

微小无人直升机自适应视觉伺服

范才智¹ 宋宝泉¹ 刘云辉^{1,2} 蔡宣平¹

摘要 针对摄像机未标定和特征点坐标未知的情况,本文提出一种新颖的基于图像的无人直升机自适应视觉伺服方法. 控制器是基于反推法设计的,但是和已有的基于反推法的视觉伺服不同的是,它利用与深度无关矩阵将图像误差映射到执行器空间,从而可以避免估计特征点的深度. 这种设计方法可以线性化未知的摄像机参数和特征点坐标,所以能方便地设计自适应算法来在线估计这些未知参数,同时为了保证图像误差收敛和避免估计参数收敛至零解而引入了两个势函数. 利用 Lyapunov 方法证明了基于非线性动力学的控制器的稳定性,并给出了仿真验证.

关键词 未标定摄像机, 自适应视觉伺服, 无人直升机, 欠驱动, 反推法

DOI 10.3724/SP.J.1004.2010.00894

Adaptive Visual Servoing of a Small Scale Autonomous Helicopter

FAN Cai-Zhi¹ SONG Bao-Quan¹ LIU Yun-Hui^{1,2}
CAI Xuan-Ping¹

Abstract This paper presents a novel adaptive controller for image-based visual servoing of a small autonomous helicopter to cope with uncalibrated camera parameters and unknown 3-D geometry of the feature points. The controller is based on the backstepping technique, but its design differs from the existing backstepping-based methods because the controller maps the image errors onto the actuator space via a depth-independent interaction matrix to avoid estimation the depths of the feature points. The new design method makes it possible to linearly parameterize the closed-loop dynamics by the unknown camera parameters and coordinates of the feature points in the three dimensional space so that an adaptive algorithm can be developed to estimate the unknown parameters and coordinates online. Two potential functions are introduced in the controller to guarantee convergence of image errors and to avoid trivial solutions of the estimated parameters. The Lyapunov method is used to prove the asymptotic stability of the proposed controller based on the nonlinear dynamics of the helicopter. Simulations have been also conducted to demonstrate the performances of the proposed method.

Key words Uncalibrated camera, adaptive visual servoing, autonomous helicopter, under-actuated, backstepping method

微小型直升机拥有悬停、垂直起降和低速航向等特殊能力,使得其可以完成很多固定翼飞机所不能完成的任务. 它在环境监测、军事和反恐等许多领域内都有潜在的应用,所以近些年引起了很多学者的兴趣^[1-8].

视觉伺服已经是机器人领域内很热门的一个主题. 它可分为两种: 基于位置^[9]和基于图像^[10]的视觉伺服. 基于图像

的方法直接利用特征点在图像平面上的投影进行反馈,它相对于基于位置的方法对外界扰动和标定误差更具有鲁棒性. 基于图像的方法基本思想就是利用图像 Jacobian 矩阵将图像误差映射到机器人的关节空间,而图像 Jacobian 矩阵和摄像机参数及特征点的三维坐标有关,但是要精确标定摄像机是一件非常繁琐和困难的事情,而且一般情况下,特征点的坐标也是不知道的. 为了处理摄像机参数和特征点坐标的不确定性,研究者们提出了许多自适应方法和在线估计 Jacobian 矩阵的方法^[11-16].

由于直升机的欠驱动特性而导致控制它比机械手更复杂更困难. 当考虑视觉伺服的时候,欠驱动和高度耦合动力学使得控制器的设计变得更加困难. 文献 [3] 利用视觉信息来估计直升机相对目标的位置和姿态,然后将视觉信息集成到层级飞行管理回路中^[17],从而实现了对直升机的控制,但是在它们的工作中采用的是精确标定的摄像机. 文献 [1] 在假设摄像机光轴与直升机的一个机体坐标轴重合的条件下,利用一个比例系数将图像误差归一化后得到参考速度和位置,然后利用 PID 对直升机进行控制,但是在实际应用中很难保证两轴有很好的重合度,而且比例系数受直升机和目标的相对位置的影响,因而不方便选取合适的值. Watanabe 等^[18] 利用固定在地面的摄像机对一架共轴双桨微型直升机进行控制,其首先用图像雅克比矩阵的伪逆矩阵将图像空间误差映射到任务空间,然后,为了避免直升机动力学建模而采用 PID 方法得到所需的控制输入, Iwatani 等^[19] 利用此方法还对多摄像机多直升机的情况进行了实验研究,他们的工作避免了文献 [1] 中的归一化系数的选取的问题,但是存在摄像机需要精确标定的问题. Hamel 等^[20] 利用刚体运动的无源特性提出了一种新颖的基于图像的方法,他们应用这个方法对直升机^[21]和 X4-flyer^[5]进行控制,并进行了实验验证,然而他们的工作中摄像机也是需要标定的.

本文针对摄像机的内外参数和特征点坐标都是未知的情况,基于反推技术设计了一个新颖的控制器,它和文献 [20] 不同的是为了避免特征点的深度估计而采用了一个与深度无关矩阵将视觉反馈信息映射到执行器空间. 它可以将未知的摄像机参数和特征点坐标线性化,因此可以方便地设计和文献 [11-12] 相类似的自适应算法. 而且在控制器中引入两个势函数防止与深度无关矩阵的奇异性和参数收敛到零解. 利用 Lyapunov 方法证明了图像误差最终将收敛到零和估计参数收敛到与真值相差一个比例系数,最后利用仿真验证了所提出的控制器的性能.

1 运动学和动力学

1.1 直升机动力学模型

如图 1 所示,坐标系 $OXYZ$, $Ox_Iy_Iz_I$ 和 $Ox_Cy_Cz_C$ 分别表示为机体坐标系, 惯性坐标系和摄像机坐标系. $\eta = (\varphi, \theta, \psi)^T$ 表示欧拉角, R 表示机体坐标系到惯性坐标系之间的旋转矩阵. ${}^i\xi(t)$ 和 $\xi(t)$ 为直升机坐标位置在惯性坐标系和机体坐标系中的表示. ${}^i v(t)$ 和 $v(t)$ 分别表示直升机速度在惯性坐标系和机体坐标系中的表示. $\omega(t)$ 表示机体坐标系中的角速度. m 表示直升机的质量, I 表示直升机的转动惯量, G 表示地面特征点. 直升机质心与主旋翼桨毂和尾桨桨毂之间的距离分别表示为 $r_{OM} = (0 \ 0 \ -l_1)^T$ 和 $r_{OT} = (-l_2 \ 0 \ -l_3)^T$. 根据牛顿-欧拉运动方程可得:

收稿日期 2009-02-18 录用日期 2009-11-06
Manuscript received February 18, 2009; accepted November 6, 2009
国家自然科学基金 (60675056, 60975023) 资助
Supported by National Natural Science Foundation of China (60675056, 60975023)

1. 国防科技大学电子科学与工程学院 长沙 410073 2. 香港中文大学自动化与计算机辅助工程系 香港

1. College of Electric Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073 2. Department of Automation and Computer-Aided Engineering, Chinese University of Hong Kong, Hong Kong

$$\begin{aligned} {}^i\dot{\xi} &= {}^i v, & m^i\dot{v} &= {}^i f \\ \dot{R} &= Rsk(\omega), & I\dot{\omega} &= -\omega \times I\omega + \rho \end{aligned} \quad (1)$$

其中, ${}^i f$ 是在惯性坐标系中表示的直升机所受的合外力, ρ 是在机体坐标系中表示的直升机所受的合外力矩. $sk(a)$ 表示对应向量积 $a \times$ 的斜对称矩阵. 定义

$$\Upsilon = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad L = \begin{bmatrix} 0 & l_1 & l_3 \\ -l_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -l_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

力 ${}^i f$ 和力矩 ρ 的可表示为^[22]:

$${}^i f = -uR\gamma_3 + mg\gamma_3 + R\Upsilon L^{-1}\tau \quad (3)$$

$$\rho = -(c_1 u + c_2)\gamma_3 + P\tau \quad (4)$$

其中, $P = E_{3 \times 3} + \frac{-k_\beta}{\|f_m\|} sk(\gamma_3)L^{-1}$, $E_{3 \times 3}$ 表示 3×3 的单位矩阵, c_1 , c_2 和 k_β 是常系数, f_m 是主旋翼拉力, 模型控制输入为 $(u, \tau) = (u, \tau_x, \tau_y, \tau_z)$. 其中, 耦合项 $R\Upsilon L^{-1}\tau$ 破坏了系统的纯层级结构^[22], 在实际中, 由于 $R\Upsilon L^{-1}\tau$ 相对主旋翼拉力来说小得多, 所以可以将它忽略^[21-24]. 因此可以得到下面的直升机动力学模型:

$${}^i\dot{\xi} = {}^i v \quad (5)$$

$$m^i\dot{v} = -uR\gamma_3 + mg\gamma_3 \quad (6)$$

$$\dot{R} = Rsk(\omega) \quad (7)$$

$$I\dot{\omega} = -\omega \times I\omega - (c_1 u + c_2)\gamma_3 + P\tau \quad (8)$$

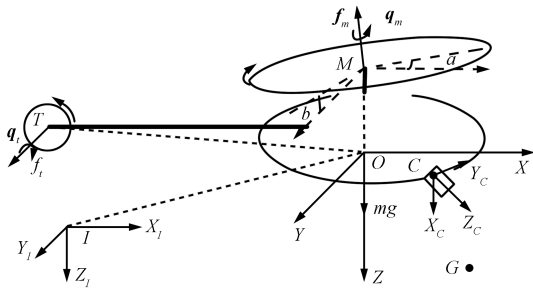


图1 带有摄像机的直升机

Fig. 1 A helicopter with a camera

1.2 透视投影

假设摄像机是一个透视投影的摄像机, 特征点固定不动且其坐标是未知的. 令 ${}^i x$ 表示特征点在惯性坐标系中的坐标, 特征点在图像平面中的投影可表示为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} y(t) \\ 1 \end{bmatrix} &= \\ \frac{1}{c_z(t)} \Pi &\underbrace{\begin{bmatrix} R_c & {}^h r_c \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix}^{-1}}_{T_c^{-1}} \underbrace{\begin{bmatrix} R(t) & R(t)\xi(t) \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix}^{-1}}_{T_h^{-1}(t)} \begin{bmatrix} {}^i x \\ 1 \end{bmatrix} = \\ \frac{1}{c_z(t)} &NT_h^{-1}(t) \begin{bmatrix} {}^i x \\ 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

T_c 是固定的摄像机坐标系到直升机坐标系的齐次变换矩阵, 它依赖于摄像机的外参数, R_c 是摄像机坐标系相对与机体坐标系的旋转矩阵, ${}^h r_c$ 表示摄像机光心相对直升机质心的距离. $T_h(t)$ 是机体坐标系相对惯性坐标系的齐次变换矩阵, 它随着直升机的运动而变化. Π 是摄像机的内参数矩阵:

$$\Pi = \begin{bmatrix} a_u & 0 & u_0 & 0 \\ 0 & a_v & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

a_u 和 a_v 是图像平面 y_1 和 y_2 轴向的比例因子, (u_0, v_0) 是摄像机光轴与图像平面交点在图像平面中的坐标, $c_z(t)$ 表示特征点深度, N 是依赖于内外参数的 3×4 透视投影矩阵.

式 (9) 可以重写为

$$y(t) = \frac{1}{c_z(t)} PT_h^{-1}(t) \begin{bmatrix} {}^i x \\ 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中, P 是由 N 的前两行组成的矩阵. 令 n_i^T 表示矩阵 N 的第 i 行. 特征点的深度可以表示为

$$c_z(t) = n_3^T T_h^{-1}(t) \begin{bmatrix} {}^i x \\ 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

对式 (11) 求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{y}(t) &= \frac{1}{c_z(t)} \times \\ &\underbrace{\left\{ \begin{pmatrix} n_1^T \\ n_2^T \end{pmatrix} - y(t)n_3^T \right\} \begin{bmatrix} -E_{3 \times 3} & sk(R^T(t){}^i x - \xi(t)) \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix}}_{A(R(t), \xi(t), y(t))} \\ &\begin{bmatrix} v(t) \\ \omega(t) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (13)$$

矩阵 $A(R(t), \xi(t), y(t))$ 称为与深度无关矩阵^[11-12], 它的维数是 2×6 . 它依赖于摄像机参数, 直升机的位置和姿态, 特征点在图像平面上的投影以及其三维坐标. 可以用 θ_p 表示未知的摄像机参数和特征点坐标, 它有 39 个元素. 满足式 (9) 的透视投影矩阵并不是唯一的. 因此, 可以固定其中一个元素, 不失一般性, 令 $n_{33} = 1$. 则需要估计的 38 个参数:

$$\begin{aligned} \theta_p &= (n_{kj}^i x_x, n_{kj}^i x_y, n_{kj}^i x_z, n_{11}, n_{12}, n_{13}, n_{14}, \\ &n_{21}, n_{22}, n_{23}, n_{24}, n_{31}, n_{32}, n_{34})^T, \quad (14) \\ &\forall k, j = 1, 2, 3 \end{aligned}$$

其中, n_{kj} 表示矩阵 N 的第 i 行第 j 列的元素. 在下文中, 用带有 “ $\hat{\cdot}$ ” 的变量表示对应变量的估计值.

2 基于图像的视觉伺服

2.1 控制器设计

本节将设计用视觉信息来调整直升机位置的一个自适应控制. 为了简化分析, 这里只考虑一个特征点的情况, 但是可以将这个控制器扩展到多个特征点的情况. 这里的目的是使特征的在图像平面上的投影渐近趋向于期望位置, 即图像误差趋向于零. 由于一个特征点不能完全约束直升机的位置和姿态, 所以让直升机在飞行过程保持等高和航向不变. 直升机的位置和速度信息可以由差分全球定位系统 (Differential

global positioning system, DGPS) 得到, 欧拉角和角速度可以由高精度惯性测量单元 (Inertial measure unit, IMU) 获得, 视觉信息可以由摄像机获得. 控制器的设计基于反推技术, 为了线性化未知参数, 在反推过程的最后一步引入视觉信息, 并用与深度无关矩阵将图像误差映射到直升机的执行空间. 第一个误差定义为

$$\delta_1 = m^i \xi_z - m^i \bar{\xi}_z \quad (15)$$

其中, ${}^i \bar{\xi}_z$ 表示直升机期望保持的高度. 第一个能量函数定义为: $S_1 = \frac{1}{2} |\delta_1|^2$, 将其取微分可得:

$$\dot{S}_1 = -\delta_1^2 + \delta_1(m^i v_z - m^i v_{dz}) \quad (16)$$

其中, ${}^i v_{dz}$ 是表示 ${}^i v_z$ 期望值, 可以设计为 $m^i v_{dz} = -\delta_1$, 由于要保持等高飞行, 所以有 ${}^i \dot{\xi}_z = 0$.

定义 $\delta_2' = m^i v_z - m^i v_{dz}$, 式 (16) 可变为

$$\dot{S}_1 = -\delta_1^2 + \delta_1 \delta_2' \quad (17)$$

定义第二个误差和能量函数分别为

$$\begin{aligned} \delta_2 &= (m^i v_x \quad m^i v_y \quad \delta_2')^T = m^i \mathbf{v} - m^i \bar{\mathbf{v}} \\ S_2 &= \frac{1}{2} \|\delta_2\|^2 \end{aligned} \quad (18)$$

其中, ${}^i \bar{\mathbf{v}} = (0 \quad 0 \quad {}^i v_{dz})^T$

将 S_2 微分后, 将式 (6) 代入可得:

$$\dot{S}_2 = \delta_2^T (-uR(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 + mg\boldsymbol{\gamma}_3 - m^i \dot{\bar{\mathbf{v}}}) \quad (19)$$

令 $(\boldsymbol{\eta}_d, u_d)$ 表示 $(\boldsymbol{\eta}, u)$ 的期望值, 然后定义 $\mathbf{X}_d = u_d R(\boldsymbol{\eta}_d)\boldsymbol{\gamma}_3$, 选择 $\mathbf{X}_d = mg\boldsymbol{\gamma}_3 - m^i \dot{\bar{\mathbf{v}}} + \delta_2 + \delta_1'$, 其中 $\delta_1' = (0, 0, \delta_1)^T$.

根据以上定义可得:

$$\dot{S}_2 = -\|\delta_2\|^2 - \delta_2^T \delta_1' + \delta_2^T (\mathbf{X}_d - uR(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3) \quad (20)$$

在反推的三个阶段, 定义两个误差函数:

$$\delta_3 = \mathbf{X}_d - uR(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3, \quad \varepsilon_3 = \psi - \bar{\psi} \quad (21)$$

其中, $\bar{\psi}$ 表示直升机在飞行过程中期望保持的航向角. 定义第三个能量函数为: $S_3 = 1/2 \|\delta_3\|^2 + 1/2 |\varepsilon_3|^2$, 将其微分可得:

$$\dot{S}_3 = \delta_3^T (\dot{\mathbf{X}}_d - (\dot{u}R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 + uR(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3)) + \varepsilon_3(\dot{\psi} - \dot{\bar{\psi}}) \quad (22)$$

这里将输入 u 进行动态扩展^[24], 即 $\ddot{u} = \tilde{u}$, 则输入 u 和它的一阶导数变为动态控制器的内部变量, \tilde{u} 是名义控制输入. 首先考虑式 (22) 中和 δ_3 有关的项, 令 $(\boldsymbol{\omega}_d, \dot{u}_d)$ 表示 $(\boldsymbol{\omega}, \dot{u})$ 的期望值, 定义

$$\begin{aligned} \mathbf{Y}_d &= \dot{u}_d R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 + uR(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega}_d)\boldsymbol{\gamma}_3 = \\ &\dot{\mathbf{X}}_d + \delta_2 + \delta_3 \end{aligned} \quad (23)$$

上式可以重写为

$$\begin{bmatrix} 0 & u & 0 \\ -u & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{dx} \\ \omega_{dy} \\ \dot{u}_d \end{bmatrix} = R(\boldsymbol{\eta})^T (\dot{\mathbf{X}}_d + \delta_2 + \delta_3) \quad (24)$$

可以看出, 上式中并没有出现 ω_{dz} , 因此其可以用来控制航向. 考虑式 (22) 中和 ε_3 有关的项, 选择期望的航向角速度为 $\dot{\psi}_d = \dot{\bar{\psi}} - \varepsilon_3$.

欧拉角和角速度之间的关系为

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = W_{\boldsymbol{\eta}}^{-1} \boldsymbol{\omega} \quad (25)$$

分别用 $\dot{\boldsymbol{\eta}}_d$ 和 $\boldsymbol{\omega}_d$ 代替上式中的 $\dot{\boldsymbol{\eta}}$ 和 $\boldsymbol{\omega}$, 且假设 $\varphi, \theta \in (-\pi/2, \pi/2)$, 联立 $\dot{\psi}_d = \dot{\bar{\psi}} - \varepsilon_3$, 则可得: $\omega_{dz} = \cos \theta / \cos \varphi (\dot{\bar{\psi}} - \varepsilon_3 - \sin \varphi / \cos \theta \omega_{dy})$

根据以上设计, 式 (22) 变为

$$\begin{aligned} \dot{S}_3 &= -\|\delta_3\|^2 - \delta_3^T \delta_2 - \varepsilon_3^2 + \varepsilon_3(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) + \\ &\delta_3^T (\mathbf{Y}_d - (\dot{u}R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 + uR(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3)) \end{aligned} \quad (26)$$

在反推的最后一个阶段, 引入下面的误差项:

$$\begin{aligned} \delta_4 &= \mathbf{Y}_d - (\dot{u}R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 + uR(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3) \\ \varepsilon_4 &= \dot{\psi} - \dot{\psi}_d \end{aligned} \quad (27)$$

能量函数选取为 $S_4 = \frac{1}{2} \|\delta_4\|^2 + 1/2 |\varepsilon_4|^2$ 对其求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{S}_4 &= \delta_4^T (\dot{\mathbf{Y}}_d - (\ddot{u}R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 + 2\dot{u}R(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3 + \\ &R(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})(sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3) + uR(\boldsymbol{\eta})sk(\dot{\boldsymbol{\omega}})\boldsymbol{\gamma}_3)) + \\ &\varepsilon_4(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) \end{aligned} \quad (28)$$

为了简化分析, 令 $\tilde{\boldsymbol{\tau}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}$, 则将式 (8) 变形可得

$$\tilde{\boldsymbol{\tau}} = -I^{-1} \boldsymbol{\omega} \times I \boldsymbol{\omega} - (c_1 u + c_2) I^{-1} \boldsymbol{\gamma}_3 + I^{-1} P \boldsymbol{\tau} \quad (29)$$

将式 (25) 求二阶导数, 然后取其第三个元素可得

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} &= -\boldsymbol{\gamma}_3^T \frac{d}{dt} (W_{\boldsymbol{\eta}}^{-1}) \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\gamma}_3^T W_{\boldsymbol{\eta}}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\tau}} = \\ &-\boldsymbol{\gamma}_3^T \frac{d}{dt} (W_{\boldsymbol{\eta}}^{-1}) \boldsymbol{\omega} + \sin \varphi \sec \theta \tilde{\tau}_y + \cos \varphi \sec \theta \tilde{\tau}_z \end{aligned} \quad (30)$$

因此最后一个能量函数的导数变为

$$\begin{aligned} \dot{S}_4 &= \delta_4^T [\dot{\mathbf{Y}}_d - 2\dot{u}R(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3 - R(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})(sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3) - \\ &(\ddot{u}R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 - uR(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\gamma}_3)\tilde{\boldsymbol{\tau}})] + \varepsilon_4(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) \end{aligned} \quad (31)$$

下面将视觉反馈引入控制器. 令 \mathbf{y}_d 表示特征点在图像平面中的期望位置. 图像误差为 $\Delta \mathbf{y}(t) = \mathbf{y}(t) - \mathbf{y}_d$.

为了得到期望的控制量, 选择

$$\begin{aligned} \tilde{u}R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\gamma}_3 - uR(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\gamma}_3)\tilde{\boldsymbol{\tau}} = \\ \dot{\mathbf{Y}}_d - 2\dot{u}R(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3 - R(\boldsymbol{\eta})sk(\boldsymbol{\omega})(sk(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{\gamma}_3) + \\ \delta_3 + \delta_4 + R(\boldsymbol{\eta})\hat{A}_1^T(t)K_1 \Delta \mathbf{y}(t) + \\ k_3 \left\| \hat{\boldsymbol{\theta}}_p^T(t) \frac{\partial U_1(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| \delta_4 + k_4 \left\| \frac{\partial U_2(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| \delta_4 \end{aligned} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} = \dot{\psi}_d - \varepsilon_3 - \varepsilon_4 - \cos \varphi \sec \theta \hat{A}_2^T(t) K_2 \Delta \mathbf{y}(t) - \\ k_3 \left\| \hat{\boldsymbol{\theta}}_p^T(t) \frac{\partial U_1(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| \varepsilon_4 - k_4 \left\| \frac{\partial U_2(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| \varepsilon_4 \end{aligned} \quad (33)$$

式 (32) 的前五项和式 (33) 的前三项是由标准的反推过程所得到的, $R(\boldsymbol{\eta})\hat{A}_1^T(t)K_1 \Delta \mathbf{y}(t)$ 和

$\cos \varphi \sec \theta \hat{A}_2^T(t) K_2 \Delta \mathbf{y}(t)$ 是视觉反馈项, 它可以未知参数表示成线性化形式:

$$\begin{aligned} R(\boldsymbol{\eta}) \hat{A}_1^T(t) K_1 \Delta \mathbf{y}(t) &= R(\boldsymbol{\eta}) Y_1(t) \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) \\ \cos \varphi \sec \theta \hat{A}_2^T(t) K_2 \Delta \mathbf{y}(t) &= \cos \varphi \sec \theta Y_2(t) \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) \end{aligned} \quad (34)$$

式 (32) 和式 (33) 的后面两项是在自适应参数估计中所需要的两个势函数所导致的, K_1 和 K_2 是 2×2 正定的增益矩阵, k_3 和 k_4 是正增益因子. $\hat{A}_1^T(t)$ 是 $\hat{A}_2^T(t)$ 中与深度无关部分矩阵, 将在下一小节进一步讨论. 根据以上选择, \dot{S}_4 变为

$$\begin{aligned} \dot{S}_4 &= -\|\boldsymbol{\delta}_4\|^2 - \boldsymbol{\delta}_4^T \boldsymbol{\delta}_3 - |\varepsilon_4|^2 - \varepsilon_4 \varepsilon_3 - \\ &\quad \boldsymbol{\delta}_4^T R(\boldsymbol{\eta}) Y_1(t) \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) - \varepsilon_4 \cos \varphi \sec \theta Y_2(t) \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) - \\ &\quad \left(k_3 \left\| \hat{\boldsymbol{\theta}}_p^T(t) \frac{\partial U_1(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| + k_4 \left\| \frac{\partial U_2(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| \right) \times \\ &\quad (\|\boldsymbol{\delta}_4\|^2 + |\varepsilon_4|^2) \end{aligned} \quad (35)$$

根据式 (32) 和式 (33) 可知, 只要 $u \neq 0$ 就可以唯一确定控制输入 $(\tilde{u}, \tilde{\tau}_x, \tilde{\tau}_y, \tilde{\tau}_z)$, 根据 $\dot{u} = \tilde{u}$ 和式 (29) 就可以进一步求出原始的控制输入 $(u, \tau_x, \tau_y, \tau_z)$.

2.2 在线参数估计

为了在线估计未知参数, 这里采用与文献 [11-12] 相类似的方法. 假设对于在直升机运动过程中时刻 t_j , $j = 1, 2, \dots, s$ 选择了 s 幅图像, 对于每一幅图像定义如下估计投影误差函数:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_j(t) &= {}^c \hat{\mathbf{z}}(t, t_j) \mathbf{y}(t_j) - \hat{P}(t) T_h^{-1}(t_j) \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}(t) \\ 1 \end{bmatrix} = \\ & W(t_j) \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) \end{aligned} \quad (36)$$

矩阵 $W(t_j)$ 对于确定时刻 t_j 是固定的, 估计投影误差 $\mathbf{e}_j(t)$ 是随时间变化的, 主要选定的图像足够多, 总可以将未知参数确定到与真值相差一个比例系数^[25]. 由于有 38 个待估计参数, 所以至少需要 19 幅图像. 算法是利用最小化估计投影误差 $\mathbf{e}_j(t)$ 来估计参数, 显然, 零也是它的一个解, 为了避免收敛到零而引入势函数 $U_1(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)) = 1/(e^{\alpha_1 \|\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)\|^2} - 1 + \beta_1)$. 其中, α_1 是正常数, β_1 是一个很小的正数. 定义 $Y_p^T(t) = \left[Y_1^T(t) R^T(\boldsymbol{\eta}) \quad \cos \varphi \sec \theta Y_2^T(t) \right]$, $\mathbf{o}(t) = \left[\boldsymbol{\delta}_4^T \quad \varepsilon_4 \right]^T$ 那么自适应律设计如下:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) &= -\Lambda^{-1} \left\{ -Y_p^T(t) \mathbf{o}(t) + \sum_{j=1}^s W^T(t_j) K_5 \mathbf{e}_j(t) + \right. \\ &\quad \left. \left(\frac{\partial U_1(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} + \frac{\partial U_2(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right) \|\mathbf{o}(t)\|^2 \right\} \end{aligned} \quad (37)$$

其中, Λ 是一个 38×38 正定的增益矩阵, 右边第一项是用来对消回归项^[26], 第二项是为了最小化估计投影误差 $\mathbf{e}_j(t)$, K_5 是一个 2×2 的正定矩阵, 最后一项的前一部分是用来避免估计参数趋向零解, 后一部分是用来保证矩阵 $\hat{A}_p(t)$ (其定义见第 2.3 节) 的秩是 2.

2.3 稳定性分析

为了简化问题, 假设特征点始终在摄像机的视野内. 首

先定义如下非负定函数:

$$V(t) = S_1 + S_2 + S_3 + S_4 + \frac{1}{2} \hat{\boldsymbol{\theta}}_p^T(t) \Lambda \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t) \quad (38)$$

对上式求导后, 同时联立式 (17), (20), (26), (35) 和 (38) 可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= \dot{S}_1 + \dot{S}_2 + \dot{S}_3 + \dot{S}_4 + \hat{\boldsymbol{\theta}}_p^T(t) \Lambda \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_p(t) \leq \\ &= -|\delta_1|^2 - \|\boldsymbol{\delta}_2\|^2 - \|\boldsymbol{\delta}_3\|^2 - \|\boldsymbol{\delta}_4\|^2 - \\ &= |\varepsilon_3|^2 - |\varepsilon_4|^2 - \sum_{i=1}^s \mathbf{e}_j^T(t) K_5 \mathbf{e}_j(t) - \\ &= \mathbf{o}^T(t) (k_3 - 1) \left\| \hat{\boldsymbol{\theta}}_p^T(t) \frac{\partial U_1(\hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}_p(t)} \right\| \|\mathbf{o}(t)\| - \\ &= (k_4 - \|\hat{\boldsymbol{\theta}}^T(t)\|) \left\| \frac{\partial U_2(\hat{\boldsymbol{\theta}}(t))}{\partial \hat{\boldsymbol{\theta}}(t)} \right\| \|\mathbf{o}(t)\|^2 \end{aligned} \quad (39)$$

取 k_3 大于 1, Λ 选取为对角阵, k_4 选取为 $k_4 \geq \sqrt{2V(0)}/\lambda_{\min}$, 其中 λ_{\min} 是 Λ 的最小元素.

根据上面讨论, 可以知道函数 $V(t)$ 是有上界的. 根据 $V(t)$ 的定义, 意味着 $\boldsymbol{\delta}_1, \boldsymbol{\delta}_2, \boldsymbol{\delta}_3, \boldsymbol{\delta}_4, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \mathbf{o}(t)$ 和估计的参数都是有界的. 这里假设直升机位置是有界的, 因而, 根据 $\boldsymbol{\delta}_1, \boldsymbol{\delta}_2, \boldsymbol{\delta}_3, \boldsymbol{\delta}_4, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \mathbf{o}(t)$ 的定义和式 (38), 可以得到 $\dot{V}(t)$ 是一致连续的, 根据 Barbalat 引理可得:

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\delta}_1 &= 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\delta}_2 = \mathbf{0}, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\delta}_3 = \mathbf{0} \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\delta}_4 &= \mathbf{0}, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_3 = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_4 = 0 \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{o}(t) &= \mathbf{0}, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{e}_j(t) = \mathbf{0}, \quad j = 1, \dots, s \end{aligned} \quad (40)$$

考虑不变集 $\dot{V}(t) = 0$, 它满足 $R(\boldsymbol{\eta}) \hat{A}_1^T(t) K_1 \Delta \mathbf{y}(t) = 0$, 和 $\cos \varphi \sec \theta \hat{A}_2^T(t) K_2 \Delta \mathbf{y}(t) = 0$, 可以选择 $K_2 = \mu K_1$, 其中 μ 是正系数, 因为 $R(\boldsymbol{\eta})$ 始终满秩和 $\cos \varphi \sec \theta$ 不等于零, 故上式等价于 $\hat{A}_p^T(t) K_1 \Delta \mathbf{y}(t) = \left[\hat{A}_1(t) \quad \hat{A}_2(t) \right]^T K_1 \Delta \mathbf{y}(t) = 0$, 其中, $\hat{A}_p(t)$ 是 2×4 矩阵, 由下式求得:

$$\hat{A}_p(t) = \begin{bmatrix} \hat{A}(t)(:, 5) & -\hat{A}(t)(:, 4) & \hat{A}(t)(:, 3) & \hat{A}(t)(:, 6) \end{bmatrix} \quad (41)$$

$\hat{A}(t)(:, i)$ 表示 $\hat{A}(t)$ 的第 i 列. 根据不变集原理可得:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \hat{A}_p^T(t) K_1 \Delta \mathbf{y}(t) = 0 \quad (42)$$

其中, $\hat{A}_p(t)$ 的秩等于 2, 限于篇幅略去其证明. 根据以上推导最终可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta \mathbf{y}(t) = 0$.

3 仿真研究

为了验证本文提出的方法, 在微小型直升机 Hirobo Shuttle Plus (30 级) 上进行仿真分析. 其基本参数为: $m = 4.5 \text{ kg}$, $I = \text{diag}\{0.17, 0.15, 0.1\}$, $l_1 = 0.232 \text{ m}$, $l_2 = 0.735 \text{ m}$, $l_3 = 0.0567 \text{ m}$, 下面是直升机初始位置和特征点位置都不同的情况下的两次仿真实验.

3.1 仿真实验 1

直升机初始位置、速度、角速度, 特征点的真实坐标和飞行中期望的直升机高度分别为

$$\begin{aligned} \xi(0) &= (13, -55, -55)^T \text{ m}, \quad v(0) = (0, 0, 0)^T \text{ m/s} \\ \omega(0) &= (0, 0, 0)^T \text{ rad/s}, \quad {}^i x = (50, -50, -10)^T \\ \bar{\xi}_z(t) &= -55 \text{ m} \end{aligned}$$

跟踪目标时期望航向角和图像位置分别为 $\bar{\psi}(t) = 0 \text{ rad}$, $y_d = (382, 280)^T \text{ pixels}$, 控制增益选择为 $K_1 = 2E-6 \text{diag}\{1,1\}$, $K_2 = 2E-8 \text{diag}\{1,1\}$, $k_3 = 10$, $k_4 = 2E-8$, $K_5 = 1.5E-3 \text{diag}\{1,1\}$, 常系数选择为 $\alpha_1 = 1$, $\beta_1 = 1E-4$. 特征点的初始估计值为 ${}^i \hat{x}_0 = (48, -54, -13)^T$, 内参数的真实值为 $a_u = 871 \text{ pixels}$, $a_v = 882 \text{ pixels}$, $u_0 = 382 \text{ pixels}$ 和 $v_0 = 280 \text{ pixels}$, 内参数的估计值为 $\hat{a}_u(0) = 850 \text{ pixels}$, $\hat{a}_v(0) = 850 \text{ pixels}$, $\hat{u}_0(0) = 350 \text{ pixels}$ 和 $\hat{v}_0(0) = 300 \text{ pixels}$. 外参数的真实值和初始估计值分别为:

$$T_c = \begin{bmatrix} -0.7071 & 0 & 0.7071 & 0.4 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0.7071 & 0 & 0.7071 & 0.2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{T}_c(0) = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

图 2(a) 是一组估计投影误差函数变化曲线, 其他误差函数变化与它相类似. 图 2(b) 是图像误差变化曲线. 图 2(c) 和图 2(d) 分别是直升机位置变化曲线和直升机的欧拉角变化曲线.

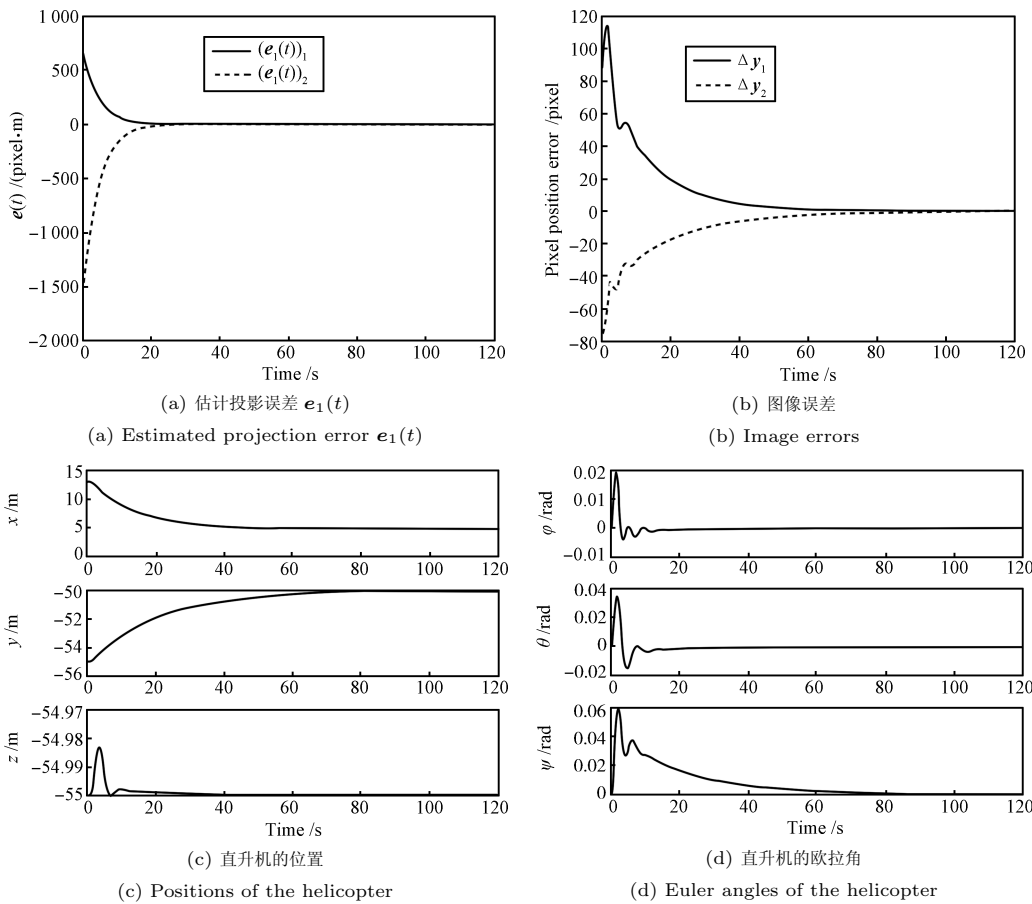


图 2 仿真实验 1

Fig. 2 Simulation case 1

3.2 仿真实验 2

直升机初始位置、速度、角速度, 特征点的真实坐标和飞行中期望的直升机高度分别为:

$$\begin{aligned} \xi(0) &= (1, -45, -45)^T \text{ m}, \quad v(0) = (0, 0, 0)^T \text{ m/s} \\ \omega(0) &= (0, 0, 0)^T \text{ rad/s}, \quad {}^i x = (55, -55, -5)^T \\ \bar{\xi}_z(t) &= -45 \text{ m} \end{aligned}$$

算法中各个增益矩阵、摄像机参数的真实值和估计值选取和仿真实验 1 相同.

图 3(a) 是一组估计投影误差函数变化曲线, 图 3(b) 是图像误差变化曲线. 图 3(c) 和图 3(d) 分别是直升机位置变化曲线和直升机的欧拉角变化曲线.

3.3 仿真结果分析

图 2(a)、图 2(b)、图 3(a) 和图 3(b) 显示估计投影误差函数和图像误差渐近收敛到零, 说明了估计参数收敛到与真值相差一个比例系数以及特征点在图像平面中的位置收敛到期望位置; 图 2(c)、图 2(d)、图 3(c) 和图 3(d) 说明了直升机在跟踪目标的同时能保持直升机稳定并最终收敛到稳定状态. 由于设计中要求直升机在目标跟踪的同时进行高度保持, 所以从图 2(c) 和图 3(c) 可以看出跟踪过程中直升机高度方向变化最大不超过 0.05 m, 这和设计要求是一致的. 两个仿真实验的结果都说明了本文所提出的方法是有效的.

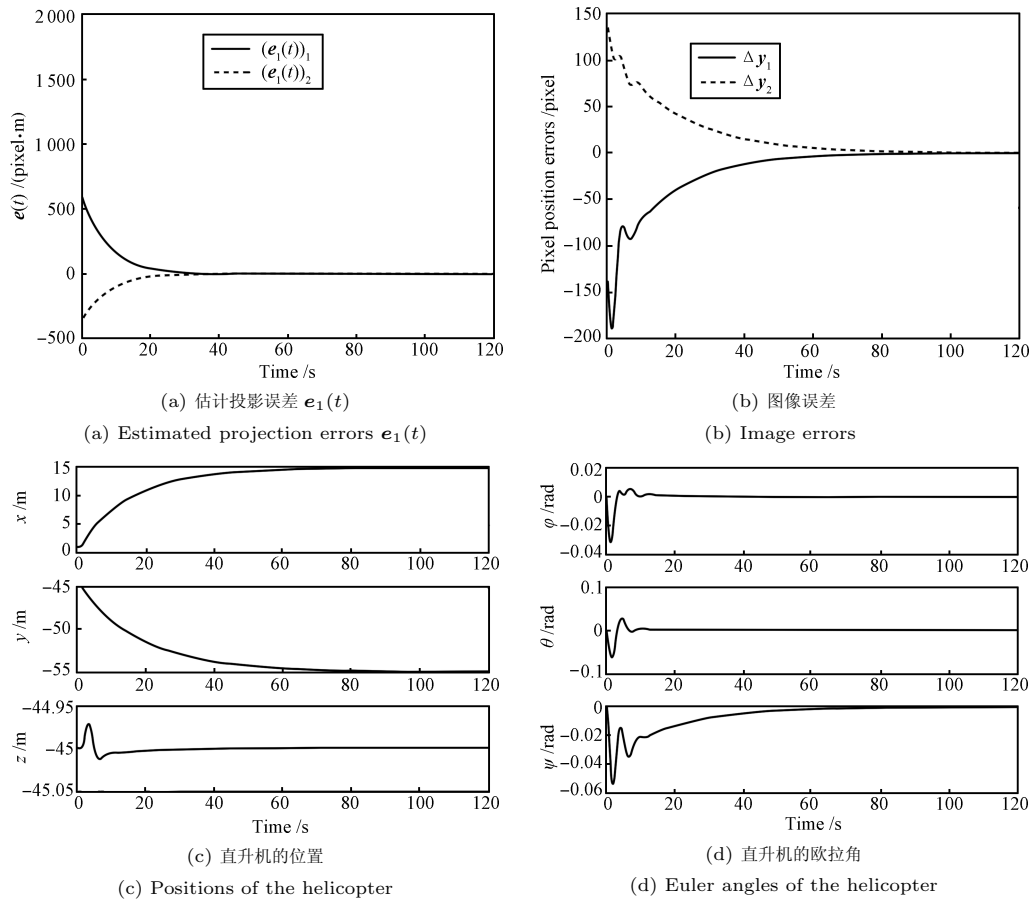


图 3 仿真实验 2

Fig. 3 Simulation case 2

4 结论

本文提出了一种基于反推技术的视觉伺服方法来处理在摄像机未标定和特征点坐标未知的情况下微小型直升机静止目标跟踪, 主要贡献是将基于图像的自适应视觉伺服推广到了欠驱动系统. 关键是利用与深度无关矩阵将图像误差映射到执行器空间, 因而可以把直升机的闭环动力学转化为未知参数的线性表达式, 并设计了一个自适应算法对未知参数进行在线估计. 利用 Lyapunov 方法证明了图像误差和估计投影误差收敛到零, 仿真结果验证了本文所提出的方法是可行的.

致谢

在此感谢香港中文大学王贺升博士对作者在本文证明和推导过程中的指导和帮助!

References

- Mejias L, Campoy P, Saripalli S, Sukhatme G S. A visual servoing approach for tracking features in urban areas using an autonomous helicopter. In: Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Orlando, USA: IEEE, 2006. 2503–2508
- Andrew Y N G. Shaping and Policy Search in Reinforcement Learning [Ph. D. dissertation], University of California, USA, 2003
- Shakerina O, Vidal R, Sharp C S, Ma Y, Sastry S S. Multiple-view motion estimation and control for landing and unmanned aerial vehicle. In: Proceedings of the IEEE International Conference Robotics and Automation. Washington D. C., USA: IEEE, 2002. 2793–2798
- Mettler B. *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2003
- Guenard N, Hamel T, Mahony R. A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle. In: Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Roma, Italy: IEEE, 2007. 1342–1348
- Song D L, Qi J T, Dai L, Han J D, Liu G J. Modeling a small-size unmanned helicopter using optimal estimation in the frequency domain. In: Proceedings of the 15th International Conference on Mechatronics and Machine Vision in Practice. Washington D. C., USA: IEEE, 2008. 97–102
- Fan C Z, Song B Q, Cai X P, Liu Y H. System identification and attitude control of a small scale unmanned helicopter. In: Proceedings of the 2008 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Bangkok, Thailand: IEEE, 2009. 1342–1347
- Fang Z, Wu J D, Li P. Control system design and flight testing for a miniature unmanned helicopter. In: Proceedings of the 7th World Congress on Intelligent Control and Automation. Chongqing, China: IEEE, 2008. 2315–2319
- Wilson W J, Hulls C C W, Bell G S. Relative end-effector control using Cartesian position based visual servoing. *IEEE*

- Transactions on Robotics and Automation*, 1996, **12**(5): 684–696
- 10 Espiau B, Chaumette F, Rives P. A new approach to visual servoing in robotics. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 1992, **8**(3): 313–326
 - 11 Wang H S, Liu Y H, Zhou D. Dynamic visual tracking for manipulators using an uncalibrated fixed camera. *IEEE Transactions on Robotics*, 2007, **23**(3): 610–617
 - 12 Liu Y H, Wang H S, Lam K. Dynamic visual servoing of robots in uncalibrated environments. In: Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Barcelona, Spain: IEEE, 2005. 3131–3136
 - 13 Hosada K, Asada M. Versatile visual servoing without knowledge of true Jacobain. In: Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Munich, Germany: IEEE, 1994. 186–193
 - 14 Malis E. Visual servoing invariant to changes in camera-intrinsic parameters. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 2004, **20**(1): 72–81
 - 15 Papanikolopoulos N P, Khosla P K. Adaptive robotic visual tracking: theory and experiments. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1993, **38**(3): 429–445
 - 16 Piepmeyer J A, McMurray G V, Lipkin H. Uncalibrated dynamic visual servoing. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 2004, **20**(1): 143–147
 - 17 Shim D H, Kim H J, Sastry S. Hierarchical control system synthesis for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles. In: Proceedings of the American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Conference on Guidance, Navigation and Control. Denver, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. 1–9
 - 18 Watanabe K, Yoshihata Y, Iwatani Y, Hashimoto K. Image-based visual PID control of a micro helicopter using a stationary camera. In: Proceedings of the Sociedad Ibérica de Construcciones Eléctricas (SICE) Annual Conference. Kagawa University, Japan: IEEE, 2007. 3001–3006
 - 19 Iwatani Y, Hashimoto K. Multi-camera visual servoing of multiple micro helicopters. In: Proceedings of the Sociedad Ibérica de Construcciones Eléctricas (SICE) Annual Conference. The University Electro-Communications, Japan: IEEE, 2008. 2432–2435
 - 20 Hamel T, Mahony R. Visual servoing of a class of under-actuated dynamic rigid-body systems. In: Proceedings of the 39th Conference on Decision and Control. Sydney, Australia: IEEE, 2000. 3933–3938
 - 21 Chriette A, Hamel T, Mahony R. Visual servoing for a scale model autonomous helicopter. In: Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Seoul, Korea: IEEE, 2001. 1701–1706
 - 22 Mahony R, Hamel T, Dzul A. Hover control via Lyapunov control for an autonomous model helicopter. In: Proceedings of the 38th Conference on Decision and Control. Phoenix, USA: IEEE, 1999. 3490–3495
 - 23 Koo J T, Sastry S. Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization. In: Proceedings of the 37th Conference on Decision and Control. Tampa, USA: IEEE, 1998. 3635–3640
 - 24 Mahony R, Hamel T. Robust trajectory tracking for a scale model autonomous helicopter. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2004, **14**(12): 1035–1059
 - 25 Forsyth D A, Ponce J. *Computer Vision: A Modern Approach*. New Jersey: Prentice-Hall, 2003
 - 26 Slotine J J, Li W. On the adaptive control of robot manipulators. *International Journal of Robotics Research*, 1987, **6**(3): 49–59
- 范才智** 国防科技大学电子科学与工程学院博士研究生。主要研究方向为视觉伺服。本文通信作者。E-mail: caizhifan@gmail.com
(**FAN Cai-Zhi** Ph. D. candidate at the College of Electronics Science and Engineering, National University of Defense Technology. His main research interest is visual servoing. Corresponding author of this paper.)
- 宋宝泉** 国防科技大学电子科学与工程学院博士研究生。主要研究方向为直升机控制。E-mail: bqsong@gmail.com
(**SONG Bao-Quan** Ph. D. candidate at the College of Electronics Science and Engineering, National University of Defense Technology. His main research interest is helicopter control.)
- 刘云辉** 香港中文大学自动化与计算机辅助工程系教授。国防科技大学电子科学与工程学院教授。主要研究方向为机器人控制。E-mail: yhliu@mae.cuhk.edu.hk
(**LIU Yun-Hui** Professor in the Department of Automation and Computer-Aided Engineering, Chinese University of Hong Kong. He is also a professor at the College of Electric Science and Engineering, National University of Defense Technology. His main research interest is robot control.)
- 蔡宣平** 国防科技大学电子科学与工程学院教授。主要研究方向为图像处理。E-mail: xpcai@nudt.edu.cn
(**CAI Xuan-Ping** Professor at the College of Electronics Science and Engineering, National University of Defense Technology. His main research interest is image processing.)