨对称摆扫特性分析

常琳^{1,2}, 金光¹, 杨秀彬¹, 曲宏松¹, 徐开¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 为实现卫星摆扫成像, 降低载荷体摆动过程中对卫星姿态的影响, 提出两个相同载荷体对称摆动的方案, 并规划给定角度范围内的摆动规律, 使载荷体在滚动轴和俯仰轴分别具有 $0.6(^{\circ})/s$ 、 $6(^{\circ})/s$ 的角速度, 通过对两载荷体摆动特性及动力学、运动学特性的分析, 提出以反作用飞轮对卫星偏航轴剩余力矩进行补偿控制的方法。以某卫星示例进行仿真分析, 结果表明: 两载荷体对称摆动过程中滚动轴和俯仰轴的合成力矩和角动量对卫星姿态无影响, 而偏航轴存在周期性变化的力矩, 采用 0.2 Nm 的飞轮进行动量补偿后得到卫星姿态指向精度和姿态稳定度可以控制在 0.032° 、 $0.006(^{\circ})/s$ 以内, 能够实现较高精度的对地面区域摆扫成像。说明以两载荷体对称摆动的方案实现卫星摆扫成像并满足成像需求, 在设计理念上是可行的。

关键词: 摆扫成像; 对称摆动; 运动规划; 动量补偿

中图分类号: V474.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)02-0549-07

Analysis of symmetric sweep motion characteristic of satellite rigid loads

Chang Lin^{1,2}, Jin Guang¹, Yang Xiubin¹, Qu Hongsong¹, Xu Kai¹

(1. National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to realize satellite sweep imaging and reduce the influence on satellite attitude during the process of load swing, a method of two same loads swing symmetrically was put forward. And the swing principle with angle in the given range was planned. Each load had angular velocities of $0.6(^{\circ})/s$, $6(^{\circ})/s$ in roll and pitch axis. Through the dynamics and kinematics analysis of two loads swing motion, the proposal of satellite yaw axis extra moment compensated by reaction flywheel was raised. Then some satellite was used as an example to carry out simulation and analysis, the results showed that the mixed moment and angular momentum in roll and pitch axis had no impact on satellite attitude in the process of two loads swing symmetrically, respectively, an extra periodic moment existed in the yaw axis. 0.2 Nm reaction flywheel was used to compensate momentum, and the satellite attitude pointing accuracy and attitude stability achieved were within 0.032° and $0.006(^{\circ})/s$, which could guarantee higher accuracy on

收稿日期: 2014-06-09; 修订日期: 2014-07-10

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2012AA121502); 吉林省青年基金(201201010)

作者简介: 常琳(1985-), 女, 博士生, 主要从事卫星姿态控制算法方面的研究。Email: fanglinchang@aliyun.com

导师简介: 金光(1958-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事空间光学遥感器总体方面的研究。Email: jing@ciomp.ac.cn

the surface area of sweep imaging. It was concluded that two symmetrical load body schemes could satisfy the demand of satellite sweep imaging and the design concept was feasible.

Key words: sweep imaging; symmetrical swing; motion plan; momentum compensation

0 引言

卫星遥感成像任务中,有时需要对某些观测区域快速成像,而卫星整星机动速度比较慢,难以在短时间内机动到目标区域并稳定获取目标区域的完整信息。因此遥感卫星对地观测时,为了扩大观测范围,提高重访周期,跟踪地面机动目标,多采用侧摆或前后摆成像的方法^[1-6]。较之于传统光学相机推扫成像的方式,摆扫成像观测区域灵活可控,可一次性实现区域观测^[7],在一定程度上扩大了观测范围,但也使得载荷体在摆动中对卫星姿态产生不容忽视的影响。这种不利影响体现在单个较大转动惯量载荷体运动时,与卫星发生耦合作用使卫星系统参数不断变化,系统模型出现不确定性,降低卫星姿态稳定度,致使星下点扫描成像出现误差,图像发生扭转与平移,成像质量下降^[8-14]。

为降低单载荷体运动的不对称影响,考虑设计两个同样的载荷使之对称运动,并对合成干扰力矩进行补偿控制^[15],使两个运动体的合成作用在某些方向上是相互抵消的,对卫星整体的力或力矩作用会减小许多,对卫星姿态的影响也会降低。

文中从动力学特性角度对大型刚性运动体在轨对称摆动特性进行分析,首先在载荷体的刚性对称安装基础上规划载荷体摆动成像运动规律,分析载荷体的摆动运动对卫星姿态的影响,并进行适当的动量补偿,以保持卫星成像所需的姿态稳定性和指向精度。

1 大型刚性载荷体对称摆动运动规划

1.1 双载荷体构型形式

为减弱单个载荷体在摆动运动中对卫星整星姿态的影响,从结构设计上采用双载荷体对称安装方式,二者质量、尺寸等结构特性完全相同,安装后双载荷体中心连线平行于卫星运行方向,且卫星质心在两载荷体质心连线中心点,其安装示意图如图 1 所示。

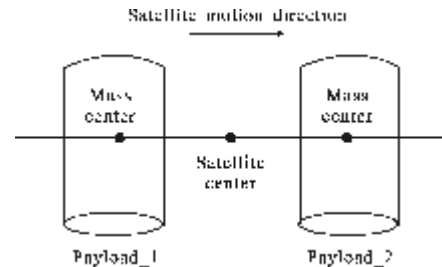


图 1 双载荷体安装示意图

Fig.1 Schematic diagram of two load body installation

相对于星体运动来说,双载荷体相当于具有两个转动自由度^[7-8,15-16],为分析双载荷体的动力学特性,建立如图 2 所示的坐标系:

(1) 卫星本体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$, 以卫星质心为原点,卫星惯量主轴为三个坐标轴。

(2) 载荷体本体坐标系 $O_m x_m y_m z_m$, 以载荷体质心为原点,以载荷体惯量主轴为三个坐标轴。

(3) 载荷体支撑结构坐标系 $O_r x_r y_r z_r$, 初始时刻与载荷体本体坐标系 $O_m x_m y_m z_m$ 重合,并与卫星本体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 平行。

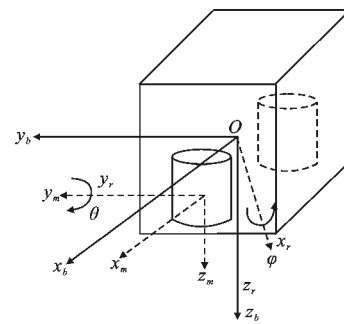


图 2 双载荷体部件及其坐标系

Fig.2 Two load body and its coordinate system

设绕支撑结构坐标系轴 $O_r x_r$ 相对于卫星本体的转角为滚动角 φ , 载荷体相对于支架的转角为俯仰角 θ , 假设支架转轴和载荷体转轴始终垂直,并通过载荷体质心,忽略支架转动惯量的影响。

1.2 双载荷体运动规划

两载荷体依据上述方式安装后,需设计对称摆动规律,使载荷体按照预定的规律运动。文中主要研

究俯仰轴和滚动轴双轴摆动问题,对地面区域往返反复成像,考虑成像畸变等因素的影响,滚动轴向上运动角位置范围相对较小,俯仰轴向上运动角位置范围相对较大,两载荷体在两个轴向上共同运动实现对地面逐段摆扫拼接成像。

根据某卫星轨道高度、地面幅宽和成像分辨率的需求,俯仰轴和滚动轴上角度变化范围为:俯仰角 $-45^{\circ}\sim 45^{\circ}$;滚动角 $-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 。将该角度范围作为设计输入条件。其约束条件是两载荷体相对卫星时刻保持对称的角度和角速度,即时刻保持在俯仰轴和滚动轴上同步反向运动。其初始条件是两载荷体初始时刻俯仰角和滚动角大小相等,方向相反。

针对设计要求规划两载荷体运动规律如图 3 所示。

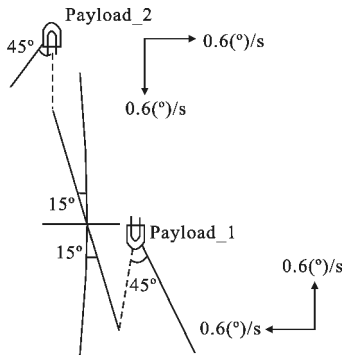


图 3 载荷体运动规律
Fig.3 Load body motion law

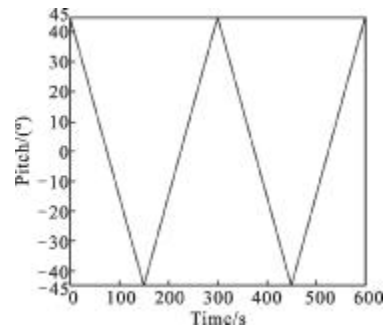
具体工作流程如下:

(1) 摆动前,载荷体 1 沿俯仰轴向前摆动至 45° 位置,沿滚动轴向左摆动至 15° 位置,相对于卫星本体方位为 $(15^{\circ}, 45^{\circ})$,载荷体 2 沿俯仰轴向后摆动至 -45° 位置,沿滚动轴向右摆动至 -15° 位置,相对于卫星本体方位为 $(-15^{\circ}, -45^{\circ})$,二者处于斜对称位置。

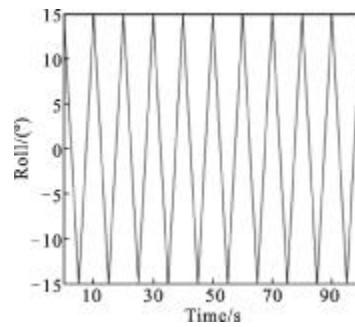
(2) 摆动起始时刻,载荷体 1 沿俯仰轴方向以 $0.6(^{\circ})/s$ 的速度由前向后运动,沿滚动轴方向以 $6(^{\circ})/s$ 的速度由左向右运动,载荷体 2 沿俯仰轴方向以 $0.6(^{\circ})/s$ 的速度由后向前运动,沿滚动轴方向以 $6(^{\circ})/s$ 的速度由右向左运动。滚动角变化周期为 10 s,俯仰角变化周期为 300 s。

(3) 摆动达到一个周期后,两载荷体在滚动轴和俯仰轴上均以与上一周期大小相等、方向相反的匀加(减)速度再次反向运动,如此周期反复,形成摆扫运动的全过程。

按照工作过程,载荷体 1 摆动角变化曲线如图 4 所示,载荷体 2 完全对称变化。



(a) 俯仰角: $-45^{\circ}\sim 45^{\circ}$
(a) Pitch angle: $-45^{\circ}\sim 45^{\circ}$



(b) 滚动角: $-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$
(b) Roll angle: $-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$

图 4 摆动角运动变化曲线

Fig.4 Swing angle motion curve

1.3 载荷体运动动力学模型

为了更加清晰地表示力学量和运动参数在卫星本体体系下的大小,用齐次坐标形式(四分量)描述各参数,并分析载荷体摆动过程中动力学量的变化。

对载荷体 1 来说,坐标系 $O_m x_m y_m z_m$ 中,载荷体相对于卫星本体的角速度 Ω 和角动量 h_m 为^[5]:

$$h_m = J\Omega \tag{1}$$

$$\Omega = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \cos \theta \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \sin \theta \\ 1 \end{pmatrix}$$

卫星本体和载荷体本体坐标系间转换过程分为两步,绕 x_r 轴转过滚动角 φ ,之后绕 y_m 轴转过俯仰角 θ ,对应的坐标转换矩阵为:

$$R_{mb} = R_{mr} R_{rb}$$

其中

$$R_{mr} = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad R_{rb} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

由此得到坐标系 $o_b x_b y_b z_b$ 中载荷体相对于卫星本体的角动量和力矩为:

$$\mathbf{h}_b = \mathbf{R}_{mb}^T \mathbf{h}_m, \quad \mathbf{h}_b = \mathbf{R}_{mb}^T \dot{\mathbf{h}}_m \quad (2)$$

载荷体 2 与载荷体 1 具有类似的角动量和力矩形式。二者在卫星上相对质心存在相对位置关系且摆动方向完全相反,在卫星本体下产生一定的合成角动量和力矩。其合成力矩形式为:

$$\mathbf{h} = \mathbf{h}_{b1} + \mathbf{h}_{b2}, \quad \mathbf{T} = \dot{\mathbf{h}}_{b1} + \dot{\mathbf{h}}_{b2} \quad (3)$$

该合力矩可能会对卫星的姿态乃至成像质量产生不良的影响,为此需进一步分析卫星本体坐标系下两载荷体的合角动量和力矩及对姿态的影响。

假设卫星为刚体,在含有载荷体的情况下,其欧拉动力学方程为:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) &= u_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) &= u_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) &= u_z \\ \mathbf{u} &= -\dot{\mathbf{h}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: \mathbf{h} 为两载荷体作用在卫星上的合角动量; \mathbf{I} 为卫星(包括两个载荷体)转动惯量; $\boldsymbol{\omega}$ 为卫星本体下姿态角速度; \mathbf{u} 为空间环境的干扰力矩,这里暂不考虑。

卫星运动过程中姿态四元数满足方程:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q} \quad (5) \\ \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) &= \begin{pmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_x & \omega_y & -\omega_z & 0 \end{pmatrix} \end{aligned}$$

式中: $\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ 为卫星姿态四元数,满足约束方程 $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ 。

根据公式(1)-(5)可知,卫星三轴上所受合力矩为: $T_x=0, T_y=0, T_z \neq 0$,两个载荷体的摆动运动对卫星滚动轴和俯仰轴无力矩和姿态影响,偏航轴有剩余力矩和姿态的影响。

2 双载荷体运动对姿态的影响

上文已经对载荷体安装、摆动规律以及摆动合成角动量和力矩等进行了说明和分析,在此基础上,为进一步说明两个载荷体对称摆动在结构设计和运动规划等方面的可行性,以一定的卫星参数示例进行计算仿真验证。

选定单个载荷体的质量为 $M_0=60 \text{ kg}$,转动惯量 ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$) 均为:

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} 45.5 & 0 & 0 \\ 0 & 35.8 & 0 \\ 0 & 0 & 36.7 \end{pmatrix}$$

卫星(含两载荷体)总质量为 $M=600 \text{ kg}$,转动惯量 ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$) 为:

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} 150 & 0 & 0 \\ 0 & 150 & 0 \\ 0 & 0 & 150 \end{pmatrix}$$

按照载荷体摆动规律及卫星姿态动力学和运动学特性建立数学模型,仿真结果如图 5、6 所示。

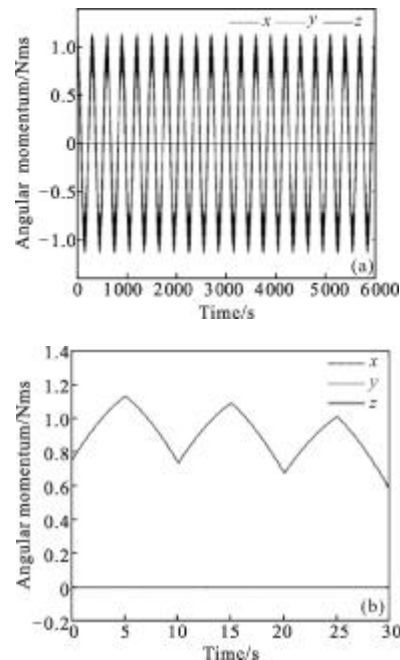


图 5 本体坐标系下合角动量及其局部变化曲线
Fig.5 Angular momentum in body coordinate system

由图 5、6 可以得出相对的结论:

(1) 合成后的角动量和力矩在滚动轴和俯仰轴轴始终保持为 0。

(2) 合成后的角动量和力矩在偏航轴呈正弦形式变化,周期约为 300 s,这是受俯仰轴 300 s 周期变化影响所致;局部呈一定的振荡形式,以 10 s 小周期变化,这是受滚动轴 10 s 周期变化响所致。

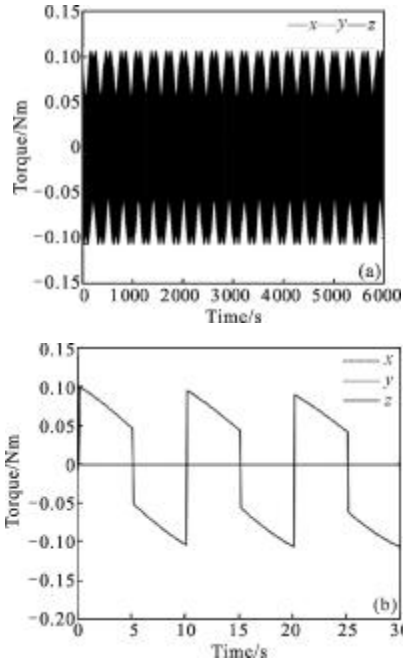
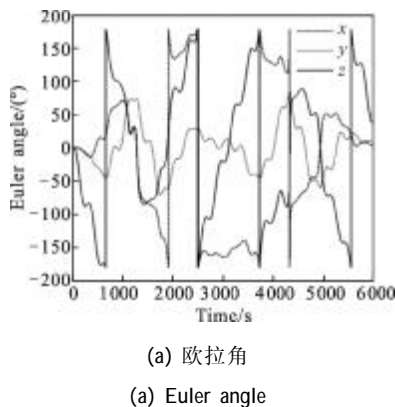


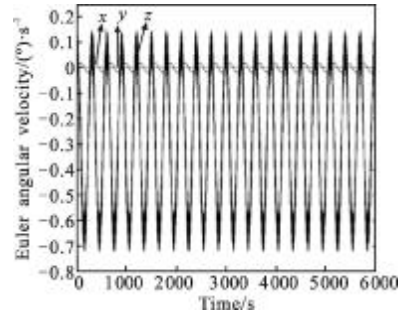
图 6 本体坐标系下合力矩及局部变化曲线
Fig.6 Moment in body coordinate system

图 5、6 说明,两载荷体摆动过程中,滚动轴和俯仰轴的力矩各自相互抵消,对卫星姿态无影响,不需要进行补偿,偏航轴方向存在一个方向和量值周期变化的力矩,对卫星姿态会产生影响,需要采取相应的补偿措施减小该力矩的影响。

考虑轨道因素情况下,仿真得到的卫星姿态变化曲线如图 7 所示。由图 7 可知,由于偏航轴方向力矩及轨道坐标系下耦合作用的存在,三轴姿态角均发生较大变化,俯仰轴和偏航轴姿态角度甚至可达



(a) 欧拉角
(a) Euler angle



(b) 姿态角速度
(b) Euler angular velocity

图 7 姿态角和角速度变化曲线

Fig.7 Change curves of attitude angle and angular velocity

到 $\pm 180^\circ$,角速度的变化呈现周期性,偏航轴角速度较大,幅值已超过 $0.7^\circ/s$ 。在卫星姿态变化如此恶劣的情况下,拍摄的图像几乎是没有应用价值的,若要完成摆扫拍照,必须尽量减小两载荷体摆扫运动对卫星姿态的影响,因此一定要对合成角动量和力矩进行相应的补偿控制。

3 动量补偿

两载荷体对称摆动过程中,在滚动轴和俯仰轴上产生的力矩相互抵消,对卫星姿态不产生影响,但是在偏航轴上却存在剩余力矩,该力矩对卫星姿态有较大的影响,必须予以消除,否则会影响卫星的姿态稳定度,进而影响卫星成像质量。

对以反作用飞轮为力矩执行机构的三轴稳定小卫星,为提高卫星的功能密度,减小部件冗余,可选用输出力矩幅值大于剩余力矩最大值的飞轮,载荷体不工作时飞轮用于三轴稳定,载荷体摆动时飞轮可对偏航轴进行剩余力矩的补偿控制。

上述示例中偏航轴力矩幅值小于 0.2Nm ,选用 0.2Nm 的飞轮即可。将飞轮模型应用于卫星系统中,仿真得到采用飞轮动量补偿后的姿态变化曲线如图 8 所示。

从图 8 中可以看出,用 0.2Nm 的飞轮进行动量补偿后,卫星三轴指向精度小于等于 0.032° ,三轴稳定度小于等于 $0.006^\circ/s$ 。在对地扫描成像中,补偿后的卫星三轴姿态指向精度和姿态稳定度在成像可接受的范围内,对成像影响较小。说明了以两个相同载荷体对称摆动规划,在飞轮作偏航轴动量补偿的情况下,能够实现较高精度的对地面区域摆扫成像,在理论实现上是可行的。

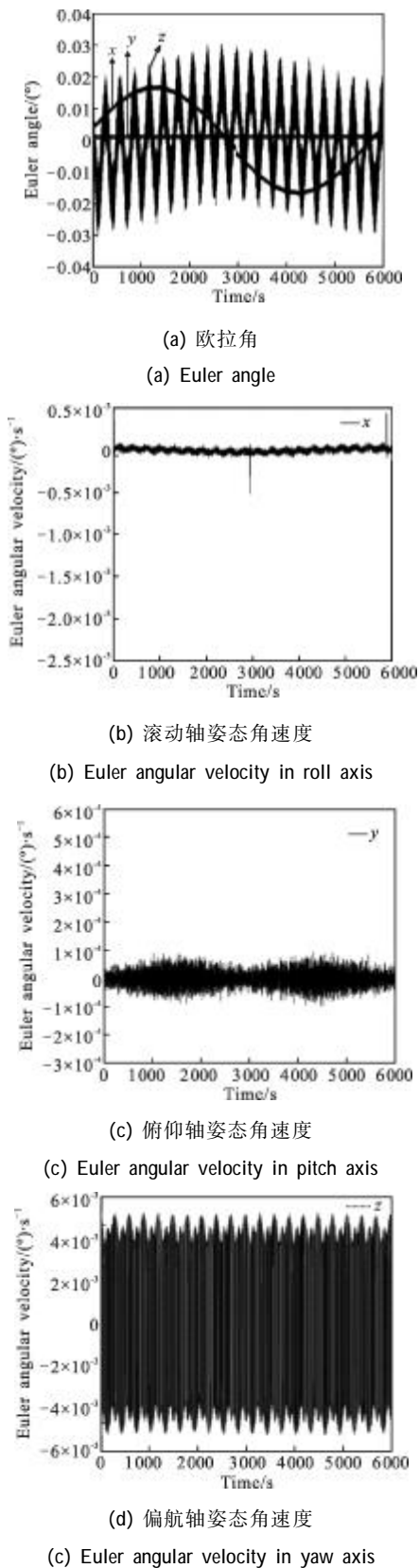


图 8 补偿后姿态角及角速度变化曲线

Fig.8 Change curves of attitude angle and angular velocity after compensation

4 结论

文中对两载荷体摆扫运动进行了规划,在给定滚动角和俯仰角范围的情况下,以匀加速度和匀减速度往复变化运动,由建模仿真分析得到卫星本体系下两者合成角动量和力矩在滚动轴和俯仰轴不存在力矩的影响,只在偏航轴存在周期性变化的力矩,针对该剩余力矩,以输出力矩幅值大于剩余力矩幅值的飞轮进行剩余力矩补偿控制,补偿后的三轴姿态指向精度和稳定度分别小于 0.032° 、 $0.006^\circ/s$,能够满足卫星在轨成像对姿态精度的需求,以此说明两载荷体对称运动的设计方案在摆扫成像领域应用的可行性。

上述设计方案为摆扫成像提出了一种简易的实现手段,但该方法也具有自身的缺点:两个载荷体完全对称反向运动,一方面对驱动机构提出较高的要求,另一方面对卫星整体结构构型安排增加了限制约束。同时,两个载荷体的使用某种程度上增加了体积、质量和设计成本,在实际工程应用中是需要谨慎考虑的。

参考文献:

- [1] He Hongyan, Wu Congde, Wang Xiaoyong. Study of influence of swinging on the systemic parameters of the satellite and CCD camera[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2003, 24(4): 14-18. (in Chinese)
何红艳, 乌崇德, 王小勇. 侧摆对卫星及 CCD 相机系统参数的影响和分析[J]. 航天返回与遥感, 2003, 24(4): 14-18.
- [2] Zhai Linpei, Liu Ming, Xiu Jihong. Calculation of image motion velocity considering air plane gesture angle in oblique aerial camera [J]. Optics and Precision Engineering, 2006, 14(3): 490-494. (in Chinese)
翟林培, 刘明, 修吉宏. 考虑飞机姿态角时倾斜航空相机像移速度计算[J]. 光学精密工程, 2006, 14(3): 490-494.
- [3] Xu Yongsen, Ding Yalin, Tian Haiying, et al. Calculation and compensation for image motion of aerial remote sensor in oblique situation [J]. Optics and Precision Engineering, 2007, 15(11): 1779-1783. (in Chinese)
许永森, 丁亚林, 田海英, 等. 斜视状态下航空遥感器像移的计算与补偿[J]. 光学精密工程, 2007, 15(11): 1779-1783.
- [4] Geng Miao, Lu Shan, Xia Yongjiang. Fast maneuver of satellite by mixed control moment gyro and momentum

- wheel[J]. *Aerospace Shanghai*, 2013, 30(1): 8-14. (in Chinese)
耿森, 卢山, 夏永江. 采用混合执行机构的卫星快速机动技术研究[J]. *上海航天*, 2013, 30(1): 8-14.
- [5] Xu Kai, Liu Chunyu, Zhou Meili, et al. Design of momentum compensation control for micro-small satellite with double swinging mechanism [J]. *Optics Precision and Engineering*, 2013, 21(S): 221-226. (in Chinese)
徐开, 刘春雨, 周美丽, 等. 微小卫星双摆机构的动量补偿控制设计[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(S): 221-226.
- [6] Xue Yonghong, An Wei, Zhang Tao, et al. Real time line of sight calibration algorithm for high earth orbit infrared scanning sensor [J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, 33 (6): 0628003-1-0628003-6. (in Chinese)
薛永宏, 安玮, 张涛, 等. 高轨红外扫描相机视轴指向实时校正算法[J]. *光学学报*, 2013, 33(6): 0628003-1-0628003-6.
- [7] Shen Zhong. Dynamic interactions analysis of HJ-1B satellite platform and onboard infrared camera scanning mirror [D]. Wuhan: National University of Defense Technology, 2005: 21-33. (in Chinese)
沈中. HJ_1B 卫星平台与红外相机扫描镜动力学耦合特性分析[D]. 武汉: 国防科学技术大学, 2005: 21-33.
- [8] Yu Zhefeng, Yang Zhichun. Effects of scan mirror motion on the attitude of three-axis-stabilized geostationary satellite [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2003, 21 (1): 87-90. (in Chinese)
于哲峰, 杨智春. 扫描镜运动对三轴稳定卫星姿态影响研究[J]. *西北工业大学学报*, 2003, 21(1): 87-90.
- [9] Li Yuan. Study on dynamic modeling and control system of satellite with multiple rotatable payloads [D]. Wuhan: National University of Defense Technology, 2005: 27-39. (in Chinese)
李源. 带有多转动部件的卫星动力学建模与控制研究[D]. 武汉: 国防科学技术大学, 2005: 27-39.
- [10] Jia Yinghong, Xu Shijie. Scan mirror motion compensation of geostationary satellite[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(8): 873-877. (in Chinese)
贾英宏, 徐世杰. 地球静止轨道卫星扫描镜运动补偿[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(8): 873-877.
- [11] Qian Yong, Man Shunqiang. Influence analysis of spacecraft's attitude based on variable-structure control to decrease motion of scanning camera [J]. *Aerospace Erospace Shanghai*, 2012, 29(6): 7-11. (in Chinese)
钱勇, 满顺强. 基于变结构控制减小扫描镜运动对卫星姿态的影响分析[J]. *上海航天*, 2012, 29(6): 7-11.
- [12] Markley F L, Bauer F H, Femiano M D. Attitude control system conceptual design for geostationary operational environmental satellite spacecraft series [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1995, 18(2): 247-255.
- [13] Lau Jimmy, Joshi Sanjay S, Agrawal Brij N, et al. Investigation of periodic-disturbance identification and rejection in spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(4): 792-798.
- [14] Li Jun, Xiu Jihong, Huang Pu, et al. Identification of linear approximation for scanning mirror system of aerial camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(7): 1771-1779. (in Chinese)
李军, 修吉宏, 黄浦, 等. 航空相机扫描镜系统的线性近似模型辨识[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(7): 1771-1779.
- [15] Lei Jing, Liu Yingying, Zhou Fengqi, et al. A new method for identification of and compensation for periodically disturbing torques of on-orbit Satellite [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2009, 27 (3): 396-400. (in Chinese)
雷静, 刘莹莹, 周凤岐, 等. 卫星在轨周期干扰力矩辨识与补偿方法的研究 [J]. *西北工业大学学报*, 2009, 27(3): 396-400.
- [16] Liu Jun, Han Chao, Zhang Wei. Analysis on disturbance of mobile bodies and compensation control of satellite attitude [J]. *Aerospace Shanghai*, 2006(6): 22-26. (in Chinese)
刘军, 韩潮, 张伟. 星上转动部件对卫星姿态的影响分析及补偿控制[J]. *上海航天*, 2006(6): 22-26.