

## 飞机自动着陆引导的 GPS 导航系统

冯江<sup>1</sup>, 王晓燕<sup>2</sup>, 刘细平<sup>2</sup>, 廖微<sup>1</sup>

(1. 江西理工大学 信息工程学院, 江西 赣州 341000; 2. 江西理工大学 机电工程学院, 江西 赣州 341000)

**摘要:** 飞机自动着陆 GPS 导航系统采用差分法消除基准站和飞机接收机的 GPS 误差。基准站和飞机接收机从卫星接收 GPS 信号, 测得各自 GPS 坐标并通过  $\alpha$ - $\beta$  滤波器滤除噪声误差, 再将基准站坐标与精确坐标比较得到差分修正值。飞机坐标减去差分修正值即为较精确的飞机坐标。利用 GPS 的地心坐标将其转换为当地坐标, 则可设计出任意着陆的空间三维基准路线, 通过控制律使飞机跟踪基准路径自动着陆。数字仿真验证了系统鲁棒性。

**关键词:** GPS 导航; 自动着陆; 差分修正; 滤波器

**中图分类号:** V249.324; TN713 **文献标识码:** A

## GPS Navigating System for Airplane Automatic Landing

FENG Jiang<sup>1</sup>, WANG Xiao-yan<sup>2</sup>, LIU Xi-ping<sup>2</sup>, LIAO Wei<sup>1</sup>

(1. College of Information Engineering, Jiangxi University of Science & Technology, Ganzhou 341000, China;  
2. College of Mechanical & Electronic Engineering, Jiangxi University of Science & Technology, Ganzhou 341000, China)

**Abstract:** The GPS error of datum-station and airplane receiver was eliminated with difference method in GPS-navigating system for airplane automatic landing. Datum-station and airplane receiver received the GPS signal from satellite, and measured each GPS coordinate and the noise error was filtered by  $\alpha$ - $\beta$  filter. Then the difference correction value was gained by comparing the datum-station coordinate and exact coordinate. The airplane coordinate subtracted the difference correction value to gets the exact coordinate. The geocentric coordinate of GPS was transformed to local coordinate, the 3D space datum route of random landing was designed, and made airplane automatic landing by tracking the datum route by control rule. The robustness of system was verified by digital simulation.

**Key words:** GPS-navigating; Automatic landing; Difference correction; Filter

## 1 引言

全球卫星定位系统 (GPS) 是一种无线电导航系统。飞机自动着陆导航系统中, 设在飞机跑道某点的基准站与飞机相距很近, 因而大多数 GPS 误差源对分别工作在基准站和飞机上的接收机是公共的, 可在差分方式中几乎全部被消除, 从而提高系统的性能。故根据 GPS 误差模型, 采用差分法研究飞机纵向自动着陆的控制问题, 并作了数字仿真。

## 2 GPS 误差模型的建立

GPS 测量存在多种误差<sup>[1]</sup>, 其模型及仿真为:

(1) 对流层延时误差  $d_{\text{tropo}}$

$$d_{\text{tropo}} = 0.1 \times \frac{2.4224}{0.026 + \sin E} e^{-0.13345h} \quad (\text{m})$$

式中:  $E$ —卫星迎角 (rad)

$h$ —接收机的高度 (m)

(2) 电离层延时误差  $d_{\text{iono}}$

$$d_{\text{iono}} = 0.5CF \left[ 5 \times 10^{-9} + A \cos X \right] \quad |X| < 1.57(\text{s})$$

$$d_{\text{iono}} = 0.5CF \left[ 5 \times 10^{-9} \right] \quad |X| > 1.57(\text{s})$$

式中:  $5 \times 10^{-9}$  是夜间延迟值 (s),  $F$  是倾斜系数,  $C$  是光速, 参数  $A$  和  $X$  的计算公式如下:

$$A = \alpha_1 + \alpha_2 \varphi_m + \alpha_3 \varphi_m^2 + \alpha_4 \varphi_m^3$$

$$X = \frac{t - 50400}{\beta_1 + \beta_2 \varphi_m + \beta_3 \varphi_m^2 + \beta_4 \varphi_m^3}$$

式中:  $\varphi_m$ —该电离层下面位置点的几何纬度

$\alpha$ 、 $\beta$ —卫星通过导航电文发射给用户的常数

(3) 接收机噪声误差 noise

在仿真中, 伪距测量跟踪误差、量化误差和其他高频误差的综合, 是一个具有小方差的白噪声过程。根据文献[1], 用户接收机噪声和基准台接收机噪声引起的误差可分别取均值为 0、方差为 0.8 和均值为 0、方差为 1 的白噪声来仿真。

(4) 选择可用性误差 SA

SA 信号产生器是一个具有三个极点和两个零点的 ARMA 滤波器模型 (ARMA(3,2)), 所用方差为  $\sigma^2 = 22.3$ , 计算公式为:

$$H(Z) = \frac{1 - 1.5047Z^{-1} + 0.6428Z^{-2}}{1 - 2.0833Z^{-1} + 1.2164Z^{-2} - 0.1302Z^{-3}}$$

## 3 基于 GPS 的飞机自动着陆仿真系统设计

## 3.1 差分修正原理

差分修正原理如图 1。基准接收机安装在地面基准点, 为  $(X_0, Y_0, Z_0)$ 。基准接收机和用户接收机从卫星接收 GPS 信号, 分别测得 GPS 坐标为

$(X, Y, Z)$  和  $(X'_i, Y'_i, Z'_i)$ 。该坐标值包含 GPS 误差。将这两组坐标分别滤波, 尽量滤去噪声误差, 再将基准站滤波后的坐标与其精确坐标相比较, 就得到差分修正值。用户滤波后的坐标减去该差分修正值就得到比较精确的用户坐标。

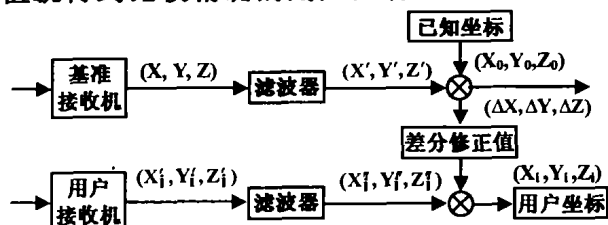


图1 差分修正原理图

### 3.2 飞机轨迹跟踪控制方案

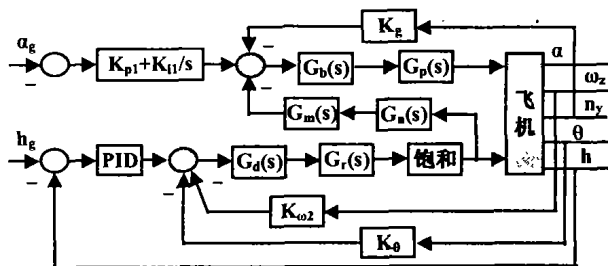


图2 飞机自动控制系统结构图

在差分 GPS 自动着陆中, 是由 GPS 提供独立的位置和速度传感器。利用 GPS 所提供的地心坐标, 转换为当地坐标。设计控制律使飞机能跟踪该基准路径, 飞机自动着陆系统结构如图 2。飞机纵向运动原始微分方程为:

$$\dot{x} = [v \quad \alpha \quad \omega_z \quad \delta_z \quad \delta_p]$$

$$x^T = [v \quad \alpha \quad \omega_z \quad h \quad l]$$

选择参数:  $K_{p1}=7.5$ ,  $K_{i1}=5.35$ ,  $K_g=0.05$ ,  $K_a=21.5$ ,  $a=0.01$ ,  $b=4.5$ 。

PID 环节:  $K_{p2}=1$ ,  $K_{d2}=4$ ,  $K_{i2}=0.5$ ,  $K_{\omega z}=0.6$ ,  $K_{\theta}=1.2$ 。

## 4 差分 GPS 飞机自动着陆系统仿真

### 4.1 滤波器设计及性能分析

差分法只能消除对流层延时误差、电离层延时误差、选择可用性误差等公共误差。为了尽可能地分离出基准接收机独有的误差, 采用了  $\alpha$ - $\beta$  滤波器, 滤波参数  $\alpha=0.732$ ,  $\beta=0.0285$ , 采样间隔  $T=0.01s$ 。

图 3、图 4 给出了经过滤波并进行位置差分后的剩余误差。可看出除了起始时刻误差比较大 (约为  $-0.8m$ ) 以外, 其余时刻误差在  $\pm 0.1m$  左右, 可见利用滤波器的位置差分方法达到了良好的效果。

### 4.2 差分 GPS 飞机自动着陆系统仿真曲线

差分 GPS 飞机自动着陆跟踪仿真曲线和误差仿真曲线如图 5、图 6, 从图中可看出飞行轨迹跟踪情况良好。受高频噪声的影响, 垂直误差曲线有很小的波动, 飞机在理想着陆点前约  $12m$  着陆, 着陆

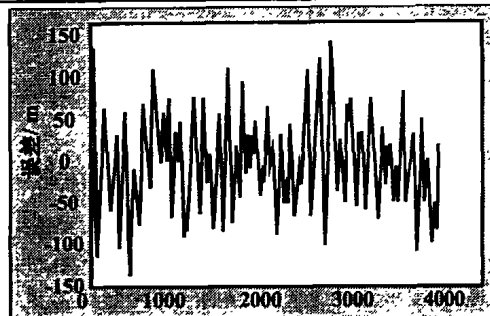


图3 滤波前的误差

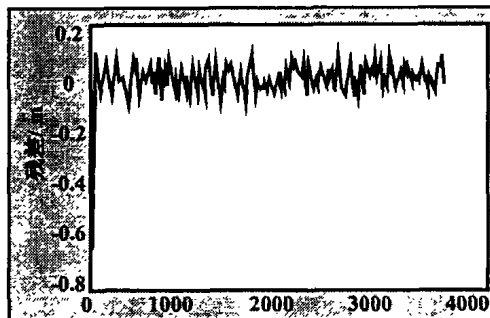


图4 滤波并经差分后的剩余误差

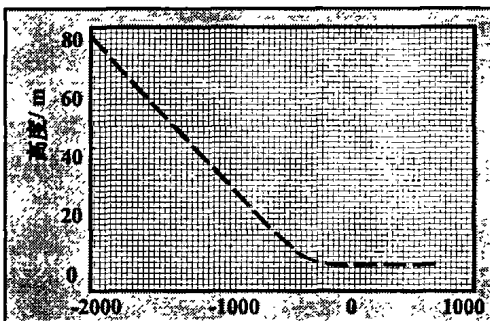


图5 飞机自动着陆跟踪曲线

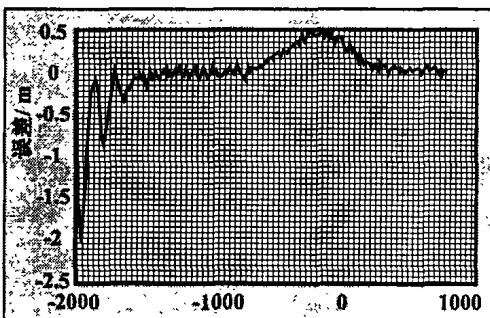


图6 飞机自动着陆误差曲线

后无反弹, 满足纵向着陆误差的要求。接地点的航迹角为  $\theta_d = \theta - \alpha = -0.46^\circ$ , 接地加速度  $\ddot{h} = 0.004g$ , 接地速度  $\dot{h} = -0.492m/s$ , 与不加 GPS 误差时相比, 接地加速度和接地速度都无大的变化, 满足纵向着陆误差的要求。接地点的航迹角有所减小。

### 4.3 控制系统鲁棒性分析

仿真中还综合考虑了大气紊流、垂直风切变和参数摄动三种干扰情况的影响<sup>[3]</sup>。从结果看, 飞机对大气紊流有较强的鲁棒性, 下滑及拉平段受它的影响不大; 垂直风切变的影响要大一些。参数摄动对飞机影响不大, 有风干扰时, (下转第 5 页)

② 无线调制解调器, 连接无线收发器和中央单元的微控制器(置入中央单元的数字模块);

③ 中央单元的数字模块(BPNUC);

④ 电源控制设备(DCSA)。

中央单元设在军备战地中, 离外设单元 200 米远, 与中间地下伪装布设, 外设间由导线连接。

(2) 中央单元的数字模块和电源控制设备间流过的信息的信号如图 5 所示。

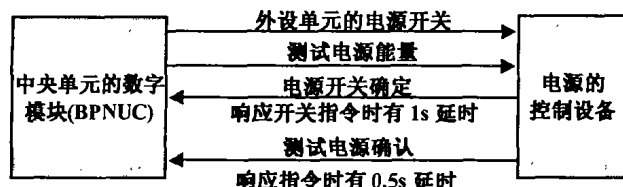


图 5 中央单元信号示意图

① 中央数字单元(BPNUC), 建立于 BE-52 微控制器板上, 具有以下功能。

◆ 实现对从指控单元接收的流动信息的信号进行解码, 传送指令到外设单元并控制电源设备。

◆ 创建中央单元的响应, 测试指控单元的通信信号。

◆ 测试中央单元和外设单元的连接。

② 电源控制设备(DCSA), 也建立于 BE-52 微控制器板上, 具有以下功能。

◆ 转换电源开关。给电源能量测试信号创建中央单元的响应。

#### 4.3 外设单元

外设单元被布设于军事战地中, 离军备 20 米远, 与中央地下位装布设, 外设由导线连接。

(1) 外设单元的组成:

由外设单元的数字模块(BPNUP), 外设的控制设备(军备的外设单元的电讯接口)两部分组成。外设单元的数字模块和军备上的电讯接口间流过的信息的信号传输如图 6 所示。

(2) 外设单元的数字模块(BPNUP 也建立于 BE-52 微控制器板上)有以下功能:

① 对从中央单元接收到的流动信息的信号进行解码, 并传送指令到军备的电讯接口;

② 创建外设单元的回应给中央单元的测试通信信号;

③ 测试军备与外设单元间连接的完整性;

(3) 外设单元与军备间的电讯接口转换逻辑信号以触发需触发的军备的电子雷管。

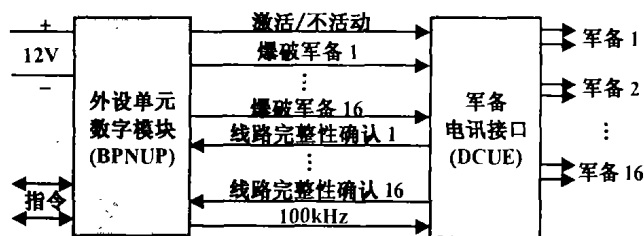


图 6 外设单元信号传输示意图

#### 5 电源

12V 直流电源是指控单元、中央单元和外设单元所必须, 电源安置在接近中央单元的地下。电源电压是持续监控的, 操作员应在电压低于临界电压(10V)时更换电源。

#### 6 结论

系统是远程控制系统。它的功能有: 操作员可决定军备的爆破; 256 个军事目标均能被爆破; 永久实时测试系统中设施的连接; 可改变系统的布置, 用摧毁军备的方法来清扫战地, 在外设单元的电讯接口上进行修改来用于民用。它能通过智能传感器来进一步开发, 成为一个自动控制系统。

#### 参考文献:

- [1] Dumitrache I, Dumitru S, Miha I, et al. Automatizări Electronice, Editura Didactică și Pedagogică [Z]. București, 1993.
- [2] Landau I D. Identification et Commande Des Systemes [M]. Editions Hermes, Paris, 1993.
- [3] The Study for a Modern Object Oriented Distributed Remote Terminal Unit [Z]. AL CRI LTD 2000.
- [4] Kantronics. KPC-3 Plus 1200 Baud Packet Communicator: User's Guides [Z]. 1997.
- [5] VERTEX VX-400. Operating Manual [Z]. 1998.
- [6] Users Guide. 6XC552 Microcontrollers' Family [Z]. Philips Semiconductors.

\*\*\*\*\*

(上接第 2 页)

接地速度的变化稍大一些。从整体效果可见, 该控制律对风干扰和参数摄动有较强的鲁棒性, 再加各种干扰情况下飞机落地点误差都在 137m 范围内。

#### 5 结论

$\alpha$ - $\beta$  滤波器能较好地滤除接收机误差, 飞机自动着陆系统控制律使飞机跟踪效果良好, 并且对参数摄动和风干扰具有较强的鲁棒性。

#### 参考文献:

- [1] 王广运. GPS 测地研究与应用文集[M]. 北京: 测绘出版社, 1992.
- [2] 冯江, 等. 飞机自动着陆控制系统中的输入/输出反馈精确线性化[J]. 兵工自动化, 2004, 23 (5):10-12.
- [3] Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification [J]. NAVSTAR GPS. June, 1995.
- [4] Sergio Guimaraes Cavalcanti. Critical Conditions for the Automatic Control of Landing in Variable Winds [J]. UTIAS Report No. 284, 1984.