

## 失效卫星空间近距离接近的位姿联合确定

熊智<sup>1</sup> 姚小松<sup>1,2</sup> 郁丰<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016; 2. 上海微小卫星工程中心, 上海, 200050)

**摘要:**为了保证对失效卫星的在轨修复等操作的安全可靠实现,针对失效卫星近距离接近中的位置、姿态确定问题开展研究。在分析了失效卫星特性及运动模式的基础上,考虑到立体视觉系统构建的基于失效卫星表面特征点的观测模型不仅与相对位置、姿态有关,而且与追踪星本体位置、姿态也存在一定的关联。因此,提出了一种基于失效卫星相对位姿及追踪星本体位姿联合估计的方法。首先建立了相对位置、姿态模型和追踪星本体位置、姿态模型;然后根据建立的状态模型,以及立体视觉系统、GPS、星敏感器构建的量测模型设计了扩展卡尔曼滤波器。最后的仿真结果表明:该方法可以同时估计出两颗星之间的相对位置、姿态,以及追踪星本体位置和姿态,且能达到较高的估计精度。

**关键词:**失效卫星;立体视觉系统;GPS;星敏感器;位姿联合确定

中图分类号:V448.21

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)05-0583-07

## Position and Attitude Joint Determination for Failed Satellite in Space Close-Distance Approach

Xiong Zhi<sup>1</sup>, Yao Xiaosong<sup>1,2</sup>, Yu Feng<sup>1</sup>

(1. College of Automatic Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Shanghai Engineering Center for Micro-Satellites, Shanghai, 200050, China)

**Abstract:** Research is conducted, for the security and reliability of the failed satellite's on-orbit operation, on the position and attitude estimation of the failed satellite in the close-distance approach. On the basis of the analysis on the characteristic and the motion mode of the failed satellite, the observation model of a stereo vision system based on the feature point of the failed satellite surface is not only connected with relative position and attitude, but also has some links with the chaser satellite's position and attitude. Thus, a method of relative position and attitude is proposed as well as the chaser satellite's position and attitude in this paper. First, the relative position, the relative attitude, the chaser satellite's position, and the chaser satellite's attitude are established. Then, according to the state model, and the observed model of the stereo vision system, GPS, star sensor, and extended Kalman filter are designed. Finally, the simulation shows that: relative position and attitude of the two satellites are estimated, and the chaser satellite's position and attitude are also estimated at the same time, which show high precision.

**Key words:** failed satellites; stereo vision system; GPS; star sensor; position and attitude joint determination

**基金项目:**国家自然科学基金(61203197,61203188)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目;江苏省高校青蓝工程资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

**收稿日期:**2013-01-18;**修订日期:**2013-03-27

**通信作者:**熊智,男,教授,博士生导师,E-mail:xznuaa@nuaa.edu.cn。

近年来,随着空间技术的不断发展,全球平均每年向太空发射卫星 80~130 颗<sup>[1-2]</sup>。由于燃料耗尽、系统故障等问题都可能导致卫星失效。为探索在轨修复失效卫星的可行性,德国、美国等国家都进行了失效卫星的在轨捕获技术研究。德国宇航局提出了 DEOS 项目并进行了自主捕获与对接等关键技术的验证<sup>[3-4]</sup>;美国利用 MiTeX 系统对失效卫星 DSP-23 进行了在轨监测<sup>[5]</sup>;今后美国还将发射“轨道康复者”卫星 CX-OLEV,进行卫星燃料的在轨添加以及故障维修等<sup>[6]</sup>。为了保证失效卫星交会对接、在轨捕获与在轨维修等操作的安全与可靠,其位置与姿态的确定是其中的一项关键技术<sup>[2,7]</sup>。

杨立峰针对非合作目标卫星提出了一种基于立体视觉的相对导航算法,有效地实现了相对位置的实时精确估计<sup>[8]</sup>;仇越提出了一种适用于非合作目标测量的“激光测距仪+可见光测角相机”组合的联邦滤波算法,有效估计出相对位置、姿态信息<sup>[9]</sup>;徐文福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>[10]</sup>。然而,针对空间失效卫星近距离接近过程中的位姿确定,需要考虑两者耦合的情况。张世杰根据目标航天器结构模型信息已知的特点,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估计算法<sup>[11]</sup>;周军考虑了非合作目标卫星本体系与轨道系重合这一特殊状态,建立了基于立体视觉系统的观测模型,并有效估计出相对位置与姿态信息<sup>[12]</sup>。

上述文献中的模型仅考虑了相对位置与姿态的估计算法,本文在综合分析了失效卫星本身定轴慢旋的特点,以及空间近距离接近过程中位姿耦合的基础上,针对失效卫星结构模型已知的特点,通过立体视觉系统构建追踪星与失效卫星表面特征点的相对位置观测模型;在此基础上,进一步采用 GPS 和星敏感器,同时观测追踪星自身的位置与姿态信息,并设计了基于扩展卡尔曼滤波的联合估计模型和算法,以同时估计出相对位姿信息及追踪星本体的位姿信息,所进行的仿真有效验证了算法的有效性。考虑到观测模型的建立过程中,相对位姿与绝对位姿两者在一定程度上相互制约,提出了基于两者联合的位姿估计算法,随着星载计算机技术的发展,能够有效突破计算量的制约,进而通过位姿联合估计提高相对位姿及绝对位姿的整体测量精度。

## 1 系统模型

大部分卫星在控制系统失效后便会在空间自由翻滚,并最终围绕惯量主轴慢慢旋转,其动量矩的方向在空间保持惯性稳定。在空间近距离接近过程中,随着距离的越来越近,失效卫星将不能再被当作点质量模型,而需要当作分布质量模型处理,而且位置、姿态两者存在强耦合性。

基于此,利用立体视觉系统构建了基于失效卫星表面特征点的相对位置观测模型。然而,考虑到该观测模型不仅与相对位置、姿态耦合,而且与追踪星本体的位置、姿态也有一定的关联。因此,为了实现相对位姿的有效估计,同时构建了姿态模型(追踪星姿态模型及相对姿态模型)和位置模型(追踪星本体位置模型及相对位置模型)。

### 1.1 姿态运动建模

#### (1) 追踪星姿态运动模型

追踪星惯性姿态可以利用追踪星上测速陀螺的观测数据,结合追踪星姿态运动学方程,构成估计滤波器,通过滤波得到。为了简化问题分析,忽略陀螺的相关漂移,并将陀螺 3 个轴固连在追踪星本体坐标系上,则一种比较简单实用的测量模型可表示为

$$\mathbf{g}(t) = \boldsymbol{\omega}_{cb}(t) + \mathbf{b}_c(t) + \mathbf{n}(t) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{g}(t)$ 为陀螺的观测输出; $\boldsymbol{\omega}_{cb}(t)$ 为沿着陀螺输入轴的姿态角速率; $\mathbf{n}$ 为观测白噪声; $\mathbf{b}_c(t)$ 为常值漂移,由一阶白噪声驱动,即

$$\dot{\mathbf{b}}_c = \mathbf{n}_{bc} \quad (2)$$

根据姿态运动学方程可知,追踪星本体相对惯性系的姿态运动学模型为

$$\dot{\mathbf{q}}_c = 0.5 \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_{cb}) \mathbf{q}_c \quad (3)$$

式中: $\mathbf{q}_c = [\mathbf{q}_{c13}^T \quad q_{c4}]^T$ 为追踪星本体的姿态四元数; $\mathbf{q}_{c13}$ 为矢量部分, $q_{c4}$ 为标量部分。

定义追踪星姿态的估计四元数 $\hat{\mathbf{q}}_c$ 和误差四元数 $\delta \mathbf{q}_c$ ,则 $\hat{\mathbf{q}}_c, \delta \mathbf{q}_c$ 与 $\mathbf{q}_c$ 之间的关系为

$$\mathbf{q}_c = \hat{\mathbf{q}}_c \otimes \delta \mathbf{q}_c \quad (4)$$

由于姿态四元数 4 个参数彼此不相互独立,会造成协方差的奇异。因此,对式(3)围绕预测值展开,形成误差增益方程<sup>[13]</sup>。

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{q}}_{c13} = & -[\hat{\boldsymbol{\omega}}_{cb} \times] \Delta \mathbf{q}_{c13} + 0.5 \Delta \boldsymbol{\omega}_{cb} = \\ & -[\hat{\boldsymbol{\omega}}_{cb} \times] \Delta \mathbf{q}_{c13} - 0.5 \Delta \mathbf{b}_c - 0.5 \mathbf{n} \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $\Delta \mathbf{q}_{c13}$ 为 $\delta \mathbf{q}_c$ 的矢量部分; $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{cb}$ 为 $\boldsymbol{\omega}_{cb}$ 的标称值; $[\hat{\boldsymbol{\omega}}_{cb} \times]$ 为 $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{cb}$ 的斜对称矩阵; $\Delta \boldsymbol{\omega}_{cb}$ 为追踪星本体相对于惯性空间的角速度误差。

(2) 相对姿态运动模型

由于失效卫星为非合作目标卫星,因此失效卫星的角速度无法通过姿态敏感器获得。由此根据姿态动力学模型建立失效卫星本体相对惯性系的角速度误差模型。

$$\Delta \dot{\omega}_{tb} = \mathbf{I}_t^{-1} \{ [(\mathbf{I}_t \hat{\omega}_{tb}) \times] - (\hat{\omega}_{tb} \times) \mathbf{I}_t \} \Delta \omega_{tb} + \mathbf{I}_t^{-1} \Delta \mathbf{M}_t \quad (6)$$

式中:  $\omega_{tb}$  为失效卫星的角速度;  $\hat{\omega}_{tb}$  为  $\omega_{tb}$  的标称值;  $\Delta \omega_{tb}$  为失效卫星本体相对惯性系的角速度误差;  $\mathbf{I}_t$  为转动惯量;  $\Delta \mathbf{M}_t$  为转动力矩误差。

考虑到长期失效的卫星,最终在空间自由翻滚,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(6)可转化为

$$\Delta \dot{\omega}_{tb} = \mathbf{I}_t^{-1} \{ [(\mathbf{I}_t \hat{\omega}_{tb}) \times] - (\hat{\omega}_{tb} \times) \mathbf{I}_t \} \cdot \Delta \omega_{tb} + \mathbf{n}_{mt} \quad (7)$$

式中,  $\mathbf{n}_{mt}$  为转动惯量逆矩阵与干扰力矩误差的乘积引起的角速率噪声误差。

根据姿态运动学的关系,可以很容易得出追踪星本体相对失效卫星本体的角速度

$$\omega_{ct} = \omega_{cb} - \mathbf{A}(q_{ct}) \omega_{tb} \quad (8)$$

式中:  $\omega_{ct}$  为追踪星本体相对于目标星本体的角速度;  $\omega_{cb}$  为追踪星本体相对惯性系的角速度;  $\omega_{tb}$  为失效卫星本体相对惯性系的角速度;  $q_{ct}$  为追踪星本体相对失效卫星本体的姿态四元数;  $\mathbf{A}(q_{ct})$  为追踪星本体相对失效卫星本体的姿态转换矩阵。

根据姿态动力学方程可得追踪星本体相对失效卫星本体的相对姿态动力学模型

$$\dot{q}_{ct} = \frac{1}{2} \Omega(\omega_{ct}) q_{ct} \quad (9)$$

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(8)代入式(9),并对其围绕预测值展开,形成误差增益方程<sup>[14]</sup>。

$$\begin{aligned} \Delta \dot{q}_{ct13} &= -[\hat{\omega}_{cb} \times] \Delta q_{ct13} + 0.5 \Delta \omega_{cb} - 0.5 \mathbf{A}(\hat{q}_{ct}) \\ \Delta \omega_{tb} &= -[\hat{\omega}_{cb} \times] \Delta q_{ct13} - 0.5 \Delta \mathbf{b}_c - 0.5 \mathbf{n} - 0.5 \mathbf{A}(\hat{q}_{ct}) \Delta \omega_{tb} \end{aligned} \quad (11)$$

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

1.2 位置运动建模

(1) 相对位置模型

不考虑轨道摄动时,基于 C-W 方程,在失效卫星轨道系中建立相对位置动力学模型

$$\begin{bmatrix} \dot{\rho} \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{F}_1 & \mathbf{F}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{u} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{w}_1 \quad (12)$$

式中:  $[\rho \ \dot{\rho}]^T$  指追踪星相对于失效卫星的位置和速度; 控制变量  $\mathbf{u}$  指作用在追踪星上的控制加速度;  $n$  为失效卫星的轨道角速率;  $\mathbf{w}_1$  为控制推力会产生推力加速度偏差,各分量服从高斯分布。

$$\mathbf{F}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -n^2 & 0 \\ 0 & 0 & 3n^2 \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 2n \\ 0 & 0 & 0 \\ -2n & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(2) 追踪星位置运动模型

根据质点的有心力场动力模型,追踪星的轨道动力学方程为

$$\ddot{\rho}_c = -\frac{\mu}{|\rho_c|^3} \rho_c \quad (13)$$

由于该模型为简化模型,其本身存在一定的误差。这里将该误差作为系统误差加以处理,并将式(13)展开可得

$$[\dot{\rho}_c \ \ddot{\rho}_c]^T = [\dot{x}_c \ \dot{y}_c \ \dot{z}_c \ Kx_c \ Ky_c \ Kz_c]^T + \mathbf{I}_{6 \times 6} \mathbf{w}_2 \quad (14)$$

式中:  $[\rho_c \ \dot{\rho}_c]^T = [x_c \ y_c \ z_c \ \dot{x}_c \ \dot{y}_c \ \dot{z}_c]^T$  指追踪星在惯性系中的位置和速度;  $K = -\frac{\mu}{\sqrt{(x_c^2 + y_c^2 + z_c^2)^3}}$ ;  $\mathbf{w}_2$  为关于追踪星位置、速度的系统误差。

将式(14)离散化,可得

$$[\dot{\rho}_{c,k} \ \ddot{\rho}_{c,k}]^T = f(\rho_{c,k}, \dot{\rho}_{c,k}) + \mathbf{I}_{6 \times 6} \mathbf{w}_{2k} \quad (15)$$

此方程为关于状态变量  $\Delta \rho_{c,k}, \Delta \dot{\rho}_{c,k}$  的非线性方程,需要将其离散化。根据 EKF 理论,求取  $f(\rho_{c,k}, \dot{\rho}_{c,k})$  关于状态变量  $\Delta \rho_{c,k}, \Delta \dot{\rho}_{c,k}$  在  $\rho_{c,k}, \dot{\rho}_{c,k}$  处的偏导,可得关于状态变量  $\Delta \rho_{c,k}, \Delta \dot{\rho}_{c,k}$  的系统矩阵

$$\mathbf{F}_{2k} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{F}_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中

$$\mathbf{F}_3 = \begin{bmatrix} 2x_c^2 - y_c^2 - z_c^2 & 3x_c y_c & 3x_c z_c \\ 3x_c y_c & 2y_c^2 - x_c^2 - z_c^2 & 3y_c z_c \\ 3x_c z_c & 3y_c z_c & 2z_c^2 - x_c^2 - y_c^2 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{F}_4$$

$$\mathbf{F}_4 = \frac{\mu}{(x_c^2 + y_c^2 + z_c^2)^{5/2}}$$

2 位姿联合确定组合建模

2.1 系统状态方程

定义状态变量为

$$\Delta \mathbf{X} = [\Delta \rho^T \ \Delta \dot{\rho}^T \ \Delta \rho_c^T \ \Delta \dot{\rho}_c^T \ \Delta q_{ct13}^T \ \Delta \mathbf{b}_c^T \ \Delta q_{ct13}^T \ \Delta \omega_{tb}^T]^T$$

结合上文所述的式(2,5,7,11,12,15),得出系

统状态方程为

$$\Delta \dot{X} = F \Delta X + Bu + \Gamma w \quad (17)$$

式中:  $u$  为作用在追踪星上的控制加速度;  $w = [w_1^T$

$$w_2^T \quad n_{bc}^T \quad n^T \quad n_{mt}^T]^T$$

$$F = \begin{bmatrix} F_{1(n)} & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 12} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & F_{2(n)} & \mathbf{0}_{6 \times 12} \\ \mathbf{0}_{12 \times 6} & \mathbf{0}_{12 \times 6} & F_{3(n)} \end{bmatrix}, F_{1(n)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ F_1 & F_2 \end{bmatrix}$$

$$F_{2(n)} = F_{2k}$$

$$F_{3(n)} =$$

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

$$B = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{18 \times 3} \end{bmatrix}, \Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_1 & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 9} \\ \mathbf{0}_{6 \times 3} & \mathbf{I}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 9} \\ \mathbf{0}_{12 \times 3} & \mathbf{0}_{12 \times 6} & \Gamma_2 \end{bmatrix}$$

$$\Gamma_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \Gamma_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & -0.5\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & 0.5\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

## 2.2 系统测量方程

(1) 基于立体视觉系统的相对位置测量方程

由于追踪星与失效卫星的距离很近,因此失效卫星需要作为分布质量模型处理,而不是点质量模型。因此,通过立体视觉系统对失效卫星表面特征点进行实时观测,得出特征点相对追踪星的位置。观测示意图如图1所示。

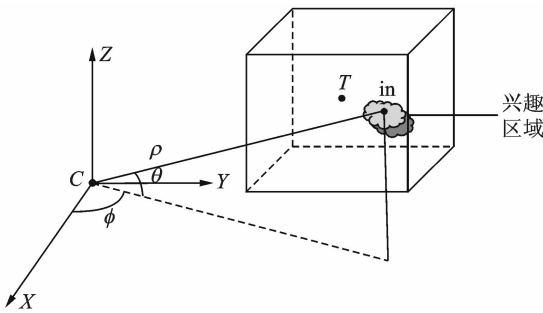


图1 观测示意图

在图1中,  $C$  为追踪星质心,  $T$  为失效卫星质心,  $in$  为失效卫星表面局部兴趣区域中某个显著的自然特征点,坐标系  $CXYZ$  为立体视觉系统的测量坐标系,  $\rho$  为特征点与追星间的相对距离,  $\theta$  为仰角,  $\phi$  为方位角。在模型推导时,假设测量坐标系与追踪星本体系统重合。

为了减少计算,首先将立体视觉系统观测出的  $\rho, \theta, \phi$  转换为追踪星本体系统下特征点相对于追踪星的位置  $Z_1$ , 而  $Z_1$  与相对位置  $\rho$  有关,如图2所示。

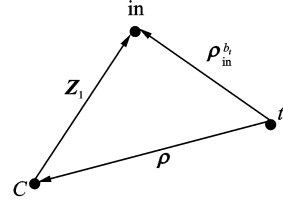


图2 追踪星、失效卫星及特征点间相对关系

追踪星、失效卫星及特征点间的相对关系为

$$Z_1 = \mathbf{A}(q_{ct}) \rho_{in}^b - \mathbf{C}_{o_i}^b \rho = \mathbf{A}(q_{ct}) \rho_{in}^b - \mathbf{A}(q_c) \mathbf{C}_{o_i}^i \rho \quad (18)$$

式中:  $\rho_{in}^b$  为特征点在失效卫星本体系统中的位置(考虑到失效卫星结构模型已知,即该物理量已知);  $\mathbf{C}_{o_i}^b$  为追踪星本体系统相对失效卫星轨道系的姿态转换矩阵;  $\mathbf{A}(q_c)$  为追踪星本体系统相对惯性系的姿态转换矩阵;  $\mathbf{C}_{o_i}^i$  为失效卫星轨道系相对惯性系的姿态转换矩阵。

考虑到失效卫星未能实时提供自身的位置信息,即  $\mathbf{C}_{o_i}^i$  未知。但当两颗卫星距离很近(距离在几百米范围内)时,其轨道系相对于惯性系的姿态转换矩阵相差的量级很小。因此,  $\mathbf{C}_{o_i}^i$  可以用追踪星轨道系相对于惯性系的姿态转换矩阵  $\mathbf{C}_{o_c}^i$  近似等价替换,即  $\mathbf{C}_{o_i}^i \approx \mathbf{C}_{o_c}^i$ 。

$\mathbf{C}_{o_c}^i$  可以通过追踪星在惯性系中的实时位置、速度获取<sup>[15]</sup>

$$\mathbf{C}_{o_i}^i \approx \mathbf{C}_{o_c}^i =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{\dot{x}_c(y_c^2 + z_c^2) - x_c(y_c \dot{y}_c + z_c \dot{z}_c)}{K_1 K_2} & \frac{\dot{y}_c z_c - \dot{z}_c y_c}{K_2} & -\frac{x_c}{K_1} \\ \frac{\dot{y}_c(x_c^2 + z_c^2) - y_c(x_c \dot{x}_c + z_c \dot{z}_c)}{K_1 K_2} & \frac{\dot{z}_c x_c - \dot{x}_c z_c}{K_2} & -\frac{y_c}{K_1} \\ \frac{\dot{z}_c(x_c^2 + y_c^2) - z_c(x_c \dot{x}_c + y_c \dot{y}_c)}{K_1 K_2} & \frac{\dot{x}_c y_c - \dot{y}_c x_c}{K_2} & -\frac{z_c}{K_1} \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中,  $K_1 = \sqrt{x_c^2 + y_c^2 + z_c^2}$ ,  $K_2 = \sqrt{(\dot{y}_c z_c - \dot{z}_c y_c)^2 + (\dot{z}_c x_c - \dot{x}_c z_c)^2 + (\dot{x}_c y_c - \dot{y}_c x_c)^2}$ 。

考虑到量测误差,将式(19)代入式(18)中可得  $Z_1 = \mathbf{A}(q_{ct}) \rho_{in}^b - \mathbf{A}(q_c) \mathbf{C}_{o_i}^i \rho + v_1 = \mathbf{A}(q_{ct}) \rho_{in}^b - \mathbf{A}(q_c) \mathbf{C}_{o_c}^i \rho + v_1 = \mathbf{H}_1 + v_1 \quad (20)$

式中,  $v_1$  为立体视觉系统测量引起的高斯白噪声。

由式(20)可知,该观测方程为非线性方程。考虑到  $\mathbf{C}_{o_c}^i$  为一个关于  $\rho_c, \dot{\rho}_c$  的表达式,因此将式

(20)离散化,可得

$$\mathbf{Z}_{1,k} = \mathbf{H}_1(\mathbf{q}_{ct,k}, \mathbf{q}_{c,k}, \rho_k, \rho_{c,k}, \dot{\rho}_{c,k}) + \mathbf{v}_{1,k} \quad (21)$$

利用立体视觉系统同时观测 3 个特征点  $\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \mathbf{P}_3$  分别与追踪星的相对位置。式(21)为关于状态变量  $\Delta \mathbf{X}$  的非线性方程,根据扩展卡尔曼滤波理论及姿态四元数的关系,求取  $\mathbf{H}_1(\rho_k, \rho_{c,k}, \dot{\rho}_{c,k}, \mathbf{q}_{ct,k}, \mathbf{q}_{c,k})$  关于  $\Delta \mathbf{X}$  在  $\Delta \hat{\mathbf{X}}_k$  处的偏导,可得观测系数矩阵  $\mathbf{H}_{1(n)}$

$$\mathbf{H}_{1(n)} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho_c} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \dot{\rho}_c} & 2[A(\hat{\mathbf{q}}_{ct})\rho_{\mathbf{P}_1}^{bt} \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \mathbf{q}_c} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho_c} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \dot{\rho}_c} & 2[A(\hat{\mathbf{q}}_{ct})\rho_{\mathbf{P}_2}^{bt} \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \mathbf{q}_c} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho_c} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \dot{\rho}_c} & 2[A(\hat{\mathbf{q}}_{ct})\rho_{\mathbf{P}_3}^{bt} \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \mathbf{q}_c} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中:  $\frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho} = -\mathbf{A}(\mathbf{q}_c) \cdot \mathbf{C}_{o_c}^i$ ;  $\frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \rho_c} = -\mathbf{A}(\mathbf{q}_c) \cdot \frac{\partial(\mathbf{C}_{o_c}^i)}{\partial \rho_c} \cdot \rho$ ;  $\frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \dot{\rho}_c} = -\mathbf{A}(\mathbf{q}_c) \cdot \frac{\partial(\mathbf{C}_{o_c}^i)}{\partial \dot{\rho}_c} \cdot \rho$ ;  $\frac{\partial \mathbf{H}_1}{\partial \mathbf{q}_c} = -2\mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}}_c)\mathbf{C}_{o_c}^i[\rho \times]$ ;  $\mathbf{C}_{o_c}^i$  如式(19)所示。

由式(19,20)可以看出,立体视觉系统观测的相对位置不仅与追踪星和失效卫星的相对位置与相对姿态具有强耦合性,而且与追踪星本体的位置、姿态也存在一定的关联。鉴于此,考虑到相对位姿与追踪星绝对位姿相互制约,为了有效提高相对位姿的估计精度,进一步通过 GPS 与星敏感器同时观测出追踪星本体的位置、姿态信息。

(2)基于 GPS 和星敏感器的追踪星位置和姿态测量模型

### ①GPS 测量模型

通过 GPS 观测出追踪星的实时经纬高信息,首先对经纬高信息进行预处理。通过经纬高信息转换到地固坐标系下的位置信息,再根据地固坐标系与地心惯性系的关系,得出追踪星本体在地心惯性系下的位置  $\mathbf{Z}_2$

$$\mathbf{Z}_2 = [x_c \quad y_c \quad z_c]^T + \mathbf{v}_2 = \rho_c + \mathbf{v}_2 \quad (23)$$

式中,  $\mathbf{v}_2$  为 GPS 系统测量引起的高斯白噪声。

将式(23)离散化,可得

$$\mathbf{Z}_{2,k} = \mathbf{H}_2(\rho_{c,k}) + \mathbf{v}_{2,k} \quad (24)$$

求取式(24)中  $\mathbf{H}_2(\rho_{c,k})$  关于状态变量  $\Delta \mathbf{X}$  在  $\Delta \hat{\mathbf{X}}_k$  的偏导,可得观测矩阵  $\mathbf{H}_{2(n)}$

$$\mathbf{H}_{2(n)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (25)$$

### ②星敏感器测量模型

通过星敏感器观测出追踪星本体的姿态角,考虑到姿态角的奇异性,首先对姿态角进行预处理,将其转换为姿态四元数。由于姿态四元数彼此互不独立,为此,选取姿态四元数的矢量部分  $\mathbf{Z}_3$

$$\mathbf{Z}_3 = [q_{c1} \quad q_{c2} \quad q_{c3}]^T + \mathbf{v}_3 = \mathbf{q}_{c13} + \mathbf{v}_3 \quad (26)$$

式中,  $\mathbf{v}_3$  为星敏感器测量引起的高斯白噪声。

将式(26)离散化,可得

$$\mathbf{Z}_{3,k} = \mathbf{H}_3(\mathbf{q}_{c13,k}) + \mathbf{v}_{3,k} \quad (27)$$

求取式(27)中  $\mathbf{H}_3(\mathbf{q}_{c13,k})$  关于状态变量  $\Delta \mathbf{X}$  在  $\Delta \hat{\mathbf{X}}_k$  的偏导,可得观测矩阵  $\mathbf{H}_{3(n)}$

$$\mathbf{H}_{3(n)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (28)$$

因此,由式(21,24,27)构成量测方程,再结合状态方程,即可同时估计出相对位姿信息和追踪星本体位姿信息。

## 3 仿真验证与分析

本文针对上述推导的模型进行了仿真验证。仿真中设定追踪星位于失效卫星正后方 200 m,失效卫星绕 X 轴具有  $2^\circ/\text{s}$  的角速度,且失效卫星的转动惯量阵  $\mathbf{I}_t = \text{diag}(200, 200, 200) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。仿真时,滤波参数设置如表 1 所示。

表 1 仿真参数

陀螺	其他系统模型误差	观测模型误差
陀螺测量白噪声 $n$ 标准差: $0.01^\circ/\text{h}$	推力加速度计 $w_1$ 标准差: $0.01 \text{ m/s}^2$	立体视觉系统: $1 \text{ m}$
陀螺常值漂移噪声 $n_k$ 标准差: $0.03^\circ/\text{h}$	摄动 $w_2$ 对应的位置、速度误差: $10 \text{ m}, 0.1 \text{ m/s}$	GPS 系统: $10 \text{ m}$
陀螺常值漂移 $b$ : $5^\circ/\text{h}$	失效卫星角速率噪声 $n_{mr}$ 标准差: $0.02^\circ/\text{s}$	星敏感器: $0.1^\circ$

### (1)滤波初值误差

$$\mathbf{P}_{0/0} = \text{diag}[\mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 0.01 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 100 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 0.01 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 0.01 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 0.01 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 0.005 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 0.01 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1} \quad 10^{-4} \cdot \mathbf{I}_{3 \times 1}]$$

### (2)立体视觉系统观测的特征点

在失效卫星表面选取 3 个不共线的特征点,由于失效卫星的结构模型信息已知,因此在仿真时,选取的 3 个特征点在失效卫星本体系中的位置分别为

$$\mathbf{P}_1 = [-1 \quad 0 \quad 0]^T, \mathbf{P}_2 = [1 \quad 0 \quad 0]^T, \mathbf{P}_3 =$$

$$[0 \ 1 \ 0]^T$$

由仿真曲线图3~6可以看出:相对位置精度优于0.05 m,追踪星本体的位置精度优于2.5 m,相对姿态角精度优于 $0.5^\circ$ ,追踪星本体的姿态角精度优于 $0.05^\circ$ ,具有较好的估计精度。

由仿真曲线可知:本文所设计的滤波方法具有较好的滤波效果,不仅能够很好地实现相对位姿及

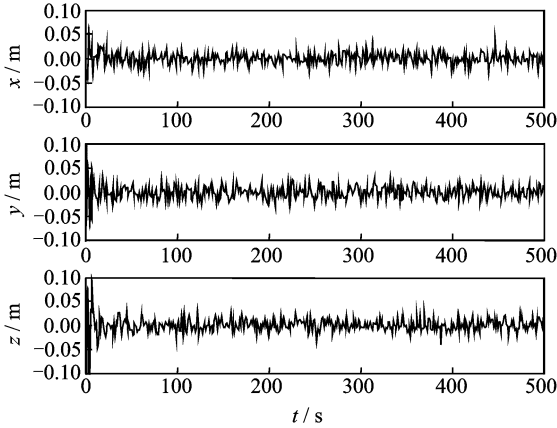


图3 相对位置误差

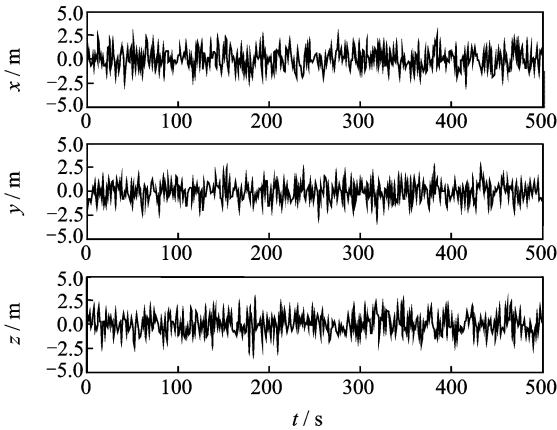


图4 追踪星位置误差

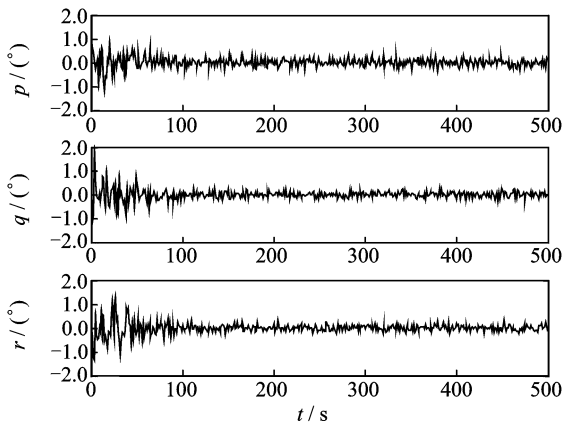


图5 相对姿态误差角

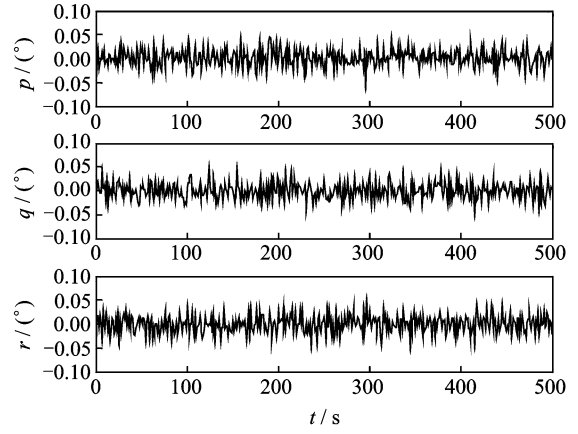


图6 追踪星姿态误差角

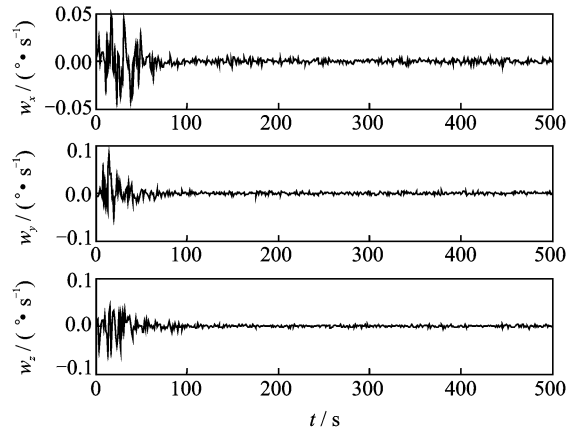


图7 失效卫星角速率误差

追踪星本体位姿的联合确定,而且能够有效估计出失效卫星的角速率。

## 4 结束语

根据失效卫星在空间定轴慢旋的特性,并结合失效卫星本身结构模型已知的特点,基于立体视觉系统构建相对位置观测模型。考虑到基于立体视觉系统观测出的相对位置与追踪星本体的位置、姿态也具有一定的关联性,本文同时利用GPS与星敏感器进一步观测出追踪星本体的位置、姿态量测信息。根据系统状态模型与观测模型,运用扩展卡尔曼滤波同时精确有效地估计出相对位置、姿态和追踪星本体的位置、姿态。

本文所推导的模型能够在失效卫星本身无法提供位置、姿态信息的情况下,充分利用失效卫星结构模型的信息进行位置、姿态确定,进而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] Sullivan B R, Akin D L. A survey of serviceable spacecraft failures[R]. AIAA 2001-4540, 2001.
- [2] 徐文福,梁斌,李成,等.空间机器人捕获非合作目标的测量与规划方法[J].机器人,2010,32(1):61-69.  
Xu Wenfu, Liang Bin, Li Cheng, et al. Measurement and planning approach of space robot for capturing non-cooperative target[J]. Robot, 2010,32(1): 61-69.
- [3] Rupp T, Boge T, Kiehling R, et al. Flight dynamics challenges of the german on-orbit servicing mission DEOS[C]//21th International Symposium on Space Flight Dynamics. USA: IEEE, 2009:111-115.
- [4] Landzettel K, Albu\_Schaffer A, Burnner B, et al. ROKVISS: verification of advanced light weight robotic joints and telepresence concepts for future space missions[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Pasadena, California, USA: IEEE, 2008:130-137.
- [5] 梁斌,徐文福,李成,等.地球静止轨道在轨服务技术研究现状与发展趋势[J].宇航学报,2010,31(1):1-13.  
Liang Bin, Xu Wenfu, Li Cheng, et al. The status and prospect of orbital servicing in the geostationary orbit[J]. Journal of Astronautics, 2010,31(1):1-13.
- [6] 高有涛,陆宇平,徐波.非合作目标编队飞行耦合动力学建模与六自由度模型[J].南京航空航天大学学报,2010,42(2):159-165.  
Gao Youtao, Lu Yuping, Xu Bo. Modeling and six-degree-of-freedom control for non-cooperative satellite formation flying[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010,42(2):159-165.
- [7] 蔡洪亮,高永明,邴启军,等.国外空间非合作目标抓捕系统研究现状与关键技术分析[J].装备指挥技术学院学报,2010,21(6):71-77.  
Cai Hongliang, Gao Yongming, Bing Qijun, et al. The research status and key technology analysis of foreign non-cooperative target in space capture system[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2010,21(6):71-77.
- [8] 杨立峰,岳晓奎.基于立体视觉的非合作航天器相对导航[J].计算机仿真,2009,26(10):77-79,256.  
Yang Lifeng, Yue Xiaokui. Relative navigation for non-cooperative spacecraft based on stereo vision[J]. Computer Simulation, 2009, 26(10): 77-79,256.
- [9] 仇越,郭碧波,李成,等.航天器非合作目标相对导航的联邦滤波算法研究[J].宇航学报,2009,30(6):2206-2212.  
Qiu Yue, Guo Bibo, Li Cheng, et al. Study on federal filter of relative navigation for non-cooperative spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2009,30(6): 2206-2212.
- [10] 徐文福,刘宇,梁斌,等.非合作航天器的相对位姿测量[J].光学精密工程,2009,17(7):1570-1581.  
Xu Wenfu, Liu Yu, Liang Bin, et al. Measurement of relative poses between two non-cooperative spacecrafts[J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 17(7):1570-1581.
- [11] 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.  
Zhang Shijie, Cao Xibin, Chen Min. Monocular vision-based relative pose parameters determination for non-cooperative spacecrafts[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2006,30(5): 564-568.
- [12] 周军,白博,于晓洲.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.  
Zhou Jun, Bai Bo, Yu Xiaozhou. A new method of relative position and attitude determination for non-cooperative target [J]. Journal of Astronautics, 2011,32(3):516-521.
- [13] 郁丰.微小卫星姿轨自主确定技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
- [14] 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.
- [15] 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.

