

# 基于三级滤波的民用飞机 组合导航融合算法研究

## A Three Step Filter Based Integrated Navigation Method for Civil Aircraft

马航帅<sup>1</sup> 王丹<sup>1</sup> 孙晓敏<sup>1</sup> 秦永元<sup>2</sup> / Ma Hangshuai<sup>1</sup> Wang Dan<sup>1</sup> Sun Xiaomin<sup>1</sup> Qin Yongyuan<sup>2</sup>

(1. 航空电子系统综合技术重点实验室, 上海 200233; 2. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072)

(1. Key Laboratory of Science and Technology on Avionics Integration Technologies, Shanghai 200233, China;

2. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

### 摘要:

高精度导航系统是民用飞机必备的机载航电设备。针对民用飞机导航传感器冗余配置特点,设计了一种基于三级滤波的组合导航融合算法。首先根据民用飞机传感器配置特点设计三级滤波架构,然后通过第一级卡尔曼滤波器的局部估计、第二级联邦滤波器的全局估计和第三级全局滤波器的最优全局估计,最终实现导航参数的最优全局估计。最后,通过计算机仿真证明该方法具有很好的位置、速度和姿态估计精度,能够满足民用飞机导航系统的高精度测量要求。

**关键词:**民用飞机;惯性导航系统;GPS;卡尔曼滤波

[**Abstract**] The high precision navigation is the essential avionics equipment of civil aircraft. Aiming at redundancy navigation system of civil aircraft, an integrated navigation method for civil aircraft based on three filter was described. The principle of this method was introduced. Then the first step Kalman filter was used to implement local estimation, and the second step federate Kalman filter was used to implement whole estimation, and the third step whole filter was used to implement optimization estimation. Finally, the simulation of this method was finished. A simulation result demonstrated that this method has higher precision of position and velocity and attitude, which can satisfy the requirement of higher precision civil aircraft navigation.

[**Key words**] Civil Airplane; Inertial Navigation System; GPS; Kalman Filter

## 0 引言

为了确保民航飞行安全,大型民用飞机一般配备冗余的导航传感器,如空客 A320 一般配备有 3 部惯性导航系统(IRS)、2 部 GPS 等导航传感器设备<sup>[1]</sup>。如何利用冗余的传感器信息进行导航计算,提供估计飞机位置和速度的最佳解决方案,最终满足区域导航所需的导航性能,是民用飞机导航系统亟待解决的关键技术<sup>[2-3]</sup>。

美国的霍尼韦尔公司、柯林斯公司、GE 公司以及法国的泰勒斯公司垄断了支线、干线及商务飞机的航电系统市场,针对民用飞机冗余传感器配置下,如何进行导航信息的最优融合,国外相关资

料甚少。目前国内针对单套惯导和单套 GPS 的组合导航有多种滤波方法,如粒子滤波、自适应滤波、 $H_{\infty}$  滤波方法等<sup>[4-7]</sup>,主要是利用这些组合算法提高导航系统的精度,但是关注于如何面对民航应用背景,如何结合冗余传感器配置进行导航算法设计,满足民用航空领域的精确性和可靠性,国内涉足研究甚少。

因此,针对民用飞机冗余传感器配置特点,提出了一种基于三级滤波架构的导航参数最优融合方法,充分利用 3 套 IRS、2 套 GPS 的信息,通过三级滤波实现飞行管理系统的位置、速度和姿态的最优估计,并通过仿真分析验证了算法的有效性。该方法不仅有效地利用了民用飞机冗余导航传感器

配置特点,同时,提高了导航参数的估计精度和可靠性,是一种相对经济且易于工程实现的方法,希望能对我国民用飞机的工程实现有一定的参考价值。

## 1 三级滤波组合导航结构

针对配置有三套 IRS 和两套 GPS 的系统,设计基于三级滤波的组合导航结构。在三级滤波组合导航系统中,惯性导航系统具有导航参数全面、机动跟踪能力强、输出及时连续、抗干扰能力强等优点,因而作为组合导航系统的基本系统<sup>[7]</sup>。首先,以  $IRS_i(i=1,2,3)$  为公共参考系统,  $GPS_j(j=1,2)$  为参考子系统,设计  $IRS_i/GPS_j$  组合导航的第一级卡尔曼滤波器  $KF_{ij}$ , 计算获得组合导航系统状态的 6 组局部最优估计  $\hat{x}_{KFij}$ 。然后,利用联邦滤波技术将局部最优估计值  $\hat{x}_{KFij}$  送入第二级联邦滤波器  $MKF_i$  进行全局信息融合,得到系统状态的全局估计  $\hat{x}_{MKFi}$ 。最后,利用获得的导航参数误差状态的全局估计值  $\hat{x}_{MKFi}$ , 分别对  $IRS_i$  进行误差校正,并将校正后的导航参数送入第三级全局滤波器 MLS 进行全局信息的最优融合,最终实现位置、速度和姿态等导航参数的最优全局估计。如图 1 所示为基于三级滤波的组合导航结构图。

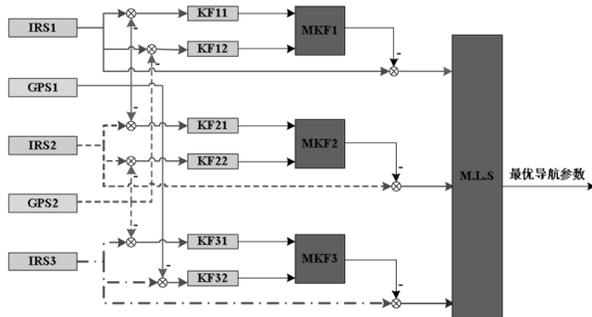


图 1 基于三级滤波的组合导航结构图

## 2 三级滤波器设计

### 2.1 第一级卡尔曼滤波器设计

以  $IRS_i$  为公共参考系统,以  $GPS_j$  作为参考子系统,设计  $IRS_i/GPS_j$  组合的第一级卡尔曼滤波器  $KF_{ij}$ , 从而得到导航参数的局部最优估计。

取  $IRS_i$  导航参数误差、惯性仪表误差和 GPS 时钟误差作为第一级卡尔曼滤波器  $KF_{ij}$  的状态,即状态量为  $x_{KFij} = [x_{NAVi}; x_{IMUi}; x_{GPSj}]$ , 其中  $x_{NAVi} = [\phi_i^n \ \delta v_i^n \ \delta L_i \ \delta \lambda_i \ \delta h_i]^T$  为  $IRS_i$  导航参数误差,  $x_{IMUi} =$

$[\varepsilon_{bi}^b \ \nabla_{bi}^b]^T$  为惯性仪表误差,  $x_{GPSj} = [\delta t_{uj} \ \delta t_{ruj}]^T$  为 GPS 时钟误差,  $\phi_i^n$  为第  $i$  个 IRS 的三个姿态角误差,  $\delta v_i^n$  为第  $i$  个 IRS 的三个速度误差,  $\delta L_i, \delta \lambda_i, \delta h_i$  为第  $i$  个 IRS 的位置误差,  $\varepsilon_{bi}^b$  为第  $i$  个 IRS 的陀螺仪三轴的常值漂移,  $\nabla_{bi}^b$  为第  $i$  个 IRS 的加速度计三轴的常值偏置误差,  $\delta t_{uj}$  和  $\delta t_{ruj}$  分别为第  $j$  个 GPS 的等效时钟误差和等效时钟频率误差,进而建立  $KF_{ij}$  的 17 阶状态方程:

$$\dot{\hat{x}}_{KFij} = F_{KFij} x_{KFij} + w_{KFij} \quad (1)$$

式中:

$$F_{KFij} =$$

$$\begin{bmatrix} -(\omega_{in}^n) \times & F_{v2\phi} & 0_{3 \times 3} & -C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ (C_b^n)^{fb} \times & F_{v2v} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_b^n & 0 & 0 \\ 0_{3 \times 3} & F_{v2p} & F_{p2p} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ 0_{1 \times 3} & 0 & 1 \\ 0_{1 \times 3} & 0 & -\beta_{tru} \end{bmatrix},$$

$w_{KFij}$  为系统白噪声。

设  $GPS_j$  接收机测量的对应伪距为  $\rho_{Gi}$ , 则  $IRS_i/GPS_j$  伪距组合的量为  $z_{KFij} = \rho_{Gi} - \rho_{Hi}$ ,  $\rho_{Hi}$  为利用  $IRS_i$  信息计算出的伪距信息,进而建立滤波器  $KF_{ij}$  的量测状态方程:

$$z_{KFij} = H_{KFij} x_{KFij} + v_{KFij} \quad (2)$$

其中,  $H_{KFij}$  为量测阵,  $v_{KFij}$  为伪距信息的量测噪声。

根据系统的状态方程和观测方程,采用卡尔曼滤波算法对导航参数误差进行局部估计。

### 2.2 第二级联邦滤波器设计

取  $IRS_i$  的状态  $x_{MKFi} = [x_{NAVi}; x_{IMUi}]$  作为公共参考状态,利用第一级卡尔曼滤波器  $KF_{ij}$ , 可分别计算获得导航参数的 6 组局部最优估计  $\hat{x}_{KFij}$  及其协方差阵  $P_{ij}$ , 然后,将  $\hat{x}_{KFij} = [\hat{x}_{NAVi}; \hat{x}_{IMUi}; \hat{x}_{GPSj}]$  中的  $[\hat{x}_{NAVi}; \hat{x}_{IMUi}]$  送入第二级联邦滤波  $MKF_i$  器,对系统公共参考状态  $x_{MKFi}$  进行最优加权最小二乘估计,从而获得导航参数的全局估计  $\hat{x}_{MKFi}$  和协方差  $P_{ci}$ , 第二级联邦滤波器为:

$$\hat{x}_{MKFi} = P_{ci} \left( \sum_{j=1}^2 P_{cij}^{-1} \hat{x}_{cij} \right) \quad (3)$$

$$P_{ci} = \left( \sum_{j=1}^2 P_{cij}^{-1} \right)^{-1} \quad (4)$$

式中,  $\hat{x}_{cij}$  和  $P_{cij}$  为第一级卡尔曼滤波器解输出的导

航参数局部最优估计值  $x_{KFij} = [\hat{x}_{NAVi}; \hat{x}_{IMUi}; \hat{x}_{GPSj}]$  中的  $[\hat{x}_{NAVi}; \hat{x}_{IMUi}]$  及其协方差阵。

### 2.3 第三级全局滤波器设计

根据导航参数全局估计  $\hat{x}_{MKFi}$ , 对  $IRS_i$  输出的导航参数进行反馈校正, 得到校正后的导航参数  $\hat{Y}_i = [\hat{\theta}_i \ \hat{\gamma}_i \ \hat{\psi}_i \ \hat{v}_{ci}^n \ \hat{L}_i \ \hat{\lambda}_i \ \hat{h}_i]^T$ , 其中,  $\hat{\theta}_i$ 、 $\hat{\gamma}_i$ 、 $\hat{\psi}_i$  分别为第  $i$  个经反馈校正的  $IRS_i$  输出的俯仰角、横滚角和航向角,  $\hat{v}_{ci}^n$  为第  $i$  个经反馈校正的  $IRS_i$  输出的载体速度,  $\hat{L}_i$ 、 $\hat{\lambda}_i$ 、 $\hat{h}_i$  分别为第  $i$  个经反馈校正的  $IRS_i$  输出的载体纬度、经度和高度。

采用马尔可夫估计建立第三级全局滤波器 MLS 进行全局信息融合, 最终获得三级滤波的组合导航系统输出的最优全局估计  $\hat{Y}$ , 包括飞机的位置、速度和姿态等信息, 第三级全局滤波器为:

$$\hat{Y} = P_c \left( \sum_{i=1}^3 P_i^{-1} \hat{Y}_i \right) \quad (5)$$

$$P_c = \left( \sum_{i=1}^3 P_i^{-1} \right)^{-1} \quad (6)$$

其中,  $P_i = A_i P_{ci} A_i^T$ ,  $P_{ci}$  是由第二级联邦滤波器输出的姿态、速度、位置的全局估计值对应的协方差阵,  $A_i$  为线性变化阵, 即  $A_i = \begin{bmatrix} D_i & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ , 其中,  $D_i =$

$$\begin{bmatrix} -\frac{T'_{22i}}{\sqrt{1-T'^2_{32i}}} & -\frac{T'_{12i}}{\sqrt{1-T'^2_{32i}}} & 0 & 0_{1 \times 6} \\ \frac{T'_{33i} T'_{21i} - T'_{23i} T'_{31i}}{T'^2_{33i} + T'^2_{31i}} & \frac{T'_{13i} T'_{31i} - T'_{11i} T'_{33i}}{T'^2_{33i} + T'^2_{31i}} & 0 & 0_{1 \times 6} \\ -\frac{T'_{12i} T'_{32i}}{T'^2_{12i} + T'^2_{22i}} & \frac{T'_{32i} T'_{22i}}{T'^2_{12i} + T'^2_{22i}} & 1 & 0_{1 \times 6} \\ 0_{6 \times 1} & 0_{6 \times 1} & 0_{6 \times 1} & I_{6 \times 6} \end{bmatrix},$$

$T'_{pqj}$  ( $p=1, 2, 3; q=1, 2, 3$ ) 根据  $C_{bi}^{n'}$  求得, 其中  $C_{bi}^{n'}$  为第  $i$  个  $IRS_i$  校正前的姿态阵,  $C_{bi}^{n'}$

$$= \begin{bmatrix} T'_{11i} & T'_{12i} & T'_{13i} \\ T'_{21i} & T'_{22i} & T'_{23i} \\ T'_{31i} & T'_{32i} & T'_{33i} \end{bmatrix}。$$

## 3 仿真研究

对设计的基于三级滤波的组合导航系统进行仿真分析。仿真的三维轨迹如图 2 所示, 整个飞行时间为 3 500s, 飞行过程包括滑跑、加速、起飞、爬升、平飞、转弯、下降、减速一系列机动动作。

仿真过程中, 三套 IRS 的惯性器件误差参数如表 1 所示, 另外 GPS 伪距量测噪声为 8m, 接收机钟

漂的均方值为 1m/s, 相关时间为 1 000s。

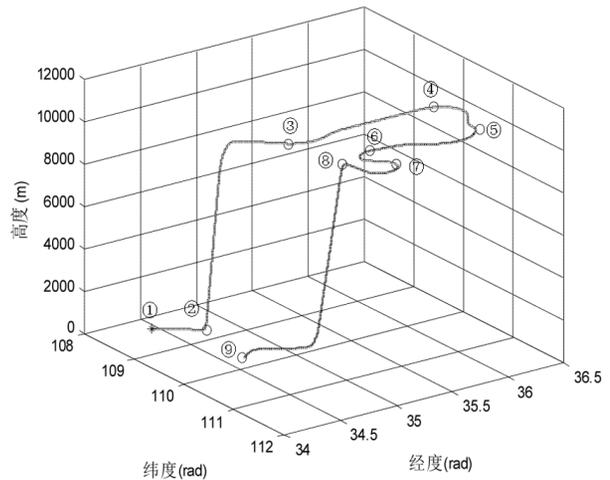


图 2 位置轨迹三维图

表 1 三套 IRS 的惯性器件参数设置

IRS1	
陀螺常值漂移	$[0.01 \ 0.01 \ 0.01] (\text{°/h})$
陀螺随机游走	$[0.002 \ 0.002 \ 0.002] (\text{°}/\sqrt{\text{h}})$
加计常值偏置	$[50 \ 50 \ 50] (\mu\text{g})$
加计常值游走	$[8 \ 8 \ 8] (\mu\text{g} \cdot \sqrt{\text{s}})$
初始对准误差	$[-0.17' \ 0.17' \ 2.76']$
IRS2	
陀螺常值漂移	$[-0.01 \ 0.009 \ -0.012] (\text{°/h})$
陀螺随机游走	$[0.002 \ 0.002 \ 0.002] (\text{°}/\sqrt{\text{h}})$
加计常值偏置	$[48 \ -52 \ 50] (\mu\text{g})$
加计常值游走	$[8 \ 8 \ 8] (\mu\text{g} \cdot \sqrt{\text{s}})$
初始对准误差	$[0.18' \ 0.17' \ -2.76']$
IRS3	
陀螺常值漂移	$[0.009 \ -0.013 \ 0.01] (\text{°/h})$
陀螺随机游走	$[0.002 \ 0.002 \ 0.002] (\text{°}/\sqrt{\text{h}})$
加计常值偏置	$[-47 \ 51 \ -50] (\mu\text{g})$
加计常值游走	$[8 \ 8 \ 8] (\mu\text{g} \cdot \sqrt{\text{s}})$
初始对准误差	$[-0.18' \ -0.16' \ 2.48']$

仿真结果如图 3 ~ 图 5 所示, 图中列出了基于三级滤波的民用飞机导航参数融合算法的仿真结果。图中实线为三级滤波算法后的平台失准角误差、速度误差和位置误差, 其余线条为三套 IRS 分别与两套 GPS 单独组合的误差曲线。

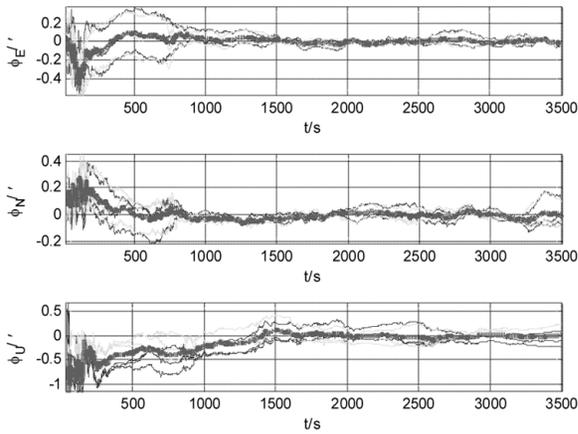


图3 三 IRS 两套 GPS 组合平台失准角误差

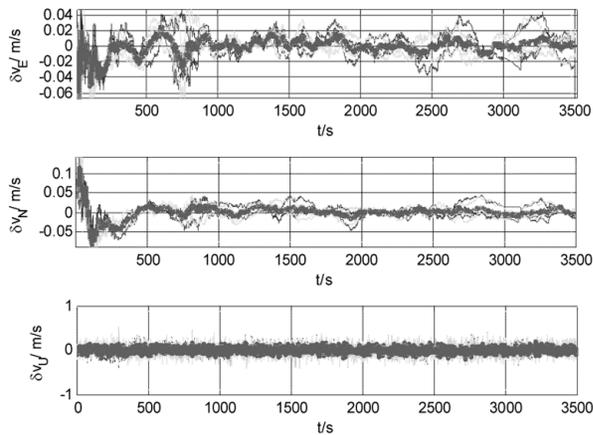


图4 三套 IRS 两套 GPS 组合速度误差

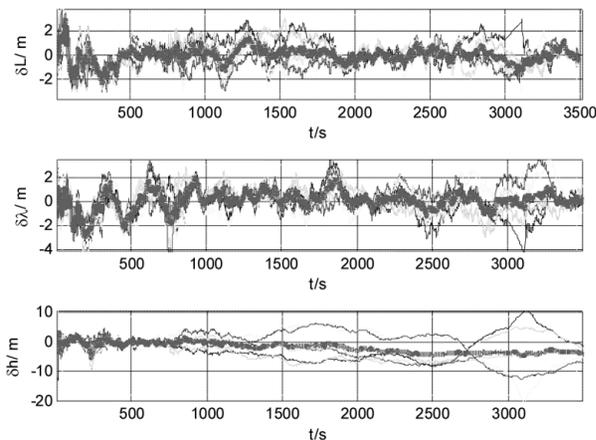


图5 三套 IRS 两套 GPS 组合位置误差

从仿真结果可以看出,平台失准角精度在 5min 左右稳定在 0.2s 以内,速度误差很快收敛到 0.02m/s 以内,飞机纬度和经度误差很快就能够稳定在 2m 以内。采用三级滤波融合算法后,飞机平台角、速度、位置等导航参数能够在较短的时间内以较高的精度到达稳定状态,明显优于 IRS 和 GPS 单套组合导航方法。

## 4 结论

针对民用飞机导航传感器信息冗余的特点,设计了导航参数的三级滤波架构,通过第一级卡尔曼滤波器的局部估计、第二级联邦滤波器的全局估计和第三级全局滤波器的最优全局估计,最终实现导航参数的最优全局估计。并通过仿真分析验证了算法的有效性,该算法不仅有利于冗余导航传感器信息的充分利用,同时提高了导航参数估计的精度和导航系统的可靠性,从而提高了民用飞机冗余传感器配置下的导航性能。

### 参考文献:

- [1] Aircraft system manual[Z]. Airbus.
- [2] ARINC Characteristic 702A-3. Advanced Flight Management Computer System [S].
- [3] 康永,许哲,王大中. 民用航空导航技术现状与发展趋势分析[J]. 现代导航,2012,6:428-432.
- [4] 熊剑,刘建业,赖际舟,等. 基于结构分解的 GPS/INS 组合导航粒子滤波技术[J]. 控制与决策,2012,27(6):957-960.
- [5] 王小旭,赵琳. 自适应融合滤波算法及其在 INS/GPS 组合导航中的应用[J]. 宇航学报,2010,31(17):2504-2511.
- [6] 张通,张骏. 组合导航滤波方法对比研究[J]. 计算机仿真,2009,26(8):33-35.
- [7] 赵琳,王小旭,丁继成,等. 组合导航系统非线性滤波算法综述[J]. 中国惯性技术学报,2009,17(1):46-52.
- [8] 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.