

# 基于气压表/ GPS 的数据融合算法研究

田世君,皮亦鸣

(电子科技大学电子工程学院,四川成都 610054)

**摘要:** 为确保飞机精确飞越预定上空并具备精密进场着陆引导能力,引入了一种提高垂直方向定位精度的气压表/ GPS 数据融合算法.该算法利用 Kalman 滤波实现了气压高度表/ GPS 的数据融合.借助于飞机的运动矢量模型、GPS 定位误差模型建立了气压表/ GPS 组合导航系统自适应联合 Kalman 滤波的数学模型,给出了该数据融合算法的详细推导过程.仿真结果表明,所设计的算法在改善垂直方向上的定位精度以及在实时性、适应性等方面都有很好的效果,提高了飞机在进近飞行阶段的安全性和可靠性,能满足民用航空的进场着陆引导要求.

**关键词:** GPS; 气压高度表; 着陆引导; 组合导航; 数据融合

**中图分类号:** TN967.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2008) 04-0800-04

## Research of Data Fusion Algorithm Based on GPS/ Barometric Altimeter

TIAN Shi-jun, PI Yi-ming

(School of Electronic Engineering, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu, Sichuan 610054, China)

**Abstract:** An data fusion algorithm of improving vertical positioning accuracy based on GPS/ barometric altimeter is introduced in order to ensure an airplane fly precisely over an assigned, and endow it with the ability of precision approach and landing in complicated weather condition. This data fusion algorithm using Kalman filtering accomplish data fusion of GPS/ barometric altimeter. An adaptive federated Kalman filtering model for GPS/ barometric altimeter integrated navigation system is established by means of kinetic vector model of airplane, location error model of GPS, this data fusion algorithm is deduced in detail. simulation results demonstrated that the algorithm is efficient in improving vertical positioning accuracy, reliability, adaptivity and real-time processing rate, improves safety and reliability of airplane in the process of near-enter, and satisfy landing requirement of civil aviation.

**Key words:** GPS; barometric pressure altimeter; landing guide; interated navigation; data fusion

### 1 引言

气压高度表是以气压感应零件作为传感器感受大气压力,再根据气压与高度的函数关系(压高公式)确定高度值的间接测量仪器.传统的气压高度表都是根据气压的变化来测定高度,而气压会随着天气的变化而发生变化,会在几小时里甚至半小时里就产生较大的变化,小小的变化就能引起超过几十米,上百米的误差<sup>[1]</sup>. GPS 的基本应用是利用空间 24 颗卫星星座中的至少 4 颗卫星来进行定位和授时.对航空用户而言,仅靠 GPS 接收机完成定位和导航,由于存在卫星星历误差、电离层和对流层的影响<sup>[2,3]</sup>,再加上美国政府人为施加的选择可用性的干扰, GPS 的标准定位服务提供的精度在民用航空中只能使用于从航路到非精密进近飞行阶段内,无法满足精密导航和着陆飞行阶段的精度要求<sup>[4~6]</sup>.为在使用卫星导航过程中确保飞行安全,改善 GPS 信号

的精度、完好性和可用性,有必要对 GPS 基本应用方式采用增强措施.近年来组合导航系统在引导飞机精密进场领域得到了广泛的应用,典型的有惯导系统增强 GPS,雷达高度表增强卫星导航系统等<sup>[7]</sup>.对于气压高度表增强卫星导航系统的研究相对还比较少.

本文采用 Kalman 滤波方法对机载气压高度表/ GPS 的数据进行了融合,通过数据融合后,载体的垂直定位精度得到了很大的提升,确保了飞机在进近飞行阶段的安全性和可靠性,能够满足民用航空的进近要求.

### 2 自适应联合 Kalman 滤波模型

#### 2.1 状态方程的建立

对于 GPS/ 气压表的组合导航系统, Kalman 滤波的整体状态变量可取为

$$X = [x_e \quad v_e \quad a_e \quad x_n \quad v_n \quad a_n \quad x_h \quad v_h \quad a_h \quad q_h]$$

其中,  $x_e$ 、 $x_n$ 、 $x_h$  分别为飞机东向、北向和垂直高度方向

位置分量,单位为 m;  $v_e$ 、 $v_n$ 、 $v_h$  分别为飞机东向、北向和垂直高度方向速度分量,单位为 m/s;  $a_e$ 、 $a_n$ 、 $a_h$  分别为飞机东向、北向和垂直高度方向加速度分量,单位为  $m/s^2$ ;  $q_h$  为气压高度表高度值的相对误差,单位为 m. 由文献[8]可知,可采用一阶马尔可夫过程描述  $q_h$ .

对系统状态变化过程采用机动载体的“当前”统计模型,并通过离散化处理方法,可得到离散状态方程为<sup>[9]</sup>

$$X(k+1) = A(k+1, k) X(k) + U(k) + W(k) \quad (1)$$

状态转移矩阵为

$$A = \text{diag} \left\{ A_e \quad A_n \quad A_h \quad e^{-(T/\phi)} \right\}$$

系统噪声协方差矩阵为

$$Q(k) = E[W(k) W^T(k)] \\ = \text{diag} \left\{ \begin{matrix} \frac{2}{a_e} Q_e(k), & \frac{2}{a_n} Q_n(k) \\ \frac{2}{a_h} Q_h(k), & \frac{2}{q_h} \end{matrix} \right\}$$

其中,  $\frac{2}{q_h}$  为  $q_h$  的方差,实际中可以通过经验来取值和调整;  $A_e$ 、 $A_n$ 、 $A_h$ 、 $Q_e(k)$ 、 $Q_n(k)$ 、 $Q_h(k)$  的计算参见文献[10].

$Q(k)$  中东向、北向和垂直方向机动加速度方差  $\frac{2}{a_e}$ 、 $\frac{2}{a_n}$  和  $\frac{2}{a_h}$  由以下自适应算法来确定(以东向为例):

$$\frac{2}{a_e} = \begin{cases} \frac{4}{a_e} - 1 & [a_{\max} - \hat{a}_e(k)], \quad \hat{a}_e(k) > 0 \\ \frac{4}{a_e} - 1 & [a_{\min} + \hat{a}_e(k)], \quad \hat{a}_e(k) < 0 \end{cases}$$

其中,  $a_{\max}$  和  $a_{\min}$  分别为已知的飞机加速度正上限和负上限.

取 GPS 和气压高度表以及主滤波器相同的状态矢量,即  $X(k) = X_1(k) = X_2(k)$ , 状态演进方程同式(1)的整体状态方程,这样各滤波器的时间更新可统一完成.

### 2.2 观测方程的建立

将 GPS 接收机输出的飞机东向、北向和垂直方向位置坐标分量  $e_r$ 、 $n_r$ 、 $h_r$  (单位均为 m) 作为外部观测量,其与状态变量之间有如下关系

$$Z_1(k) = \begin{bmatrix} e_r(k) \\ n_r(k) \\ h_r(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_e(k) \\ x_n(k) \\ x_h(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{11}(k) \\ v_{12}(k) \\ v_{13}(k) \end{bmatrix} = H_1(k) X_1(k) + V_1(k) \quad (2)$$

将气压高度表输出的高度值作为外部观测量,则气压表子系统的观测方程为

$$Z_2(k) = h(k) = x_h(k) + q_h(k) + v_{21}(k) \\ = H_2(k) X_2(k) + V_2(k) \quad (3)$$

在 Kalman 滤波方程中假定 GPS 和气压高度表观测

噪声  $V_1(k)$ 、 $V_2(k)$  是均值为 0, 方差为  $R_1(k) =$

$$\begin{bmatrix} r_{11}^2 & 0 & 0 \\ 0 & r_{12}^2 & 0 \\ 0 & 0 & r_{13}^2 \end{bmatrix}, R_2(k) = r_{21}^2 \text{ 的高斯白噪声序列.}$$

### 2.3 联合 Kalman 滤波方程

根据上述的组合系统状态方程和各个子系统的观测方程,采用加速度均值的自适应算法,可以建立 GPS 子系统和气压高度表子系统的标准化 Kalman 滤波方程、整体状态的最优综合和信息分配过程如下

#### (1) 时间传播方程

$$X(k|k-1) = A_1(k, k-1) X(k-1)$$

$$P(k|k-1) = A(k, k-1) P(k-1) A^T(k, k-1) + Q(k-1) \quad (4)$$

其中,  $A_1(k) = \text{diag} \left\{ A_{1e}(T) \quad A_{1n}(T) \quad A_{1h}(T) \quad e^{-(T/\phi)} \right\}$ ,  $A_{1e}(T)$  为牛顿矩阵.

#### (2) 测量更新方程

$$K(k) = P(k|k-1) H^T [X(k|k-1)] \\ \cdot [H [X(k|k-1)] P(k|k-1) \\ \cdot H^T [X(k|k-1)] + R(k)]^{-1}$$

$$X(k) = X(k|k-1) + K(k) \{ Z(k) - h [X(k|k-1)] \}$$

$$P(k) = [I - K(k) H [X(k|k-1)]] \cdot P(k|k-1) \quad (5)$$

#### (3) 最优融合方程

$$P_f^{-1}(k) = P_1^{-1}(k) + P_2^{-1}(k)$$

$$Q_f^{-1}(k) = Q_1^{-1}(k) + Q_2^{-1}(k) \quad (6)$$

$$P_f^{-1}(k) X_f(k) = P_1^{-1}(k) X_1(k) + P_2^{-1}(k) X_2(k)$$

#### (4) 信息分配方程

$$P_1^{-1}(k) = \alpha_1(k) P_f^{-1}(k)$$

$$P_2^{-1}(k) = \alpha_2(k) P_f^{-1}(k)$$

$$Q_1^{-1}(k) = \alpha_1(k) Q_f^{-1}(k) \quad (7)$$

$$Q_2^{-1}(k) = \alpha_2(k) Q_f^{-1}(k)$$

$$X_f(k) = X_1(k) = X_2(k)$$

其中,信息分配系数满足如下关系

$$\alpha_1(k) + \alpha_2(k) = 1 \quad (8)$$

## 3 仿真实验

为了验证前面提出的数据融合算法的有效性,进行了计算机仿真研究,采样周期为 1 秒,总共进行了 5000 组数据的仿真.根据飞机在进场阶段的实际飞行情况和大量的经验值,仿真初始条件选取为:

$$R_1 = \text{diag} \left\{ 15^2 \quad 15^2 \quad 15^2 \right\}, R_2 = 10^2$$

$$a_e = a_n = a_h = 0.8, a_{\max} = a_{\min} = 3g$$

$$a_e = a_n = a_h = 10s, q_h = 0.75$$

$$P(0) = \text{diag} \left\{ 20^2, 5^2, 1.2^2, 20^2, 5^2, 1.2^2, 20^2, 5^2, 1.2^2, 8^2 \right\}$$

图 1 是飞机在垂直高度方向上的运动轨迹, 曲线 1 是单独 GPS 引导时飞机在垂直高度方向上的运动轨迹、曲线 2 是采用气压表增强 GPS 系统后飞机在垂直高度方向上的运动轨迹、曲线 3 是飞机在垂直高度方向上的真实运动轨迹。从图 1 可以看出, 滤波曲线对比于原始曲线有很好的平滑效果, 达到了滤波的目的, 同时, 采用气压表增强 GPS 系统后, 飞机在垂直高度方向上的误差明显变小, 此时的飞行轨迹曲线已经非常接近真实的轨迹曲线了。因此, 从图 1 可以看出, 该数据融合算法是有效的。

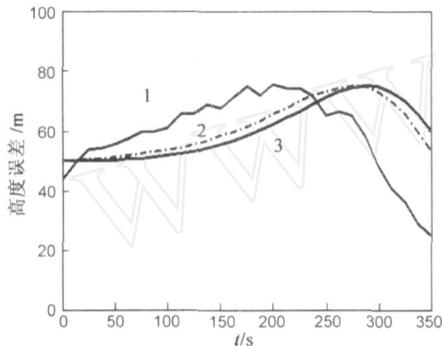


图 1 载体高度方向运动轨迹

图 2 (a) 为单独 GPS 引导飞机进场着陆时, 飞机在垂直高度方向上的误差曲线, 由图 2 (a) 可见, 此时, 垂直高度方向上的正负最大偏差已经超过了 30 米。图 2 (b) 图为数据融合后的飞机在垂直高度方向上的误差曲线, 由图 2 (b) 可见, 采用气压高度表增强 GPS 系统后, 载体在垂直高度方向上误差曲线的幅值明显变小, 此时, 幅值绝大部分都集中在 5 米以内。从图 2 (a)、(b) 图也可以看出该数据融合算法的有效性。

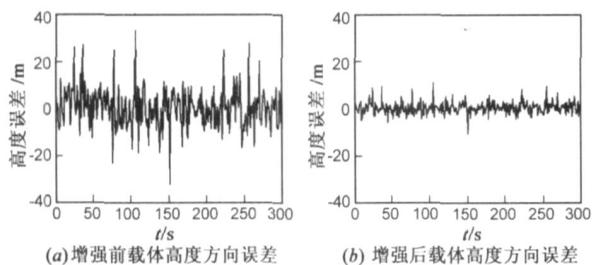


图 2

表 1 数据融合前后高度方向位置误差

	高度方向位置误差 (m)		
	最大正偏差	最大负偏差	均方根
数据融合前	33	- 32	15.5
数据融合后	10	- 9	2.5

表 1 为 GPS/ 气压高度表数据融合前后的高度方向位置误差比较, 从表 1 可以看出, 数据融合前, 单独 GPS 引导飞机着陆时, 高度方向上的最大正负偏差都超过了 30 米, 均方根达到 15.5 米, 此时的定位精度完全不能满

足飞机进场着陆要求; 采用气压表增强措施后, 此时最大正负偏差不大于 10 米, 均方根为 2.5 米, 满足国际民航组织规定的进场着陆精度要求。

#### 4 结论

气压高度表增强 GPS 导航定位系统是提高 GPS 垂直方向上定位精度的一种有效手段, 该组合导航系统提高了飞机在进近阶段的安全性和可靠性。理论研究和仿真实验表明, 采用增强措施后, 组合导航系统的垂直定位精度得到很大的改善, 能够作为飞机在进近阶段的着陆引导系统。

#### 参考文献:

- [1] 陈家斌, 袁信. 气压高度表辅助下 GPS 接收机自备完善性监测可用性研究[J]. 航空学报, 1996, 17(5): 561 - 562.  
Chen Jiabin, Yuan Xin. GPS raim availability with a barometric altimeter aiding[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1996, 17(5): 561 - 562. (in Chinese)
- [2] 丘志和, 王万义. GPS 原理与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2002, 10.  
Qiu Zhihe, Wang Wanyi. Principal and Application of GPS [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2002, 10. (in Chinese)
- [3] 田世君, 田增山, 张德民. 基于卡尔曼滤波的 GPS/CDMA 数据融合算法分析[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(8): 1147 - 1148.  
Tian Shijun, Tian Zengshan, Zhang Demin. Analysis of CDMA/GPS data fusion algorithm based on kalman filter[J]. Systems Engineering and Electronics, 2006, 28(8): 1147 - 1148. (in Chinese)
- [4] 邓强, 黄顺吉. 基于伪卫星的提高 GPS 垂直定位精度的研究[J]. 电子学报, 1997, 25(3): 70 - 71.  
Deng Qiang, Huang Shunji. Study on improving GPS vertical positioning accuracy using pseudolite[J]. Acta Electronica Sinica, 1997, 25(3): 70 - 71. (in Chinese)
- [5] 谷雷, 肖业伦. 利用 GPS/INS 导引飞机精密进场的数值仿真研究[J]. 航空学报, 1993, 14(11): 561 - 563.  
Gu Lei, Xiao Yelun. A study of the airplane precision landing approach under guidance of GPS/INS[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1993, 14(11): 561 - 563. (in Chinese)
- [6] 李四海, 惠鹏洲, 冯培德. 惯性/DGPS 精密进场着陆引导系统[J]. 中国惯性技术学报, 2000, 8(1): 16 - 17.  
Li Sihai, Hui Pengzhou, Feng Peide. INS/DGPS guide system for aircraft precision approach and landing[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2000, 8(1): 16 - 17. (in Chinese)
- [7] Robert A. Gary, Peter S. Maybeck. An integrated GPS/INS/BARO and radar altimeter system for aircraft precision approach landings[A]. National Aerospace and Electronics Conference Proceedings of the IEEE[C]. Dayton, KY, USA, May

22 - 26, 1995. 161 - 168.

- [8] 常青, 郑平方, 柳重堪, 等. 车载 GPS/DR 组合导航系统数据融合算法研究[J]. 通信学报, 2000, 21(2): 43 - 44.

Chang Qing, Zheng Pingfang, Liu Zhongkan, et al. The study of data fusion algorithm of GPS/DR integrated vehicular navigation system[J]. Journal of China Institute of Communications. 2000, 21(2): 43 - 44. (in Chinese)

- [9] 郑利龙, 曹志刚. GPS 组合导航系统的数据融合[J]. 电子学报, 2002, 30(9): 1384 - 1385.

Zheng Lilong, Cao Zhigang. Data fusion of GPS integrated navigation system[J]. Acta Electronica Sinica, 2002, 30(9): 1384 - 1385. (in Chinese)

- [10] Zhou H R, Kumar K S P. A current statistical model and adaptive algorithm for estimating maneuvering targets[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1984, 7(5): 596 - 602.

#### 作者简介:



田世君 男, 1978 年 4 月出生于四川江油, 2006 年在重庆邮电大学获通信硕士学位, 现为在读博士研究生. 主要从事高灵敏度、高动态 GPS 定位方面的有关研究.

E-mail: tianshij @uestc.edu.cn

皮亦鸣 男, 1968 年 9 月出生于贵州省贵阳市, 教授、博士生导师、中国电子学会高级会员, 1987 年、1990 年和 1993 年分别在哈尔滨船舶工程学院、电子科技大学获工学学士、工学硕士和工学博士学位, 1994 年至 1996 年在北京邮电大学电子学与通讯博士后流动站工作. 主要从事图像传输与处理、雷达与导航系统方面的研究工作.

E-mail: ympi @uestc.edu.cn