

DOI: 10.13382/j.jemi.B1902305

# 仪表着陆系统的航道调整仿真系统研究\*

王 双<sup>1</sup> 姜春英<sup>2</sup> 康玉祥<sup>2</sup> 金 平<sup>2</sup> 由晓峰<sup>1</sup>

(1. 中国民用航空东北地区空中交通管理局 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 机电工程学院 沈阳 110136)

**摘要:**仪表着陆系统(ILS)为飞机安全着陆提供重要的保障。针对现如今日益递增的航班数量,如何确保 ILS 高效、安全的运行已成为民航部门面临的重要问题。通过对调制深度差(DDM)的理论分析、研究,得出了影响 DDM 的主要因素是调制因子  $m_{90}$ ,在此基础上,采用控制变量法和最小二乘法分别建立了航道和调制因子和载波负值的数学模型。基于 NM7000 设备搭建了可动态模拟航道调整过程的仿真系统。最后将所建立系统与实际情况进行对比分析,验证所建立模型的准确性,数据表明,仿真相对误差小于 1%,说明所提模型精度较高,可以为空中管制人员的参考依据提供理论支持。

**关键词:**仪表着陆系统;DDM;最小二乘法;控制变量法

**中图分类号:** V241.62<sup>4</sup>; V243.1      **文献标识码:** A      **国家标准学科分类代码:** 509.35

## Research on channel adjustment simulation system of instrument landing system

Wang Shuang<sup>1</sup> Jiang Chunying<sup>2</sup> Kang Yuxiang<sup>2</sup> Jin Ping<sup>2</sup> You Xiaofeng<sup>1</sup>

(1. Northeast Regional Air Traffic Management Bureau of Civil Aviation of China, Shenyang 110136, China;

2. School of Mechatronics, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** The instrument landing system provides an important guarantee for the safe landing of aircraft. In view of the increasing number of flights, how to ensure the efficient and safe operation of ILS has become an important issue for the civil aviation department. Through theoretical analysis and research on modulation depth difference (DDM), it is concluded that the main factor affecting DDM is modulation factor  $m_{90}$ . On this basis, the mathematical models of channel and modulation factor and carrier negative value are established by using control variable method and least square method respectively. Based on NM7000 equipment, a simulation system was built to dynamically simulate the channel adjustment process. Finally, the accuracy of the model was verified by comparing the established system with the actual situation. The data showed that the relative error of simulation was less than 1%, indicating that the proposed model was of high accuracy and could provide theoretical support for the reference of air traffic controllers.

**Keywords:** instrument landing system; DDM; least square method; control variable method

## 0 前 言

广泛应用的仪表着陆系统(ILS),主要是通过发射两种频率的电磁波,在空中形成虚拟的航向面、下滑面(两者的结合处为虚拟下滑道),给飞行人员提供实时的飞行数据,以此保障飞机着陆安全。

当前,不少学者对 ILS 系统进行了仿真分析,文献[1]以 ILS 下滑信标系统为基础,采用最小二乘法建立

了下滑宽度、半宽度和 SBO(side band only)信号之间的关系模型,模拟了飞机下滑宽度的调整过程,并建立了仿真系统,该研究为校飞工作提供了理论指导。文献[2]搭建了 ILS 虚拟仿真系统,借助虚拟技术,系统有效提高了工作人员的效率,减小了他们的工作强度。文献[3]研究了基于人工神经网络的飞机着陆系统。因神经网络具有不确定性,为保障飞行安全,使得该方法很难应用于实际工作。文献[4]设计了航向信标的三维数学模型,同时对近场和远场信号进行了定性分析。该模型可

收稿日期: 2019-06-19      Received Date: 2019-06-19

\* 基金项目:辽宁省自然科学基金(2019-KF-01-11)资助项目

为综合导航系统的性能评估和维护提供有价值的理论依据。然而文献[4]并未考虑航向信号的影响因素,使得仿真的结果与真实情况具有一定的差异。文献[5]基于数字信号处理(DSP)对 ILS 系统进行了改进,仿真结果表明所优化改进的 ILS 接收设备精度和性能都优于现阶段设备的精度。文献[6]对 ILS 系统进行了仿真,对后续研究 ILS 做了铺垫,该研究单纯的从系统仿真层面出发,缺少对外场信号变化情况的仿真分析。文献[7]研究了地形对 ILS 的影响程度,并对其进行了仿真分析,结果显示所建立的仿真模型能够有效模拟地形对 ILS 信号的影响程度。文献[8]研究了标准航向信标模型,并分析了干扰对调制度差的影响。上述文献主要是以下滑信标、航向信标整体系统为仿真研究对象,研究者并未对航道的调整理论、可视化仿真等方向进行探索研究。本研究团队<sup>[9]</sup>研究了航道宽度的调整方法并进行了建模仿真,结果表明所建立的模型具有较高的精度,可以指导现阶段机场的教学、校飞等工作。

在前期的系列研究基础上,本文对航道的调整理论进行了分析研究。通过对 SBO 和 CSB(carrier plus sideband)两种信号的方向性函数进行分析,研究了调制深度差(DDM)的理论,从而建立了 DDM 在非线形变化范围的条件下,SBO 信号幅值与航向角  $\theta$  的函数关系模型,即为航道调整数学模型。最后基于 NM7000 设备建立 ILS 航道仿真系统,验证建立中调整航道的数学关系仿真系统。

## 1 航道调整信号模型的建立

### 1.1 SBO 和 CSB 信号的数学模型

安装在 ILS 系统的航向信标台上的发射机能够发射两种信号,SBO 信号和 CSB 信号。两种信号的幅值电压为<sup>[8-10]</sup>:

$$U_{CSB}(t) = u_{CSB}(1 + m_{90}\sin(2\pi f_{90}t) + m_{150}\sin(2\pi f_{150}t) \sin(2\pi f_c t)) \quad (1)$$

$$U_{SBO}(t) = u_{SBO}(m_{90}\sin(2\pi f_{90}t) - m_{150}\sin(2\pi f_{150}t) \sin(2\pi f_c t)) \quad (2)$$

式中: $U$ 为两种信号的电压值; $u_{SBO}$ 、 $u_{CSB}$ 分别为 SBO、CSB 信号幅值; $f_{90}$ 、 $f_{150}$ 为 90 和 150 Hz 信号频率; $m_{90}$ 、 $m_{150}$ 为调制因子,一般  $m_{150} = m_{90} = 0.2$ ;  $f_c$ 为载波频率,某机场  $f_c = 111.1$  MHz。SBO、CSB 信号的仿真波形图如图 1,2 所示。

目前机场使用的对数周期天线阵,本文所采集数据的为某机场 20 个单元 7 220 A 的航向天线组成的天线阵。表 1 为某机场采集的工作数据,R 为右天线,L 为左天线<sup>[2-3]</sup>。

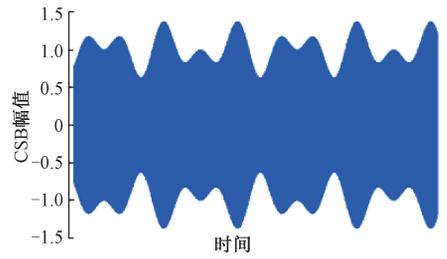


图 1 CSB 信号波形

Fig. 1 CSB signal waveform

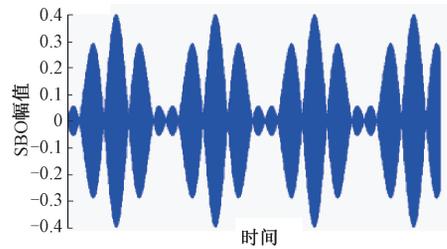


图 2 SBO 信号波形

Fig. 2 SBO signal waveform

表 1 天线阵工作数据表

Table 1 Antenna array working data sheet

天线序列	离中心线距离 $D$	CSB 信号幅值	CSB 信号相位	SBO 信号幅值	SBO 信号相位
R10	26.03	11	0	14.16	90
R9	22.54	15	0	21.03	90
R8	19.23	29	0	28.78	90
R7	16.09	45	0	32.98	90
R6	13.13	66	0	33.33	90
R5	10.34	82	0	30.04	90
R4	7.73	93	0	24.13	90
R3	5.30	100	0	16.91	90
R2	3.04	100	0	9.45	90
R1	0.95	93	0	2.76	90
L1	0.95	93	0	2.76	-90
L2	3.04	100	0	9.45	-90
L3	5.30	100	0	16.91	-90
L4	7.73	93	0	24.13	-90
L5	10.34	82	0	30.04	-90
L6	13.13	66	0	33.33	-90
L7	16.09	45	0	32.98	-90
L8	19.23	29	0	28.78	-90
L9	22.54	15	0	21.03	-90
L10	26.03	11	0	14.16	-90

在远场条件下,第  $i$  对天线的方向性函数分别为:

$$f_{CSB} = 2 \sum_{i=1}^{10} E_i \cos(\beta_i \sin\theta) \angle 0^\circ \quad (3)$$

$$f_{SBO} = 2 \sum_{i=1}^{10} E_i \sin(\beta_i \sin\theta) \angle 0^\circ \quad (4)$$

### 1.2 DDM 的确定

通过安装在飞机上的 ILS 系统接收 90 和 150 Hz 电磁波的合成信号后计算出调制深度差,用来准确又有效率的监测飞机航向角  $\theta$ <sup>[4]</sup>。

$$DDM = |M_{150}| - |M_{90}| \quad (5)$$

式中:  $M_{90}$  为 90 Hz 的信号调制深度,  $M_{150}$  为 150 Hz 的信号调制深度,即用来度量制信号幅值与载波信号幅值的比值<sup>[11]</sup>。

$$M_{90} = \frac{m_{90}f_{CSB} - \frac{u_{SBO}}{u_{CSB}}f_{SBO}}{f_{CSB}} \quad (6)$$

$$M_{150} = \frac{m_{150}f_{CSB} + \frac{u_{SBO}}{u_{CSB}}f_{SBO}}{f_{CSB}} \quad (7)$$

在  $m_{90} \neq m_{150} \neq 0.22$  的情况下 DDM 为:

$$DDM = |M_{150}| - |M_{90}| = m_{90} - m_{150} + 2\frac{f_{SBO}}{f_{CSB}} \quad (8)$$

## 2 航道调整数学模型的建立

在所建立数学模型的基础上,分析得出了影响航道的因素,然后根据最小二乘法建立了航道调整的数学模型。主要步骤如下:1)建立两个信号 CSB 和 SBO 信号的数学模型;2)由空间信号的调制原理推导出 DDM 的函数表达式;3)分析 DDM 的函数表达式,分析影响航道变化的因素,也就是  $u_{SBO}$ ;4)由上述条件,建立出 DDM 与航向角的航道关系调整函数模型,作为完成系统仿真的基础<sup>[9]</sup>。

已知在飞机航道航向调整过程中调制因子符合  $m_{150} + m_{90} = 0.4$ ,现假设  $u_{SBO}$  和  $u_{CSB}$  在航道航向调整过程(即计算  $DDM=0$  位置处的航向角的过程)中没有变化,其中  $u_{SBO}$  和  $u_{CSB}$  分别为 SBO 信号和 CSB 信号的幅值<sup>[5-6]</sup>。

建立 90 Hz 信号的调制因子  $m_{90}$  与航向角  $\theta$  的函数关系,得到<sup>[7]</sup>:

$$m_{90} = 0.2 + \frac{f_{SBO}}{f_{CSB}} \quad (9)$$

在已假设  $u_{SBO}$  和  $u_{CSB}$  在航道调整过程中没有变化的基础上,采用固定变量法,将式(3)和(4)代入式(9),即可得到  $m_{90}$  关于航向角的关系:

$$m_{90} = 0.2 + \frac{\sum_{i=1}^{10} E_{iSBO} \sin(\beta_i \sin\theta) \angle 0}{\sum_{i=1}^{10} E_{iCSB} \cos(\beta_i \sin\theta) \angle 0} \quad (10)$$

航向角  $\theta$  的取值范围为  $-90^\circ \sim 90^\circ$ ,基于 MATLAB 对

式(10)进行仿真<sup>[8]</sup>,仿真结果如图 3 所示。

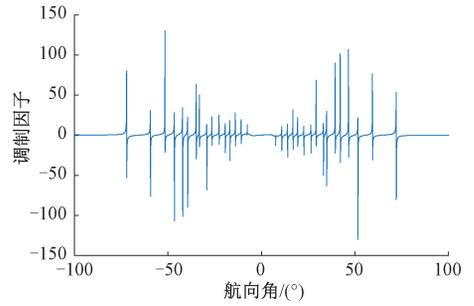


图 3 航向角和调制因子的函数关系曲线  
Fig. 3 The relationship between the heading angle and the modulation factor

在建立航道调整的数学模型过程中,为了得到航向角关于调制因子  $m_{90}$  的函数关系,需要求解出式(10)的反函数。由图 3 可知,航向角与调制因子之间为复杂的非线性关系,在航向角  $-6^\circ \sim 6^\circ$  的区间内,函数呈三段线性分布,如图 4 所示,将函数从极值点分为 3 段,应用最小二乘法原理,在对函数精度没有影响的基础上<sup>[12-14]</sup>,分别进行拟合替换,建立出 DDM 与航向角的航道关系调整函数模型<sup>[15-16]</sup>。建立模型的步骤流程如图 5 所示。

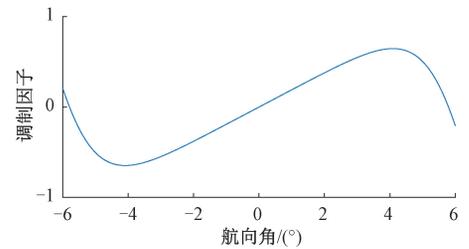


图 4 航向角  $-6 \sim 6$  与调制因子关系曲线  
Fig. 4 Curve of the heading angle  $-6 \sim 6$  and modulation factor

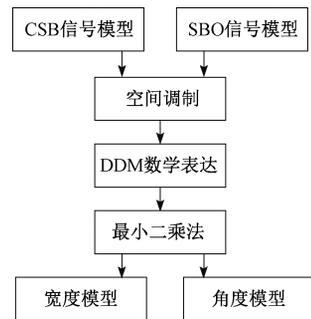


图 5 建立模型步骤流程  
Fig. 5 Flow chart of establishing the model steps

为了获得图 4 函数的极值点,需要求解式(10)的一阶导数,结果如式(11)所示。

$$\frac{d(m_{90})}{d\theta} = \frac{\sum_{i=1}^{10} E_{iSBO} \cos(\beta_i \sin\theta) \beta_i \cos\theta \sum_{i=1}^{10} E_{iCSB} \cos(\beta_i \sin\theta) + \sum_{i=1}^{10} E_{iSBO} \sin(\beta_i \sin\theta) \beta_i \cos\theta \sum_{i=1}^{10} E_{iCSB} \sin(\beta_i \cos\theta)}{\left(\sum_{i=1}^{10} E_{iCSB} \cos(\beta_i \sin\theta)\right)^2} \quad (11)$$

当式(11)等于 0,求得导数的极值点所在的位置分别为  $\theta_1 = -4.091^\circ, \theta_2 = +4.091^\circ$ 。此时,可以将函数分成个区间,分别为  $(-6, -4.091)$ 、 $(+4.091, -4.091)$ 、 $(+4.091, +6)$ 。根据图 4 确立各区间点中曲线所的函数模型如式(12)和(13)的二次函数,形如式(14)的 Sigmoid 函数进行拟合。

$$y = (k \cdot x + a)^2 + c \quad (12)$$

$$m_{90} = \begin{cases} (31.36\theta + 2.35)^2 - 0.6502, & -6^\circ \leq \theta \leq -4.091^\circ \\ -93.83 \\ (-60.95)e^{-28.86\theta} - 56.37 - 0.8077, & -4.091^\circ \leq \theta \leq 4.091^\circ \\ -(31.08\theta - 2.343)^2 + 0.6411, & 4.091^\circ \leq \theta \leq 6^\circ \end{cases} \quad (15)$$

$$y = -(k \cdot x + a)^2 + c \quad (13)$$

$$y = \frac{k}{m + a \cdot e^{-h \cdot x}} + h \quad (14)$$

选择这 3 个函数的原因是它们更能拟合贴近式(10)每一段范围的趋势走向,并且其反函数均可求出。应用 MATLAB 的拟合工具箱模拟计算出拟合函数,分析出拟合函数如式(15),拟合结果的各项误差如表 2 所示。

表 2 拟合结果误差

Table 2 Error in fitting results

	$(-6, -4.091)$	$(+4.091, -4.091)$	$(+4.091, +6)$
和方差、误差平方和(SSE)	0.010 68	0.045 4	0.010 87
校正决定系数(Adjusted R-square)	0.999 1	0.999 7	0.999 1
确定系数(R-square)	0.999 1	0.999 7	0.999 1
均方根、标准差(RMSE)	0.007 536	0.007 468	0.007 604

表 2 拟合结果的误差说明应用 MATLAB 计算出的拟合函数可以很好的还原原函数在航向角为  $-6^\circ \sim 6^\circ$  区域内的变化趋势与走向。将拟合函数与原函数放在同一坐标下能够观更好的观察出拟合效果如图 6 所示,拟合误差图如图 7 所示。

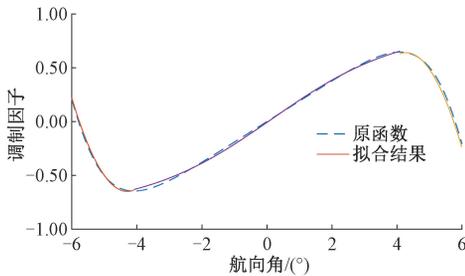


图 6 拟合结果对比

Fig. 6 Comparison of the fitting results

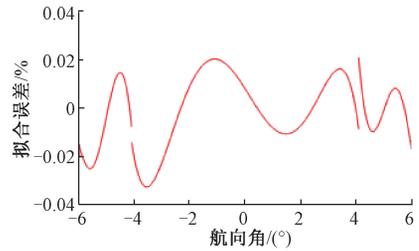


图 7 拟合误差

Fig. 7 Fitting error map

为了获得航道的变化趋势,需要对式(15)进行反函数的求解,获得航向角  $\theta$  关于  $m_{90}$  的函数关系式,求解结果如式(16)所示,获得的反函数的函数关系如图 8 所示。

$$\theta = \begin{cases} 0.032 (m_{90} + 0.6502)^{\frac{1}{2}} - 0.075, & -0.053 \leq m_{90} \leq 0.222 \\ -0.035 \log\left(\frac{1.539}{m_{90} + 0.8077} - 0.925\right), & -0.063 \leq m_{90} \leq 0.656 \\ 0.032 (0.6411 - m_{90})^{\frac{1}{2}} - 0.075, & -0.190 \leq m_{90} \leq 0.626 \end{cases} \quad (16)$$

将  $m_{150} + m_{90} = 0.4$  代入式(16),表示出关于航向角  $\theta$  与  $m_{150}$  的函数关系式:

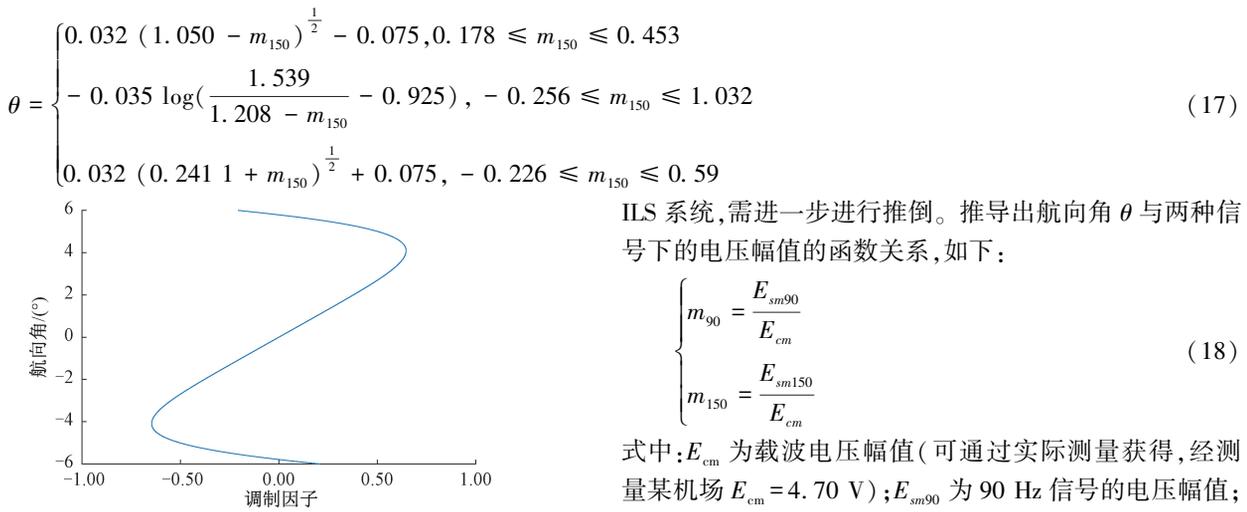


图 8 调制因子与航向角关系

Fig. 8 Modulation factor and heading angle relationship

至此,已经推导出关于航向角  $\theta$  与  $m_{90}$ 、 $m_{150}$  即两种信号的调制因子的函数模型,为了更符合实际 ILS 系统的操作模拟的真实性,并使仿真的操作过程贴近真实的

ILS 系统,需进一步进行推倒。推导出航向角  $\theta$  与两种信号下的电压幅值的函数关系,如下:

$$\begin{cases} m_{90} = \frac{E_{sm90}}{E_{cm}} \\ m_{150} = \frac{E_{sm150}}{E_{cm}} \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $E_{cm}$  为载波电压幅值(可通过实际测量获得,经测量某机场  $E_{cm} = 4.70 \text{ V}$ );  $E_{sm90}$  为 90 Hz 信号的电压幅值;  $E_{sm150}$  为 150 Hz 信号的电压幅值(标准情况下  $m_{150} = m_{90} = 0.2$ ,经实际机场场地测量得到  $E_{sm90} = E_{sm150} = 0.94 \text{ V}$ ,但是实际情况下  $0 \leq E_{sm} \leq 1.88$  且  $E_{sm90} + E_{sm150} = 1.88 \text{ V}$ )。

实际情况下,将式(18)及测量结果代入所求得的式(16)和(17)分别得到航向角关于调制波幅值  $E_{sm}$  的函数关系式。

$$\theta = \begin{cases} 0.032(0.213 E_{sm90} + 0.650)^{\frac{1}{2}} - 0.075, & -0.249 \leq E_{sm90} \leq 1.043 \\ -0.035 \log\left(\frac{1.539}{0.213 E_{sm90} + 0.807} - 0.925\right), & -2.970 \leq E_{sm90} \leq 3.083 \\ 0.032(0.641 - 0.213 E_{sm90})^{\frac{1}{2}} + 0.075, & -0.893 \leq E_{sm90} \leq 2.942 \end{cases} \quad (19)$$

$$\theta = \begin{cases} 0.032(1.050 - 0.213 E_{sm150})^{\frac{1}{2}} - 0.075, & 0.837 \leq E_{sm150} \leq 2.129 \\ -0.035 \log\left(\frac{1.539}{1.207 - 0.213 E_{sm150}} - 0.925\right), & -1.203 \leq E_{sm150} \leq 4.850 \\ 0.032(0.241 + 0.213 E_{sm150})^{\frac{1}{2}} + 0.075, & -1.062 \leq E_{sm150} \leq 2.773 \end{cases} \quad (20)$$

式(19)、(20)即为航向角关于调制波幅值的函数关系模型,即为本文所推导的航道调整模型。

### 3 应用实例与结果分析

NM7000 测试平台用于模拟 ILS 辐射到空间的各项参数,用 9 针串口线与用于数据采集的工控机相连,工控机通过网线与图形仿真工作站相连接。

仿真软件能够准确及时的反馈出在机场现场发射机参数调整带来的信号变化,以期让空中管制人员及时发现并作出回应。现场实验设备如图 9 所示。

为验证上述建立的模型,取部分 90 Hz 信号的幅值进行测试,并和盲降设备的实际调整航道过程所得的值进行了比较。结果如表 3 所示,结果显示,根据模型计算得到的测试值和实际值的相对误差小于 1%,说明所建立



图 9 实验设备图

Fig. 9 Experimental equipment diagram

的航道调整模型具有较高的精度,所得模型可以用于指导空管人员对航道的调整,可以帮助空管人员认识、学习该调整过程,且可以为航道的调整提供理论指导。

盲降测试平台的输出都是接假负载,不能真正的实现信号辐射,利用仿真软件,可以更真实模拟外场信号,有利于提高测试平台的学习效果。

表 3 航道调整模型验证结果

Table 3 Validation results of channel adjustment model

$E_{sm90}/V$	实际值/(°)	测试值/(°)	绝对误差/(°)	相对误差/%
1.08	1.666	1.669	0.003	0.16
1.07	0.828	0.836	0.008	0.97
0.94	$-2.75 \times 10^{-4}$	$-2.78 \times 10^{-4}$	$2.64 \times 10^{-6}$	0.96
0.87	-0.831	-0.835	0.004	0.49
0.80	-1.657	-1.670	0.013	0.80

## 4 结 论

通过对 DDM 的理论研究得出影响 DDM 的调制度和航向角的关系,采用控制变量法和最小二乘法运用 Labview 基于 NM7000 设备建立 ILS 系统中调整航道的数学关系仿真系统,可动态模拟航道的调整过程,为了校验模型是否准确,将模型与实际情况下的 ILS 系统的结果作对比。结果表明,最终仿真相对误差小于 3.3%。所提模型精度较高,可以为空中管制人员的参考依据提供理论支持。

## 参考文献

- [ 1 ] 姜春英,康玉祥,由晓峰,等. 仪表着陆系统下滑宽度仿真系统研究[J/OL]. 系统仿学报: 1-6[2019-06-13]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3092.v.20190111.0909.008.html>.
- JIANG CH Y, KANG Y X, YOU X F, et al. Research on the sliding width simulation system of instrument landing system [J/OL]. Systematic Journal: 1-6[2019-06-13]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3092.v.20190111.0909.008.html>.
- [ 2 ] 季玉龙,徐伟,叶培华. 飞行器的仪表着陆仿真系统[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(S1): 135-137.
- JI Y L, XU W, YE P L. Instrument landing simulative system of aircrafts [J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(S1): 135-137.
- [ 3 ] ROMULUS L G, MI L G. Automatic landing system using neural networks and radio-technical subsystems [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 399-411.
- [ 4 ] QU C Q. Research on signal of field monitor of 7220A localizer beacon subsystem of ILS[J]. Open Journal of Antennas and Propagation, 2015(3): 37-50.
- [ 5 ] 邹颀,张斌,骆艳卜,等. 基于 DSP 的 ILS 机载接收机基带信号处理[J]. 现代电子技术, 2008, 31(17): 60-62.
- ZOU K, ZHANG B, LUO Y B, et al. ILS base band signal processing based on DSP[J]. Modern Electronics Technique, 2008, 31(17): 60-62.
- [ 6 ] 苗强,吴德伟,郭华,等. 基于 SIMULINK 仪表着陆系统链路级仿真[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(11):

3259-3263.

MIAO Q, WU D W, GUO H, et al. A link-level simulation based on SIMULINK instrument landing system [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(11): 3259-3263.

- [ 7 ] 吴华新,赵修斌. 应用多劈模型的仪表着陆系统地形评估方法[J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(7): 82-88.
- WU H X, ZHAO X B. A terrain evaluation method for instrument landing system using multi model[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(7): 82-88.
- [ 8 ] 武云云,朱爱雅,米正衡. 仪表着陆系统航向信标调制度差的仿真分析[J]. 现代导航, 2013(6): 420-424.
- WU Y Y, ZHU AI Y, MI ZH H. Simulation and analysis on difference in depth of modulation of course beacon in ILS[J]. Modern Navigation, 2013(6): 420-424.
- [ 9 ] 陈彦海,康玉祥,由晓峰,等. 基于 ILS 的航向空域仿真系统研究[J]. 现代电子技术, 2018, 41(18): 126-130.
- CHEN Y H, KANG Y X, YOU X F, et al. Research on heading airspace simulation system based on ILS [J]. Modern Electronics Technique, 2018, 41(18): 126-130.
- [ 10 ] GREVING G H. Status and capabilities of advanced computer based analysis is and simulations for ATC-navigation and radar system s-examples and results[C]. Proceedings of the 5th International Symposium on Electronics in the Air Transport Industry, 2006.
- [ 11 ] JOHN K. Thales developing deployable instrument landing system for air force[J]. Military and Aerospace Electronics, 2016, 27(11): 30-31.
- [ 12 ] 高翔,严胜刚,李斌. 三轴磁通门磁梯度仪转向差校正方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(6): 1226-1232.
- GAO X, YAN SH G, LI B. Study on steering difference correction method of three-axis fluxgate magnetic gradient [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(6): 1226-1232.
- [ 13 ] 郭鹏,王岩飞. 基于正则总体最小二乘的 SAR 系统运动误差估计方法[J]. 电子测量技术, 2016, 39(10): 87-94.
- GUO P, WANG Y F. A method for motion error estimation of SAR system based on regular total least squares [J]. Electronic Measurement Technology, 2016, 39(10): 87-94.
- [ 14 ] 裴晶,马颖,刘春. 多项式拟合法在周跳探测中的研究与改进[J]. 电子测量与仪器学报, 2017, 31(11): 1828-1834.
- PEI J, MA Y, LIU CH. Research and improvement of

polynomial fitting method in cycle slip detection [ J ]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2017, 31( 11 ): 1828-1834. .

- [ 15 ] WATTS C B. The instrument landing system, replace it, or repair it [ J ]. Journal of Navigation. 2000 ( 56 ): 411-427.
- [ 16 ] Selex ES to provide ILS precision landing systems for military airports [ C ]. Military and Aerospace Electronics, 2017.

作者简介



王双, 2012 年于中国民航大学获得工程硕士学位, 现为民航东北空管局高级工程师, 主要研究方向为通导类、空管类设备的技改创新、安装建设及维护维修。

E-mail: s290405498@163com

**Wang Shuang** received her M. Sc. degree from Civil Aviation University of China in 2012. Now she

is a senior engineer in Northeast Regional Air Traffic Management Bureau of Civil Aviation of China. Her main research interests include technical innovation, installation, construction, maintenance and repair of the navigation and air traffic control equipment.



姜春英(通信作者), 2007 年于中国科学院沈阳自动化研究所获得博士学位, 现为沈阳航空航天大学副教授, 主要研究方向为机电系统智能测控与仿真技术。

E-mail: 99448588@qq. com

**Jiang Chunying** ( Corresponding author ) received her Ph. D. degree from Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences in 2007. Now she is an associate professor at Shenyang University of Aeronautics and Astronautics. Her main research interests include Intelligent measurement and control and simulation technology of electromechanical system.