

小卫星动平衡研究 —— 质心不对中对姿态的影响

侯悦民 季林红 金德闻

(清华大学精密仪器和机械学系 北京 100084)

摘 要

首先定性分析质心不对中对星体动力学特性的影响,然后由拉格朗日第二类方程导出引力场下星体运动方程的矩阵表达式,最后以 50 kg 级长方体 3 轴稳定小卫星为例,分析不同初角速度和不同时间历程情况下质心不对中对星体运动姿态的影响,并分析其对星体运动稳定性的影响.本文研究为同类品种小卫星的构型设计、姿态控制系统设计以及制定卫星动平衡精度提供依据.

关键词 小卫星; 姿态; 运动稳定性; 动平衡

1 问题的提出

目前有关小卫星姿态的研究主要致力于提高控制精度或降低成本,研究内容集中在:(1) 控制器算法,例如喷气推力器控制器算法^[1],适应性反馈控制算法^[2]; (2) PID 参数的设计^[3]; (3) 控制系统数学模型和仿真,例如被动磁力矩控制系统数学模型^[4],姿态动力学模型线性化^[5],姿控仿真^[6],3 轴轮控姿态控制系统解耦变结构控制律^[7]; (4) 控制方案设计,例如控制系统设计和半物理仿真^[8],运用重力梯度矩和气动力矩实现微小卫星 3 轴姿态被动控制方案^[9],小卫星重力杆和天平动阻尼球结构设计以及重力梯度控制数学模型^[10],采用离子推力器维持回转稳定的控制策略^[11]; (5) 磁力矩器开关控制方法^[12]; (6) 少量研究涉及控制系统动力学问题,如控制系统产生混沌的条件^[13]; 结构柔性对控制器设计和性能的影响^[14]; 考虑各惯量积对卫星姿态控制的影响^[15].

姿态控制系统提供稳定星体运动的外因,而质量分布是影响星体运动特性的内因.潘索的惯量椭球直观表达质量分布状况,然而从动平衡的角度,质量分布的特征由质心描述.

质心不等同于重心.若地球对刚体的万有引力合力与刚体的质量全部集中于某个点时的万有引力相同,则此点称为重心^[16].重心位置取决于卫星的姿态和卫星与主体星球的位置,一般情况下,卫星不断地改变姿态,因而不断改变重心位置^[17].

质心偏移包括设计偏心 and 由于制造、安装误差造成的质心不对中.质心偏移使星体姿态波动,星体姿态波动对卫星主要有几个方面的影响. (1) 降低了卫星姿态精度,从而降低了服役质量; (2) 当姿态控制为有源控制时,额外的波动增加姿控能源消耗; (3) 当姿

2002-11-07 收到原稿, 2003-05-15 收到修定稿

态执行机构采用飞轮机构时,波动将使飞轮支承(轴承)承受周期性动载荷,降低轴承的运行性能和寿命;(4)当姿态控制执行机构为喷气推力器时,非预计的波动将增加推力器开关次数和打开时间,额外增加工质消耗,从而降低卫星服役寿命。

本文从小卫星机构设计和动平衡的角度,以3轴稳定小卫星为例,在文献[18]的基础上分析有心力场中星体质心偏移对星体运动姿态和运动稳定性的影响。

2 理论分析

2.1 惯性参数对万有引力矩的影响

地球对星体的万有引力作用在重心上,万有引力主矩 $\mathbf{M}$ 为^[16]

$$\mathbf{M} = \frac{3\mu}{r^3} [(C-B)\alpha_2\alpha_3\mathbf{i} + (A-C)\alpha_3\alpha_1\mathbf{j} + (B-A)\alpha_1\alpha_2\mathbf{k}], \quad (1)$$

其中, $\mu = 3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$, 为万有引力常数。

$$A = \int_S (y^2 + z^2)dm, \quad B = \int_S (x^2 + z^2)dm, \quad C = \int_S (x^2 + y^2)dm, \quad (2)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \alpha_1 & \beta_1 & \gamma_1 \\ \alpha_2 & \beta_2 & \gamma_2 \\ \alpha_3 & \beta_3 & \gamma_3 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

其中, $\mathbf{r}$ 为地心到卫星质心的矢径, m 为星体质量, A, B, C 为主惯量矩, 积分域 S 表示组成刚体的全部质点, $\mathbf{D}$ 为星体连体坐标与轨道坐标系的方向余弦。

从公式(1)–(3)可知,引力矩与主惯量矩差有关,并与星体轨道参数和在轨运行姿态有关。与结构设计和动平衡有关的因素是星体惯量参数,而影响惯量参数的因素是星体质量分布,所以质心位置影响万有引力矩。

2.2 惯量参数对姿态的影响

考察无力矩刚体绕固定点转动的动能^[16]

$$T = \frac{1}{2}(A\omega_x^2 + B\omega_y^2 + C\omega_z^2). \quad (4)$$

上式表明,当动能守恒时,瞬时角速度 ω 的矢量端点轨迹为动能椭圆。质量分布变化必然导致动能变化,从而引起角速度变化。设各个方向初始角速度相同,则方程为

$$\frac{\omega_x^2}{2T_0} + \frac{\omega_y^2}{2T_0} + \frac{\omega_z^2}{2T_0} = \frac{\omega_x^2}{\omega_0^2 \left(1 + \frac{B+C}{A}\right)} + \frac{\omega_y^2}{\omega_0^2 \left(1 + \frac{A+C}{B}\right)} + \frac{\omega_z^2}{\omega_0^2 \left(1 + \frac{B+A}{C}\right)} = 1, \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\omega_x'^2}{2T} + \frac{\omega_y'^2}{2T} + \frac{\omega_z'^2}{2T} &= \frac{\omega_x'^2}{\omega_0^2 \left(1 + \frac{B+C+\Delta B+\Delta C}{A+\Delta A}\right)} + \\ &\frac{\omega_y'^2}{\omega_0^2 \left(1 + \frac{A+C+\Delta A+\Delta C}{B+\Delta B}\right)} + \frac{\omega_z'^2}{\omega_0^2 \left(1 + \frac{B+A+\Delta B+\Delta A}{C+\Delta C}\right)} = 1. \end{aligned} \quad (6)$$

利用级数展开 $A + \Delta A$ 并忽略 2 次以上项, 设 x 向轴长为 $\sqrt{a}$, 则有

$$a' - a = \Delta a \approx \omega_0^2 \frac{\Delta A}{A} \left(-\frac{B+C}{A} + \frac{\Delta B + \Delta C}{\Delta A} \right). \quad (7)$$

当改变质心位置使 $\Delta a < 0$ 时, 则 ω_x 下降. 同理可得到其他方向角速度变化趋势. 对于 $2A < B, B = C$ 的长方体, 偏心对星体波动幅值的影响见表 1.

表 1 偏心对星体波动幅值的影响
Table 1 Effects of displacement of mass center on the attitude of small satellite

	A	B	C		ω_x	ω_y	ω_z
$\Delta x \uparrow$	$\downarrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$B = C$	$\uparrow$	$\downarrow$	$\downarrow$
$\Delta y \uparrow$	$\uparrow$	$\downarrow$	$\downarrow$	$C > B$	$\downarrow$	$\uparrow$	$\downarrow$
$\Delta z \uparrow$	$\uparrow$	$\downarrow$	$\downarrow$	$B > C$	$\downarrow$	$\downarrow$	$\uparrow$

此外, 由公式 (5), (6) 可知, 初始角速度增加则 3 个方向角速度都将增大.

上述分析仅能确定角速度的变化趋势, 不能直观考察波动的频率和幅值. 因此, 需要推导星体运动方程, 并针对具体算例数字仿真.

3 小卫星姿态仿真

计算条件: 轨道高度 700 km, 初始俯仰、滚动、偏航角任意, 初始俯仰、滚动、偏航角速度为 0.1745 s^{-1} ; 小卫星尺寸为 $(640 \times 360 \times 360) \text{ mm}$, 重量为 50 kg; 指向精度 $\pm 3^\circ$, 角速度不超过 $\pm 0.0524 \text{ s}^{-1}$.

环境力矩包括引力矩、磁场力矩、气动力矩、太阳辐射力矩. 当轨道高度小于 800 km 时太阳辐射压力影响小于气动压力^[19], 气动力矩与飞行器外形、轨道高度大气密度、卫星风压中心与质心距离有关, 磁场力矩与飞行器上总磁矩矢量有关^[20]. 本文的研究重点是星体质心偏移对动力学特性影响, 故简化分析, 仅单独考虑引力矩影响.

3.1 运动方程

将星体简化为刚体, 则星体在轨运行视为有心力场的二体问题. 建立轨道坐标系 $OXYZ$ 如图 1 所示, 并在星体上过质心建立连体坐标 $Oxyz$, 如图 2 所示. x, y, z 分别为偏航轴 ($-x$ 指向地心)、滚动轴 (与卫星角速度方向一致)、俯仰轴 (与飞行轨道面垂直). 则万有引力场势能和动能可以简化为

$$V = -\frac{\mu}{r^3} \left[mr^2 + \frac{1}{2}(A + B + C) - \frac{3}{2}(A\alpha_1^2 + B\alpha_2^2 + C\alpha_3^2) \right], \quad (8)$$

$$T = \frac{1}{2}m(r\omega_c)^2 + \frac{1}{2}(A\omega_x^2 + B\omega_y^2 + C\omega_z^2). \quad (9)$$

按 cardan 角, 转动次序为

$$O_c x_0 y_0 z_0 \xrightarrow{x_0/\theta} O_c x_1 y_1 z_1 \xrightarrow{y_1/\psi} O_c x_2 y_2 z_2 \xrightarrow{z_2/\varphi} O_c x_3 y_3 z_3,$$

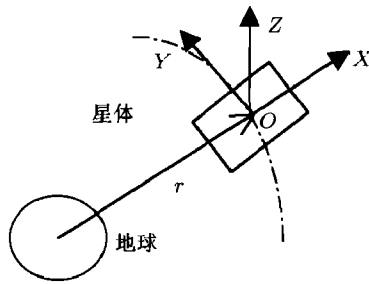


图 1 万有引力场中的刚体
Fig.1 Rigid body in universal gravitation field

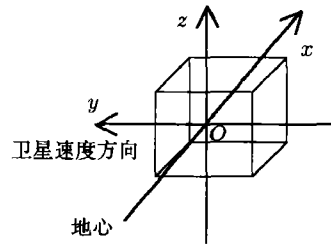


图 2 星体连体坐标
Fig.2 Body-fixed coordinate frame

星体角速度为

$$\omega_x = \omega'_x + \omega_c \gamma_1, \quad \omega_y = \omega'_y + \omega_c \gamma_2, \quad \omega_z = \omega'_z + \omega_c \gamma_3. \quad (10)$$

广义坐标选取 $q = (q_1 \ q_2 \ q_3) = (\theta \ \psi \ \varphi)$, 即 cardan 角. 近似认为

$$\dot{q} = (\dot{q}_1 \ \dot{q}_2 \ \dot{q}_3) = \omega = (\omega'_x \ \omega'_y \ \omega'_z) = (\dot{\theta} \ \dot{\psi} \ \dot{\varphi}). \quad (11)$$

将拉格朗日函数 $L = T - V$ 代入第二类拉格朗日方程, 有

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_j} = 0, \quad j = 1, 2, 3 \quad (12)$$

得到

$$A\ddot{\theta} + \omega_c A\dot{\gamma}_1 - \{ \omega_c^2 [\gamma]^T [I] [\gamma'_\theta] + \omega_c [\omega]^T [I] [\gamma'_\theta] - 3\omega_c^2 [\alpha]^T [I] [\alpha'_\theta] \} = 0, \quad (13)$$

$$B\ddot{\psi} + \omega_c B\dot{\gamma}_2 - \{ \omega_c^2 [\gamma]^T [I] [\gamma'_\psi] + \omega_c [\omega]^T [I] [\gamma'_\psi] - 3\omega_c^2 [\alpha]^T [I] [\alpha'_\psi] \} = 0, \quad (14)$$

$$C\ddot{\varphi} + \omega_c C\dot{\gamma}_3 - \{ \omega_c^2 [\gamma]^T [I] [\gamma'_\varphi] + \omega_c [\omega]^T [I] [\gamma'_\varphi] - 3\omega_c^2 [\alpha]^T [I] [\alpha'_\varphi] \} = 0. \quad (15)$$

式中, α 、 γ 见公式 (2), 下标角度表示变量对该角度求偏导; $I = \text{diag}(A \ B \ C)$, A , B , C 见公式 (3), $\omega_c^2 = \mu/r^3$.

3.2 运动仿真

用四阶龙格-库塔法求解方程组, 时间取 $0-2 \times 10^5 \text{s}$, 质心偏移几何形心范围为 $0-80 \text{mm}$.

计算表明, 质心偏移 $5-20 \text{mm}$ 在 1200s 内对各个方向角速度有微弱影响, 见图 3, 在 10^5s (27h) 以后偏心对星体动力学参数的影响与初始角速度有关. 当初始角速度为 0.0349s^{-1} 时, 各向偏心引起各向角速度微量变化但是均未超标; 初始角速度为 0.0524s^{-1} 时, x 向偏心对 ω_x 和 ω_y 影响不大, 但是 $\Delta x = 20 \text{mm}$ 时 ω_z 降至约 0.05s^{-1} , y 和 z 向偏心使 ω_z 微弱增加; 初始角速度为 0.1745s^{-1} 时, 偏心致使星体运动状态有显著区别. $\Delta x = 15 \text{mm}$ 在 10^5s 后使 ω_x 和 ω_y 降至约 0.08s^{-1} , 但是 ω_z 增加, $2 \times 10^5 \text{s}$ 后可使 ω_y 降至约 0.054s^{-1} ; $\Delta y = 15 \text{mm}$ 则 ω_x 降至约 0.04s^{-1} , ω_y 降至约 0.12s^{-1} , ω_z 基本相同; $\Delta z = 15 \text{mm}$ 在 10^5s 后使 ω_x 降至约 0.05s^{-1} , ω_y 降至约 0.125s^{-1} , ω_z 降低, $2 \times 10^5 \text{s}$ 后 ω_y 继续微弱降低. 总之, $\Delta z = 15 \text{mm}$ 有利于降低 27h 以后各向角速度, 但是 ω_y 降低

幅度不大; $\Delta y = 15 \text{ mm}$ 则有利于降低 27 h 后 ω_x 和 ω_y , 同时不显著增加 ω_z , 但是 ω_y 降低幅度也不大; $\Delta x = 15 \text{ mm}$ 可使 ω_y 在 54 h 后降至约 0.054 s^{-1} , 但是 ω_z 增加。

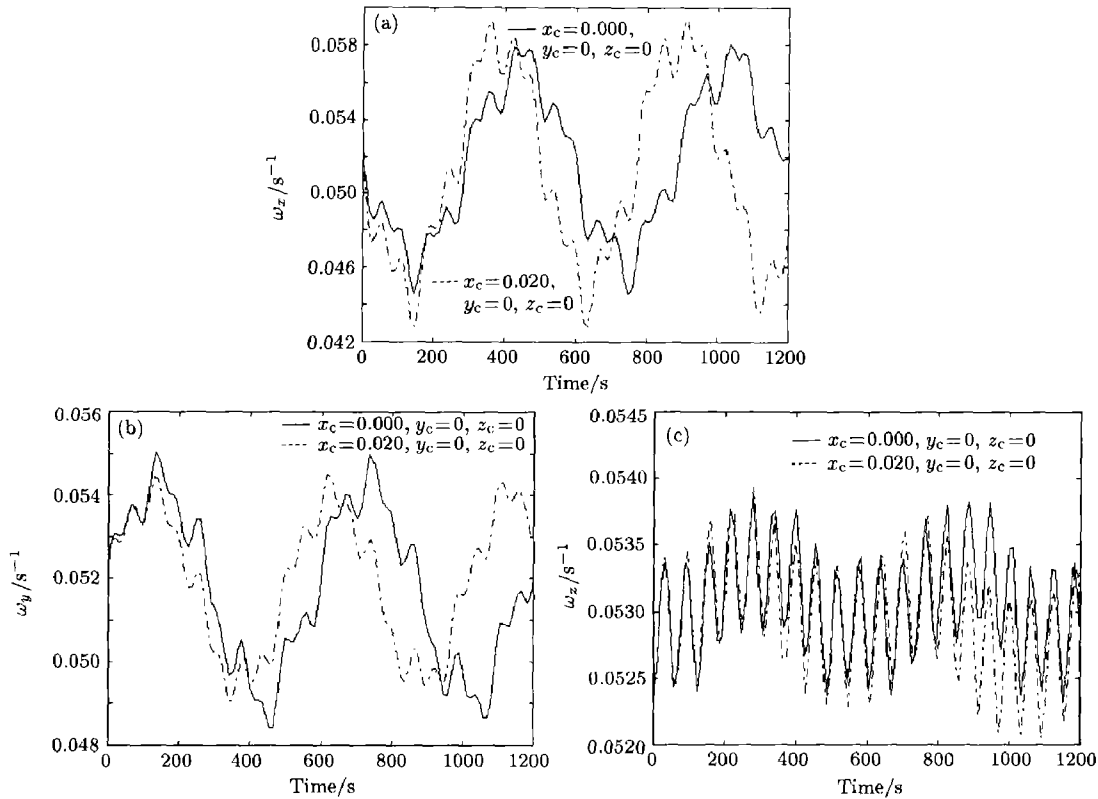


图 3 1200 s 内角速度波动特征 ($\omega_0 = 0.0524 \text{ s}^{-1}$)

Fig.3 Effects of displacement of mass center on $\omega_x, \omega_y, \omega_z$

偏心在 20—80 mm 范围内, 偏心对星体动力学特性的影响在初始角速度小于 0.0524 s^{-1} 时与上述结果类似, 当初始角速度为 0.1745 s^{-1} 时也存在使角速度降低的偏心值, 但是降低幅度基本不超过上述值。

将仿真结果与前述定性分析比较, 可以得出结论: (1) 初始角速度增加, 则偏心导致运动特性差异增大; (2) 存在使某个方向角速度降低的一个或几个最佳偏心值; (3) z 和 y 向偏心降低星体初始动能, 从而降低 ω_x 和 ω_y , 并且不显著增加或微弱降低 ω_z 。

另外, 质心偏心对星体稳定性有影响。稳定性指系统的状态变量受到微小初扰动后, 其受扰运动规律是否仍然接近未扰运动规律^[16]。将哈密顿函数 $T_2 + V^*$ 选作李雅普诺夫函数, 可以推出星体在轨道坐标系内相对平衡稳定的充分条件为 $C > B > A$ 。即最大惯量矩主轴沿轨道平面法线, 最小惯量矩主轴指向地心, 其中 V^* 为质点系在动参考系内相对势能。

对本文算例, $\Delta x = \Delta y = \Delta z = 0$ 时, $B = C > A$, 稳定; $\Delta x > 0$, B 和 C 同时增大, $B = C > A$, 稳定; $\Delta y > 0$, $C > B$, 稳定; $\Delta z > 0$, $B > C$, 不稳定。因而, $\Delta z > 0$ 虽然能将降低 ω_y 和 ω_z , 但是星体不具备稳定性, 抗干扰能力差; 当 $\Delta y > 0$ 和 $\Delta z > 0$ 并

有 $B < C$ 时, 星体具有稳定性, 并能降低 ω_y 和 ω_z 角速度波动; $\Delta x > 0$ 可使 ω_y 降低且星体具备稳定性, 但是 ω_z 增加.

若小卫星采用磁力矩器和动量飞轮实现 3 轴稳定姿态控制, 卫星过赤道时磁力矩使 ω_z 降低, 卫星过极地时磁力矩使 ω_x 降低, 最终使动量矩向量接近轨道法线方向, 启动动量轮调整 ω_y 波动. 由于 ω_y 并不是严格的周期波动, 所以需要推力器卸载. 因此, 在结构设计阶段和确定动平衡精度时, 重点考虑降低 ω_y 波动, 通过质心优化和动平衡降低星体角速度波动幅度以减少工质消耗, 见表 2.

由上述分析, 偏心对小卫星动力学特性的影响主要是速度波动和运动稳定性. 对本文算例, x 和 y 向质心偏心有利于运动稳定性并降低 ω_y . 此外, 从动平衡角度, 对 y 向和 z 向动平衡精度要求高于 x 向.

表 2 不同质心位置 1 200 s 内角速度 ω_y 超过 0.0524 s^{-1} 次数和时间
Table 2 Times over 0.0524 s^{-1} of ω_y within 1 200 s
for different displacements of mass center

序号	1	2	3	4	5
质心位置 /mm	0, 0, 0	0.005, 0, 0	0.010, 0, 0	0.015, 0, 0	0.020, 0, 0
超标时间 /s	584.310 9	563.435 0	502.166 7	489.888 7	498.418 0
序号	6	7	8	9	10
质心位置 /mm	0, 0, 0	0, 0.005, 0	0, 0.010, 0	0, 0.015, 0	0, 0.020, 0
超标时间 /s	584.310 9	596.681 2	609.695 7	607.316 7	611.086 0
序号	11	12	13	14	15
质心位置 /mm	0, 0, 0	0, 0, 0.005	0, 0, 0.010	0, 0, 0.015	0, 0, 0.020
超标时间 /s	584.310 9	610.844 6	607.913 7	603.862 2	611.659 1

4 总结

本文首先根据动能椭球和引力矩定性分析质心偏移对星体动力学特性的影响, 然后推导出引力场下星体运动方程的矩阵表达式, 并进行星体动力学特性数字仿真, 最后进行运动稳定性分析.

算例以 50 kg 级长方体 3 轴稳定小卫星为例, 分析不同初角速度和不同时间历程情况下质心偏移对星体运动姿态的影响, 并分析偏心对星体运动稳定性的影响. 分析表明: 初始角速度增加, 则偏心导致运动特性差异增大; 存在使某个方向角速度降低的一个或几个最佳偏心值; z 向和 y 向偏心降低星体初始动能, 从而降低 ω_x 和 ω_y , 并且不显著增加或微弱降低 ω_z ; 当 $\Delta y > 0$ 和 $\Delta z > 0$ 并有 $B < C$ 时, 星体满足稳定性条件, 并能降低 ω_y 和 ω_z 角速度波动; $\Delta x > 0$ 可使 ω_y 降低且星体具备稳定性, 但是 ω_z 增加; 动平衡精度主要取决于星体姿态精度和运动稳定性. 因此通过质心优化可以选择有利于姿态稳定的最佳质心位置, 分析结果适用于同类品种小卫星.

参 考 文 献

- [1] Ailon A, Grinberg B, Segev R, Gil M I. A simple output-based stabilizing controller for attitude regulation of a rigid spacecraft with gas-jet actuators. In: Proc. Amer. Cont. Conf., IFAC, 2001, 3:2345—2350
- [2] Coppola A J, Bernstein V T, Dennis S. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification. *J. Guid. Contr. Dyn.*, 1998, 21(5):684—691
- [3] Banerjee A K, Kline-Schoder R J. Attitude control of an orbiting tethered gyrostat. *J. Astron. Sci.*, 1994, 42(4):439—449
- [4] Ovchinnikov M P, Olle V N, Stas B. Attitude control system for the first Swedish nanosatellite 'MUNIN'. *Acta Astron.*, 1999, 46(2):319—326
- [5] Luo Wencheng *et al.* Attitude decoupling control for biased flight mode of small satellite in zero-momentum state. *Aeros. Contr.*, 1999, 1:11—19. in Chinese (罗文成等. 整星零动量小卫星偏置飞行姿态解耦控制, 航天控制, 1999, 1: 11—19)
- [6] Shao Changsheng, Deng Zhenglong. Torque sensor used in a simulation system of a satellite attitude control. *J. Astron.*, 2000, 21(4):90—94. in Chinese (邵长胜, 邓正隆. 卫星姿态仿真系统中的力矩传感器, 宇航学报, 2000, 21(4):90—94)
- [7] Liao Hui *et al.* Variable-structure control of small satellite large-angle maneuvers with three reaction wheels. *Aeros. Contr.*, 1999, 4:11—16. in Chinese (廖晖等. 三轴轮控小卫星大角度机动变结构控制研究, 航天控制, 1999, 4:11—16)
- [8] Sun Shaowei *et al.* Research of three axis stabilization control algorithm for small satellite. *Aeros. Shanghai*, 2002, 2:1—6. in Chinese (孙兆伟等. 微小卫星高精度三轴稳定控制算法研究. 上海航天, 2000, 2:1—6)
- [9] Li Taiyu, Zhang Yulin. Microsatellite passivity attitude control using aerodynamic torque and gravity gradient. *Chin. Space Sci. Tech.*, 2001, 4:64—70. in Chinese (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. 中国空间科学技术, 2001, 4: 64—70)
- [10] Lin Laixing. Gravity gradient control of small satellites. *J. Astron.*, 1998, 19(1): 77—83. in Chinese (林来兴. 小卫星的重力梯度控制方法. 宇航学报, 1998, 19(1):77—83)
- [11] DeCou A B. Attitude and tether vibration control in spinning tethered triangles for orbiting interferometry. *J. Astron. Sci.*, 1993, 41(3):373—398
- [12] Zheng Yuhong, Wang Ping. A new approach to control satellite attitude via magnetorquers. *J. Astro.*, 2000, 21(3):94—99. in Chinese (郑育红, 王平. 一种用磁力矩器控制卫星姿态的新方法. 宇航学报, 2000, 21(3):94—99)
- [13] Gray G L, Mazzoleni A P, Campbell, D R III. Analytical criterion for chaotic dynamics in flexible satellites with nonlinear controller damping. *J. Guid., Contr. Dyn.*, 1998, 21(4):558—565
- [14] Enright P J, Macala G A. Attitude and articulation control of the CRAF/Cassini spacecraft in the presence of structural flexibilities and propellant slosh. *Adv. Astron. Sci.*, 1992, 78(8-12):425—442
- [15] Tian Chunhua *et al.* Typical issues on attitude control system of three axis passivity stabilization satellite. *Tech. Appl. Autom.*, 2001, (1):9—12. in Chinese (田春华等. 三轴稳定卫星姿控系统的一般性问题. 自动化技术与应用, 2001, 1:9—12)
- [16] Liu Yangzhu. Advanced Dynamics. Beijing: Higher Education Press, 2001. 1—178. in Chinese (刘延柱. 高等动力学. 高等教育出版社, 2001. 1—178)
- [17] Rimrott F R J, Yu Yongxi. Rotation Dynamics of Satellites. Shanghai: Shanghai Jiaotong Univ. Press, 1996. 24. in Chinese (雷穆禄, 郁永熙. 卫星转动动力学, 上海: 上海交通大学出版社, 1996. 24)
- [18] Hou Yuejin *et al.* Dynamic balancing optimization of small satellite and its effect on the satellite attitude. *Tech. Aeros. Manuf.*, 2002, (3):21—26. in Chinese (侯悦民等. 动平衡对小卫星姿态的影响及配重优化. 航天制造技术, 2002, (3):21—26)
- [19] Huang Zhengui. Attitude Dynamics of Spacecraft. Changsha: National Univ. Defense Tech. Press, 1997. 45—61. in Chinese (黄圳圭. 航天器姿态动力学, 长沙: 国防科技大学出版社, 1997. 45—62)

- [20] Yang Daming. Attitude Control System of Spacecraft. Harbin: Harbin Inst. Tech. Press, 2000. 61—62. in Chinese (杨大明编著. 空间飞行器姿态控制系统. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000. 61—62)

THE EFFECT OF DISPLACEMENT OF MASS CENTER ON THE ATTITUDE OF SMALL SATELLITES

HOU Yuemin JI Linhong JIN Dewen

(Department of Precision Instrument and Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084)

Abstract

Contributions on attitude of small satellite have mainly placed emphasize on control system, such as system design, method of control, control algorithms, mathematical model, attitude simulation and the like, but few papers have been published on the relation between attitude stabilization and mass center of small satellites. This paper analyzes effect of the displacement of mass center on attitude of small satellites from the view of structure design and dynamical balancing in light of ellipsoid of kinetic energy and motion equation. The motion equation in this paper is deduced from Lagrange equation of second kind, and represented in terms of matrix to benefit solving the equation by computer and also to make the equation concise. By the equation, the numerical simulations of attitude are carried out for a 50 kg small satellite corresponding to different initial angular velocities and different displacements of mass center. The effect of displacement of mass center on stability of motion of small satellites is also analyzed. The simulations and analysis show that one or several optimal displacement of mass center exists both for attitude stabilization and stability of motion. This paper aims at providing reference for structure design, attitude control, as well as for determining the precision of dynamic balancing.

Key words Small satellite, Attitude, Stability of motion, Dynamic balancing