

一种新型仪表着陆系统接收机方案

赵修斌¹, 王永生¹, 姜恒乐²

(1. 西北工业大学电子信息学院, 陕西西安 710072; 2. 空军工程大学电讯工程学院, 陕西西安 710077)

摘要: 针对仪表着陆系统 (ILS) 对于电磁环境干扰十分敏感的问题。提出了一种新型 ILS 接收机方案, 该方案基于天线阵列信号处理, 利用一种 UN-MUSIC 的空间谱估计算法估计来波方向 (DOA)。给出了计算机仿真结果, 证明了其良好的抗干扰性能。

关键词: 仪表着陆系统 (ILS); UN-MUSIC 算法; DOA 估计

中图分类号: TN965 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2005)04-0012-04

仪表着陆系统 (ILS) 是国际民航组织 (ICAO) 规定的一种标准的着陆系统, 它包含地面设备和机载接收机, 地面设备包含方位信标和下滑信标以及其他地面设施。标准的 ILS 工作在 VHF/UHF 频段, 方位信标的发射频率在 108 ~ 112 MHz, 下滑信标的发射频率在 328.6 ~ 335.4 MHz, 它们都采用 90 Hz 和 150 Hz 双单音频复合调幅的信号体制, 分别向着陆飞机提供偏离跑道中心线和偏离正确下滑道 (通常是与地面成 3° 倾斜角的平面) 的角度信息。

标准的 ILS 有许多局限性, 比如对机场环境的要求极为苛刻, 在操作的灵活性上也很受限制, 最严重的问题是方位信标和下滑信标所用的频段很容易受到其它信号的干扰。ILS 工作的频段十分接近于电视的 UHF 频段, 因此电视的信号常会对 ILS 的信号造成干扰, 广播电台的信号也常会干扰 ILS 信号, 其它干扰源还包括电焊火花、电炉和其他电子设备^[1]。为了改善 ILS 系统的性能, 本文提出了一种新型 ILS 接收机方案, 它能够利用现有的地面信标发射的信号, 解算出位置信息。这种方案能够在强干扰的情况下正常工作, 大大提高了系统的抗干扰性能。

信标位置的估算是基于一种改进型的 UN - MUSIC 算法^[2-3]。UN - MUSIC 算法对背景噪声和干扰的特性极不敏感, 即使不知道这些噪声和干扰的协方差特性, 算法依然可以运行。在应用算法的过程中, 对算法进行了一定的修改, 将本地的 ILS 信号复本作为 UN - MUSIC 算法中的基准信号, 而不是用辅助校准矩阵的输出作为基准信号, 修改之后的算法能够对 ILS 信标的方位作连续的无偏估计。

1 接收机方案

接收机接收方位信号的天线阵列由 15 个同型的微带天线组成, 每个天线元之间间隔 1/4 个波长, 可以安装在飞机机翼的前缘上; 接收下滑信号的天线阵列由 21 个同型的微带天线构成, 之间间隔半个波长, 可以安装在飞机水平尾翼的前缘。

天线阵列接收到信号, 经过窄带滤波, 解调至基带并进行数字化, 形成一系列快拍向量。采样间隔必须足够长, 以至于可以认为这些快拍向量是互相独立的^[1-4]。方位和下滑接收天线阵列接收的信号是分别处理的。

1.1 信号模型

$m \times n$ 的矩阵 X 包含 n 个连续的长度为 m 的快拍向量, 信号模型如式 (1) 所示^[4]。

收稿日期: 2004 - 11 - 03

基金项目: 军队重点科研基金资助项目

作者简介: 赵修斌 (1965 -), 男, 湖北天门人, 副教授, 博士生, 主要从事航空导航技术研究;

王永生 (1941 -), 男, 陕西西安人, 教授, 博士生导师, 主要从事通信、导航和测控领域中信息处理技术研究。

$$X = A(\theta)S + N \quad (1)$$

其中 $m \times q$ 阶矩阵 $A(\theta)$ 叫做映射矩阵,它由 q 个阵元映射向量 $a(\theta)$ 构成,表示天线阵列对于 ILS 信号波阵面 S 的响应,矩阵 N 包含了所有与 ILS 信号不相关的噪声和干扰,假设它是一个具有有限二阶矩和四阶矩的随机过程。

矩阵 S 中包含有 90 Hz 和 150 Hz 两种单音频的采样,对它进行复制来建立 $h \times n$ 基准矩阵 Y , Y 与 S 的关系符合关系式(2)。

$$Y = BS \quad (2)$$

其中矩阵 B 是一个校准矩阵。可以看出,算法中 Y 的选择不同于原始的 UN - MUSIC 算法。

1.2 平方根 UN - MUSIC 算法

使用原始的 UN - MUSIC 算法衍生出的平方根 UN - MUSIC 算法,它无需进行协方差估计和矩阵求逆运算,适用于处理强干扰下的来波信号,数字运算的稳定性更高。

对 X 矩阵和 Y 矩阵进行 SVD 分解,从而得到

$$X = Q_x \Sigma_x U_x \quad (3)$$

和

$$Y = Q_y \Sigma_y U_y \quad (4)$$

这个过程可以被理解为对阵列信号和基准信号的空间白化。

对互相关矩阵 $U_x U_y^H$ 进行 SVD 分解确定信号子空间 E_s 和它的正交补空间 E_n 。

$$U_x U_y^H = [E_s \quad E_n] \begin{bmatrix} \Sigma_1 & 0 \\ 0 & \Sigma_2 \end{bmatrix} V^H \quad (5)$$

Σ_1 包含较大的奇异值,代表接收到的不相干的波阵面,在理想情况下,应该只有唯一的主奇异值;剩余的在 Σ_2 中的主对角线上奇异值都应该很小。信号子空间就是属于 Σ_1 中奇异值的左奇异向量。根据式(1)和式(3)可以看出原始的校准矩阵 $A(\theta)$ 变为 $\Sigma^{-1} Q_x^H(A(\theta)) = R^{-1} A(\theta)$

1.3 DOA 计算

标准的 UN - MUSIC 空间谱函数定义为^[2]

$$P(\theta) = \frac{|\eta(\theta)|}{|R^{-1}a(\theta)|} \quad (6)$$

对 $P(\theta)$ 在 θ 域寻优,得到最小值点的 θ 就是入射波到达角的估计。向量 $\eta(\theta)$ 的计算可以通过 Paige 算法^[6],通过求方程(7)的广义最小二乘解得到。

$$RE_s x(\theta) + R\eta(\theta) = a(\theta) \quad (7)$$

因为天线阵列的几何结构是直线型的而且是等间距的,所以可以通过式(7)推出一个计算效率很高的平方根 UN - MUSIC 算法,这时可以通过多项式求根技术求解角度估值 θ 。

2 仿真结果

用计算机来模拟飞机进近着陆过程中接收机的工作,以验证新型接收机方案与标准接收机方案相比在性能上的改善。对于每一个天线阵列,都对基带信号进行采样,得到 256 个信号快拍向量,采样频率为 500 Hz。相同的采样过程会间隔一定的时间重复一次,用来更新飞机的位置。

在输出的阵列信号中加入高斯白噪声,根据 ILS 的类别以及电波传输模型来选择合适的信噪比(SNR)。仿真过程中,选择天线阵的噪声系数为普通商用 VHF/UHF 设备的噪声系数的两倍。

假定干扰信号来自一个远处的单音频信号源,考虑 3 种不同功率的干扰信号的情况,3 种干扰信号与 ILS 信号的功率比分别为 -10 dB、0 dB、10 dB。假定飞机跑道长 3 000 m,南北走向,标准的 3° 下滑角。

图 1 是模拟的 ILS 接收机面板上所显示的仿真结果。每行的 3 个表盘表示应用 3 种不同接收机方案表盘的仿真结果。从左至右依次是:理想情况下(无干扰信号)、有干扰情况下标准 ILS 接收机、有干扰情况下新型接收机。十字交叉的实线表示正确下滑道的位置,圆盘中心虚线交叉处就是飞机实际所处的位置,根据它与实线十字交叉点的相对位置就可判断飞机偏离正确下滑道的大小。

图 1 中注释的意义为

距离:飞机距离跑道端口的距离;航向角:飞机在水平面上偏离跑道中心线的角度;首向:飞机纵轴机首正向相对于正北的角度;高度:飞机相对于地平面的高度;下滑角:飞机在垂直面上的下滑道与地平线的夹角;扰信比:干扰信号与 ILS 信号的功率比;干扰方向:干扰源相对于飞机纵轴的方向。

图 1 中的实线是在进行了 500 次独立的仿真后表针所显示的平均位置,白色区域表示在 500 次试验中表针所显示过的区域。很明显使用 UN - MUSIC 算法的 ILS 接收机的性能要大大超过标准的 ILS 接收机,特别是在干扰信号很强的情况下。在强干扰情况下,标准的 ILS 接收机的表针显示根本无从确定。

图 2、图 3 是相应于图 1 中第 3 种情况下根据表针所推导出的飞机相对于跑道的位置。其中黑色的飞机对应新型 ILS 接收机的显示所推导的飞机位置,白色的点代表飞机的实际位置,而灰色的飞机是应用标准 ILS 接收机显示的结果推算出的飞机的位置。图 2 中 ILS_c 是方位信号的仿真结果;图 3 中 ILS_g 是下滑信号的仿真结果。图中给出了以角度表示的方位信号定位和下滑信号定位的均值和方差,也对应给出了以 m 为单位的方位信号定位和下滑信号定位的误差和误差方差。

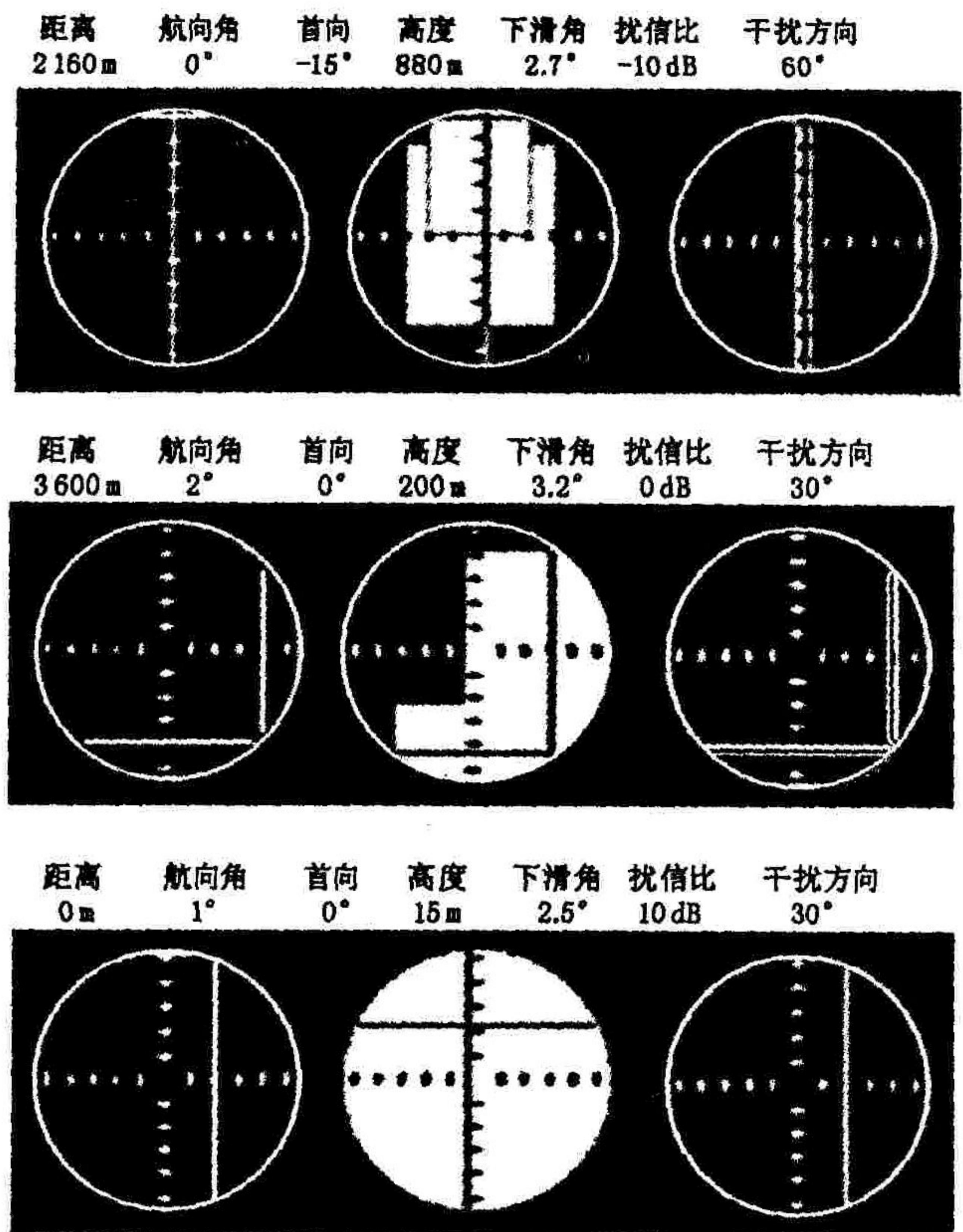


图 1 仿真结果

3 结论

本文给出了一种新型 ILS 接收机方案,从各种试验条件的仿真结果中可以看到这种新型接收机的可靠性和有效性。尤其在强干扰背景中,它仍能正常工作,所以在抗干扰性能上,它要比标准 ILS 接收机提高许多。抗干扰性能的提高使得信标台周围保护区的面积可以减小,从而大大提高了空间的利用率。

新型 ILS 接收机能够提供比标准 ILS 接收机更高的角度分辨率,因此允许飞机选择更加灵活的进近路线,这就使得空中交通管制更加有效。另外它还可以处理来自其它导航系统的信号,并不限于 ILS。比如对系统进行改进,从接收到的信号中可以解算出距离信息,从而可以替代 DME 系统。而 DME 的系统容量是有限的,改进后的系统可以消除系统容量上的限制。最后,新型接收机方案只需对机载设备做一定的改动,所以它的应用成本比较低,前景看好。

参考文献:

- [1] 赵修斌,王永生,姜恒乐,等. 进近着陆系统电磁环境仿真研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2005,6(2):11-14.
- [2] Wu Q, Wong K M. Estimation of DOA in Unknown Noise: Performance Analysis of UN - MUSIC and UN - CLE , and the Optimality of CCD[J]. IEEE Trans on Signal Processing,1995,43(2):98-102.
- [3] Wu q, Wong K M. Estimation of DOA in Unknown Noise: Performance Analysis of UN - MUSIC and UN - CLE, and the Optimal-

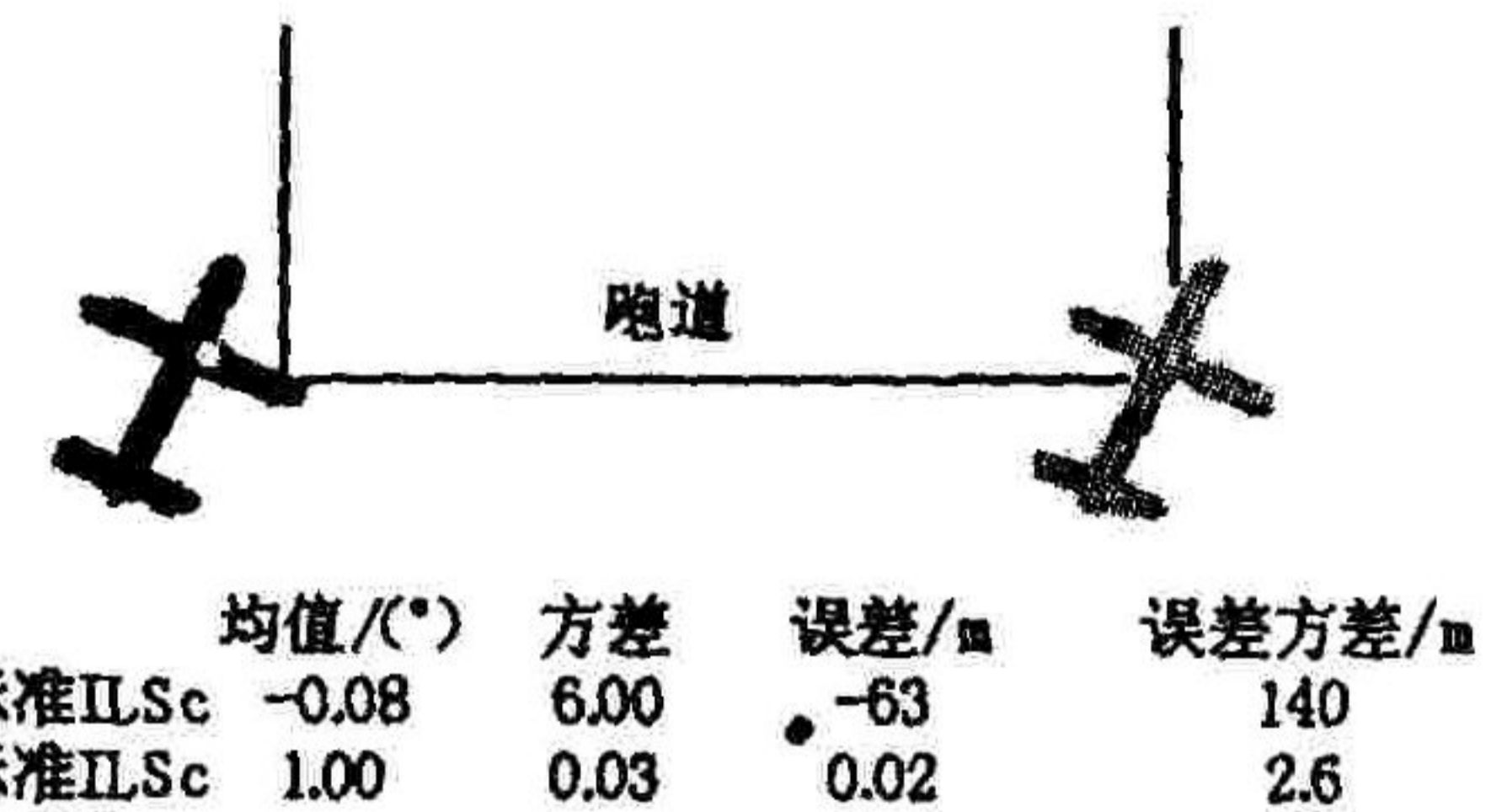


图 2 方位仿真结果

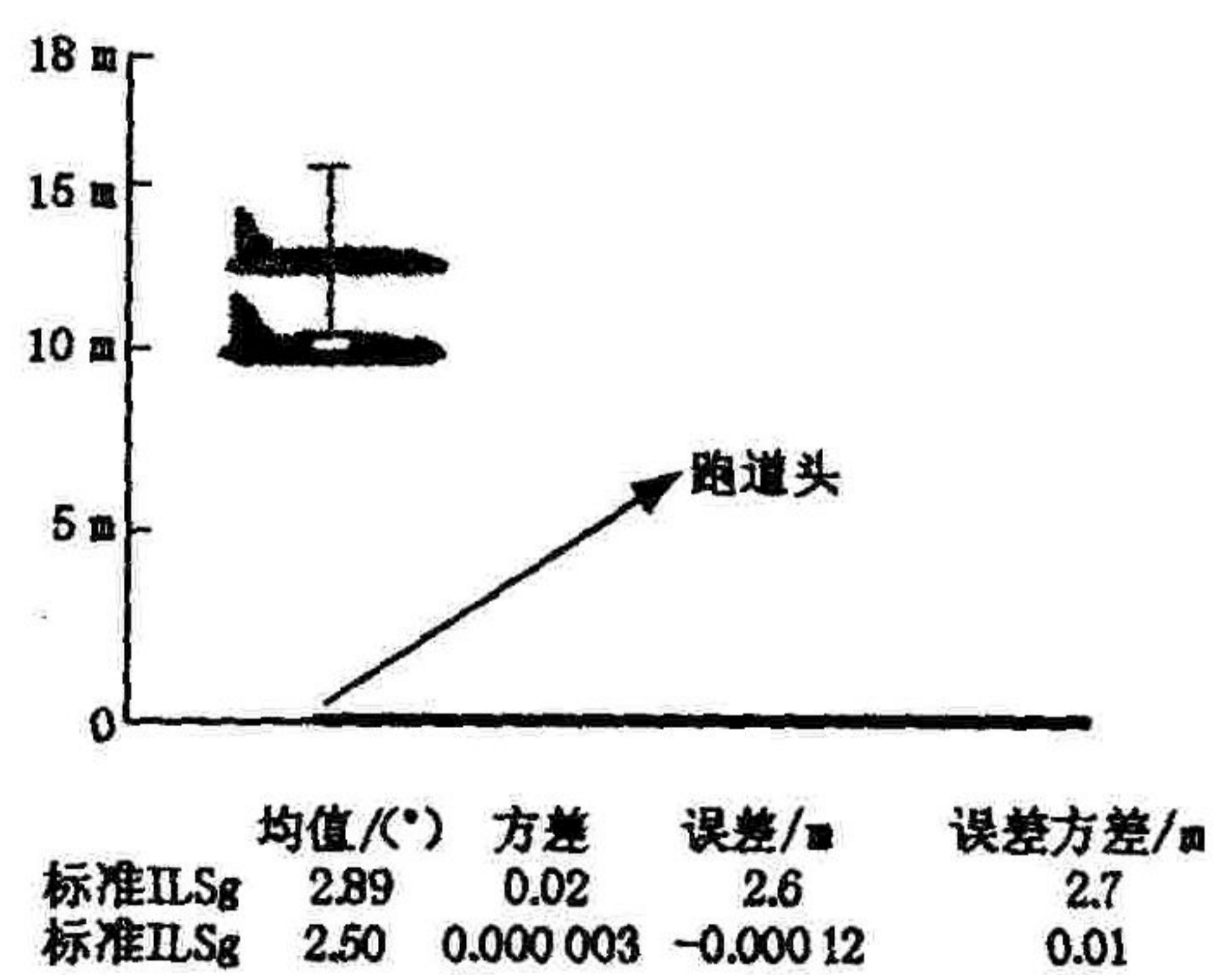


图 3 下滑仿真结果

ity of CCD[J]. IEEE Trans on Signal Processing, 1995, 43(2):454-468.

- [4] Ralph O, Schimdt. Multiple Emitter Location and Signal Parameter Estimation[J]. IEEE Trans on Antennas and Propagation, 1986, 34(3):276-280.

(编辑:门向生)

An Improved Instrument Landing System Receiver

ZHAO Xiu - bin¹, WANG Yong - sheng¹, JIANG Heng - le²

(1. The Electronic Information Engineering College, NWPU, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. The Telecommunication Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710077, China)

Abstract: In this paper, an improved ILS receiver based on array processing concepts is proposed for safer automatic landing procedures. The new approach is based on Direction of Arrival (DOA) estimation performed by the UN-MUSIC algorithm. The superior performance of the proposed system with respect to currently employed techniques in the presence of unwanted interferences has been tested in extensive computer simulations.

Key words: instrument landing system (ILS); UN-MUSIC algorithm; Direction of Arrival (DOA) estimation

(上接第7页)

来进行航空发动机起动过程模型辨识,为发动机中小转速建模问题,开辟了一条新的途径。

参考文献:

- [1] 涂健. 神经网络控制[M]. 北京:机械工业出版社, 1998.
- [2] 张晓刚,张纳温,贺正洪. 基于BP网络的一种机型识别方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2001, 2(5):28-32.
- [3] 李小勇. 采用BP网络辨识航空发动机数学模型[J]. 航空动力学报, 1996, 11(2):153-156.
- [4] 陈大光,刘福生. 燃气涡轮发动机故障诊断的人工神经网络法[J]. 航空动力学报, 1994, 9(4):344-348.
- [5] Kamin W, Strumillo P. Kernel Orthonormalization in Radial Basis Function Neural Networks[J]. IEEE Transaction on Neural Networks, 1997, 8(5):1177-1183.
- [6] 李波,王成友,蔡宣平. 用最陡下降法修正KBF隐层参数[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2004, 5(4):67-69.
- [7] 谢寿生. 某型飞机发动机故障诊断与性能趋势监测研究[D]. 西安:西北工业大学, 1998.
- [8] 丁凯峰,樊思齐. 基于RBF网络的航空发动机模型辨识[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2):205-208.

(编辑:姚树峰)

An Identification Model of Aeroengine Starting Process Based on RBF Network

DINC Jian, HU Jin - hai, XIE Shou - sheng, QIAN Kun

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an Shaanxi 710038, China)

Abstract: In the process of engine starting, the airflow of every section is in subcritical condition. It's hard to construct a model by using the traditional thermodynamics method. A dynamic identification model is set up in this paper based on Radial Basis Function network, using the flight data records of aeroengine parameter in the process of engine starting as learning samples. The simulation results show that the model has a good dynamic performance and high accuracy, which opens a new way to build the model of engine in low speed.

Key words: aeroengine; RBF neural network; model identification