第 32 卷第 10 期
2015 年 10 月

控 制 理 论 与 应 用
Control Theory & Applications

Vol. 32 No. 10
Oct. 2015

DOI: 10.7641/CTA.2015.50459

小型无人直升机浸入–不变集自适应控制

姜鑫燃, 鲜 斌†

(天津大学 电气与自动化工程学院; 机器人与自主系统研究所 天津市过程检测与控制重点实验室, 天津 300072)

摘要: 本文基于浸入–不变集理论, 针对小型无人直升机存在的参数不确定性问题, 设计一种新型的自适应控制器. 利用基于Lyapunov的分析方法和LaSalle不变性原理, 进行闭环系统的稳定性分析, 确保无人直升机姿态角的跟踪误差全局渐进收敛, 以及闭环系统的稳定性. 在无人直升机姿态飞行控制实验平台上, 进行了无人机姿态跟踪控制实验. 实验结果表明, 本文所提出的控制方法具有良好的跟踪控制效果.

关键词: 无人直升机; 浸入–不变集; 自适应控制

中图分类号: TP273　　**文献标识码**: A

Immersion and invariance adaptive control for a miniature unmanned helicopter

JIANG Xin-ran, XIAN Bin†

(Tianjin Key Laboratory of Process Measurement and Control, Institute of Robotics and Autonomous System; School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Considering the parametric uncertainties of a small-scaled unmanned helicopter, we develop a new adaptive controller by the immersion and invariance (I&I) approach. The stability of the closed-loop system is proved by using the Lyapunov based analysis and the LaSalle's invariance theorem. The asymptotic convergence of the attitude tracking error is also proved. Real-time experiments are performed on a helicopter attitude control testbed; and the results validate the good performance of the proposed control scheme.

Key words: unmanned helicopter; immersion and invariance; adaptive control

1 引言(Introduction)

常见的无人机分为固定翼无人机和旋翼无人机两类. 其中无人直升机作为旋翼无人机中的一种, 因其具有可垂直起降、良好的机动性、能完成定点悬停、可低空飞行等优点, 而引起广泛关注, 并在军用和民用领域取得大量的应用[1]. 无人直升机系统具有非线性、强耦合、强不确定性等特性, 其控制器的设计一直都是国内外研究的热点及难点[2].

线性控制方法是目前常用的无人机控制方法, 如文献[3–4]将无人直升机的非线性模型, 在平衡点附近进行近似处理, 针对得到的线性模型设计控制器. 该方法虽然可以通过仿真及飞行实验验证控制器的有效性, 但这种近似处理不可避免地限制了控制器的应用范围. 由于线性控制器的上述缺点, 许多学者也采用非线性控制方法, 来实现无人直升机的大范围控制, 其中针对系统存在的参数不确定性问题, 可采用以下解决方法: 1) 进行精确的系统辨识[5], 但系统辨识过程较为复杂, 且某些不确定性参数的变化是实时的, 如随时可变的负载量、与飞行环境相关的空气阻力等, 因而仅仅使用预先辨识的系统模型可能无法满足当前配置; 2) 采用滑模控制来降低未知参数的影响[6–7], 实验结果表明该方法具有较好的抗扰性, 但是该方法控制器设计中通常包含符号函数, 往往给系统附加了明显的抖振现象, 降低了飞机的飞行控制效果; 3) 采用智能控制方法, 如文献[8]中的神经网络控制等, 虽然这类方法可以对未知参数进行有效的估计, 但是闭环系统的稳定性缺少严格的理论证明; 4) 采用自适应方法对未知参数进行实时的在线估计[9–11].

目前无人直升机中常用的自适应方法有模型参考自适应和自校正自适应. 文献[9]运用模型参考自适应解决无人机控制问题, 通过被控对象的输出与参考模型的输出间的误差, 按一定的自适应律来修正控制律的参数, 使被控对象的输出与参考模型的输出保持一致. 另一种方式是自校正自适应法, 该控制器包括参

收稿日期: 2015–05–28; 录用日期: 2015–08–14.
†通信作者. E-mail: xbin@tju.edu.cn; Tel.: +86 22-27400897.
天津市应用基础与前沿技术研究计划重点项目(14JCZDJC31900), 国家自然科学基金项目(60804004, 90916004)资助.
Supported by the Natural Science Foundation of Tianjin (14JCZDJC31900) and National Natural Science Foundation of China (90916004, 60804004).

数估计单元和控制律单元两部分. 自校正自适应方法的多样性, 取决于估计器和控制律的选择, 如文献[10]是自适应与反步法结合在一起使用, 文献[11]是自适应和滑模控制相结合等. 常用的这些自校正方法的估计原理基本相同, 都通过一个李雅普诺夫函数来确保估计器和控制器的整体稳定性, 不能保证估计器的独立性, 且无法调节参数估计误差的收敛速率.

本文针对在系统存在参数不确定性的情况下, 小型无人直升机的姿态控制器设计问题, 首先分析无人直升机的动态特性, 再基于浸入–不变集原理(immersion and invariance, I&I)设计非线性控制器, 对未知的空气阻尼系数矩阵进行在线估计与补偿. 利用基于Lyapunov 的分析方法和LaSalle 不变性原理, 对闭环系统稳定性进行了严格的证明. 最后在无人直升机姿态飞行控制实验平台上, 进行了无人机的跟踪控制实验, 验证了本文所提出的控制方法的有效性.

论文创新性在于: 1) 在无人直升机动态特性中考虑空气阻力矩影响; 2) 针对直升机参数不确定性问题, 首次应用基于浸入–不变集的方法, 进行参数估计和控制律设计, 并进行了实验验证; 3) 与传统的确定等价性自适应控制相比, 本文提出的控制器没有确定等价性要求, 且不要求模型符合线性参数化条件. 此外, 在对参数进行估计时, 引入的额外的非线性函数, 使整个参数估计律不局限于积分作用, 增强了估计律设计的灵活性、有效性. 使用基于浸入–不变集原理设计自适应更新律, 使自适应估计误差独立于控制器的设计, 并可得到自身的稳定.

2 无人直升机系统模型(The small-scaled unmanned helicopter's dynamics)

2.1 坐标系定义(Coordinate system definition)

小型无人直升机系统的坐标系定义如图1所示.

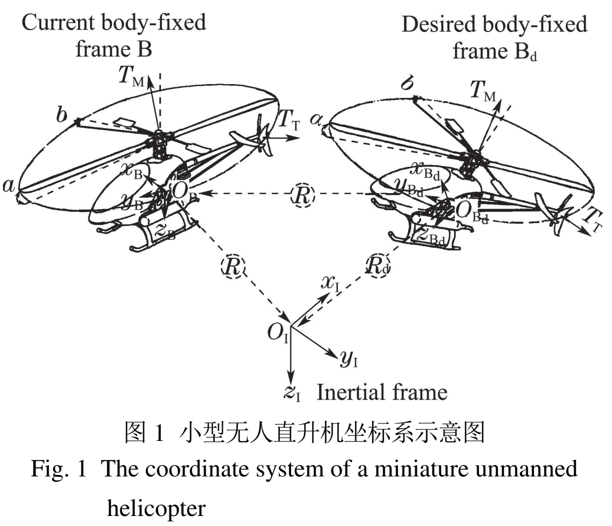

图 1 小型无人直升机坐标系示意图

Fig. 1 The coordinate system of a miniature unmanned helicopter

图1主要涉及惯性坐标系$\{I\} = \{O_I, x_I, y_I, z_I\}$、当前机体坐标$\{B\} = \{O_B, x_B, y_B, z_B\}$以及目标机体坐标系$\{B_d\} = \{O_{B_d}, x_{B_d}, y_{B_d}, z_{B_d}\}$. 各坐标系的定义均遵循右手定则. 从当前机体坐标系$\{B\}$到惯性坐标系$\{I\}$之间的旋转矩阵为R. 从目标坐标系$\{B_d\}$到惯性坐标系$\{I\}$之间的旋转矩阵为R_d. 目标机体坐标系$\{B_d\}$到当前机体坐标系$\{B\}$的旋转矩阵为$\tilde{R}$.

为了方便后文叙述, 预先定义相关变量: 直升机姿态角在坐标系$\{I\}$下表示为$\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$, 其中: ϕ, θ和ψ分别为旋转角、俯仰角和偏航角. 角速度在机体坐标系$\{B\}$下表示为$\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$. 目标轨迹姿态角在坐标系$\{I\}$下表示为$\eta_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$. 目标角速度在目标坐标系$\{B_d\}$下表示为$\omega_d = [\omega_{d1}, \omega_{d2}, \omega_{d3}]^T$.

2.2 小型无人直升机姿态动力学模型(Attitude dynamics model of a small-scale unmanned helicopter)

通常情况下, 为方便无人直升机的控制, 可以将直升机看作一个刚体. 利用牛顿–欧拉方程来描述其姿态动力学模型如下[12]:

$$\begin{cases} \dot{\eta} = R\omega, \\ J\dot{\omega} = \tau^B - \omega \times (J\omega). \end{cases} \tag{1}$$

但由于上述模型忽略了空气阻力对机身的影响, 模型不够精确. 根据文献[13–14], 参照四旋翼无人机模型, 在姿态动力学方程式(1)中增加空气阻力矩项, 该项与直升机角速度成正比, 得到如下模型:

$$\begin{cases} \dot{\eta} = R\omega, \\ J\dot{\omega} = \tau^B - \omega \times (J\omega) - K\omega, \end{cases} \tag{2}$$

其中: τ^B表示机体坐标系下的输入转矩, 转动惯量矩阵$J = \mathrm{diag}\{J_1, J_2, J_3\}$, $K = \mathrm{diag}\{K_1, K_2, K_3\}$表示未知的空气阻尼系数矩阵, 且矩阵$J$和$K$均为常数型. 旋转矩阵$R \in \mathbb{R}^{3\times3}$, 具体表示为

$$R = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \dfrac{\sin\phi}{\cos\theta} & \dfrac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix}. \tag{3}$$

根据文献[15]中分析, 当挥舞角a, b很小时, 无人直升机的挥舞动力学模型可简化为

$$\tau^B = AC\delta + B, \tag{4}$$

其中: $A \in \mathbb{R}^{3\times3}, B \in \mathbb{R}^3, C \in \mathbb{R}^{3\times3}$均为常数型矩阵,

$$A(T_M) = \begin{bmatrix} -Q_M & K_\beta + H_m T_M & -H_t \\ K_\beta + H_m T_M & Q_M & 0 \\ 0 & 0 & D_t \end{bmatrix}. \tag{5}$$

本文的控制目标是在空气阻尼参数K未知的情况下, 设计舵机输入$\delta = [\delta_{lon}\ \delta_{lat}\ \delta_{ped}]^T \in \mathbb{R}^3$, 使得无人直升机姿态角$\eta = [\phi\ \ \theta\ \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$跟踪目标轨迹

$\eta_{\rm d} = [\phi_{\rm d}\ \ \theta_{\rm d}\ \ \psi_{\rm d}]^{\rm T} \in \mathbb{R}^3$, 并且确保所有闭环信号都是有界的. 这里目标轨迹$\eta_{\rm d} \in \mathcal{L}_\infty$, 其一阶导数存在并且$\dot{\eta}_{\rm d} \in \mathcal{L}_\infty$.

3 控制器设计(Controller design)

3.1 开环误差系统构建(Introducing the estimation error dynamics)

由式(2)可知, 目标轨迹对应的角度与角速度之间的关系为$\dot{\eta}_{\rm d} = R_{\rm d}\omega_{\rm d}$, 其中$R_{\rm d} = R|_{\eta=\eta_{\rm d}}$. 目标坐标系$\{B_{\rm d}\}$到体坐标系$\{B\}$下转换矩阵为$\tilde{R} = R^{-1}R_{\rm d}$, 定义跟踪误差为

$$\begin{cases} e_1 = \eta - \eta_{\rm d}, \\ e_2 = \omega - \tilde{R}\omega_{\rm d}. \end{cases} \tag{6}$$

对式(6)第1个等式两边同时求一阶时间导数, 并将式(2)代入整理. 式(6)第2个等式两边均乘以转动惯量J, 并对等式两边同时求一阶时间导数, 再将式(2)代入整理, 最终得到完整的动力学误差模型为

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = Re_2, \\ J\dot{e}_2 = \tau^B - \varphi s + p, \end{cases} \tag{7}$$

其中: 函数$p = -\omega \times (J\omega) - J\dot{\tilde{R}}\omega_{\rm d} - J\tilde{R}\dot{\omega}_{\rm d} \in \mathbb{R}^3$, 函数$\varphi(\omega_1, \omega_2, \omega_3) = {\rm diag}\{\omega_1, \omega_2, \omega_3\}$, 且$p$和$\varphi$均为平滑函数, 未知参数向量$s$定义为$s = [K_1\ \ K_2\ \ K_3]^{\rm T}$.

3.2 自适应律设计(Adaptive law design)

参考文献[16]定义自适应估计误差为

$$z = \hat{s} + \beta(\omega) - s, \tag{8}$$

其中: $\hat{s} = [\hat{s}_1\ \ \hat{s}_2\ \ \hat{s}_3]^{\rm T} \in \mathbb{R}^3$, ω的连续函数

$$\beta(\omega) = [\beta_1(\omega)\ \ \beta_2(\omega)\ \ \beta_3(\omega)]^{\rm T} \in \mathbb{R}^3,$$

$\hat{s} + \beta(\omega)$是对参数s的完整估计.

对式(8)两边同时求一阶时间导数, 并将式(2)和式(8)代入整理得

$$\dot{z} = \dot{\hat{s}} + \frac{\partial\beta(\omega)}{\partial(J\omega)^{\rm T}}(\tau^B - \varphi(\hat{s} + \beta(\omega) - z) - \omega \times (J\omega)). \tag{9}$$

设计更新律$\dot{\hat{s}}$为

$$\dot{\hat{s}} = -\frac{\partial\beta(\omega)}{\partial(J\omega)^{\rm T}}(\tau^B - \varphi(\hat{s} + \beta(\omega)) - \omega \times (J\omega)). \tag{10}$$

这里式(10)使式(9)右边只与估计误差z有关.

由文献[14,16]可知, 光滑函数$\beta(\omega)$存在如下解:

$$\beta_i(\omega) = -\frac{1}{2}\gamma_i J_i \omega_i^2,\ i = 1, 2, 3. \tag{11}$$

此时$\gamma = {\rm diag}\{\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3\}$,且$\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$为正常数. 与传统的基于确定等价性原则的自适应控制方法相比, 多出一个额外项$\beta(\omega)$, 使参数估计律不仅仅具有积分作用, 增强了估计律设计的灵活性. 由式(11)可得β有如下偏导数形式:

$$\frac{\partial\beta(\omega)}{\partial\,(J\omega)^{\rm T}} = -\gamma\varphi^{\rm T}. \tag{12}$$

将式(10)和式(12)代入式(9)得

$$\dot{z} = -\gamma\varphi^{\rm T}\varphi z. \tag{13}$$

对式(13)积分可得z的解为

$$z(t) = z(0)\exp(-\gamma\int_0^t \varphi^2{\rm d}\tau). \tag{14}$$

由此可知, 参数估计误差z的动态收敛过程, 可由相应系数γ进行调节.

3.3 控制律设计(Control law design)

设计输入转矩τ^B为

$$\tau^B = -\alpha e_2 - \varepsilon R^{\rm T}e_1 + \varphi(\hat{s} + \beta(\omega)) - p, \tag{15}$$

其中: $\alpha = {\rm diag}\{\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3\}$, $\varepsilon = {\rm diag}\{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3\}$为正定增益矩阵. 则实际舵机输入控制形式为

$$\begin{aligned} &\delta = C^{-1}A^{-1}(\tau^B - B) = \\ &C^{-1}A^{-1}(-\alpha e_2 - \varepsilon R^{\rm T}e_1 + \varphi(\hat{s} + \beta(\omega)) - p - B), \end{aligned} \tag{16}$$

此时, 常量型矩阵A, B, C均为已知量. 将输入转矩式(15)代入误差方程式(7)得

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = {\rm Re}_2, \\ J\dot{e}_2 = -\alpha e_2 - \varepsilon R^{\rm T}e_1 + \varphi z. \end{cases} \tag{17}$$

将式(11)和输入转矩式(15)代入式(10), 则自适应更新律可整理为

$$\dot{\hat{s}} = \gamma\varphi^{\rm T}(-\alpha e_2 - \varepsilon R^{\rm T}e_1 + J\dot{\tilde{R}}\omega_{\rm d} + J\tilde{R}\dot{\omega}_{\rm d}). \tag{18}$$

4 稳定性分析(Stability analysis)

定理 1 对于闭环误差系统式(17), 设计控制器式(15)、自适应律式(18) , 闭环系统具有全局稳定的平衡点$(e_1, e_2, \hat{s}) = (0, s)$, 且

$$\lim_{t\to\infty} e_1 = 0. \tag{19}$$

证 定义非负函数$V_z(z)$为

$$V_z(z) = z^{\rm T}\alpha^{-1}\gamma^{-1}z. \tag{20}$$

对式(20)两端求一阶时间导数, 并将式(13)代入可得

$$\begin{aligned} &\dot{V}_z(z) = 2z^{\rm T}\alpha^{-1}\gamma^{-1}(-\gamma\varphi^{\rm T}\varphi z) = \\ &-2z^{\rm T}\varphi^{\rm T}\alpha^{-1}\varphi z \leqslant 0. \end{aligned} \tag{21}$$

由此可知$V_z(z) \leqslant V_z(0), z(t) \in \mathcal{L}_\infty, \varphi z \in \mathcal{L}_2$. 由式(20)–(21)可知, 本文所设计的自适应估计误差z独立于控制律的设计, 而自身稳定.

定义非负函数$V(e_1, e_2, z)$为

$$V(e_1, e_2, z) = \varepsilon {e_1}^{\rm T}e_1 + {e_2}^{\rm T}Je_2 + V_z(z). \tag{22}$$

对式(22) 两边求一阶时间导数, 并将式(18)和式(13)

代入可得

$$\begin{aligned}&\dot V(e_1,e_2,z)=\\&-2e_2^{\mathrm T}\alpha e_2+2{e_2}^{\mathrm T}\varphi z-2z^{\mathrm T}\varphi^{\mathrm T}\alpha^{-1}\varphi z=\\&-{e_2}^{\mathrm T}\alpha e_2-z^{\mathrm T}\varphi^{\mathrm T}\alpha^{-1}\varphi z-\\&\sum_{i=1}^{3}(\sqrt{\alpha_i}e_{2i}-\frac{1}{\sqrt{\alpha_i}}(\varphi z)_i)^2\leqslant 0.\end{aligned}\tag{23}$$

由式(17)可知误差动力学系统有一个平衡点$(0,0,s)$, 联立系统动力学方程及约束条件$\dot V(e_1,e_2,z)=0$, 可得

$$\begin{cases}\dot e_1=Re_2,\\ J\dot e_2=-\alpha e_2-\varepsilon R^{\mathrm T}e_1+\varphi z,\\ \dot V(e_1,e_2,z)=-{e_2}^{\mathrm T}\alpha e_2-z^{\mathrm T}\varphi^{\mathrm T}\alpha^{-1}\varphi z-\\ \qquad\sum_{i=1}^{3}(\sqrt{\alpha_i}e_{2i}-\frac{1}{\sqrt{\alpha_i}}(\varphi z)_i)^2=0.\end{cases}\tag{24}$$

由$\dot V(e_1,e_2,z)=0$可知$e_2=0,\varphi z=0$, 所以可得$\dot e_2=0$, 再由式(24)中的动力学误差方程可知$e_1=0$, 因此最大不变集可表示为

$$M=\{(e_1,e_2,z):e_1=0,e_2=0,\varphi z=0\}.\tag{25}$$

该最大不变集只包含平衡点, 由LaSalle不变集引理可知, 所有轨迹收敛于不变集M, 即控制器使得误差动力学系统在平衡点$(0,0,\theta)$处全局渐近稳定. 此时由式(7)及误差$\lim\limits_{t\to\infty}e_1=0,\ \lim\limits_{t\to\infty}e_2=0,\ \eta_{\mathrm d}\in L_\infty,\dot\eta_{\mathrm d}\in L_\infty$, 可知$\eta\in L_\infty,\dot\eta\in L_\infty,e_1\in L_\infty,e_2\in L_\infty$, 由式(15)–(16)可知$\tau^B\in L_\infty$和$\delta\in L_\infty$, 即闭环系统所有信号均为有界.

本文基于浸入–不变集理论设计控制律, 解决在空气阻尼系数未知的情况下, 小型无人直升机的姿态控制问题. 该方法不依赖于线性参数化条件, 且相较于传统自适应方法, 该方法也不存在确定等价性要求. 此外, 传统自适应方法如模型参考自适应或自校正自适应方法, 在应用时都存在不易构建李雅普诺夫函数进行稳定性分析的问题, 而基于浸入–不变集理论设计的控制律, 会在李雅普诺夫函数中引入交叉项, 便于分析闭环系统的稳定性, 确保所有闭环信号的有界性. 同时, 基于浸入–不变理论所设计的估计器具有独立性, 相较于传统自适应方法, 更容易调节参数, 使自适应估计值达到稳定收敛的效果.

5 实验验证(Experiment results)

5.1 平台介绍(Introduction of the testbed)

为验证上述控制律设计的有效性, 本文利用本研究组自主设计的无人直升机硬件在环仿真平台[8], 进行了实时的镇定和跟踪飞行实验. 该实验平台以基于MATLAB RTW工具箱的xPC目标为实时仿真环境, 采用自主设计的基于ARM Cortex–M3内核的惯性测量单元作为传感器. 该传感器提供三轴角度和角速度信息, 测量精度为俯仰角和滚转角±0.2°、偏航角±0.5°. 整个硬件在环仿真系统控制频率为500 Hz.

5.2 姿态跟踪控制实验(Attitude tracking control experiment)

小型无人直升机系统参数为: $m=1.138\,\mathrm{kg},\mathrm g=9.8\,\mathrm{m/s^2},J=\mathrm{diag}\{0.0914,0.214,0.166\}$. 控制增益的选择为: $\alpha=\mathrm{diag}\{1,1,0.3\},\epsilon=\mathrm{diag}\{78,81,2\},\gamma=\mathrm{diag}\{1,1,0.5\}$. $\hat s(0)=\mathrm{diag}\{0,0,0\}$为自适应参数初值. 实验过程中, 首先由操作人员手动起飞无人直升机, 然后通过遥控器中的一路切换通道改为自动飞行状态. 设计无人直升机的跟踪目标为

$$\eta_{\mathrm d}(t)=[0,0,30^\circ\sin(0.1\pi t)]^{\mathrm T}.$$

采用论文中提出的自适应控制器, 在6.7 s时进行手动转自动切换, 实际飞行结果如图2–5所示.

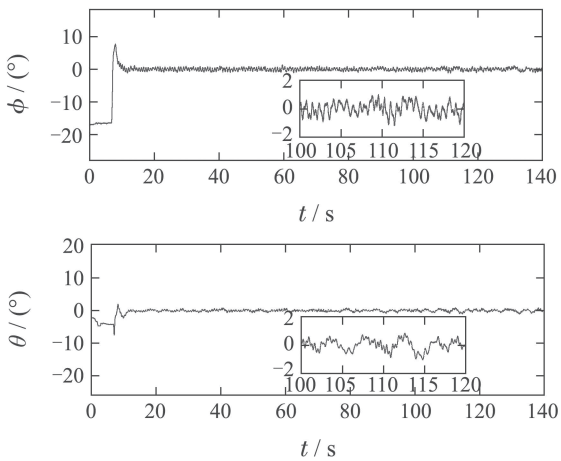

图 2 自适应跟踪实验: 旋转角及俯仰角曲线

Fig. 2 Adaptive tracking experiments: rotation angle and pitching angle

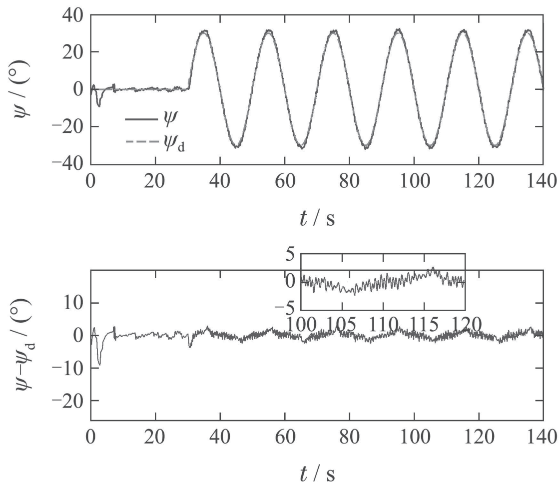

图 3 自适应跟踪实验: 偏航角及其跟踪误差曲线

Fig. 3 Adaptive tracking experiments: yaw angle and its tracking error

由图2–3可知实验取得良好的跟踪效果, 俯仰角及旋转角控制精度为±1°, 偏航角控制精度为±2.5°.

图4为控制输入结果, 图5为参数自适应估计$\hat{s}$的结果, 由图4–5可以看出, 控制输入及自适应参数均稳定在一定范围内, 验证了本文所设计控制器的合理性.

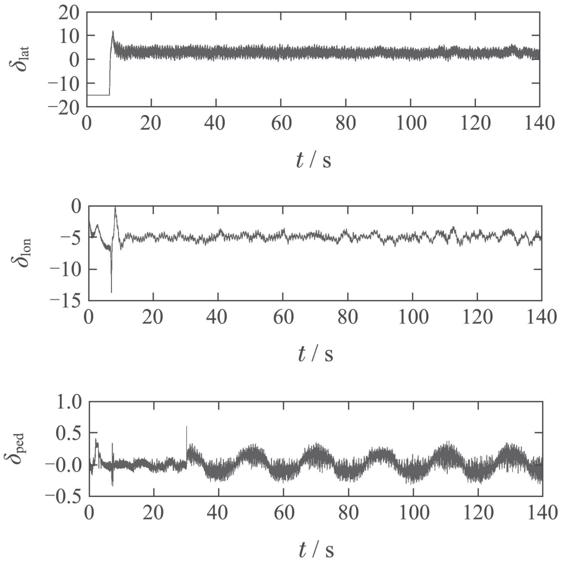

图 4 自适应跟踪实验: 控制输入曲线

Fig. 4 Adaptive tracking experiments: control inputs

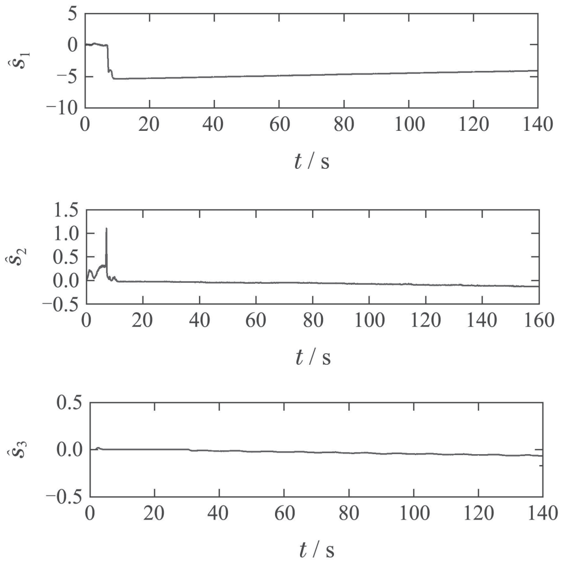

图 5 自适应跟踪实验: 参数估计曲线

Fig. 5 Adaptive tracking experiments: parameters estimation

同时为分析和对比本文所提出算法的有效性, 在同样的条件下, 使用比例积分微分(proportion integral derivative, PID)控制器进行无人机姿态跟踪实验. 在18 s时, 进行手动转自动切换, 具体实验结果见图6–8.

对比旋转角及俯仰角实验结果图6与图2, 以及偏航角及其跟踪误差曲线图7与图3可知, 在无人机跟踪控制中, PID控制器的时间延迟现象较为明显, 响应速度明显慢于本文所提出的自适应控制器, 且其滚转角及俯仰角控制精度为±2°, 偏航角控制精度为5°, 控制误差远大于文中提出的控制器.

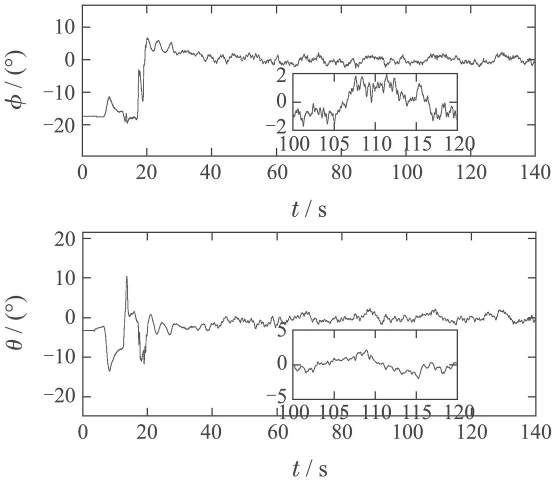

图 6 PID跟踪实验: 旋转角及俯仰角曲线

Fig. 6 PID tracking experiments: rotation angle and pitching angle

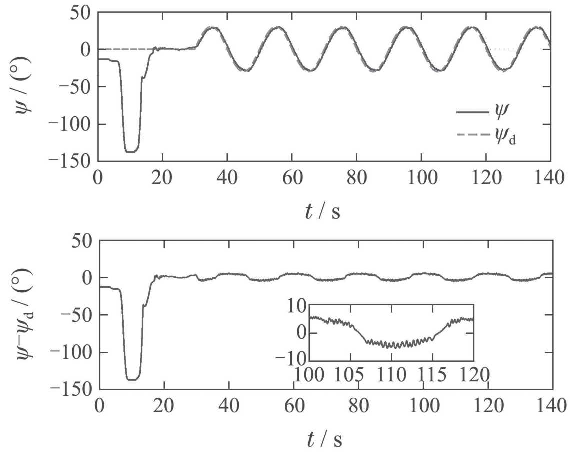

图 7 PID跟踪实验: 偏航角及其跟踪误差曲线

Fig. 7 PID tracking experiments: yaw angle and its tracking error

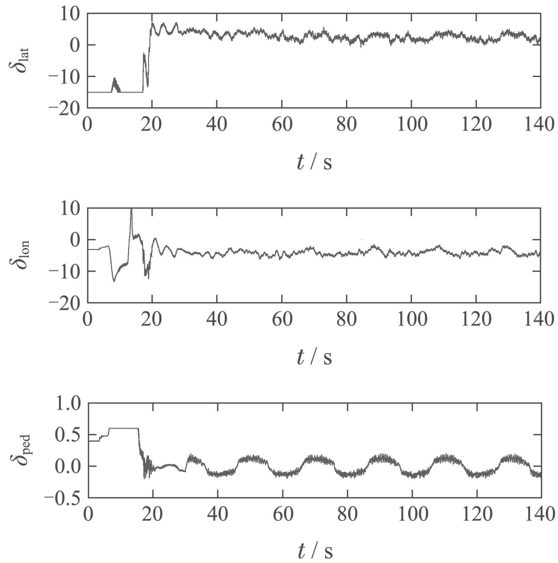

图 8 PID跟踪实验: 控制输入曲线

Fig. 8 PID tracking experiments: control inputs

6 结论(Conclusions)

本文针对小型无人直升机姿态控制问题, 提出了一种基于浸入–不变集理论的姿态自适应控制器, 实现了小型无人直升机渐近跟踪目标姿态的控制效果. 本文首先分析小型无人直升机的动力学模型, 在传统模型上增加了空气阻力矩项, 利用浸入–不变集理论设计控制器, 并对未知参数空气阻尼系数进行实时估计, 应用Lyapunov方法和LaSalle不变集原理, 对闭环系统的稳定性进行严格的数学分析和证明. 最后本文进行了无人直升机的镇定和跟踪飞行实验, 实验结果表明, 文中所提出的控制算法, 可以有效地处理系统未知参数带来的影响, 使直升机取得良好的姿态控制效果.

参考文献(References):

[1] CAI G, DIAS J, SENEVIRATNE L. A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: Recent advances and future development trends [J]. *Unmanned Systems*, 2014, 2(2): 175 – 199.

[2] ALVARENGA J, VITZILAIOS N I, VALAVANIS K P, et al. Survey of unmanned helicopter model-based navigation and control techniques [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2014, 76(3/4): 1 – 52.

[3] POUNDS P E I, DOLLAR A M. Stability of helicopters in compliant contact under PD-PID control [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2014, 30(6): 1472 – 1486.

[4] 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.

[5] CIVITA L M, MESSNER W C, KANADE T. Modeling of small-scale helicopters with integrated first-principles and system-identification techniques [C] //*Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Montréal: AIAA, 2002, 2: 2505 – 2516.

[6] 蒋沅, 曾令武, 代冀阳. 一类非线性直升机模型的滑模降阶控制器设计 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(3): 330 – 338.
(JIANG Yuan, ZENG Lingwu, DAI Jiyang. Sliding-mode reduced-order controller design for a class of nonlinear helicopter model [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(3): 330 – 338.)

[7] ODELGA M, CHRIETTE A, PLESTAN F. Control of 3 DOF helicopter: a novel autopilot scheme based on adaptive sliding mode control [C] //*Proceedings of American Control Conference*. Montréal: IEEE, 2012, 6: 2545 – 2550.

[8] 鲜斌, 古训, 刘祥, 等. 小型无人直升机姿态非线性鲁棒控制设计 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(4): 409 – 416.
(XIAN Bin, GU Xun, LIU Xiang, et al. Nonlinear robust attitude control for a miniature unmanned helicopter [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(4): 409 – 416.)

[9] SADEGHZADEH I, MEHTA A, ZHANG Y. Fault tolerant control of a quadrotor helicopter using model reference adaptive control [C] //*Proceedings of American Society of Mechanical Engineers 2011 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*. Washington: IEEE, 2011, 8: 997 – 1004.

[10] BING Z, WEI H. Adaptive backstepping control for a miniature autonomous helicopter [C] //*The 50th IEEE Conferenceon Decision and Control and European Control Conference*. Orlando: IEEE, 2011, 12: 5413 – 5418.

[11] LEE D, JIN K H, SASTRY S. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter [J]. *International Journal of Control Automation and Systems*, 2009, 7(3): 419 – 428.

[12] CAI G, CHEN B M, LEE T H. *Unmanned Rotorcraft Systems* [M]. New York: Springer, 2011.

[13] XU R, ÖZGÜNER Ü. Sliding mode control of a class of underactuated systems [J]. *Automatica*, 2008, 44(1): 233 – 241.

[14] ZHAO B, XIAN B, ZHANG X. Nonlinear robust adaptive tracking control of a quadrotor UAV via immersion and invariance mthodology [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(5): 2891 – 2902.

[15] ZHU B, HUO W. Robust nonlinear control for a model-scaled helicopter with parameter uncertainties [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 73(1/2): 1139 – 1154.

[16] ASTOLFI A, KARAGIANNIS D, ORTEGA R. *Nonlinear and Adaptive Control with Applications* [M]. New York: Springer, 2007.

作者简介:

姜鑫燃 (1991–), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为无人直升机的非线性研究, E-mail: jiangxr@tju.edu.cn;

鲜 斌 (1975–), 男, 教授, 博士生导师, IEEE高级会员, 主要研究方向为非线性系统控制、无人机系统、实时控制系统等, E-mail: xbin@tju.edu.cn.