

文章编号: 1001-3806(2019)03-0335-06

## 基于位置敏感探测器的组合导航技术研究

蒋晓东<sup>1</sup>, 于纪言<sup>1\*</sup>, 朱立坤<sup>2</sup>

(1. 南京理工大学 智能弹药国防重点学科实验室, 南京 210094; 2. 中电海康集团有限公司 中电海康集团研究院, 杭州 310012)

**摘要:** 为了减小现有小型旋翼类无人机飞行过程中卫星/惯性组合导航系统的制导误差, 提高其导航系统定位精确度, 提出2维位置敏感探测器激光制导与机载卫星/惯性组合导航系统结合的新型导航系统方案。该系统利用1064nm红外脉冲激光作为引导光源, 采用中间飞行段卫星/惯性导航、末端飞行段激光照射制导结合的方式, 进行了理论分析和对比实验验证。结果表明, 在室外飞行环境和室内强、弱、正常光照飞行环境下, 该系统始终保持较高的定位精度和结果一致性; 相对比其它现有制导方式, 该系统的探测频率始终保持5kHz, 定位精度始终保持其圆形概率误差处于0.10m数量级, 取得了较好的定位实验结果。该系统具有鲁棒性强、电路简单、探测灵活、高速精确的特征, 对无人机末端制导具有重要意义。

**关键词:** 激光技术; 激光制导; 位置敏感探测器; 组合导航

**中图分类号:** TN249

**文献标志码:** A

**doi:** 10.7510/jgjs.issn.1001-3806.2019.03.009

## Research of combined navigation technology based on position sensitive detectors

JIANG Xiaodong<sup>1</sup>, YU Jiyang<sup>1</sup>, ZHU Likun<sup>2</sup>

(1. Ministerial Key Laboratory of Intelligent Ammunition, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China; 2. Cethik Group Research, Cethik Group Co. Ltd., Hangzhou 310012, China)

**Abstract:** In order to reduce the guidance error of a satellite/inertial integrated navigation system and improve its navigation and positioning accuracy, a new navigation system scheme combining position sensitive detector (PSD) laser guidance with airborne satellite/inertial integrated navigation system was proposed. In this system, 1064nm infrared pulse laser was used as the guiding light source, and the combination of satellite/inertial navigation in the middle flight segment and laser guidance in the terminal flight segment was adopted. Through theoretical analysis and comparative experiments, the results show that the system always maintains high positioning accuracy and consistent results in the outdoor flight environment and the indoor strong, weak and normal lighting flight environment. Compared with the other existing guidance methods, the detection frequency of the system always remains 5kHz, and the positioning accuracy always keeps its circular error probable at the order of 0.10m. Good positioning experimental results are obtained. The system has the characteristics of strong robustness, simple circuit, flexible detection, high speed and precision. It is of great importance to the terminal guidance of unmanned aerial vehicle.

**Key words:** laser technique; laser guidance; position sensitive detector; integrated navigation

### 引言

无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)越来越成为当今民用与军用领域中执行航拍、侦查等任务的重要角色<sup>[1]</sup>, 因此导航定位系统也越发成为重要研究对象。导航定位系统是无人机制导技术的核心组成部

分, 是无人机完成预设航线飞行与定点起降、定点悬停动作的关键<sup>[2]</sup>。目前多数无人机导航系统都采用全球定位系统(global positioning system, GPS)导航与微机电系统(micro-electro-mechanical system, MEMS)惯性导航相结合的方式以提升定位精度<sup>[3]</sup>。其在工作时接收卫星定位信号, 同时结合惯性导航得出无人机实时位置, 得到与目标的相对位置关系。但是商用GPS定位精度在10m数量级, 而惯性导航会因为积分而导致累计误差<sup>[4]</sup>, 因此在某些需要精准定位的场合, 该种组合方式无法完全胜任导航工作。同时在某些特殊情况下, 飞行环境会使GPS信号丢失, 或者使

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(116021111)

作者简介: 蒋晓东(1994-), 男, 硕士研究生, 现主要从事激光探测与制导的研究。

\* 通讯联系人。E-mail: jxd0204@126.com

收稿日期: 2018-06-27; 收到修改稿日期: 2018-07-27

惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)失效,导航定位系统将失效。与此同时随着无人机的小型化、轻量化发展,其应用场合要求也越发苛刻和复杂,机载导航定位系统高精度、自主性、小型化、低功耗、抗干扰性等要求也不断提高<sup>[5]</sup>。

LI 等人<sup>[6]</sup>研究了以人工标志物为基准的无人机定位系统,提出了一种基于颜色识别跟踪的无人机视觉导航系统,其利用机载互补金属氧化物半导体(complementary metal oxide semiconductor, CMOS)图像传感器采集人工标志物图像并进行处理,进行颜色识别与飞行跟踪,从而完成无人机精确定位工作。但该方案需要预先在目标位置处放置人工标志物,无法做到远距离非接触导航,同时图像颜色识别处理效果极易受光线、距离、摄像头拍摄效果、背景等影响,从而较大地影响定位探测系统的精确性与鲁棒性。LIU 等人<sup>[7]</sup>提出了一种改善无人机自动返航降落误差的方法,其通过在机场地面布置一系列的天向的摄像头,利用 GPS 粗定位与运动检测细定位相结合的方法,大大提高了无人机在机场的降落定位精度。但是该方案受场地与摄像头布置情况、拍摄广角范围限制,且仅能在已布置摄像头的有效拍摄区域进行“细”定位。同时虽然该方案采用运动检测与背景去除算法,但是其仍极易受光线、距离、摄像头曝光效果等影响。MA 等人<sup>[8]</sup>提出了一种基于机器视觉的无人机飞行过程定位算法,该定位算法基于尺度不变特征变换(scale invariant feature transform, SIFT)算法进行图像特征匹配,其精度相较于图像颜色识别定位方案得到了很大提高。但该方案中 SIFT 图像匹配算法运算较复杂,程序串行计算耗时过大,对于处理器要求较高,同时处理器耗能量也较为巨大,无法做到在小型无人机上的小型化、低功耗应用。MIAO 等人<sup>[9]</sup>提出了一种基于激光末端引导机制的无人机精确回收方法,其对激光末端引导精确回收无人机系统的工作原理及流程进行了理论分析和验证。但该方法采用四象限光电器件,四象限光电器件探测角度有限且存在探测死区,极易受激光光斑形状与位置影响,降低了激光制导的精确性,同时在探测前无人机需要预先将光敏面粗略地对准激光光斑,限制了激光制导应用于无人机的灵活性。

因此本文中将 2 维位置敏感探测器激光探测技术与 GPS/IMU 导航定位技术相结合,提出一种基于位置敏感探测器(position sensitive detector, PSD)激光探测的无人机组导航方案,在中间飞行阶段中使用 GPS/IMU 组合导航进行粗定位,在接近目标、降落点等时使

用 PSD 激光制导进行细定位,以完成飞行过程精确制导定位。针对单纯 GPS/IMU 组合导航精度较为不足等问题,本文中采用 GPS/IMU 导航与 PSD 激光导航相结合的方式,提高飞行导航精度;针对人工标志物导航和地面广角摄像头导航必须预先设置导航点,且无法做到远距离非接触导航的缺点,本文中采用远距离红外脉冲激光照射导航作为飞行末端精确定位方式;针对图像处理导航过程易受光线、距离、曝光、背景等影响的缺点,本文中采用非可见光波段激光照射漫反射点作为导航标记,抗干扰性强,可以有效避免外部影响;针对利用图像特征匹配算法导航计算量巨大的缺点,本方案利用 PSD 传感器探测激光反射点,利用硬件电路处理定位点信息,机载处理器计算量较小,从而使得整体方案可以实现高速化、小型化、低功耗化设计;针对四象限光电传感器探测角度较小、存在死区,且需要预先对准激光光点问题,本方案采用位置敏感探测器件,其探测角度较广且无死区,同时对成像面激光光斑形状位置要求较小,因此可以做到在激光末端制导细定位阶段,无人机无需做任何预先对准激光光斑的动作,大大提高了本制导方案的灵活度与适用范围。实验结果表明,作者提出的基于 PSD 激光探测的无人机组导航方案有效地提高了无人机的导航定位精度,同时导航系统符合小型化、低功耗化设计,且鲁棒性较高,满足无人机制导需求,具有一定应用前景。

## 1 导航定位系统总体设计

### 1.1 飞行段导航方案设计

本文中以小型四旋翼无人机为研究对象,针对无人机在飞行过程中的导航定位问题,提出 GPS/IMU 导航与 PSD 激光导航相结合的粗细导航定位方式。其中 GPS/IMU 导航定位模块主要负责接收卫星定位信号与惯性传感信号,为飞行器中间飞行阶段提供粗定

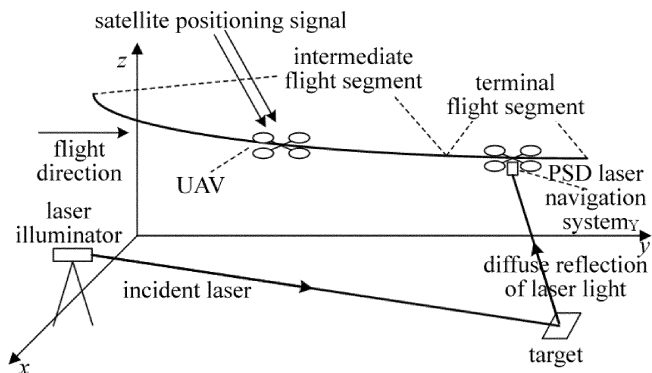


Fig. 1 The process of navigation in flight

位;PSD 激光导航定位模块主要负责接收来自目标照射点的激光漫反射信号,为飞行末端(距目标 100m 左右)与降落过程提供激光制导细定位。两者互相结合,充分利用 GPS/IMU 导航定位自主性特点与 PSD 激光制导的探测范围广、高抗干扰性、高精度特点,以完成最终飞行制导目的。整个飞行过程中导航定位示意图如图 1 所示。

## 1.2 基于 PSD 激光探测的无人机组合导航系统硬件结构设计

以某小型四旋翼无人机制导系统为例,本文中提出的基于 PSD 激光探测的无人机组合导航系统总体结构示意图如图 2 所示。其包括电源系统、GPS/IMU 导航定位模块、PSD 激光导航定位系统、导航定位主控等。其中 GPS/IMU 导航定位模块部分包括 GPS 天线、卫星接收机和 IMU 传感器模块;PSD 激光导航定位系统部分包括 PSD 传感器、4 路信号放大滤波模块、高速模数采集模块。导航定位主控主要负责在飞行中间阶段接收 GPS/IMU 的导航数据进行粗定位,在飞行末端或者降落时接收来自 PSD 激光导航定位系统与 GPS/IMU 系统的组合导航信息,经过预定策略处理后发送给飞行稳定控制器以控制飞行器运动。

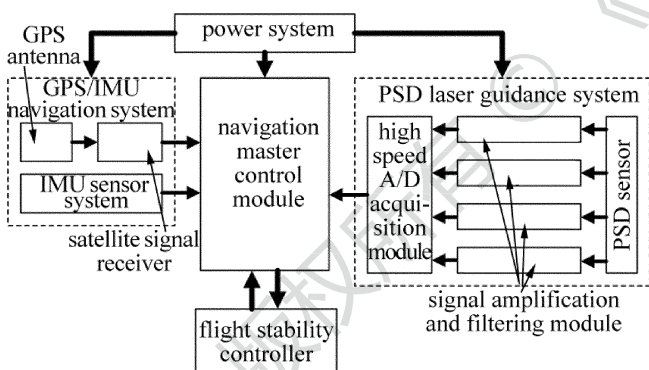


Fig. 2 General structure diagram

## 2 组合导航系统设计

### 2.1 PSD 激光导航系统工作原理与定位模型

2 维 PSD 传感器能够准确给出入射光点在光敏面上的位置,当入射光斑较小时,PSD 传感器可快速探测出光斑能量中心的位置,响应时间为微秒级,且其可对光斑位置进行连续测量,同时 PSD 传感器对于光斑形状无特殊要求<sup>[10]</sup>。图 3 为 2 维 PSD 传感器工作原理。其拥有 4 个电流输出管脚,工作时根据光斑坐标位置输出 4 路不同大小的电流<sup>[10-11]</sup>。以 PSD 传感器光敏面中心作为坐标原点,设 4 个电极输出电流分别为  $I_1$ ,

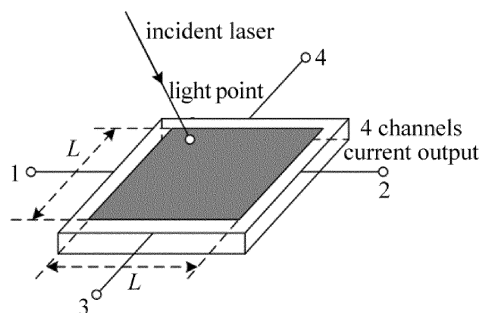


Fig. 3 Working principle of PSD sensor

$I_2, I_3, I_4$ , 如图 3 中阴影部分所示,PSD 敏感面尺寸为  $L \times L$ ,则其光斑能量中心坐标与 4 路电流之间的关系如下式所示:

$$\begin{cases} x = \frac{L}{2} \cdot \frac{I_2 - I_1}{I_2 + I_1} \\ y = \frac{L}{2} \cdot \frac{I_4 - I_3}{I_4 + I_3} \end{cases} \quad (1)$$

PSD 传感器与飞行器完全固连,照射在目标上的漫反射激光光斑在 PSD 成像面上进行成像,随着飞行器不断地向目标飞行,得到目标反射成像位置的运动轨迹。其中各坐标系关系为<sup>[12]</sup>:地面坐标系为  $O-x-y-z$ ,飞行器机体坐标系为  $O-x_1-y_1-z_1$ ,PSD 传感器固定于飞行器底部  $z$  轴方向,探测面朝向大地,则成像坐标系定义为  $O'-x_g-y_g-z_g$ 。由 PSD 传感器与飞行器固定关系可知,成像坐标系是飞行器坐标系  $O-x_1-y_1-z_1$  沿  $O-z_1$  轴平移距离光学透镜焦距  $f$  得到的,各坐标系关系如图 4 所示。

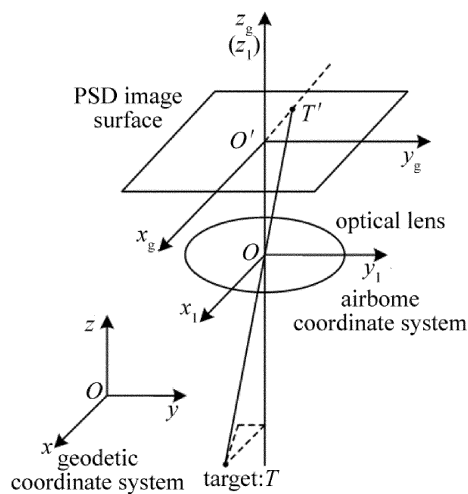


Fig. 4 Relationship of transformation in coordinate system

大地坐标系中,飞行器的实时坐标为  $O(x_o, y_o, z_o)$ ,激光照射目标点的坐标为  $T(x_t, y_t, z_t)$ ,那么根据图 4 各坐标关系,目标在机体坐标系当中的坐标位置  $T'$  为  $(x', y', z')$ ,其计算如下式所示<sup>[13]</sup>:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi\cos\varphi & \cos\phi\sin\varphi & \sin\phi \\ -\sin\phi\cos\gamma - \sin\phi\cos\varphi\sin\gamma & \cos\phi\cos\gamma - \sin\phi\sin\varphi\sin\gamma & \cos\phi\sin\gamma \\ \sin\phi\sin\gamma - \sin\phi\cos\varphi\cos\gamma & -\cos\phi\sin\gamma - \sin\phi\sin\varphi\cos\gamma & \cos\phi\cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_t - x_o \\ y_t - y_o \\ z_t - z_o \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $\varphi, \phi, \gamma$  分别对应飞行器飞行俯仰角、偏航角和横滚角。成像过程中, 由于敏感面是处于光学镜头的焦平面上的, 故成像坐标系中目标点  $z$  轴坐标值  $z_g$  恒等于 0, 此时光学透镜的焦距为  $f$ , 因此可得到目标成像点  $T_g'(x_g, y_g, z_g)$  坐标点与目标点在机体坐标系坐标点位置关系如下式所示:

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \end{bmatrix} = \frac{f}{z'} \begin{bmatrix} x' \\ y' \end{bmatrix} \quad (3)$$

实际测量时, PSD 成像面坐标系中的目标点成像坐标  $T_g'(x_g, y_g, z_g)$ 、大地坐标系中的目标点坐标  $T(x_t, y_t, z_t)$  和飞行器姿态角  $\varphi, \phi, \gamma$  均可测量测到, 因此, 可以求出飞行器在大地坐标系当中的坐标位置  $O(x_o, y_o, z_o)$ , 最终求得飞行器与目标点之间的位置关系。

## 2.2 激光器选择与 PSD 信号处理电路设计

激光照射器的选择是限制本文中 PSD 激光导航定位系统探测性能的关键, 因此采用某型军用红外脉冲激光器作为激光照射光源, 其参量如表 1 所示。

Table 1 Parameters of laser emitter

wavelength/ nm	pulse width/ns	repetition frequency/ Hz	pulse energy/ mJ	laser beam divergence/ mrad	collimating method
1064	10	10	80	1~5	optical telescope mode

PSD 信号处理电路设计方案如图 5 所示。其中包括 PSD 传感器、4 路电流/电压(I/V)转换电路、4 路方法滤波电路、4 通道高速模数采样模块以及采集主控现场可编程门阵列(field-programmable gate array, FPGA)等<sup>[14-16]</sup>。PSD 传感器在工作时, 测量发射激光光斑在探测面上的能量中心位置坐标, 根据坐标输出 4 路电流信号; 4 路电流信号输入 I/V 转换电路后, 被等比例转换成模拟电压信号; 进而 4 路模拟电压信号

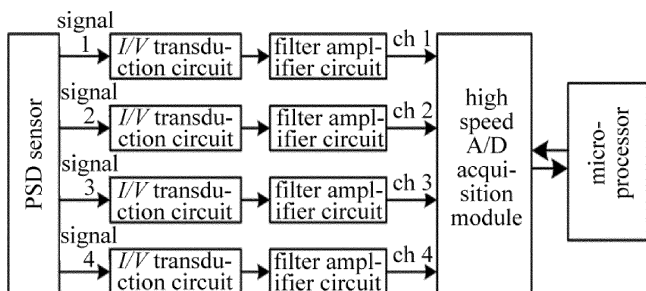


Fig. 5 Circuit design of PSD signal processing

经过放大滤波电路, 进行滤波处理, 同时放大合适倍数供后续处理; 微处理器通过控制高速模数转换芯片时序来进行 4 路电压信号的高速采样, 完成后根据 (2) 式与 (3) 式来求得飞行器与激光照射目标点的实时位置关系。其中 4 通道高速模数采样模块采用带采样保持的模数转换芯片 MAX1304。

## 2.3 组合导航系统软件设计

根据飞行阶段分, 导航系统分为中间阶段 GPS/IMU 粗定位导航飞行过程、末端/降落阶段 PSD 激光制导细定位导航飞行过程。由于 PSD 传感器的有效探测面积、安装固定角度与飞行器自身姿态限制了其探测范围, 因此中间飞行阶段与末端/降落飞行阶段的区分标志即为 PSD 传感器是否接收到了有效的激光反射点信息, 即 PSD 传感器输出的定位信号是否有效。

因此, 本文中提出的 GPS/IMU 与 PSD 激光制导组合导航定位方案的软件执行流程如图 6 所示。

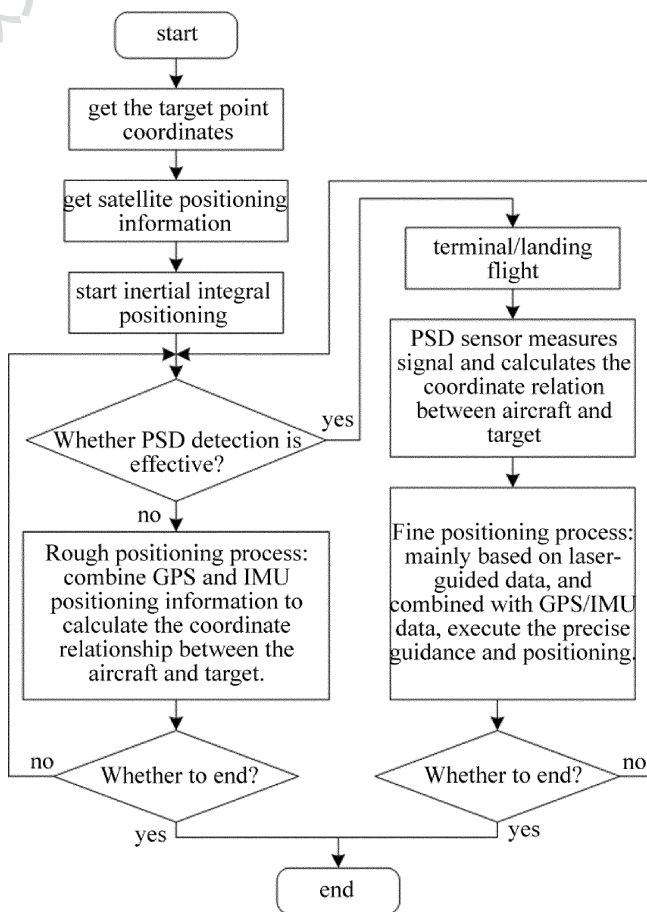


Fig. 6 Software design of the integrated navigation

### 3 实验结果与分析

为了验证基于 PSD 激光探测的无人机组导航方案较单纯使用 GPS/IMU 导航定位精度高,较图像颜色识别导航定位鲁棒性强,较 SIFT 图像识别导航定位计算速度快,本文中以某小型四旋翼无人机为载体,设计 3 组飞行制导对比实验。

本次实验中,卫星定位导航部分采用 S1216 商用 GPS + 北斗双模定位模块,惯性导航模块采用 MPU9250 9 轴 MEMS 传感器 + BMP280 气压高度计组合;图像颜色识别部分采用 STM32 微处理器 + OV2640 CMOS 摄像头组合,采用色调、饱和度、明度 (hue, saturation, value, HSV) 颜色空间识别,以像素点面积作为识别标准;SIFT 图像匹配识别部分则采用 YANG 等人<sup>[17]</sup>提出的图像匹配定位技术研究的实验结果;本文中提出的组合制导方案中激光器采用某型军用 1064nm 红外脉冲激光器,探测部分采用日本滨松公司的 S5991-01 2 维枕型 PSD 作为探测元件,配合

FPGA 控制高速模数转换芯片 MAX1304 进行 4 路信号采样,并按照 2.1 节中的坐标计算方法进行目标位置定位解算。每组实验中四旋翼飞行器飞行高度均控制为 10m 左右,摄像头和 PSD 传感器均固定于稳定云台,人工地面标志采用 20cm × 20cm 红色塑料板。

实验结果如表 2 所示。由表分析可知,GPS/IMU 组合导航方式无法在室内等遮挡卫星信号环境工作,其定位精度约为 2.7m 圆形概率误差 (circular error probable, CEP),同时其探测周期限制于卫星接收机工作频率,仅为 20Hz。实验中,图像颜色识别的室外定位精度约为 0.33m CEP,其在室内外均可工作,但是摄像头极易受环境影响,在室内强光或者弱光情况下,其定位精度均出现较大波动。图像特征匹配导航方式则具有较好的识别鲁棒性,但是其计算复杂、耗时较大、导航实时性较差。而本文中提出的 PSD 激光制导方式,其室内外定位精度较为一致,鲁棒性较高,均在 0.1m CEP 左右,且其探测计算量较小,频率可以做到 5kHz 及以上,完全满足飞行器定位实时性要求。

Table 2 Comparison of 4 navigation methods

navigation method	outdoors		indoors and weak lighting conditions		indoors and normal lighting conditions		indoors and bright lighting conditions	
	period	CEP	period	CEP	period	CEP	period	CEP
GPS/IMU integrated navigation	20Hz	2.70m	20Hz	—	20Hz	—	20Hz	—
image color recognition navigation	20Hz	0.33m	20Hz	2m	20Hz	0.35m	20Hz	2.20m
image feature matching navigation	0.812Hz	0.21m	—	—	—	—	—	—
PSD laser navigation	5kHz	0.10m	5kHz	0.10m	5kHz	0.10m	5kHz	0.11m

本实验中飞行器载体定高约 10m,激光器于水平距离约 50m、垂直距离约 27m 处进行照射,按照 y 轴坐标 0.5m 直线向前飞行 3.7m 左右,其数据采集曲线如图 7 所示。从图 7 中的数据可以看出,考虑到无飞机飞行时的振动与运动情况,其制导过程中精度在 0.1m CEP 范围内。

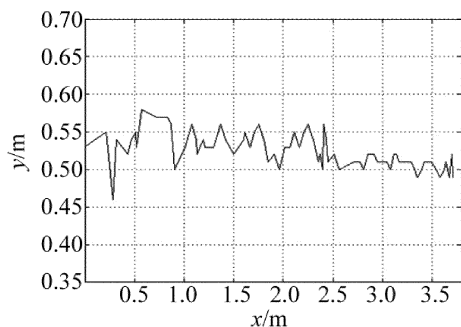


Fig. 7 Trajectory of PSD laser navigation

### 4 结 论

通过分析现有常见飞行器导航定位技术方案特

征,通过横向比较得出有无人机导航技术各自的优缺点。针对现有技术不足之处,利用 PSD 传感器响应快、抗干扰性强等特点,提出了 PSD 激光制导配合 GPS/IMU 组合导航定位的设计方案,通过实验对比验证,在保证可以有效完成小型飞行器导航定位要求的指标要求下,该方案可以有效提高小型无人机末端定位精度、提高定位探测频率。同时本文中制导系统软硬件架构简单、系统鲁棒性较强、信号计算与处理过程较为迅速,大大降低了单次制导过程耗时,在实际导航当中取得了较好的实验效果,具有较高的工程实践价值。

### 参 考 文 献

- [1] LI Zh P, ZHANG Y G, AI Y, et al. Laser tracking and wireless power supply system for unmanned aerial vehicles[J]. Laser Technology, 2018, 42(3): 306-310 (in Chinese).
- [2] XU Ch, HUANG D Q. Error analysis for target localization with unmanned aerial vehicle electro-optical detection platform[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(10): 2265-2270 (in Chinese).

- [3] CHEN Zh C. Research on UAV navigation system based on MEMS/GPS integrated navigation[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2016: 1-7(in Chinese).
- [4] HAO X Q, HAO X G, DAI Zh, *et al.* GPS-IMU supported photogrammetry error sources and accuracy optimization[J]. Geomatics & Spatial Information Technology, 2018, 41(4): 124-127 (in Chinese).
- [5] WU H H. UAV navigation system based on power patrol[D]. Huainan: Anhui University of Science and Technology, 2017: 1-6(in Chinese).
- [6] LI J Y, XIU J Sh, LIN Sh, *et al.* Automatic positioning system of UAV based on artificial marker[J]. Microcontrollers & Embedded Systems, 2017(9): 29-32(in Chinese).
- [7] LIU K, ZHANG J T, YAN Zh G. A method for improving landing error of UAV automatic return[J]. Modern Electronics Technique, 2018, 41(6): 61-64(in Chinese).
- [8] MA Y, WU A G, DU Ch Y. Vision based localization algorithm for unmanned aerial vehicles in flight[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(11): 42-46(in Chinese).
- [9] MIAO X, ZHANG D B, SONG Y H, *et al.* UAV precise recycling technology based on laser end guidance [J]. Laser Technology, 2018, 42(5): 687-691(in Chinese).
- [10] HUANG P, CHEN B, LI Y. Displacement measurement system based on phase-sensitive detection and position sensitive detector[J]. Laser Technology, 2017, 41(2): 235-239(in Chinese).
- [11] YANG Sh L, SU Y B, HE J T, *et al.* Study of measurement accuracy of position sensitive detectors[J]. Laser Technology, 2014, 38(6): 830-834(in Chinese).
- [12] HAN Z P. Exterior ballistics of projectile and rocket[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008: 138-142(in Chinese).
- [13] LIU Y Zh. Advanced dynamics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2016: 124-199(in Chinese).
- [14] ZHANG Y J, QIU Z R, LI X H, *et al.* Laser tracking coordinate measurement system based on PSD[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2011, 30(7): 116-119(in Chinese).
- [15] YU R, ZHU Q, GUO Q, *et al.* Design of PSD data acquisition circuit based on SCM[J]. Modern Electronics Technique, 2013, 36(21): 141-144(in Chinese).
- [16] GE Y, GU J L, XIA Y, *et al.* Design of 2-D PSD signal acquisition device based on PSD[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2017, 36(7): 86-88(in Chinese).
- [17] YANG Sh, CHENG H, LI T, *et al.* UAV reconnaissance images accurate targeting method based on image registration[J]. Infrared Technology, 2017, 39(6): 529-534(in Chinese).