

# 基于扩展自适应融合算法的 GILS 进近系统研究

于耕<sup>1</sup>, 宗平<sup>2</sup>

(1. 沈阳航空航天大学 民用航空学院, 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136)

**摘要:** 通过研究飞机在低可见视程条件下的进近问题, 力图充分利用全球卫星导航系统的能力, 使机场在不需要更新陆基无线电导航系统的情况下从 I 类盲降标准提升到 II 类及以上的可比拟的运行标准; 通过对某航空公司飞行数据的分析, 为提高飞机进场水平导航精度和空域利用率, 提出了组合应用全球卫星导航系统 GNSS (global navigation satellite system) 和仪表着陆系统 ILS (instrument landing system) 的进近体制模型, 即为 GILS (GNSS and ILS) 进近系统; 利用扩展自适应融合算法, 将两种导航源的定位数据融合, 通过数学建模, 仿真模拟飞机进近航迹; 仿真和实际验证试飞数据表明, 该方案可有效提高飞机的水平导航精度和空域利用率, 有潜力将 CAT I 标准提升为类 CAT II 水平。

**关键词:** GNSS; ILS; GILS 进近系统; 扩展自适应融合算法

## Research on GILS Approach System Based on Extended Adaptive Fusion Algorithm

Yu Geng<sup>1</sup>, Zong Ping<sup>2</sup>

(1. School of Civil Aviation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Electronic Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** This paper gave a research on approach in the low visibility conditions, making full use of Global Navigation Satellite System which was autonomously controlled by our country to help the airports without updating the ground-based radio navigation equipment from Instrument Landing System Category I to Category II of the same on analogous operational standards. According to analyze the flight data of an airline, in order to improve the accuracy of the aircraft approach and the use of space zones, It introduced the model of differential Global Navigation Satellite System (GNSS) integrating with Instrument Landing System (ILS), to be considered as GILS (GNSS and ILS) approach system. It will employ the extended adaptive fusion algorithm to combine the location data of this two kinds of navigation source. It will simulate the approach path by mathematical modeling. Both the simulation and the actual flight data show this scheme can effectively improve the aircraft's lateral navigation accuracy and the use of space zones and also has the potential to promote CAT I to CAT II.

**Keywords:** GNSS; ILS; GILS approach system; extended adaptive fusion algorithm

## 0 引言

飞行过程中最困难和复杂的过程是进近和着陆。在低能见度的条件下, 若缺乏必要的进近手段和程序引导, 飞机降落将是极为危险的作业。当能见度为零时, 机组无法建立目视参考, 必须按照 CAT II 标准实施降落程序。这种情况下, 需要飞机飞行控制系统联合着陆/引导系统实施自动着陆或精密进近程序。这种类型的程序由仪表着陆系统 ILS (instrument landing system) 提供了数十年。无线电频率干扰、拥堵和建设难度持续增加等诸多因素促使国际民用航空组织 ICAO (international civil aviation organization) 寻找可以替代 ILS 的精密进近系统<sup>[1]</sup>。

对于中国民航而言, 结合中国国情, 不能一次性终止 ILS

的使用, 需要一个过渡阶段。为此, 本文提出将 ILS 导航源和全球卫星导航系统 GNSS (global navigation satellite system) 导航源的优势相结合<sup>[2-3]</sup>, 基于扩展自适应融合算法, 实现一个非常精确和可靠的进近引导体制, 本文称为 GILS (GNSS and ILS) 组合进近系统。

## 1 进近系统模型

GILS 组合进近系统包含两个不同的数据来源, 分别是 ILS 导航数据和机载接收机的 GNSS 数据。从 ILS 地面设备的更新频率是 20 Hz, 机载端 GNSS 的更新频率为 1 Hz。在这项研究中, 本文将提出一种方案, 将这两个测量源得到的数据转移到机载处理器, 用 GNSS 的数据校正 ILS 数据, 计算飞机下一时刻的位置坐标, 并传输到飞机自动驾驶仪。数据传输给自动驾驶仪的频率通常设定为 16 Hz。组合进近系统如图 1 所示:

在该系统模型中, 机载处理器需对飞机的进近过程进行建模。定义 ILS 程序为状态量, GNSS 程序为观测量。基于此, 本文旨在利用 GNSS 的数据修正 ILS 的数据, 且需保证校正结果区域收敛, 本文提出一种新的自适应滤波算法, 称为扩展自适应融合算法。

自适应滤波是一种具有抑制滤波器发散作用的滤波方法,

收稿日期: 2015-09-14; 修回日期: 2015-10-08。

**基金项目:** 国家自然科学基金(U1433115); 中航工业产学研协同创新专项(CXY2012SH16); 中国航天科技集团公司卫星应用科研创新基金项目(2014\_CXJJ-TX\_12)。

**作者简介:** 于耕(1973-), 男, 陕西咸阳人, 工学博士, 教授, 主要从事空中交通管理与航空移动通信方向的研究。

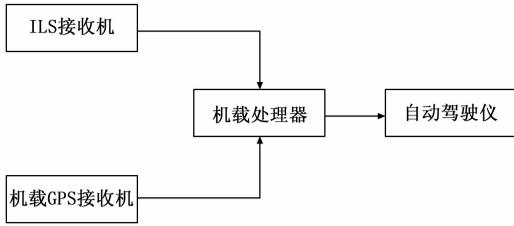


图 1 GILS 进近系统框图

它在滤波计算过程中,一方面利用观测值不断修正预测值,同时也对系统模型参数和噪声参数进行修正和估计。

## 2 扩展自适应融合算法

每架次飞机都有 ILS 程序下的标准航图,本文的研究是基于波音 737-800 飞机由深圳飞往武夷山 03 号跑道的试飞验证数据,参照其标准进近航图,如图 2 所示。



图 2 ILS 进近航图 (波音 737-800)

图 2 中的坐标点是基于 WGS-84 坐标系,需将其转换为跑道直角坐标系,坐标原点是跑道入口点 RW03C,设该点的直角坐标为 (0, 0); X 轴正方向是原点指向 WY424 (N273100 E1180100); Y 轴垂直于 X 轴,正方向是原点指向进近过程的右侧方向。

本文将标准航迹点的坐标定义为 GNSS 的理论值,将实际飞行的坐标定义为 GNSS 的实际值,利用理论值与实际值的差值的  $\beta$  倍来校正 ILS 的飞行引导,达到两个数据源融合的目的。这里  $\beta$  的获取,通过自适应滤波器的递推关系求得<sup>[4-6]</sup>,当滤波器趋于稳定时得到的  $\beta$  值,对飞机进近起到最优的引导作用。本文称该算法为扩展自适应融合算法。

### 2.1 融合算法介绍

如图 3 所示,设飞机按照 ILS 程序飞行的位置为  $X_i$ ,其 GNSS 坐标为  $X_i = (x_i, y_i)$ ,此时刻飞机的速度表示为  $V_i = (v_{x_i}, v_{y_i})$ ,其中  $v_{x_i}$  为飞机 X 轴方向的速度,  $v_{y_i}$  为飞机 Y 轴方向的速度。

设采样周期为  $T$ ,则依据惯性原理,预计飞机下一时刻的 GNSS 位置坐标  $X_{i+1} = (x_{i+1}, y_{i+1})$  如式 (1) 所示:

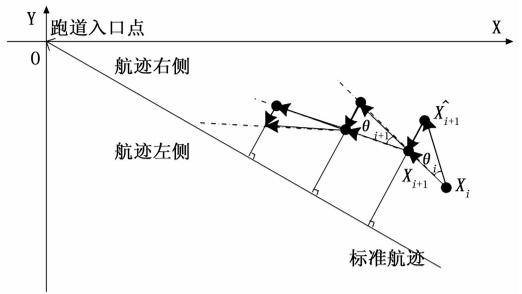


图 3 算法示意图

$$\begin{cases} \hat{x}_{i+1} = x_i + v_{x_i} \times T \\ \hat{y}_{i+1} = y_i + v_{y_i} \times T \end{cases} \quad (1)$$

飞机飞行的方向定义为向量方向,则由起点  $X_i$ , 终点

$X_{i+1}$  组成的向量如式 (2) 所示:

$$\overrightarrow{X_i X_{i+1}} = (x_i + v_{x_i} \times T - x_i, y_i + v_{y_i} \times T - y_i) = (v_{x_i} \times T, v_{y_i} \times T) \quad (2)$$

设  $X_{i+1}$  点距离标准航迹的绝对距离为  $d_{i+1}$ , 其单位方向向量为  $\vec{e} = (e_1, e_2)$ , 设其斜率为  $k$ , 则标准航迹的斜率为  $-\frac{1}{k}$ 。由此可得关系式 (3):

$$\begin{cases} e_1^2 + e_2^2 = 1 \\ \frac{e_2}{e_1} = k \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} e_1 = \text{sgn} \times \sqrt{\frac{1}{1+k^2}} \\ e_2 = \text{sgn} \times \sqrt{1 - \frac{1}{1+k^2}} \end{cases} \quad (3)$$

其中符号函数  $\text{sgn}$  满足的条件如式 (4) 所示:

$$\text{sgn} = \begin{cases} +1, \text{ 估计点在标准航迹左侧} \\ -1, \text{ 估计点在标准航迹右侧} \end{cases} \quad (4)$$

通过实验分析,可知,任意飞行点距离标准航迹的绝对距离所对应的单位向量保持一致,仅用符号函数  $\text{sgn}$  加以区别即可。当估计点位于标准航迹左侧即为正,反之,为负。

本文中,设每次对预估计点的偏离误差校正  $\beta$  倍,则可得校正向量如式 (5) 所示:

$$\overrightarrow{X_{i+1} X_{i+1}} = \beta d_{i+1} \vec{e} = (\beta d_{i+1} e_1, \beta d_{i+1} e_2) \quad (5)$$

根据向量的求和公式,对飞机的飞行航迹进行校正后的航线向量如式 (6) 所示:

$$\overrightarrow{X_i X_{i+1}} = \overrightarrow{X_i \hat{X}_{i+1}} + \overrightarrow{\hat{X}_{i+1} X_{i+1}} = (v_{x_i} \times T + \beta d_{i+1} e_1, v_{y_i} \times T + \beta d_{i+1} e_2) \quad (6)$$

由此对飞机下一时刻的 ILS 位置进行校正,得飞机实际飞行航迹点位置坐标  $X_{i+1} = (x_{i+1}, y_{i+1})$  如式 (7) 所示:

$$\begin{cases} x_{i+1} = v_{x_i} \times T + \beta d_{i+1} e_1 + x_i \\ y_{i+1} = v_{y_i} \times T + \beta d_{i+1} e_2 + y_i \end{cases} \quad (7)$$

飞机进近过程中,飞行速度是不断减小的,机载端可实时采集速度矢量,考虑便于仿真,设飞机速度的大小保持不变,只改变其方向。飞机下一时刻的速度更新,如式 (8) 所示:

$$V_{i+1} = |V_i| \times \frac{\overrightarrow{X_i X_{i+1}}}{|\overrightarrow{X_i X_{i+1}}|} \quad (8)$$

### 2.2 融合算法分析

飞机按照 ILS 程序引导进近的过程中,飞行管理计算机

FMS (flight management computer) 输出的数据是充分考虑飞机的安全着陆及乘客的舒适度等因素, 权衡各方面的影响, 将最优坐标数据传输到自动驾驶仪。

充分考虑乘客的舒适度, 分析 ILS 自动驾驶仪对飞机的进近引导数据, 图 1 中的  $\theta$  不能发生骤变,  $\Delta\theta$  不大于  $90^\circ$  (经验分析值), 设波音 737-800 飞机飞行中的最小转动角度为  $\theta_{\min}$ , 则可得  $\theta$  的约束条件如公式所示, 用于自适应滤波器中  $\beta$  值的选定。

$$\begin{cases} \Delta\theta = \theta_{i-1} - \theta_i \leq \frac{\pi}{2} \\ \theta_i \geq \theta_{\min} \end{cases} \quad (9)$$

2.1 节中提到的预估点  $X_{i+1}^{\wedge}$  距离标准航迹的绝对距离为  $d_{i+1}$ , 结合导航精度的合理性。若  $d_i$  的值若低于下限阈值  $d_{\min}$ , 则认定该位置点虽有偏差, 但可以忽略, 没有必要以牺牲经济效益, 再次提高精度;  $d_{i+1}$  的值若超过上限阈值  $d_{\max}$ , 则认定融合算法并没有提高精度, 所以舍弃融合算法导航, 直接选用 ILS 导航。

扩展自适应融合算法如图 4 所示。

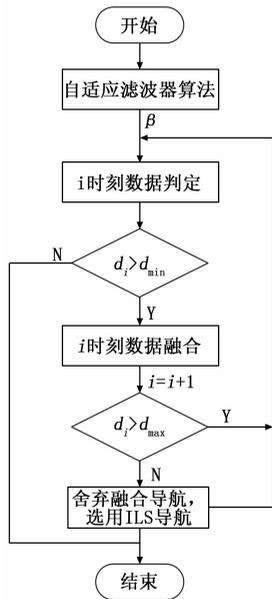


图 4 扩展自适应融合算法框图

### 3 试飞验证结果及分析

在进近过程中, 机组将主要注意力分配在飞行仪表上 DOTS 显示上, 而 DOTS 值是通过水平精度间接而得。本文主要研究基于扩展自适应融合算法的 GILS 组合进近系统, 即利用 GNSS 数据校正 ILS 数据, 实现精密导航。所采用的测试环境以 MATLAB 软件平台为基础。实验论证基于某航空公司的波音 737-800 飞机由深圳飞往武夷山 03 号跑道的试验数据。如图 5 和图 6 所示。

通过分析仿真结果可知, ILS 自动驾驶仪的飞行误差是有规律分布的, 当飞机偏离标准航迹线较远时, 偏离误差将发生跳变, 之后误差将线性变化。

图 6 中 A 线表示 GILS 进近偏差, 可知 GILS 组合进近系统利用扩展自适应融合算法, 可使偏离误差逐渐减小, 直至收敛, 逼近零, 具有提高水平导航精度的能力。并且避免了误差跳变, 更好得提高了乘客的舒适度。

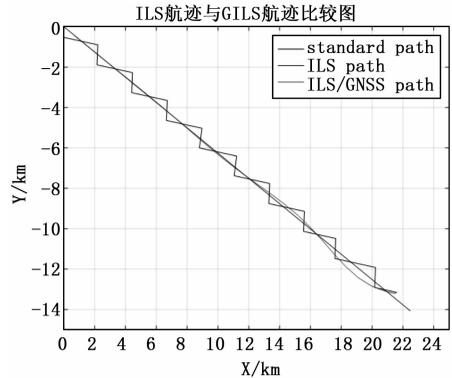


图 5 航迹比较示意图

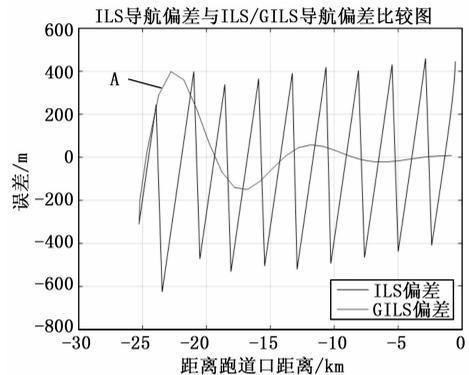


图 6 进近偏差比较示意图

另外一面, 由图 5 可得, GILS 组合进近系统下的飞行航迹波动更小, 相同飞行速度的条件下, 大大节约飞机进近的时间。

### 4 结论

本文基于扩展自适应融合算法实现了 GILS 组合导航系统, 将两个导航源的数据拟合成一组精度和可靠性更高的飞行航迹。

通过仿真验证, 该模型可以有效地提高飞机进近过程的水平导航精度, 有潜力将 CAT I 标准提升为类 CAT II 水平。并且可有效缩短飞机进近时间, 提高了空域利用率。由于飞行航迹更加平滑, 乘客的舒适度得到很好改善。

#### 参考文献:

- [1] Filjar R, Huljenic D, Lenac K. Enhancing performance of GNSS position estimator by cloud-based GNSS SDR receiver architecture utilization [J]. IEEE Trans, 2013, 55 (1): 315-318.
- [2] SC-159, DO-245A, Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System (LAAS) [S]. RTCA, 2004: 15-17.
- [3] ICAO, International Standards and Recommended Practices, Aeronautical Telecommunications, Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation, Volume 1: Radio Navigation Aids [S]. Sixth Edition, 2006.
- [4] 付梦印, 邓志红, 闫丽萍. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [5] Daum F. Nonlinear filters-beyond the Kalman filter [J]. IEEE A&E Systems Magazine, 2005, 20 (8): 57-69.
- [6] Gan Q, Harris C H. Comparison of two measurement fusion methods for Kalman-filter-based multisensor data fusion [J]. IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, 2001, 37 (1): 273-379.