

适应扰动的无人直升机姿态跟踪控制

陈旭智, 蒙志君[†], 赵文龙, 王凯鹏

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 无人直升机在实际飞行过程中, 会受到阵风等外界因素的干扰, 并且模型不确定性也会对控制效果带来不利影响. 为应对这些挑战, 本文设计了一种基于扩张状态观测器的自抗扰反步控制器. 首先, 建立了无人直升机姿态动力学模型. 随后, 引入扩张状态观测器, 用以实时观测由外界扰动和模型不确定性组成的总和扰动. 观测得到的总和扰动估计值与基于Lyapunov函数的反步法控制器控制算法相结合, 用以消除总和扰动的影响, 使得无人直升机在各种飞行条件下均能对运动指令进行快速和准确的跟踪. 最后, 仿真研究和飞行实验验证了该控制律的有效性. 与同等条件下的PID控制器相比, 该控制律表现出更优的飞行性能.

关键词: 无人直升机; 扰动估计; 自抗扰反步控制器; 飞行实验

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

Adaptive attitude-tracking control for unmanned helicopter with disturbances

CHEN Xu-zhi, MENG Zhi-jun[†], ZHAO Wen-long, WANG Kai-peng

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: An active disturbance rejection backstepping control approach based on extended state observer is proposed to deal with the problem of environmental disturbances and model uncertainties of an unmanned helicopter during its practical flight. The approach begins with building an unmanned helicopter attitude dynamic model. Then, the real-time extended state observer is adopted to estimate composite disturbances which include both environmental disturbances and model uncertainties. The estimated results are integrated with the Lyapunov-based backstepping control algorithm to make the unmanned helicopter achieve the rapid and accurate tracking of the motion command in various flight conditions by compensating the composite disturbances. Finally, simulation and experimental results are presented to demonstrate the effectiveness of the control law, and the flight performance is obviously superior to the PID control in the same condition.

Key words: unmanned helicopter; disturbance estimation; active disturbance rejection backstepping control; flight experiment

1 引言(Introduction)

无人直升机在军用和民用领域均具有广泛的应用前景, 与固定翼无人机相比, 其具有定点悬停、垂直起降、向任意方向飞行等特点, 因此在侦察、搜救、航空测绘等众多应用领域具有明显优势. 然而, 无人直升机是一个高度非线性的强耦合系统, 很难对其在全飞行包线范围内进行精确建模, 同时在实际飞行过程中易受到阵风等外界扰动的影响, 这些不利因素增加了无人直升机飞行控制算法的设计难度.

近年来, 国内外众多学者对于存在阵风等外界干扰以及建模存在不确定性问题展开了深入研究. 文献[1]中Adnan M等人针对阵风扰动问题就无人直升

机的高度和航向通道设计了非线性反馈控制律、自抗扰控制律和反步法控制律并通过仿真试验进行了对比, 结果显示3种控制方法均表现出很好的动态性能, 而自抗扰控制和反步法相对非线性反馈控制具有很好的跟踪性能和鲁棒性. 文献[2]中Liu等人通过建立非线性扰动观测器估计外界风场扰动、未建模动态以及动力学变化对无人直升机所受力和力矩的影响, 进而结合模型预测控制设计了无人直升机轨迹跟踪控制器, 通过仿真和试验验证了带有扰动观测器的模型预测控制算法具有更好的控制效果. 文献[3]中He等人提出了非线性扰动观测器用于估计包括外界扰动、模型不确定性在内的总和扰动, 与反步法相结合

设计了无人直升机轨迹跟踪控制器, 最后通过仿真试验对比表明带有扰动观测器的反步法控制器具有更好的控制性能. 文献[4]中Fang等人针对无人直升机航向易受扰动问题使用自抗扰控制单独对航向通道设计了控制律, 仿真和试验表明自抗扰控制器对扰动具有很好的抑制作用. 文献[5]中Leonard F等人针对阵风干扰使用反馈线性化和扩张状态观测器相结合的方法设计了抗扰动控制器. 文献[6]中Yang等人对无人直升机的垂向通道设计了扰动抑制控制律, 通过动态补偿估计所得的扰动来提高无人直升机的飞行性能. 虽然上述方法达到了很好的抗扰动效果, 但大都未在实际飞行中得到验证.

反步法^[7]是设计非线性系统控制律的重要方法之一, 尤其是无人直升机具有众多状态变量, 且其动力学结构特性符合反步法递归设计的要求, 因此可通过建立虚拟控制输入来简化控制器结构, 而其与Lyapunov函数相结合可保证系统的全局一致渐进稳定性, 虽然反步法对于外界干扰以及动力学变化具有很好的鲁棒性, 但并不具有高效抑制扰动的能力. 近年来, 国内外学者也发表了不少基于反步法设计的无人直升机控制器^[8-10], 但绝大多数都只是经过仿真验证. 自抗扰控制器^[11]是韩京清研究员提出的一种非线性控制方法, 其核心是扩张状态观测器, 基于其独特的非线性反馈以及扩展状态的设计, 其可以在对系统模型极低的依赖下, 仅通过误差反馈便可实现对状态和扰动的准确快速观测.

在本文中, 针对外界扰动以及模型不确定性问题, 笔者采用反步控制和自抗扰控制相结合的方法设计一种新型自抗扰反步控制器, 以实现无人直升机在外界扰动、模型不确定性等扰动存在下的姿态跟踪. 其中, 设计了一个扩张状态观测器将外界扰动、包括旋翼挥舞运动在内的模型不确定性都视为总和扰动加以观测; 并且给出了基于Lyapunov函数的反步控制器设计方法, 以实现姿态的稳定跟踪; 最后, 该控制律的有效性通过仿真和飞行实验得到了验证, 与相同条件下的PID控制器相比, 其控制性能有了显著提高.

2 无人直升机姿态动力学模型(Unmanned helicopter attitude dynamic model)

由于本文研究对象为一低速飞行的小型无人直升机, 因此对于其模型可以作出如下假设:

1) 忽略机身气动力. 考虑到控制对象的飞行速度, 其机身气动力可以忽略, 作用于直升机上的外力全部来自于主旋翼和尾旋翼.

2) 忽略尾旋翼反扭矩. 假设飞机所受的力矩仅由主旋翼拉力矢量、尾旋翼拉力矢量对重心的力矩和主旋翼的反扭矩构成.

基于以上假设, 文献[7]建立了形如式(1)的无人直

升机姿态动力学模型.

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = R^{-1}(\gamma)\omega, \\ \dot{\omega} = -J^{-1}(\omega \times J\omega) + \bar{Q}, \\ \bar{Q} = [\bar{Q}_x \ \bar{Q}_y \ \bar{Q}_z]^T = f + B\theta, \end{cases} \quad (1)$$

其中:

$$\begin{aligned} \theta &= [\theta_{1c} \ \theta_{1s} \ \theta_t]^T = [\theta_1^T \ \theta_t]^T, \\ f &= [f_1 \ f_2 \ f_3]^T = [f_{12}^T \ f_3]^T, \\ B &= \begin{bmatrix} B_{12} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 & B_3 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

$\gamma = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$, $\omega = [p \ q \ r]^T$ 表示3个欧拉角与角速率; $\bar{Q} = [\bar{Q}_x \ \bar{Q}_y \ \bar{Q}_z]^T$ 为作用在机身上的力矩产生的角加速度; $R(\gamma)$ 为从欧拉角微分到角速率的旋转矩阵. $J = \text{diag}\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}\}$ 为忽略了惯性积的惯性矩阵; $\theta_1 = [\theta_{1c} \ \theta_{1s}]^T$, θ_t 为主旋翼纵向/横向周期变距以及尾桨距, 即系统控制输入. R 为操纵导数矩阵, f 为无人直升机所受除了操纵以外其他因素带来的角加速度扰动项, B 和 f 的具体含义参见文献[12].

由上述模型可见, 无人直升机的旋翼挥舞动力学过程被忽略, 但由外界阵风扰动以及包括旋翼挥舞运动在内的模型不确定部分均以角加速度项 f 的形式被考虑在模型中. 由此可以看出, 本文需要解决的模型不确定性以及外界扰动等因素对无人直升机控制效果的影响都以一个总和扰动的形式予以表示. 因此, 如果可以以某种方法实时获得该项值的大小, 则可以在不依赖于精确模型或其他附加测量的基础上对其进行补偿, 从而消除其影响.

3 扩展状态观测器设计(Design of extended state observer)

在外界扰动项和模型不确定性被整合为一个总和扰动项之后, 其可以被无区别地观测和补偿. 但由于总和扰动项无法用传感器进行直接测量获得, 因此需要设计相应的观测器, 通过惯性测量等较易获得的数据对总和扰动进行实时的观测.

扩展状态观测器利用其独特的非线性反馈以及扩展状态的设计, 其可以在对系统模型极低的依赖下, 实现对状态和扰动的准确快速观测. 扩展状态观测器的结构如式(2)–(3).

$$\dot{z}_1 = z_2 + [(R_{12}\theta_1)^T, R_3\theta_t]^T - J^{-1}(\omega \times J\omega) - B_{01}e, \quad (2)$$

$$\dot{z}_2 = -B_{02}\text{fal}(e, 0.5, \delta), \quad (3)$$

其中: $z_1 = [z_p \ z_q \ z_r]^T$, $z_2 = [z_{f1} \ z_{f2} \ z_{f3}]^T$, $y = [p \ q \ r]^T$, $e = [e_1 \ e_2 \ e_3]^T = z_1 - y$; B_{0x} 为反馈参数矩阵; $\text{fal} = [\text{fal}_1 \ \text{fal}_2 \ \text{fal}_3]^T$, fal_x 如式(4).

$$\text{fal}_x(e, a, \delta) = \begin{cases} e_x/\delta^{a-1}, & |e_x| \leq \delta, \\ |e_x|^a \text{sgn } e_x, & |e_x| > \delta. \end{cases} \quad (4)$$

由文献[11]中对于扩展状态观测器高效扰动观测性能的证明中可以看出,在仅仅依赖于 J 和 R 的情况下,该扩展状态观测器可实现如式(5)效果:

$$z_1 \rightarrow y, z_2 \rightarrow f. \quad (5)$$

由此,总和扰动 f 得到了准确快速的观测,且其观测值可以在之后的控制律中被视作真实值使用。

4 自抗扰反步控制律设计(Design of active disturbance rejection control)

由于总和扰动可以被实时获得,且考虑到直升机的姿态运动模型为非线性方程,因此作者采用了将自抗扰控制器和反步控制器相结合的方法:通过自抗扰控制的思想对总和扰动进行补偿从而抵消外界扰动与模型不确定性的影响,再利用反步控制法设计控制律,以实现姿态全局一致渐近稳定的跟踪。

假设 $\gamma_c = [\varphi_c \theta_c \psi_c]^T$ 为指定的无人直升机姿态指令, ω_c 为期望角速率,控制律设计的目标是得到纵向/横向周期变距与尾桨距的操纵指令 $\theta_{1c}/\theta_{1s}, \theta_t$,使无人直升机的姿态 $\gamma = [\varphi \theta \psi]^T$ 对指令 γ_c 的跟踪实现全局一致渐近稳定。设计步骤如下:

步骤1 对于模型 $\dot{\gamma} = R^{-1}(\gamma)\omega$,视 ω 为虚拟控制输入,设计Lyapunov函数(6)

$$L_1 = \frac{\gamma_e^T \gamma_e}{2}. \quad (6)$$

下标 e 表示该状态为真实状态减去指令状态,即 $x_e = x - x_c$ 。因此

$$\dot{L}_1 = \gamma_e^T \dot{\gamma}_e = \gamma_e^T (\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_c) = \gamma_e^T (R^{-1}(\gamma)\omega - \dot{\gamma}_c).$$

令 $\omega = R(\gamma)(\dot{\gamma}_c - K_{1P}\gamma_e)$,从而

$$\dot{L}_1 = -\gamma_e^T K_{1P} \gamma_e \leq 0. \quad (7)$$

步骤2 对于模型 $\dot{\omega} = -J^{-1}(\omega \times J\omega) + \bar{Q}$,视 \bar{Q} 为虚拟控制输入,设计Lyapunov函数(8)

$$L_2 = L_1 + \omega_e^T \omega_e / 2, \quad (8)$$

因此 $\dot{L}_2 = -\gamma_e^T K_{1P} \gamma_e + \gamma_e^T R^{-1}(\gamma)\omega_e + \omega_e^T (\dot{\omega} - \dot{\omega}_c)$,而 $\dot{\omega} = -J^{-1}(\omega \times J\omega) + \bar{Q}$ 。

令 $\bar{Q} = J^{-1}(\omega \times J\omega) + \dot{\omega}_c - (R^{-1}(\gamma))^T \gamma_e - K_{2P}\omega_e$,故而

$$\dot{L}_2 = -\gamma_e^T K_{1P} \gamma_e - \omega_e^T K_{2P} \omega_e \leq 0. \quad (9)$$

步骤3 $\bar{Q}_e = \bar{Q} - \bar{Q}_c$,为令 $\bar{Q}_e = 0$,取

$$\theta = R^{-1}(\bar{Q}_c - f).$$

其中 K_{1P}, K_{2P} 为正定矩阵。

经过上述步骤,可以同时包含了对模型不确定性

和外界扰动的总和扰动进行补偿,且能从理论上保证姿态跟踪全局一致渐近稳定,其操纵输入量为 $\theta = [\theta_{1c} \theta_{1s} \theta_t]$ 。

5 仿真分析(Simulation analysis)

为了验证存在阵风扰动时,无人直升机姿态跟踪的性能,本节进行姿态跟踪抗扰动仿真实验。上节中设计的自抗扰反步控制律将被应用在第2节中建立的全量直升机模型中。其输入指令为对3个姿态角的对称阶跃指令。在仿真进入第20s后,文献[7]中所建立的阵风扰动模型将被施加到该直升机模型上,用以验证该姿态跟踪自抗扰反步控制律的控制性能。

同时,为了证明自抗扰反步控制律的抗扰动性能,作者设计了一个PID控制器进行对比,将其应用于相同模型相同状态下进行测试。

自抗扰控制器和PID控制器的姿态跟踪对比结果如图1所示,扩张状态观测器的扰动观测曲线如图2所示。控制律计算得到的系统输入为图3。

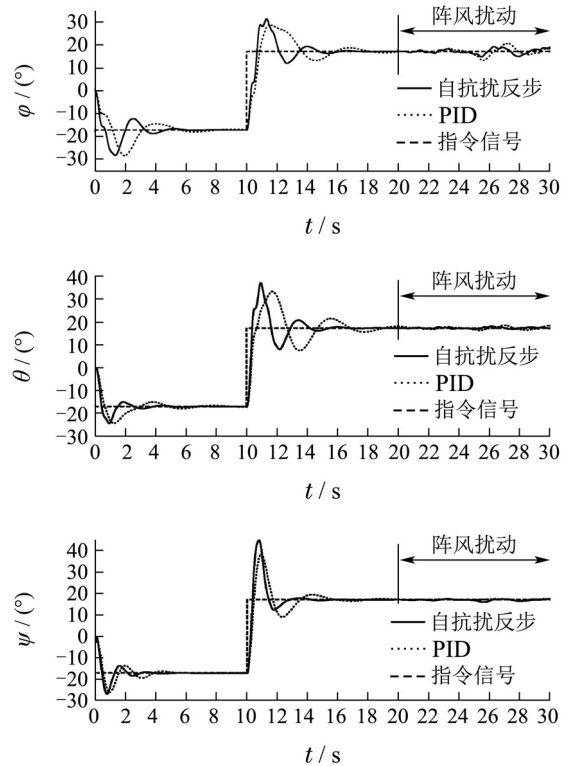
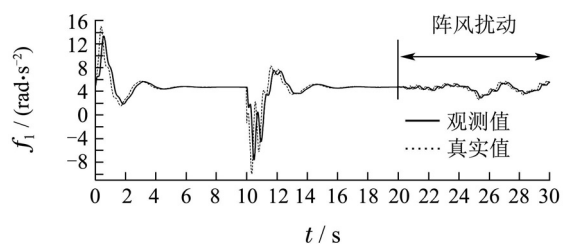


图1 姿态跟踪结果

Fig. 1 Attitude tracking results



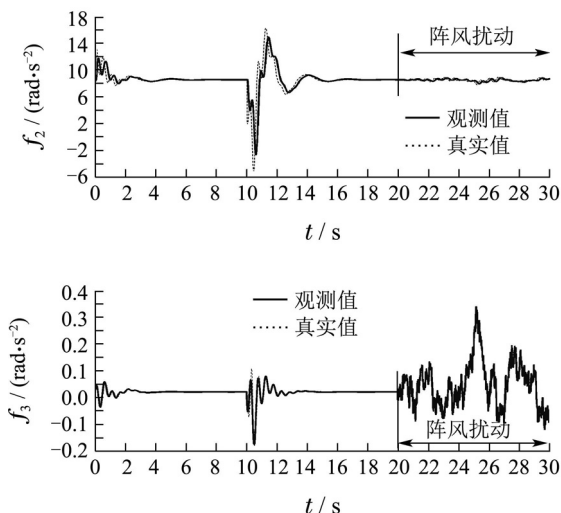


图 2 扰动观测值

Fig. 2 Estimated disturbances

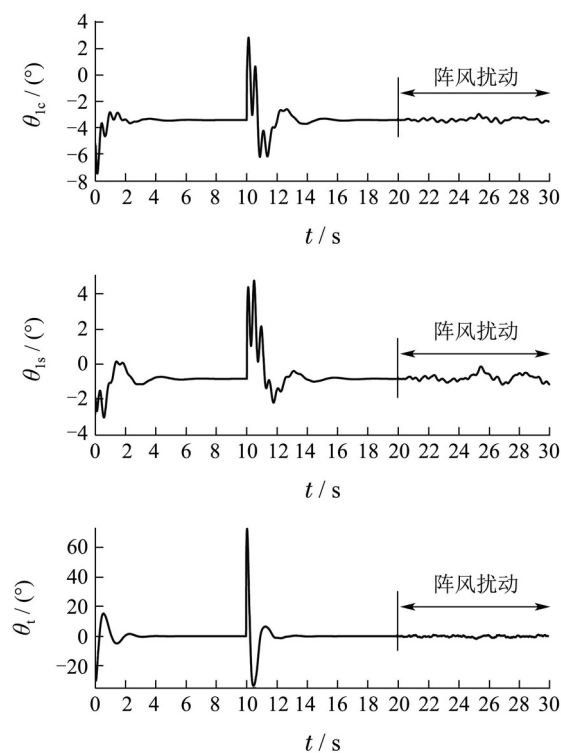


图 3 控制输入

Fig. 3 Control inputs

从图1可以看出, 在无扰动时, 直升机能够对姿态指令进行快速准确的跟踪, 并没有明显的误差与滞后, 由此可见基于Lyapunov的反步控制方法对于全局渐近稳定性的有效保证. 而即使在阵风扰动存在下, 由自抗扰反步控制律所控制的直升机对姿态指令的跟踪并没有受到明显影响, 证明了该控制律高效的扰动抑制能力. 并且, 同PID控制器相比, 其姿态响应更为准确快速, 阵风扰动被更好地抑制, 控制精度更高, 可见, 自抗扰反步控制律具有更好的控制性能.

从图2可以看出: 对于强烈、迅速变化且无规律的

阵风扰动, 扩展状态观测器都能在极低的模型依赖下, 对其实现准确快速的估计, 从而也为扰动的补偿抑制奠定了基础. 从其观测的结果也可证明: 其姿态跟踪对于扰动的抑制效果, 是通过对扰动的直接观测和补偿实现的, 而非反步法自身的扰动抑制性能.

6 飞行实验(Flight experiment)

飞行实验采用基于ALIGN500模型直升机改装而成的实验平台, 在实际飞行实验中, 人工阵风场难以测量、量化, 也很难复制, 从而无法对实验结果进行定量对比. 因此, 本文设计了一种可以进行追踪、量化, 同时也易于复制的扰动施加方式: 重物投放扰动施加系统, 如图4所示.



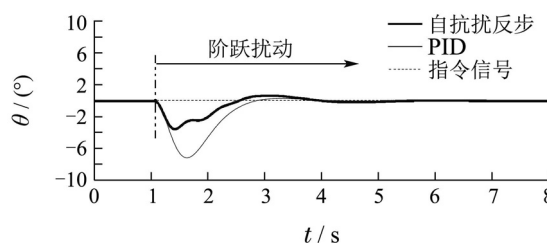
图 4 重物投放扰动施加系统

Fig. 4 The block dropping disturbance generator

该系统为一个重物投放机构, 位于直升机尾梁末端. 其工作原理为: 在直升机受控进入配平状态后, 投放该重物, 投放的重物质量为0.8 kg, 则从投放时刻起, 将会产生一个作用在直升机姿态动力学上的阶跃、恒定的扰动.

在控制律性能得到仿真实验验证后, 作者进行了飞行实验以验证自抗扰姿态跟踪控制律的抗扰动性能: 当控制律控制直升机进入稳定悬停状态后, 保持固定的姿态指令一段时间, 然后投放重物以施加扰动, 如图4所示, 记录扰动施加后直升机的响应数据.

为了进行对比, 姿态跟踪自抗扰控制律与高积分增益的PID控制律均在同一条件下进行了实验. 其姿态响应曲线、扰动观测曲线、控制量曲线如图5所示. 而在同等条件下的仿真数据如图6所示.



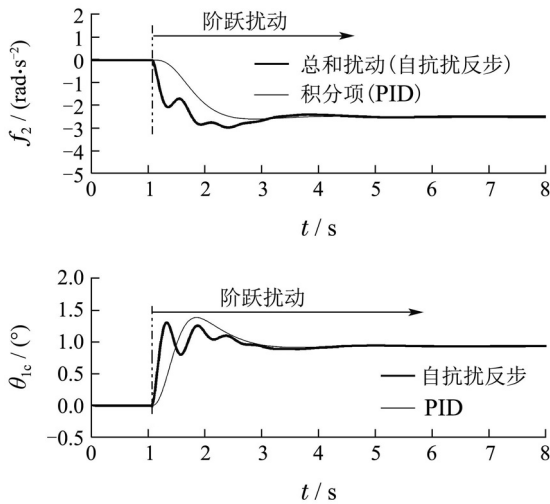


图5 扰动抑制实验结果

Fig. 5 Disturbance rejection experimental results

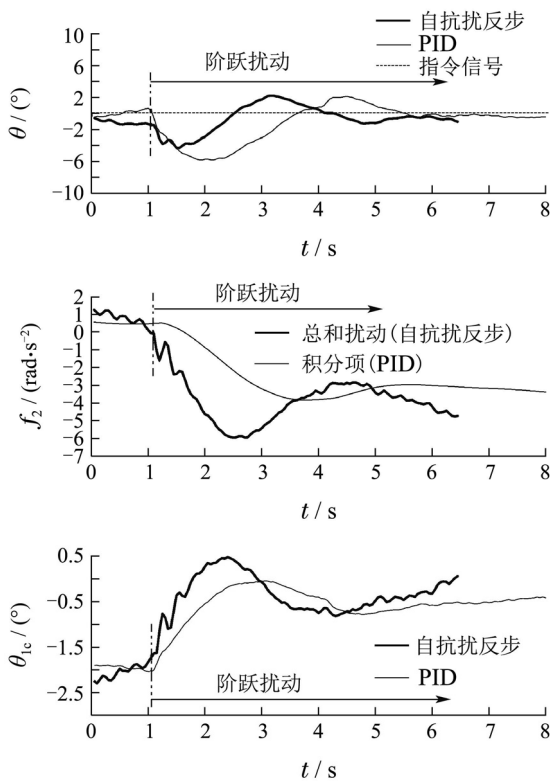


图6 扰动抑制仿真结果

Fig. 6 Disturbance rejection simulation results

由上图可以看出,与PID控制器相比,自抗扰反步控制器通过扩张状态观测器对总和扰动进行实时观测和补偿,使得外界扰动对系统的影响明显减小,并且可以缩短无人直升机受扰后的恢复时间,提高了姿态控制效果.当直升机抛弃重物后,直升机的惯性矩发生变化,同时重物对直升机重心的力矩也突然消失,因此直升机所需的操纵量配平值发生变化,扩张状态观测器对扰动总和的估计值以及PID控制器中的积分项I均是对配平值变化大小的估计,同时也是对扰动的估计和补偿.

图中对于扰动的观测数据可以很好地解释上述结论.自抗扰反步控制律的扩展状态观测器在扰动施加后,迅速反应并实现准确稳定的估计,决定了其高效的扰动抑制性能.而PID控制律的积分项对扰动的反应明显慢于扩展状态观测器,且会带来震荡现象,这导致了PID控制在姿态跟踪中出现较长的恢复时间与较大的超调.因此,扩展状态观测器对扰动的抑制效果比PID控制律更快速有效,且从其观测数据可以得出该控制律对扰动的抑制效果是来自于直接的扰动观测与补偿,而非反步控制律本身的鲁棒性.

另外,PID控制律的仿真数据与飞行数据存在较大差距,这表明第2节所建机理模型与真实模型存在明显差异,而自抗扰反步法控制律飞行数据与仿真数据却较为吻合,这也证明了该控制律对于模型不确定性具有很好的鲁棒性.

7 结论(Conclusions)

本文提出了一种无人直升机姿态控制方法,其可以对飞行过程中外界扰动以及模型不确定性等总和扰动同时进行抑制.首先,建立了姿态动力学模型,并针对外界扰动和模型不确定性问题设计了扩张状态观测器.在此基础上,本文设计了自抗扰反步姿态跟踪控制器.仿真和实验结果表明:本文所设计的姿态跟踪控制器具有响应速度快、控制精度高、扰动抑制能力强等优点.在后续研究中,作者将所使用的自抗扰控制思想运用到无人直升机的位置和速度控制中,以实现无人直升机的全自动飞行.

参考文献(References):

- [1] ADNAN M, FRANCOIS L, GABRIEL A. Dynamic modelling and stability analysis of model-scale helicopters under wind gust [J]. *Intell Robot system*, 2009, 5(4): 647 – 686.
- [2] LIU C, CHEN W H, JOHN A. Tracking control of small-scale helicopters using explicit nonlinear MPC augmented with disturbance observers [J]. *Control Engineering Practice*, 2012, 20(3): 258 – 268.
- [3] HE Y, PEI H, SUN T. Robust tracking control of helicopters using backstepping with disturbance observers [J]. *Asian Journal of Control*, 2014, 16(6): 1 – 16.
- [4] 方勇纯, 申辉, 孙秀云, 等. 无人直升机航向自抗扰控制 [J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(2): 238 – 243. (FANG Yongchun, SHEN Hui, SUN Xiuyun, et al. Active disturbance rejection control for heading of unmanned helicopter [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(2): 238 – 243.)
- [5] LEONARD F, MARTINI A, ABBA G. Robust nonlinear controls of model-scale helicopters under lateral and vertical wind gusts [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2012, 20(1): 154 – 163.
- [6] YANG X, GARRATT M, POTA H. Flight validation of a feedforward gust-attenuation controller for an autonomous helicopter [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2011, 59(12): 1070 – 1079.
- [7] KRSTIĆ M, KANELAKOPOULOS I, KOKOTOVIĆ P. *Nonlinear and Adaptive Control Design* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1995.

- [8] SUZUKI S, NAKAZAWA D, NONAMI K, et al. Attitude control of small electric helicopter by using quaternion feedback [J]. *Journal of System Design and dynamics*, 2011, 5(2): 231 – 247.
- [9] RAPTIS I A, VALAVANIS K P, MORENO W A. A novel nonlinear backstepping controller design for helicopters using the rotation matrix [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2011, 19(2): 465 – 473.
- [10] ROY T K, GARRATT M, POTA H R, et al. Robust altitude control of an unmanned autonomous helicopter using backstepping [C] // *World Conference on Intelligent Control and Automation*. Beijing: IEEE, 2012: 1650 – 1654
- [11] 韩京清. 自抗扰控制技术估计补偿不确定因素的控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
(HAN Jingqing. *Active Disturbance Rejection Control Technique – the Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.)
- [12] ZHANG H Y, HUANG J, MENG Z J, et al. An active wind gust rejection controller for an autonomous helicopter [C] // *Proceeding of 2013 IEEE 2nd International Conference on Measurement, Information and Control*. Harbin: IEEE, 2013: 742 – 746.

作者简介:

陈旭智 (1986–), 男, 博士研究生, 研究方向为无人直升机自主导航与飞行控制技术, E-mail: chenxuzhi256@126.com;

蒙志君 (1982–), 男, 副教授, 硕士生导师, 研究方向为无人飞行器总体/建模/控制技术, E-mail: mengzhijun@buaa.edu.cn;

赵文龙 (1990–), 男, 博士研究生, 研究方向为无人直升机建模与非线性控制技术, E-mail: zhaowenlong@ase.buaa.edu.cn;

王凯鹏 (1990–), 男, 博士研究生, 研究方向为无人直升机自主避障控制技术, E-mail: wangkaipeng@ase.buaa.edu.cn.