

doi: 10.7690/bgzdh.2015.11.015

基于视觉的飞行器偏航角和位置估计与控制

陈普华, 宋建梅, 黄 岚

(北京理工大学宇航学院飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要: 针对惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 和全球定位系统 (global position system, GPS) 导航系统的不足, 提出一种基于视觉信息的飞行器相对偏航角和相对位置估计方法。采用金字塔 (lucas-kanade, LK) 光流算法对地面目标上的 2 个特定特征点进行位置估计, 然后根据摄像机成像原理, 用高斯-牛顿迭代法估计出飞行器的相对偏航姿态角和相对位置, 并设计 PID 的位置控制系统, 实现飞行器对地面目标的跟踪。仿真结果表明: 该方法相对偏航角和位置的估计精度较高, 飞行器对目标跟踪准确。

关键词: 飞行器; 金字塔 (LK) 光流; 位姿估计; 目标跟踪

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Vision-based Air-vehicle Yaw & Position Estimation and Control

Chen Puhua, Song Jianmei, Huang Lan

(Air Vehicle Kinetics & Control Key Lab of Ministry of Education, School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Due to the disadvantages of the INS and GPS, this paper presents a vision-based relative position and yaw estimation strategy for air-vehicle, then use the result to design a PID control system to track the ground target. This scheme uses Lucas-Kanade pyramid optical flow algorithm to estimate two specific feature points' position and use the Gauss-Newton iterative method to estimate the air-vehicle's relative position and yaw angle, according to the camera imaging geometry. Then the PID position control system is designed to track the target. The simulation shows that the estimate of relative yaw and position is accurate and air-vehicle tracking the target accuracy. The simulation results show that the method has high accuracy on yaw and position estimation, and the air-vehicle has good performance on target tracking.

Keywords: air-vehicle; pyramidal lucas-kanade (LK) optical flow; yaw and position estimation; target tracking

0 引言

自主飞行器的研究在近几年有了很大的进展, 其应用领域也越来越广, 包括战场监视、电子对抗、通信中继、航空拍摄、灾害监测、地图测绘、边境巡逻等诸多军事或民用领域^[1]。以往, 飞行器主要依靠惯性导航系统 (INS) 和全球定位系统 (GPS) 导航。但惯性器件存在累积误差, 对初始值过于敏感; GPS 信号易被干扰和遮挡, 难以应用于城区、山区或丛林区域等有遮挡物环境下的低空导航中^[2]。

随着图像处理技术和视觉传感器技术的快速发展, 计算机视觉将广泛应用到飞行器自主导航中。视觉传感器具有抗干扰性好, 善于捕捉运动信息, 小巧轻便且价格低廉等一系列优点^[3]。目前的视觉导航方法多采用视觉信息与其他导航信息融合的方法^[4], 而视觉信息处理上光流法和基于图像匹配法较为常见。光流主要反映物体的运动信息, 其中基于梯度^[5-6]和基于特征^[7]的光流算法较为常见, 光流算法一般要求背景差明显、光照环境较为稳定。文献^[8]基于卡尔曼滤波将光流信息和惯导信息进行融合, 得到飞行器相对地面的高度和速度信息, 控制飞行器起降; 文献^[9]利用两组正交的对立摄像机

分别计算物体光流, 然后利用光流向量的极性相关 (polar correlation) 实现无标志物下的目标跟踪。基于图像匹配的视觉导航方法从一组二维点的映射关系中估计物体的三维位姿。例如文献^[10]依据 P3P (perspective-3-point-problem) 原理, 说明了在相机内参数已知情况下, 估计飞行器姿态所需的最少空间特征点数是 3 个; 文献^[11]中将此问题进一步扩展到 n 个点 (perspective- n -point-problem, PnP), 通过任意 3 点与摄像机坐标系原点的几何关系建立一组三元约束关系, 求解各点在摄像机坐标系中的坐标, 解算摄像机的姿态和位置; 文献^[12]在假设飞行器滚转角和俯仰角已知情况下, 给出了基于 2 个特征点的定位与跟踪方法, 文中将 1 个已知棋盘固定在 1 个旋翼飞行器腹部, 将摄像机固定在地面上, 基于光流算法和卡尔曼滤波解算出无人机相对摄像机的位置和偏航角, 并控制飞行器在摄像机上方保持悬停状态。

笔者在综合三点位姿估计算法原理和文献^[12]中的位姿估计思想, 给出了飞行器相对地面目标 (小车) 的位姿估计算法, 并设计位置跟踪控制系统, 控制飞行器对地面目标进行跟踪。笔者创新点: 第一,

收稿日期: 2015-06-26; 修回日期: 2015-08-14

作者简介: 陈普华 (1989—), 男, 湖北人, 硕士, 从事飞行器制导与控制系统设计、图像处理研究。

相较于传统导航方法,文中方法仅靠光流信息跟踪特征点,不需要其他导航信息;第二,相较于文献[12]模型,文中将摄像机与飞行器捷联,且地面目标移动,更具有实际导航意义;第三,根据位姿估计算法设计了目标跟踪控制系统,并通过仿真验证了算法的有效性。

1 基于光流信息的特征点位置估计

由于文中根据特征点成像位置来估计飞行器的相对位置和偏航角度,所以特征点的成像位置估计非常重要。笔者首先采用 Shi-Tomasi 角点检测方法确定图像特征点初始位置。

Shi-Tomasi 角点检测^[13]适用于灰度图像,提取图像的 Shi-Tomasi 角点,首先需计算各像素点处的自相关矩阵,像平面中 (x,y) 位置点的自相关矩阵 $M(x,y)$ 可以表示为:

$$M(x,y) = \begin{bmatrix} \sum_{-K \leq i,j \leq K} w_{i,j} \frac{\partial I^2}{\partial x^2}(x+i,y+j) & \dots \\ \sum_{-K \leq i,j \leq K} w_{i,j} \frac{\partial I^2}{\partial x \partial y}(x+i,y+j) & \\ \dots & \\ \sum_{-K \leq i,j \leq K} w_{i,j} \frac{\partial I^2}{\partial x \partial y}(x+i,y+j) & \\ \dots & \\ \sum_{-K \leq i,j \leq K} w_{i,j} \frac{\partial I^2}{\partial y^2}(x+i,y+j) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: K 表示所选择的窗口尺寸; $w_{i,j}$ 是 1 个高斯核算子,用来平滑噪声; $I(x,y)$ 表示像素点在 (x,y) 位置处的灰度值。计算 (x,y) 点的自相关矩阵 $M(x,y)$,若其 2 个特征值 λ_1 和 λ_2 中的较小值大于设定阈值,则 (x,y) 点为 Shi-Tomasi 角点。按上述方法检测出角点,并筛选出作为特征点的角点,确定特征点在像平面上的初始位置。

金字塔分层 LK 光流算法^[14]本质上是基于梯度的光流场计算方法。LK 光流算法在处理不适定问题时,假设在小区域内光流矢量恒定;而金字塔分层 LK 算法能提高光流计算的准确度和对大幅度相对运动的适应性。

笔者在进行特征点位置估计时,用角点检测方法确定特征点初始位置,然后根据金字塔分层 LK 光流算法计算特征点附近区域的光流,叠加得到下一帧图像的角点位置,从而实现特征点位置估计。

2 飞行器相对偏航角和位置估计

2.1 相关坐标系的定义与相互转换

在给出位姿估计算法之前,先对相关坐标系进

行定义,以方便表示各变量间的关系^[15-16]。

1) 地面坐标系 $Oxyz$ 。

地面坐标系 $Oxyz$ 与地球表面固连。坐标系原点 O 选在地面目标(小车)初始位置处; Ox 轴指向前方, Oy 轴沿垂线向上, Oz 轴与其他两轴垂直并构成右手坐标系。

2) 飞行器体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 。

坐标系的原点 O_b 取在飞行器的质心上; $O_b x_b$ 轴与飞行器纵轴重合,指向头部为正; $O_b y_b$ 轴位于飞行器纵向对称面内垂直于 $O_b x_b$ 轴,指向上为正; $O_b z_b$ 轴与其他两轴垂直并构成右手坐标系。

3) 特征点坐标系 $O_i x_i y_i z_i$ 。

坐标系原点 O_i 取小车顶部中心, $O_i x_i$ 轴与地面目标(小车)纵轴重合,指向头部为正; $O_i y_i$ 轴位于地面目标(小车)纵向对称面内且垂直于 $O_i x_i$ 轴,指向上为正; $O_i z_i$ 轴与其他两轴垂直并构成右手坐标系。

4) 摄像机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 。

坐标系原点 O_c 为摄像机光心; $O_c z_c$ 沿摄像机光轴方向; $O_c x_c$ 轴与 $O_c y_c$ 轴垂直,并分别指向摄像机像平面的长度和宽度方向。

5) 像平面坐标系 $O_i x_i y_i$ 。

选取摄像机光心的投影点为坐标系原点 O_i , $O_i x_i$ 轴和 $O_i y_i$ 轴分别与摄像机坐标系的 $O_c x_c$ 轴和 $O_c y_c$ 轴方向相同。

飞行器体坐标系与地面坐标系的相对关系由俯仰角 θ 、偏航角 ψ 、滚转角 γ 确定,其定义参见文献[16]。

地面坐标系到飞行器体坐标系的方向转换矩阵如下式所示,其中下标 d 表示地面坐标系。

$$L_{bd} = L_1(\gamma)L_2(\theta)L_3(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

文中假定摄像机安装在飞行器质心位置,且摄像机光轴沿负 $O_b y_b$ 轴方向捷联安装,则摄像机坐标系到飞行器体坐标系的转换矩阵为:

$$L_{bc} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

假设小车只在水平面内运动,类似地可以定义小车的偏航姿态角 ψ_T ,则特征点坐标系到地面坐标

系的转换矩阵为：

$$\mathbf{L}_{dt} = \begin{bmatrix} \cos\psi_T & 0 & \sin\psi_T \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\psi_T & 0 & \cos\psi_T \end{bmatrix}, \quad (4)$$

则特征点坐标系 $O_i x_i y_i z_i$ 到摄像机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 的转换矩阵为：

$$\mathbf{L}_{ct} = \mathbf{L}_{cb} \mathbf{L}_{bd} \mathbf{L}_{dt} = \mathbf{L}_{bc}^T \mathbf{L}_1(\gamma) \mathbf{L}_2(\vartheta) \mathbf{L}_3(\psi - \psi_T) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta \cos\psi_r & & & \\ \sin\vartheta \cos\psi_r \sin\gamma + \sin\psi_r \cos\gamma & \dots & & \\ \sin\vartheta \cos\psi_r \cos\gamma - \sin\psi_r \sin\gamma & & & \\ \sin\vartheta & & -\cos\vartheta \sin\psi_r & \\ -\cos\vartheta \sin\gamma & -\sin\vartheta \sin\psi_r \sin\gamma + \cos\psi_r \cos\gamma & & \\ -\cos\vartheta \cos\gamma & -\sin\vartheta \sin\psi_r \cos\gamma - \cos\psi_r \sin\gamma & & \end{bmatrix}. \quad (5)$$

其中 $\psi_r = \psi - \psi_T$ 表示飞行器相对特征点坐标系 $O_i x_i y_i z_i$ 的偏航角。

2.2 相对偏航角和相对位置估计算法

假设小车上存在 2 个特征点 A 、 B ，且两点在特征点坐标系 $O_i x_i y_i z_i$ 中的坐标已知，分别为 $(x_i^A, 0, z_i^A)^T$ 、 $(x_i^B, 0, z_i^B)^T$ ， A 、 B 2 点在像平面上的成像点分别为 D 、 E ，其坐标分别为 $(u_i^A, v_i^A)^T$ 和 $(u_i^B, v_i^B)^T$ 。 F 是 AB 的中点， H 点为虚构点，是摄像机坐标系原点 O_c 在平面 $O_i x_i z_i$ 上的投影，即 $O_c H \perp \triangle ABH$ ，点 G 是 H 点的像点，各点之间的几何关系如图 1 所示。

选取 3 组单位矢量 $\mathbf{a} // \mathbf{O}_c A$ ， $\mathbf{b} // \mathbf{O}_c B$ ， $\mathbf{c} // \mathbf{O}_c H$ ，由映射关系可以表示为：

$$\mathbf{a} = \frac{\mathbf{O}_c A}{\|\mathbf{O}_c A\|} = \frac{1}{\sqrt{(u_i^A)^2 + (v_i^A)^2 + f^2}} \begin{bmatrix} u_i^A \\ v_i^A \\ f \end{bmatrix}; \quad (6)$$

$$\mathbf{b} = \frac{\mathbf{O}_c B}{\|\mathbf{O}_c B\|} = \frac{1}{\sqrt{(u_i^B)^2 + (v_i^B)^2 + f^2}} \begin{bmatrix} u_i^B \\ v_i^B \\ f \end{bmatrix}. \quad (7)$$

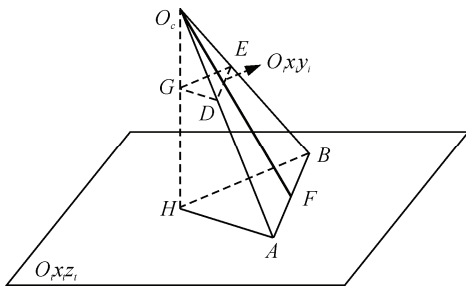


图 1 特征点的图像映射几何关系

将向量 \mathbf{c} 映射到摄像机坐标系有

$$\mathbf{c} = \mathbf{L}_{ct} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{cb} \mathbf{L}_{bd} \mathbf{L}_{dt} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

定义

$$\alpha = \angle AO_c H, \quad \beta = \angle BO_c H, \quad \delta = \angle AO_c B,$$

则

$$\cos\alpha = \mathbf{a} \cdot \mathbf{c}, \quad \cos\beta = \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}, \quad \cos\delta = \mathbf{a} \cdot \mathbf{b}.$$

由几何关系可得：

$$\|\mathbf{O}_c A\| = \sqrt{\frac{\|\mathbf{AB}\|^2}{1 + \left(\frac{\cos\alpha}{\cos\beta}\right)^2 - 2\frac{\cos\alpha \cdot \cos\delta}{\cos\beta}}}; \quad (9)$$

$$\|\mathbf{O}_c B\| = \frac{\cos\alpha}{\cos\beta} \sqrt{\frac{\|\mathbf{AB}\|^2}{1 + \left(\frac{\cos\alpha}{\cos\beta}\right)^2 - 2\frac{\cos\alpha \cdot \cos\delta}{\cos\beta}}}. \quad (10)$$

则 A 、 B 、 F 在摄像机坐标系下的坐标为：

$$\begin{bmatrix} x_c^A \\ y_c^A \\ z_c^A \end{bmatrix} = \|\mathbf{O}_c A\| \mathbf{a}; \quad \begin{bmatrix} x_c^B \\ y_c^B \\ z_c^B \end{bmatrix} = \|\mathbf{O}_c B\| \mathbf{b}; \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} x_c^F \\ y_c^F \\ z_c^F \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} x_c^A + x_c^B \\ y_c^A + y_c^B \\ z_c^A + z_c^B \end{bmatrix}. \quad (12)$$

因此，在特征点坐标系下存在以下关系：

$$\mathbf{L}_{ct}^T \begin{bmatrix} x_c^F \\ y_c^F \\ z_c^F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_i^F \\ y_i^F \\ z_i^F \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_i^M \\ y_i^M \\ z_i^M \end{bmatrix}. \quad (13)$$

其中 $(x_i^M, y_i^M, z_i^M)^T$ 表示飞行器在特征点坐标系下的位置。可见，若能得到飞行器相对姿态信息，则可通过特征点坐标系中的 2 个已知点确定飞行器的相对位置，即

$$\begin{bmatrix} x_i^M \\ y_i^M \\ z_i^M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_i^A + x_i^B}{2} \\ 0 \\ \frac{z_i^A + z_i^B}{2} \end{bmatrix} - \mathbf{L}_{ct}^T \begin{bmatrix} x_c^F \\ y_c^F \\ z_c^F \end{bmatrix}. \quad (14)$$

在文中，由于假设小车是在水平面内运动，忽略地球自转引起的角速度等，惯导组件测得的俯仰角和滚转角也就是飞行器相对特征点坐标系的俯仰

角和滚转角，但偏航角不同，因此文中基于高斯-牛顿迭代法估计飞行器相对目标的偏航角。首先基于下式估计一个相对偏航角初值：

$$\hat{\psi}_r = \arctan 2 \frac{v_i^A - v_i^B}{u_i^A - u_i^B} \quad (15)$$

通过检测得到 A 、 B 2 个特征点在成像平面的坐标 $(u_i^A, v_i^A)^T$ 和 $(u_i^B, v_i^B)^T$ ，根据公式 (6)~(13) 可以得到 x_c^F 、 y_c^F 、 z_c^F 、 z_c^A 、 z_c^B 。则 $(u_i^A, v_i^A)^T$ 和 $(u_i^B, v_i^B)^T$ 的估计值 $(\hat{u}_i^A, \hat{v}_i^A)^T$ 和 $(\hat{u}_i^B, \hat{v}_i^B)^T$ 分别通过以下求得：

$$\begin{bmatrix} \hat{u}_i^A/f \\ \hat{v}_i^A/f \\ 1 \end{bmatrix} \hat{z}_c^A = \begin{bmatrix} x_c^F \\ y_c^F \\ z_c^F \end{bmatrix} - \hat{L}_{ct} \begin{bmatrix} x_t^B - x_t^A \\ 2 \\ 0 \\ z_t^B - z_t^A \\ 2 \end{bmatrix}; \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{u}_i^B/f \\ \hat{v}_i^B/f \\ 1 \end{bmatrix} \hat{z}_c^B = \begin{bmatrix} x_c^F \\ y_c^F \\ z_c^F \end{bmatrix} - \hat{L}_{ct} \begin{bmatrix} x_t^A - x_t^B \\ 2 \\ 0 \\ z_t^A - z_t^B \\ 2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

其中 \hat{L}_{ct} 表达式与 L_{ct} 类似，只是 L_{ct} 中的 ψ_r 用其估计值 $\hat{\psi}_r$ 替代。

$(u_i^A, v_i^A)^T$ 、 $(u_i^B, v_i^B)^T$ 与其估计值 $(\hat{u}_i^A, \hat{v}_i^A)^T$ 和 $(\hat{u}_i^B, \hat{v}_i^B)^T$ 的残差定义如下：

$$\left. \begin{aligned} r_1 &= (u_i^A - \hat{u}_i^A; v_i^A - \hat{v}_i^A) \\ r_2 &= (u_i^B - \hat{u}_i^B; v_i^B - \hat{v}_i^B) \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

定义相对偏航角的误差函数 $E(\psi_r)$ 为两特征点在成像平面上位置残差的平方均值，即

$$E(\psi_r) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 r_i^T r_i \quad (19)$$

对误差函数 $E(\psi_r)$ 求相对偏航角的一阶、二阶偏导：

$$\frac{\partial E}{\partial \psi_r} = \sum_{i=1}^2 r_i^T \frac{dr_i}{d\psi_r}; \quad (20)$$

$$\frac{\partial^2 E}{\partial \psi_r^2} = \sum_{i=1}^2 (r_i^T \frac{d^2 r_i}{d\psi_r^2} + (\frac{\partial r_i^T}{\partial \psi_r})(\frac{\partial r_i}{\partial \psi_r})) \quad (21)$$

忽略高阶小量 $\frac{d^2 r_i^T}{d\psi_r^2}$ ，则相对偏航角的更新公式如下：

$$\psi_r = \hat{\psi}_r - \lambda (\sum_{i=1}^2 (\frac{\partial r_i^T}{\partial \psi_r})(\frac{\partial r_i}{\partial \psi_r}))^{-1} \frac{\partial E}{\partial \psi_r} \quad (22)$$

其中 λ 为常数，取值介于 0 和 1 之间。若误差函数 $E(\psi_r)$ 足够小，可以认为偏航角的估计值接近真实值，此时可以停止更新；否则，以式 (22) 所得更新值代替之前的相对偏航角估计值，直到误差函数 $E(\psi_r)$ 足够小。

3 仿真实验

3.1 飞行器的地面目标跟踪控制系统设计

飞行器的地面目标跟踪控制系统如图 2 所示。

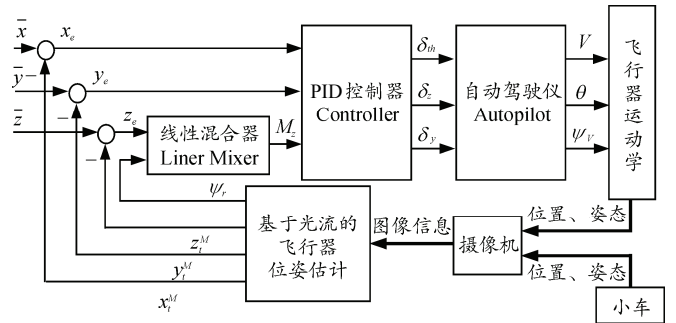


图 2 飞行器的目标跟踪控制框图

图 2 中，参考输入信号 $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})^T$ 是飞行器与小车的期望相对位置，将其与 $(x_t^M, y_t^M, z_t^M)^T$ 作差得到的位置偏差量 (x_e, y_e, z_e) ，将其与相对偏航角 ψ_r 一起作为 PID 控制器输入，其中 z 方向先将 ψ_r 和 z_e 做线性混合，混合方式为

$$M_z = K_z \bar{z}_e + K_\psi \psi_r \quad (23)$$

3.2 仿真验证

笔者基于 Matlab 软件进行飞行器相对地面目标的位姿估计与跟踪仿真实验。为了方便特征点检测和减小计算量，暂以 1 个矩形来表示地面小车顶部，摄像机焦距 $f = 0.05 \text{ m}$ ，像平面尺寸为 $(0.1 \times 0.1) \text{ m}^2$ ，像素数为 960×960 。

假设小车在水平面内沿地面坐标系 Ox 轴方向运动，小车初始位置为 $(0, 0, 0)^T \text{ m}$ ，速度为 $v_t = 20 \text{ m/s}$ ；飞行器初始位置为 $(-10, 50, 5)^T \text{ m}$ ，初始速度为 $v_0 = 30 \text{ m/s}$ ，期望相对位置为 $(0, 40, 0)^T \text{ m}$ 。图 3 是飞行器对地面目标的跟踪仿真结果，由图可见：位姿估计精度比较高，贴近真实值；在文中仿真条件下，约 6 s 时飞行器基本达到小车正上方并保持跟踪状态，说明笔者设计的控制系统能很好地实现飞行器的地面目标跟踪。

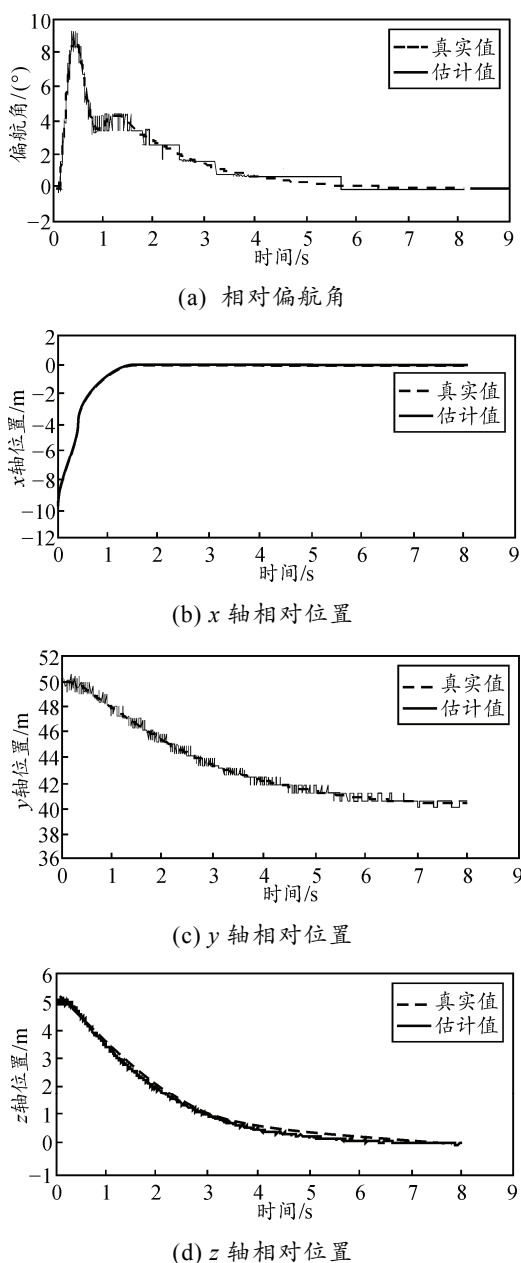


图 3 飞行器相对偏航角及位置跟踪仿真结果

4 结束语

笔者首先提出了一种基于视觉信息的飞行器相对地面目标的位置、偏航角估计算法。该方法运用 Shi-Tomasi 角点检测, 确定 2 个特征点在像平面中的位置, 依据平面中二维点与空间中三维点间可视角相等原理, 并根据摄像机成像几何关系, 建立特征点与飞行器的位姿关系, 然后利用高斯-牛顿迭代法修正相对偏航角估计值, 直到得到比较准确的相对偏航角估计值, 进而得到飞行器相对位置估计值。然后根据估计的相对偏航角和相对位置, 设计 PID 控制器, 实现了飞行器对地面运动目标的位置跟踪控制。仿真验证结果表明了位姿估计方法与位置跟

踪控制系统的有效性。下一步, 笔者将进行实际飞行试验以及位姿估计误差源分析。

参考文献:

- [1] 谢春茂. 无人机系统产业发展及市场研究[J]. 科技传播, 2013(11): 77-79.
- [2] Chao Haiyang, Yu Gu, Jason Gross, et al. A Comparative Study of Optical Flow and Traditional Sensors in UAV navigation[C]. American Control Conference, Washington, DC, USA, June, 2013: 17-19, 3858-3863.
- [3] 吴显亮, 石宗英, 钟宜生. 无人机视觉导航研究综述[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(1): 62-65.
- [4] Girish Chowdhary, Eric N. Johnson, Daniel Magree, et al. GPS-denied Indoor and Outdoor Monocular Vision Aided Navigation and Control of Unmanned Aircraft[J]. Journal of Field Robotics, 2013, 30(3): 415-438.
- [5] Horn B, Schunck B. Determining optical flow[J]. Artif Intell, 1981(17): 185-203.
- [6] Dhara Patel, Saurabh Upadhyay. Optical Flow Measurement using Lucas Kanade Method[J]. International Journal of Computer Applications, 2013, 61(10).
- [7] Lowe D G. Distinctive image features from scale invariant keypoints[J]. Int. J. Comput. Vis, 2004, 60(2): 91-110.
- [8] Farid Kendoul, Isabelle Fantoni, Kenzo Nonami. Optic flow-based vision system for autonomous 3D localization and control of small aerial vehicles[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2009(57): 591-602.
- [9] Prince Gupta, Niels da Vitoria Lobo, Joseph J. Markerless Tracking Using Polar Correlation of Camera Optical Flow[C]. IEEE Virtual Reality, Waltham, Massachusetts, USA, 2010: 20-24.
- [10] Fischler M A, Bolles R C. Random sample consensus: A paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography[J]. Communication of the ACM, 1981, 24(6): 381-395.
- [11] Quan L, Lan Z. Linear N-point camera pose determination[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1999, 21(8): 774-780.
- [12] Denys Bohdanov, Hugh H T Liu. Vision-based Quadrotor Micro-UAV Position and Yaw Estimation and Control[C]. AIAA Guidance Navigation and Control Conference, 2012: 13-16.
- [13] Tomasi C, Kanade T. Detection and tracking of point features. School of Computer Science[R]. Carnegie Mellon University, 1991.
- [14] 秦岳. 基于光流特征的运动目标检测与跟踪算法研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2013.
- [15] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2012: 30-35.
- [16] Hartley R I. Self-calibration of stationary cameras[J]. International Journal of Computer Vision, 1997b, 22(1): 5-23.