四旋翼无人机鲁棒飞行控制

白永强^{1,2}, 刘 昊¹, 石宗英¹, 钟宜生¹

(1. 清华大学自动化系, 北京 100084; 2. 中国人民解放军 63880 部队)

摘 要: 讨论了四旋翼无人直升机的飞行控制问题, 提出了一种鲁棒控制器设计方法. 该控制器由内环姿态控制器和外环位置控制器两部分组成, 姿态控制器采用基于信号补偿的鲁棒控制方法, 位置控制器由经典的 PD 控制实现. 将该控制器用于实验室自主研制的四旋翼无人机系统, 实现了室内悬停飞行. 实验结果验证了该控制方法的有效性.

关键词: 四旋翼无人机; 飞行控制; 鲁棒补偿

中图分类号: TP182

文献标识码: A

文章编号: 1002-0446(2012)-05-0519-06

Robust Flight Control of Quadrotor Unmanned Air Vehicles

BAI Yongqiang^{1,2}, LIU Hao¹, SHI Zongying¹, ZHONG Yisheng¹

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

2. No.63880 Unit of PLA, China)

Abstract: For quadrotor unmanned air vehicles (UAVs) flight control problem, a robust controller design approach is presented. The controller consists of two parts: an inner-loop attitude controller and an outer-loop position controller. The attitude controller is designed with robust control based on signal compensation. The position controller is realized with classical PD method. It is applied to a quadrotor UAV developed in our laboratory to realize indoor hovering. Experimental results demonstrate the effectiveness of this control approach.

Keywords: quadrotor UAV (unmanned air vehicle); flight control; robust compensation

1 引言 (Introduction)

近年来, 四旋翼无人机以其独特的外形、结构与飞行方式逐渐成为国内外关注的热点^[1]. 与常规布局的直升机相比, 四旋翼无人机机械结构简单, 成本较低, 易于维护. 4 个螺旋桨的对称分布, 使得四旋翼无人直升机的机动能力更强, 静态盘旋的稳定性更好, 也更容易实现机型的微型化. 四旋翼无人机特别适合在近地面环境 (如室内、城市和丛林等) 中执行监视、侦察等任务, 具有广阔的应用前景^[2].

对于四旋翼无人直升机的控制和系统实现, 国内外多家研究机构 and 高校进行了相关的研究^[3-8], 有些还开发了四旋翼无人机平台^[6-10]. 在四旋翼无人直升机的飞行控制上, 比较典型的方法有 PID 控制^[11-12]、线性二次型最优调节控制 (LQR)^[13]、滑模控制^[14-15]、反步控制 (backstepping)^[16]、动态逆与 H_∞ 控制^[17] 等.

本实验室研制的四旋翼无人机基于航模 X650 的机体机械结构, 飞行控制系统和地面站系统等均为自主研制. 其中, 飞行控制系统采用 TMS320F28335 高性能 DSP 作为飞控计算机, 传感器系统包括三轴加速度计、三轴角速率陀螺、数字罗盘、超声测距模块、GPS 和光流传感器等, 飞行控制系统被安装在机体下方, 靠近质心位置, 如图 1 所示.

图 1 悬停飞行中的四旋翼无人机

Fig.1 Quadrotor UAV in hovering

本文提出了一种基于鲁棒补偿的四旋翼无人直升飞机控制方法, 并将之用于自主研制的四旋翼无人直升飞机平台, 实现了稳定的室内定点悬停飞行. 该控制器由姿态控制器和位置控制器两部分组成: 姿态控制采用了基于信号补偿的鲁棒控制^[18-19], 位置控制则采用经典的 PD 控制. 这种方法控制结构清晰, 控制器参数易于调节, 便于工程实现. 飞行实验结果验证了所提控制方法的有效性.

2 动力学模型 (Dynamics model)

以 $E = \{X_e Y_e Z_e\}$ 表示惯性坐标系, $B = \{X_b Y_b Z_b\}$ 表示机体坐标系, $\Phi = [\varphi, \theta, \psi]^T$ 表示欧拉角, 则从惯性坐标系到机体坐标系的旋转矩阵 $R: E \rightarrow B$ 为

$$R = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\psi S_\theta S_\psi + C_\varphi S_\psi & S_\varphi S_\psi - C_\varphi C_\psi S_\theta \\ -C_\theta S_\psi & C_\varphi C_\psi - S_\varphi S_\theta S_\psi & C_\varphi S_\theta S_\psi + C_\psi S_\varphi \\ S_\theta & -C_\theta S_\varphi & C_\varphi C_\theta \end{bmatrix}$$

为表示方便, 简记 $C_\theta = \cos \theta$, $S_\theta = \sin \theta$, 下文 $T_\theta = \tan \theta$ 类似.

图2 四旋翼无人直升飞机动力学示意图
Fig.2 Schematic of quadrotor UAV dynamics

如图2所示, 四旋翼无人直升飞机的1、3旋翼为逆时针旋转, 而2、4旋翼为顺时针旋转, 因此当4个电机转速一致且升力之和等于机体自重时, 无人机可以保持悬停, 当升力同时增加或减少时, 无人机可上升或下降; 保持4个旋翼升力和与无人机自重相等, 1、3旋翼增速(减速)且2、4旋翼减速(增速), 由于扭矩差的作用, 无人机可实现偏航运动; 旋翼1增速(减速)、旋翼3减速(增速)而旋翼2、4速度维持不变, 无人机可实现关于 Y_b 轴的俯仰运动, 类似地也可实现关于 X_b 轴的滚转运动. 将以上的基本动作进行组合, 无人机可实现各种复杂运动.

根据牛顿运动定律与欧拉方程, 四旋翼无人直

升机的动力学方程可表示为^[20]

$$F = m\ddot{P} \quad (1)$$

$$M = \frac{dH}{dt} \quad (2)$$

其中, F 是无人机受到的外部合力, m 是无人机的质量, M 是机体转动力矩, H 是惯性坐标系下的机体角动量. 以 l 表示电机转轴到机体中心的距离, J_i 表示电机的惯量, f_i ($i = 1, 2, 3, 4$) 表示第 i 个旋翼提供的升力, b 和 d 分别表示旋翼的升力和阻力系数, J 表示机体的惯性矩阵, K_{dm} 表示转动阻力矩系数, K_{dt} 表示平动阻力系数, 根据四旋翼无人机的结构特点, J 、 K_{dm} 和 K_{dt} 都可以表示为对角阵:

$$J = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$$

$$K_{dm} = \text{diag}(K_{dmx}, K_{dmy}, K_{dmz})$$

$$K_{dt} = \text{diag}(K_{dtx}, K_{dty}, K_{dtz})$$

以 $P = [x, y, z]^T$ 表示惯性坐标系 E 下无人机质心的位置, $\Omega = [p, q, r]^T$ 表示机体坐标系 B 下绕3个轴的旋转角速度, 则有^[5]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (C_\varphi C_\psi S_\theta + S_\varphi S_\psi) \frac{1}{m} \sum_{i=1}^4 f_i - \frac{K_{dtx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} &= (C_\varphi S_\psi S_\theta - S_\varphi C_\psi) \frac{1}{m} \sum_{i=1}^4 f_i - \frac{K_{dty}}{m} \dot{y} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\ddot{z} = (C_\theta C_\varphi) \frac{1}{m} \sum_{i=1}^4 f_i - \frac{K_{dtz}}{m} \dot{z} - g$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= qr \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{l}{I_x} b (\omega_4^2 - \omega_2^2) - \frac{K_{dmx}}{I_x} p + \frac{J_r}{I_x} q (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \\ \dot{q} &= pr \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{l}{I_y} b (\omega_3^2 - \omega_1^2) - \frac{K_{dmy}}{I_y} q + \frac{J_r}{I_y} p (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3) \\ \dot{r} &= pq \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{d}{I_z} (\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 - \omega_2^2) - \frac{K_{dmz}}{I_z} r \end{aligned} \quad (4)$$

这里 $f_i = b\omega_i^2$, ω_i 是第 i 个旋翼的旋转角速度. 方程(3)和方程(4)分别描述了四旋翼无人机的质心平移运动和机体转动运动. 欧拉角速度与机体坐标系下的角速度间存在如下关系:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_\varphi T_\theta & C_\varphi T_\theta \\ 0 & C_\varphi & -S_\varphi \\ 0 & S_\varphi / C_\theta & C_\varphi / C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (5)$$

当四旋翼无人机在室内低速飞行或者悬停时, 其所受到的空气阻力可以忽略不计, 定义向量 $\mathbf{U} = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$ 如下:

$$\begin{aligned} u_1 &= b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ u_2 &= b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ u_3 &= b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ u_4 &= d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 - \omega_2^2) \end{aligned} \quad (6)$$

则可以得到以下简化模型:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (C_\phi C_\psi S_\theta + S_\phi S_\psi) \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{y} &= (C_\phi S_\psi S_\theta - S_\phi C_\psi) \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{z} &= (C_\theta C_\phi) \frac{1}{m} u_1 - g \\ \ddot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} u_4 \end{aligned} \quad (7)$$

在下一节的控制器设计中, 将以向量 $\mathbf{U}$ 作为四旋翼无人直升机的控制输入。

3 控制器设计 (Controller design)

从四旋翼无人机的动力学模型可以发现, 四旋翼的运动可以分解为质心移动和机体转动. 惯性坐标系下的机体质心移动依赖于机体侧倾获取的侧向加速度, 因此通常的四旋翼控制都通过嵌套的内外环控制实现, 其中内环是姿态环, 而外环是位置环. 图 3 给出了系统的控制结构示意图, 其中 ψ_r , P_r , Φ_r 分别是偏航角、位置和欧拉角的参考值。

图 3 控制结构示意图

Fig.3 Structure of control system

3.1 姿态控制

姿态控制是四旋翼控制的核心, 不仅是因为姿态控制的结果直接影响飞行品质, 更因为它是位置控制的前提. 设计姿态控制器如图 4, 该控制器由线性

标称控制器和鲁棒补偿器两部分组成, 其中线性标称控制器基于线性标称模型设计, 使标称闭环系统获得理想的性能; 鲁棒补偿器用来抵消外部有界扰动、未建模的非线性因素及参数不确定性等带来的不利影响。

图 4 姿态控制器

Fig.4 The schematic diagram of the attitude control

根据方程 (7), 可得四旋翼无人机平衡点附近的姿态角变化的线性化模型为

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} &= \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_z} u_4 \end{aligned} \quad (8)$$

将其作为四旋翼无人机姿态控制的标称模型. 由于方程 (8) 中 3 个姿态角的运动方程表达式是类似的, 这里仅以俯仰角为例来讨论姿态控制器的设计问题. 为描述方便, 将俯仰角的线性标称模型表示为

$$\ddot{\theta} = a u_{n3} \quad (9)$$

其中, $a = \frac{l}{I_y}$ 是一个正常数, u_{n3} 是控制输入 u_3 的标称值. 在频率域可表示为

$$\theta(s) = \frac{a}{s^2} u_{n3}(s) = G_0(s) u_{n3}(s) \quad (10)$$

其中 $\theta(s)$ 表示 $\theta(t)$ 的拉氏变换, 其他类似. 设计线性标称控制器:

$$u_{n3}(s) = \frac{N_y(s)}{D_u(s)} e(s) \quad (11)$$

其中, $N_y(s) = \alpha s + \beta$, $D_u(s) = s + \gamma$, $e(s) = \theta_r(s) - \theta(s)$. α 、 β 和 γ 均是正常数, $N_y(s)$ 和 $D_u(s)$ 满足:

$$D_m(s)H(s) = s^2 D_u(s) - a N_y(s) \quad (12)$$

这里 $D_m(s) = s^2 + a_m s + b_m$ 是标称闭环系统的理想特征多项式, $H(s) = s + h_0$ 是赫尔维兹多项式。

上述标称线性控制器的设计基于标称模型, 然而标称模型与实际系统模型间是有差异的. 本文将实际系统和标称模型之间的差异对系统的影响视为等价干扰的作用, 定义 d_θ 为等价干扰, 它包括标称模型中忽略的与其它轴之间的耦合、非线性项、高次项, 以及有界外部干扰、参数摄动等不确定性. 下

面设计鲁棒补偿器,使其产生的鲁棒补偿信号能够抑制等价干扰对闭环系统的影响^[18].

实际系统的俯仰角模型可以表示为

$$\ddot{\theta} = au_3 + d_\theta \quad (13)$$

其中控制输入 u_3 由标称控制输入 u_{n3} 和鲁棒补偿输入 u_{rc3} 两部分组成:

$$u_3 = u_{n3} + u_{rc3} \quad (14)$$

设计鲁棒补偿器如下^[19]:

$$u_{rc3}(s) = -\frac{1}{a}F_\theta(s)d_\theta(s) \quad (15)$$

这里 $F_\theta(s) = f_\theta g_\theta / (s + f_\theta)(s + g_\theta)$, 其中 s 是微分算子, f_θ 和 g_θ 是正常数. 当 f_θ 和 g_θ 足够大时, $u_{rc3}(s)$ 就接近 $-d_\theta(s)/a$, 从而抑制 d_θ 的影响. u_{rc3} 可以进一步表示为

$$u_{rc3}(s) = -\frac{1}{a} \frac{F_\theta(s)}{1 - F_\theta(s)} (s^2 \theta(s) - au_{n3}(s)) \quad (16)$$

联立方程 (11)、(14) 和 (16), 即可得到俯仰角的控制输入 u_3 ^[21].

用同样的方法, 可以实现横滚角与偏航角的控制. 在此姿态控制器的设计过程中, 线性标称控制器和鲁棒补偿器是依次设计的, 因此在系统实现中, 可以先确定标称控制器, 然后再根据系统特性单向调节 f_j 和 g_j ($j = \theta, \varphi, \psi$), 实现鲁棒补偿.

3.2 位置控制

在实现姿态控制的基础上, 设计四旋翼无人直升机的位置控制.

由方程 (7) 得到四旋翼无人直升机在室内低速飞行或悬停时的位置变化简化模型:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \sin \theta \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{y} &= -\sin \varphi \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{z} &= \cos \theta \cos \varphi \frac{1}{m} u_1 - g \end{aligned} \quad (17)$$

其空间位置控制可以分为高度控制和水平位置控制. 设计高度控制器如下:

$$u_1 = \frac{1}{\cos \varphi \cos \theta} (K_p^z(z_r - z) + K_d^z(\dot{z}_r - \dot{z}) + mg) \quad (18)$$

该控制器基于带非线性补偿的 PD 控制, 其中 z 是无人直升机飞行高度, z_r 是高度的参考值. $\frac{1}{\cos \varphi \cos \theta}$ 项补偿了机体在俯仰或滚转运动时的升力损失.

由于四旋翼无人直升机的对称结构, 仅以 X_e 轴向运动为例考虑水平位置的控制, 设计 PD 控制器:

$$\begin{aligned} \theta_r &= \arcsin(K_p^x(x_r - x) + K_d^x(\dot{x}_r - \dot{x})) \\ \dot{\theta}_r &= \frac{K_p^x \dot{x} + K_d^x \ddot{x}}{\sqrt{1 - K_p^x x^2 - 2K_p^x K_d^x x \dot{x} - K_d^x x^2}} \end{aligned} \quad (19)$$

该控制器的输出即为内环姿态控制器的输入, θ_r 和 $\dot{\theta}_r$ 分别是俯仰角度和俯仰角速度参考值.

4 实验验证 (Experiment validation)

将上述设计的鲁棒控制器用于自主研制的四旋翼无人直升机, 采用测量精度达到厘米级的光流传感器作为室内飞行的位置与速度检测手段 (光流传感器安装于机体下方, 视线垂直于地面), 进行了定点悬停控制实验, 并将鲁棒补偿控制的姿态实验结果和 PID 控制的姿态实验结果作以比较.

在姿态控制实验过程中, 将 3 个姿态角的理想值均设为 0° , 分别采用 PID 控制与鲁棒补偿控制进行了实验, 图 5 和图 6 分别给出了两种控制器作用

图 5 基于 PID 控制的横滚、俯仰角响应曲线
Fig.5 Response of roll and pitch under PID control

图 6 基于鲁棒补偿控制的横滚、俯仰角响应曲线
Fig.6 Response of roll and pitch under robust control

下的横滚、俯仰角响应曲线。从图中可以看到，PID 控制器可以将姿态角控制在 $\pm 2^\circ$ 以内，而鲁棒补偿控制器可以将姿态角控制在 $\pm 0.6^\circ$ 以内，控制精度较高。

将鲁棒补偿姿态控制器结合 PD 位置控制器应用于系统平台进行定点悬停实验，此时偏航角的理

想值设为 0° ，其响应曲线如图 7 所示。结果显示偏航角的误差在 0.8° 以内，其均方根误差是 0.3226° 。由上节控制器设计可知，水平位置控制器输出的角度值被作为俯仰角和横滚角控制的参考输入，图 8、9 分别给出了俯仰角和横滚角的响应曲线。从实验结果可以看到，俯仰角和横滚角可以快速响应输入值的变化，跟踪误差小于 $\pm 1^\circ$ ，均方根误差分别是 0.4728° 和 0.6087° 。

在其他机构的类似实验中，澳大利亚的 X-4 四旋翼无人直升机采用离散 PID 控制方法，室内悬停飞行的姿态角控制误差为 $\pm 1^\circ$ ^[6]。美国斯坦福大学的 STARMAC 四旋翼无人直升机设计了带角加速度反馈的 PID 姿态控制器，姿态角跟踪的均方根误差为 0.65° ，在机动飞行 ($\pm 15^\circ$) 时能将跟踪误差控制在 $\pm 3^\circ$ 以内^[7]。比较可知，本文的控制方法是有效的。

图 10 和图 11 是四旋翼悬停飞行的高度曲线和水平位置运动轨迹，高度控制设置的理想值为

图 7 偏航角响应曲线
Fig.7 Response of yaw angle

图 8 俯仰角响应曲线
Fig.8 Response of pitch angle

图 9 横滚角响应曲线
Fig.9 Response of roll angle

图 10 悬停飞行中的高度曲线
Fig.10 Altitude in hovering

图 11 水平位置轨迹曲线
Fig.11 Horizontal position trajectory

0.4 m, 结果显示飞行器的飞行高度可以维持在 0.38 m ~ 0.43 m 之间, 控制误差小于 3 cm, 水平位置可以控制在 ± 0.2 m 的范围内。

5 结论 (Conclusion)

针对四旋翼无人直升机的飞行控制问题, 本文提出了一种基于鲁棒补偿的控制器设计方法, 该控制器由鲁棒姿态控制器与 PD 位置控制器组成, 将其应用于自主研制的四旋翼无人直升机上, 实现了室内自主悬停。实验结果验证了该鲁棒补偿控制方法的有效性。

在未来的工作中, 将会在位置控制中尝试鲁棒补偿等其他控制方法, 以实现精确的轨迹跟踪与航迹飞行。

参考文献 (References)

- [1] 岳基隆, 张庆杰, 朱华勇. 微小型四旋翼无人机研究进展及关键技术浅析 [J]. 电光与控制, 2010, 17(10): 46-52.
Yue J L, Zhang Q J, Zhu H Y. Research progress and key technologies of micro quad-rotor UAVs[J]. Electronics Optics and Control, 2010, 17(10): 46-52.
- [2] 聂博文, 马宏绪, 王剑, 等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术 [J]. 电光与控制, 2007, 14(6): 113-117.
Nie B W, Ma H X, Wang J, et al. Study on actualities and critical technologies of micro/mini quadrotor[J]. Electronics Optics and Control, 2007, 14(6): 113-117.
- [3] Altug E, Ostrowski J P, Taylor C J. Quadrotor control using dual camera visual feedback[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2003: 4294-4299.
- [4] Valenti M, Bethke B, Fiore G, et al. Indoor multi-vehicle flight testbed for fault detection, isolation, and recovery[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2006.
- [5] Bouabdallah S, Siegwart R. Full control of a quadrotor[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2007: 153-158.
- [6] Pounds P, Mahony R, Corke P. Modelling and control of a large quadrotor robot[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 691-699.
- [7] Hoffmann G M, Huang H M, Waslander S L, et al. Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed[J]. Control Engineering Practice, 2011, 19(9): 1023-1036.
- [8] Alexis K, Nikolakopoulos G, Tzes A. Switching model predictive attitude control for a quadrotor helicopter subject to atmospheric disturbances[J]. Control Engineering Practice, 2011, 19(10): 1195-1207.
- [9] Mellinger D, Kumar V. Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2011: 2520-2525.
- [10] 刘晓杰. 基于视觉的微小型四旋翼飞行器姿态估计研究与实现 [D]. 长春: 吉林大学, 2009.
- [11] Liu X J. Study and implementation of position and attitude estimation for four-rotor mini rotorcraft based on vision[D]. Changchun, China: Jilin University, 2009.
- [12] Salih A L, Moghavvemi M, Mohamed H A F, et al. Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle[C]//IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2010.
- [13] 宿敬亚, 樊鹏辉, 蔡开元. 四旋翼飞行器的非线性 PID 姿态控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1054-1058.
Su J Y, Fan P H, Cai K Y. Attitude control of quadrotor aircraft via nonlinear PID[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1054-1058.
- [14] Bouabdallah S, Noth A, Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2004: 2451-2456.
- [15] Benallegue A, Mokhtari A, Fridman L. Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV[C]//International Workshop on Variable Structure Systems. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2006: 365-372.
- [16] Waslander S L, Hoffmann G M, Jang J S, et al. Multi agent quadrotor testbed control design: Integral sliding-mode vs. reinforcement learning[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robotics and Systems. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2005: 468-473.
- [17] Bouabdallah S, Siegwart R. Backstepping and sliding mode techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2005: 2247-2252.
- [18] Raffo G V, Ortega M G, Rubio F R. An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter[J]. Automatica, 2010, 46(1): 29-39.
- [19] Zhong Y S. Robust output tracking control of SISO plants with multiple operating points and with parametric and unstructured uncertainties[J]. International Journal of Control, 2002, 75(4): 219-241.
- [20] 钟宜生. 基于信号补偿的鲁棒控制方法 [J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2003, 43(4): 542-563.
Zhong Y S. Robust control based on signal compensation[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2003, 43(4): 542-563.
- [21] Bouabdallah S, Murrieri P, Siegwart R. Design and control of an indoor micro quadrotor[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2004: 4393-4398.
- [22] Liu H, Yu Y, Lu G, et al. Robust LQR attitude control of a 3DOF lab helicopter[C]//29th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2010: 529-534.

作者简介:

- 白永强 (1986-), 男, 硕士生, 助理工程师. 研究领域: 四旋翼无人直升机的控制与系统实现.
- 石宗英 (1969-), 女, 博士, 副教授. 研究领域: 无人直升机自主导航与控制, 移动机器人定位与 SLAM, 机器人控制.
- 钟宜生 (1958-), 男, 博士, 教授. 研究领域: 鲁棒控制, 非线性控制.