

INS/Vision 相对导航系统在无人机上的应用

王小刚, 郭继峰, 崔乃刚

(哈尔滨工业大学 航天工程系, 哈尔滨 150001, hit_moto@163.com)

摘 要: 提出了一种考虑视觉导航设备输出时间延迟问题的 INS/Vision 相对导航方法, 推导了长机与僚机之间的相对惯导方程. 给出了长机与僚机之间相对视线矢量测量原理, 僚机上设置若干特征光点, 长机上的视觉导航设备通过对特征光点观测, 得到相对视线矢量. 应用扩展卡尔曼滤波融合相对惯导信息和相对视线矢量信息, 估计出长机与僚机之间的相对姿态、相对速度和相对位置. 针对视觉导航设备量测量存在时间延迟的问题, 给出了延迟后量测量与惯导信息融合的方法, 最后通过仿真研究证明了该相对导航方法的有效性.

关键词: 相对导航; 相对惯导方程; 视觉导航; 扩展卡尔曼滤波; 时间延迟

中图分类号: V241.62

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2010)07-1029-04

A relative navigation method based on INS/Vision for UAV

WANG Xiao-gang, GUO Ji-feng, CUI Nai-gang

(Dept. of Aerospace Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China, hit_moto@163.com)

Abstract: A relative navigation method based on INS/Vision is presented with the consideration of the measurement of vision navigation equipment with time delay, and the relative inertial equation between the leader and the follower is derived. The line of sight measurement is acquired by observing the beacons on the follower using the vision navigation equipment on the leader. The extended Kalman filter is used to estimate the relative attitude, relative velocity and relative position by fusing the inertial navigation information and the line of sight measurement. For the time delay problem of vision navigation equipment, a method of fusing the inertial navigation information and the measurement with time delay is provided. Simulation results verify the effectiveness of the relative navigation method.

Key words: relative navigation; relative inertial equation; vision navigation; extended Kalman filtering; time delay

无人机是一种可执行多种飞行任务的通用飞行器, 在军事和民用领域都有广泛的应用^[1]. 无人机编队飞行就是将多架无人机按照一定的形状进行排列, 并使其在整个飞行过程中保持队形不变^[2-4]. 无人机与编队飞行的结合, 扩展了无人机的使用范围, 提高了其使用效率, 是无人机发展的一个新领域. 为了使无人机之间保持特定的队形, 需要获得准确的相对位置和相对速度信息. 近年

来, 很多学者开展了相对导航方法方面的研究工作. 文献[5]中提出了一种基于 INS/GPS 的相对导航系统, 它通过载体间相对 GPS 信息校正相对 INS 信息, 进而得到高精度相对导航信息. 文献[6]中采用了 3 种不同的方法获取相对导航信息, 并对 3 种方法进行了比较研究. 上述相对导航系统都依赖于 GPS 信号, 当 GPS 信号“失锁”或被干扰时, 系统性能急剧下降. 针对这一问题, 很多学者展开了基于视觉的相对导航方法研究^[7-9]. 文献[7]结合无人机编队提出了一种基于 INS/Vision 的相对导航方案, 但并未考虑视觉导航设备输出存在时间延迟的问题. 视觉导航设备由于

收稿日期: 2009-05-21.

基金项目: 航天科技创新基金资助项目(CASC0209).

作者简介: 王小刚(1980—), 男, 博士研究生;

崔乃刚(1965—), 男, 教授, 博士生导师.

处理的数据量大、处理时间长,必然存在时间延迟^[10].长机与僚机通过数据链进行数据通讯同样会引起时间延迟的问题.将延迟后的量测量直接与当前惯导信息融合,将会导致相对导航精度降低.

本文详细推导了相对惯导方程,并给出了长机与僚机之间相对视线矢量的测量原理及量测方程.应用扩展卡尔曼滤波技术融合相对惯导信息和相对视线矢量信息,得到相对导航信息.针对视觉导航设备量测量存在时间延迟的问题,给出了延迟后的量测量与惯导信息融合的方法,最后通过仿真研究验证了方法的有效性.

1 相对惯导方程

相对惯导方程^[7]主要由相对姿态方程和相对位置方程两部分组成,假设长机的陀螺和加速度计信息可通过数据链传送到僚机.

1.1 相对姿态方程

采用四元数作为姿态表示.姿态四元数由旋转轴 $\boldsymbol{n}$ 和旋转角 θ 表示为

$$\boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{q}_{13} \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n \sin \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\theta}{2} \end{bmatrix}.$$

式中: $\boldsymbol{q}_{13}$ 为姿态四元数的矢量部分; q_4 为姿态四元数的标量部分.

僚机与长机之间的相对四元数 $\boldsymbol{q}_n \equiv \boldsymbol{q}_l \otimes \boldsymbol{q}_1^{-1}$, 其中 $\boldsymbol{q}_l$ 和 $\boldsymbol{q}_1$ 分别为僚机和长机的姿态四元数; 符号 $\otimes$ 表示四元数乘法. 且 $\boldsymbol{q}_n$ 满足如下关系:

$$\dot{\boldsymbol{q}}_n = 0.5 \Xi(\boldsymbol{q}_n) \boldsymbol{\omega}_n^f.$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_n^f$ 为僚机相对于长机的旋转角速度在僚机坐标系中的分量, 且 $\boldsymbol{\omega}_n^f = \boldsymbol{\omega}_l^f - \boldsymbol{C}_1^f \boldsymbol{\omega}_1^f$, $\boldsymbol{C}_1^f$ 表示由长机坐标系旋转到僚机坐标系的方向余弦矩阵. 而 $\Xi(\boldsymbol{q}) = [\boldsymbol{q}_4 \boldsymbol{I}_{3 \times 3} + [\boldsymbol{q}_{13} \times] - \boldsymbol{q}_{13}^T \quad]^T$.

1.2 相对位置方程

僚机和长机之间的相对位置矢量定义为

$$\boldsymbol{r}_n^f = \boldsymbol{C}_1^f (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l). \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{C}_1^f$ 为惯性坐标系到僚机坐标系的方向余弦矩阵.

对式(1)求两阶导数得

$$\begin{aligned} \ddot{\boldsymbol{r}}_n^f &= \frac{d^2}{dt^2} (\boldsymbol{C}_1^f) (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l) + 2 \frac{d}{dt} (\boldsymbol{C}_1^f) \frac{d}{dt} (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l) + \boldsymbol{C}_1^f \frac{d^2}{dt^2} (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l). \end{aligned} \quad (2)$$

因方向余弦矩阵的微分方程 $\dot{\boldsymbol{C}}_1^f = -[(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \boldsymbol{C}_1^f$,

所以

$$\frac{d^2}{dt^2} (\boldsymbol{C}_1^f) (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l) = \frac{d}{dt} (-[(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \boldsymbol{C}_1^f) (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l) = -[(\dot{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times] - [(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times][(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \boldsymbol{r}_n^f. \quad (3)$$

$$2 \frac{d}{dt} (\boldsymbol{C}_1^f) \frac{d}{dt} (\boldsymbol{r}_n^l - \boldsymbol{r}_1^l) = -2[(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \boldsymbol{C}_1^f \dot{\boldsymbol{r}}_n^l. \quad (4)$$

另外, $\dot{\boldsymbol{r}}_n^f$ 满足如下方程:

$$\dot{\boldsymbol{r}}_n^f = -[(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \boldsymbol{r}_n^f + \boldsymbol{C}_1^f \dot{\boldsymbol{r}}_1^l. \quad (5)$$

将式(3)~(5)代入式(2)中, 得

$$\begin{aligned} \ddot{\boldsymbol{r}}_n^f &= -[(\dot{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times] \boldsymbol{r}_n^f - [(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times][(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \boldsymbol{r}_n^f - \\ &\quad 2[(\boldsymbol{\omega}_n^f) \times] \dot{\boldsymbol{r}}_n^f + \boldsymbol{C}_1^f (\ddot{\boldsymbol{r}}_n^l - \ddot{\boldsymbol{r}}_1^l). \end{aligned}$$

由于 $\ddot{\boldsymbol{r}}_n^l = \boldsymbol{a}_l^l + \boldsymbol{g}_l^l$, $\ddot{\boldsymbol{r}}_1^l = \boldsymbol{a}_1^l + \boldsymbol{g}_1^l$, 所以

$$\boldsymbol{C}_1^f (\ddot{\boldsymbol{r}}_n^l - \ddot{\boldsymbol{r}}_1^l) = \boldsymbol{a}_l^f - \boldsymbol{C}_1^f \boldsymbol{a}_1^l + \boldsymbol{C}_1^f (\boldsymbol{g}_l^l - \boldsymbol{g}_1^l).$$

式中: $\boldsymbol{a}_l^f$ 为僚机比力在僚机体坐标系下的分量; $\boldsymbol{a}_1^l$ 为长机比力在长机体坐标系下的分量; $\boldsymbol{g}_l^l, \boldsymbol{g}_1^l$ 为长机和僚机的重力加速度.

2 扩展卡尔曼滤波

2.1 状态方程

将相对姿态、相对位置、相对速度以及陀螺和加速度计的常值漂移作为扩展卡尔曼滤波状态变量, 即

$$\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{q}_n^T \quad (\boldsymbol{r}_n^f)^T \quad (\dot{\boldsymbol{r}}_n^f)^T \quad \boldsymbol{b}_{fg}^T \quad \boldsymbol{b}_{fa}^T]^T.$$

由相对惯导方程, 不考虑重力加速度项误差, 将陀螺和加速度计的误差模型简化为常值和白噪声, 状态变量 $\boldsymbol{X}$ 估值满足如下关系:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{q}}}_n = 0.5 \Xi(\hat{\boldsymbol{q}}_n) \hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f,$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\boldsymbol{r}}}_n^f &= -[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times] \hat{\boldsymbol{r}}_n^f - [(\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times][(\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times] \hat{\boldsymbol{r}}_n^f - \\ &\quad 2[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times] \hat{\dot{\boldsymbol{r}}}_n^f + \hat{\boldsymbol{a}}_l^f - \hat{\boldsymbol{C}}_1^f \hat{\boldsymbol{a}}_1^l + \boldsymbol{C}_1^f (\boldsymbol{g}_l^l - \boldsymbol{g}_1^l), \end{aligned}$$

$$\hat{\boldsymbol{a}}_l^f = \bar{\boldsymbol{a}}_l^f - \hat{\boldsymbol{b}}_{fa},$$

$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_n^f - \hat{\boldsymbol{b}}_{fg},$$

$$\hat{\boldsymbol{b}}_{fa} = 0,$$

$$\hat{\boldsymbol{b}}_{fg} = 0.$$

式中: $\hat{\boldsymbol{a}}_l^f$ 为 $\boldsymbol{a}_l^f$ 的估计值, $\bar{\boldsymbol{a}}_l^f$ 为测量值, $\hat{\boldsymbol{b}}_{fa}$ 为加表常值漂移的估计值; $\boldsymbol{\omega}_n^f$ 为僚机本体系相对于惯性坐标系的旋转角速度在本体系下的分量, $\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f$ 为估计值, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_n^f$ 为测量值, $\hat{\boldsymbol{b}}_{fg}$ 为陀螺的常值漂移的估计值.

将状态误差矢量定义为

$$\Delta \boldsymbol{X} = [\delta \boldsymbol{\alpha}_n^T \quad (\Delta \boldsymbol{r}_n^f)^T \quad (\Delta \dot{\boldsymbol{r}}_n^f)^T \quad \Delta \boldsymbol{b}_{fg}^T \quad \Delta \boldsymbol{b}_{fa}^T]^T.$$

式中: $\delta \boldsymbol{\alpha}_n = 2\delta q_{n13}$ 且 $\delta \hat{\boldsymbol{\alpha}}_n$ 满足 $\delta \hat{\boldsymbol{\alpha}}_n = -[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_n^f) \times] \delta \boldsymbol{\alpha}_n - \Delta \boldsymbol{b}_{fg} - \eta_{fg}$, 其中 δq_{n13} 为 δq_n 的矢量部分, 且 $\delta q_n = \boldsymbol{q}_n \otimes \hat{\boldsymbol{q}}_n^{-1}$.

速度误差微分方程可以写成如下形式:

$$\frac{d}{dt}\Delta\mathbf{r}_{\Pi}^f = \mathbf{F}_{3-1}\delta\boldsymbol{\alpha}_{\Pi} + \mathbf{F}_{3-2}\Delta\mathbf{r}_{\Pi}^f + \mathbf{F}_{3-3}\Delta\mathbf{r}_{\Pi}^f +$$
$$\mathbf{F}_{3-4}\Delta\mathbf{b}_{fg} + \mathbf{F}_{3-5}\Delta\mathbf{b}_{fa} + \mathbf{G}_{3-1}\boldsymbol{\eta}_{fgv} + \mathbf{G}_{3-3}\boldsymbol{\eta}_{fav}.$$

式中: $\mathbf{F}_{3-1}, \mathbf{F}_{3-2}, \mathbf{F}_{3-3}, \mathbf{F}_{3-4}, \mathbf{F}_{3-5}$ 的值分别为 $-\left[(\hat{\mathbf{C}}_1^f)\times\right], -\left[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f)\times\right]\left[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f)\times\right]-\left[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f)\times\right],$
 $-2\left[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f)\times\right], \left[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f)\times\right]-\left[(\mathbf{r}_{\Pi}^f)\times\right]-\left[\left((\hat{\mathbf{r}}_{\Pi}^f)\times\right)-\right.$
 $\left.-\left[\left((\hat{\mathbf{r}}_{\Pi}^f)\times\right)\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f\right]\times\right], -\mathbf{I}_{3\times3}; \mathbf{G}_{3-1} = \mathbf{F}_{3-4},$
 $\mathbf{G}_{3-3} = \mathbf{F}_{3-5}; \Delta\dot{\mathbf{b}}_{fa} = \Delta\dot{\mathbf{b}}_{fg} = \mathbf{0}.$

因此,状态误差矢量满足下面的微分方程

$$\Delta\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\Delta\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{w}.$$

式中:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -\left[(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{\Pi}^f)\times\right] & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & -\mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{F}_{3-1} & \mathbf{F}_{3-2} & \mathbf{F}_{3-3} & \mathbf{F}_{3-4} & \mathbf{F}_{3-5} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{G}_{3-1} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{G}_{3-3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} \end{bmatrix}.$$

2.2 量测方程

在长机上安装视觉导航设备,并在僚机上设置3个特征光点,则视觉导航系统的量测量为长机与僚机之间的相对视线矢量,其测量原理如图1所示.

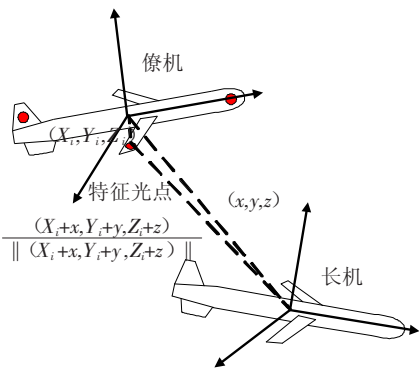


图1 相对视线矢量观测原理图

设特征光点在僚机坐标系中的位置为 $(X_i, Y_i, Z_i)^T, i = 1, 2, 3.$ $(x, y, z)^T$ 为 $\mathbf{r}_{\Pi}^f$ 的三个分量,通过长机中的视觉导航设备对僚机上的特征光点进行观测,得到的单位视线矢量如下式所示^[7]:

$$\mathbf{b}_i = (\mathbf{C}_i^f)^T \mathbf{r}_i.$$

因

$$\mathbf{r}_i = \left(\sqrt{(X_i+x)^2 + (Y_i+y)^2 + (Z_i+z)^2}\right)^{-1} \begin{bmatrix} X_i+x \\ Y_i+y \\ Z_i+z \end{bmatrix}.$$

于是有

$$\frac{\partial \mathbf{b}_i}{\partial \delta \boldsymbol{\alpha}_{\Pi}} = -(\hat{\mathbf{C}}_i^f)^T [(\mathbf{r}_i) \times],$$
$$\frac{\partial \mathbf{b}_i}{\partial \mathbf{r}_{\Pi}^f} = (\mathbf{C}_i^f)^T \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{bmatrix} \mathbf{R}^{-1}.$$

其中

$$\mathbf{R} = [(X_i+x)^2 + (Y_i+y)^2 + (Z_i+z)^2]^{3/2},$$
$$K_{11} = (Y_i+y)^2 + (Z_i+z)^2,$$
$$K_{12} = K_{21} = -(X_i+x)(Y_i+y),$$
$$K_{13} = K_{31} = -(X_i+x)(Z_i+z),$$
$$K_{22} = (X_i+x)^2 + (Z_i+z)^2,$$
$$K_{23} = K_{32} = -(Y_i+y)(Z_i+z),$$
$$K_{33} = (X_i+x)^2 + (Y_i+y)^2.$$

因此,量测矩阵可以写为

$$\mathbf{H}_i = \left[\frac{\partial \mathbf{b}_i}{\partial \delta \boldsymbol{\alpha}_{\Pi}} \quad \frac{\partial \mathbf{b}_i}{\partial \mathbf{r}_{\Pi}^f} \quad \mathbf{0}_{3\times3} \quad \mathbf{0}_{3\times3} \quad \mathbf{0}_{3\times3} \right].$$

3 视觉导航相机时间延迟

很多实际系统敏感器存在时间延迟问题,尤其是视觉测量系统,需要很长的处理时间.因此,如何把视觉测量系统的延迟量测量融合到卡尔曼滤波是 INS/Vision 相对导航系统需要解决的一个问题.

首先预先存储 $k-n$ 时刻状态 $\hat{\mathbf{x}}_{k-n}$,当延迟了 N 个采样点的量测量 $\mathbf{z}_{k-n}^*$ 在 k 时刻到来时,用 $k-n$ 时刻状态 $\hat{\mathbf{x}}_{k-n}$ 计算 $\hat{\mathbf{z}}_{k-n}^{*-}$ 如下:

$$\hat{\mathbf{z}}_{k-n}^{*-} = \mathbf{C}_{k-n}^* \hat{\mathbf{x}}_{k-n}.$$

与此对应,新息可以写为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{k-n}^* = \mathbf{z}_{k-n}^* - \hat{\mathbf{z}}_{k-n}^{*-}.$$

将此新息与当前的状态预测用标准卡尔曼滤波方程进行量测更新,得到状态估计.需要说明的是,这种方法得到的结果为次优估计,原因如下:首先残差与状态相差 N 个采样点,时间上不对应;其次量测量 $\mathbf{z}_{k-n}$ 是否在 $k-n$ 时刻融合,将会影响到之后各点的状态估计和协方差估计,考虑这些影响将会导致算法过于复杂,因此本文采用了比较简单但符合工程应用的算法.

4 仿真实验

仿真过程中,取陀螺常值漂移为 $0.1(^{\circ})/\text{h}$,加速度计随机常值偏置为 $200 \mu\text{g}$. 相对导航信息初始值为:水平姿态角误差 2° ,方位姿态角 3° ,位置误差 2 m ,速度误差 0.1 m/s . 滤波周期为 0.1 s . 视觉导航系统量测噪声为 $350 \times 10^{-6} \text{ rad}$. 3 个特征光点的位置分别为 $(0, 1.75, 0), (3.75, 0, 0), (-3.75, 0, 0.5)$. 仿真结果如图2~图5所示.

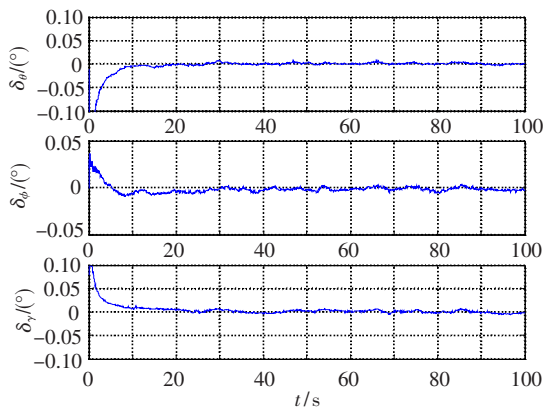


图 2 相对姿态误差

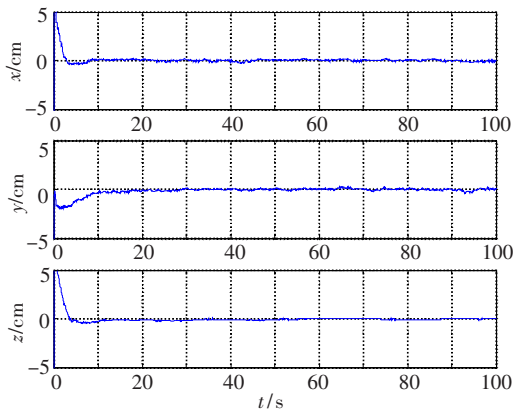


图 3 相对位置误差

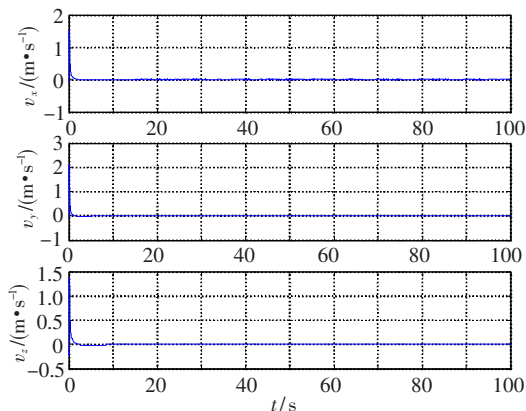


图 4 相对速度误差

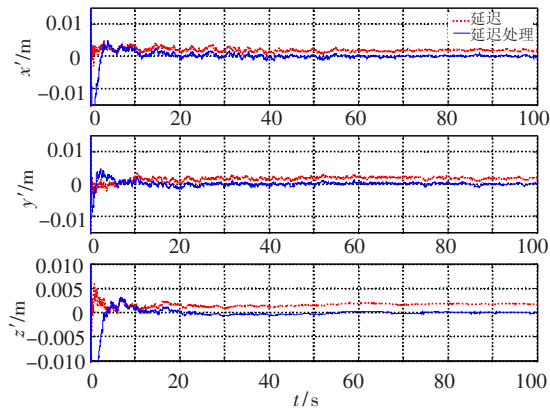


图 5 考虑时间延迟与未考虑时间延迟相对位置误差对比

由图 2~4 可以看出,基于 INS/Vision 的无人机相对导航方法可以准确的估计出无人机之间的相对姿态、相对速度和相对位置,该方法具有估计

精度高、收敛速度快的特点. 由图 5 可知,本文采用的方法有效的解决了视觉延迟的问题,提高了相对导航精度.

5 结 论

基于 INS/Vision 的相对导航系统可以准确的估计出长机与僚机之间的相对姿态、相对位置和相对速度. 对于视觉导航相机量测量存在时间延迟问题,通过对延迟点状态的存储,并对卡尔曼滤波方程进行相应的修改,可提高相对导航精度,一般来说,长机与僚机之间的相对运动速度越大,时间延迟对相对导航精度的影响就越大.

参考文献:

- [1] VENKATARAMANAN S, DOGAN A. A multi-UAV simulation for formation reconfiguration [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Rhode Island; AIAA, 2004.
- [2] KOO T J, SHAHRUZ S M. Formation of a group of unmanned aerial vehicles [C]//Proceedings of the American control Conference. Arlington; IEEE, 2001; 69-74.
- [3] SCHUMACHER C J, KUMAR R. Adaptive control of UAVs in close-coupled formation flight [C]//Proceedings of the American control Conference. Chicago; IEEE, 2000; 851-855.
- [4] 朱战霞,袁建平. 无人机编队飞行问题初探 [J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 5-7.
- [5] FELTER S C, WU N. EVA. A relative navigation system for formation flight [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System, 1997, 33(3): 958-967.
- [6] BEVER G, URSCHER P, HANSON C E. Comparison of relative navigation solution applied between two aircraft [C]//AIAA's 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles. Virginia; AIAA, 2002.
- [7] FOSBURY A M, CRASSIDIS J L. Relative navigation of air vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4): 824-834.
- [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 and Exhibition. Denver; AIAA, 2000.
- [9] MONDA M J, SCHAUB H. Hardware simulation of relative navigation using visual sensor information [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibition. California; AIAA, 2005.
- [10] Larson T D, Anderson N A., Ravn O, et al. Incorporation of Time Delayed Measurements in a Discrete-time Kalman Filter [C]//Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision & Control. Florida; IEEE, 1998; 3972-3977.

(编辑 张 宏)