

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.06.001

基于序列图像的非合作目标自主导航及验证

王大轶 葛东明 史纪鑫 邓润然 朱卫红 邹元杰

(中国空间技术研究院北京空间飞行器总体设计部,北京,100094)

摘要:针对空间自旋或章动运动的非合作目标运动感知与估计问题,给出了一种基于序列图像的运动测量与状态估计方法。所给出的方法由两部分组成:(1)采用立体视觉测量目标三个非共线的特征点,建立目标参考系并实现相对姿态的测量;(2)采用目标运动学和动力学方程,推导了扩展卡尔曼滤波器,实现目标角速度和惯量比的估计。最后,分别给出了数学仿真和物理试验:(1)利用数学仿真验证了所给出的卡尔曼滤波估计算法在不同目标运动情况下的收敛性;(2)利用机械臂模拟目标的自旋运动,利用双目相机采集目标运动图像,试验结果验证了所给出的运动测量与状态估计方法可以连续的给出目标角速度的精确估计。

关键词:非合作目标;序列图像;自主导航;仿真验证(导航、制导与控制)

中图分类号:V249.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2018)06-0727-07

Non-cooperative Target Autonomous Navigation and Verification Based on Sequence Image

WANG Dayi, GE Dongming, SHI Jixin, DENG Runran, ZHU Weihong, ZOU Yuanjie

(Institute of Spacecraft System Engineering, Chinese Academy of Space Technology, Beijing, 100094, China)

Abstract: A motion measurement and state estimation method based on sequence image is presented for the motion perception and estimation for non-cooperative target with spatial spin or nutation motion. The method consists of two parts. (1) Stereo vision is used to measure the three non-collinear feature points of the target, to establish the target reference system and to measure the relative attitude. (2) The extended Kalman filter is derived to estimate the target angular velocity and inertia ratio using the target kinematics and dynamics equations. Finally, numerical simulation and physical experiment are conducted. The simulation results verified the convergence of the proposed Kalman filter estimation algorithm under different target motions. The robotic arm is used to simulate the spin motion of the target, and the target moving image is acquired by the binocular camera. The experimental results verify that the proposed motion measurement and state estimation method can continuously provide an accurate estimation of the target angular velocity.

Key words: non-cooperative target; sequence image; autonomous navigation; simulation verification

基金项目:国家自然科学基金(61690215, 61640304, 61573060, 61203093, 61803027)资助项目;国家杰出青年科学基金(61525301)资助项目。

收稿日期:2018-09-18; **修订日期:**2018-11-10

作者简介:王大轶,研究员,博士生导师,国家杰出青年科学基金获得者,国防科技卓越青年科学基金获得者。研究方向:航天器自主导航和自主诊断重构技术。

通信作者:葛东明,男,高级工程师,E-mail:gedm1982@163.com。

引用格式:王大轶,葛东明,史纪鑫,等. 基于序列图像的非合作目标自主导航及验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 727-733. WANG Dayi, GE Dongming, SHI Jixin, et al. Non-cooperative target autonomous navigation and verification based on sequence image[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 727-733.

故障航天器在轨维修、失效卫星拯救、废弃卫星减缓回收等已成为航天技术发展面对和待解决的现实问题,无人空间机器人是解决这些问题的关键技术之一^[1-3]。由于故障航天器一般不具备专门的合作机构,且往往处于自旋或翻滚状态,机械臂在轨空间操作往往涉及与自由漂浮目标的物理接触,抓捕风险很大。对于这类非合作的故障航天器,在抓捕前精确获取其运动状态、形状和惯量比等信息,是保证目标被成功捕获的重要前提^[4-6]。

对于空间失控目标,目前主要采用非接触式的测量技术获取目标相对服务航天器的相对位姿信息。Terui, Kamimura 和 Nishida 利用立体视觉测量目标点云数据,并采用基于已知目标三维模型的迭代最近点(Iterative closest point, ICP)算法获取相对位姿估计^[7]。Neptec 公司和加拿大太空局早期开发了激光相机系统(Laser camera system, LCS)系统^[8-10],但由于其近距分辨率较低,后期在此基础上,结合了三角测量和飞行时间原理,开发了能够同时兼顾高精度近距离和远距离观测要求的三角测量雷达传感器(Triangulation-LIDAR sensor, TriDAR)系统^[11],以测量系统获得的相对位姿作为观测输入,通常采用卡尔曼滤波原理估计目标的线速度、角速度、惯量比等参数。Thienel 和 Queen 等人研究了一种非线性滤波估计方法,以满足哈伯望远镜机械臂在轨服务的测量要求^[12]。Lichter 和 Dubowsky 研究了基于序列图像的动态目标运动状态、几何形状和惯性参数的估计方法^[13]。Aghili 和 Parsa 研究了翻滚目标运动状态和参数的自适应卡尔曼滤波估计方法^[14]。Zhang 等人研究了翻滚航天器的相对姿态和位置估计方法^[15]。Yuan 等人研究了基于常值状态滤波器的翻滚航天器惯性估计和姿态预测方法^[16]。Shtark 和 Gurfil 研究了基于立体视觉的非合作目标相对位置和速度的测量估计方法^[17]。Pesce, Lavagna 和 Bevilacqua 研究了基于立体视觉的非合作目标姿态、运动和惯量比的测量估计方法^[18]。

针对失效航天器的非接触式姿态运动感知与估计问题,本文研究了基于序列图像的非合作目标的运动测量与状态估计方法。首先,由于故障航天器姿态失效后,主要是绕其最大惯量轴的自旋或章动运动,给出了基于目标3个非共线特征点的立体视觉相对姿态测量方法;其次,推导了基于姿态四元素的扩展卡尔曼滤波估计方法,实现了目标角速度和惯量比的估计;再次,利用数学仿真验证了所给出的卡尔曼滤波估计算法在不同目标运动情况下的收敛性;最后,利用机械臂模拟目标的自旋运动,利用双目相机采集目标运动图像,试验结果验

证了所给出的运动测量与状态估计方法可以连续的给出目标角速度的精确估计。

1 基于立体视觉的目标运动测量与状态估计

立体视觉测量系统由安装在服务航天器上的两部相机组成,设相机平行放置,构成平行式双目立体视觉模型,如图1所示。左相机光心处为相机坐标系 $o_c x_c y_c z_c$,右相机位于左相机 x 轴上,基线长度为 b ,两台相机内参一致,焦距为 f ,像元大小为 μ ,主点为 u_0 和 v_0 。对于目标航天器上的某一特征点 P_1 ,其在左相机图像像素坐标系 $o_l u_l v_l$ 和右相机图像像素坐标系 $o_r u_r v_r$ 的投影点为 p_l^1 和 p_r^1 。那么,根据透视投影的几何原理,得第 i 个特征点 P_i 在相机参考系中的坐标为

$$\begin{aligned} P_{ix} &= \frac{P_{iz}\mu(p_{lx}^i - u_0)}{f} \\ P_{iy} &= \frac{P_{iz}\mu(p_{ly}^i - v_0)}{f} \\ P_{iz} &= \frac{fb}{\mu(p_{rx}^i - p_{lx}^i)} \end{aligned} \quad (1)$$

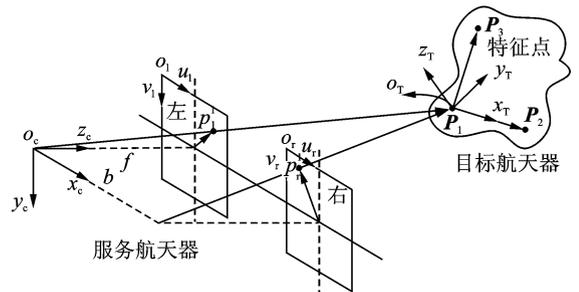


图1 立体视觉相对姿态测量示意图

Fig. 1 Schematic diagram of stereo vision relative attitude measurement

当同时观测到目标上的3个非共线的特征点 P_1, P_2, P_3 时,可以建立目标坐标系。定义目标坐标系的原点 o_T 为 P_1 , x_T 轴方向为矢量 $\overrightarrow{P_1 P_2}$, 其单位矢量为

$$r_x = \frac{\overrightarrow{P_1 P_2}}{\|\overrightarrow{P_1 P_2}\|} \quad (2)$$

定义 z_T 轴为矢量 $\overrightarrow{P_1 P_2}$ 和矢量 $\overrightarrow{P_1 P_3}$ 所在平面的法线方向,其单位矢量为

$$r_z = \frac{\overrightarrow{P_1 P_2} \times \overrightarrow{P_1 P_3}}{\|\overrightarrow{P_1 P_2} \times \overrightarrow{P_1 P_3}\|} \quad (3)$$

根据右手定则确定 y_T 轴单位矢量为

$$r_y = r_z \times r_x \quad (4)$$

那么,相机坐标系 $o_c x_c y_c z_c$ 到目标坐标系

$o_T x_T y_T z_T$ 的姿态变换矩阵为

$$\mathbf{R} = [\mathbf{r}_x \quad \mathbf{r}_y \quad \mathbf{r}_z]^T \quad (5)$$

对于翻滚航天器,为避免奇异性,通常采用四元素描述航天器姿态,定义由坐标系 A 到坐标系 B 的四元素为 \mathbf{q} ,其由转轴的单位矢量 \mathbf{e} 和绕此轴的转角 ϕ 组成

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \mathbf{e} \sin \frac{\phi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_v \\ q_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中,下标 v 和 0 分别代表四元素的矢量和标量部分。

由四元素描述的由坐标系 A 到坐标系 B 的转换矩阵为

$$\mathbf{R}(\mathbf{q}) = (q_0^2 - \mathbf{q}_v^T \mathbf{q}_v) \mathbf{I}_3 + 2\mathbf{q}_v \mathbf{q}_v^T - 2q_0 \mathbf{S}(\mathbf{q}_v) \quad (7)$$

式中, \mathbf{I}_3 为 3×3 单位矩阵, $\mathbf{S}(a)$ 为斜对称矩阵

$$\mathbf{S}(a) = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

定义四元素乘积算子 \otimes 为

$$[\mathbf{q} \otimes] = \begin{bmatrix} -\mathbf{S}(\mathbf{q}_v) + q_0 \mathbf{I}_3 & \mathbf{q}_v \\ -\mathbf{q}_v^T & q_0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

四元素的逆为 $\mathbf{q}^{-1} = [-\mathbf{q}_v^T \quad q_0]^T$, 满足

$$\mathbf{q} \otimes \mathbf{q}^{-1} = \mathbf{q}^{-1} \otimes \mathbf{q} = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T \quad (10)$$

对于机动前四元素 \mathbf{q}_1 , 机动四元素 \mathbf{q}' 和机动后四元素 \mathbf{q}_2 , 关系如下

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_2 &= \mathbf{q}' \otimes \mathbf{q}_1 \\ \mathbf{q}' &= \mathbf{q}_2 \otimes \mathbf{q}_1^{-1} \end{aligned} \quad (11)$$

目标航天器的姿态运动学方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\omega}} \otimes \mathbf{q} \quad (12)$$

式中, $\bar{\boldsymbol{\omega}} = [\boldsymbol{\omega}^T \ 0]^T$ 。令目标航天器的主惯量为 I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} , 定义惯量比

$$l_x = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}, l_y = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}, l_z = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \quad (13)$$

根据欧拉方程,目标航天器自由运动的姿态动力学方程为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\psi}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} l_x \omega_y \omega_z \\ l_y \omega_x \omega_z \\ l_z \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (14)$$

定义误差四元素为

$$\delta \mathbf{q} = \mathbf{q} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1} \quad (15)$$

式中,上标“ $\hat{\cdot}$ ”代表估计值。线性化方程(12)和方程(14),得

$$\dot{\delta \mathbf{q}}_v \approx -\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{q}_v + \frac{1}{2} \delta \boldsymbol{\omega} \quad (16)$$

$$\delta \dot{\mathbf{q}}_0 \approx 0$$

$$\delta \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{M}(\hat{\boldsymbol{\omega}}, \hat{\mathbf{l}}) \delta \boldsymbol{\omega} + \mathbf{N}(\hat{\boldsymbol{\omega}}) \delta \mathbf{l} \quad (17)$$

式中, $\mathbf{l} = [l_x \quad l_y \quad l_z]^T$

$$\mathbf{M}(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{l}) = \frac{\partial \boldsymbol{\Psi}}{\partial \boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & l_x \omega_z & l_x \omega_y \\ l_y \omega_z & 0 & l_y \omega_x \\ l_z \omega_y & l_z \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\mathbf{N}(\boldsymbol{\omega}) = \frac{\partial \boldsymbol{\Psi}}{\partial \mathbf{l}} = \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z & 0 & 0 \\ 0 & \omega_x \omega_z & 0 \\ 0 & 0 & \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (19)$$

由方程(5),可求解目标航天器相对于服务航天器的姿态四元素 \mathbf{q}_r 为

$$\mathbf{q}_{rv} = \frac{1}{4q_{r0}} \begin{bmatrix} \mathbf{R}(2,3) - \mathbf{R}(3,2) \\ \mathbf{R}(3,1) - \mathbf{R}(1,3) \\ \mathbf{R}(1,2) - \mathbf{R}(2,1) \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$q_{r0} = \frac{1}{2} (\text{tr}(\mathbf{R}) + 1)^{\frac{1}{2}}$$

式中, $\text{tr}(\mathbf{R})$ 为矩阵 \mathbf{R} 的迹。已知服务航天器相对于惯性系的姿态四元素 \mathbf{q}_s , 可得目标航天器相对于惯性系的姿态四元素观测值 \mathbf{q}_m 为

$$\mathbf{q}_m = \mathbf{q}'_r \otimes \mathbf{q}_s \quad (21)$$

定义扩展卡尔曼估计器的状态向量为

$$\mathbf{x} = [\mathbf{q}_v^T \quad \boldsymbol{\omega}^T \quad \mathbf{l}^T]^T \quad (22)$$

则线性化系统的离散化的状态方程和观测方程为

$$\delta \mathbf{x}_{k+1} = \boldsymbol{\Phi}_k \delta \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_k \quad (23)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H} \delta \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (24)$$

式中, $\boldsymbol{\varepsilon}_k$ 为过程噪声, \mathbf{v}_k 为观测噪声, $\boldsymbol{\Phi}_k$ 为状态转移矩阵, \mathbf{H} 为观测矩阵。 $\boldsymbol{\varepsilon}_k$ 和 \mathbf{v}_k 是均值为零、方差阵各为 \mathbf{Q} 和 \mathbf{R} 的不相关白噪声。

$$\boldsymbol{\Phi}_k = e^{\mathbf{A} \Delta T} \approx \mathbf{I}_9 + \mathbf{A} \Delta T \quad (25)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\mathbf{S}(\hat{\boldsymbol{\omega}}) & \frac{1}{2} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{M}(\hat{\boldsymbol{\omega}}, \hat{\mathbf{l}}) & \mathbf{N}(\hat{\boldsymbol{\omega}}) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\mathbf{H} = [\mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_{3 \times 6}] \quad (27)$$

式中, ΔT 为离散化时间间隔。

基于目标航天器姿态运动学方程(12)和动力学方程(14),以及所推导的离散系统模型(23), (24), 根据扩展卡尔曼滤波理论, 建立扩展卡尔曼估计器的步骤如下:

(1) 初始化

$$\hat{\mathbf{x}}_0(+) = \mathbf{x}(t_0), \mathbf{P}_0(+) = \mathbf{P}(t_0) \quad (28)$$

(2) 状态一步预测

$$\hat{\mathbf{q}}_k(-) = \hat{\mathbf{q}}_{k-1}(+) + \frac{1}{2} \hat{\boldsymbol{\omega}}_{k-1}(+) \otimes \hat{\mathbf{q}}_{k-1}(+) \Delta T \quad (29)$$

$$\hat{\mathbf{q}}_k(-) = \frac{\hat{\mathbf{q}}_k(-)}{\|\hat{\mathbf{q}}_k(-)\|} \quad (30)$$

$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_k(-) = \hat{\boldsymbol{\omega}}_{k-1}(+) + \boldsymbol{\psi}(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{k-1}(+)) \Delta T \quad (31)$$

(3) 协方差矩阵预测

$$\mathbf{P}_k(-) = \Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}(+) \Phi_{k-1}^T + \mathbf{Q} \quad (32)$$

(4) Kalman 滤波增益

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k(-) \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k(-) \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (33)$$

(5) 状态更新

$$\begin{aligned} \delta \hat{\mathbf{x}}_k(+) &= \mathbf{K}_k (\hat{\mathbf{q}}_{kv}(-) \mathbf{q}_{mv} - \mathbf{q}_{m0} \hat{\mathbf{q}}_{kv}(-) - \\ &\quad \hat{\mathbf{q}}_{kv}(-) \times \mathbf{q}_{mv}) \end{aligned} \quad (34)$$

$$\hat{\mathbf{q}}_k(+) = [\delta \hat{\mathbf{q}}_{kv}^T(+), \sqrt{1 - \delta \hat{\mathbf{q}}_{kv}^T(+)\delta \hat{\mathbf{q}}_{kv}(+)}]^T \quad (35)$$

$$\hat{\mathbf{q}}_k(+) = \delta \hat{\mathbf{q}}_k(+) \otimes \hat{\mathbf{q}}_k(-) \quad (36)$$

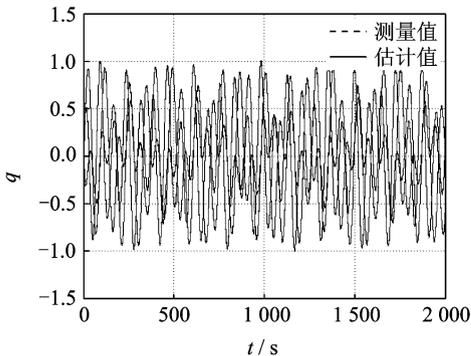
$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_k(+) = \hat{\boldsymbol{\omega}}_k(-) + \delta \hat{\boldsymbol{\omega}}_k(+) \quad (37)$$

$$\hat{\mathbf{l}}_k(+) = \hat{\mathbf{l}}_k(-) + \delta \hat{\mathbf{l}}_k(+) \quad (38)$$

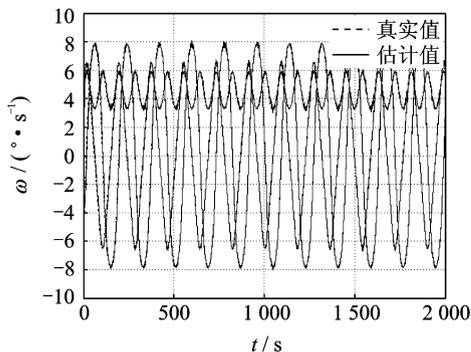
2 仿真验证

采用数学仿真验证卡尔曼滤波估计算法的收敛性。假设卫星主惯量为 $I_{xx} = 10\,300 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{yy} = 5\,390 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{zz} = 9\,190 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 对应的惯量比为 $l_x = -0.368\,9$, $l_y = -0.205\,9$, $l_z = 0.534\,3$ 。假设目标角速度量测误差为 0.01 rad , 采样周期为 0.1 s 。目标初始姿态为 $\mathbf{q}_0 = [0\ 0\ 0\ 1]^T$ 。目标初始姿态估计值为 $\hat{\mathbf{q}}(t_0) = [0\ 0\ 0\ 1]^T$, 初始角速度估计值为 $\hat{\boldsymbol{\omega}}(t_0) = [0\ 0\ 0]^T$, 初始惯量比估计值为 $\hat{\mathbf{l}}(t_0) = [0.01\ 0.02\ 0.05]^T$ 。

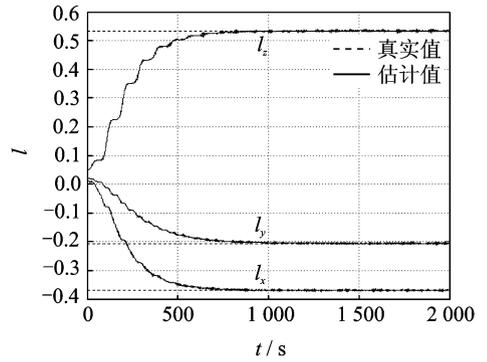
设置目标初始角速度依次为 $\boldsymbol{\omega}_0 = [5\ 5\ 5]^T$ °/s, $\boldsymbol{\omega}_0 = [20\ 5\ 5]^T$ °/s, $\boldsymbol{\omega}_0 = [30\ 1\ 1]^T$ °/s, 即目标分别处于翻滚状态、章动状态和近似自旋状态, 仿真结果如图 2—4 所示。可以看出: (1) 由于目标角速度的可观性较好, 在 3 种工况中, 其收敛性和



(a) Attitude quaternion

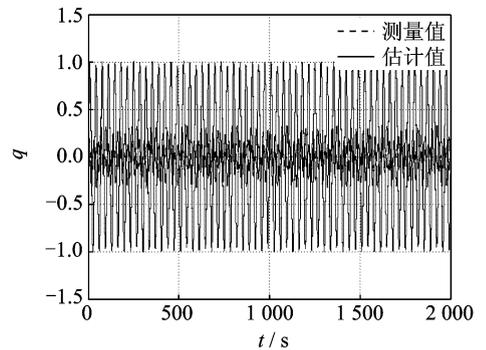


(b) Attitude angular velocity

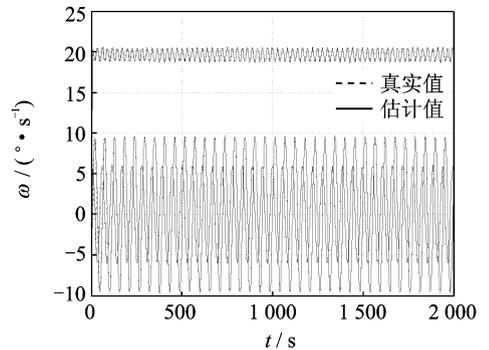


(c) Inertia ratio

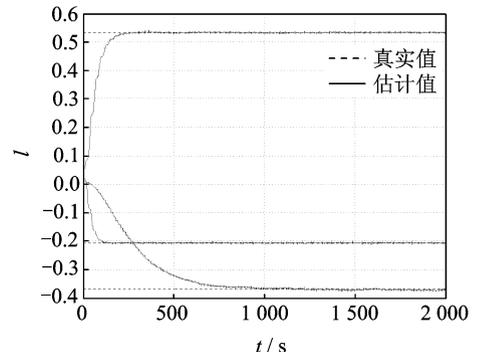
图 2 目标初始角速度为 $\boldsymbol{\omega}_0 = [5\ 5\ 5]^T$ °/s 的仿真结果
Fig. 2 Simulation results of the target with initial angular velocity $\boldsymbol{\omega}_0 = [5\ 5\ 5]^T$ °/s



(a) Attitude quaternion

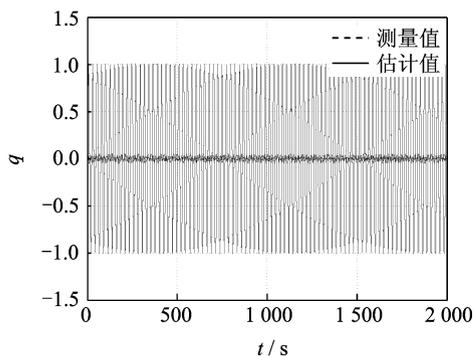


(b) Attitude angular velocity

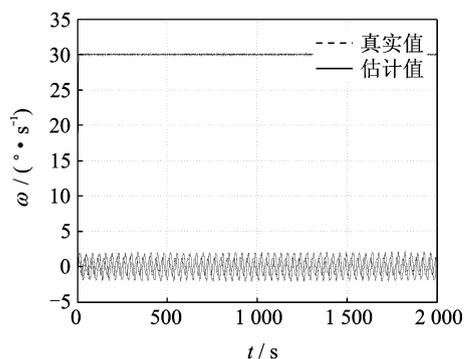


(c) Inertia ratio

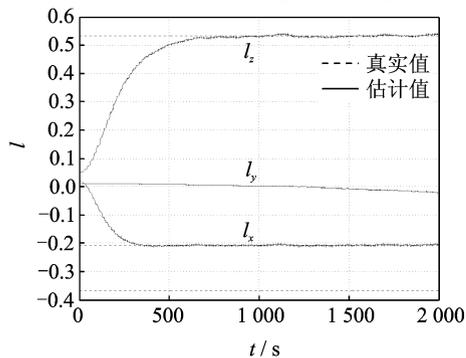
图 3 目标初始角速度为 $\boldsymbol{\omega}_0 = [20\ 5\ 5]^T$ °/s 的仿真结果
Fig. 3 Simulation results of the target with initial angular velocity $\boldsymbol{\omega}_0 = [20\ 5\ 5]^T$ °/s



(a) Attitude quaternion



(b) Attitude angular velocity



(c) Inertia ratio

图 4 目标初始角速度为 $\omega_0 = [30 \ 1 \ 1]^T$ °/s 的仿真结果
 Fig. 4 Simulation results of the target with initial angular velocity $\omega_0 = [30 \ 1 \ 1]^T$ °/s

估计精度一致性较好;(2)由于目标惯量比在动力学方程中为常值,其可观性受到目标运动角速度的影响,在 3 种工况中,其估计精度较好,但收敛速度受目标初始角速度的影响较大。随着 x 轴自旋角速度的提高, x 轴的惯量比 l_x 的收敛速度逐渐变慢, y 轴和 z 轴的惯量比 l_y 和 l_z 的收敛速度逐渐变快,其原因可以从方程(14)中得到,随着自旋角速度的增加,相比较而言,章动角速度 ω_y 和 ω_z 变小, $l_x \omega_y \omega_z$ 变为小量, l_x 对模型的贡献值变小,当章动角速度 l_y 和 l_z 为零时,方程退化为单轴自旋运动,对惯量比的估计失去意义;(3)此滤波方法基于目标三轴转动运动方程推导得到,对惯量比的估计主要适用于三轴翻滚运动或具有一定章动效应的自旋运动。

3 试验验证

搭建地面试验系统,用于验证立体视觉相对姿态测量算法和目标滤波估计算法的有效性。试验系统包括双目相机、UR5 机械臂和一个模拟目标。仿真工况如表 1 所示,利用机械臂关节 5 以近似 10° 间隔将目标放置在不同的自旋轴方向,利用机械臂关节 6 驱动目标以 $60^\circ/\text{s}$ 的角速度进行逆时针自旋运动,采用双目相机以 33 帧/s 的帧频对目标进行图像采集。

表 1 试验工况

Tab. 1 Test cases

工况	自旋轴角度(机械臂关节角 $5/(\circ)$)	自旋轴角速度 $(\circ \cdot \text{s}^{-1})$	自旋轴之间的夹角
1	-63.30	-60	工况 1 和工况 2 的夹角 9.6°
2	-53.70	-60	工况 2 和工况 3 的夹角 10.15°
3	-43.55	-60	

以工况 1 为例,采用图像处理方法,完成目标特征点的提取,具体步骤为:(1)目标图像采集;(2)图像二值化和连通域搜索;(3)边缘检测;(4)直线检测;(5)直线交点计算。经过图像处理后获取目标观测面的四边形的 4 个顶点,如图 5 所示。进一步,利用式(2)~(4),计算得到相机系到目标系的姿态变换矩阵,最终获得对应的姿态四元素,如图 6(a)所示。以测量得到的目标相对姿态四元素作为滤波估计算法的观测量,采用所给出的目标滤波估计算法进行运动估计,计算结果如图 6(b,c)所示。可以看出,经过 10 s 的收敛时间,目标姿态四元素的估计值与测量值的曲线基本吻合,目标角速度估计收敛值约为 $[7, -6.5, -59.5]^\circ/\text{s}$,大小为 $60.2^\circ/\text{s}$,与目标的驱动角速度基本吻合。同时注意到,目标角速度估计值在 x 轴和 y 轴收敛到一定的常值,这是由于目标与机械臂的末关节无法做到同轴安装,且观测面不是存平面,因此,以目标观测面 4 个顶点建立的参考系的 z 轴与机械臂关节驱动轴存在着一定的夹角误差,也就造成了目标角速度估计在 x 轴和 y 轴存在一定的角速度。

最后,3 种工况的试验统计结果如表 2 所示,可以看出,在目标自旋轴偏转 10° 和 20° 条件下,只要能够稳定的提取目标上的特征点,仍然可以稳定地获取目标的自选轴、旋转角速度信息,自选轴方向误差优于 2° ,角速度误差优于 $1^\circ/\text{s}$,可以较好地满足服务航天器对目标近距离的全局观测需求。

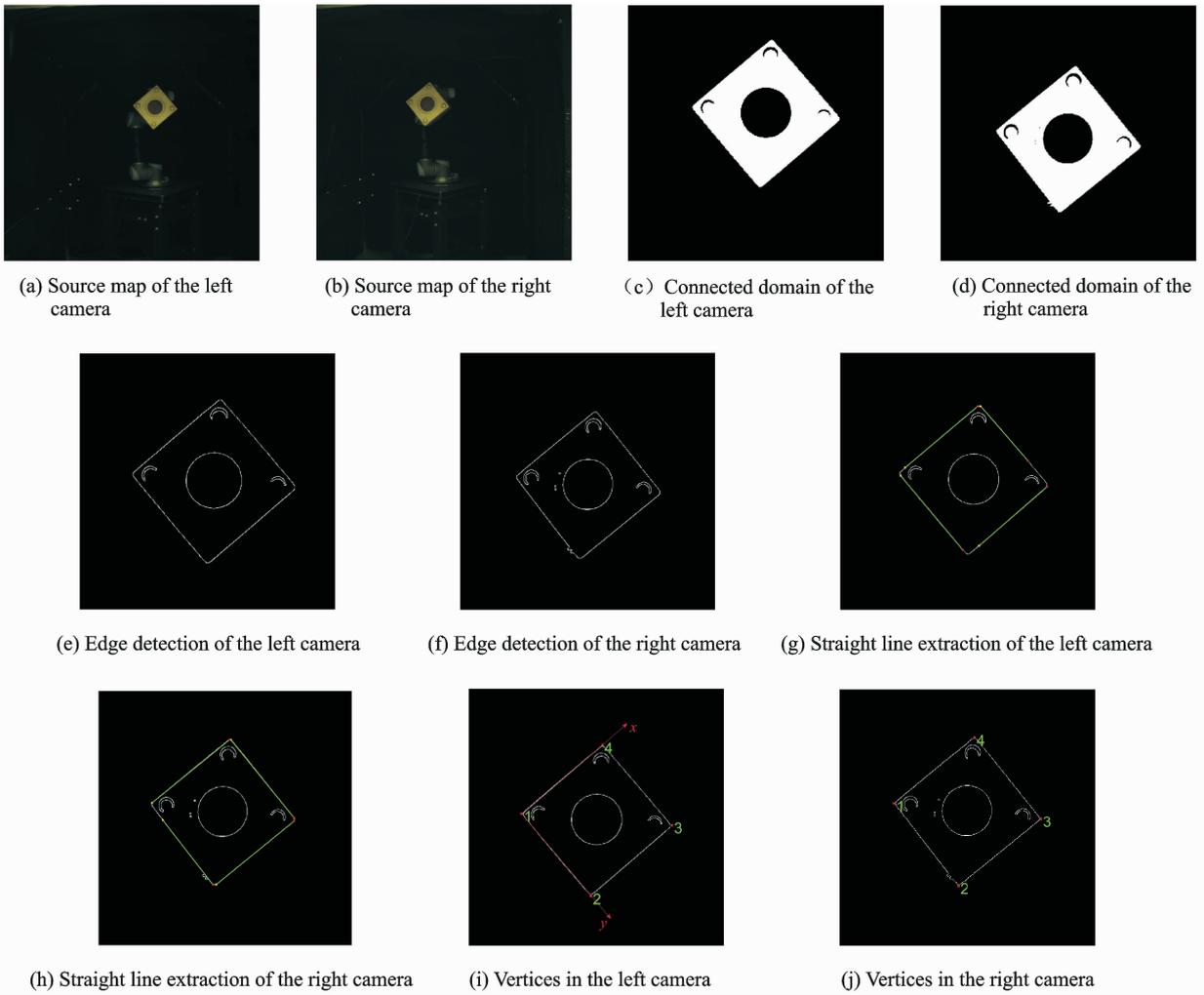


图5 目标特征点的图像提取流程

Fig. 5 Image extraction process of target feature points

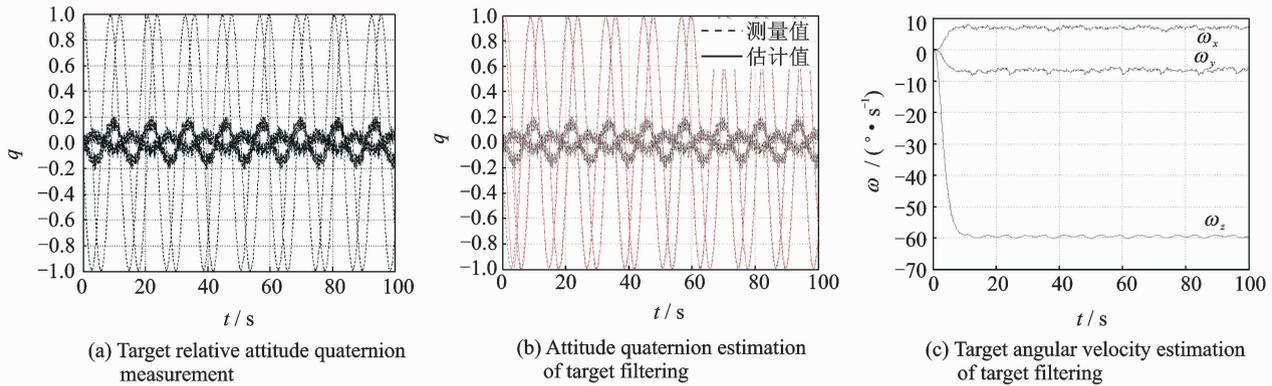


图6 目标相对姿态四元素测量值及目标滤波估计结果

Fig. 6 Target relative attitude quaternion measurement and target filtering estimation result

表2 试验结果统计

Tab. 2 Test result statistics

工况	自旋轴在相机坐标系中的向量	自旋轴角速度/ ($^{\circ} \cdot \text{s}^{-1}$)	自旋轴相对夹角	自旋轴相对夹角 误差/ $(^{\circ})$	角速度误差/ ($^{\circ} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	[0.045 5, -0.008 5, 0.997 2]	-60.2	工况 1 和工况 2 的夹角 10.52°	0.92	0.2
2	[0.211 3, 0.001 9, 0.976 3]	-59.5	工况 2 和工况 3 的夹角 11.77°	1.62	0.5
3	[0.374 4, 0.002 8, 0.921 7]	-60.9			0.9

4 结束语

故障航天器运动感知与估计是在轨维修、维护的重要前提。针对自旋或章动目标,本文给出了基于序列图像的非合作目标运动测量与状态估计方法。首先,采用非接触式的立体视觉实现了运动目标的相对姿态测量;其次,以相对姿态四元素作为观测值,采用扩展卡尔曼滤波器实现了目标运动角速度和惯量比参数的估计。最后,给出了数学仿真和物理试验,仿真结果说明了所给出的卡尔曼滤波估计算法具有很好的收敛性,特别是当目标具有一定的章动效应时,可以实现三轴惯量比参数的估计;试验结果验证了所给出的运动测量与状态估计方法可以连续的给出运动目标的相对姿态测量,并经过短暂的收敛时间,给出目标角速度的精确估计。

参考文献:

[1] SULLIVAN B R, AKIN D L. A survey of serviceable spacecraft failures[C]//AIAA Space Conference and Exposition. Albuquerque, USA:AIAA,2001: 1-8.

[2] TAFAZOLI M. A study of on-orbit spacecraft failures[J]. Acta Astronautica, 2009, 64(2/3): 195-205.

[3] ABAD A F, MA O, PHAM K, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 68(1): 1-26.

[4] THURROWGOOD S, SOCCOL D, RICHARD J D, et al. A vision based system for attitude estimation of UAVS[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. St. Louis, MO, USA: IEEE, 2009: 10-15.

[5] MICHAEL C, TWEDDLE B E, KATZ J G, et al. Visual-inertial estimation and control for inspection of a tumbling spacecraft: Experimental results from the international space station [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Minneapolis, USA: AIAA, 2012: 1-21.

[6] AGHILI F. A prediction and motion-planning scheme for visually guided robotic capturing of free-floating tumbling objects with uncertain dynamics [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(3): 634-649.

[7] TERUI F, KAMIMURA H, NISHIDA S. Motion estimation to a failed satellite on orbit using stereo vision and 3D model matching[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision. Singapore:[s. n.], 2006: 1-8.

[8] SAMSON C, ENGLISH C, DESLAURIERS A, et al. Imaging and tracking elements of the international space station using a 3D auto-synchronized scanner [C]//SPIE's 16th Annual International Symposium Proceedings on Aerospace/Defence Sensing. Orlando, Florida, USA: SPIE, 2002: 1-12.

[9] SAMSON C, ENGLISH C, DESLAURIERS A, et al. Neptec 3D laser camera system: from space mission STS-105 to terrestrial applications [C]//2002 ASTRO Conference. Ottawa, Ontario, Canada: [s. n.], 2002: 1-23.

[10] DESLAURIERS A, SHOWALTER I, MONTPOOL A, et al. Shuttle TPS inspection using triangulation scanning technology [C]//Proceedings of SPIE 5798, Spaceborne Sensors II. Orlando, USA: SPIE, 2005: 1-10.

[11] STEPHANE R, TIM L. STS-128 on-Orbit demonstration of the TriDAR targetless rendezvous and docking sensor [C]//2010 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2010: 1-7.

[12] THIENEL J K, QUEEN S Z, VANEEPOEL J M, et al. Hubble space telescope angular velocity estimation during the robotic servicing mission [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 29-34.

[13] LICHTER M D, DUBOWSKY S. Estimation of state, shape, and inertial parameters of space objects from sequences of range images [C]//Proceedings of SPIE on Intelligent Robots and Computer Vision. [S. l.]: SPIE, 2003: 194-205.

[14] AGHILI F, PARSA K. Motion and parameter estimation of space objects using laser-vision data [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 537-549.

[15] ZHANG L J, ZHANG S F, YANG H B, et al. Relative attitude and position estimation for a tumbling spacecraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 97-105.

[16] MA C, DAI H, YUAN J. Estimation of inertial characteristics of tumbling spacecraft using constant state filter [J]. Advances in Space Research, 2017, 60(3): 513-530.

[17] SHTARK T, GURFIL P. Tracking a non-cooperative target using real-time stereovision-based control: An experimental study [J]. Sensors, 2017, 17(4): 1-29.

[18] PESCE V, LAVAGNA M, BEVILACQUA R. Stereovision-based pose and inertia estimation of unknown and uncooperative space objects [J]. Advances in Space Research, 2017, 59(1): 236-251.