

doi: 10.7690/bgzdh.2022.11.018

系留无人机视觉定位技术

王世勇, 刘 满, 倪峰棋, 安 帅

(中国兵器装备集团自动化研究所有限公司无人机事业部, 四川 绵阳 621000)

摘要: 针对系留无人机在导航卫星拒止条件下无法定位的问题, 设计一种基于合作目标的视觉定位系统。通过构建视觉定位系统, 设计靶标检测算法、靶标偏移量计算算法及数据平滑算法, 实现系留无人机的无源定位。试验结果表明: 无人机在飞行及起降过程中, 精确检测地面靶标并解算相对位置, 可有效解决无卫星信号的定位问题。

关键词: 系留无人机; 视觉定位; 卫星拒止

中图分类号: V279 **文献标志码:** A

Vision Positioning Technology for Tethered UAV

Wang Shiyong, Liu Man, Ni Fengqi, An Shuai

(Department of UAV, Automation Research Institute Co., Ltd. of China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China)

Abstract: Aiming at the problem that tethered unmanned aerial vehicle (UAV) can not be located under the condition of navigation satellite denial, a vision positioning system based on cooperative target is designed. By constructing the vision positioning system, the target detection algorithm, the target offset calculation algorithm and the data smoothing algorithm are designed to realize the passive positioning of the tethered UAV. The test results show that the UAV can accurately detect the ground target and calculate the relative position in the process of flight, take-off and landing, which can effectively solve the positioning problem without satellite signals.

Keywords: tethered UAV; vision positioning; satellite denial

0 引言

随着无人机的快速发展, 系留无人机在民用与军事邻域得到了广泛应用, 同时, 无人机的使用环境也变得愈发复杂^[1-2]。无人机在飞行过程中对自身的精确定位是无人机位置姿态控制和自主导航的基础^[3-5]。传统无人机高度依赖 GNSS 接收机、IMU、气压计等传感器提供位置、姿态等信息实现无人机定姿定位^[6-7], 在卫星信号不强甚至被干扰的区域, 无人机环境感知能力大幅下降^[8-9], 对飞行安全提出重大考验。系留无人机依靠地面电源, 通过系留线缆供电, 可实现 24 h 不间断工作, 难以通过惯导长时间保持位置, 因此对卫星信号的依赖更加严重。此外, 在近地面低空飞行的情况下, 由于气压计不稳定带来的无人机与地面相对测高误差也是一个需要解决的难题^[10]。由于定位失效, 系留无人机飞行过程可能拉扯系留线缆, 甚至出现坠机事故。系留无人机在无卫星信号情况下, 若不及时返航可能引起飞行事故, 若返航则无法完成相应的飞行任务。

针对这一问题, 笔者设计一种视觉定位系统, 弥补无导航卫星信号情况的飞行能力, 提高系留无

人机环境适应能力, 增强飞行安全的鲁棒性。

1 系统架构

1.1 系统组成

如图 1 所示, 系统主要由机载摄像机、机载处理器与地面靶标 3 部分组成。基于视觉的无源定位技术具有定位精度高、不易被干扰等优点, 可以作为无人机独立的定位系统, 为无人机提供相对位置信息和定位坐标信息。

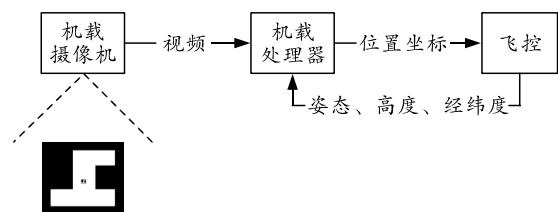


图 1 系统组成

机载摄像机拍摄地面靶标, 采集到的视频不经过压缩编码直接传输给摄像机内置的机载处理器。机载处理器经过对地面靶标的识别, 解算出靶标中心的图像位置和靶标方位角。结合接收飞控传来的无人机姿态信息和气压高度信息计算出飞机当前的

收稿日期: 2022-07-13; 修回日期: 2022-08-13

作者简介: 王世勇(1989—), 男, 四川人, 硕士, 工程师, 从事无人机导航与控制研究。E-mail: wangshiyong_8@126.com。

位置坐标和航向，在飞行高度小于 40 m 时，可不依赖气压高度，解算出无人机与靶标的相对高度。

1.2 工作原理

在无人机起飞、飞行及降落过程中，对地面起降平台上的靶标进行精确检测，通过图像处理技术检测得到靶标的形心点以及无人机与靶标的相对偏转角。

从 RS232 接口接收飞控系统传输的飞机姿态和高度信息，通过坐标变换与定位解算，计算出靶标与无人机的相对位置关系。将计算结果通过 RS232 接口发送给无人机飞控系统，实现在卫星信号拒止环境下对无人机的视觉定位。

在无人机着陆过程中主要分为 2 个阶段实现，第 1 阶段识别大靶标；第 2 阶段识别小靶标。大小靶标示意图如图 2 所示。

当高度大于 5 m 时，识别大靶标；当低于 5 m 时，检测不到完整的大靶标，则自动检测到小靶标的外形轮廓；当检测到靶标的轮廓时，根据预估的

靶标旋转角度，对靶标进行仿射旋转变换，从而估计出靶标的实际像素大小；最后根据光学成像原理，估计出无人机的当前飞行高度，将该结果传递给飞控系统进行降落过程中的控制。

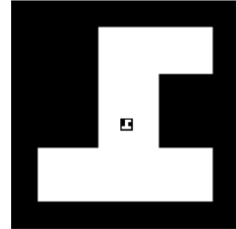


图 2 大小靶标

无人机起飞过程与着陆过程处理方式类似，处理顺序相反。

2 硬件方案

视觉定位系统硬件框图如图 3 所示，整机结构如图 4 所示。对外接口中，网络用于下载视频数据和工作日志，同时用于设备的升级；RS232 接口实时传输位置计算结果，与飞控通信。

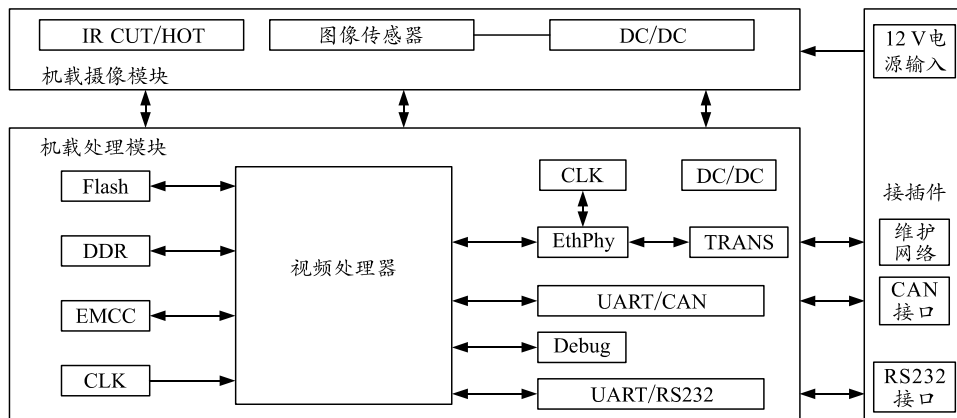


图 3 硬件框图



图 4 整机

机载摄像机模块的图像传感器完成视频数据的采集和 AD 转换，给 Main 模块提供标准视频数据；电源处理完成电源保护、滤波、一级降压和稳压，同时给 Main 模块和设备的加热玻璃视窗提供电源。

机载处理器模块以 HI3559AV100 为处理核心，采用 4 片 32 位的 DDR4 芯片为图像缓存单元，EMMC 芯片提供嵌入式系统存储空间以及数据存储空间，MIPI 接口提供视频输入，时钟为 CPU 和 EthPhy 提供

参考时钟。其任务是对输入视频数据处理，计算出特定目标的相对位置信息，通过 CAN 接口或 RS232 接口给飞控提供可靠的模拟 GPS 信号。

3 定位算法

3.1 整体算法流程

该系统包含靶标检测、靶标偏移量计算及飞行器高度估计 3 个模块。其中，靶标检测为基础，靶标偏移量计算环节则以靶标检测到像素坐标进行多次坐标系的转换与计算，得到在东北地坐标系下无人机相对靶标的 3 维坐标和航向，而高度计算则以靶标计算得出的靶标的像素面积大小为依据计算出当前无人机的飞行高度。三者的原理及流程如图 5 所示。

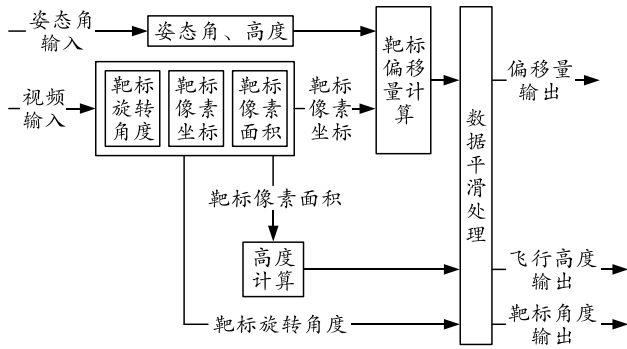


图 5 算法流程

3.2 靶标检测算法设计方案

由于该应用场景需要兼顾大尺寸目标(500×500 像素)与小尺寸目标(10×10 像素)的检测,同时具有一定的抗旋转特性,因此设计了一种具有尺度和旋转不变性的靶标检测算法,算法的整体流

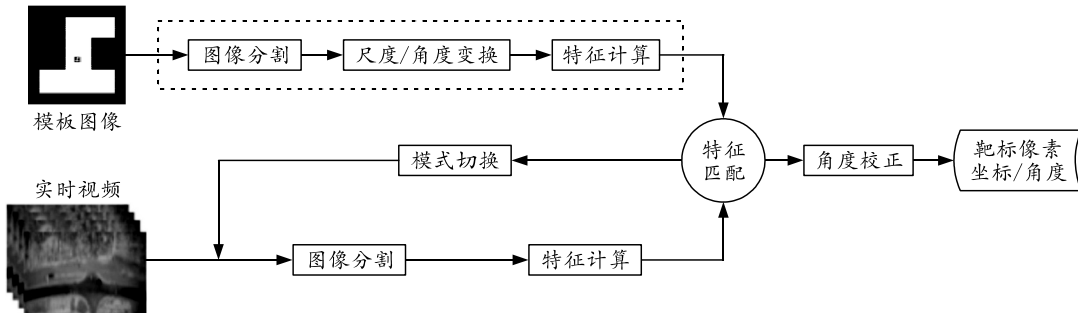


图 6 靶标检测算法

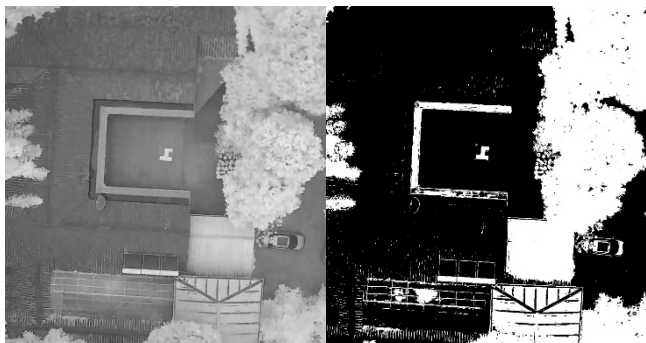


图 7 图像分割效果

3.2.2 特征提取

特征提取是目标检测的关键,为了排除复杂背景的干扰,对候选子区域图像进行归一化处理,图像归一化特征为:

$$F_{img} = (img_val - E_{img}) / \sigma_{img} \quad (2)$$

式中: E_{img} 为图像的期望均值; σ_{img} 为图像的方差; F_{img} 为归一化后的图像特征。

3.2.3 特征匹配

在分别提取到模板和候选目标图像的特征后,则进行目标图像特征与模板图像特征的匹配,特征

程框架如图 6 所示。

3.2.1 图像分割

无论是靶标的特征提取还是目标的特征提取,第 1 步是对图像的分割,可以减少匹配的总数,即不必进行传统的滑窗匹配,从而大大减少计算量。

在图像分割之前,首先根据周围环境特性对图像进行二值化处理,得到二值化图像,然后在此基础上进行图像的分割,这样能计算得到轮廓相对较为完整的目标区域。图像分割效果如图 7 所示,图像二值化计算的算法为:

$$img_val = \begin{cases} 255, & \text{if}(pixel_val > thresh) \\ 0, & \text{if}(pixel_val \leq thresh) \end{cases} \quad (1)$$

式中: img_val 为二值化后像素值; $pixel_val$ 为原始像素值; $thresh$ 为二值化阈值。

匹配的算法公式为:

$$target_index = \max((F_{img} \odot F_{template}) / pixel_area) \quad (3)$$

式中: $pixel_area$ 为像素面积; $target_index$ 为最优匹配对应的模板靶标索引; \max 运算是指计算得出所有候选子区域的匹配值,求得最大匹配值对应的候选目标作为检测到的目标,其中, $F_{img} \odot F_{template}$ 为特征图像矩阵的点乘运算:

$$F_{img} \odot F_{template} = \sum_i \sum_j (img_{i,j} \times template_{i,j}) \quad (4)$$

式中: $img_{i,j}$ 为待匹配图像 (i, j) 像素坐标下的像素值; $template_{i,j}$ 为模板图像 (i, j) 像素坐标系的像素值。 i, j 分别为在图像的宽和高 2 个维度取值的下标,取值范围为:

$$0 \leq i \leq img_height; 0 \leq j \leq img_width \quad (5)$$

3.2.4 搜索模式

为提高检测的实时性,同时尽可能地排除背景干扰,设计了一种子区域搜索模式。具体来说,即在稳定检测到目标后,则只对目标周围一定区域进行后续的检测,不再对整幅图像进行搜索。图 8 展示了子区域搜索下搜索区域的变化过程。



图 8 搜索区域的变化过程

3.2.5 靶标丢失处理

本算法采用子区域搜索模式，这种局部搜索的方式以牺牲部分搜索区域为代价来加快搜索速度，提高解算效率；但这种搜索模式可能导致子区域内丢失靶标，当在搜索区域内检测不到靶标时，则不断扩大搜索区域进行检测，直到检测到靶标为止。

3.2.6 大小靶标检测

在起飞之初或者降落即将完成的过程，由于视场角的缘故，可能无法拍摄到整个大靶标的形状，此时检测失效。为应对这一现象，设计一种大小靶标检测的模式，即在起飞之初或者降落即将完成的过程实现对小靶标的检测，而在飞行到一定高度下，小靶标无法分辨的情况下，则对大靶标进行检测，如图 9 所示。



图 9 大小靶标切换

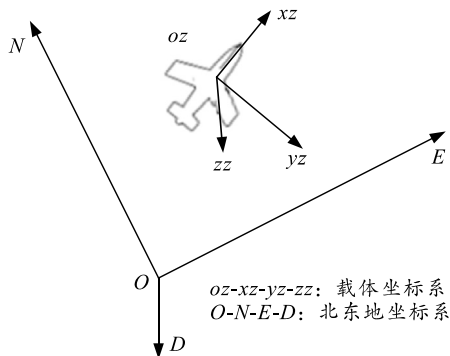
大小靶标检测的切换通过设定一个高度与靶标成像面积的比例阈值 $thresh_val$ 来界定，该先验阈值可以通过配置项进行配置：

$ratio_val = \text{像素面积} / \text{飞行高度}$;

检测小靶标, $if(ratio_val > thresh_val)$
 检测大靶标, $if(ratio_val \leq thresh_val)$ } (6)

式中： $ratio_val$ 为面积高度比； $thresh_val$ 为大小靶标切换阈值。

角度的计算与靶标检测的过程一致，由于算法



是对模板图像进行了旋转操作，即对模板的角度进行了标记，当匹配到图像时所用的模板角度即是靶标的角度。此过程无须单独计算靶标的角度。

3.3 靶标偏移量计算算法设计

3.3.1 坐标系定义

本方案中涉及以下坐标系：像素坐标系、图像坐标系、相机坐标系、载体坐标系、导航坐标系、大地直角坐标系以及 GPS。所有坐标系均为右手坐标系。各个坐标系的定义如下。

- 1) 像素坐标系：像素坐标系是 2 维坐标系，以图像左上角点为原点。
- 2) 图像坐标系：图像坐标系是 2 维坐标系，以图像中心为原点。
- 3) 相机坐标系：相机坐标系是 3 维坐标系，以相机的聚焦中心为原点。
- 4) 载体坐标系：载体坐标系为 3 维坐标系，以载体质心为原点。
- 5) 导航坐标系：导航坐标系为 3 维坐标系，选择北东地导航坐标系。平行与南北方向为 X 轴，指向北为正；平行于东西方向为 Y 轴，指向东为正；垂直于 XY 平面为 Z 轴，指向地为正。导航坐标系的原点不固定，选择载体质心为原点。
- 6) 大地直角坐标系：大地坐标系为 3 维坐标系，其中原点为地球参考椭圆的球心。
- 7) GPS：采用 WGS84 全球坐标系。

部分坐标系以及各个坐标系之间的关系如图 10 所示。

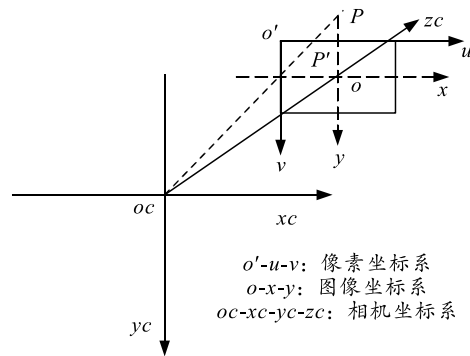


图 10 坐标系之间的关系

相机与载体刚性链接构成一个刚体，相机没有独立的自由度，可以认为载体的姿态角也是相机的姿态角。即相机与载体之间没有物理相对旋转。

3.3.2 水平位置计算

本方案中涉及多个坐标之间的转换，转换顺序为像素坐标→相机坐标→载体坐标→导航坐标（偏移量）。

已知相机像素 (u_0, v_0) ，相机视场角 (FOV_x, FOV_y) ，相机安装位置与飞机质心之间的偏移 T ，飞机某时刻的飞行高度 H ，飞机某时刻的姿态角 $(yaw, pitch, roll)$ ，飞机某时刻相机拍摄的图像中靶标的像素位置 (u, v) 。相机安装过程中，水平和垂直视角方向分别与载体坐标系中 Y 轴， X 轴平行。其中相机像素、相机视场角、相机安装位置与飞机质心之间的偏移是静态的物理变量。飞行高度、飞行姿态、相机拍摄图像中靶标的位置是动态变量。坐标转换以及偏移量计算步骤如下。

1) 某时刻相机视野拍摄范围：

$$\begin{aligned} \text{width} &= \tan(FOV_x/2 + roll) * H + \tan(FOV_x/2 - roll) * H; \\ \text{height} &= \tan(FOV_y/2 + pitch) * H + \tan(FOV_y/2 - pitch) * H. \end{aligned} \quad (7)$$

式中 width , height 分别为拍摄视野的宽和高。

2) 像素坐标 $(o'-u-v)$ →相机坐标 $(oc-xc-yc-zc)$ ：

$$\begin{aligned} dx &= \text{width} / u_0; \quad dy = \text{height} / v_0; \\ xc &= (u - u_0 / 2) * dx; \quad yc = (v - v_0 / 2) * dy; \\ \text{camera_coord} &= (xc, yc, H). \end{aligned} \quad (8)$$

式中： dx , dy 分别为在宽和高的方向上每个像素所代表的实际物理长度； camera_coord 为相机坐标系下的坐标值。靶标在相机坐标系中沿 Z 轴的坐标近似等于飞机飞行高度 H 。

3) 相机坐标 $(oc-xc-yc)$ →载体坐标 $(oz-xz-yz-zz)$ ：

$$\begin{aligned} \text{fixed} &= -\pi / 2; \\ rz &= \begin{bmatrix} \cos(\text{fixed}) & \sin(\text{fixed}) & 0 \\ -\sin(\text{fixed}) & \cos(\text{fixed}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \\ \text{uav_coord} &= rz \cdot \text{camera_coord}^T + T. \end{aligned} \quad (9)$$

式中 uav_coord 为载体坐标系下的坐标值。由前述对坐标系的定义可知，相机坐标系与载体坐标系之间存在绕 Z 轴角度为 $-\pi/2$ 的旋转。且假设相机安装位置与载体质心位置之间存在一定的偏移量。由相机坐标变换到载体坐标，相当于是绕载体坐标系 Z

轴旋转再平移。

4) 载体坐标 $(oz-xz-yz-zz)$ →北东地坐标 $(O-N-E-D)$ ：

$$\begin{aligned} rz &= \begin{bmatrix} \cos(\text{yaw}) & \sin(\text{yaw}) & 0 \\ -\sin(\text{yaw}) & \cos(\text{yaw}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \\ ry &= \begin{bmatrix} \cos(\text{pitch}) & 0 & -\sin(\text{pitch}) \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & \sin(\text{pitch}) & \cos(\text{pitch}) \end{bmatrix}; \\ rx &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\text{roll}) & \sin(\text{roll}) \\ 0 & -\sin(\text{roll}) & \cos(\text{roll}) \end{bmatrix}; \\ \text{ned_coord} &= rz \cdot ry \cdot rx \cdot \text{uav_coord}^T. \end{aligned} \quad (10)$$

式中： ned_coord 为北东地坐标系下的坐标值； yaw 为偏航角； pitch 为俯仰角； roll 为滚转角。由前述对坐标系定义可知，载体坐标系变换到北东地坐标系，完全由载体的姿态角决定。至此，得到了靶标在以载体质心为原点的北东地坐标系下的坐标，即靶标相对于载体的偏移量。

5) 北东地坐标 $(O-N-E-D)$ →GPS。

若已知系统中某一点的GPS（比如靶标GPS或者飞机GPS），则可以进一步将未知点在北东地坐标系中的坐标转换成GPS。其中包含了2个步骤：北东地坐标转换为大地直角坐标，大地直角坐标转换为GPS。假设已知某一时刻飞机GPS经度、纬度、高程 (L, B, H) ，计算靶标GPS过程如下：

$$\begin{aligned} a &= 6378137; \quad b = 6356752.3145; \quad e = 0.081819190842; \\ e_2 &= 0.082094438036; \quad N = a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2(B)}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} r &= \begin{bmatrix} -\cos(L)\sin(B) & -\sin(L) & -\cos(L)\cos(B) \\ -\sin(L)\sin(B) & \cos(L) & -\sin(L)\cos(B) \\ \cos(B) & 0 & -\sin(B) \end{bmatrix}; \\ t &= \begin{bmatrix} (N+H)\cos(B)\cos(L) \\ (N+H)\cos(B)\sin(L) \\ (N(1-e^2)+H)\sin(B) \end{bmatrix}; \\ \text{geo_coord} &= r \cdot \text{ned_coord}^T + t. \end{aligned} \quad (11)$$

式中 geo_coord 为大地直角坐标系下的坐标值。

设 $x, y, z = \text{geo_coord}$,

$$L_1 = \begin{cases} \arctan(y/x), & x > 0 \\ \arctan(y/x) + \pi, & x < 0, y > 0; \\ \arctan(y/x) - \pi, & x < 0, y < 0 \end{cases}$$

$$\text{theta} = \arctan\left(\frac{za}{(b\sqrt{x^2 + y^2})}\right);$$

$$B_1 = \arctan \left(\frac{z + be_2^2 \sin(\theta)^3}{\sqrt{x^2 + y^2 - ae^2 \cos(\theta)^3}} \right);$$

$$H_1 = \sqrt{x^2 + y^2} / \cos(B_1) - N;$$

$$GPS = (L_1, B_1, H_1). \quad (12)$$

式中： a 为地球椭球体长半轴长度； b 为地球椭球体短半轴长度； e 为椭球第一偏心率； e_2 为椭球第二偏心率； N 为椭球卯酉圈曲率半径。

至此，已知系统中一时刻 GPS，可求得其他时刻的 GPS。

3.4 数据平滑算法

3.4.1 位置数据平滑

由于偏移量受到偶然噪声的干扰可能发生抖动和瞬时偏移，需要对偏移量进行相邻帧的步长限制。当相邻帧的距离超过步长时，纠正当前帧的定位点，输出的定位位置离上一帧的距离不超过步长且向目标点进行逼近。如果每一帧的定位点都较上一帧的距离超过步长，那么每一帧的输出都离上一帧的距离不超过步长，且向目标点进行逼近，如图 11 所示。

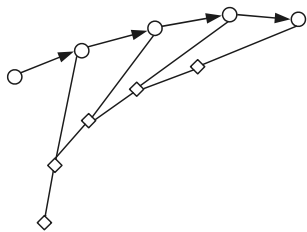


图 11 水平方向偏移量数据平滑过程

圆点为计算得到的定位位置。方点为输出的偏移量位置。因为有了步长的限制，当定位位置偏移较大时(圆点)，输出的点(方点)每一步会向这一步定位的位置逼近，逼近的幅度为限制步长值(水平方向步长为 0.4 m)。当定位点变化较缓慢时，输出点会一步一步逼近直至与定位点重合。

3.4.2 角度数据平滑

角度输出的数据可能受到目标检测及角度计算的精度影响产生抖动乃至噪声点。当相邻帧的角度计算变化值超过步长时(3°)，不完全采用角度计算值，而是从上一帧的角度输出值向这一帧的角度计算值进行逼近，逼近步长为一个参数(比如取 3°)。以这个逼近后的角度值作为角度输出，这样相邻帧的角度输出值大小不超过步长，且角度输出值的变化趋势与实际变化趋势也相符合。当下一帧的角度计算值依然超过步长时，继续执行上面的逼近纠正

操作。

4 误差分析及试验测试

本方案产生的误差来源主要为系统误差、偶然误差，具体情况如下。

4.1 系统误差

系统误差主要为安装误差和摄像机成像误差，如相机安装位置(在无人机上非垂直向下)的误差、姿态仪安装位置的误差，安装误差可以在安装时进行规避，后期也可以通过算法校正；摄像机成像产生的误差主要有光学误差、机械误差等，机械误差产生于装配过程中，可通过提高装配质量或者校正减小该误差，光学误差主要是图像畸变或失真，可选用畸变小的镜头或者算法进行校正。尽管该类系统误差可以消除，也可以分配一定的误差，指导开展相关工作，如安装位置误差不能超过 0.2°，光心位置不能偏离 3pixel，选用畸变小的镜头。分配误差后，工作在 320、220 及 1 m 时，该部分系统误差计算情况如表 1—3 所示。

表 1 安装位置引起的误差

高度/m	安装位置误差/(°)	水平方向误差/m
320	0.2	1.220 0
220	0.2	0.840 0
1	0.2	0.003 8

表 2 光心位置偏移引起的误差

高度/m	光心位置偏差/pixel	水平方向误差/m
320	3	0.580 0
220	3	0.400 0
1	3	0.001 8

表 3 图像畸变引起的误差

高度/m	图像畸变平均像素偏移/pixel	水平方向误差/m
320	1	0.190 0
220	1	0.130 0
1	1	0.000 6

4.2 偶然误差

本方案中的偶然误差主要来源于工作环境中，由于传感器(姿态仪、高度计)的应用环境受到不确定因素影响，如工作高度、温度变化、振动、天气影响等造成的误差及图像算法造成的误差，该部分误差需要做误差仿真分析。根据飞控输入的姿态角和气压高度，偶然误差范围为：1) 姿态仪测量角度产生的误差(俯仰角、横滚角≤0.2°)；2) 高度计测量产生的误差(≤10 m)；3) 定位算法计算带来的误差。

在 320、220 及 1 m 工作高度下，由无人机姿态角误差引入的无人机水平方向偏移量分别为：

1.2、1.0 和 0.01 m。由高度测量误差引入的无人机水平方向偏移量分别为：0.8、0.6 和 0.02 m。由算法计算误差引入的无人机水平方向偏移量分别为：1.0、0.7 和 0.02 m。具体见表 4 和表 5，其中表 4 为 3 个不同高度误差情况，表 5 为 3 个不同高度下水平方向的误差情况。

表 4 不同高度误差情况

高度/m	姿态角度误差/(°)	高度误差/m	算法计算误差/pixel
320	±0.2	±10.00	5
220	±0.2	±10.00	5
1	±0.2	±0.03	5

表 5 不同高度误差情况

高度/m	由姿态角引入的偏差量/m	由高度引入的偏差量/m	由算法计算引入的偏差量/m
320	±1.20	±0.80	1.00
220	±0.80	±0.60	0.70
1	±0.01	±0.02	0.02

4.3 试验测试

将采用本视觉定位算法的系留无人机进行试飞，飞行相对高度为 220 m，飞行过程中同时记录高精度 RTK 定位数据与本算法的定位数据，以 RTK 定位数据为参考基准，计算本算法在 x 、 y 方向的偏移量，并绘制水平位置偏移量图，如图 12 所示。

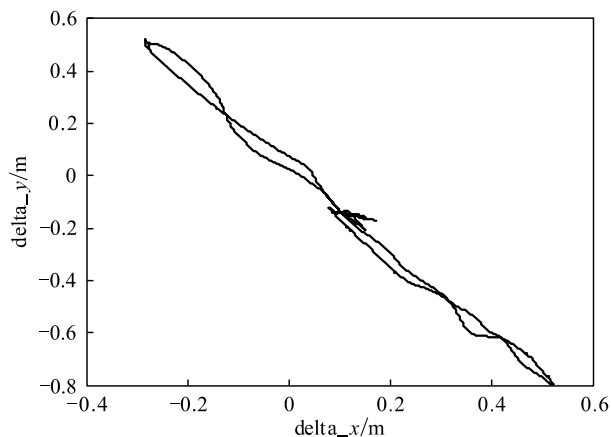


图 12 水平位置偏移量

由上图可见，本视觉定位算法能够实现米级水平位置定位，增强无人机定位的鲁棒性。

5 结束语

为解决系留无人机在卫星拒止条件下无法定位的问题，笔者设计一套基于合作目标的视觉定位系统，介绍系统组成与工作原理，设计靶标检测算法、靶标偏移量算法、高度估计算法及数据平滑算法。试验结果表明：该视觉定位系统起降及飞行过程中能够精确检测合作靶标，解算相对位置关系从而实现准确定位，弥补了系留无人机无卫星定位的短板和缺陷，提高了系留无人机环境适应能力，具有一定工程应用价值。

参考文献：

- [1] 王亚威, 朱文博. 复杂环境下的四旋翼无人机定位技术综述[J]. 四川水泥, 2017(12): 1.
- [2] 殷希梅, 康焰清. 无人机电载精确制导炸弹技术发展趋势[J]. 兵工自动化, 2021, 40(9): 92-96.
- [3] 邱鹏瑞. 基于 Pixhawk 的四旋翼无人机视觉定位系统研究[J]. 昆明理工大学学报, 2018, 43(3): 45-48.
- [4] 贾绍文, 江志东, 霍立平, 等. 基于无人机平台的陆基光学助降装置动态标校系统[J]. 兵工自动化, 2020, 39(4): 8-11.
- [5] 赵明明, 陶翔, 李恒, 等. 基于 QPSO 的模糊策略博弈的多无人机空战策略[J]. 兵工自动化, 2021, 40(5): 14-17.
- [6] 全权. 多旋翼飞行器设计与控制[M]. 北京: 电子工业出版社, 2018: 184-188.
- [7] 陈志旺. 四旋翼飞行器快速上手[M]. 北京: 电子工业出版社, 2017: 66-68.
- [8] 吕科, 施泽南, 李一鹏. 微型无人机视觉定位与环境建模研究[J]. 电子科技大学学报, 2017, 46(3): 543-548.
- [9] SUZUKI T, INOUE D, AMANO Y. Robust UAV position and attitude estimation using multiple GNSS receivers for laser-based 3D mapping[C]//2019 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). IEEE, 2019.
- [10] 王梓豪, 朱波, 王奇, 等. 基于视觉辅助导航的小旋翼机群编队穿越障碍技术[J]. 电子科技大学学报, 2021, 50(3): 391-397.