

doi: 10.7690/bgzd.2022.08.013

基于模糊自抗扰的直升机障碍滑雪机动控制

刘 基¹, 郭剑东², 梁辰雨¹

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学中小型无人机先进技术工信部重点实验室, 南京 210016)

摘要: 为了提高直升机在机动飞行过程中的解耦性和未知扰动抑制能力, 采用基于模糊与自抗扰的复合式控制结构, 设计直升机障碍滑雪机动控制器。分析 ADS-33E-PRF 要求的直升机障碍滑雪机动过程中状态量的关系和控制逻辑, 在角速度环设计扩张状态观测器对未知扰动进行观测并加以补偿, 在姿态环根据误差及其变化速率引入模糊规则对控制律参数进行在线优化。针对无风扰和有风扰的飞行环境, 开展障碍滑雪机动算法设计与仿真验证。结果表明: 在 2 种飞行环境下, 直升机飞行轨迹上下边界均控制在 15.24~30.48 m 以内, 达到标准中定义的满意品质指标, 验证了所采用的控制策略能够有效地估计出机动飞行过程的外部扰动, 提高控制系统的抗干扰能力。

关键词: 直升机; 障碍滑雪机动; 模糊控制; 自抗扰控制

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A

Helicopter Slalom Maneuver Control Based on Fuzzy Active Disturbance Rejection

Liu Ji¹, Guo Jiandong², Liang Chenyu¹

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory of Advanced Technology for Small and Medium-Sized UAV, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the decoupling and unknown disturbance rejection ability of helicopter during maneuvering flight, a slalom maneuver controller for helicopter was designed based on the compound control structure of fuzzy and active disturbance rejection. The relationship of state variables and control logic in the process of helicopter slalom maneuver required by ADS-33E-PRF are analyzed. In the angular velocity loop, an extended state observer is designed to observe and compensate the unknown disturbance, and in the attitude loop, fuzzy rules are introduced to optimize the control law parameters online according to the error and its change rate. According to the flight environment without wind disturbance and with wind disturbance, the algorithm design and simulation verification of slalom maneuver are carried out. The results show that the upper and lower boundaries of the helicopter flight trajectory are controlled within 15.24~30.48 m in the 2 flight environments, and the satisfactory quality index defined in the standard is achieved, which verifies that the adopted control strategy can effectively estimate the external disturbance in the process of maneuvering flight and improve the anti-interference ability of the control system.

Keywords: helicopter; slalom maneuver; fuzzy control; ADRC

0 引言

直升机相比固定翼的优势在于能够进行悬停、垂直起降、低速飞行, 甚至能够完成一些特定的机动飞行动作。直升机的飞行模式复杂多变, 必须依赖稳定、快速、可靠的飞控系统才能保证飞行的安全^[1-2]。由于直升机具有气动特性复杂、强耦合性、高度非线性等特点, 建立高置信度模型较困难, 一般在控制律设计初期采用相对成熟的典型机型的模型作为被控对象是一个折中的选择^[3]。针对机动飞行控制面临的实际问题, Nodland 等^[4]将神经网络与反步法相结合, 实现了无人直升机的悬停机动。Ngo 等^[5]采用模型预测控制, 实现了舰载直升机的着舰

和横侧定位机动。Ma 等^[6]针对直升机非线性等特点, 采用非线性动态逆控制, 实现了直升机的水平转弯、爬升转弯、紧急返航机动。孙勇等^[7]针对飞机大机动时模型非线性和参数不确定的特点, 提出一种非线性反步自适应滑模变结构控制方法, 实现了飞机的 360°滚转机动。李继广等^[8]针对飞翼无人机机动飞行控制存在耦合和扰动等问题, 内环采用线性化解耦补偿器、外环采用反步跟踪算法进行指令跟踪, 并采用粒子群优化补偿器补偿扰动的控制方法实现了飞翼无人机的蛇形机动。Kopyt 等^[9]采用 LQR 控制, 开发了一套自动飞行控制系统, 并以直升机障碍滑雪机动验证了该系统的可靠性。Yu

收稿日期: 2022-04-22; 修回日期: 2022-05-28

基金项目: 国家重点实验室基金(NBA20006)

作者简介: 刘 基(1997—), 男, 湖南人, 硕士, 从事直升机飞行控制研究。E-mail: nuauavlj@163.com。

等^[10]针对外部干扰和复杂的内部耦合等问题,分别用自抗扰控制和基于扰动观测器的控制方法实现了无人直升机的障碍滑雪机动。

以上研究成果为实现机动飞行提供了有力的理论基础,但未能针对机动过程以及扰动产生的强耦合、强非线性等问题进行综合分析。为保证系统稳定性,提高系统抗干扰能力,笔者采用基于自抗扰控制与模糊控制相结合的复合控制器,在有风扰和无风扰 2 种环境下实现对直升机障碍滑雪机动进行算法设计与仿真验证。

1 障碍滑雪机动策略

障碍滑雪机动是 ADS-33E-PRF^[11]中规定的典型机动动作之一,主要是检验相对地面物标的迅猛机动能力以及机动飞行中的转弯协调和轴间耦合程度。障碍滑雪机动过程如图 1 表示,具体性能指标如表 1 所示。

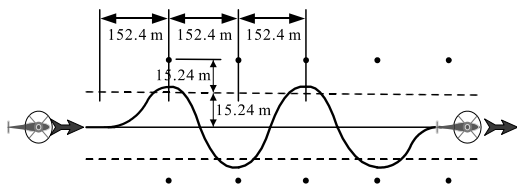


图 1 障碍滑雪机动科目

表 1 障碍滑雪机动性能指标

分类	性能	良好目视条件	不良目视条件
满意	保持空速不低于 X 节	60	30
	高度低于 X 英尺	100 或 2 倍旋翼直径	100
合格	保持空速不低于 X 节	40	15
	高度低于 X 英尺	100	100

为简化参考轨迹的设计,把障碍滑雪机动过程分解成若干个协调转弯,将协调转弯作为障碍滑雪机动的基本单元。根据协调转弯过程中的受力得出旋翼拉力应该满足:

$$\left. \begin{aligned} T \cos \gamma &= mg \\ T \sin \gamma &= mV_g \omega \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: T 为旋翼总拉力; m 为直升机的质量; V_g 为地速; ω 为转弯速率; γ 为铅垂面夹角; 工程上一般采用滚转角 ϕ 代替 γ , 以机身偏航角速度 r 代替转弯速率 ω 。

由此可解算出,无人直升机的偏航角速度应满足以下公式:

$$r = g \tan \phi / V_g \quad (2)$$

在此基础上根据飞行轨迹设计如图 2 所示的机动指令。

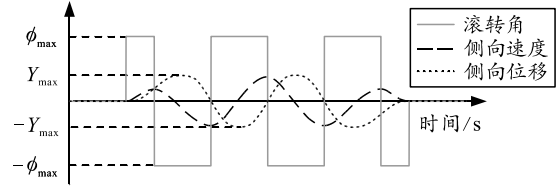


图 2 机动指令变化过程

根据上图所示相位关系分析,确定了基于滚转角控制为主,偏航角速度为辅的障碍滑雪机动指令。滚转角指令软化信号为

$$\phi_{cmd} = \begin{cases} at, & \phi < \phi_{max} \\ \phi_{max}, & \phi \geq \phi_{max} \end{cases} \quad (3)$$

式中: a 为软化速度; ϕ_{max} 为期望滚转角; 其他阶段类似。

根据设计好的机动指令将机动飞行过程分为进入、转弯和改出 3 个阶段。对每个阶段分通道设计相应控制模式,结果如图 3 所示。

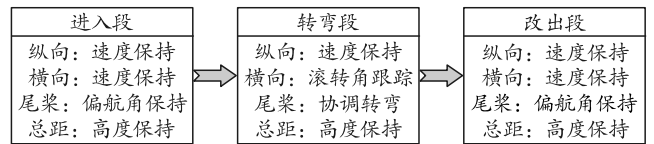


图 3 障碍滑雪机动飞行控制策略

2 模糊自抗扰控制器设计

直升机在机动飞行过程中存在各种未知扰动和参数不确定。为改善飞行过程中的稳定性与鲁棒性,在角速度自抗扰控制结构的基础上,采用模糊规则对姿态环控制律进行在线调参。控制结构如图 4 所示。

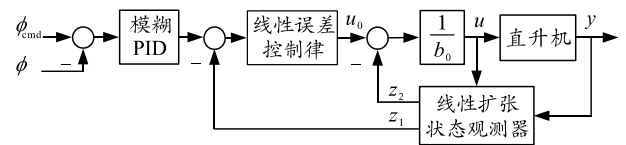


图 4 模糊自抗扰控制系统

2.1 自抗扰控制器设计

一阶系统的微分方程可以表示为:

$$\dot{y} = f + bu \quad (4)$$

式中: y 为系统输出; \dot{y} 为系统输出的一阶微分; u 为控制输入; b 为系统增益; f 为总扰动。

令 $x_1=y, x_2=f$ 。假定 f 有界且可导,则可将式(4)转化为状态空间的形式:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 + bu \\ \dot{x}_2 &= h \\ y &= x_1 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中 $h = \dot{f}$ 为未知扰动。

为了获取总扰动 f ，设计扩张状态观测器对状态和总扰动进行估计：

$$\left. \begin{aligned} \dot{z}_1 &= z_2 + b_0 u + l_1 (y - z_1) \\ \dot{z}_2 &= l_2 (y - z_1) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中： z_1 、 z_2 分别为 y 、 f 的估计值； b_0 为 b 的估计， b_0 越小，系统响应越快，但易导致超调； l_1 、 l_2 为观测器误差反馈增益。基于带宽法^[12]对扩张状态观测器参数进行整定，得到整定结果如下：

$$\left. \begin{aligned} l_1 &= 2w_o \\ l_2 &= w_o^2 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中 w_o 为观测器带宽， w_o 越大，系统抗扰动能力越强，但易诱发振荡。

控制输入为：

$$u = (u_0 - z_2) / b_0 \quad (8)$$

式中线性误差控制律输出 u_0 可以选择比例控制，即

$$u_0 = k(R_{cmd} - z_1) \quad (9)$$

式中： R_{cmd} 为参考输入； k 为控制器增益。

2.2 模糊 PID 设计

在常规 PID 中，3 个参数 k_p 、 k_i 、 k_d 通常为常数，可能无法适应直升机的强耦合和非线性特性，从而影响系统的稳定性。为提高系统动态性能，改善系统的自适应能力，加入模糊控制算法对 PID 参数进行在线调参^[13]。模糊控制结构如图 5 所示。

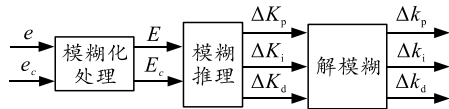


图 5 模糊控制结构

图中： e 为误差； e_c 为误差导数； E 为误差的模糊量； E_c 为误差导数的模糊量； Δk_p 、 Δk_i 、 Δk_d 分别为比例、积分、微分增益变化值； ΔK_p 、 ΔK_i 、 ΔK_d 分别为比例、积分、微分增益变化值的模糊量。模

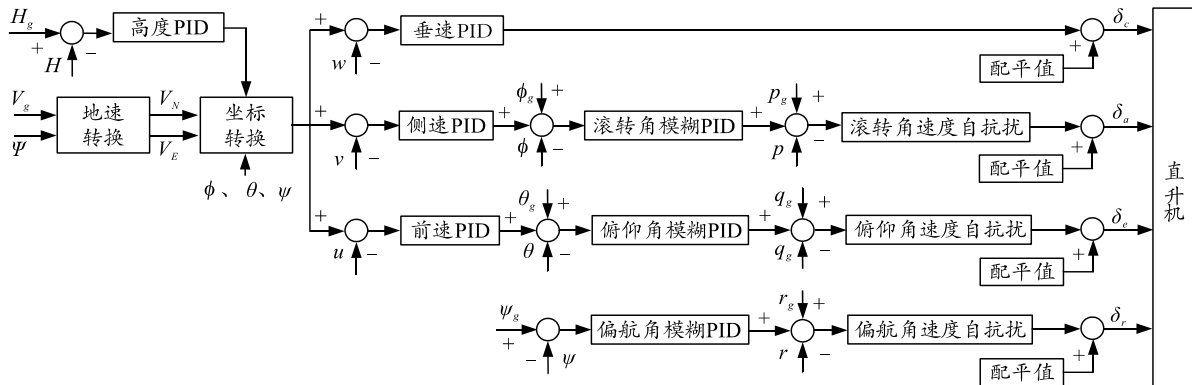


图 6 控制结构

上图中： H_g 为期望高度； V_g 为期望地速； ϕ_g 、 θ_g 、 ψ_g 为期望姿态角； p_g 、 q_g 、 r_g 为期望角速度； H

糊子集论域设为 $[-3, 3]$ ，根据仿真动态范围 $[e_{min}, e_{max}]$ ， $[e_{cmin}, e_{cmax}]$ ， $[\Delta k_{pmin}, \Delta k_{pmax}]$ ， $[\Delta k_{imin}, \Delta k_{imax}]$ ， $[\Delta k_{dmin}, \Delta k_{dmax}]$ 可以求得量化因子 k_e ， k_{ec} 和比例因子 $k_{\Delta k_p}$ 、 $k_{\Delta k_i}$ 、 $k_{\Delta k_d}$ 的公式为：

$$\left. \begin{aligned} k_e &= 6 / (e_{max} - e_{min}) \\ k_{ec} &= 6 / (e_{cmax} - e_{cmin}) \\ k_{\Delta k_p} &= 6 / (\Delta k_{pmax} - \Delta k_{pmin}) \\ k_{\Delta k_i} &= 6 / (\Delta k_{imax} - \Delta k_{imin}) \\ k_{\Delta k_d} &= 6 / (\Delta k_{dmax} - \Delta k_{dmin}) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

采用 Mamdani 的推理原则，用加权平均清晰化得到输出为：

$$\Delta k = \sum_{i=0}^n \mu_i x_i / \sum_{i=0}^n \mu_i \quad (11)$$

式中： μ 为隶属度； x 为模糊子集论域中的元素。可以得到优化后的增益为：

$$\left. \begin{aligned} k'_p &= k_p + \Delta k_p \\ k'_i &= k_i + \Delta k_i \\ k'_d &= k_d + \Delta k_d \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

以比例增益对误差 e 和误差导数 e_c 的影响以及工程经验为例，制定了模糊规则如表 2 所示。

表 2 比例增益变化值模糊推理规则

e_c	e						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	ZO	ZO
NM	PB	PB	PM	PS	PS	ZO	NS
NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS
ZO	PM	PM	PS	ZO	NS	NM	NM
PS	PS	PS	ZO	NS	NM	NM	NM
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB
PB	ZO	ZO	NM	NM	NM	NB	NB

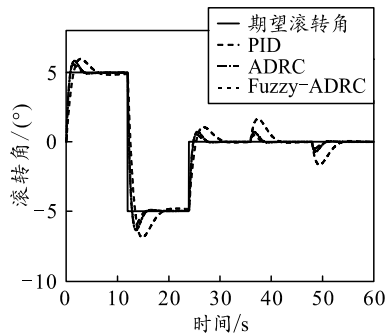
2.3 控制结构

基于上述模糊自抗扰控制器，对机动飞行控制分纵向、横向、航向、垂向 4 个通道搭建控制结构，具体结构如图 6 所示。

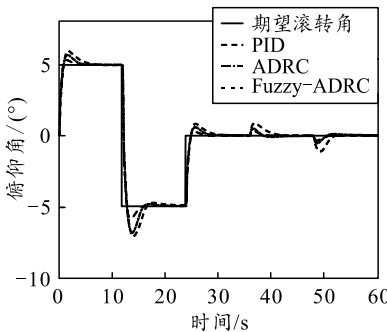
为反馈高度； u 、 v 、 w 为机体坐标系 3 轴速度； ϕ 、 θ 、 ψ 为反馈姿态角； p 、 q 、 r 为反馈角速度； V_N 、 V_E 分别为北向速度、东向速度； δ_e 、 δ_a 、 δ_r 、 δ_c 分别为纵向周期变距、横向周期变距、尾桨桨距和总距。

纵向通道的控制结构采用串级回路，角速度环采用自抗扰控制以提高系统快速性、稳定性以及抗干扰能力；在角速度环控制效果较好的前提下，姿态环采用模糊 PID 控制以提高姿态环的快速性；在此基础上，速度环只需使用 PID 控制就能实现稳定、快速跟踪。需注意的是，无人直升机低头时向前加速，抬头时减速，需对控制量反号处理。横向通道与纵向通道控制结构基本一致，角速度环采用自抗扰控制，姿态环采用模糊 PID 控制，速度环采用 PID 控制。在障碍滑雪机动转弯段中需要断开侧向速度回路，以保证协调转弯过程中实现滚转角稳定跟踪。航向通道处于航向随遇平衡状态，为完成机动飞行，要求航向通道的控制必须具有较强稳定性。角速度环采用自抗扰控制以提高稳定性，姿态环通过模糊 PID 控制实现稳定跟踪。鉴于被控对象垂向通道响应较好，内外环都采用常规 PID 控制。

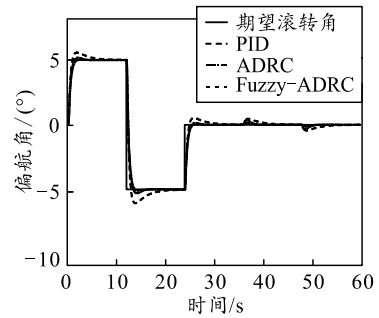
为验证模糊自抗扰控制器对于姿态的跟踪效果，在 Simulink 仿真环境中搭建的如图 6 所示的控制结构中，给定姿态信号为 5°的方波信号，为验证控制器的抗扰性能，在 36 s 处加入 5 (°)/s 的扰动，并在 48 s 处取消扰动作用，各通道的响应曲线如图 7 所示。



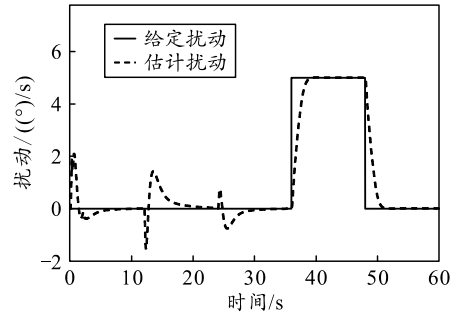
(a) 滚转角响应曲线



(b) 俯仰角响应曲线



(c) 偏航角响应曲线



(d) 扰动估计曲线

图 7 直升机姿态控制模态各通道的仿真结果

从图 7(d)可以看出，扩张状态观测器能够对给定扰动准确估计并补偿，对阶跃过程误差能够有效观测并补偿。对比姿态角响应曲线 7(a)、7(b)可知，在横向和纵向通道使用自抗扰控制虽然具有良好的抗干扰能力，但其跟踪性能改善不太明显，加入模糊控制后能够有效解决该问题。从图 7(c)可以看出，航向通道自抗扰控制的控制性能明显优于 PID 控制，加入模糊控制在响应以及抗干扰能力方面能够得到进一步提升。综上所述，引入自抗扰控制相比经典 PID 控制系统超调量减小、跟踪性能得到改善，在抗外界干扰方面有大幅提升；引入模糊控制使得各通道阶跃响应跟踪性能进一步增强，同时又提高了系统抗干扰能力。

3 仿真环境搭建

由于机动飞行对直升机模型准确性要求较高，建立置信度高的模型比较困难，所以采用现有成熟的动力学模型比较合适。FlightGear 是一款开源跨平台飞行模拟软件，由于其操纵品质逼真且预留了与外界数据通信 I/O 口等优势，可用来作为机动飞行仿真模型。笔者利用 FlightGear 内置的 UH-60 直升机与 Matlab 仿真环境的 UDP 通信方式进行机动飞行仿真平台搭建，整体框架如图 8 所示。

FlightGear 通过命令行参数开启与外部通信功能。笔者所用的命令行参数如下：

```
--generic=socket, in, 100, 127.0.0.1, 5501,
```

udp, simulinkinput

以 generic 通信协议通过本地 UDP 端口 5501，按照 simulinkinput.xml 的数据格式以 100 Hz 频率接收数据；

--generic=socket, out, 100, 127.0.0.1, 5502,

udp, simulinkoutput

以 generic 通信协议向本地 UDP 端口 5502，按照 simulinkoutput.xml 的数据格式以 100 Hz 频率发送数据。

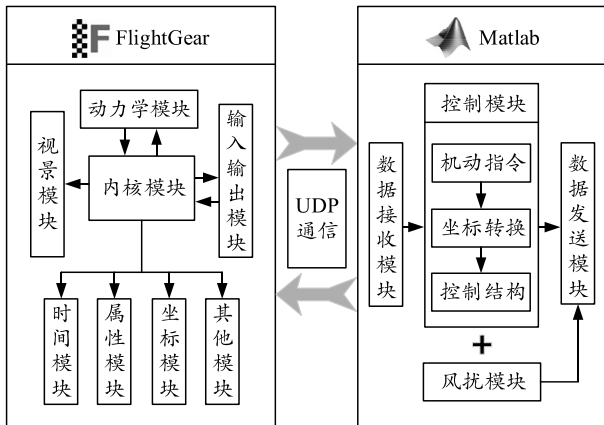


图 8 仿真系统整体框架

Simulink 整体框架如图 9 所示，主要包括数据接收模块、数据发送模块以及控制模块。数据接收模块负责接收按照自定义 simulinkoutput.xml 文件所要求的格式从 FlightGear 发送过来的数据，在 Simulink 中按照该文件格式进行解包处理，如图 9 中①部分所示；数据发送模块负责把仿真数据按照自定义 simulinkinput.xml 文件所要求的格式打包，并把数据包发送给 FlightGear，如图 9 中②部分所示；控制模块根据设计的机动飞行策略生成机动指令，经过一系列坐标转换生成控制指令，再通过控制回路生成控制量，并把设定的风扰数据一起输出给数据发送模块，如图 9 中③部分所示。

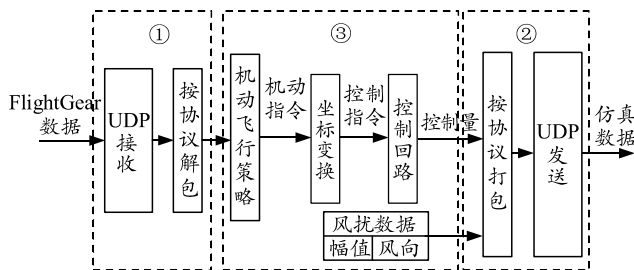


图 9 Simulink 仿真框架

为实时监测飞行数据，在上述仿真环境搭建后，引入基于 Qt 的仿真监控软件对仿真数据进行显示与存储。

仿真监控软件主要包括通信模块、显示模块和

电子地图模块。通信模块包括串口通信和 UDP 通信，包含了数据解析、数据存储与数据回放等功能；显示模块包括数据框显示以及虚拟仪表显示，实现了直升机飞行数据的可视化，方便操控人员准确地获取直升机的飞行状态；电子地图模块包括基本的地图操作、定位、航迹显示等功能。

4 仿真实验

基于上述控制器以及机动策略设计进行仿真验证，首先垂直爬升至期望高度 20 m，从空速 0 m/s 缓慢加速至 30 m/s，接着选取期望滚转角为 50°，软化速度 50 (°)/s 进行障碍滑雪机动，最后保持平飞。全过程飞行 3 维轨迹如图 10 所示，机动飞行过程仿真结果如图 11 所示。

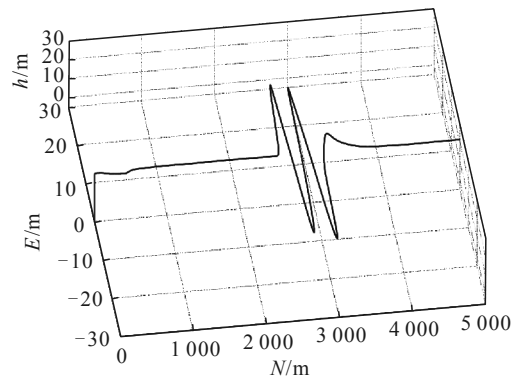
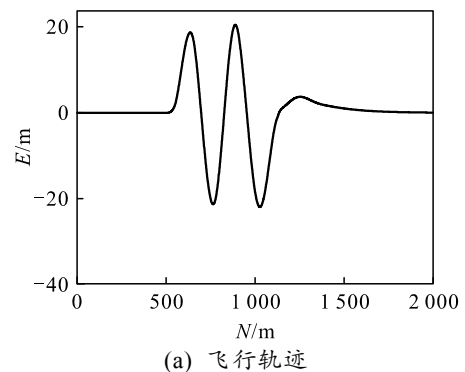
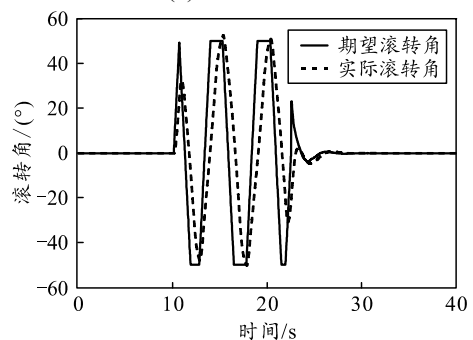


图 10 全过程飞行 3 维轨迹

从上图可以看出：在直升机垂直爬升、加速以及障碍滑雪机动过程中，飞行轨迹基本无误差。



(a) 飞行轨迹



(b) 滚转角响应曲线

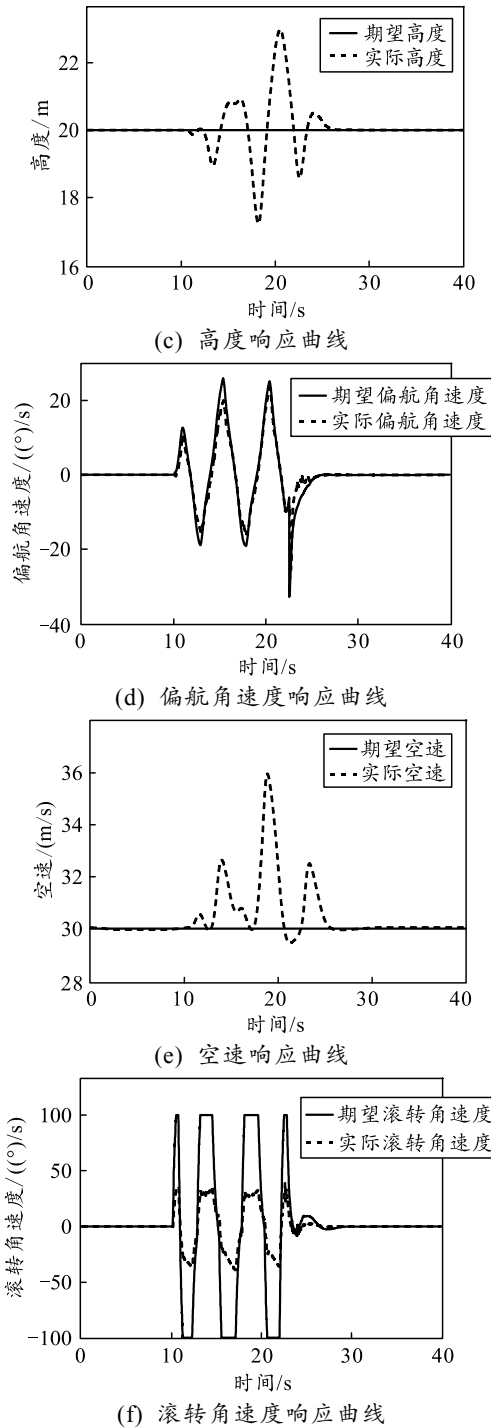


图 11 无风扰环境下机动飞行过程

从图 11(a)、(c)、(e)中可以看出：整个机动飞行过程中空速保持 30 m/s 左右，控制误差在 6 m/s 以内，高度保持 20 m 左右，控制误差在 3 m 以内，飞行轨迹各个转弯点在 ADS-33E-PRF 中要求的上下边界以内，符合 ADS-33E-PRF 所要求的性能指标。从图 11(f)可以看出，由于受模型特性约束，滚转角速度最大只能达到 35 (°)/s 左右，期望滚转角速度与实际滚转角速度存在大幅误差。此外，从图

11(b)、(d)可以看出，滚转角以及偏航角速度能够准确跟踪。综上所述，说明控制策略对于机动飞行控制有效。

为验证模糊自抗扰控制器的抗干扰能力，选取无风扰和给定风扰 2 种环境下进行仿真对比，给定风扰以及观测器估计扰动结果如图 12 所示。

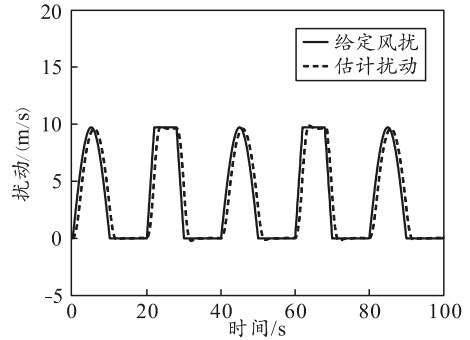
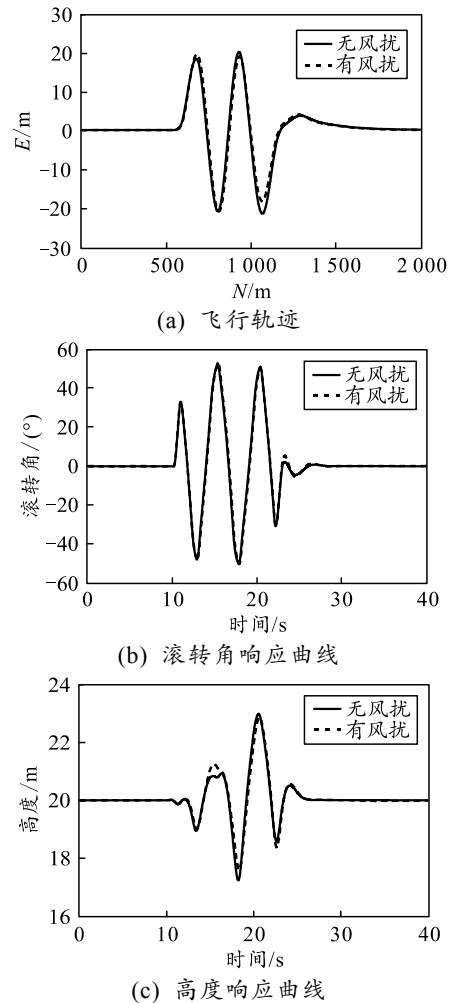


图 12 扰动响应曲线

从上图可以看出，估计幅值与风扰幅值一致，估计值的相位比实际值的相位存在滞后，说明扩张状态观测器对外界风扰能够有效估计。在上述 2 种环境下进行机动飞行仿真，仿真结果如图 13 所示。



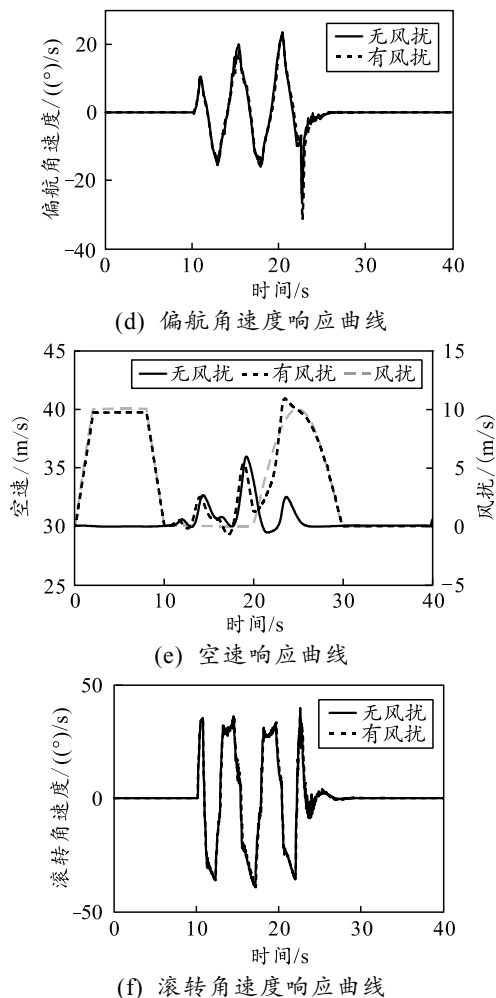


图 13 无风/有风环境下机动飞行过程

从图 13(a)、(c)可以看出,加入风扰后,机动飞行轨迹和高度基本无变化。图 13(e)采用双坐标格式,左侧为空速坐标,右侧为风扰坐标,从图中可以看出空速受风扰影响,幅值略等同于风扰和无风扰环境下空速之和,表明风扰环境下控制策略能够有效抵抗风扰,保持正常的机动飞行。从图 13(b)、(d)、(f)可以看出,加入风扰对于协调转弯过程影响不大,横航向状态量都在正常范围内,与无风扰条件下对比无明显变化,说明笔者采用的模糊自抗扰控制器能够有效的抵抗外部环境带来的未知扰动,进一步验证了控制策略的有效性。

5 结论

针对无人直升机在机动飞行过程中控制的高要求以及飞行过程中存在的各种扰动,笔者采用自抗扰控制与模糊控制相结合的复合控制策略。自抗扰

控制能够有效的抵抗扰动,结合模糊控制对姿态环在线调参,在改善抗扰性能的同时能够快速的跟踪控制指令。经过在无风扰和有风扰的环境下进行机动动作的仿真,验证了该控制策略的有效性以及良好的抗扰动能力。

参考文献:

- [1] 严强强, 盛守照, 林群馥. 无人纵列式直升机鲁棒保性能控制器[J]. 兵工自动化, 2018, 37(12): 34-38.
- [2] 陈祥兵, 王新华. 基于滑模变结构的无人直升机着舰控制研究[J]. 兵工自动化, 2019, 38(2): 11-15.
- [3] 周炎, 祖家奎, 陶德臣, 等. 无人直升机实时仿真系统设计与实现[J]. 电子测量技术, 2019, 42(21): 15-20.
- [4] NODLAND D, ZARGARZADEH H, JAGANNATHAN S. Neural Network-Based Optimal Adaptive Output Feedback Control of a Helicopter UAV[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems(S2162-237X), 2013, 24(7): 1061-1073.
- [5] NGO T D, CORNEL S. Model Predictive Control for Helicopter Shipboard Operations in the Ship Airwakes[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics(S0731-5090), 2016, 39(3): 574-589.
- [6] MA S, YANG G. Helicopter nonlinear dynamic inversion flight control model design[C]//International Conference on Control. IEEE, 2017: 155-161.
- [7] 孙勇, 章卫国, 章萌. 基于反步法的自适应滑模大机动飞行控制[J]. 控制与决策, 2011, 26(9): 1377-1381.
- [8] 李继广, 陈欣, 李亚娟, 等. 飞翼无人机机动飞行非线性鲁棒控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(1): 89-98.
- [9] KOPYT A, TOPCZEWSKI S, ZUGAJ M, et al. An automatic system for a helicopter autopilot performance evaluation[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology(S1748-8842), 2019, 91(7): 880-885.
- [10] YU B, KIM S, SUK J. Robust Control based on ADRC and DOBC for Small-Scale Helicopter[J]. IFAC-PapersOnLine(S2405-8963), 2019, 52(12): 140-145.
- [11] BASKETT B J. Aeronautical design standard performance specification handling qualities requirements for military rotorcraft[R]. ARMY AVIATION AND MISSILE COMMAND REDSTONE ARSENAL AL, 2000.
- [12] GAO Z. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning[C]//Proceedings of the 2003 American Control Conference. IEEE, 2003: 4989-4996.
- [13] 张静, 张华, 刘恒, 等. 微型四旋翼无人机模糊 PID 控制[J]. 兵工自动化, 2014, 33(6): 58-62.