

## 无人直升机航向自抗扰控制

方勇纯<sup>1†</sup>, 申 辉<sup>1</sup>, 孙秀云<sup>2</sup>, 张 旭<sup>3</sup>, 鲜 斌<sup>3</sup>

(1. 南开大学 机器人与信息自动化研究所, 天津 300071; 2. 德州学院 机电工程学院, 山东 德州 253023;

3. 天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300072)

**摘要:** 针对无人直升机系统航向通道扰动大等问题, 本文设计了一种自抗扰控制算法来实现其高性能控制. 首先分析了航向通道的动态模型, 并通过数学变换, 将其转化为一类二阶系统; 在此基础上, 本文设计了适用于无人机航向通道的自抗扰控制策略, 它由跟踪微分器、扩展状态观测器、控制器3个环节构成. 本文对所设计的自抗扰控制策略进行了仿真和实验测试, 并与常见的串级控制方法进行了对比分析. 仿真与实验结果表明: 这种自抗扰控制策略具有对扰动抑制能力强、控制精度高等优点, 其控制性能明显优于常规的串级比例-积分-微分控制方法.

**关键词:** 无人直升机; 航向控制; 自抗扰控制; 串级控制

**中图分类号:** TP273      **文献标识码:** A

## Active disturbance rejection control for heading of unmanned helicopter

FANG Yong-chun<sup>1†</sup>, SHEN Hui<sup>1</sup>, SUN Xiu-yun<sup>2</sup>, ZHANG Xu<sup>3</sup>, XIAN Bin<sup>3</sup>

(1. Institute of Robotics and Automatic Information System, Nankai University, Tianjin 300071, China;

2. School of Mechanical and Electronic Engineering, Dezhou University, Dezhou Shandong 253023, China;

3. School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

**Abstract:** To deal with various disturbances presented in the heading subsystem of an unmanned helicopter, we develop an active-disturbance-rejection control (ADRC) law to achieve high performance control. A single-input-single-output (SISO) model is firstly built through carefully analyzing the heading system of the studied helicopter. This model is then transformed into a 2nd-order system to facilitate the subsequent design work. Based on this model, an ADRC strategy is designed for the heading system including a tracking differentiator, an extended state observer (ESO) and a tracking control law. The proposed control strategy is thoroughly tested by simulation and experiments with results compared with those obtained from a normal cascade controller. The comparisons demonstrate that the ADRC strategy is more advantageous in disturbance rejection, with higher control accuracy and so on. Therefore, for an unmanned helicopter, the proposed ADRC control law is far superior to the current cascade control method.

**Key words:** unmanned helicopter; heading control; active-disturbance-rejection control (ADRC); cascade control

### 1 引言(Introduction)

无人直升机的操作非常灵活, 它能够完成垂直起降、悬停、以任意方向飞行等独特的飞行动作, 因而在军事和民用领域都具备广阔的应用前景. 但是, 直升机是一种结构非常复杂的飞行器, 其系统具有动态不确定性大、空气动力学非线性强等特点, 这些特点给其控制器的设计带来很大的困难, 也因此限制了无人直升机的进一步应用. 为此, 许多科研工作者对于无人直升机的控制问题展开了深入研究, 并陆续取得了一系列研究成果<sup>[1-4]</sup>. 遗憾的是, 这些工作大多集中在理论层面, 而缺乏真正能应用于实际直升机系统, 使之实现自主飞行的研究成果.

在无人直升机的应用中, 航向的控制尤为重要, 它不仅是使直升机跟踪参考轨迹的重要保证, 同时也在无人机悬停和垂直起降时发挥着举足轻重的作用, 因此, 迫切需要为其设计出性能优良的控制器<sup>[5]</sup>. 近些年来, 针对直升机的航向控制问题, 许多研究人员提出了各种不同的控制方法. Zhao等人考虑到无人直升机系统中时变参数的不确定性, 设计了一个具有自适应机制的鲁棒 $H_2$ 跟踪控制器, 并通过仿真结果验证了方法的有效性<sup>[6]</sup>; 姜哲等人通过分析直升机系统的结构, 建立了航向的非线性模型, 并采用反馈线性化方法设计了相应的控制器<sup>[7]</sup>; Cai等人考虑直升机的全局控制性能, 采用合成非线性反馈(composite nonlinear

feedback, CNF)方法完成了航向的控制, 测试结果表明这种方法能够使航向角误差保持在 $\pm 4^\circ$ 之内, 且其他状态量也稳定在较为合理的范围<sup>[8]</sup>; Marcel等人则采用了一种串级控制方法, 其中, 内环采用线性二次型调节器(linear quadratic regulator, LQR)来配置系统中右半平面的极点, 而外环则先通过反馈线性化方法对系统进行解耦, 然后采用比例-微分(proportional-derivative, PD)控制器来完成直升机的航向控制<sup>[9]</sup>. 值得指出的是, 上述控制器的设计都是建立在对航向模型及其参数精确已知的基础上, 而在实际直升机系统中, 航向受到测量误差、外界干扰等各种不确定性因素的影响, 从而致使这些控制器的性能往往大打折扣, 难以满足实际应用时对航向角响应速度和控制精度等方面的要求. 因此, 设计出对模型依赖程度低、闭环系统鲁棒性强的航向控制器对于实现直升机的高性能控制具有非常重要的意义.

自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)是我国韩京清研究员提出的一种非线性控制策略<sup>[10]</sup>, 它一方面发扬了经典的比例-积分-微分控制方法(proportional-integral-derivative, PID)的优点, 算法不依赖于模型, 而是仅仅利用误差反馈进行控制; 另一方面它又融合了现代控制理论的成就, 通过建立扩张状态观测器(extended state observer, ESO)对扰动(包括外界和内部)进行实时估计和补偿, 从而避免了积分作用的缺陷. 考虑到ADRC控制器的上述优点, 以及无人机系统对于控制性能的要求, 一些研究人员开始尝试将其应用于无人机系统<sup>[11-13]</sup>, 但是这些工作一般都停留在仿真分析阶段. 本文综合分析直升机航向的不确定特性, 为其设计了一种ADRC飞行控制策略, 并通过镇定与跟踪实验结果验证了这种控制策略响应速度快, 控制精度高, 其性能远远优于现有的PID串级控制方法.

本文其他部分组织如下: 第2节通过对航向控制问题进行分析, 给出问题的数学描述; 在第3节中, 介绍了本文中自抗扰控制器设计的一些关键步骤; 第4节中分别给出了ADRC和串级PID镇定控制的仿真和实验结果, 同时也给出了ADRC的跟踪实验结果; 第5节对本文内容进行了总结.

## 2 模型分析与变换(Model analysis and transformation)

分析直升机的数学模型可知: 其航向角在理论上可等价于欧拉角的第3个分量, 根据其运动学方程可知, 与航向角相关的数学描述如下:

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta}, \quad (1)$$

其中:  $(\phi, \theta, \psi)$ 为机体坐标系和世界坐标系之间的欧拉角,  $q(t), r(t)$ 分别为俯仰和偏航角速度. 此外, 在实际

飞行时, 考虑到传感器测量误差以及各种噪声干扰的影响, 将式(1)改写为

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} + \varepsilon_0(t), \quad (2)$$

其中 $\varepsilon_0(t)$ 为综合考虑噪声特性所引入的不确定量. 从式(2)中可以看到, 航向 $\psi(t)$ 受到 $q(t), r(t), \phi(t), \theta(t)$ 等众多变量的影响, 对式(2)直接进行分析较为困难. 当直升机正常飞行时, 通常都处于平飞或近似悬停状态, 此时满足:  $\phi \approx 0, \theta \approx 0$ , 因而, 由俯仰角速度等因素构成的航向角的分量较小, 可以将其与噪声分量 $\varepsilon_0$ 进行合并, 从而将式(2)近似改写为

$$\dot{\psi}(t) = r(t) + \varepsilon(t), \quad (3)$$

其中 $\varepsilon(t)$ 由俯仰角速度产生的航向角分量和噪声分量 $\varepsilon_0(t)$ 组成, 通常情况下是一个较小的不确定量. 从式(3)中可以看到, 偏航角速度 $r(t)$ 是影响直升机航向角变化的最主要因素.

另一方面, 对于直升机系统的偏航通道而言, 为了使其保持较好的稳定性, 通常为其配置有一个陀螺仪控制器, 构成稳定的闭环系统, 且系统对来自其他通道和外界干扰的抑制能力较强, 因此可以在一定程度上等效为如下的单输入-单输出(SISO)系统:

$$R(s) = G(s)U(s), \quad (4)$$

其中:  $G(s)$ 为偏航通道的传递函数,  $U(s)$ 和 $R(s)$ 分别代表偏航通道控制输入 $u(t)$ 和偏航角速度 $r(t)$ 的拉氏变换.

对式(3)进行拉氏变换, 并代入式(4)可得

$$\psi(s) = \frac{G(s)U(s) + \varepsilon(s)}{s}, \quad (5)$$

其中 $\varepsilon(s)$ 为式(3)中信号 $\varepsilon(t)$ 的拉氏变换. 从式(5)可知, 通过偏航通道的输入 $u(t)$ 可以实现对航向角的控制. 通常情况下, 偏航通道的传递函数 $G(s)$ 可以采用一个分母为4阶, 分子为2阶的传递函数来描述<sup>[8, 14]</sup>:

$$G(s) = \frac{b_2 s^2 + b_1 s + b_0}{s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0}. \quad (6)$$

同时令 $\varepsilon_1(s) = \varepsilon(s)/s$ , 则式(5)可化为

$$Y(s) = \psi(s) = \frac{b_2 s^2 + b_1 s + b_0}{s^5 + a_3 s^4 + a_2 s^3 + a_1 s^2 + a_0 s} U(s) + \varepsilon_1(s). \quad (7)$$

将其进一步改写为如下的状态方程形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -a_0 & -a_1 & -a_2 & -a_3 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} u, \\ y = [b_0 \ b_1 \ b_2 \ 0 \ 0]x + \varepsilon_1. \end{cases} \quad (8)$$

对输出 $y(t)$ 求导, 可得

$$\dot{y} = b_0\dot{x}_1 + b_1\dot{x}_2 + b_2\dot{x}_3 + \varepsilon, \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= b_0\ddot{x}_1 + b_1\ddot{x}_2 + b_2\ddot{x}_3 + \dot{\varepsilon} = \\ &= b_0\dot{x}_2 + b_1\dot{x}_3 + b_2\dot{x}_4 + \dot{\varepsilon} = \\ &= b_0\dot{x}_2 + b_1\dot{x}_3 + b_2x_5 + \dot{\varepsilon}. \end{aligned} \quad (10)$$

而从式(8)中可知存在如下关系:

$$\dot{x}_5 = -a_0x_2 - a_1x_3 - a_2x_4 - a_3x_5 + u. \quad (11)$$

对式(11)进行数学整理可得

$$x_5 = \frac{(-a_0x_2 - a_1x_3 - a_2x_4 - \dot{x}_5)}{a_3} + \frac{1}{a_3}u. \quad (12)$$

将式(12)代入式(10)可得

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= b_0\dot{x}_2 + b_1\dot{x}_3 + \\ &= \frac{b_2(-a_0x_2 - a_1x_3 - a_2x_4 - \dot{x}_5)}{a_3} + \dot{\varepsilon} + \frac{b_2}{a_3}u. \end{aligned} \quad (13)$$

进一步, 令

$$a(t) = b_0\dot{x}_2 + b_1\dot{x}_3 + \frac{b_2(-a_0x_2 - a_1x_3 - a_2x_4 - \dot{x}_5)}{a_3} + \dot{\varepsilon}, \quad (14)$$

$$b = \frac{b_2}{a_3}, \quad (15)$$

则整个系统可转化为如下的二阶系统:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2, \\ \dot{\hat{x}}_2 = a(t) + bu, \\ y = \hat{x}_1. \end{cases} \quad (16)$$

### 3 自抗扰控制器设计(Design of ADRC control law)

ADRC自抗扰控制是一种对模型依赖程度较低的控制算法, 它对于系统中的干扰具有较好的抑制作用, 非常适合于直升机这类动态特性复杂, 且存在各种不确定性的非线性系统, 因此, 本文为直升机的航向通道设计了ADRC控制器, 它由微分器、扩展状态观测器、误差的非线性组合和扰动补偿等环节构成。

为了柔化误差信号, 减小其突变量, 以利于随后的控制方法实现, 对设定信号采用一种类似于滤波的方法进行相应处理, 即定义如下的跟踪微分器:

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + h_0v_2(k), \\ v_2(k+1) = v_2(k) + h_0fh, \\ fh = \text{fhan}(v_1(k) - v_0(k), v_2(k), r, h), \end{cases} \quad (17)$$

其中:  $v_0(k)$ 为设定信号,  $v_1(k)$ 是对设定信号 $v_0(k)$ 的跟踪,  $v_2(k)$ 为 $v_1(k)$ 的微分,  $h_0$ 为系统的采样时间,  $\text{fhan}(\cdot)$ 是最速综合函数<sup>[10]</sup>, 包含 $r$ 和 $h$ 两个参数, 该函数主要用于在给定加速度上限的条件下, 让 $v_1(k)$ 最快且无颤振地跟踪设定信号 $v_0(k)$ , 其具体数学形式请见附录. 通过式(17)所示的跟踪微分器, 本文可以采用较为光滑的信号 $v_1(k)$ 代替突变的设定信号 $v_0(k)$ , 并

且得到其微分值, 然后与反馈作差, 进而得到较为柔和的误差及其微分信号。

直升机系统受到外部干扰等多种不确定因素的影响, 为了对其进行有效补偿, 本文通过构造ESO扩展状态观测器来估计系统的状态以及各种扰动因素. 从式(14)可以看出, 通过将系统中的不确定性和内部干扰等因素综合至 $a(t)$ 项, 航向通道可以转化为如式(16)所示的一类二阶系统, 对于该系统, 本文采用如下形式的ESO扩展状态观测器:

$$\begin{cases} e = z_1 - y, \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e, \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}\text{fal}(e, 0.5, \delta) + bu, \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}\text{fal}(e, 0.25, \delta), \end{cases} \quad (18)$$

其中:  $y(t)$ 为系统输出,  $z_i(t)$  ( $i = 1, 2, 3$ )分别为 $y(t)$ ,  $\dot{y}(t)$ ,  $a(t)$ 的观测值,  $\beta_{0i}$  ( $i = 1, 2, 3$ )为ESO的参数, 可以根据观测效果进行调整,  $e(t)$ 为观测误差,  $\delta$ 为设定值,  $\text{fal}(\cdot)$ 为非线性函数, 该函数可根据误差大小来调整控制增益<sup>[10]</sup>, 它具有误差小时增益大, 误差大时增益小的优点, 其具体数学形式请见附录. 在将式(18)所示的ESO观测器应用于航向角控制时, 采用shifted Tustin双线性变换方法对其进行离散化<sup>[11]</sup>.

通过ESO观测器可以对系统的扰动项 $a(t)$ 进行很好的估计, 因此, 在控制器中可以对其进行补偿. 此外, 对于如式(16)所示的二阶系统, 对其进行最快速且无颤振跟踪时可以采用式(17)中所引入的最速综合函数 $\text{fhan}(\cdot)$ . 综上所述, 本文最终采用的控制器如下:

$$u = \frac{\text{fhan}(e_1, c \cdot e_2, r, h) - z_3}{b}, \quad (19)$$

其中:  $e_1(t)$ 为反馈误差,  $e_2(t)$ 为 $e_1(t)$ 的导数,  $\text{fhan}(\cdot)$ 是式(17)中所定义的非线性函数,  $r$ 和 $h$ 分别为速度因子和精度因子,  $b, c$ 则为相应的控制参数, 它们可以根据实际的控制效果进行调整。

对于自抗扰控制方法而言, 参数调整是一个非常关键的问题. 对于以上所设计的无人直升机航向ADRC控制策略, 控制参数调整的步骤如下: 首先, 调节扩展状态观测器中的参数 $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ , 对这3个参数的选择由系统的采样时间决定. 其中,  $\beta_{03}$ 最为关键, 其值越大, 则系统滞后越小, 但是 $\beta_{03}$ 过大则会引起振荡, 因此在调节的过程中, 先调节 $\beta_{03}$ , 直到观测器的跟踪效果较好时, 再细调 $\beta_{01}$ 与 $\beta_{02}$ , 以不断提升观测器的性能。

对于控制器中 $r, h, c, b$ 这4个参数,  $r$ 值决定了控制量的上限, 可以根据系统的实际要求适当增大;  $h$ 为精度因子, 其值越小, 控制精度越高, 但是过小则容易引发抖振现象, 因此该参数需要根据控制精度的要求来合理设置;  $c$ 为误差微分项之前的系数,  $b$ 则主要用于对扰动的补偿, 这两个参数可以比照常见的PID控制策略中的微分和积分项来分别进行调整。

## 4 仿真与实验结果(Simulation and experimental results)

### 4.1 参数整定及仿真结果(Gains tuning and simulation results)

通过对本文实验平台的偏航通道进行模型辨识, 得到其传递函数如下<sup>[15]</sup>:

$$G(s) = \frac{R(s)}{U(s)} = \frac{-5082s^2 + 1964638s + 730839}{s^4 + 92.04s^3 + 11274.25s^2 + 660137.97s + 293546.37} \quad (20)$$

将该模型代入式(5)进行仿真, 从而确定自抗扰控制器的相关参数, 仿真时, 式(5)中的 $\varepsilon$ 项通过添加一定功率的白噪声来模拟. 对控制参数进行调整之后, 最终得到一组性能较好的参数:

跟踪微分器:  $r = 10, h = 0.02$ ;

ESO:  $\beta_{01} = 40, \beta_{02} = 20, \beta_{03} = 1$ ;

控制器:  $r = 50, c = 0.1, h = 0.2, b = 200$ .

为进行对比, 笔者同时采用了串级PID控制器来完成相应的控制. 其中, 外环的被控对象是航向角, 采用比例控制; 内环中的被控对象则为偏航角速度, 采用比例-积分控制. 同样地, 通过仿真调试得到一组较好的控制器参数为: 外环控制参数 $K_{p1} = 40$ , 内环控制参数 $K_{p2} = 0.06, K_{i2} = 0.6$ .

仿真时, 本文设定的航向角初始值是 $90^\circ$ , 控制目标均为将航向角镇定至 $0^\circ$ , 得到的对比仿真结果如图1所示. 在图中, 虚线为设定值, 实线代表自抗扰控制的结果, 点线是串级PID的控制结果.

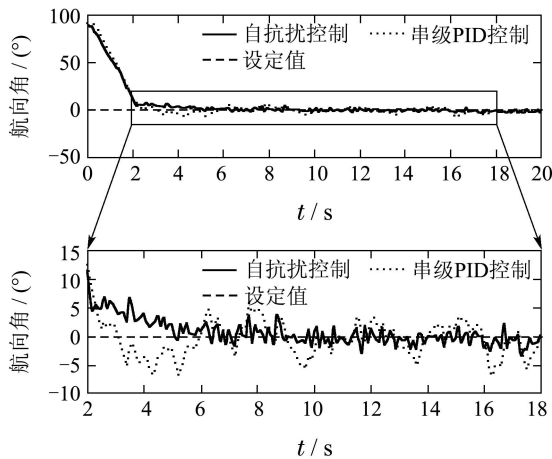


图 1 自抗扰控制和串级PID控制仿真结果对比

Fig. 1 Comparison for the simulation results of ADRC and cascade PID control

从仿真结果可以看出, 两种控制方法均能在较短的时间内达到预期设定值. 值得指出的是, 由于系统模型考虑了传感器测量误差和噪声干扰等因素, 并在仿真时通过添加白噪声来进行模拟, 因此在图1的仿

真结果中, 系统输出存在不同程度的波动. 对于自抗扰控制算法而言, 其波动相对较小, 稳态误差基本保持在 $\pm 3^\circ$ 内, 而采用串级PID控制, 其稳态误差只能维持在 $\pm 6^\circ$ 内, 可见, 与串级PID控制相比较, 自抗扰算法具有更高的控制精度.

### 4.2 实验验证与分析(Experiment verification and analysis)

为了进一步验证算法的实用性, 本文在自行研制的无人直升机实验平台上分别采用自抗扰控制和串级PID控制算法进行了航向的镇定实验, 并给出了自抗扰算法的跟踪实验效果. 实验中采用的无人机为亚拓700机型, 机长1.335 m, 主旋翼直径约1.6 m, 整个平台的控制周期为20 ms. 在实验过程中, 先由有经验的飞控人员手动操控将其飞行至一定状态, 然后将航向通道切换至自动状态, 以启动所设计的ADRC自动控制器或者供对比的PID控制器.

**实验 1** 镇定实验. 实验时, 控制目标和控制器参数均与仿真时保持一致, 串级PID控制方法和自抗扰控制算法得到的实验结果分别如图2和图3所示.

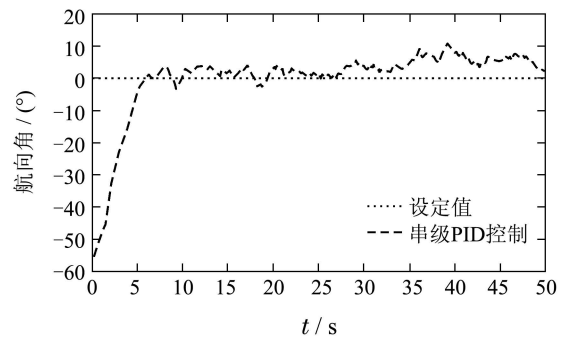


图 2 串级PI控制镇定结果

Fig. 2 Regulation results of cascade PI control

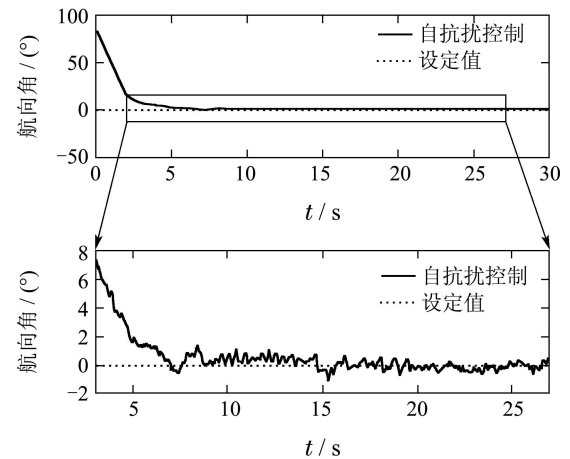


图 3 自抗扰控制镇定结果

Fig. 3 Regulation results of ADRC control

在图2和图3中, 点线表示镇定的目标值 $0^\circ$ , 实线表示这两种控制算法的系统输出. 在图2中, 可以看到无人机航向角的初始值在 $-60^\circ$ 左右, 经过5 s左右, 系统

输出进入稳态,保持在 $0^\circ$ 左右,综合分析,系统的调节时间约为 $5\text{s}$ ,稳态误差较大,维持在 $[-5^\circ, 10^\circ]$ 内.在图3中,无人机航向角的初始值在 $-85^\circ$ 左右,在 $3.5\text{s}$ 内系统基本进入稳态,因此,其调节时间约为 $3.5\text{s}$ ,控制器的响应速度较快,此外,系统的稳态误差较小,保持在 $\pm 1.5^\circ$ 内.因此,在实际工作环境中,这两种控制算法均能够使系统输出达到设定目标,但是采用自抗扰控制算法,其响应速度更快,且稳态误差更小.

进一步,为了测试自抗扰控制算法对于直升机航向控制的适用性,本文采用同一组控制器参数,测试了其在不同初始条件下的控制效果,其结果如表1所示.从表中可以看到,在不同的初始条件下,即使采用相同的控制参数,本文设计的自抗扰控制器均能实现对航向角的镇定控制,并且,系统响应速度较快,稳态性能也较为一致,稳态误差都在 $\pm 2^\circ$ 内,这些结果较好地验证了所设计的自抗扰控制算法具有很好的适应能力.

表1 不同初始条件下ADRC的控制效果

Table 1 ADRC control performance under different initial conditions

初始条件/ $^\circ$	调节时间/ $\text{s}$	稳态误差/ $^\circ$
52	2.2	$\pm 1.8$
49	2	$\pm 1.5$
28	0.8	$\pm 1.5$
-63	2.5	$\pm 2$
-73	3	$\pm 1.8$

**实验2 跟踪实验.**本文还采用ADRC控制算法进行了跟踪实验,实验时仍保持控制参数不变,实验目标是使无人直升机的航向跟踪设定的正弦轨迹 $\psi_d = 10 \sin(\pi t/5) \text{ rad}$ ,最终得到的跟踪结果和控制误差分别如图4和图5所示.

在图4中,实线为需要跟踪的目标曲线,点线为无人机的航向角,从图中可以看到,系统航向角的初始值为 $17^\circ$ 左右,经过大约 $0.5\text{s}$ 的时间后,系统输出基本跟踪上目标曲线.从图5中的误差曲线可以看出,稳态时的跟踪误差能够保持在 $\pm 4^\circ$ 内,因此采用自抗扰控制器,可以使航向角实现对期望轨迹的快速、准确跟踪.

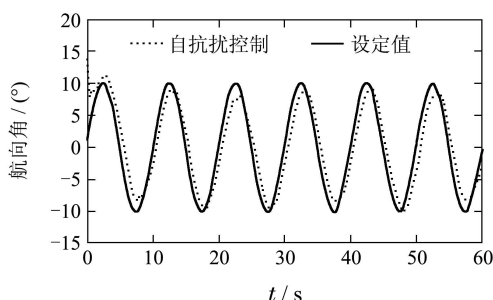


图4 自抗扰跟踪实验结果

Fig. 4 Experiment results of ADRC tracking control

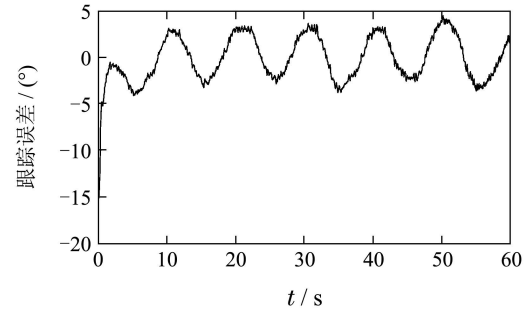


图5 自抗扰跟踪实验的跟踪误差曲线

Fig. 5 Tracking error of ADRC control experiment

## 5 结论(Conclusion)

本文对直升机系统的航向控制问题进行了深入研究,设计并实现了一种自抗扰控制方法.首先,论文分析了直升机航向的动态特性,得到了一个结构相对简洁的单输入-单输出数学模型.在此基础上,考虑到模型中的不确定性和外界干扰等因素的影响,本文设计了一种无人机航向角自抗扰控制算法.基于所搭建的无人直升机实验平台,论文对控制算法的性能进行了大量测试.仿真和实验结果表明:本文所设计的航向角自抗扰控制算法能够很好地抑制系统中各种不确定干扰的影响,具有响应速度快、控制精度高、适应能力强等优点,且同时适用于直升机航向角的镇定与跟踪控制.在后续研究中,笔者将研究所设计的无人机ADRC控制策略的参数选择机制,优化控制器的有关参数,以进一步提高这种基于ADRC策略的航向控制方法的实用性.此外,笔者还将尝试把线性自抗扰控制方法<sup>[16]</sup>应用于无人机的控制问题,并对其性能进行实验测试.

## 参考文献(References):

- [1] ISIDORI A, MARCONI L, SERRANI A. Robust nonlinear motion control of a helicopter [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2003, 48(3): 413 - 426.
- [2] SONG B Q, MILLS J K, LIU Y H, et al. Nonlinear Dynamic modeling and control of a small-scale helicopter [J]. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 2010, 8(3): 534 - 543.
- [3] 辛哲奎, 方勇纯, 张雪波. 小型无人机地面目标跟踪系统机载云台自适应跟踪控制 [J]. *控制理论与应用*, 2010, 27(8): 1001 - 1006. (XIN Zhekui, FANG Yongchun, ZHANG Xuebo. Adaptive control for the on-board pan-tilt camera in an UAV ground-target-tracking system [J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(8): 1001 - 1006.)
- [4] 孙秀云, 方勇纯, 孙宁. 小型无人直升机的姿态与高度自适应反步控制 [J]. *控制理论与应用*, 2012, 29(3): 381 - 388. (SUN Xiuyun, FANG Yongchun, SUN Ning. Backstepping-based adaptive attitude and height control of a small-scale unmanned helicopter [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(3): 381 - 388.)
- [5] 赵新刚, 姜哲, 韩建达. 模型直升机航向自适应保性能控制 [J]. *系统仿真学报*, 2007, 19(13): 3047 - 3051. (ZHAO Xingang, JIANG Zhe, HAN Jianda. Adaptive guaranteed cost control for yaw dynamic of small-scale helicopter [J]. *Journal of System Simulation*, 2007, 19(13): 3047 - 3051.)

- [6] ZHAO X, LIU G, HAN J. Yaw control of small-scale helicopter with time-varying uncertainty: an adaptive robust  $H_2$  control approach [C] // *Proceedings of American Control Conference*. New York: IEEE, 2007: 5260 – 5265.
- [7] 姜哲, 何玉庆, 赵新刚, 等. 基于反馈线性化的无人直升机航向控制 [J]. 机器人, 2007, 29(3): 193 – 199.  
(JIANG Zhe, HE Yuqing, ZHAO Xingang. Yaw control of unmanned helicopter based on feedback linearization [J]. *Robot*, 2007, 29(3): 193 – 199.)
- [8] CAI G W, CHEN B M, PENG K M, et al. Modeling and control of the yaw channel of a UAV helicopter [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2008, 55(9): 3426 – 3431.
- [9] BERGERMAN M, AMIDI O, MILLER J R, et al. Cascaded position and heading control of a robotic helicopter [C] // *Proceedings of International Conference on Intelligent Robots and Systems*. New York: IEEE, 2007: 135 – 140.
- [10] 韩京清. 自抗扰控制技术 [J]. 前沿科学, 2007, 1(1): 24 – 31.  
(HAN Jingqing. Auto disturbance rejection control technique [J]. *Frontier Science*, 2007, 1(1): 24 – 31.)
- [11] 谈黎, 贾培发. 微小型自主直升机自抗扰控制 [J]. 机器人, 2009, 31(9): 385 – 390.  
(TAN Li, JIA Peifa. Active disturbance rejection control of a small autonomous helicopter [J]. *Robot*, 2009, 31(9): 385 – 390.)
- [12] 杨瑞光, 孙明玮, 陈增强. 飞行器自抗扰姿态控制优化与仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2010, 22(11): 2689 – 2693.  
(YANG Ruiguang, SUN Mingwei, CHEN Zengqiang. ADRC-based attitude control optimization and simulation [J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(11): 2689 – 2693.)
- [13] MARTINI A, LEONARD F, ABBA G. Robust nonlinear control and stability analysis of a 7DOF model-scale helicopter under vertical wind gust [C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Nice, France: IEEE, 2008: 354 – 359.
- [14] WANG G L, ZHU J H, YANG C X. System identification for helicopter yaw dynamic modeling [C] // *Proceedings of International Conference on Computer Research and Development*. Shanghai: IEEE, 2011, 4: 54 – 57.
- [15] 申辉, 方勇纯, 孙秀云. 一种基于切换模型的无人直升机偏航通道系统辨识方法 [C] // 第32届中国控制会议论文集. 中国, 西安: IEEE, 2013: 1831 – 1836.  
(SHEN Hui, FANG Yongchun, SUN Xiuyun. System identification for the unmanned helicopter yaw channel based on the switch model [C] // *Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference*. Xi'an, China: IEEE, 2013: 1831 – 1836)
- [16] GAO Z Q. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design [C] // *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. Minneapolis, Minnesota: IEEE, 2006: 2399 – 2405.

## 附录 控制器中非线性函数的表达式 (Appendix Expressions of the nonlinear functions in the ADRC controller)

在跟踪微分器(17)中, 函数 $fhan(q_1, q_2, r, h)$ 具有较为复杂的数学形式, 其具体表达式如下:

$$\begin{cases} d = rh^2, p_0 = hq_2, \eta = q_1 + p_0, \\ p_1 = \sqrt{d(d + 8|\eta|)}, \\ p_2 = p_0 + \operatorname{sgn} \eta (p_1 - d)/2, \\ s_y = (\operatorname{sgn}(\eta + d) - \operatorname{sgn}(\eta - d))/2, \\ w = (p_0 + \eta - p_2)s_y + p_2, \\ s_a = (\operatorname{sgn}(w + d) - \operatorname{sgn}(w - d))/2, \\ fhan = -r(w/d - \operatorname{sgn} w)s_a - r\operatorname{sgn} w, \end{cases}$$

其中:  $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数,  $p_0, p_1, p_2, d, \eta, w, s_y$ 和 $s_a$ 都是为了便于描述而引入的中间变量。

在扩展状态观测器(18)中, 函数 $\operatorname{fal}(\cdot)$ 的具体数学表达式为

$$\operatorname{fal}(x, a, \delta) = \begin{cases} \frac{x}{\delta^{1-a}}, & |x| \leq \delta, \\ \operatorname{sgn} x |x|^a, & |x| > \delta, \end{cases}$$

式中 $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数。

## 作者简介:

**方勇纯** (1973-), 男, 教授, 博士生导师, IEEE高级会员, 主要研究方向为非线性控制、机器人视觉伺服、无人机和桥式吊车等欠驱动系统控制, E-mail: yfang@robot.nankai.edu.cn;

**申辉** (1988-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为无人机系统模型辨识及其飞行控制, E-mail: shenh@robot.nankai.edu.cn;

**孙秀云** (1978-), 女, 博士, 讲师, 主要研究方向为小型无人直升机系统控制、自适应控制等非线性控制, E-mail: sunxy78@163.com;

**张旭** (1983-), 博士研究生, 主要研究方向为微小型无人机的导航、制导与非线性控制设计, E-mail: xu\_zhang@tju.edu.cn;

**鲜斌** (1975-), 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, Email: xbin@tju.edu.cn.