

文章编号:1671-637 (2008)08-0040-05

编队飞行 GPS/INS 相对导航的分布滤波算法

徐俊, 张珩

(中国科学院力学研究所,北京 100080)

摘 要: 在对编队飞行 GPS/INS 相对导航当前的主要滤波算法进行总结和分析的基础上,提出了分布滤波的算法,并建立了 GPS/INS 相对导航仿真系统,对该算法进行验证。仿真结果表明该算法能够适应大型、紧密编队飞行的需求,在减小计算量、降低通讯数据量、允许编队做大的机动飞行的同时,能得到较高的估计精度。

关键词: 编队飞行; 相对导航; 分布滤波; 扩展卡尔曼滤波; GPS; INS

中图分类号: V249.32; TN713

文献标识码: A

A distributed filter algorithm for GPS/INS relative navigation in formation flight

XU Jun, ZHANG Heng

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100080, China)

Abstract: The main filtering algorithms used currently in GPS/INS relative navigation for formation flight are summarized and analyzed. Based on which a distributed filter algorithm is proposed. A simulation system for GPS/INS relative navigation is built up to verify the algorithm. The simulation results show that the distributed filter can meet the requirement of a large and close formation flight. It can obtain higher estimation accuracy with less computation cost, decreased communication data amount and while the formation making a highly maneuvering flight.

Key words: formation flight; relative navigation; distributed filter; extended Kalman filter; GPS; INS

0 引言

编队飞行是指自主编队的多个飞机基于相对位置、相对速度等状态信息进行队形排列、任务分配的组织模式。紧密编队飞行可以实现动力的节省,无人机紧密编队飞行还有利于实现自动空中加油、多机自动着陆等。而大型编队具有作战范围大、多重作业任务、可靠性高、执行任务的效率高等优点。大型、紧密编队飞行是航空编队飞行技术发展的重要趋势。

根据导航方式和作用的不同,在编队中有两类飞机:引导机(the leader vehicle, LV)和跟随机(the

follower vehicle, FV)。FV 根据其相对于 LV 的位置、速度等相对状态信息进行引导。因此,编队队形的保持和控制需要实时、精确确定 FV 相对于 LV 的位置、速度和姿态,即相对导航。在各种导航方式中, GPS/INS 组合导航具有实时、高精度、高可靠性的特点,是编队飞行相对导航的主要实现方式^[1-2]。GPS 和 INS 组合通常采用扩展卡尔曼滤波(EKF)实现,编队飞行特别是大型、紧密编队,对相对导航的滤波算法提出了较高的要求,主要包括计算量小、滤波估计的精度高、LV 和 FV 间传递信息量少等。

本文在总结分析编队飞行 GPS/INS 相对导航当前主要滤波算法的基础上,提出了分布滤波算法,并建立了 GPS/INS 相对导航仿真系统,通过该仿真系统验证了该算法的有效性。本文提出的分布滤波算法充分利用了编队飞行的特性对模型和算法进行优化,减小了计算量、降低了通讯数据量,即使在编队做较大的机动

收稿日期:2007-05-08

修回日期:2007-07-31

作者简介:徐俊(1980-),男,湖北赤壁人,硕士,研究方向为导航、制导和控制。

飞行的情况下,也能得到较高的估计精度。

1 主要滤波算法

FV 要获得其相对于 LV 的飞行状态,目前主要采用的方法是 LV 通过通信链路传送观测数据给 FV, FV 对相对状态的误差 x 进行估计^[3-4],即

$$\begin{aligned}
 x &= x_f - x_l = \hat{x}_f + x_f - (\hat{x}_l + x_l) = \\
 &\hat{x}_f - \hat{x}_l + x_f - x_l = \hat{x} + x \quad (1)
 \end{aligned}$$

集中滤波(Centralized Filter, Gobar Filter)^[4]、分散滤波(Decentralized Filter)^[5-6]和本文提出的分布滤波(Distributed Filter)都属于这类方法。后两种滤波算法是在集中滤波算法的基础上进行改进和优化得到的。

1.1 集中滤波

绝对导航误差模型的状态方程如式(2)所示^[5-8]。由绝对的位置误差 P^e 、速度误差 V^e 、姿态误差 r^b 、陀螺漂移 g 、加速度计漂移 a 、GPS 接收机时钟偏置 t 和漂移 \dot{t} , 构成 17 维状态变量。式中 $\hat{N}^e = g^e / P^e$, g^e 为重力矢量误差, C_b^e 为体坐标系到 ECEF 坐标系的旋转矩阵, $\begin{bmatrix} e \\ ie \end{bmatrix} \times$ 为地球旋转角速度的 e 反对称叉乘矩阵, $\begin{bmatrix} b \\ ib \end{bmatrix} \times$ 和 $\begin{bmatrix} f \\ fb \end{bmatrix} \times$ 分别为陀螺仪和加速度计输出的角速率 b 和比力 f 的反对称叉乘矩阵。位置和速度在 ECEF(Earth - Centered Earth - Fixed)坐标系中描述,姿态采用体坐标系描述。这样选取坐标系便于与 GPS 数据进行组合处理,且 INS 力学编排计算过程和计算公式都较简单^[7]。式(3)将 LV 和 FV 的绝对导航误差模型的状态方程组合写成矩阵形式。

由于 GPS 天线相位中心一般与 IMU 的测量原点不重合,INS 和 GPS 组合之前,对 INS 的数据需经过式(4)的转换(臂杆补偿)。

GPS 和 INS 的组合方式较多,这里采用伪距、伪距率组合。伪距可通过 C/A 码或者载波相位测量获得。通过线性化,得到绝对导航误差的观测方程如式(5)所示,其中 c 、 \bar{c} 、 \bar{c} 分别表示 LV 和 FV 的 GPS 卫星的公共误差和各自的非公共误差。

$$\begin{bmatrix} \dot{P}^e \\ \dot{V}^e \\ \dot{r}^b \\ \dot{g} \\ \dot{a} \\ \dot{t} \\ \dot{\dot{t}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hat{N}^e - 2 \begin{bmatrix} e \\ ie \end{bmatrix} \times - \hat{C}_b^e \begin{bmatrix} f \\ fb \end{bmatrix} \times & 0 & \hat{C}_b^e & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & - \begin{bmatrix} b \\ ib \end{bmatrix} \times & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & - \frac{1}{g} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & - \frac{1}{a} I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot$$

$$\begin{bmatrix} P^e \\ V^e \\ r^b \\ g \\ a \\ t \\ \dot{t} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \hat{C}_b^e & 0 & 0 & 0 \\ I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_{gs} \\ w_{ag} \\ w_{grg} \\ w_{arg} \\ w_{tg} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_l \\ \dot{x}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_l & 0 \\ 0 & A_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_l \\ x_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_l & 0 \\ 0 & B_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_l \\ w_f \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$x_G = T x \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} z_l \\ z_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_l & 0 \\ 0 & H_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{lG} \\ x_{fG} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c + \bar{c} \\ c + \bar{c} \end{bmatrix} \quad (5)$$

将 LV 和 FV 的绝对误差的状态方程、观测方程分别相减,可得到相对导航的集中滤波的模型:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_l \\ \dot{x}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_l & 0 \\ A & A_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_l \\ x_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_l & 0 \\ B & B_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_l \\ w_f \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} z_l \\ z_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_l & 0 \\ H & H_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{lG} \\ x_{fG} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c + \bar{c} \\ \bar{c} \end{bmatrix} \quad (7)$$

可见,模型的阶次高,计算量大,而且 LV 要向所有 FV 传送陀螺仪、加速度计所有原始测量数据和 INS 解算结果、GPS 测量的伪距和伪距率,通信数据量大,在大型编队中易出现通信瓶颈。

1.2 分散滤波

分散滤波针对编队飞行的特点对集中滤波算法进行了简化。它假定:LV 和 FV 没有相对线加速度和相对角速度,使用同样的陀螺仪、速度计、GPS,存在同样的臂杆。在这些条件下

$$A = 0, \quad B = 0, \quad H = 0 \quad (8)$$

因此滤波模型简化为

$$\dot{x} = A_f x + B_f w \quad (9)$$

$$z = H_f x_G + \bar{c} \quad (10)$$

分散滤波模型的阶数减小了一半。并且 LV 只需向 FV 传送数据率较低的 GPS 测量数据, FV 只需向 LV 传送可见的 GPS 卫星的编号。

但是分散滤波算法要求 FV 与 LV 具有相同的飞行状态参数。而当前提条件不满足时,比如编队做大的机动飞行时,滤波估计的精度难以保证。

2 分布滤波

集中滤波模型的状态变量中包含 LV 的绝对状态的误差 x_l ,但对 FV 来说,其实只关心相对状态的误差 x ,集中滤波模型中进行 x_l 的估计只是因为 x

与 x_l 有关,相应系数为 A 、 B 。当 FV 和 LV 使用相同的陀螺仪和加速度计, A 中 $(-I/g)$ 和 $(-I/a)$ 两项为 0。进一步观测 A 和 B 可以发现, x_l 的各分量中与 x 有关的只有 P_i^e 、 r_i^b 、加速度计漂移 l_a ; LV 的陀螺仪白噪声 w_{lbg} 由于影响 r_i^b 也与 x 相关。在飞机编队飞行中,特别是紧密编队中, FV 与 LV 的距离较小, A 中 P_i^e 的系数 $\hat{N}^e \approx 0$ 。因而,在 EKF 做时间更新计算时,如果不计加速度计漂移和陀螺仪白噪声,计算能得到很大的简化。因为 x_l 的各状态分量中,只需要考虑 LV 的绝对姿态误差 r_i^b , 在集中滤波的状态方程式 (6) 中:

$$\begin{cases} A = A_l = \\ \left[0 \quad \hat{C}_b^e [f^b] \times \Big|_{f-l} \quad - \left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_{f-l} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right]^T \\ B = 0, A_r = - \left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l, B_l = 0 \end{cases} \quad (11)$$

另一方面 LV 绝对状态误差滤波器在 LV 的导航计算机内也同时同步运行,如果 LV 把相关数据通过通信链路传送给 FV,那么 GV 中就不用进行 x_l 估计。但要传送的数据多,且其中 IMU 数据等数据率高,特别在大型编队中 LV 要把数据传送给所有 FV。为了减小传送的数据量, LV 按滤波周期把数据发送给 FV。但是,这样 EKF 在进行时间更新计算时缺少 LV 的数据。由于编队中 LV 与 FV 的飞行状态相似,在时间更新时可以假定 LV 和 FV 的相对位置 P^e 、相对姿态 r^b 不变, LV 和 FV 的陀螺仪和加速度计输出的差值 $|f^b|$ 和 ib 不变,据此计算根据式 (11) 简化的状态方程中有与 LV 有关的数据。LV 按滤波周期发送给 FV 的数据,除了用于量测更新计算,还用于对时间更新计算时忽略噪声和各种近似造成的误差进行校正。

综合以上分析,得到分布滤波算法如下。

1) 前提条件。

FV 与 LV 具有相似的飞行状态。

FV 与 LV 的陀螺、加速度计、GPS 特性相同,存在同样的臂杆。

2) 近似和简化。

由于

$$N^e = \frac{g^e}{P^e} - \frac{KM}{3} I + 3 \frac{KM}{3} P^e P^{eT} - \left\{ \left[\begin{matrix} e \\ ie \end{matrix} \right] \times \right\}^2$$

在飞机编队飞行中,特别是紧密编队中, FV 与 LV 的距离较小,可以假定 $N^e = N_f^e - N_l^e \approx 0$ 。

在进行时间更新计算时,不考虑 LV 加速度计漂移、陀螺仪白噪声,并假定 LV 和 FV 的相对位置 P^e 、相对姿态 r^b 不变, LV 和 FV 的陀螺仪和加

速度计的输出差值 $|f^b|$ 和 ib 不变。

3) 相对导航分布滤波算法的模型。

状态方程

$$\begin{cases} \dot{x} = A_f x + U + B_f w \\ U = A_l r_l^b \\ \dot{r}_l^b = - \left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l r_l^b \end{cases} \quad (12)$$

观测方程

$$z = H x_{lG} = H_f x_G + \bar{z} \quad (13)$$

4) 算法分析。

分布滤波的模型把 LV 绝对姿态的误差 r_l^b 当作状态方程的控制量, LV 经过 INS 臂杆补偿的绝对状态的误差 x_{lG} 当作观测方程的观测量。

分布滤波算法一个关键之处是模型中各参数的计算方法,这也是分布滤波不同于集中滤波和分散滤波的一个重要方面。总的来说,在时间更新时, FV 对涉及 LV 参数的计算用近似简化方法,在量测更新时 LV 将相应数据传送给 FV 进行替换校正。下面进行详细分析。

状态方程中,计算 U 需要与 LV 有关的项是 A_l 、 $\left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l$ 、 r_l^b , 而计算这些项需要 LV 的加速度计和陀螺仪的输出 $\left[f^b \right] \times \Big|_l$ 和 $\left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l$ 、位置和姿态、姿态的误差 r_l^b 。在 EKF 时间更新时, $\left[f^b \right] \times \Big|_l$ 和 $\left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l$ 根据 $\left[f^b \right] \times \Big|_l = \left[f^b \right] \times \Big|_f - \left[f^b \right] \times \Big|_l$ 和 $\left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l = \left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_f - \begin{matrix} b \\ ib \end{matrix}$ 计算,并假定计算周期内 $|f^b|$ 和 ib 不变; $\hat{C}_{b(LV)}^e$ 根据 $\hat{P}_i^e = \hat{P}_f^e - P^e$ 和 $\hat{r}_i^b = \hat{r}_f^b - r^b$ 计算,假定计算周期内 P^e 和 r^b 不变; r_l^b 由 $\dot{r}_l^b = - \left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l r_l^b$ 计算。在 EKF 量测更新时, $\left[f^b \right] \times \Big|_l$ 和 $\left[\begin{matrix} b \\ ib \end{matrix} \right] \times \Big|_l$ 由 LV 通过通信链路传送给 FV 的 $f_{(LV)}^b$ 和 $b_{(LV)}^{ib}$ 计算; $\hat{C}_{b(LV)}^e$ 由通信链路传送的 \hat{P}_i^e 和 \hat{r}_i^b 计算; r_l^b 由通信链路直接传送到 FV。

在观测方程中,计算 z 需要 LV 的伪距和伪距率,这些数据通过通信链路传送到 FV; H 需要 GPS 卫星的位置、速度,这些可用 FV 的相同 GPS 卫星的数据; x_{lG} 由 LV 直接传送给 FV。

3 种滤波算法的方程复杂性、传递信息量、前提条件,如表 1 所示。

表 1 3 种滤波算法比较

	集中滤波	分散滤波	分布滤波
模型阶次	34	17	17
前提条件	无	FV 与 LV 状态相同	FV 与 LV 状态相似
通信数据量	大	很小	小

分布滤波所做的近似和简化造成的误差只局限于时间更新计算,即误差只会在计算周期内传



播,因而误差是有界。在量测更新时,用 LV 传送过来的正确数据进行替换,该误差得到校正。

在实际应用中,要使 LF 与 FV 的 GPS、INS 数据对应的观测时刻一致,需进行时间对齐处理^[9]。

GPS/INS 采用了伪距、伪距率组合,由于载波相位测量比 C/A 码测量精度高得多^[4],在实际应用中,整周模糊度解算出来之前,采用 C/A 码伪距,解算出来之后,采用载波相位伪距。另外,对观测方程还可以采用双差形式。分布滤波算法适用于 GPS/INS 的这些组合形式,只需对模型以及 FV 与 LV 间传递的数据等方面进行相应改动。

当 FV 与 LV 的距离较大(大于 1 km),分布滤波中的一些简化不成立,这时可改用集中滤波。

3 GPS/INS 相对导航系统仿真及分析

1) GPS/INS 相对导航仿真系统。

本文采用 Matlab Simulink 建立了编队飞行 GPS/INS 相对导航仿真系统,结构如图 1 所示。飞行轨迹仿真采用分段组合的方法^[10]。图 2 为本文采用的一段机动较多的飞行轨迹。由于载波相位测量涉及到整周模糊度的解算,这里,为了简化对算法的验证和分析,采用码伪距进行仿真。

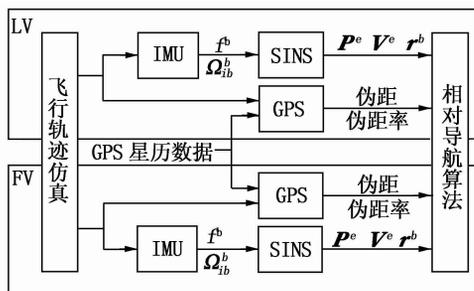


图 1 GPS/INS 相对导航仿真系统

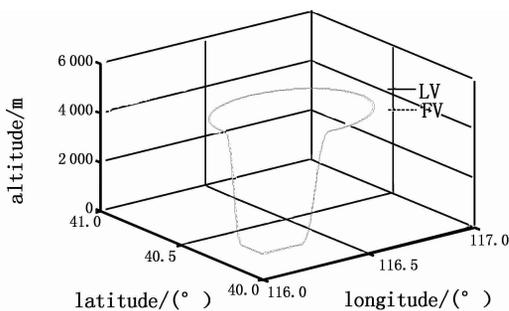


图 2 飞行轨迹曲线

2) 仿真条件。

FV 与 LV 的 IMU 和 GPS 的误差特性相同。陀螺仪随机常值漂移 0.1 (°/h,白噪声漂移 0.01 (°/h,一阶马尔科夫漂移 0.1 (°/h,时间常数 7 200 s。加速度

计白噪声漂移 0.000 1 m/s²,一阶马尔科夫漂移 0.000 1 m/s²,时间常数 3 600 s。IMU 数据率 100 Hz。

GPS 卫星星历数据来自 NOAA 美国国家海洋大气局网站公布的预报星历。GPS 伪距、伪距率数据率 10 Hz。

LV 初始位置 (116°40',1 000 m),FV 初始位置 (116.001°,40°,1 000 m),其他初始条件相同。

3) 仿真结果及分析。

图 3、图 4 和图 5 分别为集中滤波、分散滤波和分布滤波相对位置误差曲线,图 5、图 6 和图 7 分别为相对速度误差曲线。从仿真曲线可以看出,分散滤波在直线飞行阶段具有较高的估计精度,而在拐弯阶段误差较大;而分布滤波在各个飞行阶段都具有较高的估计精度,而且不同阶段变化不大。在仿真平台上对 3 种滤波算法进行了仿真,估计误差如表 2 所示。总的来说,分布滤波精度高于分散滤波,略低于集中滤波。

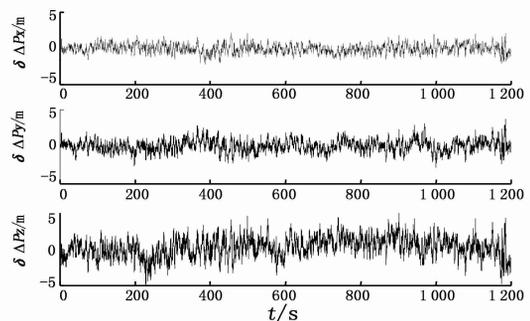


图 3 集中滤波相对位置误差曲线

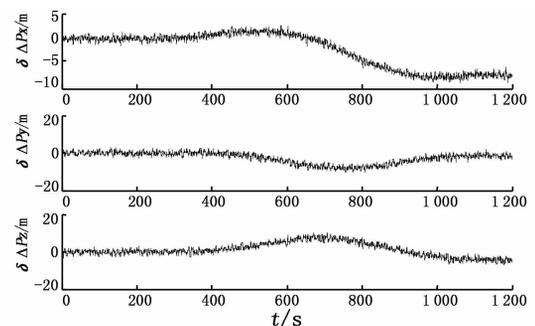


图 4 分散滤波相对位置误差曲线

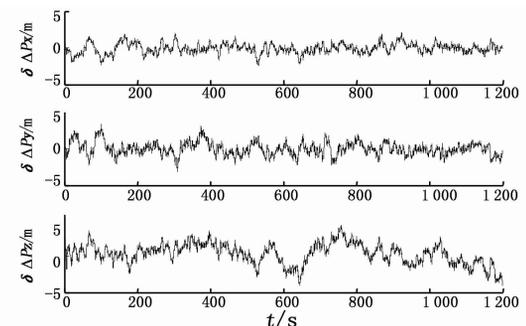


图 5 分布滤波相对位置误差曲线

表 2 3 种滤波算法估计误差

	集中滤波		分散滤波		分布滤波	
	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差
P_x^e/m	-0.064 3	0.604 9	-2.277 8	3.501 0	-0.081 6	0.701 6
P_y^e/m	-0.015 7	0.812 3	-2.579 3	2.974 8	-0.012 4	0.896 2
P_z^e/m	0.238 1	1.373 7	1.198 4	3.596 8	0.296 2	1.407 5
$V_x^e/(m \cdot s^{-1})$	-0.000 4	0.035 4	-0.030 3	0.067 3	-0.000 5	0.041 8
$V_y^e/(m \cdot s^{-1})$	0.000 5	0.038 7	-0.058 7	0.097 3	0.000 9	0.039 3
$V_z^e/(m \cdot s^{-1})$	-0.000 4	0.038 9	0.037 3	0.089 3	-0.000 4	0.045 2
$r_x^b/(\circ)$	-0.006 1	0.017 7	-0.030 9	0.050 6	-0.011 7	0.021 6
$r_y^b/(\circ)$	-0.011 7	0.041 8	-0.091 4	0.079 1	-0.009 5	0.048 2
$r_z^b/(\circ)$	0.061 5	0.100 3	0.077 5	0.114 3	0.054 3	0.105 4

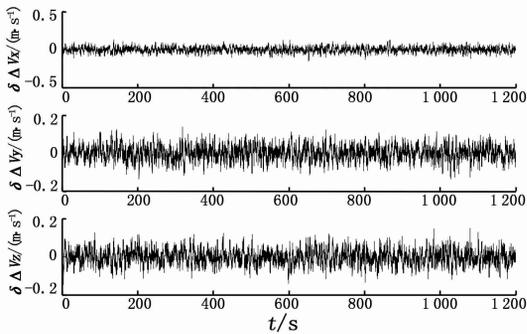


图 6 集中滤波相对速度误差曲线

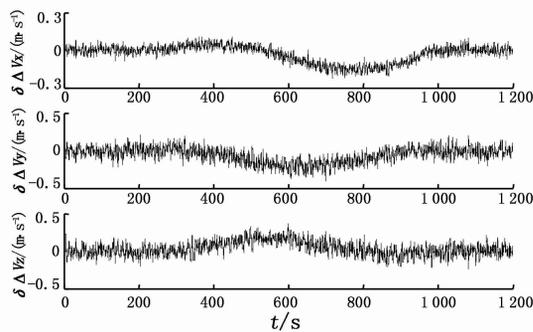


图 7 分散滤波相对速度误差曲线

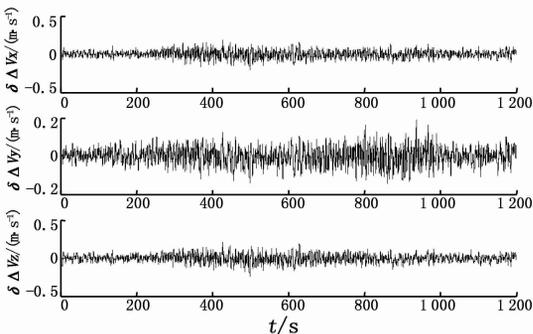


图 8 分布滤波相对速度误差曲线

4 结束语

分布滤波算法充分利用编队飞行中 FV 与 LV 飞行状态之间的相似性、滤波器的相似性、导航设备

特性的相似性,以及 FV 与 LV 之间的通信链路,在计算复杂程度、传输数据率、滤波估计精度、编队机动飞行适应性等方面具有较高的综合性能。分布滤波算法的提出为大型紧密编队相对导航技术的解决提供了有效的方法和途径。

参考文献:

- [1] FELTER S C, WU N E. A relative navigation system for formation flight [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(3): 958-967.
- [2] RICHARDSON C, SCHULTZ M. Formation flight system design concept [C]//Proc. IEEE/AIAA 10th Digital Avionics Systems Conference, New York, USA, 1991: 18-25.
- [3] BEVER G, URSCHEL P, HANSON C E. Comparison of relative navigation solutions applied between two aircraft [R]. NASA/TM-2002-210728, 2002.
- [4] WILLIAMSON W R, MIN Jee-hong, SPEYER J L, et al. A comparison of state space, range space, and carrier phase differential GPS/INS relative navigation [C]//Proceeding of the American Control Conference, Chicago, USA, 2000: 2932-2938.
- [5] WILLIAMSON W R, ABDEL-HAFEZ M F, REE I, et al. An instrument system applied to formation flight [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2007, 15(1): 75-85.
- [6] ABDEL-HAFEZ M F. High integrity GPS/INS filter for precise relative navigation [D]. Los Angeles: University of California Los Angeles, 2003.
- [7] 董绪荣, 张守信, 华仲春. GPS/INS 组合导航定位及其应用 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998.
- [8] BRITTING K R. Inertial navigation systems analysis [M]. New York: Wiley-Interscience, 1971.
- [9] RYAN J, HANSON C E, NORLIN K A, et al. Data synchronization discrepancies in a formation flight control system [R]. NASA/TM-2001-210720, 2001.
- [10] 刘放, 陈明, 高丽. 捷联惯导系统软件测试中的仿真飞行轨迹设计及应用 [J]. 测控技术, 2003, 22(5): 60-63.