

针对非合作目标的中距离相对导航方法

李立涛, 杨旭, 李顺利

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要:提出了一种自由飞行机器人在中距离(几千米至几十米)范围内对非合作目标的导航方法, 基于视觉导航相机和激光测距仪的组合测量方案, 结合姿态敏感器和惯性器件的测量信息, 通过推广 Kalman 滤波方法来估计自由飞行机器人与非合作目标的相对位置和速度信息。在近共面轨道和中距离接近的假设下, 给出了一种简化的导航算法, 在目标轨道参数未知的情况下也可以进行相对运动参数的估计, 从而降低了算法的复杂性和运算量。仿真结果验证了上述导航方法和算法对非合作目标中距离相对导航的有效性, 并获得了较好的导航精度。

关键词:飞行器控制、导航技术; 非合作目标; 中距离相对导航; 相对运动参数估计; 推广 Kalman 滤波技术

中图分类号:V448 **文献标识码:**A **文章编号:**1671-5497(2008)04-0986-05

Mid-range relative navigation method for non-cooperative target satellite

LI Li-tao, YANG Xu, LI Shun-li

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Based on the measurement method of using Visual Navigation Camera and Laser Ranger Finder, with combination of the measurement information of attitude sensor and inertial measurement unit, a navigation algorithm using an extended Kalman filter was proposed to estimate relative position and velocity of Free Flying Robot with respect to non-cooperative target. Under near coplanar orbit and mid-range distance assumption, a simplified navigation algorithm that can reduce complexity and computational effort of the proposed navigation algorithm was given. Even with unknown target orbital parameter, the relative motion parameter can also be estimated. Simulation results verify the validity of this navigation method and show a higher navigation accuracy.

Key words: control and navigation technology of aerocraft; non-cooperative target satellite; mid-range relative navigation; estimation of relative motion parameter; extended Kalman filtering technique

从上世纪 90 年代末起, 一种新型的航天器——“自由飞行机器人”逐渐兴起, 并成为国际航天大国关注和研究的热点^[1]。与常见的应用卫星不同, 这种航天器的应用和服务对象是另外一颗航天器。其用途包括对其他一个或多个空间飞

行器进行在轨维护、维修、补充燃料、空间绕飞监测乃至军事用途。这种类型航天器涉及了多个领域的相关技术, 例如遥科学、空间机器人、自主交会对接和计算机视觉等技术领域, 对高新技术的发展具有极大的推动性。与以往的交会对接技术

收稿日期:2007-02-16.

基金项目:“863”国家高技术研究发展计划项目(2004AA742200).

作者简介:李立涛(1974-),男,讲师,博士. 研究方向:航天器飞行动力学与控制. E-mail:llt_hit@163.com

不同,自由飞行机器人的服务对象(即目标航天器)通常合作性较低,例如失效卫星或普通在轨卫星,不能或不便于提供辅助交会对接过程进行相对导航的手段,例如应答机(用于微波雷达)、光标或反射器等^[2-4]。因此自由飞行机器人要完成其飞行任务,必须具备针对非合作目标的相对导航能力。

目前针对非合作目标或合作性较低目标的相对测量,主要以微波雷达、视觉相机(包括红外和可见光)和激光测距仪作为测量设备^[4-5]。微波雷达主要用于近程自主交会过程的远距离阶段(几十千米至几百米),视觉相机和激光测距仪则主要用于中距离阶段(几千米至几十米)。作者主要研究基于视觉导航相机和激光测距仪组合测量系统的中距离相对导航方法,结合姿态敏感器和惯性器件的测量信息,通过设计推广 Kalman 滤波器来估计自由飞行机器人与非合作目标的相对位置和相对速度。在近共面轨道以及中距离接近的假设下,给出了一种简化的导航算法,即使在目标轨道参数未知的情况下,也可进行相对运动参数的估计,从而降低了算法的复杂性和运算量。

1 相关坐标系和动力学方程

1.1 相关坐标系

地心赤道惯性坐标系:采用原点在地心、基准平面是历元为 J2000.0 时的地球平赤道面,X 轴指向此历元时的平春分点方向。该坐标系在本文中用于描述航天器的绝对轨道状态。

轨道坐标系:原点为飞行器质心,Z 轴从飞行器质心指向地心;X 轴位于轨道平面内且垂直于 Z 轴,并与飞行器飞行方向一致;Y 轴则垂直于轨道平面,指向轨道角速度的负方向。该坐标系在本文中用作交会与接近过程中追踪飞行器相对目标飞行器的相对轨道状态量的参照系。

视线坐标系:原点为追踪飞行器的质心,X 轴由追踪飞行器指向目标飞行器,Y 轴和 Z 轴方向的选取可根据由视线坐标系向轨道坐标系的最小过渡原则给出。

1.2 相对轨道运动方程

目标航天器和追踪航天器在地心赤道惯性坐标系下的轨道运动方程分别为

$$\begin{cases} \dot{\vec{\mathbf{R}}}_T = \vec{\mathbf{V}}_T \\ \dot{\vec{\mathbf{V}}}_T = -\frac{\mu}{R_T^3} \vec{\mathbf{R}}_T + \vec{\mathbf{A}}_T + \vec{\mathbf{a}}_T \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{\vec{\mathbf{R}}}_C = \vec{\mathbf{V}}_C \\ \dot{\vec{\mathbf{V}}}_C = -\frac{\mu}{R_C^3} \vec{\mathbf{R}}_C + \vec{\mathbf{A}}_C + \vec{\mathbf{a}}_C \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\vec{\mathbf{R}}$ 为航天器的位置矢量; $\vec{\mathbf{V}}$ 为航天器的速度矢量; μ 为地球的引力常数; $\vec{\mathbf{A}}$ 为航天器所受摄动力产生的加速度; $\vec{\mathbf{a}}$ 为推力加速度;下标 T 代表目标航天器,C 代表追踪航天器。

设目标航天器的轨道近似圆形,若忽略两个航天器的引力差影响,在目标航天器轨道坐标系下,可得到追踪航天器相对目标航天器的 C-W 相对运动方程^[6]如下

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} = a_x \\ \ddot{y} + \omega^2 y = a_y \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = a_z \end{cases} \quad (3)$$

式(3)的解析解如下式所示

$$\mathbf{X}(t) = \Phi\mathbf{X}(0) + \mathbf{Bu} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$

$$\mathbf{u} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$$

$$\Phi =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 6(\omega t - \sin\omega t) & \frac{1}{\omega}(4\sin\omega t - 3\omega t) & 0 & -\frac{2}{\omega}(1 - \cos\omega t) \\ 0 & \cos\omega t & 0 & 0 & \frac{1}{\omega}\sin\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 4 - 3\cos\omega t & -\frac{2}{\omega}(1 - \cos\omega t) & 0 & \frac{1}{\omega}\sin\omega t \\ 0 & 0 & 6\omega(1 - \cos\omega t) & 4\cos\omega t - 3 & 0 & 2\sin\omega t \\ 0 & -\omega\sin\omega t & 0 & 0 & \cos\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega\sin\omega t & -2\sin\omega t & 0 & \cos\omega t \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \frac{4}{\omega^2}(1 - \cos\omega t) - 1.5t^2 & 0 & \frac{2}{\omega}t - \frac{2}{\omega^2}\sin\omega t \\ 0 & \frac{1 - \cos\omega t}{\omega^2} & 0 \\ \frac{2}{\omega^2}\sin\omega t - \frac{2}{\omega}t & 0 & \frac{1}{\omega^2}(1 - \cos\omega t) \\ \frac{4}{\omega}\sin\omega t - 3t & 0 & \frac{2}{\omega}(1 - \cos\omega t) \\ 0 & \frac{\sin\omega t}{\omega} & 0 \\ \frac{2}{\omega}(\cos\omega t - 1) & 0 & \frac{\sin\omega t}{\omega} \end{bmatrix}$$

2 测量原理

作者主要讨论基于视觉信息的中距离测量系统的导航方法,其组成包括固定式的视觉导航相机(红外相机或可见光相机)和激光测距仪(具有小的扫描角度),前者能提供目标视线方向在追踪航天器体坐标系中的方向信息,后者只提供相对

距离信息。其测量系统基本原理如图 1 所示。OL 为目 标航天器位置矢量在追踪航天器本体坐标系 XOY 平面内的投影分量。

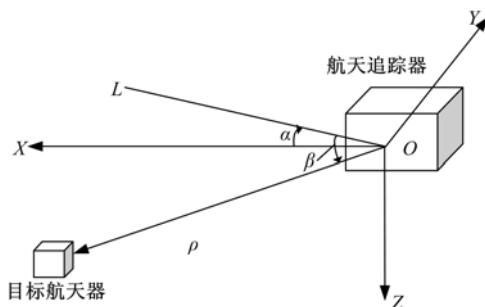


图 1 中距离相对导航测量系统的几何关系

Fig. 1 Geometry relationship of measurement system for mid-range relative navigation

追踪航天器上安装了一台固定式视觉导航相机和一台小角度扫描式激光测距仪,其中视觉导航相机需要配以图像处理单元,通过计算目标在相机焦平面的成像中心来得到目标相对相机坐标系的视线角。为保证较高的测角精度,视觉导航相机的视场角通常很小(只有几度),为了避免丢失目标,要求在接近过程中追踪航天器能实时对目标进行姿态指向控制。

视觉导航相机给出的测量信息为目标航天器在相机坐标系下的视线角,见图 1 中的方位角 α 和仰角 β 。激光测距仪则仅提供相对距离信息 ρ 。

3 相对导航算法

考虑到针对空间目标的接近制导律和控制律的设计要求,往往要求导航系统不仅能提供相对位置信息,还要提供相对速度信息。而对于作者讨论的基于视觉相机和激光测距原理的中距离相对导航系统,仅能按一定的周期提供相对位置信息,而不能提供相对速度信息,必须借助其他测量敏感器的信息并通过设计导航算法来估计相对速度信息。考虑到使用动态滤波技术可以在一定程度上降低测量误差对相对导航精度的影响^[7-8],作者通过设计推广 Kalman 滤波器进行相对运动参数的估计。

根据制导和控制的一般要求,选取相对运动状态参数为追踪航天器在目标轨道坐标系下的相对位置和速度矢量,即

$$(\vec{r})_T = [x \ y \ z]^T$$

$$(\vec{v})_T = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$$

式中: $(\cdot)_T$ 表示矢量在目标轨道系下的分量列阵。

由于本文讨论的是中距离接近的相对导航问题,追踪航天器与目标航天器的距离在几千米至几十米的范围内,在此范围内,采用式(3)给出的 C-W 方程来描述两个航天器之间的相对运动,在短时间内精度已足够。考虑到 C-W 方程为线性化的方程,对于目标轨道为近圆轨道且采样时间为固定的时间间隔的情况,其状态转移矩阵可近似为常值矩阵,有助于减少滤波算法的计算量。因此,作者选择离散化的 C-W 方程作为系统的状态方程,根据式(4),状态方程表示如下

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi \mathbf{X}_k + \mathbf{B} u_k + \mathbf{W}_k \quad (5)$$

式中: \mathbf{W}_k 为离散的方程动态噪声。

直接选择测量系统的测量信息作为量测量,可建立量测量与被估计的状态量的关系式。其中相对距离可直接用被估计的状态量表示

$$\rho = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (6)$$

而视线角与被估计的状态量的观测方程可表示为

$$(\vec{L})_B = \mathbf{C}_{BT} \left[-\frac{\vec{r}}{\rho} \right]_E \quad (7)$$

式中: $(\vec{L})_B$ 表示目标视线方向矢量在追踪航天器本体坐标系下的分量,可根据球坐标转换关系写成相应的方位角和仰角的表达式; \mathbf{C}_{BT} 为轨道坐标系到追踪航天器本体坐标系的坐标变换矩阵。

求取 \mathbf{C}_{BT} 有两种方法:一种需要追踪航天器获得目标航天器的轨道参数信息,同时还需要获得追踪航天器本体坐标系相对某个参考基准坐标系的姿态信息,其表达式是否包含被估计状态量与所选取的参考基准坐标系有关;另外一种方法需要已知追踪航天器的轨道参数和姿态信息,这种情况下需要结合被估计状态量和量测量才能获得该转换矩阵,其计算和推导过程较复杂。因此,作者主要采用第一种方法。

在中距离范围内,若追踪器交会轨道和目标轨道近似共面(这种近似符合工程实际,因为进行异面交会需要大量的燃料),追踪航天器与目标的轨道坐标系可看作近似平行(在小于 10 km 范围内,两者的姿态偏差小于 0.1°)。这样转换矩阵 \mathbf{C}_{BT} 近似等于追踪航天器本体坐标系相对其自身轨道坐标系的方向余弦矩阵 \mathbf{C}_{BO} ,可直接通过追踪航天器的轨道参数及姿态确定系统计算获得,从而简化了计算过程,并且不需事先已知目标航天器的轨道信息。

根据上述假设,得到量测方程如下

$$\begin{cases} \rho = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \alpha = \arctan\left(\frac{-(C_{21}x + C_{22}y + C_{23}z)}{-(C_{11}x + C_{12}y + C_{13}z)}\right) \\ \beta = \arcsin\left(\frac{-(C_{31}x + C_{32}y + C_{33}z)}{\rho}\right) \end{cases} \quad (8)$$

式中: C_{ij} ($i, j = 1, 2, 3$)为方向余弦矩阵 \mathbf{C}_{BO} 对应的元素。

设置测量 $\mathbf{y} = [\rho \alpha \beta]^T$, 则量测方程为

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{X}_k, k) + \mathbf{v}_k \quad (9)$$

由于量测量与被估计的状态向量是一种非线性关系,不能应用标准的 Kalman 滤波方法,而必须采用推广的 Kalman 滤波方法。

根据推广的 Kalman 滤波理论,构造中距离相对导航的滤波器如下

$$\hat{\mathbf{X}}_{(k+1)/k} = \Phi_{k+1,k} \hat{\mathbf{X}}_{k/k} \quad (10a)$$

$$\mathbf{P}_{(k+1)/k} = \Phi_{k+1,k} \mathbf{P}_{k/k} \Phi_{k+1,k}^T + \mathbf{Q}_{k+1} \quad (10b)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{(k+1)/k} \mathbf{H}_{k+1}^T [\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{(k+1)/k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_k]^{-1} \quad (10c)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_{(k+1)/(k+1)} = \hat{\mathbf{X}}_{(k+1)/k} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{X}}_{(k+1)/k}, k)] \quad (10d)$$

$$\mathbf{P}_{(k+1)/(k+1)} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}) \mathbf{P}_{(k+1)/k} \quad (10e)$$

式(10a)为状态向量的预测公式; $\hat{\mathbf{X}}_{(k+1)/k}$ 为 t_{k+1} 时刻状态向量的预测值; $\mathbf{P}_{(k+1)/k}$ 为 t_k 时刻状态估计误差的协方差矩阵预测值; \mathbf{K}_{k+1} 为滤波增益; 式(10d)为状态向量的修正公式; $\hat{\mathbf{X}}_{(k+1)/(k+1)}$ 为 t_{k+1} 时刻相对轨道状态的更新值; $\mathbf{P}_{(k+1)/(k+1)}$ 为 t_{k+1} 时刻状态估计误差的协方差矩阵的更新值; \mathbf{Q}_{k+1} 为动态噪声方差矩阵; \mathbf{R}_k 为测量噪声方差矩阵; \mathbf{H}_k 为量测方程在 t_k 时刻对状态的偏导数,满足

$$\mathbf{H}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{X}_k, k)}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\hat{\mathbf{X}}_{k/k}}$$

4 仿真验证

为了验证本文方法的正确性,进行了仿真实验,仿真条件如下:目标航天器的轨道参数取为:轨道高度为 780 km 圆轨道,轨道倾角为 98.5°。激光测距仪的测距精度为 0.6 m(3σ),视觉相机对视线角的测量精度为 0.1°(3σ);两个航天器都采用了带 J_2 项摄动的地球引力轨道模型。相对轨道状态初始条件如下

$$(\vec{\mathbf{r}}_0)_T = [-520 \ 10 \ 20]^T \text{ m}$$

$$(\vec{\mathbf{v}}_0)_T = [-0.0324 \ -0.02 \ 0.02]^T \text{ m/s}$$

追踪航天器自由飞行(轨道不控),姿态采用对目标定向控制,姿态敏感器为星敏感器(测量精

度为 1', 3σ),采用绝对 GPS 进行轨道参数测量(定位精度 45 m, 测速精度 0.2 m/s, 3σ)。

滤波器初始条件为

$$(\vec{\mathbf{r}}_0)_T = [-510 \ 0 \ 10]^T \text{ m}$$

$$(\vec{\mathbf{v}}_0)_T = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ m/s}$$

其中滤波器的更新时间为 1 min。

在上述条件下,仿真结果如图 2 和图 3 所示。

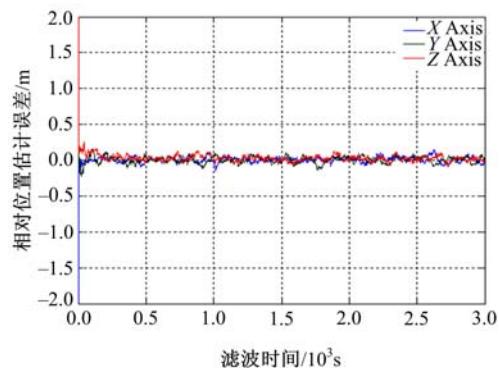


图 2 相对位置估计误差

Fig. 2 Estimated error of relative position

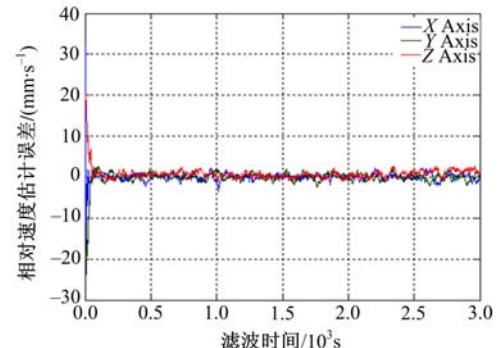


图 3 相对速度估计误差

Fig. 3 Estimated error of relative velocity

仿真结果显示:在上述仿真条件下,相对运动参数的估计值迅速收敛到真值附近。收敛后,相对位置估计误差约为 0.15 m(3σ),相对速度估计误差约为 3 mm/s(3σ)。

5 结 论

作者针对非合作目标的中距离相对导航问题,采用基于视觉相机和激光测距仪的相对测量系统,通过设计推广 Kalman 滤波器进行相对运动参数的估计。在近共面及中距离的假设下,给出了一种简化的导航算法,无需知道目标轨道参数也可进行相对运动参数的估计,有效地降低了算法的复杂性和运算量。仿真结果表明:

(1) 导航算法具有较好的收敛性,在本文仿真条件下,相对位置和相对速度估计误差分别为 $0.15\text{ m}(3\sigma)$ 和 $3\text{ mm/s}(3\sigma)$,能够满足中距离交会和接近的要求。

(2) 根据不同仿真过程分析可知,导航过程中若存在轨道机动控制,将会导致滤波结果与真实结果存在一定的延迟,造成滤波结果变差,需要在公式(10a)的状态预测方程中加入轨道控制加速度的影响。

(3) 追踪器的姿态控制精度不影响滤波过程及其精度。

参考文献:

- [1] Matunaga S, Fukushima Y, Ohkami Y. Concept and analysis of tugrobot for in-orbit servicing[C]// International Astronautical Federation, Beijing, China, 1996, IAF-96-A. 6. 02.
- [2] 林来兴. 空间交会对接技术[M]. 北京:国防工业出版社,1994.
- [3] 王旭东,李果,谢斌. 卫星交会的自主导航技术[J]. 控制工程(北京),2002,20(4):7-13.
Wang Xu-dong, Li Guo, Xie Bin. Autonomous navigation techniques for spacecraft rendezvous[J]. Aerospace Control, 2002,20(4):7-13.
- [4] Purcell G, Kuang D, Lichten S, et al. Autonomous formation flyer (AFF) sensor technology development[C]// The 21st Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, CO, 1998, AAS Paper 98-062.
- [5] 章仁为,董云峰. 交会相对运动确定的新方法[J]. 航天控制,1991,9(4):31-39.
Zhang Ren-wei, Dong Yun-feng. A new approach to relative motion determination in rendezvous [J]. Aerospace Control, 1991,9(4):31-39.
- [6] 张洪华,林来兴. 卫星编队飞行相对轨道的确定[J]. 控制工程(北京),2002,20(1):1-8.
Zhang Hong-hua, Lin Lai-xing. The determination of relative orbit for satellites formation flying[J]. Journal of Astronautics, 2002,20(1):1-8.
- [7] Junkins J L, Hughes D C, Wazni K P, et al. Vision-based navigation for rendezvous, docking and proximity operations[C]// The 22nd Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, CO, 1999, AAS Paper 99-021.
- [8] Alonso R, Crassidis J L, Junkins J L. Vision-based relative navigation for formation flying of spacecraft [C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Denver, CO, 2000, AIAA Paper 2000-4439.

热烈祝贺《Journal of Bionic Engineering》被 SCI 收录

据 Thomson Reuters 科技信息集团(其网址为:<http://scientific.thomsonreuters.com/>)2008 年 5 月 27 日发布的最新信息得知,经过严格的选刊过程,有 700 种来自亚太地区、欧盟地区、拉丁美洲、中亚和非洲、北美地区的具有典型地域特色的优秀期刊入选 Web of Science,成为 SCI 和 SSCI 数据库的来源期刊,其中 38 份来自中国(含香港地区),《Journal of Bionic Engineering》(仿生工程学报)名列其中。这是该刊继 2006 年被 EI(美国《工程索引》)收录后取得的又一重大突破,标志着该刊正向国际品牌期刊行列迈进。

《Journal of Bionic Engineering》是由我校主办、中国科学出版社和荷兰 Elsevier(爱思唯尔)出版公司合作出版、世界发行的国际英文学术期刊。主要发表仿生学基础研究及其在工程技术、产品设计等方面的应用的原始论文,为仿生学和仿生工程领域中的新思想、新观点、新理论、新方法、新技术和新应用提供交流平台。该刊拥有高学术水平、国际化的编委会。

该刊在创刊 4 年内便连续进入 EI、SCI 两大世界著名检索系统。这在国际期刊界也是少见的。这源自创办者立足于学科发展实际,追求创新和卓越的办刊理念;源自主办单位强有力的硬件支撑和高标准要求;源自全体编委、编辑部的不懈努力;更源自仿生界广大科技工作者的支持和厚爱。