

基于 GPS 的仪表着陆系统飞行检验建模

刘勇, 武昌, 陈校平, 段亚军

(空军工程大学 电讯工程学院, 陕西 西安 710077)

摘要: GPS 是新一代卫星导航与定位系统, 它定位精度高, 具备提供多维的时空位置速度信息及连续导航能力。文中根据 GPS 定位原理、飞行动力学理论及仪表着陆系统信号体制, 建立了以 GPS 作为基准系统的 ILS 飞行检验模型, 为进一步的研究提供指导。

关键词: 全球定位系统; 仪表着陆系统; 飞行检验; 建模

中图分类号: V351 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2006)04-0020-03

ILS 飞行检验是使用机载专用飞行检验设备对 ILS 地面设备性能进行检测的一种手段。由于地面无线电导航系统易受场地条件影响, 人为障碍或电磁干扰。因而, 即使经过地面检查测试证明工作正常, 也难以保证其向空中飞机提供的导航信息准确无误, 只有对其发射的空间电磁信号进行实际检验, 才能确定提供信息的准确程度。因此, 必须对航空无线电导航台站进行飞行检验。目前对 ILS 的飞行检验过程复杂, 飞行架次繁多, 技术要求高, 费用昂贵, 且在设备性能未能确定的情况下多次飞行, 安全也难以保证。因此, 多年来国内外对于 ILS 飞行检验进行了大量的研究, 本文根据 ILS 飞行检验的组织方法和检验程序以及 GPS 定位原理、飞行动力学的理论及仪表着陆系统的信号体制, 建立了以 GPS 作为基准系统的 ILS 飞行检验模型, 为进一步的研究提供指导。

1 检验飞机飞行轨迹及 ILS 机载导出数据数学模型

飞行轨迹数据生成是为了测试飞行检验的过程中, 飞机相对跑道中线的方位角以及飞机相对跑道中线着陆系统天线的仰角等实时数据。对于 ILS 飞行检验, 需要 5 组共 15 个飞行轨迹数据, 这些数据可分为两类: 飞行姿态数据(姿态角、姿态角转动速率)和飞行轨迹数据(位置、速度、加速度)。根据飞机模型和飞行力学原理, 用数学的方法来产生一个与实际完全相符的飞行轨迹数据文件, 将会因为各飞行轨迹量之间的耦合关系, 使数学模型建立非常复杂, 甚至无法建立起精确的数学模型。这里为了简化建模, 认为两类数据按照各自独立的规律变化, 两者之间的变化没有关系。这样假设的前提下, 不考虑在飞行检验中飞机的姿态数据, 可以很方便的用数学公式产生出任意时刻精确的理想飞行轨迹数据, 飞行轨迹数学模型的基础是相互独立的 3 个位置时间函数, 这样计算便可很方便的得到任意时刻的精确测试用数据, 用来对 ILS 飞行检验中飞行轨迹进行建模。

1.1 检验飞机飞行轨迹数据生成算法

根据飞行载体位置(经度、纬度、高度)是随时间变化的函数, 可计算地球直角坐标系中飞行载体位置所对应的直角坐标值 $R(x, y, z)$, 即可得出飞机相对跑道中线的方位角等飞行检验数据。

1) 设定位置(经度 λ 、纬度 ψ 、高度 h)的变化规律为时间的余弦函数(也可以根据需要设定为其它函数), 可得:

$$\lambda = \lambda_0 + A_0 \cos \omega t \quad ; \quad \psi = \psi_0 + A_1 \cos \omega t \quad ; \quad h = h_0 + A_2 \cos \omega t \quad (1)$$

收稿日期: 2005-10-24

基金项目: 军队科研基金资助项目

作者简介: 刘勇(1976-), 男, 湖南衡阳人, 博士生, 主要从事军事系统工程研究;

武昌(1944-), 男, 辽宁沈阳人, 教授, 博士生导师, 主要从事军事装备学研究。

2) 以航向信标天线阵中点为坐标原点建立坐标系,对于检验飞机,按照飞行检验要求的航线,由飞行力学原理推导出检验飞机运动方程组,如式(2)所示^[1]。

$$\dot{X} = V \cos \varphi \cos \theta \quad ; \quad \dot{Y} = V \sin \varphi \quad ; \quad \dot{Z} = -V \cos \varphi \sin \theta \quad ; \quad \dot{\varphi} = n_y g / V \quad (2)$$

式中 V 、 $\dot{\varphi}$ 、 θ 、 \dot{X} 、 \dot{Y} 、 \dot{Z} 分别为检验飞机速度、航向角、航迹倾角、跑道坐标系的 X 轴坐标、 Y 轴坐标及 Z 轴坐标, g 为重力加速度。

1.2 ILS 机载导出数据生成算法

ILS 空间调制度差 (DDM) 和机载接收机角度导出方程为

$$f_{\text{DDM}}(\phi) = \pm 2m f_{\text{SBO}}(\phi + \Delta\omega) / f_{\text{CSB}}(\phi + \Delta\omega) \quad ; \quad f_{\text{航向}} = \frac{0.155}{\phi_0} f_{\text{DDM}}(\phi) \quad ; \quad f_{\text{下滑}} = \frac{0.175}{\phi_0} f_{\text{DDM}}(\phi) \quad (3)$$

这里 $f_{\text{SBO}}(\phi + \Delta\omega)$ 、 $f_{\text{CSB}}(\phi + \Delta\omega)$ 和 m 分别为 ILS 地面设备天线阵辐射的纯边带 (SBO) 信号方向函数、载频加边带 (CSB) 信号方向函数以及 SBO 信号的调制度; ϕ 和 $\Delta\omega$ 分别为检验飞机相对基准线的角度和由馈电或反射引起的信号相位随机抖动而导致的测角误差 (简称随机角度误差); ϕ_0 为航道扇区宽度、可由地面检验测出; δ 为基准方位设备的测量误差,其服从在区间 $(-0.05^\circ - 0.05^\circ)$ 的均匀分布。

2 GPS 基准的数学模型

采用 GPS 作飞行检验基准时,运用大圆圈航行诸元计算法,按照地理坐标计算飞机的航线角 (真航线角) H_X 和飞机相对真北的基准真方位 J_{ZB} ,公式如下:

$$\text{ctg} H_X = \cos \psi_1 \text{tg} \psi_2 \text{csc}(\lambda_2 - \lambda_1) - \sin \psi_1 \text{ctg}(\lambda_2 - \lambda_1)$$

如果 $\lambda_2 > \lambda_1$ 、 $\psi_1 > \psi_2$,则 $J_{ZB} = H_X$;如果 $\lambda_2 \geq \lambda_1$ 、 $\psi_1 \leq \psi_2$,则 $J_{ZB} = 180^\circ - H_X$;如果 $\lambda_2 < \lambda_1$ 、 $\psi_1 \leq \psi_2$,则 $J_{ZB} = 180^\circ + H_X$;如果 $\lambda_2 < \lambda_1$ 、 $\psi_2 > \psi_1$,则 $J_{ZB} = 360^\circ + H_X$ 。其中: λ_1 、 ψ_1 分别为飞机即时经、纬度; λ_2 、 ψ_2 分别为被校地面台站经、纬度。

根据磁差 ΔC 对基准真方位 J_{ZB} 进行修正,可求出基准磁方位 J_{CB} 为

$$J_{CB} = J_{ZB} - (\pm \Delta C) \quad (4)$$

以上所有单位均为:deg。

飞机相对于地面台的基准距离可由以下方程求得:

$$\cos D_S = \sin \psi_1 \sin \psi_2 + \cos \psi_1 \cos(\lambda_2 - \lambda_1) \quad ; \quad J_d = 601.852 D_S \quad (5)$$

其中, λ_1 、 ψ_1 分别为飞机即时经、纬度; λ_2 、 ψ_2 分别为被检地面台站经、纬度,单位为度; D_S 是指用角度表示的基准距离,每一分为 1.852 km;单位为度。基准距离 J_d 的单位为 km。

飞机相对于地面台的基准仰角方程为

$$\text{tg} J_g = H / (1000 J_d) \quad (6)$$

其中, J_g 是基准仰角;单位为度; H 是飞机的即时高度单位为 m。

根据仪表着陆系统的信号体制和工作原理,其航向和仰角数据,可由式(6)求出。

$$X_S = 150 / \text{arctg}(105/L) \quad ; \quad X_m = 75 / 0.12\theta \quad (7)$$

其中, X_S 、 X_m 分别为航向和下滑信标台的角位移灵敏度,单位: $\mu\text{A}/\text{deg}$; L 为航向信标台到着陆点和长度,单位为 m; θ 为下滑信标台提供的下滑角,单位为度。

因此,航向信标和下滑信标误差数据方程为

$$L_i = C_{P_i} - (J_{z_{b_i}} - P_{z_b}) X_S \quad ; \quad X_i = G_{P_i} - (J_{g_i} - \theta) X_m \quad (8)$$

这里, L_i 、 G_i 分别为第 i 组航向和下滑的误差数据,单位: μA ; C_{P_i} 、 G_{P_i} 分别为第 i 组航向和下滑的偏差电流数据,单位为 μA ; $J_{z_{b_i}}$ 、 P_{z_b} 、 J_{g_i} 分别为第 i 组航向的基准真方位、机场跑道着陆方向的真方位和第 i 组下滑的基准数据,单位为度。

因为 GPS 系统中使用的是经纬坐标系,实际中往往要根据检验机场的实际条件进行经纬坐标系和跑道坐标系的转换,设地平坐标系中某点的坐标为 x 、 y 、 z ,坐标原点对应的经度为 λ_0 ,纬度为 φ_0 ,高程为 h_0 ,坐标变换分 3 步进行^[2]: ① λ_0 、 φ_0 、 h_0 转地心坐标 x_1 、 y_1 、 z_1 ; ② x 、 y 、 z 转地心坐标 x_2 、 y_2 、 z_2 ; ③ x' 、 y' 、 z' 转经纬度坐标 λ 、 φ 、 h 。

具体的转换方程如式(9)、(10)、(11)所示。

$$O_p = \frac{r}{\sqrt{\cos^2 \varphi_0 + (1-f)^2 \sin^2 \varphi_0}}; x_1 = (O_p + h) \cos \varphi_0 \cos \lambda_0; y_1 = (O_p + h) \cos \varphi_0 \sin \lambda_0; z_1 = (O_p(1-f)^2 + h) \sin \varphi_0$$

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \lambda_0 \sin \varphi_0 & -\sin \varphi_0 & -\cos \lambda_0 \cos \varphi_0 \\ -\sin \lambda_0 \sin \varphi_0 & \cos \lambda_0 & -\sin \lambda_0 \cos \varphi_0 \\ \cos \varphi_0 & 0 & -\sin \varphi_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (9) \quad ; \quad \begin{cases} x' = x_1 + x_2 \\ y' = y_1 + y_2 \\ z' = z_1 + z_2 \end{cases} \quad (10)$$

式中 f 、 r 、 O_p 分别为地球椭球扁率、地球长半轴和地心到地平坐标原点的距离, 其中:

$$f = 1/298.25722 \quad ; \quad r = 6378137 \quad (11)$$

综合以上几个方程组可实现跑道坐标系向经纬坐标系的转换。

3 结论

ILS 飞行检验组织程序复杂,其需要由飞行检验机构和被校机场所在地的空中交通管制部门具体实施,且实际检验的实施受机场环境、气候和飞行检验人员素质等多种因素的影响^[3]。本文提出用简化飞行航线的方法,建立 GPS 作为基准系统的 ILS 飞行检验模型,其目的旨在利用计算机仿真经济性、可重复性和无破坏性,对飞行检验进行仿真研究,分析对 ILS 飞行检验可能产生影响的因素,以减少实际飞行检验次数,达到节省经费的目的。并且本文的系统建模与仿真方法,也完全适用于其它的无线导航系统飞行检验的建模及仿真研究。

参考文献:

- [1] 汪应洛. 系统工程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2003.
- [2] 赵 鸿, 赵 忠, 龙国庆. 捷联惯性导航系统飞行轨迹生成与惯性器件建模[J]. 系统仿真学报, 2005, 6(5): 1024 - 1028.
- [3] 陈金良, 杨 婕, 蒋学阳. 多跑道机场着陆方案[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4(1): 8 - 11.

(编辑: 门向生)

The Modeling of Instrument Landing System Flight Inspection Based on Global Positioning System

LIU Yong, WU Chang, CHEN Xiao - ping, DUAN Ya - jun

(The Telecommunication Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710077, China)

Abstract: Global Positioning System is a new generation satellite navigation and positioning system. This can provide fine precision, multi - dimensional space - time position and velocity information. According to the positioning principle of Global Positioning System, the theory of flight dynamics and the signal system of Instrument Landing System, this paper builds up a model of the Instrument Landing System flight inspection, in which the Global Positioning System is adopted as a benchmark system in order to direct the further research.

Key words: global positioning system; instrument landing system; flight inspection; modeling