

文章编号:1001-2486(2011)06-0089-06

## 内编队重力场测量卫星微推力器姿轨一体化控制\*

吉莉, 刘昆, 项军华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**内编队重力场测量卫星通过精密定轨和相对状态测量实现高精度高分辨率地球重力场测量。这两项技术都依赖于精密编队控制和姿态控制。稳态工作期间,要求相对位移必须控制在厘米量级内,外卫星对地定向精度优于 $0.1^\circ$ 。姿轨一体化控制的目标是利用微推力器保障稳态工作期间的科学测量。基于带推力器布局的耦合线性模型进行了内编队重力场测量卫星全推力设计。基于模型预测控制算法实现了卫星的姿轨一体化控制,仿真结果证实全推力器一体化控制方案的可行性与有效性。

**关键词:**内编队;姿轨一体化控制;全推力

**中图分类号:**V239.1 **文献标识码:**A

## Application of Microthrusters of Integrated Orbit and Attitude Control of Inner-formation Gravity Field Measurement Satellite

Ji Li, Liu Kun, Xiang Jun-hua

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

**Abstract:**The inner-formation gravity field measurement satellite was proposed to measure Earth's gravity field with high accuracy and spatial resolution through precise orbit determination and relative state measurement. Both techniques relied on precise formation control and accurate attitude control, during steady-state phase, where the relative displacement had to be suppressed down to centimeter, and the outer-satellite attitude had to be earth-oriented with  $0.1$  degree accuracy. The integrated orbit and attitude control aims to guarantee the scientific measurement during steady-state phase, applying micro-thrusters. The all-propulsion design was processed on a coupled linear model with thruster layout; the integrated orbit and attitude control was implemented based on model predictive control (MPC) algorithm. Simulation results demonstrate the feasibility and validity of this integrated control scheme with micro-thrusters.

**Key words:** Inner-Formation; integrated orbit and attitude control; all-propulsion

内编队重力场测量系统是我国提出的一种通过精密定轨和相对状态测量手段实现高精度重力场测量的方案,由一颗普通卫星和包裹在其内部、物理隔绝的球体构成。将球体称为内卫星,普通卫星称为外卫星<sup>[1]</sup>。内编队系统独特的构形与重力测量原理,要求相对位置控制精度达到厘米量级,姿态稳定精度达到 $0.1^\circ/s$ 。近年来采用微推力器进行卫星编队控制受到持续关注。全推力方式设计能减少可移动部件(如反作用飞轮、陀螺仪以及带传统电子管的轨道姿态控制推力器)引起的内部扰动,势必成为未来空间科学观测任务的主流设计<sup>[2-5]</sup>。作为新概念空间任务,内编队系统需要灵敏有效的控制系统来实现连续阻力补偿。

多处文献将模型预测技术应用于航天器状态跟踪控制。文献[6]将其转换为二次型规划问题并证明了方法的鲁棒性,实现了航天器姿态跟踪控制。文献[7]引入约束更新用于改善系统跟踪性能。文献[8]为保证控制律稳定性,引入终端约束,但对输入输出约束作了简化。上述文献各关注模型预测技术应用的某一方面,不能直接用于解决具有约束耦合特征的内编队系统姿轨一体化控制问题。

本文基于带推力器布局的耦合线性模型进行了全推力设计。建立了内编队系统姿轨一体化控制模型,利用模型预测控制算法实现了内编队重力场测量卫星的姿轨一体化控制,最后对全推力器一体化控制方案的可行性、有效性和控制性能

\* 收稿日期:2011-03-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11002076);国家部委资助项目(51320010201)

作者简介:吉莉(1982—),女,博士生。

进行了仿真验证,表明用微推力器实现内编队系统姿轨一体化控制能够满足任务控制性能需求。

## 1 系统模型

### 1.1 轨道姿态耦合动力学模型

内编队系统运行于近圆近极太阳同步轨道上,平均轨道高度约为 350km。理想状态下,内外卫星质心重合,不存在一般编队飞行所具有的绕飞运动,但实际上扰动会使它们之间发生平动和转动。由于外卫星跟内卫星轨道非常接近,近似认为两者的轨道频率相等,即  $n' \approx n$ 。假定外卫星为刚体,针对稳态工作模式采用小角度近似和常值轨道角速率假设。用  $\mathbf{X} \in \mathbb{R}^{12 \times 1}$  表示外卫星的状态矢量,包含相对位置、相对速度、姿态角及角速度,轨道和姿态一体化模型可以用线性方程近似表示为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (1)$$

其中,

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_t & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{A}_r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_t & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{B}_r \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_t = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \text{diag}_3\left(\frac{1}{m}\right) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_r = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -4n^2\sigma_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & n'(1-\sigma_1) \\ 0 & 3n^2\sigma_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & n^2\sigma_3 & -n'(1+\sigma_3) & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_r = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{J}^{-1} \end{bmatrix},$$

$$\sigma_1 = \frac{I_y - I_z}{I_x}, \quad \sigma_2 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad \sigma_3 = \frac{I_x - I_y}{I_z}.$$

$\mathbf{u} \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$  由内外卫星受力差量和作用在外卫星上的力矩构成;  $m$  是外卫星质量;  $\mathbf{J} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$  是外卫星三轴主惯量构成的惯量矩阵。

### 1.2 推力器布局

内编队重力场测量卫星的推力器组由 1 个轨

道阻力补偿推力器(OTA)和 8 个负责姿态跟踪和非重力扰动补偿的微推力器(MTA)构成,推力器布局见图 1。OTA 安装在体坐标系  $x_b$  轴反向。MTA1~8 安装在  $y_b - z_b$  平面内,分别与  $x_b - y_b$  平面成夹角  $\alpha$ <sup>[5]</sup>。

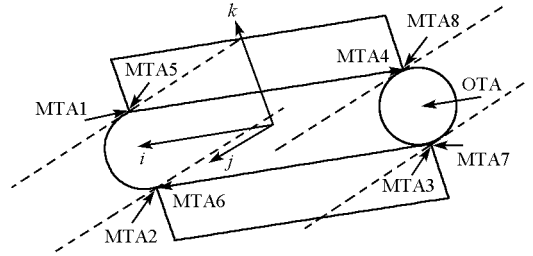


图 1 推力器布局  
Fig. 1 Thruster layout

推力器组输入矩阵为

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -c & -c & -c & -c & c & c & c & c \\ 0 & -s & s & s & -s & -s & s & s & -s \\ 0 & rc & -rc & -rc & rc & -rc & rc & rc & -rc \\ 0 & Ls & -Ls & Ls & -Ls & Ls & -Ls & Ls & -Ls \\ 0 & -Lc & -Lc & Lc & Lc & Lc & Lc & -Lc & -Lc \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中  $c$  表示  $\cos\alpha$ ,  $s$  表示  $\sin\alpha$ ,  $r$  为星体圆形横截面半径,  $L$  为外卫星星体总长度的一半。

由于跟轨道高度相比,内外卫星相对位移非常小,因此在推力转换时近似认为两者质心重合,坐标转移矩阵记为  $\mathbf{T}_{hb}$ 。令  $\mathbf{F}_{tht} \in \mathbb{R}^{9 \times 1}$  表示由 9 个推力器的工作推力构成的推力矢量,输入可表示为:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_{hb} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{H}\mathbf{F}_{tht} \quad (3)$$

## 2 模型预测控制方法

内编队系统一体化动力学方程具有输入可由状态显式线性表示的特征,可以描述为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + \mathbf{G}(\mathbf{x}(t))\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y} &= \mathbf{h}(\mathbf{x}(t)) \end{aligned} \quad (4)$$

将首次出现输入时的输出导数阶数称为临界阶数,记为  $\mu$ 。以  $\mu$  阶 Taylor 级数展开近似输出:

$$\begin{aligned} \mathbf{y}(t+\tau) &= \mathbf{y}(t) + \mathbf{z}(\mathbf{x}(t), \tau) \\ &+ \mathbf{A}(\tau)\mathbf{S}(\mathbf{x}(t))\mathbf{u}(t) \end{aligned} \quad (5)$$

其中  $\mathbf{z}(\mathbf{x}(t), \tau)$  的第  $i$  个元素为  $z_i(\mathbf{x}(t), \tau) = \sum_{k=1}^{\mu_i} \frac{\tau^k}{k!} D_{f_x}^k(h_i)$ ,  $\mu_i (i=1, 2, \dots, p)$  是各个输出的临界阶数。  $D_{f_x}^k(h_i)$  是  $k$  阶 Lie 导数<sup>[6]</sup>。  $\mathbf{A}(\tau)$  是

对角矩阵, 对角元素为  $\lambda_{ii} = \frac{\tau^{\mu_i}}{\mu_i!}, i = 1, \dots, p$ 。  $\mathbf{g}_j$  是  $\mathbf{G}(\mathbf{x}(t))$  的第  $j$  列,  $\mathbf{S}(\mathbf{x}(t))$  的第  $i$  行为  $\mathbf{s}_i = \{D_{g_1}[D_{f_x}^{\mu_i-1}(h_i)], \dots, D_{g_m}[D_{f_x}^{\mu_i-1}(h_i)]\}, i = 1, \dots, p$ 。

目标函数选取为

$$J(\mathbf{u}(t)) = \frac{1}{2} \int_0^{T_p} (\mathbf{e}(t+\tau)^T + \mathbf{u}(t)^T \mathbf{W} \mathbf{u}(t)) d\tau \quad (6)$$

其中  $\mathbf{e}(t+\tau) = \tilde{\mathbf{y}}(t+\tau) - \mathbf{y}(t+\tau)$ ,  $\tilde{\mathbf{y}}(t+\tau)$  表示期望输出,  $T_p$  为预测时长,  $\mathbf{R} = \mathbf{R}^T$  和  $\mathbf{W} = \mathbf{W}^T$  为权值矩阵,  $\mathbf{R}$  正定,  $\mathbf{W}$  半正定。

由于目标函数的二次型属性, 且存在输入输出约束, 式(6)转换成约束二次型规划问题。引入另一个输出误差矢量  $\mathbf{e}'(t+\tau) = \tilde{\mathbf{y}}(t+\tau) - \mathbf{y}(t) - \mathbf{z}(\mathbf{x}(t), \tau)$ , 目标函数变为

$$J(\mathbf{u}) = \int_0^{T_p} \left( -\mathbf{e}'^T \mathbf{R} \mathbf{A} \mathbf{S} \mathbf{u} + \frac{1}{2} \mathbf{u}^T (\mathbf{S}^T \mathbf{A}^T \mathbf{R} \mathbf{A} \mathbf{S} + \mathbf{W}) \mathbf{u} \right) d\tau \quad (7)$$

记为二次型规划标准形式:

$$J(\mathbf{u}) = \mathbf{P}^T \mathbf{u} + \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{H} \mathbf{u} \quad (8)$$

其中  $\mathbf{P} = \left( -\int_0^{T_p} \mathbf{e}'^T \mathbf{R} \mathbf{A} \mathbf{S} d\tau \right)^T$ ,  $\mathbf{H} = \int_0^{T_p} \mathbf{S}^T \mathbf{A}^T \mathbf{R} \mathbf{A} \mathbf{S} d\tau + T_p \mathbf{W}$ 。

系统输入输出约束可以写为  $\mathbf{u}(t)$  的线性约束, 记为  $\mathbf{L} \mathbf{u} \leq \mathbf{K}$ , 其中

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{m \times m} \\ -\mathbf{I}_{m \times m} \\ \mathbf{\Sigma} \mathbf{S}(\mathbf{x}(t)) \\ -\mathbf{\Sigma} \mathbf{S}(\mathbf{x}(t)) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{K} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{\max} \\ -\mathbf{u}_{\min} \\ \int_0^{T_p} [\mathbf{y}_{\max} - \mathbf{y}(t) - \mathbf{z}(\mathbf{x}(t), \tau)] d\tau \\ \int_0^{T_p} [-\mathbf{y}_{\min} + \mathbf{y}(t) + \mathbf{z}(\mathbf{x}(t), \tau)] d\tau \end{bmatrix}$$

$\mathbf{\Sigma} = \int_0^{T_p} \mathbf{A}(\tau) d\tau$ 。约束随状态实时更新。

有了以上的二次型目标函数和线性约束, 运用模型预测技术实现约束线性系统控制就被转换为一个二次型规划问题。

### 3 控制器设计

将上述模型预测控制方法应用于内编队系

统, 实现姿轨一体化控制。

将轨道姿态耦合系统分解为位置、速度、姿态和角速度四部分, 分别以下标  $p, v, e$  和  $\omega$  表示。对位置和姿态有  $\mu = 2$ , 对速度和角速度有  $\mu = 1$ , 从而有  $\mathbf{A} = \text{diag} \left( \frac{1}{2} \tau^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}, \frac{1}{2} \tau^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}, \tau \mathbf{I}_{3 \times 3}, \tau \mathbf{I}_{3 \times 3} \right)$ 。

令  $i : j$  表示从矩阵第  $i$  到第  $j$  行(列), 单个  $:$  表示所有行(列)。 $\mathbf{z}$  和  $\mathbf{S}$  的表达式为

$$\mathbf{z} = [\mathbf{z}_p^T, \mathbf{z}_v^T, \mathbf{z}_e^T, \mathbf{z}_\omega^T]^T \in \Delta^{12 \times 1} \quad (9)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_p &= \frac{\tau^2}{2} \mathbf{A}_l(4 : 6, :) \mathbf{X}_l + \tau \mathbf{A}_l(1 : 3, :) \mathbf{X}_l, \mathbf{z}_v \\ &= \tau \mathbf{A}_l(4 : 6, :) \mathbf{X}_l, \mathbf{z}_e = \frac{\tau^2}{2} \mathbf{A}_r(4 : 6, :) \mathbf{X}_r + \\ &\tau \mathbf{A}_r(1 : 3, :) \mathbf{X}_r, \mathbf{z}_\omega = \tau \mathbf{A}_r(4 : 6, :) \mathbf{X}_r \end{aligned}$$

和

$$\mathbf{S} = [\mathbf{S}_p^T, \mathbf{S}_v^T, \mathbf{S}_e^T, \mathbf{S}_\omega^T]^T \in \Delta^{13 \times 9} \quad (10)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{S}_p &= \mathbf{S}_v = \text{diag}_3 \left( \frac{1}{m} \right) \mathbf{T}_{hb} \mathbf{I} \mathbf{I}(1 : 3, :), \\ \mathbf{S}_e &= \mathbf{S}_\omega = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{I} \mathbf{I}(4 : 6, :). \end{aligned}$$

### 4 性能仿真

外卫星参数如表 1 所示。

表 1 外卫星参数

Tab. 1 Spacecraft parameters

| 项目 | 初始总质量 $m$ | 阻力系数 $C_d$ | 横截面积 $A$             | 总长度 $L$ |
|----|-----------|------------|----------------------|---------|
| 数值 | 145.84 kg | 2.2        | 0.169 m <sup>2</sup> | 2 m     |

仿真中考考虑大气阻力采用指数衰减模型; 重力场采用 10 阶次 EGM96 模型; 太阳光压按最大受晒面积估算; 地磁场采用 10 阶 IGRF 系数模型; 内部相互作用通过  $10^{-10} \text{ m/s}^2$  量级的正态分布随机干扰加速度来描述, 用于满足内编队系统高精度控制性能仿真对所有摄动影响的要求。基于模型预测控制算法, 计算姿轨一体化控制的推进需求。系统输出约束见表 2。

表 2 系统输出约束

Tab. 2 Constraint on outputs

| 项目 | 相对位置 $P_{\max}$ | 相对速度 $V_{\max}$ | 姿态角 $\alpha_{\max}$            | 姿态角速度 $\omega_{\max}$ |
|----|-----------------|-----------------|--------------------------------|-----------------------|
| 数值 | 0.02 m          | 0.01 m/s        | $5 \times 10^{-4} \text{ rad}$ | 0.01 rad/s            |

权值矩阵取为  $\mathbf{R} = \text{diag} (1 \times 10^3 \mathbf{I}_{3 \times 3}, 1 \times 10^3 \mathbf{I}_{3 \times 3}, 10 \mathbf{I}_{3 \times 3}, \mathbf{I}_{3 \times 3})$  和  $\mathbf{W} = \text{diag} (1 \times 10^3 \mathbf{I}_{3 \times 3}, \mathbf{I}_{3 \times 3})$ 。OTA 推力上限 0.4N, MTA 推力上限 0.22mN。所

有推力器的推力下限都是0。

大气状况如图2所示。

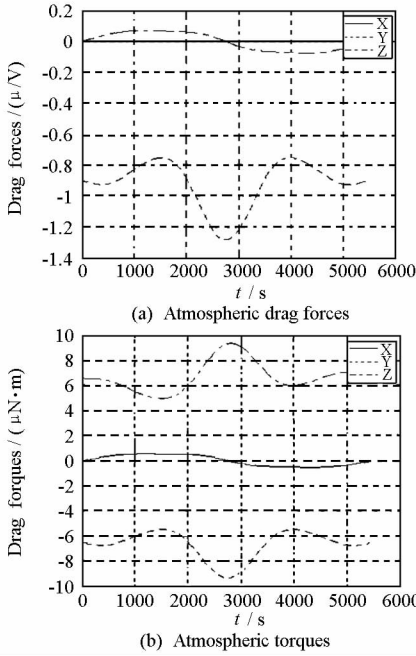


图2 大气阻力和力矩  
Fig.2 Atmospheric profiles

系统推进需求如图3所示。图中有两个振荡频率,其中高频振荡是因为大气阻力随卫星轨道高度变化,低频振荡由编队轨道类型和卫星惯量特征决定。切向推力分量( $y$ 轴)最大且为正,曲线逐渐稳定并呈现带状特性。法向推力分量( $z$

轴)消除来自重力梯度误差和姿态振荡带来的大气阻力分量扰动,其变化主要由大气密度随卫星轨道高度变化造成,在近地点和远地点,重力梯度对推力的影响最小。径向推力分量( $x$ 轴)也在零值上下变化,它的均值偏向负半平面,因为径向存在一个大气阻力分量及其他扰动。

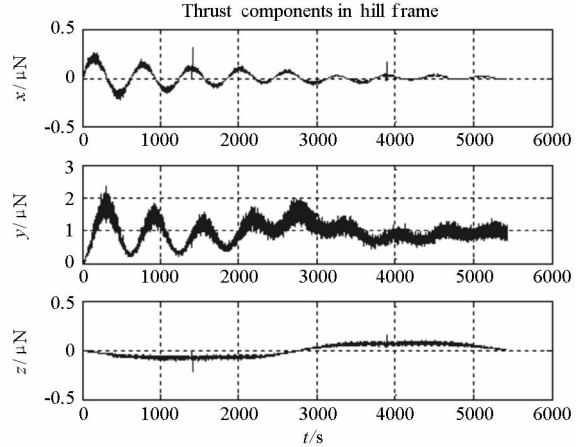


图3 推力三轴分量  
Fig.3 Thrust components

推力器工作推力变化如图4所示。比较OTA推力曲线与图2(a)可以看出,OTA产生的推力消除了大部分大气阻力。相比之下, $x-z$ 平面受到的扰动小得多。微推力器成对工作(1和7,2和8,3和5,4和6),生成力矩进行姿态控制,之间的差量用于补偿 $x-z$ 平面的扰动,实现相对轨道控制。

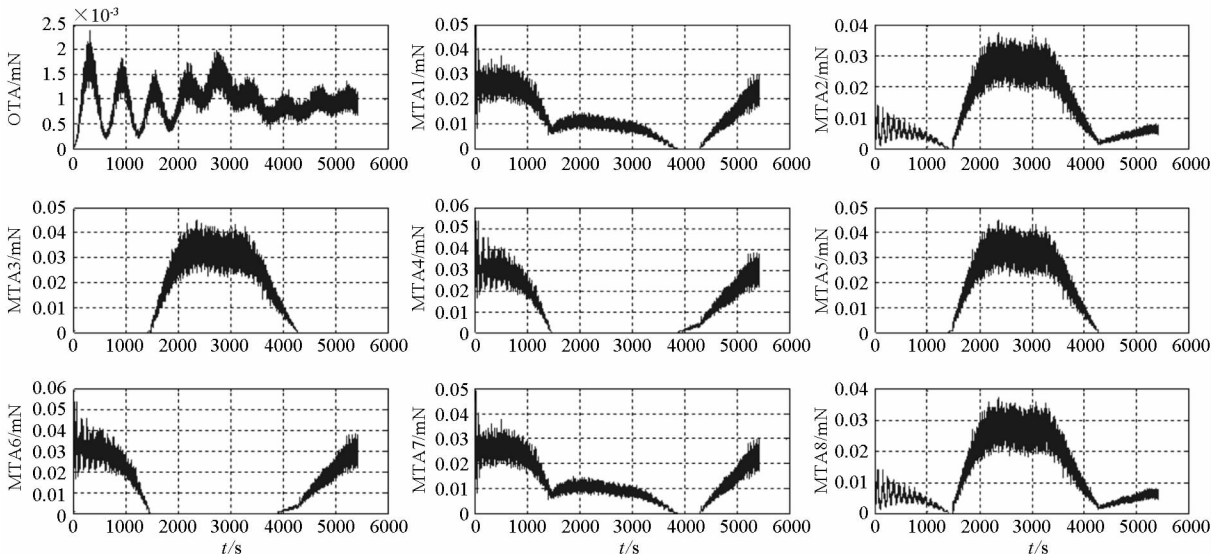


图4 各推力器产生的推力  
Fig.4 Working thrusts of thrusters

外卫星轨道和姿态误差见图5和6。由图可知,推进系统消除了扰动,将所有输出限定在各自约束范围内。

卫星轨道高度的变化情况如图7给出。结果

表明,推进系统不仅修正了相对轨道偏差,而且保持了轨道高度,其修正的状态误差包括卫星实际轨道跟不受环境扰动的纯引力轨道之间的位置偏差。

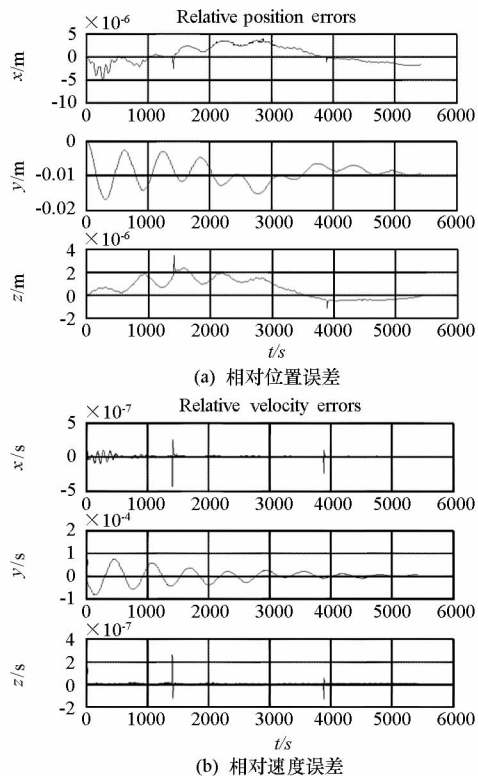


图5 相对轨道残余误差

Fig. 5 Residual errors of relative orbit

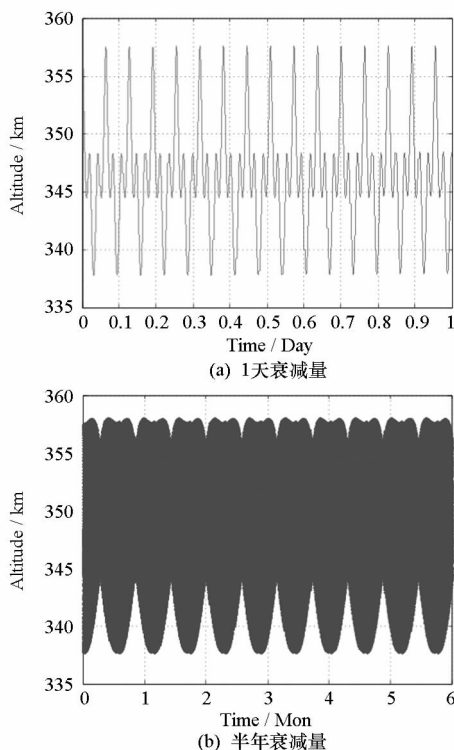


图7 轨道高度衰减变化

Fig. 7 Altitude Decay

### 5 结论

采用微推力器的全推力设计是未来科学观测任务的有效解决方案。内编队系统旨在通过精密定轨和相对状态测量实现高精度高分辨率地球重力场测量。针对内编队系统姿轨一体化控制问题,采用推力受限的微推力器进行轨道姿态耦合控制设计,仿真测试了提出的推力器布局和控制算法。结果表明,考虑10%的测量误差和控制误差,相对位移保持在0.2cm内,外卫星对地指向精度为 $0.1^\circ$ ,满足科学测量性能需求。微推力器对受大气阻力影响明显的低轨内编队系统是颇有前景的备选方案。

### 参考文献:

[1] Wang Z K, Zhang Y L. A Novel Concept of Satellite Gravity Field Measurement System Using Precision Formation Flying Technology [ C ]// 3rd CSA-IAA Conference on Advanced Space Systems and Applications-Satellite Applications and Applied Satellites, Shanghai, China, 2008.

[2] Bassner H, Killinger R, Marx M, et al. Ion Propulsion for Drag Compensation of GOCE [ C ]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, 2000.

[3] Rock St B, Blandino J J, Demetriou A M. Application of Micronewton Thrusters for Control of Multispacecraft Formations in Earth Orbit [ C ]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint

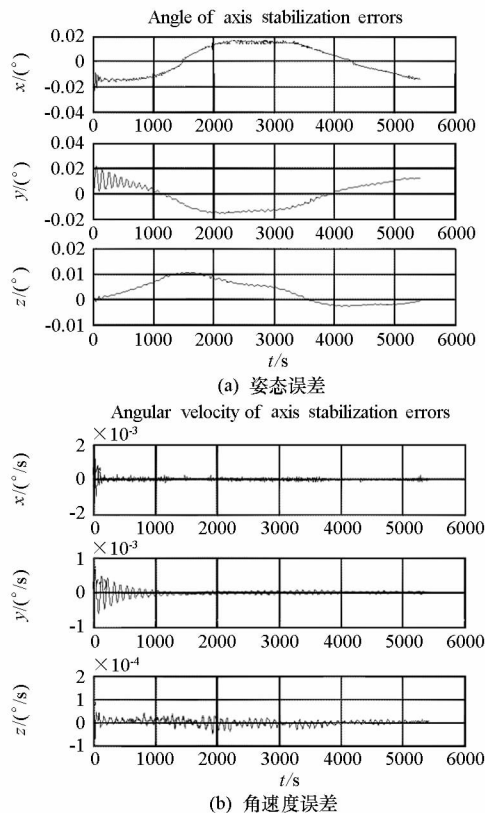


图6 姿态残余误差

Fig. 6 Residual errors of attitude

- Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, Florida, 2004.
- [4] Marchetti J P, Blandino J J, Demetriou A M. Electric Propulsion and Controller Design for Drag-free Spacecraft Operation in Low Earth Orbit [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, California, 2006.
- [5] Canuto E, Massotti L. All-propulsion Design of the Drag-free and Attitude Control of the European Satellite GOCE[J]. Acta Astronautica, 2009, 64: 325 - 344.
- [6] Crassidis L J, Markley L F, Tobin C A, et al. Nonlinear Predictive Control of Spacecraft [C]//Reno, NV: AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 35th, 1997.
- [7] Shearer M C, Heise A S. Constrained Model Predictive Control of a Nonlinear Aerospace System [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Collection of Technical Papers. Boston, MA, Pt. 2, 1998: 772 - 785.
- [8] Prieto D, Ahmad Z. A Drag Free Control based on Model Predictive Technics [C]//2005 American Control Conference, Portland, OR USA, 2005: 1527 - 1532.
- [7] Lucy L B. An Iterative Technique for the Rectification of Observed Distributions [J]. Astronomical Journal. 1974, 79 (6): 745 - 754.
- [8] Joshi N, Kang S B, Lawrence Z C, et al. Image Deblurring using Inertial Measurement Sensors [C]//Proceedings of ACM SIGGRAPH 2010, Los Angeles, California; ACM, 2010: 30 - 1 - 9.
- [9] 邹谋彦. 反卷积与信号复原 [M]. 北京: 国防工业出版社. 2001.
- [10] External Trigger Modes Supported by Point Grey Cameras [EB/OL]. [2011 - 12 - 05] <http://www.ptgrey.com/support/kb/index.asp?a=4&q=239>
- [11] Point Grey camera [EB/OL]. [2011 - 12 - 05]. <http://www.ptgrey.com>
- [12] Arduino Duemilanove [EB/OL]. [2011 - 12 - 05]. <http://www.arduino.cc/>
- [13] Camera Calibration Toolbox for Matlab [EB/OL]. [2011 - 12 - 05]. [http://www.vision.caltech.edu/bouquet/calib\\_doc/](http://www.vision.caltech.edu/bouquet/calib_doc/)
- [14] 于起峰, 陆宏伟, 刘肖林. 基于图像的精密测量与运动测量 [M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [15] 于起峰, 尚阳. 摄像测量学原理与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2009.

(上接第 83 页)

## 参考文献:

- [1] Schuon S, Diepold K. Comparison of Motion Deblur Algorithms and Real World Deployment [J]. Acta Astronautica, 2009, 64 (11/12): 1050 - 1065.
- [2] Ben-Ezra M, Nayar S K. Motion-based Motion Deblurring [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2004, 26(6): 689 - 698.
- [3] Raskar R, Agrawal A, Tumblin J, et al. Coded Exposure Photography: Motion Deblurring Using Fluttered Shutter [C]//Proceedings of ACM SIGGRAPH 2006. Boston, Massachusetts; ACM, 2006: 795 - 804.
- [4] Yuan L, Sun J, Quan L, et al. Image Deblurring with Blurred/Noisy Image Pairs [C]//Proceedings of ACM SIGGRAPH 2007. San Diego, California; ACM, 2007: 1 - 1 - 8.
- [5] Levin A, Sand P, Cho T S, et al. Motion Invariant Photography [C]//Proceedings of ACM SIGGRAPH 2008. Los Angeles, California; ACM, 2008, 27(3): 1 - 8.
- [6] Agrawal A, Xu Y, Raskar R. Invertible Motion Blur in Video [C]//Proceedings of ACM SIGGRAPH 2009. New Orleans, LA, USA; ACM, 2009: 95 - 1 - 8.