

基于多导航源融合的下滑道稳定性控制

肖川^{1,2}, 岳晓奎², 王永虎¹

(1. 中国民航飞行学院, 四川 广汉 618307; 2. 西北工业大学, 西安 710072)

摘要: 下滑道构型畸变将造成航空器进近不稳定, 严重时将导致航空器俯仰姿态过大, 低高度失速或下降率超限等不安全事故; 针对以上问题, 在传统仪表着陆系统的基础上, 提出了基于惯导、气压高度表和卫星导航等多导航源融合的下滑道稳定性控制模型, 采用卡尔曼滤波进行数据融合, 解决了下滑道畸变情况下航空器水平位置与高度匹配性差的难点并进行了可行性分析, 避免了航空器追随畸变下滑台信号而带来的进近不稳定, 最后对所建模型进行了航空器下滑轨迹仿真; 结果表明该模型有效地增强了下滑道的稳定性, 提高了航空器进近成功率, 进一步保证了飞行安全。

关键词: 多导航源融合; 下滑道畸变; 调制度差; 惯性导航; 气压高度表; 卫星导航

Glideslope Stability Control Based on the Fusion of Multi-Navigation Sources

Xiao Chuan^{1,2}, Yue Xiaokui², Wang Yonghu¹

(1. Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The unstable approach caused by the distortion of glideslope endangers aircraft in the forms of over-pitching, stalling at low altitude, and exceeding the limitation of descent rate. Aiming at the issues above, in addition to the conventional instrument landing system, a glideslope stability control model based on the fusion of multi-navigation sensors, INS, Baro-altimeter and GNSS is proposed, and kalman filtering is employed for data fusion to solve the mismatch between the horizontal position and the actual vertical position which avoids the descent instability in the case of glideslope distortion. Finally, model simulations on glide path have been done to prove the effectiveness of the model, and the results show that the control model can enhance the stability of glideslope effectively, promote the success rate of approach, and ensure the flight safety.

Keywords: fusion of multi-navigation sources; glideslope distortion; DDM; INS; BA; GNSS

0 引言

目前, 国内绝大多数机场都配备了 ILS 系统, 大型机场甚至配备了 II、III 类 ILS 系统。相对于非精密进近, ILS 精密进近的优势明显, 但在实际运行中, ILS 系统也存在一些缺陷, 其中下滑道瞬时畸变一直没有得到有效解决, 造成航空器进近不稳定, 影响着陆姿态的建立, 对飞行安全构成威胁。近年来, 针对如何保证下滑道构型稳定展开了很多研究工作。文献 [1-2] 是从天线设计上来加强下滑道的稳定性, 文献 [3-4] 分析了机场 ILS 临界区对下滑道的影响, 文献 [5-6] 则是从机场区域电磁环境的方面, 分析了下滑道畸变的原因。以上研究成果对保证下滑道的稳定性起到了一定的积极作用, 但对一些由外界因素所导致的下滑道构型畸变, 却不能有效解决, 之前的研究更多是围绕地面设备的改良来防范下滑道畸变。本文

的创新点在于: 在下滑道畸变无法避免的情况下, 采用机载导航源信息融合, 建立下滑道稳定性控制模型, 得到一条最优下滑路径, 以确保航空器不受畸变下滑道的影响。主要内容: 对 ILS 下滑道工作原理进行深入分析的基础上, 结合卫星导航、惯导以及气压式高度表等机载导航源, 提出了基于多导航源融合的下滑道控制模型, 采用卡尔曼滤波算法进行数据融合, 对模型进行了可行性及安全性分析, 仿真结果表明所建模型有效降低了下滑道瞬时畸变对航空器进近的影响, 保证了下滑道构型稳定。

1 下滑道构型畸变

下滑道信号之所以如此容易受到干扰, 跟下滑台天线的工作方式密切相关。机载接收机除了天线直接辐射的电磁波外, 还存在地面反射的电磁波信号, 如图 1 所示。众多研究表明经地面反射的电磁波信号对下滑道构型影响巨大^[3-4]。反射电磁波的地表称为下滑台临界区, 也称菲涅尔效应区。下滑台临界区的地形起伏、地表覆盖物类型和车辆活动都会影响到电磁波的反射^[3-4], 从而对下滑道构型产生影响。除此之外, 下滑道天线附近的航空器和高大建筑物也会对下滑台信号产生干扰^[7-8]。虽然机场运行规则严格限制航空器和车辆在机场临界区的运行, 以防止对下滑道信号的干扰, 但违规事件还时有发生。

收稿日期: 2014-04-11; 修回日期: 2014-05-01。

基金项目: 国家自然科学基金委-中国民航局联合资助项目 (U1333133)。

作者简介: 肖川 (1982-), 男, 四川省遂宁市人, 讲师, 博士生, 主要从事传统导航与现代导航方向的研究。

岳晓奎 (1970-), 男, 河南温县人, 教授, 博士生导师, 主要从事卫星导航与组合导航方向的研究。

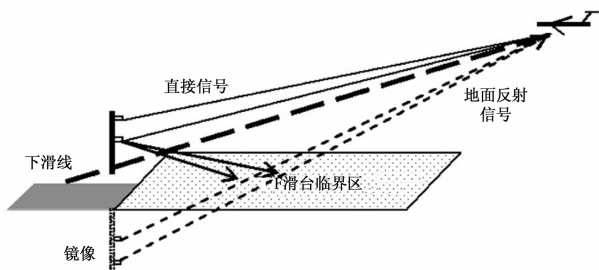


图 1 下滑台镜像天线模型

下滑台信号的覆盖范围为图 2 中灰色阴影区，一般为 1.3α ， α 为下滑角。一旦下滑道信号受到干扰，下滑道将出现波动，航空器进近将变得不稳定，如果这种波动不超过下滑角允许的浮动范围 $\pm 0.04\alpha$ (Ⅲ类 ILS 标准^[9])，则下滑道构型基本稳定，不会对航空器下滑造成太大影响。如果下滑道信号受到严重干扰，下滑道会发生瞬时畸变，航空器进近将变得不稳定，如图 2 中的黑色虚线所示。

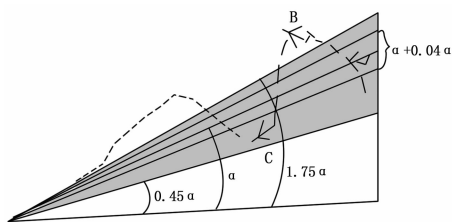


图 2 Ⅲ类 ILS 下滑道畸变模型

2 多导航源融合模型

2.1 模型

正常情况下，ILS 进近应作为航空器首选的进近方式，但下滑道瞬时畸变的发生极大影响了 ILS 系统的可用性。由于引起下滑道信号畸变的外界因素具有随机性和多样性，所以仅从下滑道系统自身的调整是无法有效保障下滑道的稳定性。本文重点工作在于利用除 ILS 系统之外的导航源，例如惯性导航系统，卫星导航系统和气压高度表等，融合它们所提供的导航信息，来纠正或者限制下滑道的畸变所带来的不利影响，维持航空器的稳定进近。针对上述目的，本文所提出的具体模型如图

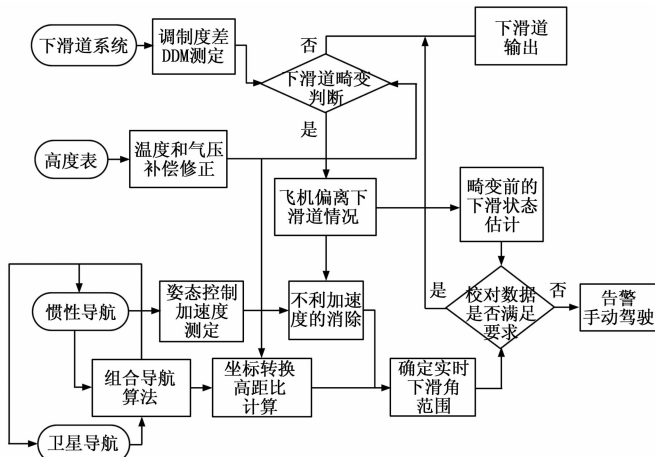


图 3 多导航源融合的下滑道控制模型

3 所示。

模型首先对下滑道畸变的发生进行判别。下滑道瞬时畸变最明显的特点是当航空器保持一定下降率沿标准下滑道进近时，此时所接收的 90 Hz 和 150 Hz 的调制度差 DDM 应该为 0，如果在下降率没有变化的情况下，DDM 瞬时变化超过了规定范围^[9]，便可判断下滑道畸变。根据这个特点，判断过程只需要参考机载下滑道系统和高度表的信息。理想情况下，通过所测 DDM 值可以判断出航空器偏离标准下滑道的角度，而 DDM 值与天线辐射场关系密切。下滑天线的归一化辐射场可表示为：

$$E = f(h, a) = e^{ih \sin a} + R e^{-ih \sin a} \quad (1)$$

式 (1) 中， E 为直射波和地面反射波合成的场强， h 为下滑台天线距地面的距离， k 为单位距离内相位改变的大小，因为下滑台的天线辐射电磁波的载波频率为 332 MHz， k 为 6.947 04 rad/m， R 为反射系数，如为理想反射面， $R = -1$ 。在式 (1) 的基础上，CSB 和 SBO 信号的表达式为^[4]：

$$\begin{aligned} CSB &= f(h_1, a) \\ SBO &= f(h_2, a) \end{aligned} \quad (2)$$

式 (2) 中， h_1 为上天线距离地面的高度， h_2 为下天线距离地面的高度， $h_1 = \frac{\pi}{2k \sin a}$ ， $h_2 = 2h_1$ ， a 为实际下滑角， a' 为标准下滑角。航空器与下滑道偏离角度 CDI 的关系可表示为：

$$CDI = P \cdot \text{Real} \left(\frac{SBO}{CSB} \right) \quad (3)$$

CDI 为 SBO 信号与 CSB 信号比值的实部， P 为与下滑道覆盖区域关联的系统参数。如前文所述，航空器在下滑道上所接收的 SBO 信号为 0，通过式 (3)，则 CDI 也为 0，代表航空器不偏离下滑道。CDI 的大小与航空器偏离下滑道的垂直距离存在一定的线性函数关系。CDI 是由 DDM 决定的，DDM 是直接反映的 150 Hz 和 90 Hz 信号的调制度差，而 CDI 是直观地反映了偏离的角度信息。这两者存在一定的函数关系，因此可以通过 DDM 值反推生成对标准下滑道的估计。这条估计的下滑道将在本文第 4 部分的仿真图形中有所展示。

2.2 融合算法及工程设计实现

在下滑道畸变的情况下，采用卡尔曼滤波对来自气压高度表、卫星导航以及惯性导航的导航信息进行融合，得到高度、水平位置以及航空器姿态的最优估计。水平位置和航空器姿态的最优估计较为简单，前者主要基于 GNSS 提供高精度水平位置信息，后者主要基于惯导，而高度的最优估计是数据融合的重点。

- 1) 在最后进近定位点上空确定航空器的速度、高度、姿态及水平位置等，作为算法初始值。
- 2) 确定气压高度表、GNSS 以及惯导的误差模型^[10-12]。
- 3) 从最后进近定位点到复飞点，采用时间节点为 1 s 的离散卡尔曼滤波来融合各导航源信息。系统状态向量可取：

$$\mathbf{X}^T = [\mathbf{X}_1^T \quad \mathbf{X}_2^T \quad \mathbf{X}_3^T]^T \quad (4)$$

式中，

$$\mathbf{X}_1^T = [x_{1e} \ v_{1e} \ a_{1e} \ x_{1n} \ v_{1n} \ a_{1n} \ x_{1h} \ v_{1h} \ a_{1h} \ q_{1h} \ \omega_1 \ \omega_v \ \omega_h]$$

$$\mathbf{X}_2^T = [x_{2e} \ v_{2e} \ a_{2e} \ x_{2n} \ v_{2n} \ a_{2n} \ x_{2h} \ v_{2h} \ a_{2h} \ q_{2h} \ 0 \ 0 \ 0]$$

$$\mathbf{X}_3^T = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ x_{3h} \ v_{3h} \ a_{3h} \ q_{3h} \ 0 \ 0 \ 0] \quad (5)$$

\mathbf{X}_1 中: x_{1e}, x_{1n}, x_{1h} 分别为惯性导航下航空器在向东、北向和垂直高度方向上位置分量; v_{1e}, v_{1n}, v_{1h} 分别为各方向的速度分量; a_{1e}, a_{1n}, a_{1h} 分别为各方向加速度分量; q_{1h} 为高度定位误差; $\omega_l, \omega_v, \omega_h$ 分别为横向、立向和纵向的姿态量。 \mathbf{X}_2 为卫星导航下所对应的状态向量。 \mathbf{X}_3 为气压高度表对应得状态向量。

将系统的状态方程和量测方程离散化, 得:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_K = \mathbf{A}_{K/K-1} + \mathbf{B}_{K-1} \mathbf{W}_{K-1} \\ \mathbf{Z}_K = \mathbf{H}_K \mathbf{X}_K + \mathbf{V}_K \end{cases} \quad (6)$$

$\mathbf{A}_{K/K-1}$ 为离散化的状态转移矩阵, \mathbf{B}_{K-1} 为噪声控制矩阵, \mathbf{W}_{K-1} 为系统噪声, \mathbf{H}_K 为量测矩阵, \mathbf{V}_K 为量测噪声矩阵。可得以下状态估计:

$$\hat{\mathbf{X}}_K = \hat{\mathbf{X}}_{K/K-1} + \mathbf{K}_K [\mathbf{Z}_K - \mathbf{H}_K \hat{\mathbf{X}}_{K/K-1}] \quad (7)$$

其中:

$$\mathbf{K}_K = \mathbf{P}_{K/K-1} \mathbf{H}_K^T [\mathbf{H}_K^T \mathbf{P}_{K/K-1} \mathbf{H}_K^T + \mathbf{R}_K]^{-1} \quad (8)$$

$$\mathbf{P}_{K/K-1} = \mathbf{A}_{K/K-1} \mathbf{P}_{K-1} \mathbf{A}_{K/K-1}^T + \mathbf{B}_{K-1} \mathbf{Q}_{K-1} \mathbf{B}_{K-1}^T \quad (9)$$

$$\mathbf{P}_K = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_K \mathbf{H}_K) \mathbf{P}_{K/K-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_K \mathbf{H}_K)^T + \mathbf{K}_K \mathbf{R}_K \mathbf{K}_K^T \quad (10)$$

式中, \mathbf{R} 、 \mathbf{Q} 分别为量测噪声和系统噪声的协方差矩阵。

最后进近下滑航段的飞行时间大概 180 s, 随机产生的下滑道畸变高度误差分布如图 4 所示, 图 5 为基于多导航传感器融合后的高度误差分布仿真。仿真结果表明, 所采用的模型及算法有效地减少了高度误差。

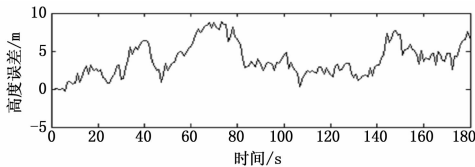


图 4 畸变下滑道的高度误差分布

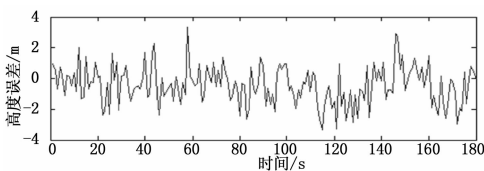


图 5 融合算法的高度误差分布

4) 所采用的融合算法可以通过多种计算机语言实现, 其工程实现及流程为:

(1) 首先将相关融合算法以特定的 ARINC 编码格式导入飞行管理计算机系统 (FMCS) 的数值逻辑模块中。

(2) 多传感器的导航信息和根据 DDM 值反推得到的估计下滑道数据通过飞行管理计算机系统相关模块的处理, 生成一条实时的多传感器融合的下滑道。

(3) 飞行管理计算机比对航空器当前三维位置与生成的下滑道之间偏离关系, 完成具体的位置偏离量化。

(4) 在 LNAV 和 VNAV 模式下, 根据量化偏差信息, 飞行管理计算机向自动飞行控制计算机系统发出指令, 通过推力和气动舵面的改变, 使航空器逼近多传感器融合的下滑道, 以实现航空器下滑的稳定。

2.3 实施步骤及限制条件

1) 航空器的姿态保持参数由惯导来获取, 同时通过惯导测量加速度, 捕捉航空器运动改变的不利趋势, 以阻止航空器去追踪已畸变的下滑道, 保持航空器当前正确的下滑状态。

2) 航空器的良好下滑, 关键是控制高度和距离的比例, 简称高距比。高度主要依赖于气压高度表和惯导, 但在融合前高度表信息必须进行温度和气压补偿修正以消除高度误差。

3) 航空器的水平位置信息通过惯导与卫星导航融合得到。惯导短时定位精度高, 长时间使用会出现积累误差, 需要通过其它导航源进行校准, 例如 GPS 或 DME/DME。

4) 惯导和卫星导航融合所得到的航空器位置是绝对位置信息, 需要进行坐标转换, 转换成相对于跑道的位置, 转换公式如下:

$$\begin{cases} D = \frac{L}{\sqrt{1 - f \sin^2(lat)}} \\ X = (D + h) \cos(lat) \cos(long) \\ Y = (D + h) \cos(lat) \sin(long) \\ Z = [D(1 - f) + h] \sin(lat) \end{cases} \quad (11)$$

式 (11) 中, D 为航空器到地心的垂直距离, lat , $long$ 和 h 分别代表了航空器所在位置的纬度、经度和距地表的高度, L 为在 WGS-84 坐标系所采用椭圆长半轴 6 378 137 m, f 为 WGS-84 坐标系的第一扁心率平方 0.006 694 379 99, X , Y , Z 为以标准下滑线与跑道相交点为原点的参考系的航空器位置坐标值。

5) 建立限制性条件。下滑角 a 与高距比的关系为:

$$\begin{aligned} \tan a &= \frac{Z}{Y} \\ a &= \arctan \frac{Z}{Y} \end{aligned} \quad (12)$$

式 (12) 中, Z 为航空器距离地面的距离, Y 为航空器距离原点的水平距离, Z 和 Y 都由式 (11) 转化而来。下滑角的绝对误差可表示为:

$$e(a) = a - a' = \arctan \frac{Z}{Y} - a' \quad (13)$$

其绝对误差限, 根据行业标准要求^[9], 可以表示为:

$$|e(a)| = \left| \arctan \frac{Z}{Y} - a' \right| \leq 0.04a' \quad (14)$$

进一步转化为:

$$0.96a' \leq \arctan \frac{Z}{Y} \leq 1.04a' \quad (15)$$

式 (15) 是下滑道畸变修正模型融合得到的高度数据 Z 和水平距离 Y 的限制条件。若式 (15) 不成立, 则融合模型失效, 机组应立即脱离自动驾驶仪, 转为手动飞行。

2.4 模型可行性分析及安全性

2.4.1 可行性分析

1) 无需增加额外导航源, 现有各民航机载导航系统的性能已满足所建模型的性能要求。目前全国 80% 以上的民用运输航空器具备卫星导航能力, 并至少装备有 2 套以上的捷联式惯导。同时, 还装配有带有气温误差补偿机制的大气数据系统

以提供气压高度。以上各类系统为本模型的实现奠定了硬件基础。

2) 基于卡尔曼滤波的融合算法成熟稳定,能高效地实现多导航源数据融合。其类似的融合算法已在 FMS 应用。例如, FMS 提供的水平位置,往往融合了地基导航台,惯导和 GPS 信息后,给出的最优水平位置。这为本模型的实现提供了软件基础,其差别在于本文主要是垂直高度信息的融合,对比及控制。

3) 模型中涉及的各类数值计算以及逻辑判断在飞行管理系统计算机系统中易于实现,并且能快速生成相关的下滑剖面结构,结合自动飞行控制系统,实现自动飞行。同时可将下滑道的数值信息转化为图形信息,在导航显示面板上直观展现给机组人员,提高他们的情景意识。

2.4.2 安全性

模型的安全性主要考虑下滑角不能超过民航技术指标规定的范围,而且对障碍物应达到规定的超障余度,杜绝航空器可控撞地事件的发生,为此模型有以下两项措施来保证安全性。

1) 文中 2.3 节引入了多导航源融合的下滑道限制性条件,一旦不满足式 (15),将会自动断开自动驾驶仪并向机组人员告警,提示应进行手动飞行。航空器具体的下滑轨迹按照非精密仪表进近图上公布的数据执行。

2) 航空器在沿模型生成的下滑道进近,当飞越指点标时,要求飞行管理计算机系统执行当前高度与导航数据库中规定高度之间的偏差比较,偏差超过规定范围,则告警,提醒机组下滑道失效。机组根据航空器距离跑道的距离选择手动修正高度或者执行复飞程序。

3 航迹仿真结果对比

在文献 [9] 中, II、III 类 ILS 系统下滑道系统指标为 95% 的概率下在仪表着陆系统 A 点(跑道中线延长线上距跑道入口 7.5 km)下滑道的弯曲不应超过 0.035 DDM,随着距跑道距离的减小线性下降到仪表着陆系统 B 点(跑道中心线延长线上距跑道入口 1.05 km)的 0.023 DDM。基于以上规定,利用 Matlab 对本文所建模型仿真,得到以下仿真结果:

1) 正常情况下, ILS 下滑道轨迹和多导航传感器融合后的下滑道轨迹如图 6 所示。

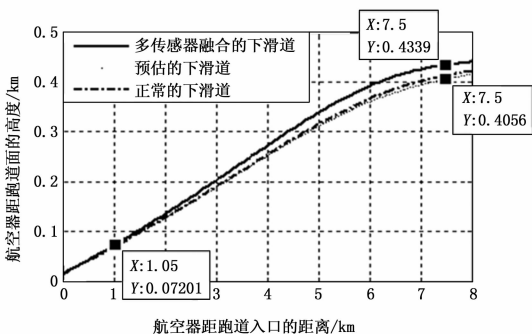


图 6 下滑道正常工作下的下滑轨迹比较

从图 6 中,可以看出在正常情况下,下滑台所提供的下滑道即为标准下滑道,由于在标准下滑道上 DDM 为 0,所以预

估的下滑道和标准下滑道非常接近,而基于多导航源融合得到的下滑道与前两者存在差别,在距离跑道入口 7.5 km 的位置,高度差约为 30 m,随着距离的缩短,高度差在不断缩小。此仿真说明,在下滑台正常的情况下,ILS 进近是最佳选择,而所提出的基于多导航源融合的下滑道虽然存在一定偏差,但偏差在许可范围内。

2) 在畸变情况下, ILS 的下滑道轨迹和多导航传感器融合的下滑道轨迹如图 7 所示。

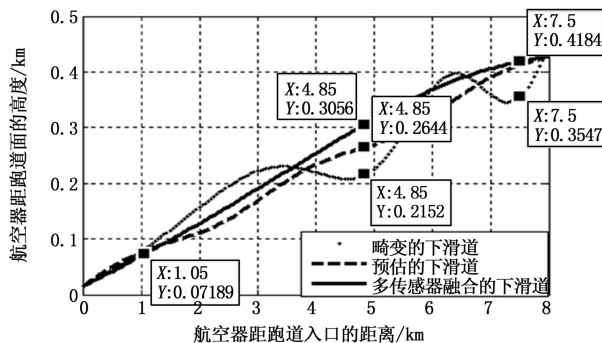


图 7 下滑道畸变下的下滑轨迹比较

图 7 中,在下滑台所提供的下滑道发生畸变时,其下滑轨迹不再平滑,出现了较大波动,根据 DDM 值反推得到的预估的下滑道为图中虚线,而基于多导航源融合的下滑道为图中平滑的实线,从中可以看出,基于多导航源融合的下滑道与预估的下滑道比较接近,在距跑道入口 7.5 km 处,与畸变下滑道之间的高度差高达 60 m,下滑过程中的高度最大差值多达 80 m,说明在下滑道畸变时,基于多导航源融合生成的下滑道对原有畸变下滑道做出了有效的修正,保证了航空器的稳定进近。

4 结论

本文所提出的基于多导航源融合的下滑道稳定性控制模型是将各导航源的信息融合起来,整合它们各自的优点,其中高度信息的融合是模型实现的关键,并且应与水平位置相对应。下滑道限制条件的设定对保证航空器进近安全至关重要。通过理论分析和模型仿真表明:在 ILS 下滑道发生畸变的情况下,本文所提模型能将航空器下滑轨迹约束到正常范围内,保证了航空器的稳定进近,增强了飞行安全。

参考文献:

[1] Ding X, Wang B Z. A novel wideband antenna with reconfigurable broadside and endfire pattern [J]. Antennas and Wireless Propagation Letters, 2013, 12 (s): 995-998.

[2] McFarland, Richard H. The upslope endfire ILS glide slope: a non-image system that accommodates rising terrain below the approach path [A]. Position Location and Navigation Symposium [C]. 1994, (s): 697-702.

[3] Poulouse M M, Mahapatra P R. ILS glide slope evaluation for imperfect terrain [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1988, 24 (2): 186-191.

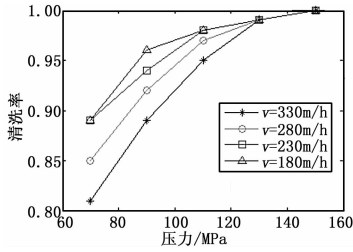


图 4 清洗率和压力的关系折线图

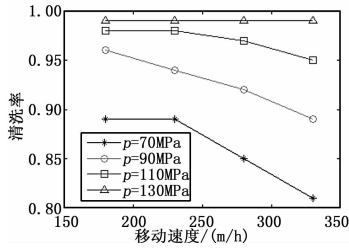


图 5 清洗率和移动速度的关系折线图

130 MPa 时, 该范围的移速已不影响清洗效果, 而且试验证明, 此时路面已经遭受一定程度的损坏。

3.4 清洗率和清洗靶距之间关系

清洗率和靶距之间的关系, 采用固定移动速度为 330 m · h⁻¹, 改变压力情况下, 测量各个靶距值的清洗率。清洗率和清洗靶距之间的关系如图 6 所示。

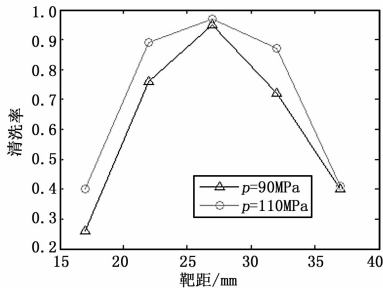


图 6 清洗率和靶距的关系折线图

从图 6 可以看出, 随着靶距的加大, 曲线呈现先升高后下

降的趋势, 即存在一个最优靶距。这是由超高压水射流特点所决定的, 如图 7 所示, 靶距越小, 喷射直径越小, 从而标志线的剥离面积越小; 当靶距越大时, 喷射直径变大, 但是压力骤减, 从而导致清洗效果变差, 因此形成了最优靶距, 该试验中, 在移速 330 m · h⁻¹时, 射流压力 90 和 110 MPa 时的最优靶距大约为 27 mm。

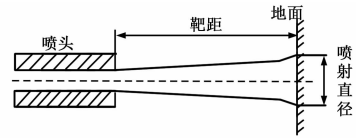


图 7 超高压水射流基本结构

4 总结

本文通过试验研究使用超高压水射流对标志线除标时, 清洗参数对除标效果的影响, 采用清洗率的概念来评价清洗效果的参数, 通过一系列实验, 研究清洗率和典型参数包括压力、执行机构移动速度和靶距的关系。实验结论如下:

- 1) 清洗率与压力之间存在发生清洗作用的阈值压力。
- 2) 清洗率与移速的关系跟压力有关, 压力越大, 移速影响越小。
- 3) 存在最优靶距, 在此靶距下清洗效果最好。

参考文献:

[1] 薛胜雄, 王乐勤, 彭浩军, 等. 超高压水射流除锈机理实验研究 [J]. 中国机械工程, 2004, 20 (15): 1792-1793.

[2] 张佳福, 高善兵, 畅 通, 等. 基于高压水射流清洗技术的研究 [J]. 机电产品开发与创新, 2011, 24 (5): 24-26.

[3] 高道明. 高压清洗车路面清洗性能与参数优化研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2006.

[4] 古 曦. 车载式超高压水射流船舶除锈系统集成及控制 [D]. 大连: 大连海事大学, 2012.

[5] 金 贝. 基于 Halcon 的机器视觉教学实验系统设计 [D]. 北京: 北京交通大学, 2012.

[6] 刘化胜, 王友仁. 车辆视觉导航系统中的实时道路检测 [J]. 计算机测量与控制, 2004, 12 (10): 901-904.

(上接第 2462 页)

[4] Frank, Marcum. Evaluation of image-type glide slope performance in the presence of snow cover [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1998, 34 (1): 71-83.

[5] 赵修斌, 戴传金. 进近着陆系统多径效应仿真设计与实现 [J]. 系统仿真学报, 2006, 11 (8): 3376-3319.

[6] 赵修斌, 王永生, 姜恒乐. 进近着陆系统电磁环境仿真研究 [J]. 空军工程大学学报, 2005, 6 (2): 11-14.

[7] Thain A, Estienne J P, Robert J, et al. A Solution for ILS Disturbance Due to a Building [A]. 6th European Conference on Antennas and Propagation [C]. (EUCAP) 2011: 2392-2395.

[8] Redlich W, Gorman T. Disturbance of ILS localizer signals by re-

flections from large hangers [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1969: 1001-1002.

[9] 航空无线电导航设备 (第 1 部分): 仪表着陆系统 (ILS) 技术要求 [S]. 中华人民共和国民用航空行业标准 MH/T 4006. 1-1998.

[10] 林雪原, 谭学者. GPS/SINS 组合导航系统与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (12): 1798-1800.

[11] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.

[12] 杨朝斌, 牛强军, 徐其东. 气压高度表增强 GPS 组合导航系统数据融合 [J]. 四川大学学报 (工程科学版), 2012, 44 (1): 127-131.