DOI: 10.7641/CTA.2016.60061

基于光流的四旋翼直升机鲁棒自主着陆控制

张连华^{1,2}, 王 京¹, 石宗英^{1†}, 钟宣生¹

(1. 清华大学 自动化系, 北京 100084; 2. 中国航天员科研训练中心, 北京 100094)

摘要:针对小型四旋翼无人机自主着陆问题,提出了一种基于光流的高度估计方法和基于信号补偿的高度鲁棒 控制器设计方法.首先从通用光流运动模型出发,采用奇异值分解方法求解无人机线速度和深度的比值,通过对垂 直速度和高度比值积分获得高度数据.其次,将考虑地效影响和其它不确定性的高度通道非线性模型分解为标称 线性模型和等效扰动两部分,并设计基于信号补偿的高度鲁棒控制器,该控制器由标称控制器和鲁棒补偿器组成, 其中标称控制器使得标称闭环系统达到期望的高度跟踪特性,鲁棒补偿器用于抑制等效扰动的影响.最后从理论上 证明了该控制器可以保证高度跟踪误差在有限时间内收敛至指定的原点邻域内.四旋翼无人机自主着陆的实验结 果验证了所提出的基于光流的高度估计和鲁棒控制方法的有效性.

关键词:无人机;光流;鲁棒控制;自主着陆

中图分类号: TP273 文献标识码: A

Robust autonomous landing control of quadrotor based on optical flow

ZHANG Lian-hua^{1,2}, WANG Jing¹, SHI Zong-ying^{1†}, ZHONG Yi-sheng¹

(1. Department of Automation, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. China Astronaut Research and Training Center, Beijing 100094, China)

Abstract: For autonomous landing of a small quadrotor, an attitude estimation method is proposed using optical flow, and a robust controller based on signal compensation is designed. Firstly, the ratio of velocity to depth is acquired by singular value decomposition (SVD) from the general optical flow motion model, and the altitude data are obtained by integrating the ratio of vertical speed and altitude. Then, the nonlinear model of the altitude channel is divided into a nominal linear model and an equivalent disturbance considering the influences of the ground effect and other uncertainties. And a robust controller based on signal compensation is designed, which consists of a nominal controller and a robust compensator. The nominal controller is designed for the nominal system to get the desired tracking performance, and the robust compensator is applied to restrain the influence of the equivalent disturbance. Finally, it is proved that the tracking error for the altitude channel can converge to a given neighborhood of the origin in finite time by the robust controller. Landing experimental results for a small quadrotor demonstrate the effectiveness of the proposed altitude estimation method based on optical flow and the robust controller.

Key words: unmanned aerial vehicle; optical flow; robust control; automous landing

1 引言(Introduction)

近年来,小型无人直升机的研究取得了很大的发展.由于其灵活性和安全性等特点,被广泛应用于各个领域,如侦查、紧急救援、航拍测绘和农业植保等^[11].在小型无人机的自主着陆过程中,高度数据通常由GPS、气压计或超声测距仪测得,但GPS信号在近地飞行时易受到建筑遮挡或者天气条件影响,数据漂移严重,且高度方向精度非常有限;超声测距仪的有效测量范围很小,不能完全满足任务需求,而气压计给出的高度数据精度不够,因此近年来基于视觉的

着陆控制得到重视 [2-3].

在基于视觉的无人机着陆控制研究中,最早开始 且至今广泛采用的方法是预先设计特定的人工着陆 标志,在己知先验信息的基础上,获得无人机的位置 和姿态.该类方法运算量小,数据解算精度高,但依赖 特定标志,一旦摄像机视场失去标志特征,算法即会 失效,适用范围受限^[2-7].而传统的从运动恢复结构 (structure from motion, SFM)方法,能够同时恢复无人 机的运动信息和环境特征,但涉及到特征匹配和优化 算法,运算负担重,实时性很难保证^[8-9].参照仿生学

收稿日期: 2016-01-26; 录用日期: 2016-08-31.

[†]通信作者. E-mail: zhanglianhua2016@126.com; Tel.: +86 10-62784757.

本文责任编委: 方勇纯.

国家自然科学基金项目(61374034, 61210012)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61374034, 61210012).

中飞虫的飞行原理,研究人员发现图像间的光流包含 了相对于外界环境的速度和距离信息,非常适合避 障、地形跟踪和着陆等应用场景;而且基于光流的运 动估计不需要目标特征的先验信息,对于图像的质量 和纹理要求较低,无须严格的特征匹配,运算量较小, 实时性好^[10-14].

最初的基于光流的微型无人机避障或位置控制研 究基于简化的光流运动模型进行,求解关系简单,采 用低分辨率的光流传感器,输出水平速度和深度信息, 估计的结果精度有限^[14]. Honegger等人设计了基于 CMOS相机的光流传感器PX4FLOW,硬件芯片集成 了速率陀螺,用于补偿角速率对水平速度测量的影响, 输出信息包含水平方向的速度和位置^[15]. Kendoul等人采用卡尔曼滤波框架,借助IMU提供的惯导 信息,先求出水平光流分量,再利用扩展卡尔曼滤波 得到线速度和深度信息^[16]. Grabe等人利用连续单应 性约束方法进行光流的运动估计,并对比使用了扩展 卡尔曼滤波和一种新的非线性估计方法,用于进行绝 对尺度的恢复,实现了四旋翼无人机的速度估计和闭 环控制^[17].而Herisse和Hamel等人对球面投影下的 光流运动模型进行研究,利用惯导提供的姿态信息求 解出球面投影模型下的平均光流,并根据平均光流的 特点设计非线性控制器,实现了四旋翼无人机的地形 跟踪和在运动平台上的着陆控制.该方法无需进行绝 对尺度的恢复,但在球面投影下研究光流运动模型, 控制器设计也比较特殊,具有一定的局限性[11-12].

上述基于光流的研究大多需依赖惯导提供姿态信 息求解无人机的线速度,单纯依靠图像信息同时获得 无人机的线速度和角速度的研究成果很少.本文探索 仅依靠光流信息获取无人机线速度和角速度信息的 方法.作者从通用的光流运动模型出发,根据四旋翼 无人机降落过程的成像特点,利用线性方法求解得到 摄像机坐标系下的线速度和深度之比、角速度,进而 得到四旋翼的高度和垂直速度.

在无人机着陆过程中,地效的影响是一个不可忽 视的因素,然而现有的四旋翼着陆控制研究大多不考 虑地效的非线性影响,控制方法以传统的PID为主,因 此很难做到精确的着陆控制.Herisse 在四旋翼无人机 平台的着陆研究中考虑了地效的影响,但直接采用传 统的单旋翼地效模型,并将其引入控制器设计^[12]. Li考虑四旋翼四个桨叶之间的相互气流影响,在传统 单旋翼的地效模型基础上引入校正系数,并在控制器 设计环节增加地效补偿器和鲁棒补偿器,实现了四旋 翼在动态平台精确时间点的降落,但控制器设计依赖 地效模型的校正系数,且未给出鲁棒特性的理论分 析^[5].本文在此基础上,考虑地效影响和其它不确定 性,设计基于信号补偿的高度鲁棒控制器,并从理论 上证明了该控制器可以保证高度跟踪误差在有限时 间内收敛至指定的原点邻域内.四旋翼无人机自主着 陆的实验结果验证了所提出的基于光流的高度估计 和鲁棒控制方法的有效性.

文章主要包括以下几个部分:第2节介绍基于光流 的四旋翼无人机位姿估计方法;第3节描述四旋翼高 度通道模型,包括着陆过程的地效响应;鲁棒着陆控 制器的设计步骤在第4节中进行介绍;第5节分析高度 通道的鲁棒特性;最后讨论闭环控制实验结果,并给 出结论.

基于光流的四旋翼无人机高度估计(Altitude estimation of quadrotor based on optical flow)

本节首先从通用的光流运动模型出发,针对四旋 翼无人机降落过程的成像特点,采用奇异值分解方法 得到摄像机坐标系下的线速度和深度之比、角速度; 然后根据四旋翼无人机世界坐标系和摄像机坐标系 的约束关系,对垂直速度和高度比值积分获得四旋翼 的高度和垂直速度.

光流指的是图像灰度模式的表面运动^[18],即图像 点的速度.如图1所示,作者分别定义世界坐标系 W(O_wX_wY_wZ_w)和摄像机坐标系C(O_cX_cY_cZ_c),世 界坐标系W的原点在水平地面上的一点,摄像机坐标 系C的原点为摄像机的光心.



图 1 四旋翼坐标系示意图

Fig. 1 The coordinate frame schematic of the quadrotor

令 $P_w = [X_w Y_w Z_w]^T$ 和 $P_c = [X_c Y_c Z_c]^T$ 分 别表示三维空间中某一点P在世界坐标系和摄像机坐 标系下的坐标;根据针孔摄像机模型, $p = (x, y, f_c)^T$ 为点P投影到图像平面的齐次坐标,其中: f_c 表示 摄像机的焦距, $\dot{p} = (u, v)^T$ 为该点的光流;摄像机的 运动在摄像机坐标系下用 (V, Ω) 表示,其中:线速 度 $V = (V_x, V_y, V_z)^T$,角速度 $\Omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$;图 像光流与摄像机三维运动之间的关系如下所示^[19]:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} f_{\rm c} & 0 & -x \\ 0 & f_{\rm c} & -y \end{bmatrix} \left(-\frac{\Omega_{\times}p}{f_{\rm c}} - \frac{V}{Z_{\rm c}} \right), \qquad (1)$$

其中 Z_c 被称为特征点的深度, Ω_{\times} 为如下反对称矩阵:

1494

$$\Omega_{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z} & \omega_{y} \\ \omega_{z} & 0 & -\omega_{x} \\ -\omega_{y} & \omega_{x} & 0 \end{bmatrix}.$$
(2)

对于空间中的多个目标点 $P_i(i = 1, 2, \dots, n)$,用 $(x_i, y_i)^{\mathrm{T}}, (u_i, v_i)^{\mathrm{T}} 和 Z_{ci} 分别表示其图像坐标、光流$ 值和摄像机坐标下的深度,代入式(1)展开整理可得

$$\begin{bmatrix} u_i \\ v_i \end{bmatrix} = \frac{1}{Z_{ci}} \begin{bmatrix} -f_c & 0 & x_i \\ 0 & -f_c & y_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} + \frac{1}{f_c} \begin{bmatrix} x_i y_i & -(f_c^2 + x_i^2) & f_c y_i \\ (f_c^2 + y_i^2) & -x_i y_i & -f_c x_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix},$$
$$i = 1, 2, \cdots, n.$$
(3)

该式和文献[20]中的符号一致,光流运动模型一致.

在式(3)中,已知量是图像点坐标 $(x_i, y_i)^{T}$ 和光流 $(u_i, v_i)^{T}(i = 1, 2, \cdots, n)$,未知量是摄像机的三维运 动量 $(V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z)^{T}$ 和各目标点的深度 $(Z_{c1}, Z_{c2}, \cdots, Z_{cn})^{T}$.对应图像上n个特征点可得到2n个 方程,当方程个数大于或等于未知量(即 $n \ge 6$)时, 式(3)可解.由于深度值未知,该问题为非线性方程组 求解,求解方法比较复杂,若采用数值求解算法,求解 结果会依赖初值的选择^[20].而且由于线速度和深度之 间存在比例关系,单独依靠单目视觉不能恢复出速度 和深度的绝对尺度.

考虑到普通单目摄像头视场角有限,很多无人机 平台安装云台以保持摄像机光轴垂直朝下,或者在着 陆过程中基本保持姿态水平,以保证飞行过程中地面 的特征不容易丢失;而着陆平台通常选择一个水平面, 在这样的应用场景下,同一幅图像中各特征点的深度 相等,不妨记 $Z_{ci} = Z_c(i = 1, 2, \cdots, n)$.因而,本文 将摄像机的线速度和深度之比 $(\frac{V_x}{Z_c}, \frac{V_y}{Z_c}, \frac{V_z}{Z_c})^{T}$ 作为未 知数,式(3)的光流运动模型可以表示成以下形式:

$$\begin{pmatrix} u_i \\ v_i \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -f_c & 0 & x_i \\ 0 & -f_c & y_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x/Z_c \\ V_y/Z_c \\ V_z/Z_c \end{bmatrix} + \frac{1}{f_c} \begin{bmatrix} x_i y_i & -(f_c^2 + x_i^2) & f_c y_i \\ (f_c^2 + y_i^2) & -x_i y_i & -f_c x_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix},$$
$$i = 1, 2, \cdots, n.$$
(4)

至此, 基于光流求解摄像机运动的问题转换为线性方程组求解问题, 采用奇异值分解方法, 能够求解上述超定方程组, 获得摄像机的运动信息 $(\frac{V_x}{Z_c}, \frac{V_y}{Z_c}, \frac{V_z}{Z_c}, \omega_x, \omega_y, \omega_z)^{T}$.

在本文研究的四旋翼无人机平台中,机载摄像头

安装在机体中心正下方的两轴云台上,摄像机光轴垂 直向下,具体如图1中所示.四旋翼无人机在世界坐标 系下的位置和线速度分别用 $\xi = [x \ y \ z]^{T}$ 和 $v = [v_x \ v_y \ v_z]^{T}$ 表示, (ϕ, θ, ψ) 分别表示机体横滚角、俯 仰角和偏航角.从上面的坐标系定义可以看出,摄像 机坐标系的 Z_c 轴和世界坐标系的 Z_w 轴方向相反,并 相差偏航角 ψ ,因此摄像机坐标系到世界坐标系之间 的旋转矩阵 R_c^w 表达式为

$$R_{\rm c}^{\rm w} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0\\ \sin\psi & -\cos\psi & 0\\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$
 (5)

目标点P的位置和无人机线速度在世界坐标系和 摄像机坐标系之间的关系分别如下:

$$P_{w} = R_{c}^{w} P_{c} + \xi,$$

$$v = R_{c}^{w} V.$$
(6)

若目标点所在的目标平面与水平地面重合, 即 Z_w = 0, 由式(5)和(6)可得

$$z = Z_{\rm c},$$

$$v_{\rm z} = -V_{\rm z}.$$
(7)

因而得到世界坐标系下无人机垂直速度与高度之比和摄像机坐标系下的速度与深度之比的关系为

$$\frac{v_{\rm z}}{z} = -\frac{V_{\rm z}}{Z_{\rm c}},\tag{8}$$

其中 $\frac{V_z}{Z}$ 可通过求解公式(4)得到.

假定四旋翼的初始高度已知,记为z₀,对公式(8) 中得到的世界坐标系下垂直速度和高度的比值进行 积分可得到高度和垂直速度.令

$$h(t) = \frac{v_{\rm z}}{z} = \frac{\dot{z}(t)}{z(t)},\tag{9}$$

引入测量输出的积分k(t),则

$$k(t) = \int_{0}^{t} h(\tau) d\tau = \int_{0}^{t} \frac{\dot{z}(\tau)}{z(\tau)} d\tau = \ln[\frac{z(t)}{z_{0}}],$$
(10)

其中k(0) = 0,可得

$$z(t) = z_0 e^{k(t)} = z_0 e^{\int_0^t h(\tau) d\tau},$$
 (11)

进而可以得到

$$\dot{z}(t) = z_0 e^{k(t)} h(t).$$
 (12)

由此, 在初始高度已知的情况下, 本文通过光流的信息可以实时求解出高度z(t)和垂直速度ż(t).

3 着陆过程的四旋翼高度通道模型(Altidude model of quadrotor for landing mission)

对于图1中所示的四旋翼直升机平台,根据欧拉--拉格朗日方法可以得到简化的高度通道动力学模型

如下[21]:

$$\ddot{z} = \frac{1}{m} \left(C_{\phi} C_{\theta} \right) U_1 - \mathbf{g}, \tag{13}$$

其中: *m*为四旋翼的质量, g为重力加速度, *U*₁表示4 个旋翼的升力之和.

考虑着陆过程中地效的影响,采用文献[5]中的四 旋翼地效模型,具体如下:

$$\frac{T_{\rm o}}{T_i} = \frac{1}{1 - \rho (\frac{r_{\rm p}}{4(z(t) + l_{\rm o})})^2},\tag{14}$$

其中: T_i 表示无地效影响时桨叶产生的升力, T_o 表示 考虑地效影响时的实际升力, r_p 代表桨叶半径, z(t)表 示四旋翼质心到地面的垂直高度, l_0 表示桨叶到质心 之间的垂直高度差, $\varphi_{z_p}(t) = z(t) + l_o$ 表示桨叶平 面到地面的垂直距离, ρ 是地效校正系数, 为正常数, 其值与地面特性、螺旋桨叶片系数等因素相关.

对于研究中所采用的四旋翼直升机,地效校正系数的标称值ρ₀可以通过悬停实验确定,并且满足

$$0 < \rho \leqslant 2\rho_0. \tag{15}$$

令
$$\lambda(t) = \rho(\frac{r_{\rm p}}{4(z(t)+l_0)})^2$$
,由于 $z(t) > 0$,桨叶平面
到地面的是小值为z

到地面的最小值为zpmin, 可得

$$\lambda(t) \leqslant 2\rho_0 (\frac{r_{\rm p}}{4z_{\rm p\min}})^2 \stackrel{\Delta}{=} \lambda_0, \tag{16}$$

并满足 $0 < \lambda_0 < 1$.

令 $u_z = C_{\phi}C_{\theta}U_1$ 表示高度通道控制输入,考虑地效模型(14)和参数摄动等不确定因素,可得到如下高度通道的数学模型:

$$m\ddot{z}(t) = \frac{u_{z}(t)}{1 - \lambda(t)} - mg - \tilde{\Delta}_{z}(t),$$

$$z(0) = z_{0} > 0,$$
(17)

其中 $\Delta_{\mathbf{z}}(t)$ 包含参数和非线性不确定性以及外部干扰 等.

假设1
$$\tilde{\Delta}_{z}(t)$$
满足

$$\begin{cases} |\tilde{\Delta}_{z}(t)| \leq \xi_{1} |\dot{z}(t)| + \xi_{0} |z(t)| + \delta |d(t)|, \\ |d(t)| \leq d_{0}, \end{cases}$$
(18)

其中: $\xi_1, \xi_0, \delta n d_0$ 为已知正常数, d(t)为有界的分段 连续外部干扰.

注1 ξ₁ |*ż*(*t*)|代表空气阻力对垂直运动的影响, 与速 度成比例关系; 而高度的变化会影响空气密度和引力, 将其对 四旋翼无人机的垂直运动影响用ξ₀ |*z*(*t*)|表示; δ |*d*(*t*)|表示外 部干扰, 如风扰等.

将式(17)改写为
$$\begin{cases} m\ddot{z}(t) = u_{z}(t) - mg + \tilde{\zeta}(t)u_{z}(t) - \tilde{\Delta}_{z}(t), \\ z(0) = z_{0} > 0, \end{cases}$$
(19)

其中

$$\tilde{\zeta}(t) = \frac{1}{1 - \lambda(t)} - 1.$$
(20)

结合式(16)和(20),有

$$0 < \tilde{\zeta}(t) = \frac{\lambda(t)}{1 - \lambda(t)} \leqslant \frac{\lambda_0}{1 - \lambda_0} \stackrel{\Delta}{=} \tilde{\zeta}_0.$$
(21)

对于本研究中所采用的四旋翼无人直升机, 有 $0 < \zeta_0$ < 1.

4 鲁棒控制器设计(Robust controller design)

将式(19)中高度通道非线性模型分解成标称线性 模型和等价扰动项两部分,如下所示:

$$m\ddot{z}(t) = u_{\rm z}(t) - mg - \Delta_{\rm z}(t), \qquad (22)$$

其中 $\Delta_{z}(t)$ 是等价扰动项,且

$$\Delta_{\rm z}(t) = \tilde{\Delta}_{\rm z}(t) - \tilde{\zeta}(t)u_{\rm z}(t).$$
(23)

当 $\Delta_z(t) = 0$ 时,式(22)为高度通道的标称模型.首先 针对标称模型设计标称控制器,使得标称闭环系统达 到期望的特性;然后设计鲁棒补偿器,抑制等价扰动 项 $\Delta_z(t)$ 对闭环系统的影响^[22].整个鲁棒着陆控制器 输出 $u_z(t)$ 包括两部分:标称控制器输出 $u_z^N(t)$ 和鲁棒 补偿器输出 $u_z^{RC}(t)$:

$$u_{\rm z}(t) = u_{\rm z}^{\rm N}(t) + u_{\rm z}^{\rm RC}(t).$$
 (24)

第1步 设计标称控制器.

针对标称模型,设计高度跟踪控制器如下:

$$u_{z}^{N}(t) = m[\alpha(\dot{z}_{R}(t) - \dot{z}(t)) + \beta(z_{R}(t) - z(t)) + \ddot{z}_{R}(t)] + mg, \quad (25)$$

其中: *z*_R(*t*)是参考高度, 是有界二次连续可微函数, 控制器参数*α*和*β*是正实数, 由期望的闭环特性确定. 可得标称闭环系统如下:

$$\ddot{z}_{\mathrm{N}}(t) + \alpha \dot{z}_{\mathrm{N}}(t) + \beta z_{\mathrm{N}}(t) = \ddot{z}_{\mathrm{R}}(t) + \alpha \dot{z}_{\mathrm{R}}(t) + \beta z_{\mathrm{R}}(t),$$
(26)

这里用 $z_N(t)$ 表示标称闭环系统的高度. 定义 $z_{Ne}(t) = z_N(t) - z_R(t)$,可得标称闭环系统的跟踪误差模型

$$\ddot{z}_{\rm Ne}(t) + \alpha \dot{z}_{\rm Ne}(t) + \beta z_{\rm Ne}(t) = 0.$$

第2步 设计鲁棒补偿器.

为了抑制等价扰动 $\Delta_{z}(t)$ 的影响,设计鲁棒补偿器为

$$u_{\rm z}^{\rm RC}(s) = F(s)\Delta_{\rm z}(s), \qquad (27)$$

$$F(s) = \frac{f}{s+f},\tag{28}$$

其中: F(s)为鲁棒滤波器, f是鲁棒滤波器参数, $u_z^{RC}(s)$ 和 $\Delta_z(s)$ 分别是鲁棒补偿的控制器输出 $u_z^{RC}(t)$ 和等价扰动项 $\Delta_z(t)$ 的拉氏变换. 根据式(22)可得

$$\Delta_{\mathbf{z}}(t) = u_{\mathbf{z}}(t) - m\ddot{z}(t) - m\mathbf{g}.$$
 (29)

若f充分大,则 $u_z^{RC}(t)$ 近似为 $\Delta_z(t)$,其可抑制 $\Delta_z(t)$ 对闭环系统的影响.

根据式(24)(27)-(29), 鲁棒补偿器可实现如下:

$$u_{\rm z}^{\rm RC}(s) = -fm \cdot sz(s) + \frac{f}{s}[u_{\rm z}^{\rm N}(s) - mg],$$
 (30)

其中 $u_z^N(s)$ 和z(s)分别表示 $u_z^N(t)$ 和z(t)的拉氏变换. 定义中间变量w(t)如下:

$$\dot{w}(t) = u_{\rm z}^{\rm N}(t) - mg.$$
 (31)

结合式(31),式(30)可表示为

$$u_{\rm z}^{\rm RC}(t) = -fm\dot{z}(t) + fw(t).$$
 (32)

综合上述设计步骤,基于光流的四旋翼鲁棒着陆 控制器结构如图2所示.



图 2 鲁棒控制器结构框图

Fig. 2 The block diagram of the robust controller

5 鲁棒特性分析(Robust properties analysis)

将式(26)中的标称系统高度*z*_N(*t*)作为实际系统高度*z*(*t*)的期望值,定义高度控制误差:

$$z_{\rm e}(t) = z(t) - z_{\rm N}(t).$$
 (33)

定理1 对于非线性不确定高度控制系统(17), 若假设1成立,则控制器(24)–(25)(31)–(32)可实现鲁 棒高度控制,即对于给定的初始条件和任意给定的正 常数 $\varepsilon > 0$,存在正常数 f^* 和T,当 $f \ge f^*$ 时,z(t)和 $\dot{z}(t)$ 有界,且成立 $|z_e(t)| \le \varepsilon$, $t \ge T$.如果初始条件满足 $z(0) = z_N(0)$ 且 $\dot{z}(0) = \dot{z}_N(0)$,则

$$|z_{e}(t)| \leq \varepsilon, \ t \ge 0.$$

中式(22)(24)-(26)和式(33) 有

$$\ddot{z}_{\rm e}(t) + \alpha \dot{z}_{\rm e}(t) + \beta z_{\rm e}(t) = \frac{1}{m} \left[u_{\rm z}^{\rm RC}(t) - \Delta_{\rm z}(t) \right].$$
(34)

对式(34)作拉氏变换,结合式(27)-(28),有

证

$$(s^{2} + \alpha s + \beta) z_{e}(s) =$$

(s + \alpha) z_{e}(0) + \dot{z}_{e}(0) - \frac{s}{s+f} \frac{\Delta_{z}(s)}{m}.

假设多项式 $s^2 + \alpha s + \beta$ 有两个负实根 $s_1 \pi s_2$ (对于复根的情形,可类似讨论),则可得

$$z_{\mathbf{e}}(t) = \left[\frac{s_1 + \alpha}{s_1 - s_2} z_{\mathbf{e}}(0) + \frac{1}{s_1 - s_2} \dot{z}_{\mathbf{e}}(0)\right] \mathbf{e}^{s_1 t} + \left[\frac{s_2 + \alpha}{s_2 - s_1} z_{\mathbf{e}}(0) + \frac{1}{s_2 - s_1} \dot{z}_{\mathbf{e}}(0)\right] \mathbf{e}^{s_2 t} -$$

$$\frac{\frac{1}{m}\frac{1}{s_{1}-s_{2}}\frac{s_{1}}{s_{1}+f}L^{-1}(\frac{1}{s-s_{1}}\Delta_{z}(s))-}{\frac{1}{m}\frac{1}{s_{2}-s_{1}}\frac{s_{2}}{s_{2}+f}L^{-1}(\frac{1}{s-s_{2}}\Delta_{z}(s))+}{\frac{1}{m}\frac{f}{(f+s_{1})(f+s_{2})}L^{-1}(\frac{1}{s+f}\Delta_{z}(s)),}$$
(35)

其中
$$L^{-1}$$
表示拉氏反变换. 因对于 $a < 0$, 有
 $|L^{-1}(\frac{1}{s-a}\Delta_{z})| = |\int_{0}^{t} e^{a(t-\tau)}\Delta_{z}(\tau)d\tau| \leq \int_{0}^{t} e^{a(t-\tau)} |\Delta_{z}(\tau)|d\tau \leq \sup_{0 \leq \tau \leq t} |\Delta_{z}(\tau)| \int_{0}^{t} e^{a(t-\tau)}d\tau \leq \frac{1}{|a|} ||\Delta_{z}||_{\infty},$
其中 $||\Delta_{z}||_{\infty} = \sup_{t \geq 0} |\Delta_{z}(t)| \Delta_{z}(t)$ 的无穷范数, 故有

$$\left|z_{\mathrm{e}}\right\|_{\infty} \leqslant c_{\mathrm{e}}^{0} + c_{\Delta}^{0}(f) \left\|\Delta_{\mathrm{z}}\right\|_{\infty}, \qquad (36)$$

其中:

$$\begin{cases} c_{\rm e}^{0} = |\frac{s_{1} + \alpha}{s_{1} - s_{2}} z_{\rm e}(0) + \frac{1}{s_{1} - s_{2}} \dot{z}_{\rm e}(0)| + \\ |\frac{s_{2} + \alpha}{s_{2} - s_{1}} z_{\rm e}(0) + \frac{1}{s_{2} - s_{1}} \dot{z}_{\rm e}(0)|, \\ c_{\Delta}^{0}(f) = \frac{1}{m} |\frac{1}{s_{1} - s_{2}} \frac{1}{s_{1} + f}| + \frac{1}{m} |\frac{1}{s_{2} - s_{1}} \frac{1}{s_{2} + f}| + \\ \frac{1}{m} |\frac{1}{(f + s_{1})(f + s_{2})}|. \end{cases}$$

$$(37)$$

因对于a < 0, 有

$$\begin{aligned} |\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}L^{-1}(\frac{1}{s-a}\Delta_{\mathbf{z}})| &= \\ |aL^{-1}(\frac{1}{s-a}\Delta_{\mathbf{z}}) + \Delta_{\mathbf{z}}(t)| \leqslant 2 \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty}. \end{aligned}$$

可证

$$\left\|\dot{z}_{\mathrm{e}}\right\|_{\infty} \leqslant c_{\mathrm{e}}^{1} + c_{\Delta}^{1}(f) \left\|\Delta_{\mathrm{z}}\right\|_{\infty}, \qquad (38)$$

其中

$$\begin{cases} c_{e}^{1} = |\frac{s_{1}(s_{1} + \alpha)}{s_{1} - s_{2}}z_{e}(0) + \frac{s_{1}}{s_{1} - s_{2}}\dot{z}_{e}(0)| + \\ |\frac{s_{2}(s_{2} + \alpha)}{s_{2} - s_{1}}z_{e}(0) + \frac{s_{2}}{s_{2} - s_{1}}\dot{z}_{e}(0)|, \\ c_{\Delta}^{1}(f) = \frac{1}{m}|\frac{2}{s_{1} - s_{2}}\frac{s_{1}}{s_{1} + f}| + \frac{1}{m}|\frac{2}{s_{2} - s_{1}}\frac{s_{2}}{s_{2} + f}| + \\ \frac{1}{m}|\frac{2f}{(f + s_{1})(f + s_{2})}|. \end{cases}$$

$$(39)$$

根据式(27)和式(28)可得
$$u_{z}^{RC}(t) | \leq \left\| u_{z}^{RC} \right\|_{\infty} \leq \|F(s)\|_{1} \|\Delta_{z}\|_{\infty} = \|\Delta_{z}\|_{\infty}$$

(41)

而由式(24)和(25)有

$$|u_{z}(t)| \leq |u_{z}^{N}(t)| + |u_{z}^{RC}(t)| \leq m\alpha |\dot{z}_{R}(t) - \dot{z}(t)| + m\beta |z_{R}(t) - z(t)| + m |\ddot{z}_{R}(t)| + mg + |u_{z}^{RC}(t)| \leq m\alpha |\dot{z}(t) - \dot{z}_{N}(t)| + m\beta |z(t) - z_{N}(t)| + |u_{z}^{RC}(t)| + m\alpha |\dot{z}_{N}(t) - \dot{z}_{R}(t)| + m\beta |z_{N}(t) - z_{N}(t)| + m\beta |z_{N}(t) - z_{N}(t)| + m\beta |z_{N}(t)| + m\beta |z_{N}($$

$$\|u_{\mathbf{z}}\|_{\infty} \leqslant m\alpha \|\dot{z}_{\mathbf{e}}\|_{\infty} + m\beta \|z_{\mathbf{e}}\|_{\infty} + \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty} + c_{u},$$
(40)

其中

$$\begin{split} c_u &= m\alpha \|\dot{z}_N - \dot{z}_R\|_{\infty} + m\beta \|z_N - z_R\|_{\infty} + \\ & m \|\ddot{z}_R\|_{\infty} + mg. \end{split}$$
另一方面, 由式(21)和(23)可得

$$\begin{split} \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty} \leqslant \|\tilde{\Delta}_{\mathbf{z}}\|_{\infty} + \tilde{\zeta}_{0}\|u_{\mathbf{z}}\|_{\infty} \leqslant \\ \xi_{1}\|\dot{z}_{\mathbf{e}}\|_{\infty} + \xi_{0}\|z_{\mathbf{e}}\|_{\infty} + \tilde{\zeta}_{0}\|u_{\mathbf{z}}\|_{\infty} + c_{\Delta}, \end{split}$$

其中

$$c_{\Delta} = \|\xi_1 |\dot{z}_N(t)| + \xi_0 |z_N(t)| + \delta |d(t)|\|_{\infty},$$

故有

$$\begin{split} \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty} &\leqslant (\xi_{1} + \tilde{\zeta}_{0} m \alpha) \|\dot{z}_{\mathbf{e}}\|_{\infty} + \\ & (\xi_{0} + \tilde{\zeta}_{0} m \beta) \|z_{\mathbf{e}}\|_{\infty} + \\ & \tilde{\zeta}_{0} \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty} + c_{u} \tilde{\zeta}_{0} + c_{\Delta}. \end{split}$$

由 $0 < \tilde{\zeta}_0 < 1$ 得

其中

 $\tilde{\xi}_1 = \frac{\xi_1 + \tilde{\zeta}_0 m\alpha}{1 - \tilde{\zeta}_0}, \ \tilde{\xi}_0 = \frac{\xi_0 + \tilde{\zeta}_0 m\beta}{1 - \tilde{\zeta}_0}, \ \tilde{c}_\Delta = c_u \tilde{\zeta}_0 + c_\Delta.$ $\pm \vec{\chi}(41)(36) \pi (38), \ \vec{\pi}$

 $\|\boldsymbol{\varDelta}_{\mathbf{z}}\|_{\infty}\leqslant \tilde{\xi}_{1}\|\dot{z}_{\mathbf{e}}\|_{\infty}+\tilde{\xi}_{0}\|\boldsymbol{z}_{\mathbf{e}}\|_{\infty}+\tilde{c}_{\boldsymbol{\varDelta}},$

$$\begin{aligned} \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty} &\leqslant [\tilde{\xi}_{1}c_{\Delta}^{1}(f) + \tilde{\xi}_{0}c_{\Delta}^{0}(f)] \|\Delta_{\mathbf{z}}\|_{\infty} + \\ &\tilde{\xi}_{1}c_{\mathbf{e}}^{1} + \tilde{\xi}_{0}c_{\mathbf{e}}^{0} + \tilde{c}_{\Delta}. \end{aligned}$$
(42)

由式(37)和(39)可知, 对于给定的四旋翼无人机由 于质量*m*有限, $s_1 n s_2$ 为负实根, 因此当正实数*f*充分 大时, $c_{\Delta}^0(f) n c_{\Delta}^1(f)$ 可以充分小; 因而对于任意给定 的正实数 $\rho_1 n \rho_0$ (充分小使得 $\rho_0 + \rho_1 < 1$), 存在充分 大正实数 f^* , 当 $f \ge f^*$ 时, 成立

$$c^{1}_{\Delta}(f) \leqslant \rho_{1}/\tilde{\xi}_{1}, \ c^{0}_{\Delta}(f) \leqslant \rho_{0}/\tilde{\xi}_{0}.$$
(43)

此时

$$\left\|\Delta_{\mathbf{z}}\right\|_{\infty} \leqslant \frac{\tilde{\xi}_{1}c_{\mathbf{e}}^{1} + \tilde{\xi}_{0}c_{\mathbf{e}}^{0} + \tilde{c}_{\Delta}}{1 - \rho_{0} - \rho_{1}} \stackrel{\Delta}{=} \pi, \qquad (44)$$

即当 $f \ge f^*$ 时, $\|\Delta_z\|_{\infty}$ 有界, 且存在与f无关的上界 π . 由式(36)和(38)知, z(t)和 $\dot{z}(t)$ 是有界的.

$$\begin{aligned} |z_{e}(t)| \leqslant \\ |\frac{s_{1}+\alpha}{s_{1}-s_{2}}z_{e}(0) + \frac{1}{s_{1}-s_{2}}\dot{z}_{e}(0)|e^{s_{1}t} + \\ |\frac{s_{2}+\alpha}{s_{2}-s_{1}}z_{e}(0) + \frac{1}{s_{2}-s_{1}}\dot{z}_{e}(0)|e^{s_{2}t} + c_{\Delta}^{0}(f)\|\Delta_{z}\|_{\infty}. \end{aligned}$$

$$\exists \text{het} \vec{x}(43)-(44), \vec{\pi} \\ |z_{e}(t)| \leqslant \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} |\frac{s_{1} + \alpha}{s_{1} - s_{2}} z_{e}(0) + \frac{1}{s_{1} - s_{2}} \dot{z}_{e}(0)|e^{s_{1}t} + \\ |\frac{s_{2} + \alpha}{s_{2} - s_{1}} z_{e}(0) + \frac{1}{s_{2} - s_{1}} \dot{z}_{e}(0)|e^{s_{2}t} + \frac{\rho_{0}}{\tilde{\xi}_{0}} \pi. \end{aligned}$$

对于任意给定的 $\varepsilon_0 > 0$,如果选取 ρ_0 ,使得 $\rho_0 \leq \frac{\varepsilon_0 \tilde{\xi}_0}{2}$,则成立

$$\begin{aligned} |z_{\mathbf{e}}(t)| &\leqslant |\frac{s_{1} + \alpha}{s_{1} - s_{2}} z_{\mathbf{e}}(0) + \frac{1}{s_{1} - s_{2}} \dot{z}_{\mathbf{e}}(0)| \mathbf{e}^{s_{1}t} + \\ &|\frac{s_{2} + \alpha}{s_{2} - s_{1}} z_{\mathbf{e}}(0) + \frac{1}{s_{2} - s_{1}} \dot{z}_{\mathbf{e}}(0)| \mathbf{e}^{s_{2}t} + \varepsilon_{0}. \end{aligned}$$

因此对于任意给定的 $\varepsilon > \varepsilon_0$,存在T > 0,成立

$$|z_{\rm e}(t)| \leqslant \varepsilon, \ t \geqslant T.$$

如果初始条件满足 $z(0) = z_N(0) \pm \dot{z}(0) = \dot{z}_N(0), 则$

$$|z(t) - z_{\rm N}(t)| \leqslant \varepsilon, \ t \ge 0.$$

根据上式,定理1得证. 证毕.

6 实验与讨论(Experiments and discussions)

本节简单介绍实验平台配置,并设计两组飞行实验,在四旋翼无人机平台上检验基于光流的高度估计 算法的有效性和鲁棒着陆控制器的控制性能.

6.1 实验配置(Experimental setup)

实验平台采用本课题组自主研制的四旋翼无人直 升机,如图3所示,机体采用科比特公司的X4四轴,其 轴距800 mm,18英寸桨叶,起飞重量4 kg.本课题组 自主开发了飞控系统和地面站系统.机载设备主要包 括DSP飞控处理器、传感器系统、微型计算机和带两 轴云台的摄像头各一套.传感器系统由惯性测量单 元(3个单轴陀螺仪、一个三轴加速度计和一个罗盘)、 GPS 模块和激光测距仪共同组成.激光测距采用 是PulsedLight公司的LIDAR-Lite,在本实验中用于提 供高度的初值,并作为真值和光流估计的高度数据进 行比对.摄像头是IDS公司的UI-1226-LE-C-HQ,其 图像分辨率为752 × 480,采样频率为30 Hz.

DSP飞控处理器上运行控制算法和滤波算法,基于光流的运动估计程序运行在机载微型计算机上, CPU采用Intel Core i7–3612QM,内存4G,安装Ubuntu 操作系统,在其上运行机器人操作系统(robot operating system, ROS), ROS里集成了OpenCV视觉开发库. 本文在每帧图像上选取10个显著的特征点,采 用SVD方法求解超定方程组,获得无人机的运动信 息($\frac{V_x}{Z_c}, \frac{V_y}{Z_c}, \frac{V_z}{Z_c}, \omega_x, \omega_y, \omega_z$)^T,然后通过串口将求解出 的线速度和深度的比值实时发送给DSP上的飞控程 序,由DSP飞控程序在切换到光流反馈的控制器时获 取初始高度并通过积分得到高度和垂直速度.

该四旋翼直升机的桨叶半径 $r_{\rm p} = 0.2286$ m, 桨叶 平面到地面的最小值 $z_{\rm pmin} = 0.36$ m, 通过悬停实验 确定地效校正系数的标称值 ρ_0 为8.6, 根据以上参数和 式(18), 可得 $\lambda_0 = 0.433$, 进而可得 $\tilde{\zeta}_0 = 0.764$. 标称 控制器参数 $\alpha = \beta = 6$, 由于图像采样帧率和视觉程 序处理时间的限制, 鲁棒滤波器参数*f*选取为2.



图 3 四旋翼无人机直升机实验平台 Fig. 3 The experimental platform of the quadrotor

6.2 实验结果与讨论(Experimental resutls and discussions)

我们设计了两组室外飞行实验,第1组实验为光流 估计数据和机载激光测距仪的数据对比实验,包含室 外地砖和草坪两种不同纹理特征的地面,验证光流估 计算法的有效性;第2组实验是基于光流反馈的控制 器闭环实验,分别应用标称控制器和鲁棒着陆控制器, 进行着陆实验,对比着陆过程中增加鲁棒补偿器前后 地效响应的影响和控制误差.

6.2.1 光流估计与激光测距仪数据对比实验(Comparison of optical flow estimation and lidar measurement)

分别在如图4所示的室外规则地砖纹理和不规则 草坪纹理下做了两次实验,比较了四旋翼无人机从悬 停到着陆的过程中光流估计的高度数据和机载激光 测距仪的高度数据.

在以地砖地面为目标特征的实验中,手动控制无 人机在悬停状态下从5 m到7 m范围内进行高度的起 伏运动,然后再下降,光流的高度估计数据如图5所示. 在70 s左右的起伏和下降飞行过程中,光流估计的高 度值和激光测距仪的测量高度间的最大误差为 0.13 m. 草坪地面的光流高度估计数据如图6所示,无 人机在7.2 m的高度悬停40 s左右后下降,悬停阶段的 高度误差不超过0.14 m,下降阶段的最大误差为 0.21 m.





Fig. 4 The ground texture for landing experiment

上述机载数据的比对实验表明了四旋翼无人机在 悬停和着陆过程中光流估计高度算法的有效性,并适 用于不同类型的纹理地面.



图 5 地砖纹理下的高度变化曲线







6.2.2 光流反馈闭环控制实验(Closed-loop control based on optical flow feedback)

在此实验中,作者将光流估计的高度数据引入闭 环回路,分别应用标称控制器和鲁棒着陆控制器,从 当前高度以约0.4 m/s的速度下降到地面,高度跟踪曲 线分别如图7和8所示,跟踪误差曲线如图中左下方小

7

图所示,对应显示了高度跟踪曲线中着陆段8 s~12 s 之间从高度1.5 m左右降落至地面的跟踪误差.

从图7中的标称控制器高度跟踪曲线和左下方小 图中的着陆前后误差曲线可以看出,四旋翼无人机从 当前悬停高度4.85 m开始降落,在1.5 m到0.5 m的降 落阶段最大跟踪误差不超过0.1 m,但是在高度小于 0.5 m的近地段,跟踪曲线开始明显抬升,跟踪误差增 大到0.21 m,且较长时间内四旋翼无人机悬停在空中 无法落地.

而在图8的鲁棒控制器高度跟踪和误差曲线中,无 人机从当前悬停高度5.14 m开始降落,在1.5 m到 0.5 m的降落阶段最大跟踪误差小于0.05 m,在高度小 于0.5 m的近地段最大跟踪误差为0.07 m,四旋翼无人 机可以顺利落地.标称控制器跟踪曲线表明在近地段 参数的不确定性和地效的非线性因素都得以体现,地 效的作用非常明显,传统的标称PD控制器不能抑制这 种影响,因而无人机不能够顺利落地.着陆控制实验 结果表明增加鲁棒补偿器可以有效地抑制近地段的 参数不确定和地效的非线性影响.





Fig. 7 Response of tracking altitude reference with nominal controller



图 8 鲁棒控制器着陆过程高度跟踪曲线

Fig. 8 Response of tracking altitude reference with robust controller

结论(Conclusions)

本文从通用光流运动模型出发,根据四旋翼无人 机着陆的应用场景,利用光流求解线速度和高度的比 值,通过积分得到高度和高度方向的速度;考虑四旋 翼无人机着陆过程的地面效应等非线性因素,建立四 旋翼无人机高度通道的数学模型;将光流估计出的高 度和垂直速度作为反馈信息引入控制器,针对标称模 型,设计标称控制器,并应用鲁棒补偿器抑制等效扰 动项.理论分析表明闭环系统的高度跟踪误差可以在 有限时间内收敛至指定的原点领域内.闭环实验结果 验证了基于光流的高度估计算法和鲁棒着陆控制器 的有效性.

相比于传统的预设标志物的无人机视觉着陆控制, 基于光流的无人机着陆控制不需要目标特征的先验 信息,适用范围更广.基于光流的高度估计方法对于 图像的质量和纹理要求较低,运算量较小,实时性好. 但该方法采用Shi和Tomasi算法提取特征点,若地面 纹理中有明显的直线或某些显著标志物(如井盖等), 该算法提取的特征点会集中在这样的显著标志上,这 种局部集中的光流数据不利于运动估计的正确求解, 因此考虑在后续的研究中改进特征提取算法,在图像 上均匀提取特征点.此外,本文给出的高度估计方法 适用于摄像机光轴垂直向下、目标为平面的情形,对 应用场景依然有一定约束,有待进一步研究更通用的 基于光流的运动估计方法.在后续的鲁棒控制方法研 究中,考虑增加侧向气流作为外界干扰,以验证基于 信号补偿的鲁棒控制方法的有效性.

参考文献(References):

- VALAVANIS K P. Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy [M]. New York: Springer, 2007.
- [2] SARIPALLI S, MONTGOMERY J E, SUKHATME G S. Visionbased autonomous landing of an unmanned aerial vehicle [C] //Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Washington, DC: IEEE, 2002, 3: 2799 – 2804.
- [3] LANGE S, SÜNDERHAUF N, PROTZEL P. A vision based onboard approach for landing and position control of an autonomous multirotor UAV in GPS-denied environments [C] //International Conference on Advanced Robotics. Munich: IEEE, 2009: 1 – 6.
- [4] ZHANG T, KANG Y, ACHTELIK M, et al. Autonomous hovering of a vision/IMU guided quadrotor [C] //International Conference on Mechatronics and Automation. Changchun: IEEE, 2009: 2870 – 2875.
- [5] 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.
- [6] LIU Shiqing, HU Chunhua, ZHU Jihong. A method for esimation Position and orientation of an unmanned helicopter based on vanishion line information [J]. *Computer Engineering and Applications*, 2004, 40(9): 50 – 54.

(刘士清, 胡春华, 朱纪洪. 一种基于灭影线的无人直升机位姿估计 方法 [J]. 计算机工程与应用, 2004, 40(9): 50 – 54.)

[7] ZHAN Guangjun, ZHOU Fuqiang. 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.

(张广军,周富强.基于双圆特征的无人机着陆位置姿态视觉测量方法 [J].航空学报,2005,26(3):344 – 348.)

- [8] KENDOUL F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems [J]. *Journal of Field Robotics*, 2012, 29(2): 315 – 378.
- [9] SHABAYEK A E R, DEMONCEAUX C E D, MOREL O, et al. Vision based uav attitude estimation: progress and insights [J]. *Journal* of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 65(2/31): 295 – 308.
- [10] KENDOUL F, NONAMI K, FANTONI I, et al. An adaptive visionbased autopilot for mini flying machines guidance, navigation and control [J]. Autonomous Robots, 2009, 27(3): 165 – 188.
- [11] HÉRISSÉ B, HAMEL T, MAHONY R, et al. A terrain-following control approach for a vtol unmanned aerial vehicle using average optical flow [J]. *Autonomous Robots*, 2010, 29(3/4): 381 – 399.
- [12] HÉRISSÉ B, HAMEL T, MAHONY R, et al. Landing a vtol unmanned aerial vehicle on a moving platform using optical flow [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2012, 28(1): 77 – 89.
- [13] CONROY J, GREMILLION G, RANGANATHAN B, et al. Implementation of wide-field integration of optic flow for autonomous quadrotor navigation [J]. *Autonomous Robots*, 2009, 27(3): 189 – 198.
- [14] BEYELER A, ZUFFEREY J C, FLOREANO D. Vision-based control of near-obstacle flight [J]. Autonomous Robots, 2009, 27(3): 201 – 219.
- [15] HONEGGER D, MEIER L, TANSKANEN P, et al. An open source and open hardware embedded metric optical flow cmos camera for indoor and outdoor applications [C] //IEEE International Conference on Robotics and Automation. Karlsruhe: IEEE, 2013: 1736 – 1741.
- [16] KENDOUL F, FANTONI I, NONAMI K. Optic flow-based vision system for autonomous 3D localization and control of small aerial vehicles [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2009, 57(6): 591 – 602.

- [17] GRABE V, BULTHOFF H H, SCARAMUZZA D, et al. Nonlinear ego-motion estimation from optical flow for online control of a quadrotor UAV [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2015: 0278364915578646.
- [18] HORN B K P, SCHUNCK B G. Determining optical flow [J]. Artificial Intelligence, 1981, 17(1): 185 – 203.
- [19] ZHANG L, SHI Z, ZHONG Y. Attitude estimation of 3-DOF lab helicopter based on optical flow [C] //Chinese Control Conference. Nanjing: IEEE, 2014: 8536 – 8541.
- [20] RAUDIES F, NEUMANN H. A review and evaluation of methods estimating ego-motion [J]. *Computer Vision and Image Understanding*, 2012, 116(5): 606 – 633.
- [21] CASTILLO P, DZUL A, LOZANO R. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2004, 12(4): 510 – 516.
- [22] LIU H, LU G, ZHONG Y. Robust LQR attitude control of a 3-DOF laboratory helicopter for aggressive maneuvers [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2013, 60(10): 4627 – 4636.

作者简介:

张连华 (1977-), 女, 副研究员, 博士研究生, 目前研究方向为视 觉伺服、基于视觉的无人机控制等, E-mail: zhanglianhua2016@126. com;

王 京 (1990-), 男, 硕士研究生, 目前研究方向为视觉导航、无 人机自主导航与控制, E-mail: jingpang08@gmail.com;

石宗英 (1969-), 女, 副教授, 硕士生导师, 目前研究方向为移动 机器人定位与SLAM、无人直升机自主导航与控制, E-mail: szy@mail. tsinghua.edu.cn;

钟宜生 (1958--), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为鲁棒控制、协同控制, E-mail: zys-dau@mail.tsinghua.edu.cn.