

doi: 10.7690/bgzdh.2014.04.024

# 基于立体视觉的非合作航天器超近距离相对导航

于晓婷<sup>1</sup>, 郁丰<sup>2</sup>, 吴佳鹏<sup>3</sup>(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学航天学院, 南京 210016;  
3. 中国航天恒星科技有限公司, 北京 100086)

**摘要:** 为实现空间中无法直接获取位姿信息的非合作航天器的相对导航, 在充分考虑目标星在空间中做自由翻滚的前提下, 提出一种基于立体视觉的超近距离非合作航天器相对导航理论。根据相对位姿动力学模型推导其状态方程, 利用立体视觉系统提供观测数据, 在此基础上设计扩展卡尔曼滤波器, 确定目标卫星相对于追踪星的相对位置, 相对速度和角速度, 从而优化和引导机械臂捕获目标航天器, 并通过实例进行仿真验证。仿真结果表明: 该方法对相对位置的估计精度优于 0.01 m, 相对姿态精度优于 0.02°, 能有效提高超近距离非合作航天器相对导航的精度。

**关键词:** 非合作航天器; 立体视觉系统; 位姿确定

**中图分类号:** TJ86 **文献标志码:** A

## Stereo Vision Based Super Close Relative Navigation for Non-Cooperative Spacecraft

Yu Xiaoting<sup>1</sup>, Yu Feng<sup>2</sup>, Wu Jiapeng<sup>3</sup>(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;  
3. Space Star Technology Co., Ltd., Beijing 100086, China)

**Abstract:** For realizing relative navigation of non-cooperative spacecrafts which can't acquire position and attitude information, considering target star free to tumble at space, proposes a theory that super close relative position and attitude determination between non-cooperative spacecrafts based on stereo vision. According to relative position and attitude dynamics model, deduce state equation, use stereo vision system to provide observation data. Based on this, design extended Kalman filter. Ensure relative position of relative satellite to tracking star, relative speed and angular velocity. Optimize and guide manipulator to capture the target spacecraft, then use example to carry out simulation verification. The simulation results show the stability of designed system, and the estimation accuracy of relative position in this paper is better than 0.01 m, accuracy of relative attitude reaches 0.02°. The filtering algorithms in this paper can effectively improve the accuracy of ultra-close relative navigation for non-cooperative spacecraft.

**Keywords:** non-cooperative spacecraft; stereo vision system; position and attitude determination

### 0 引言

随着空间技术的飞速发展, 航天器的临近空间操作已成为未来发展趋势之一。然而, 大多数已在轨服务的航天器并没有预先安装合作标志器, 且没有可交互的传感器, 目标星与追踪星之间没有直接的信息交流<sup>[1]</sup>, 针对此类非合作航天器, 立体视觉系统因其低能耗、高性价比等特性已经成为常用的 3D 传感器<sup>[2]</sup>。

国内的学者在视觉导航方面取得了一些成果, 张世杰等假设已知目标航天器的结构模型信息, 利用单个光学相机实现了非合作航天器接近操作过程中 200 m 以内的相对位姿参数测量的迭代算法<sup>[3]</sup>; 徐文福等提出了基于立体视觉的非合作目标自主识别与位姿测量方法<sup>[4]</sup>。但是上述研究均基于静态的

方法对目标进行解析解算, 未使用多历元的方法来提高目标状态的测量精度, 很容易造成较大的误差。周军等设计的滤波器使得从星根据加速度计、陀螺和立体视觉系统的输出, 在仅获得主星的外观特征和一些静态参数的情况下, 能自主进行相对位置和姿态的确定<sup>[5-6]</sup>, 但其推导的模型讨论的是目标卫星的本体系与轨道系重合的情况。国外也有学者利用卡尔曼滤波器对主星状态进行修正, 使用主星陀螺信息对其姿态进行修正, 因而得到更高精度<sup>[7]</sup>。

针对以上问题, 笔者将历史观测数据用于状态估计, 不仅可以估计目标卫星的实时位置与姿态, 还可以预估其运动速度和角速度, 以便机械臂以最优路径对目标星进行捕获<sup>[8]</sup>; 即使在光照不足或存在遮挡物等无法提供可用观测数据时, 也可为控制系统提供可靠的位姿反馈信息。基于此, 笔者提出

收稿日期: 2013-11-10; 修回日期: 2013-12-15

基金项目: 国家自然科学基金(61203197); 中国航天科技集团公司卫星应用研究院开放基金

作者简介: 于晓婷(1990—), 女, 山东人, 硕士, 从事基于视觉的非合作卫星自主导航和控制研究。

一种基于立体视觉的非合作航天器超近距离相对导航方法，可以有效地预估目标星的运动状态，高精度地估计出相对位姿信息。

### 1 坐标系定义

为便于分析，分别定义如下坐标系：

1) 目标星轨道坐标系  $O_t-\bar{x}_t\bar{y}_t\bar{z}_t$ ，原点  $O_t$  与目标星质心重合， $\bar{x}_t$  轴的方向为卫星位置矢量  $\mathbf{r}$ ， $\bar{z}_t$  的方向垂直于  $O_t-\bar{x}_t\bar{y}_t$  平面， $\bar{y}_t$  的方向符合右手定则；同样，追踪星轨道系为和  $O_c-\bar{x}_c\bar{y}_c\bar{z}_c$ 。轨道系与惯性系  $O-X_tY_tZ_t$  的关系如图 1。

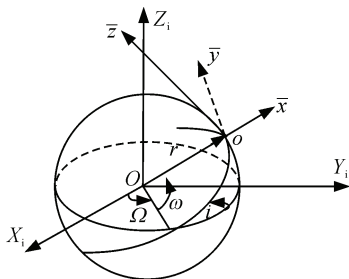


图 1 卫星轨道坐标系

2) 本体系：  $O_t-x_t y_t z_t$  为目标航天器本体坐标系，原点定义在目标航天器质心处；三轴分别沿目标航天器的 3 个惯量主轴，并构成右手坐标系；同样，追踪星本体系为  $O_c-x_c y_c z_c$ 。

3) 像平面坐标系  $O(U, V)$ ，原点  $O$  定义为相机光轴与图像平面的交点，位于图像中心；采用直角坐标系， $U$  轴和  $V$  轴分别与图像像素的列数和行数平行。

4) 相机坐标系  $C-XYZ$ ，原点  $C$  定义为投影透镜的中心，各轴指向与  $O_c-x_c y_c z_c$  指向一致，与像平面关系如图 2 所示；左右相机原点分别定义为  $C_L$  和  $C_R$ ，与追踪星原点之间有确定的平移关系。

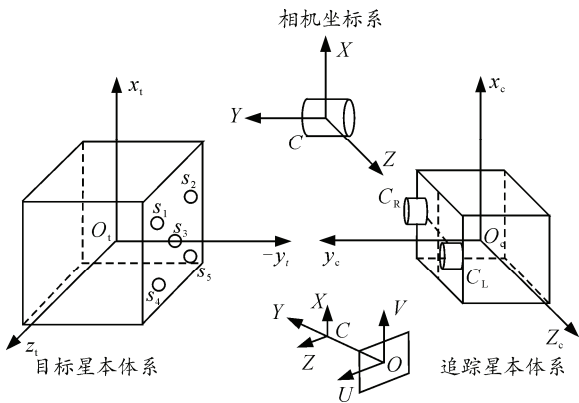


图 2 非合作航天器立体视觉系统坐标系

## 2 系统模型

### 2.1 相对位姿动力学方程

基于文中所模拟的两星相对距离较小，且仿真时间不长，Hill 方程有足够的精确性。在不考虑轨道摄动时，根据 Hill 方程，在目标卫星轨道系中建立两星质心间的相对位置动力学模型：

$$\begin{cases} \delta\ddot{x}-3n^2\delta x-2n\delta\dot{y}=0 \\ \delta\ddot{y}+2n\delta\dot{x}=0 \\ \delta\ddot{z}+n^2\delta z=0 \end{cases} \quad (1)$$

其中： $n$  为目标卫星的平均轨道角速率； $\delta x, \delta y, \delta z$  为追踪星在目标星轨道系下的坐标。

因笔者所研究的非合作卫星已经失去控制，角速度无法通过姿态敏感器获得，考虑到目标星最终在空间中做自由翻滚，根据如下姿态动力学方程来模拟目标星的角速度解析模型<sup>[9]</sup>：

$$M_t = I_t \dot{\omega}_{tb} + \omega_{tb} (I_t \omega_{tb}) \quad (2)$$

其中： $\omega_{tb}$  为目标卫星的角速度； $I_t$  为转动惯量； $M_t$  为转动力矩。

根据姿态运动学的关系，可以很容易地得出追踪星本体相对目标卫星本体的角速度：

$$\omega_{ct} = \omega_{cb} - A(q_{ct}) \omega_{tb} \quad (3)$$

其中： $\omega_{ct}$  为追踪星本体相对于目标星本体的角速度； $\omega_{cb}$  和  $\omega_{tb}$  分别为追踪星本体和目标卫星本体相对惯性系的角速度； $q_{ct}$  为追踪星本体相对目标卫星本体的姿态四元数； $A(q_{ct})$  为追踪星相对目标卫星的姿态转换矩阵。根据姿态动力学方程可得追踪星本体相对目标卫星本体的相对姿态动力学模型：

$$\dot{q}_{ct} = \frac{1}{2} \Omega(\omega_{ct}) q_{ct} \quad (4)$$

鉴于追踪星上装载的星上敏感器可以实时反馈高精度的从星状态，且可对其状态加以控制，假设追踪星本体的状态为已知，并选取如下状态变量：

$$\mathbf{X} = [\boldsymbol{\rho}^T \ \dot{\boldsymbol{\rho}}^T \ q_{ct}^T \ \omega_{tb}^T]^T \quad (5)$$

其中， $\boldsymbol{\rho}$  和  $\dot{\boldsymbol{\rho}}$  分别为目标卫星相对追踪星的相对位置和速度。

根据式 (1)、式 (2) 和式 (4)，系统连续状态方程可记为：

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = f(\mathbf{X}(t), t) \quad (6)$$

### 2.2 状态方程的建立

令  $\rho = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$  表示两卫星的相对位置信息,  $\dot{\rho} = [\delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}]^T$  表示两卫星的相对速度信息, 则可得如下关系:

$$\begin{bmatrix} \dot{\rho} \\ \ddot{\rho} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{F}_1 & \mathbf{F}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} w_1 \quad (7)$$

其中,  $\mathbf{F}_1 = \begin{bmatrix} 3n^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 \end{bmatrix}$ ,  $\mathbf{F}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 2n & 0 \\ -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ 。  $w_1$  为

系统模型误差。

根据姿态动力学方程 (2) 建立目标卫星本体相对惯性系的角速度误差模型:

$$\Delta \dot{\omega}_{tb} = \mathbf{I}_t^{-1} \frac{\partial [\omega_{tb} \times (I_t \omega_{tb})]}{\partial \omega_{tb}} \Big|_{\omega_{tb} = \hat{\omega}_{tb}} = \mathbf{I}_t^{-1} \{ [(I_t \hat{\omega}_{tb}) \times] - (\hat{\omega}_{tb} \times) I_t \} \Delta \omega_{tb} + \mathbf{I}_t^{-1} \Delta M_t \quad (8)$$

其中:  $\hat{\omega}_{tb}$  为  $\omega_{tb}$  的标称值;  $\Delta \omega_{tb}$  为目标卫星本体相对惯性系的角速度误差。

考虑到目标卫星失去控制后, 基本上不受任何力矩的作用, 即力矩为 0, 只受到干扰力矩误差的影响。因此, 式 (8) 可转化为:

$$\Delta \dot{\omega}_{tb} = \mathbf{I}_t^{-1} \{ [(I_t \hat{\omega}_{tb}) \times] - (\hat{\omega}_{tb} \times) I_t \} \Delta \omega_{tb} + \mathbf{n}_{m_t} \quad (9)$$

其中  $\mathbf{n}_{m_t}$  为转动惯量逆矩阵与干扰力矩误差的乘积。

定义相对姿态的估计四元数  $\hat{q}_{ct}$  和误差四元数  $\delta q_{ct}$ , 则  $\hat{q}_{ct}$ 、 $\delta q_{ct}$  与  $q_{ct}$  之间的关系为:

$$q_{ct} = \hat{q}_{ct} \otimes \delta q_{ct} \quad (10)$$

将式 (3) 代入式 (4), 并对其围绕预测值展开, 形成误差增益方程<sup>[7]</sup>。

$$\Delta \dot{q}_{ct13} = -[\hat{\omega}_{cb} \times] \Delta q_{ct13} - 0.5 \mathbf{A} (\Delta q_{ct}) \hat{\omega}_{tb} - 0.5 \mathbf{A} (\hat{q}_{ct}) \Delta \omega_{tb} - 0.5 \Delta \omega_{cb} \quad (11)$$

其中:  $\Delta q_{ct13}$  为  $\delta q_{ct}$  的矢量部分;  $\Delta \omega_{tb}$  为目标卫星本体相对于惯性空间的角速度误差。

因此, 根据式 (7)、式 (9) 和式 (11), 系统的状态方程可表示为:

$$\Delta \dot{X}(t) = \mathbf{F} \Delta X(t) + \mathbf{G} w \quad (12)$$

其中

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{F}_1 & \mathbf{F}_2 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -[\hat{\omega}_{cb} \times] & -0.5 \mathbf{A} (\hat{q}_{ct}) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_t^{-1} \{ [(I_t \hat{\omega}_{tb}) \times] - (\hat{\omega}_{tb} \times) I_t \} \end{bmatrix}$$

对式 (12) 按离散周期  $T$  进行离散化为:

$$\Delta X_{k+1} = \Phi_{k+1/k} \Delta X_k + \Gamma_{k+1/k} W_k \quad (13)$$

其中:  $\Phi_{k+1/k}$  为状态转移矩阵,  $k+1/k$  表示从“ $k$ ”时刻转移到“ $k+1$ ”;  $\Gamma_{k+1/k}$  表示系统噪声系数阵。 $\Phi_{k+1/k}$  和  $\Gamma_{k+1/k}$  的计算公式为:

$$\begin{aligned} \Phi_{k+1,k} &= \sum_{i=0}^n \frac{\mathbf{F}_k^i}{i!} (t_k - t_{k-1})^i \\ \Gamma_k &= T \sum_{i=0}^n \frac{\mathbf{F}_k^{n-i}}{n!} (t_k - t_{k-1})^{n-i} B_k \end{aligned} \quad (14)$$

## 3 观测方程

### 3.1 立体视觉观测模型的建立

在空间近距离接近过程中, 随着距离靠近, 失效卫星不能当作质点模型, 而需要当作分布质量模型处理; 因此, 笔者通过立体视觉观测追踪星与目标卫星表面特征点间的相对位置。

图 3 中  $f$  为特征点,  $r_{feature}$  为目标星特征点相对目标星质心在目标星本体系下的位置矢量;  $C$  点为两相机中心点,  $r_{camera}$  为相机相对目标星在追踪星本体系下的位置矢量;  $\rho$  为两星质心相对距离在目标星轨道系下的投影;  $\rho'$  为立体视觉得到相机中心坐标系下特征点的坐标。

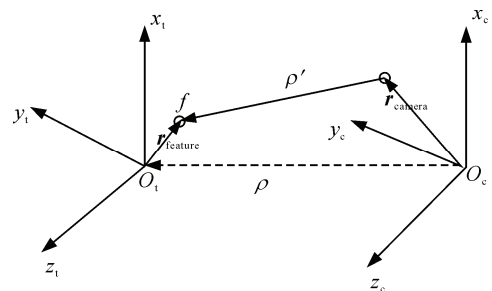


图 3 两星观测关系简易结构

由图 3 可得出追踪星、目标星及特征点间的相对关系如下, 其中  $m$  表示目标星轨道系:

$$\rho + C_{O_t}^m r_{feature} = C_{O_c}^m C_C^{O_c} (\rho' + v) + C_{O_c}^m r_{camera} \quad (15)$$

其中:  $C_C^{O_c}$  为相机坐标系相对追踪星本体系的坐标;

$C_{O_c}^m$  和  $C_{O_c}^m$  分别为目标星本体系和追踪星本体系相对于目标星轨道系的姿态转换矩阵； $\nu$  为立体视觉系统的观测噪声。

由立体视觉系统测量到的特征点在追踪星本体系下的坐标可由式 (16) 计算：

$$Z = C_{O_c}^m A(q_{ct}) r_{feature} + \rho - C_{O_c}^m C_C^{O_c} \nu \quad (16)$$

其中， $A(q_{ct})$  为由四元数表示的从目标星本体系到追踪星本体系的姿态转换矩阵。

### 3.2 线性化处理

因观测数据并非连续，将量测方程表示为式 (17) 所示离散形式：

$$Z_k = H(\rho_k, q_{ct,k}) + v_k \quad (17)$$

其中  $v_k$  表示观测噪声，则观测噪声方差阵： $R = C_{O_c}^m C_C^{O_c} v_k v_k^T C_C^{O_c T} C_{O_c}^m T$ 。

用立体视觉系统同时观测目标星上 5 个特征点与追踪星的相对位置。式 (17) 为关于状态变量  $\Delta X$  的非线性方程，根据扩展卡尔曼滤波理论<sup>[10]</sup>及姿态四元数的关系，分别求取  $H(q_{ct,k}, \rho_k)$  关于  $\Delta X$  在标称值  $\Delta \hat{X}_k$  处的偏导，可得观测系数矩阵：

$$H_{(n)} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & 2C_{O_c}^m [A(\hat{q}_{ct}) r_{f1} \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & 2C_{O_c}^m [A(\hat{q}_{ct}) r_{f2} \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & 2C_{O_c}^m [A(\hat{q}_{ct}) r_{fn} \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

## 4 仿真验证与分析

笔者认为追踪星从低轨加速最终进入目标星运行轨道并从后方逼近，最终保持约 10 m 的相对距离，追踪星的机载摄像机安装在靠近目标星一侧。假设目标星为边长 1 m 的正方体，三轴的转动惯量矩阵  $I_t = \text{diag}(15, 200, 30) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。笔者所研究的非合作目标与追踪星间无主动的信息交流，特征点也是卫星表面的自然特征，但是如果目标星是己方研制的，可以认为其结构是已知的，但如果卫星结构信息未知，笔者已研究一种标定算法来重建目标星坐标系及特征点坐标。所以此处不再赘述，直接给出特征点坐标，如图 2 特征点分布在垂直于惯量主轴的一侧，5 个特征点在目标星本体坐标系的坐标分别为  $s_1=[0.5, -1, 0.5]^T$ ， $s_2=[0.5, -1, -0.5]^T$ ， $s_3=[0, -1, 0]^T$ ， $s_4=[-0.5, -1, 0.5]^T$ ， $s_5=[-0.5, -1, -0.5]^T$ 。

滤波初值的协方差矩阵为  $P_{0/0} = \text{diag}(\sigma_\rho^2, \sigma_\rho^2, \sigma_{q_{ct13}}^2, \sigma_{\omega_1}^2)$ ，其各分量的值及状态量初值如表 1 所示。

表 1 滤波初值量

状态初值	协方差各分量初值
$\rho_0(0)=[0, 1, 0]^T \text{ m}$	$\sigma_\rho^2=[1, 1, 1]^2 \text{ m}^2$
$\dot{\rho}_0(0)=10^{-2} \times [1, 2, 5]^T \text{ (m/s)}$	$\sigma_{\dot{\rho}}^2=[0.1, 0.1, 0.1]^2 \text{ (m/s)}^2$
$q_{ct0}(0)=[1, 1, 2, -1]^T$	$\sigma_{q_{ct13}}^2=[0.1, 0.1, 0.1]^2$
$\omega_{t0}(0)=[0.1, 0.5, 0.2]^T \text{ ((}^\circ\text{/s)}$	$\sigma_{\omega_1}^2=10^{-4} \times [1, 1, 1]^2 \text{ (rad/s)}^2$

系统噪声为均值为 0 的高斯白噪声，系统噪声方差阵为  $Q=10^{-12} \text{ eye}(6)$ 。立体视觉系统的量测噪声各分量也服从高斯分布，测量精度为  $[0.01 \text{ m}, 0.01 \text{ m}, 0.01 \text{ m}]^T$ 。

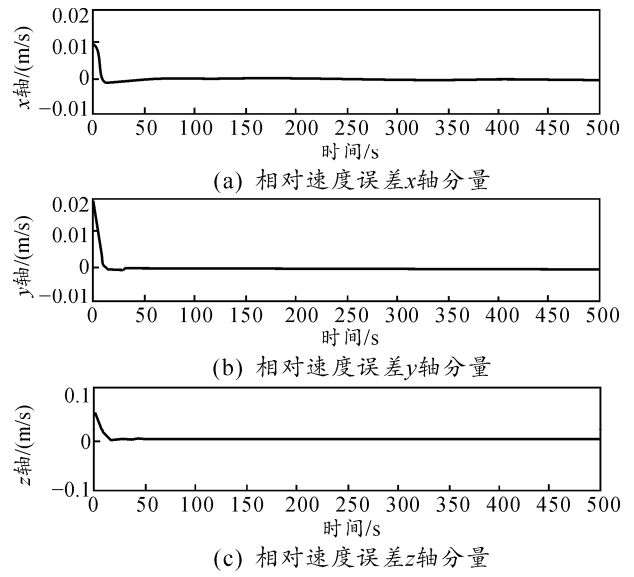


图 4 相对速度误差

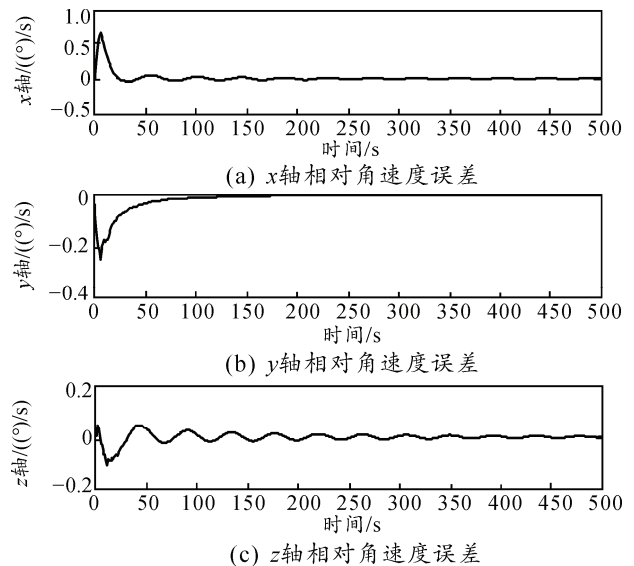


图 5 目标星角速度误差

笔者所设计的滤波器不仅可以有效估计目标星与追踪星的相对位置和姿态，还可以预估其运动速

度(图 4)和角速度(图 5),以便引导追踪星机械臂以最优化的路径截获目标卫星。从以上仿真结果可以看出:如图 6 所示,相对位置在很短的时间(约 50 s)内收敛,收敛后几乎无波动,跟踪效果较好,相对位置精度优于 0.01 m;与相对位置相比,图 7 中相对姿态角收敛速度略慢,据分析是由于模型中姿态四元数与目标星角速度存在耦合,经线性化等数学过程的处理,产生部分误差,但最终相对姿态角也能在 100 s 内收敛,且精度优于 0.02°。

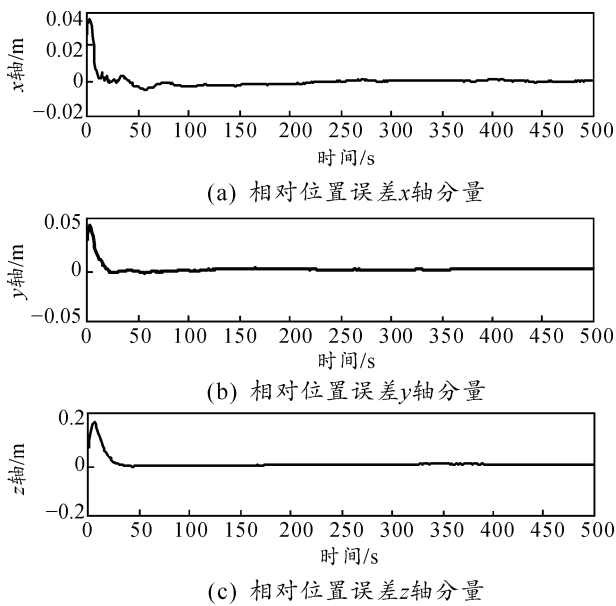


图 6 相对位置误差

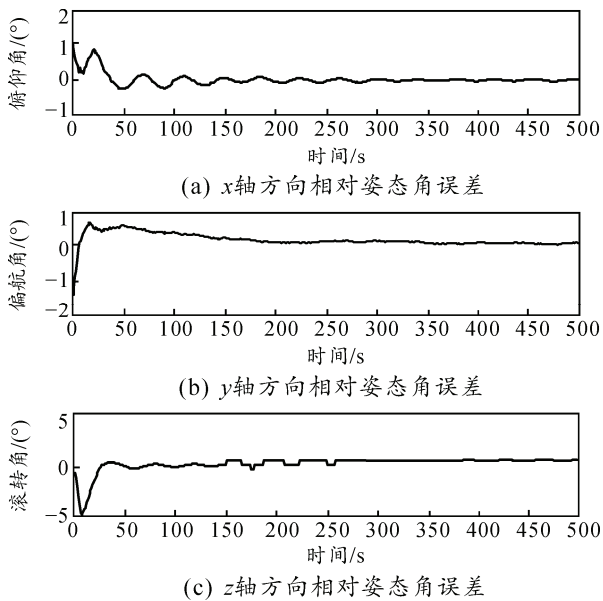


图 7 相对姿态角误差

由于太空环境非常复杂,照明不足或其他意外状况都可能导致观测输入中断,且笔者所研究的相

对导航距离为 10 m 左右,要求更高的灵活性和自主性。针对以上问题,图 4~图 7 在仿真时,400~500 s 时间内不向系统输入观测信息,状态输出完全由滤波器根据历史观测数据估计而来,从仿真结果可以看出:在 400~500 s 内,滤波结果非常平稳地向真值逼近,观测数据中断并未影响状态估计。因此,在超近距离逼近过程中,基于立体视觉的滤波算法有较强的抗干扰性和自主导航能力。

### 5 结论

笔者推导的模型能够在目标卫星本身无法提供位置、姿态信息的情况下,根据目标卫星本身的外观特性,基于立体视觉系统构建相对位置姿态模型;并设计了卡尔曼滤波器,在保证精度的同时有效地估计出相对位置、姿态,即使在观测数据出现短暂失效时,也可为控制系统提供可靠的位姿反馈信息。该研究可为空间失效卫星的交会对接及超近距离巡视等在轨操作的安全、可靠实现提供技术支持。

### 参考文献:

- [1] 杨琳雪. 非合作航天器间单目视觉快速位姿确定算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 1.
- [2] Shai Segal, Avishy Carmi, Pini Gurfil. Stereovision-Based Estimation of Relative Dynamics Between Noncooperative Satellites: Theory and Experiments[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 24(3): 1-17.
- [3] 张世杰, 曹喜滨, 陈闽. 非合作航天器间相对位姿的单目视觉确定算法[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(5): 564-568.
- [4] 徐文福, 刘宇, 梁斌, 等. 非合作航天器的相对位姿测量[J]. 机器人, 2010, 32(1): 61-69.
- [5] 周军, 白博, 于晓川. 一种非合作目标相对位置和姿态确定方法[J]. 宇航学报, 2011, 32(3): 516-521.
- [6] 王玉杰, 曹聚亮, 胡小平. 平滑算法在航空物探高精度姿态测量中的应用[J]. 兵工自动化, 2012, 31(9): 59-64.
- [7] Son-Goo K, John L C, Yang C, et al. Kalman filtering for relative spacecraft attitude and position estimation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(1): 133-143.
- [8] Farhad Aghili, Kourosh Parsa. An Adaptive Vision System for Guidance of a Robotic Manipulator to Capture a Tumbling Satellite with Unknown Dynamics[J]. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2008: 3064-3071.
- [9] 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, 2006: 81-81.
- [10] 汪淑华. 最优滤波与应用[M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 2006: 141-148.