

doi: 10.7690/bgzdh.2021.04.008

基于光流的无人机自主着陆控制策略

唐大全, 唐管政, 谷旭平
(海军航空大学, 山东 烟台 264001)

摘要: 为解决无人机自主导航过程中自主着陆时难以满足特征识别条件的问题, 提出一种基于光流的高度估计及自主着陆控制策略。依据无人机高度和垂直速度的关系, 建立状态空间模型, 通过模拟着陆, 采用小扰动线性化系统模型, 分析在恒定光流散度着陆过程中自激振荡的发生。仿真结果表明: 控制增益给定的情况下, 控制回路的稳定性仅取决于对地高度, 当接近地面时, 控制回路出现自激振荡, 此时机载设备可以检测到震荡, 并计算出高度。

关键词: 光流; 稳定性; 自适应控制; 高度估计

中图分类号: V279 **文献标志码:** A

Autonomous Landing Control Strategy of UAV Based on Optical Flow

Tang Daquan, Tang Guanzheng, Gu Xuping
(Navy Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to solve the problem that it is difficult to meet the feature recognition conditions during autonomous landing of unmanned aerial vehicle (UAV) during autonomous navigation, an optical flow-based altitude estimation and autonomous landing control strategy are proposed. According to the relationship between the height of the UAV and the vertical speed, a state-space model is established, and the small disturbance linearization system model is adopted to analyze the occurrence of self-excited oscillation during landing with a constant optical flow divergence through simulated landing. The simulation results show that under the given control gain, the stability of the control loop depends only on the height to the ground. When it is close to the ground, the control loop will self-oscillate. At this time, the airborne equipment can detect the oscillation and calculate height.

Keywords: optical flow; stability; adaptive control; altitude estimation

0 引言

无人机 (unmanned aerial vehicles, UAV) 导航技术面临的主要挑战是如何实现无人机的自主导航, 而近地着陆过程是整个导航过程中最危险的阶段。近几年, 基于视觉辅助着陆技术逐渐兴起^[1-3]。传统视觉辅助无人机自主着陆控制技术, 主要方法是借助具有一定图像特征的地面标志, 通过计算机视觉技术获取无人机的位姿信息。该类技术普遍存在依赖地面人工标志的问题, 在实际情况中难以满足特征识别条件^[4-7]。

早期基于光流的无人机高度估计或着陆控制技术建立在简单的光流运动模型上, F·V·BREUGEL等^[8]采用光流法获得一个水平速度与高度的比率, 提出一种动态观察的非线性控制理论方法, 解决了自主着陆过程中的控制问题, 并在搭载单目摄像机的无人机上演示了算法在实际中的可行性。G·C·H·E·D·CROON等^[9]通过 CMOS 摄像头的光流传感器的开源硬件设计, 在 ARM Cortex M4 微控制

器上以 250 Hz 更新速率实时估算光流。在无人机上执行陀螺仪的角速率补偿和超声波传感器的高度估算。V·Grabe 等^[10]使用搭载机载单目摄像头和惯性测量单元的四旋翼无人机来解决这些问题, 提出一种鲁棒的自主运动估计算法, 通过连续单应性约束从光流中求解无人机线速度和角速度。笔者针对自主着陆问题, 在基于光流法的自主着陆技术的基础上, 模仿昆虫的着陆过程, 保持下降过程中光流散度恒定, 提出了一种利用自激振荡来估计高度及自主着陆的控制策略。

1 基于光流的无人机高度估计

飞行昆虫果蝇只能获得平移速度而不能获得对地速度仍能够成功降落, 是因为遵循着陆过程保持腹面流量恒定的策略^[11]。图 1 是基于光流的高度估计运动模型图。无人机在其底部摄像机视图中感知到光流场 \mathbf{q} , 无人机上单目相机镜头向下, 定义光流的散度为: $D = 1/2 \nabla \cdot \mathbf{q} = -v_z/z$, 定义变量 \mathcal{G}_z 为相对速度, $\mathcal{G}_z = v_z/z = -D$ 。

收稿日期: 2020-12-02; 修回日期: 2021-01-14

作者简介: 唐大全(1965—), 男, 贵州人, 硕士, 教授, 从事惯性导航、视觉导航、自动测试及故障诊断研究。E-mail: 2986575128@qq.com。

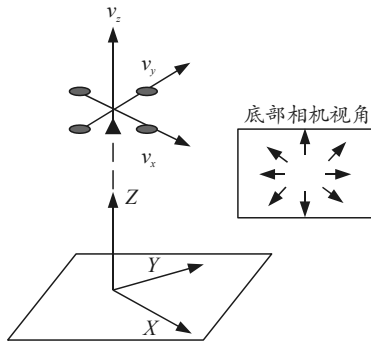


图 1 运动模型

如果无人机在保持 g_z 不变的情况下着陆, 则其高度和垂直速度将遵循以下关系:

$$z(t) = z_0 e^{(v_{z0}/z_0)t}; \quad (1)$$

$$v_z(t) = v_{z0} e^{(v_{z0}/z_0)t}. \quad (2)$$

初始速度 $v_{z0} < 0$, $v_z(t)/z(t) = v_{z0}/z_0 = -c^2$, 当已知初始高度和垂直速度时, 可以进行实时高度估计。

2 基于稳定性的控制策略

研究表明: 不同的控制律, 其增益效果取决于初始高度和速度, 而且在接近地面时容易发生振荡, 对无人机进行基于光流的控制时, 很难分析出振荡原因^[12]。由于增益对实际高度和速度的依赖性, 笔者提出一种基于稳定性的控制策略。

2.1 控制增益调整的根本原因

首先描述着陆时运动方程, 其状态空间模型为:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t). \quad (3)$$

其中, 状态向量为 $\mathbf{x} = [z(t), v_z(t)]^T$ 和 $\mathbf{u}(t) = u_z(t)$ 。

假设 $a_z = u_z$, 这实际上意味着 u_z 中包含了所有加速度:

$$a_z = -g + u'_z/m = u_z. \quad (4)$$

其中, $u'_z = m(a_z + g)$ 为无人机实际的向上推力, 在真空环境中, 式(4)完全成立, 但在空中飞行的无人机会受到额外的加速度影响, 即对空气阻力进行建模时, 阻力大小取决于无人机相对于空气的运动:

$$f_D = \text{sign}(v_{\text{air}})/2\rho C_D A v_{\text{air}}^2. \quad (5)$$

其中

$$v_{\text{air}} = v_{\text{wind}} - v_z. \quad (6)$$

式中 v_{air} 为 f_D 沿 z 轴的运动, 考虑空气阻力, 有

$$a_z = -g + (u'_z + f_D)/m. \quad (7)$$

对 g_z 求微分, 得

$$\dot{g}_z = a_z/z - v_z^2/z^2. \quad (8)$$

联立上式, 得

$$\dot{g}_z = (-g + (u'_z + f_D)/m)/z - g_z^2. \quad (9)$$

对 u' 求导可得

$$\partial \dot{g}_z / \partial u'_z = 1/mz. \quad (10)$$

上式表明, 推力变化对近地处 \dot{g}_z 的影响远大于高处对 \dot{g}_z 的影响。通过调节 g_z 的控制增益使在远离着陆表面时达到令人满意的控制性能, 尽管理论上可以直接 $\partial \dot{g}_z / \partial u'_z$ 进行高度估计 $z = \partial u'_z / \partial \dot{g}_z \cdot (1/m)$, 但实际上该值含有噪声干扰, 因为 \dot{g}_z 是受空气阻力影响的偏导数。

2.2 控制稳定性—控制增益和高度之间的关系

笔者将分析控制增益与高度之间的关系。为了便于分析, 仅使用比例增益 K_z , 研究基于恒定光流散度的控制:

$$u_z = K_z(g_z^* - g_z). \quad (11)$$

在无噪声、无延迟的系统中:

$$\lim_{K_z \rightarrow \infty} \frac{u_z}{K_z} = (g_z^* - g_z) = 0. \quad (12)$$

即 $g_z^* = g_z$, 实际的控制系统总是会有一些噪声和延迟。仅进行控制离散化并具有零阶保持(zero-order-hold, ZOH)也将导致系统不稳定。

假设式(3)的状态空间模型中暂时忽略阻力, 相应的观测结果为:

$$y = g_z = v_z/z. \quad (13)$$

这是一个非线性函数, 线性化状态空间模型为:

$$\Delta y(t) = \mathbf{C}\Delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\Delta u(t) = [-v_z/z^2 \quad 1/z][\Delta z(t) \quad \Delta v_z(t)]^T. \quad (14)$$

综上所述, 没有噪声和延迟的连续系统是稳定的, 对于离散系统, 状态空间模型矩阵为:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \Gamma = \begin{bmatrix} T^2/2 \\ T \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} -v_z/z^2 & 1/z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D} = [0]. \quad (15)$$

其中 T 是时间常数, 开环系统的传递函数为:

$$G(w) = \mathbf{C}(w\mathbf{I} - \Phi)^{-1}\Gamma = \frac{(zT - \frac{1}{2}v_z T^2)w - zT - \frac{1}{2}v_z T^2}{z^2(w-1)^2}. \quad (16)$$

将 w 作为 z 的变换变量, 因为 z 已经代表高度, 因此, 反馈传递函数为:

$$G(w) = \frac{K_z((zT - \frac{1}{2}v_z T^2)w - zT - \frac{1}{2}v_z T^2)}{z^2(w-1)^2 + K_z((zT - \frac{1}{2}v_z T^2)w - zT - \frac{1}{2}v_z T^2)}. \quad (17)$$

上式表明, 给定增益 K_z 和时间常数 T , 系统稳定性取决于高度 z 和速度 v_z 。由式(17)可知 $G(w)$ 分子有一个零点:

$$w_0 = (zT + 1/2v_z T^2) / (zT - 1/2v_z T^2)。 \quad (18)$$

给定 $z < 0$, $T > 0$ 且 $v_z < 0$, 则 w_0 为正, 并且 T 值略小于 1, 还有一个趋近于 0 的负值零。由于式(17)的分母是 w 的二阶方程, 因此, $G(w)$ 具有 2 个极点, 这 2 个极点都是稳定的。当 $K_z=0$ 时, 极点位于 $w=1$ 。而另一个极点, 分母中令 $w=-1$ 并使分母等于 0:

$$z = K_z T / 2。 \quad (19)$$

当使用固定增益时, 必须在较高高度(较大的增益)和较低高度(较小的增益)的控制性能之间进行权衡。

2.3 风对控制系统的影响

考虑风对控制系统所造成的影响, 当给定 K_z 时系统的稳定性也取决于 z 。风会导致 \dot{v}_z 的方程式发生更改:

$$\dot{v}_z = u_z + \text{sign}(v_{\text{wind}} - v_z) \frac{1}{2m} \rho C_D A (v_{\text{wind}} - v_z)^2。 \quad (20)$$

β 将代表常数 $\frac{1}{2m} \rho C_D A$ 。为了获得线性状态空间模型, 将该方程式线性化得:

$$\Delta \dot{v}_z = \Delta u_z - (\text{sign}(v_{\text{wind}} - v_z) \beta (v_{\text{wind}} - v_z)) \Delta v_z。 \quad (21)$$

为了避免公式混乱, 该常数用 $p = \text{sign}(v_{\text{wind}} - v_z) \beta (v_{\text{wind}} - v_z)$ (其中 $p > 0$) 表示。则连续的线性状态空间模型矩阵为:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -p \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} &= \begin{bmatrix} -v_z/z^2 & 1/z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D} = [0] \end{aligned} \right\}。 \quad (22)$$

Z 变换矩阵为:

$$\left. \begin{aligned} \Phi &= \begin{bmatrix} 1 & (1 - e^{-pT})/p \\ 0 & e^{-pT} \end{bmatrix} \\ \Gamma &= \begin{bmatrix} T/p - (1 - e^{-pT})/p \\ (1 - e^{-pT})/p \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} &= \begin{bmatrix} -v_z/z^2 & 1/z \end{bmatrix} \\ \mathbf{D} &= [0] \end{aligned} \right\}。 \quad (23)$$

取 $w=-1$ 并使分母等于 0, 得出:

$$K_z = \frac{(2p^2 + 2p^2 e^{pT})z^2}{(2e^{pT} - 2 - Tp - Tpe^{-pT})v_z + (2pe^{-pT} - 2p)z}。 \quad (24)$$

上式表明在 K_z 和 z 之间没有固定的线性关系, 但 $(2e^{pT} - 2 - Tp - Tpe^{-pT}) \approx 0$, 整理得:

$$K_z = \frac{p^2 + p^2 e^{pT}}{pe^{-pT} - p} z。 \quad (25)$$

由上式可知, 与 z 相乘的分数与分数 $2/T$ 几乎相同, 求解式(25)得出的结果与式(19)几乎相同。

3 基于稳定性的高度估计实验与分析

3.1 检测自激振荡

笔者分析得出恒定光流散度着陆系统的稳定性取决于高度。如果无人机能检测到系统的不稳定性, 则可以将其用于高度估算。在系统变得不稳定之前, 它将开始振荡。在航空航天领域, 这种自激振荡被称为飞行员激振 (pilot-induced oscillations, PIO) [13]。

通过模拟着陆, 研究在恒定光流散度着陆过程中如何发生自激振荡。采用 ZOH 模型, 时间步长 $T=0.03$ s, $\rho C_D A / 2 = 0.5$, 质量为 1 kg, 延迟为 $\Delta t = 0.15$ s。图 2 显示了在无风条件下 ($v_{\text{wind}}=0$) $K_z=20$, $z_0=10$, $v_{z0}=-1$, $c^2=0.1$ 时的着陆过程。结果表明: 着陆过程平稳, 直到高度为 1.75 m 时, 无人机开始振荡。

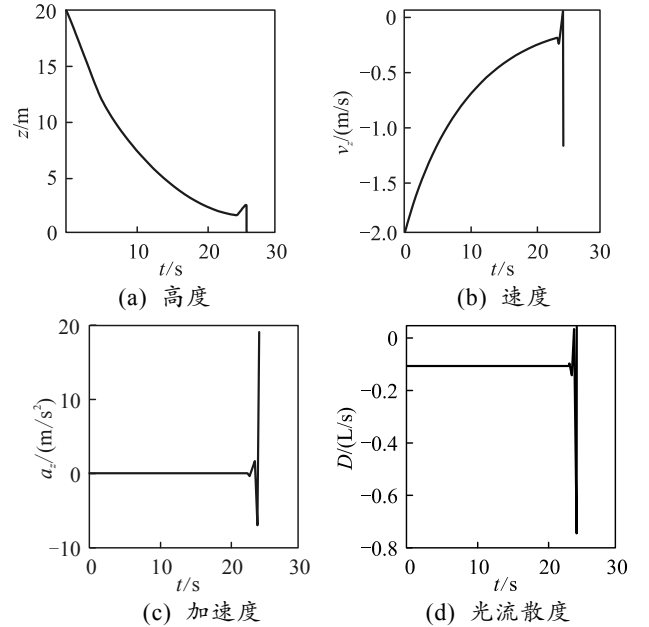


图2 自激振荡检测

自激振荡的 2 个属性(相移和幅度)可以通过 \mathcal{G}_z 和推力 u'_z 之间的协方差来衡量:

$$\text{cov}_t(u'_z, \mathcal{G}_z) = \sum_{i=t-W+1}^t (u'_z(i) - \bar{u}'_z)(\mathcal{G}_z(i) - \bar{\mathcal{G}}_z)。 \quad (26)$$

为了验证振荡的发生与增益的大小和无人机高度有关的假设,针对增益 $K_z \in \{10, 30, 50\}$ 和不同风速 $v_{\text{wind}} \in \{-3, -2.5, \dots, 2.5, 3\}$ m/s 进行了模拟仿真,其中 $z_0=10, v_{z0}=-1, c^2=-0.1$,图 3 显示了该实验的结果, x 轴上的 K_z 不同,而 y 轴上的相应 z 分别检测到自激振荡。另外,每个 K_z 值下设置不同风速,风速从 -3 m/s 到 3 m/s 依次递增。虚线是得到的最小二乘拟合 $z=0.04K_z-0.1$ 。首先,线性拟合表明,增益越高,振荡越远离表面;因此,固定的增益将导致在一定高度附近的自激振荡。这些振动的检测可以用来触发着陆反应(例如果蝇的腿伸展)。其次,风速在 $-3 \sim 3$ m/s 对应的发生自激振荡高度的差异较小,约为 0.50 m。通过对不同风速着陆的分析表明:对于风速较大的情况,控制系统跟踪 g_z^* 的难度更大,从而导致稳态误差,可通过引入积分项解决此问题。

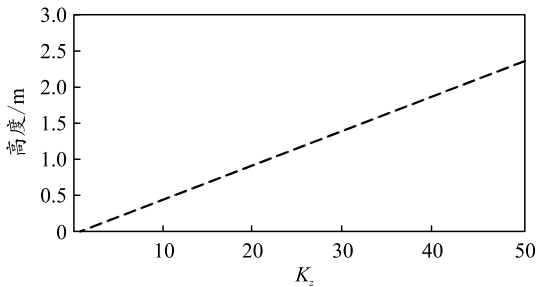


图 3 K_z 控制器检测自激振荡

3.2 考虑阵风的影响

在典型的户外着陆期间,风不是恒定的。风会变化,突然的阵风可能会发生。在模型中,阵风用正弦函数的形式表示:

$$v_{\text{gust}} = W \sin(at). \quad (27)$$

其中 W 表示阵风的强度。

实际中,无人机的命令信号不可能等于 u' , 指令信号 u_z'' 与具有执行器有效功能的 u_z' 有关: $u_z' = f(u_z'')$ 。在旋翼飞行器中, f 的作用取决于空气流量。并根据文献[12]中对旋翼的研究结果,建立执行器有效性与气流之间的关系模型:

$$u' \leftarrow \max \{u_z'' - b v_{\text{air}}, u_z'' - c v_{\text{air}}, 0\}. \quad (28)$$

执行器效率的偏移量和斜率都随空气速度的变化而变化。

图 4 显示了风速从 -3 m/s 到 3 m/s 依次递增的着陆过程中的高度检测结果,每次着陆期间都会添加阵风。虚线是所有增益 K_z 对应的检测高度的线性拟合。结果表明:尽管条件比较恶劣,执行机构效

率也有所变化,但 z 和 K_z 之间仍存在正线性关系。不确定性要比恒定风速时的执行器效率高,特别是对于较大的增益/高度。需要注意,执行器效率函数 f 不一定必须已知。假设线性执行器效率函数使用拟合值: $(K_z, z) = (0, 0)$, 则原理上具有固定增益的单个平台就足以校准 z 和 K_z 之间的线性关系。

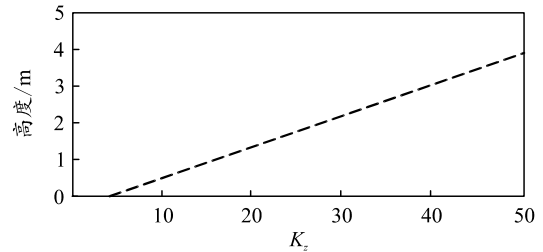


图 4 考虑阵风影响的高度检测

3.3 自适应增益控制

基于稳定性的高度估计策略不需要进行无人机着陆全过程。式(19)(针对真空条件而推导)既不依赖于 v_z , 又不依赖于 c^2 。提出一种确定悬停高度的方案:无人机可以将 g_z^* 设置为 0 , 并更改其增益 K_z , 使控制环开始表现出较小的自激振荡。

具体而言,控制律可以通过连续调整增益 K_z 来调节 $\text{cov}(u_z', \hat{g}_z)$ 。自适应增益控制设置也相应地改变。一个内部循环使用 $u_z = K_z(g_z^* - \hat{g}_z)$, 而另一个外部循环控制 K_z :

$$K_z(t) = K_z'(t) - (PK_z'(t))e_{\text{cov}}(t); \quad (29)$$

$$K_z'(t) \leftarrow K_z'(t-T) - (IK_z')e_{\text{cov}}(t-T); \quad (30)$$

$$e_{\text{cov}}(t) = \text{cov}(u_z', \hat{g}_z)^* - \text{cov}(u_z', \hat{g}_z)(t). \quad (31)$$

其中, $P, I \in [0, 1]$ 为相对于 K_z' 的外环控制的比例和积分增益。较大的高度对应较高的速度,因此,较大的 K_z' 比较小的 K_z' 应更快速地更改 K_z , 自适应增益控制如图 5 所示。

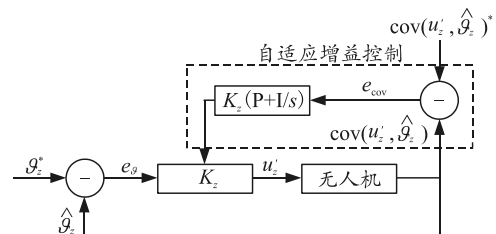


图 5 自适应控制

首先进行悬停状态下的高度估计,对 $z \in \{2, 4, m, \dots, 10\}$ 和 $v_{\text{wind}} \in \{-1, 0, 1\}$ 时进行仿真测试。当 $|e_{\text{cov}}| < 0.005$ 时,模拟停止。图 6 中每个 K_z 值下设置不同风速,风速从 -3 m/s 到 3 m/s 依次递增,虚

线表示线性最小二乘拟合。结果表明：该方法在 z 和 K_z 之间给出了近似线性关系，线性拟合 $z=0.07K_z+0.1$ 。尽管风会影响悬停高度(在初始推力中并未考虑到它)，但它几乎不会影响结果。

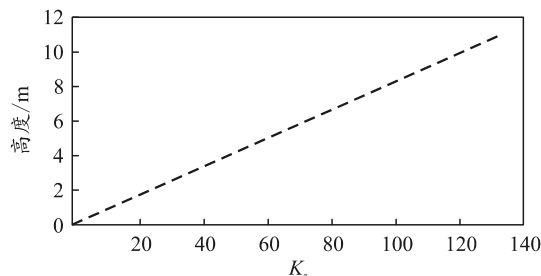


图6 悬停状态下高度估计

如果无人机将 $\text{cov}(u'_z, \hat{g}_z)$ 保持为固定负值，则增益 K_z 将直接代表着陆期间的高度 z 。这种“着陆于振荡边缘”的策略可以使用与上述完全相同的自适应增益控制，但是 $c^2 > 0$ 。

此控制策略已经对 $z \in \{5, 6, \dots, 10\}$ 的情况进行了模拟。该策略从悬停操作 ($c^2=0$) 开始， $K_z=50$ ， $I=0.005$ ， $P=0.15$ 。如果悬停条件满足 $\text{cov}(u'_z, \hat{g}_z)^* = -0.05$ ，则着陆开始。在着陆时 $c^2=0.05$ ， $\text{cov}(u'_z, \hat{g}_z)^* = -0.05$ ，通过仿真实验观测着陆过程中增益与高度之间的关系。

图7显示了着陆阶段期间 K_z 与 z 的关系。从悬停状态 $c^2=0$ 切换到 $c^2=0.05$ 后，外环需要花费一些时间进行补偿，导致 K_z 在着陆开始时发生变化，之后所有 K_z 与 z 几乎成线性相关，着陆过程中控制增益值可以用来进行估计高度，并在接近地面时模仿飞行昆虫触发着陆操作；因此，笔者提出的自适应控制策略能较好地自主着陆。

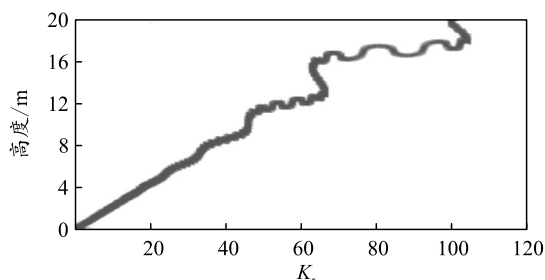


图7 着陆过程控制增益与高度关系

4 结论

针对无人机自主着陆问题，笔者提出了一种基于稳定性的无人机自主着陆高度估计策略，使无人机根据传出副本和光流来估计着陆过程的高度。对线性化模型的理论分析表明，控制增益与高度之间

存在线性关系。研究结果表明：无人机可以探测到自激振荡，并利用自激振荡触发最终着陆过程，确定悬停高度，估计着陆过程中的高度，为进一步研究无人机自主着陆技术提供参考。

参考文献：

- [1] 刘小明, 陈万春, 邢晓岚, 等. 光流控制地形跟随与自动着陆[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(1): 98-105.
- [2] HO H W, GUIDO C H E, CROON D, et al. Distance and velocity estimation using optical flow from a monocular camera[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2017, 9(3): 198-208.
- [3] BORIS M, ALEXANDER M, ALEXEY P, et al. UAV Landing Based on the OpticalFlow Visual navigation[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2019, 19(4): 6-19.
- [4] ZHANG T, KANG Y, ACHELNIK M, et al. Autonomous hovering of a vision/IMU guided quadrotor[C] //International Conference on Mechatronics and Automation. Changchun: IEEE, 2009: 2870-2875.
- [5] ROSA L, HAMEL T, MAHONY R, et al. Optical-Flow Based Strategies for Land-ing VTOL UAVs in Cluttered Environments[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2014, 47(9): 3-17.
- [6] LI D J, YAN Z, SHI Z Y, et al. Autonomous landing of quadrotor based on ground effect modelling[C]//Chinese Control Conference. Hangzhou: IEEE, 2015: 5647-5652.
- [7] ZHAN G J, ZHOU F Q. Position and orientation estimation method for landing of unmanned aerial vehicle with two circle based computer vision[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 344-348.
- [8] BREUGEL F V, MORGANSEN K, DICKINSON M H. Monocular distance estimation from optic flow during active landing maneuvers[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2014, 9(2): 1748-3182.
- [9] CROON G C H E D, HO H W, WAGTER C D, et al. Optic-flow based slope estimation for autonomous landing[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2013, 5(4): 287-298.
- [10] GRABE V, BÜLTHOFF H H, SCARAMUZZA D, et al. Nonlinear egomotion estimation from optical flow for online control of a quadrotor UAV[J]. 2015, 34(8): 1114-1135.
- [11] GREEN W E, OH P Y. Optic-flow-based collision avoidance. Robotics & Automation Magazine[J]. IEEE, 2008, 15(1): 96-103.
- [12] 张连华, 王京, 石宗英, 等. 基于光流的四旋翼直升机鲁棒自主着陆控制[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(11): 1492-1500.
- [13] KLYDE D H, MITCHELL D G. Investigating The Role of Rate Limiting in Pilot-Induced Oscillations[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2004, 27(5): 804-813.