

## 联邦滤波在飞机组合导航中的应用

李 鹏<sup>1</sup>, 郑志强<sup>1</sup>, 陶征宇<sup>2</sup>, 刘 剑<sup>2</sup>

(1.国防科技大学 机电工程与自动化学院, 长沙 410073 2.空军装备研究院总体所, 北京 100076)

**摘要:**研究了中等精度捷联惯导系统(SINS), 大气数据系统(ADS)和塔康系统(TACAN)构成的机载组合导航系统。在分析 SINS、ADS、TACAN各自特点的基础上, 提出了 SINS/ADS/TACAN组合导航系统的联邦滤波方案, 并建立了相应的组合导航系统的数学模型。以一条典型的飞行轨迹进行了全航线的仿真研究, 仿真结果为: 基于联邦滤波的 SINS/ADS/TACAN组合导航系统的位置精度约为 70 m(CEP), 速度精度约为 0.75 m/s(1 $\sigma$ ), 航向精度为约为 4 $\sigma$ (1 $\sigma$ )和姿态精度约为 2 $\sigma$ (1 $\sigma$ ), 由此可见基于联邦滤波的 SINS/ADS/TACAN组合导航系统可以充分利用各机载导航子系统信息, 满足飞机导航定位的精度要求。

**关键词:** 飞机组合导航; 联邦滤波; 塔康系统; 大气数据系统

**中图分类号:** U666.1

**文献标识码:** A

## Application of federated Kalman filtering in airplane integrated navigation system

LI Peng<sup>1</sup>, ZHENG Zhi-qiang<sup>1</sup>, TAO Zheng-yu<sup>2</sup>, LIU Jian<sup>2</sup>

(1. Institution of Electromechanical Engineering & Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. The Equipment Research Academy of PLA Air Force, Beijing 100076, China)

**Abstract:** This paper discussed the airborne integrated navigation using two new navigation sub-systems to integrate with strap-down inertial system (SINS). The two sub-systems are air data system (ADS) and tactical air navigation system (TACAN). According to the respective characteristics of SINS, ADS and TACAN, the paper proposed the federated Kalman filtering scheme for SINS/ADS/TACAN integrated system and built the corresponding mathematic models. Simulation was made on a typical track, and the results show that the SINS/ADS/TACAN integrated system is capable of providing higher accuracy. The accuracy of position is 70 m (CEP), the accuracy of velocity is 0.75 m/s (1 $\sigma$ ), the heading error is 4 $\sigma$  (1 $\sigma$ ) and the attitude error is 2 $\sigma$  (1 $\sigma$ ). Therefore the system's accuracy can meet the requirements of airplane navigation.

**Key words:** airplane integrated navigation; Federated Kalman filtering; TACAN; ADS

### 0 引言

飞机对其导航系统最基本的功能要求是能够提供足够精确和可靠的位置、速度、姿态等信息。现代科学技术提供给飞机多种导航设备, 使导航系统从单一传感器类型发展到多传感器信息融合的组合导航系统。本文中飞机导航系统采用捷联惯性导航系统(SINS)/大气数据系统(ADS)/塔康系统(TACAN)的组合形式。SINS具有自主性和能够提供多种导航参数, 但其误差随时间积累; TACAN能够实现空中实时定位<sup>[1]</sup>; ADS是飞机的标准机载设备<sup>[2]</sup>, 利用ADS与SINS组合, 不仅不需要在机上新增加设备, 而且可使飞机具有中等精度的自主导航能力。本文研究了基于联邦滤波的SINS/ADS/TACAN的机载组合导航系统, 以一条典型的飞行轨迹进行了全航线的仿真研究, 结果表明, 该系统具有较高的导航定位精度。

**收稿日期:** 2006-08-12

**作者简介:** 李鹏(1982—), 男, 国防科技大学硕士研究生, 研究方向为组合导航。

**电子邮箱:** lipeng0327@sohu.com

### 1 基于联邦滤波的信息融合

多传感器信息融合技术是利用来自不同信息源在时间和空间上的数据，根据一定的准则加以筛选、分析和处理，通过不同传感器之间信息的相互协调和性能互补，克服单个传感器的不确定性和局限性，得到比任何组成部分更可靠的决策，从而提高整个系统的鲁棒性，全面而准确地描述被测对象。组合导航技术的出现使得增加导航传感器能有效提高导航系统的精度，但是集中卡尔曼滤波器用严格的最优估计的方法对系统的所有量测进行集中的处理，带来了很大的计算量，严重影响了滤波器的动态性能和实时性，降阶的次优方案又会使系统精度降低，甚至导致滤波发散；其次，集中卡尔曼滤波器的容错性很差，不利于故障诊断，任一导航传感器的故障在集中滤波器中都会“污染”其他的状态，使其组合导航系统输出的导航信息不可靠。1988 年 Carlson 提出的联邦滤波是处理组合导航系统行之有效的结构，其基本的思想就是先分散处理再全局融合。在联邦滤波中，标准的卡尔曼滤波器分成对应于不同传感器的多个子滤波器，每个滤波器并行工作，并通过主滤波器进行信息分析和综合，产生最优滤波结果。由于设计的灵活性、计算量小、容错性好，现在联邦滤波器已被美国空军的容错导航系统“公共卡尔曼滤波器”计划选为基本算法。本文中采用一个主滤波器和两个子滤波器的结构，选择 SINS 为公共参考系统，其辅助传感器分别为 ADS 和 TACAN，如图 1 所示。

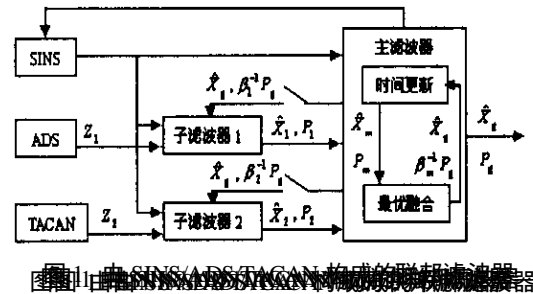


图 1 由 SINS、ADS、TACAN 构成的联邦滤波器

## 2 滤波方程的建立<sup>[5], [11]</sup>

### 2.1 系统状态方程的建立

捷联式惯性导航系统采用指北方位坐标系，所取的状态变量为：

$$X_{INS} = [ L, \quad , h, v_e, v_n, v_u, e, n, u, b_x, b_y, b_z, r_x, r_y, r_z, x, y, z ]^T$$

状态变量共 18 维，其中  $L, \quad , h$  为位置(纬度、经度、高度)误差；  $v_e, v_n, v_u$  为东、北、天向速度误差；  $e, n, u$  为平台误差角；  $b_x, b_y, b_z$  为陀螺常值漂移；  $r_x, r_y, r_z$  为陀螺随机漂移；  $x, y, z$  为加速度计常值偏差。由位置误差方程、速度误差方程、平台误差角方程和惯性仪表误差方程可以得到惯导系统的状态方程为：

$$X_{INS} = F_{INS} X_{INS} + G_{INS} W_{INS} \tag{1}$$

大气数据系统通过安装在飞机机身外侧的全动、静压管路、总温传感器和攻角传感器测量飞机周围流场内的静压、动压、总温和飞机的攻角，并将这些信息送到计算机中，解算出飞机的空气动力信息和导航信息，其中与导航有关的信息为真空速、升降速度和气压高度，要得到地速需要对风速进行建模，大气数据系统的状态变量为：

$$X_{ADS} = [v_{wbE}, v_{wbN}, v_{wbU}, v_{wrE}, v_{wrN}, v_{wrU}, K_{ADS}, h_b]^T$$

大气数据系统的状态变量共 8 维，其中，  $v_{wbE}, v_{wbN}, v_{wbU}$  为随机常值风，它表示大气中的平稳气流，主要是由地球的东西环流引起的；  $v_{wrE}, v_{wrN}, v_{wrU}$  为相关风，它表示变化缓慢的低频风；  $K_{ADS}$  为空速测量过程中的刻度系数误差；

$h_b$  为气压高度的测量误差，由于在飞行的过程中飞经各地的气压是不相同的，所以假设它是时间上相关的，相关时间为  $h_b$ 。大气数据系统的状态方程如下：

$$X_{ADS} = F_{ADS} X_{ADS} + G_{ADS} W_{ADS} \tag{2}$$

式中，  $W_{ADS}$  为系统白噪声向量，  $W_{ADS} = [w_{wE}, w_{wN}, w_{wU}, w_{hb}]^T$ ，  $G_{ADS} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 & 1 \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$ ，

$F_{ADS} = \text{diag}[0 \quad 0 \quad 0 \quad -1 \quad w_x \quad -1 \quad w_y \quad -1 \quad w_z \quad 0 \quad -1 \quad h_b]$ 。

TACAN 系统是由地面信标台和机载设备组成的极坐标导航系统，与航向系统等交联后它能够为飞行员连续、自动提供飞机相对于所在地面信标台以磁北为基准的全向方位角 B 和斜距 D，从而确定飞机所处地理坐标即飞机位置，完成导航任务。同时还可以提供飞机航向偏离信号、地面台的识别信号、向背台指示以及到台时间，径向飞行速率等。

TACAN 系统导航是利用测距系统的圆形位置线与测位系统的直线位置线相交的 法，确定飞机的地理坐标，TACAN

的状态变量取为:

$$X_{TACAN} = [D_b \ B_b]^T$$

TACAN 的状态变量共两维, 其中  $D_b$  为斜距偏置,  $B_b$  为方位角偏置。状态方程如下:

$$X_{TACAN} = F_{TACAN} X_{TACAN} \tag{3}$$

式中,  $F_{TACAN} = \text{diag}[0 \ 0]$ 。

综合式 (1) (2) (3) 可得子滤波器 1 的状态方程为:

$$\begin{aligned} X_{INS} &= F_{INS} X_{INS} + G_{INS} W_{INS} \\ X_{ADS} &= F_{ADS} X_{ADS} + G_{ADS} W_{ADS} \end{aligned}$$

子滤波器 2 的状态方程为:

$$\begin{aligned} X_{INS} &= F_{INS} X_{INS} + G_{INS} W_{INS} \\ X_{TACAN} &= F_{TACAN} X_{TACAN} \end{aligned}$$

## 2.2 系统量测方程的建立

### 2.2.1 SINS 与 ADS 形成的量测方程

将 SINS 输出的速度和高度信息与大气数据系统输出的速度和高度信息相减, 略去姿态误差与刻度系数误差间形成的二阶小量, 并且, 为了避免非线性滤波, 略去风速与姿态误差及刻度误差因数之间的乘积项得到 SINS 和 ADS 形成的量测量:

$$Z_1 = \begin{aligned} &V_{EINS} - V_{EADS} = v_e - K_{ADS} v_e - v_{wbE} - v_{wFE} - v_u v_n + v_n v_u + V_{10} \\ &V_{NINS} - V_{NADS} = v_n - K_{ADS} v_n - v_{wbN} - v_{wrN} + v_u v_e - v_e v_u + V_{11} \\ &V_{UINS} - V_{UADS} = v_u - K_{ADS} v_u - v_{wbU} - v_{wrU} - v_n v_e + v_e v_n + V_{12} \\ &h_{INS} - h_{ADS} = h - h_b + V_{13} \end{aligned}$$

式中,  $V_{10}$ 、 $V_{11}$ 、 $V_{12}$ 、 $V_{13}$  为量测噪声。

### 2.2.2 SINS 与 TACAN 形成的量测方程

组合的量测量由惯导输出信息计算得到的斜距和方位角与由 TACAN 测得的斜距和方位角相减得到, 根据球面三角关系式可以导出下式:

$$Z_2 = \begin{aligned} D_e &= D_e^c R(-\cos A_e L + \cos L \sin A_e) + \frac{h - h_e}{D_e} h - D_b - D_b \\ B_e &= -R(\sin A_e L + \cos A_e \cos L) - B_b - B_b \end{aligned}$$

式中,  $D_e$  为惯导利用本身的经纬度信息和地面台的经纬度数据计算得到的计算距离;  $D_e^c$  为 TACAN 测得的斜距;  $A_e = \arcsin(\cos L_e \sin(\varphi_e) / \sin(\varphi_R))$  或  $A_e = -\arcsin(\cos L_e \sin(\varphi_e) / \sin(\varphi_R))$ , 由飞机和地面台构成的球面三角形确定  $A_e$  的取值, 其中,  $\varphi_e = -\varphi_e$ ;  $L_e$ 、 $\varphi_e$ 、 $h_e$  表示地面台的纬度、经度和高度;  $L$ 、 $\varphi$ 、 $h$  表示惯导输出的纬度、经度和高度;  $D_b$ 、 $B_b$  表示量测噪声。

## 2.3 信息分配系数的确定与时间更新和量测更新<sup>[5][6]</sup>

如图 1 所示, 将系统的噪声  $Q$  和状态方差  $P$  通过信息分配系数  $\alpha_i$  分配到各子滤波器和主滤波器中, 即:

$$Q_i^{-1} = \alpha_i Q^{-1}, \quad P_i^{-1} = \alpha_i P_g^{-1}, \quad \hat{X}_i(k) = \hat{X}_g(k) \quad (i=1,2,m)$$

分配系数  $\alpha_i$  满足信息守恒原理, 即  $\alpha_1 + \alpha_2 + \dots + \alpha_m = 1$ 。

采用方差上界技术后, 各子滤波器的时间更新和量测更新可以独立进行, 也就是说各滤波器的估计是不相关的, 全局估计  $\hat{X}_g$  和方差  $P_g$  由各子滤波器和主滤波器的状态估计和方差融合获得, 即:

$$\hat{X}_g = P_g^{-1} \sum_{i=1}^{2,m} P_i^{-1} \hat{X}_i, \quad P_g = \left( \sum_{i=1}^{2,m} P_i^{-1} \right)^{-1}$$

### 3 仿真研究与结果分析

#### 3.1 仿真条件

大气数据系统的数据输出率为 1 Hz, 常值风的东、北、天向分量均方根分别为 5 m/s、3 m/s 和 1 m/s, 相关风的东、北、天向分量均方根分别为 5 m/s、3 m/s 和 1 m/s, 相关时间都为 30 s, 气压高度误差均方根为 50 m, 相关时间为 1000 s。TACAN 数据输出率为 1 Hz, 地面台位于经度  $109.9^{\circ}$  纬度  $29.9^{\circ}$  处, 斜距偏置均方根为 150 m, 斜距测量白噪声均方根为 50 m, 方位角偏置均方根为  $0.5^{\circ}$ , 方位角测量白噪声均方根为  $0.05^{\circ}$ 。惯导输出数据率为 50 Hz, 陀螺常值漂移为  $0.1 (^{\circ}/h)$ , 随机漂移为  $0.05 (^{\circ}/h)$ , 相关时间为 3600 s, 加速度计常值偏置为  $0.0005g$ 。飞机的飞行轨迹中包含滑跑加速、爬升、变速、平飞和转弯等各种飞行状态, 飞机的初始位置为东经  $120^{\circ}$ 、北纬纬度  $30^{\circ}$ , 飞行总时间为 1800 s。联邦滤波器中信息分配系数  $\alpha_1 = \alpha_2 = 0.5$ ,  $\alpha_m = 0$ , 子滤波器滤波周期为 1 s, 信息融合周期为 2 s。

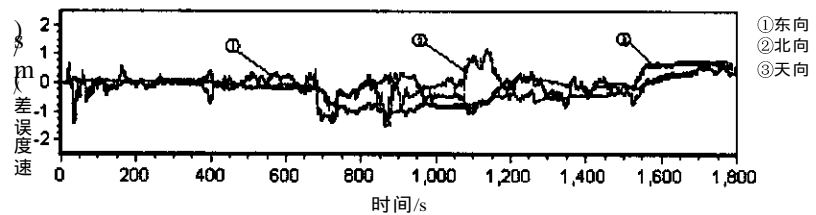


图2 速度误差曲线

#### 3.2 仿真结果及分析

联邦滤波仿真结果如图 2~4 所示。从仿真的结果可以看出, 组合后的导航系统有效地抑制了惯导误差随时间的累积。通过图 2~4 中的数据计算得到: SINS/ADS/TACAN 组合导航系统的速度误差约为  $0.75 \text{ m/s}$  ( $1^{\circ}$ ), 姿态误差约为  $2 (^{\circ})$ , 航向误差约为  $4 (^{\circ})$ , 位置误差约为  $70 \text{ m}$  (CEP)。组合导航使导航精度得到了很大的提高, 满足飞机导航需求。

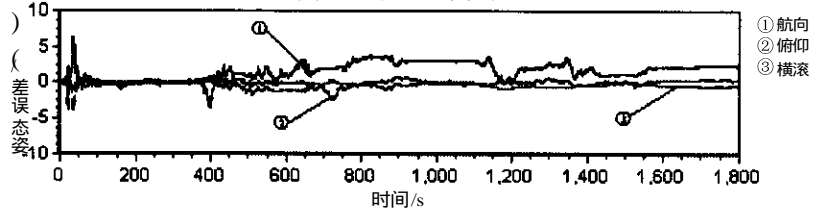


图3 航向、姿态误差曲线

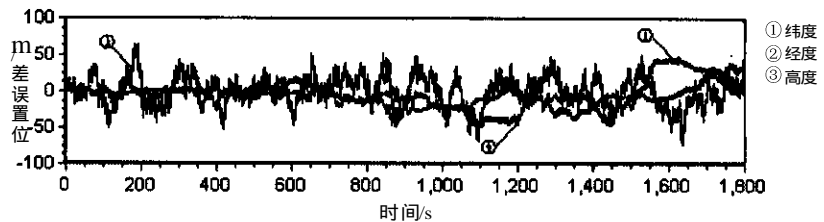


图4 位置误差曲线

### 4 结束语

SINS/ADS/TACAN 组合导航系统克服了惯性导航系统误差随时间累积的缺点, 很大程度上提高了导航精度, 放宽了对惯性器件的精度要求。同时因为 SINS 和 ADS 不需要借助外部导航设备, 不和外界发生光、电、磁的联系, 是自主式导航系统, 使得 SINS/ADS/TACAN 组合导航系统有很强的自主性, 实际环境中, TACAN 可能在某些时间内受到干扰而不可用, 由于采用了联邦滤波器, 可以很方便地将 TACAN 系统隔离, 不会“污染”融合后的导航参数。因此, 采用基于联邦滤波信息融合的 SINS/ADS/TACAN 导航系统, 可以满足飞机的导航要求, 而且有很强的抗干扰能力, 是一种可靠的组合导航系统。

#### 参考文献:

- [1] 李正强, 王宏力, 杨益强, 谢芳. INS/GPS无线电近程导航系统[J]. 中国惯性技术学报, 2004, 12(5): 40-42.
- [2] 郭富强, 李俊. 一种低成本民机组导航系统研究[J]. 中国惯性技术学报, 1997, 1(1): 10-17.
- [3] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [4] 袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- [5] Calson N A. Federated filter for fault-tolerant integrated navigation system[J]. NASA, 1996, 13415: 1-16.
- [6] 陶俊勇, 邱静, 温熙森. 自适应联合滤波模型及其在车载 SINS/GPS 组合导航系统中的应用[J]. 信息与控制, 2000, (02): 168-172.