

引用格式:坤娅,陈欣,李春涛.飞翼无人机蛇形机动鲁棒飞行控制设计[J].电光与控制,2017,24(8):44-50. KUN Y, CHEN X, LI C T. Robust flight control for snake maneuvering of fly-wing UAVs[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(8):44-50.

飞翼无人机蛇形机动鲁棒飞行控制设计

坤 娅, 陈 欣, 李春涛
(南京航空航天大学,南京 211100)

摘 要: 针对样例飞翼布局无人机航向不稳定并且拥有多组气动操纵面的特点,首先利用神经网络建立无人机逆模型,实现控制指令到多舵面之间的映射。在此基础上从滚转通道和偏航通道分析了蛇形机动控制原理,设计了基于线性最优二次型鲁棒控制和PI控制相结合的蛇形机动控制律,在实现滚转角和航迹角快速响应的同时快速消除侧滑角。从仿真结果来看,该控制律能够有效抵御外界干扰,维持系统的响应品质,保证控制的稳定性和鲁棒性。

关键词: 飞翼无人机;神经网络;鲁棒控制;蛇形机动

中图分类号: V249 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2017.08.010

Robust Flight Control for Snake Maneuvering of Fly-Wing UAVs

KUN Ya, CHEN Xin, LI Chun-tao

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China)

Abstract: Considering that the sample fly-wing UAV has the characteristics of unstable course and multiple actuators, we established the converse model of the UAV based on neural network, which could transform the controller outputs into actuator offsets. Then, we analyzed the principle of snake maneuver from the aspects of rolling and yaw angles, and designed a snake maneuver control law based on Robust Servomechanism Linear Quadratic Regulator (RSLQR) control and Proportional Integral (PI) control, which could ensure the rapid response of roll and track angles while getting rid of the sideslip angle rapidly. Simulation results shows that RSLQR-plus-PI control can resist the disturbance, maintain the properties of the controller, and guarantee the robustness and stability of fly-wing UAV more effectively.

Key words: fly-wing UAV; neural network; robust control; snake maneuver

0 引言

随着航空航天事业的发展,飞翼式无人机受到了世界各国极大的关注,目前飞翼式布局的无人机除美国的X-45和X-47B之外,还包括俄罗斯的鳐鱼、法国主导的神经元、英国的雷神、中国的利剑等。这充分说明飞翼布局无人机将在未来得到更大的发展,同时也说明人们对飞行器的性能提出了更高的要求。蛇形机动是一种反高炮、反导弹、反雷达机动,目的在于提高雷达跟踪误差和飞行过载,从而降低被射击的目的^[1]。但是由于飞翼布局无人机航向稳定性较弱,并且操纵面间耦合严重,经典控制在各种机动动作实现上不再具有高效性^[2]。

伴随着计算机技术的发展,高速DSP芯片和海量存储器技术日臻成熟,为许多现代控制理论在飞行器上的应用提供了条件。鲁棒控制理论(如 H_∞ 控制理论、无源化控制、L2增益分析、保性能控制等)、非线性微分几何理论、变结构控制理论、自适应、神经网络以及模糊控制等现代控制理论在飞行控制系统设计上有广泛的应用前景^[3]。在航空航天工程中,应用最广泛的控制方法除了经典的PID控制及其改进方法以外,鲁棒控制和自适应控制也得到了广泛的应用^[3]。1988年,DOYLE等人在全美控制年会上发表了具有里程碑意义的DGKF论文^[4],标志 H_∞ 控制理论的成熟,使 H_∞ 在几年内获得了成功,并且真正成为实用的工程设计理论;WISE K A将线性二次型方法和L1自适应方法成功运用于导弹以及小型飞行器^[5];MAHMOOD A^[6]提出了将 H_∞ 控制方法运用于导弹大迎角的机动控制,设计的自动驾驶仪结构简单,无需增益调度,而在整个飞行

收稿日期:2016-08-24

修回日期:2016-09-10

作者简介:坤 娅(1990—),女,四川茂县人,硕士生,研究方向为飞行器控制。

包线内都具有满意的跟踪效果和鲁棒性^[7]；刘淑祥等人提出了基于动态逆的神经网络超机动飞行控制；阮晓钢等人发展了非线性动态逆神经元解耦飞行控制方法^[8]。

为了兼顾鲁棒性和稳定性,提高无人机的机动性,本文提出了基于鲁棒伺服控制和 PI 控制相结合的控制结构,从而实现对控制指令快速无静差的跟踪。

1 问题描述

样例无人机结构如图 1 所示。无人机一共有 8 个舵面,位于翼面尾部的舵面 1,2,3,5,6,7 为升降副翼舵,联动为升降舵,差动为副翼舵,舵面 4 和 8 位于机翼上,单偏作为方向舵。

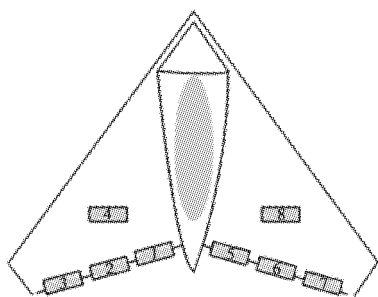


图 1 样例无人机结构图

Fig. 1 Configuration of sample UAV

该样例飞翼布局无人机全机没有平尾、垂尾、鸭翼等安定面。其结构效率较高,可以实现更大的载油量和起飞质量,有着更好的隐身性,但航向稳定性较弱。操纵面数量的增加,提高了无人机的气动冗余能力和机动性能,但是操纵耦合性加强,增加了蛇形机动控制的难度。

水平蛇形机动是一种在水平面内的滚转与偏航运动交叉,同时保持高度的机动飞行方式。机动过程中,需要实现对滚转和航迹的快速调整,并且无人机需要具有快速消侧滑的能力,避免其激励出复杂的滚转和偏航交叉力矩,影响机动响应品质。

为了解决蛇形机动控制中存在的多操纵面问题,本文设计了基于角加速度伪指令鲁棒伺服控制,其横侧向总体结构如图 2 所示。控制律的设计主要包含了基于神经网络的无人机逆模型和基于角加速度伪指令的蛇形机动控制律两部分。

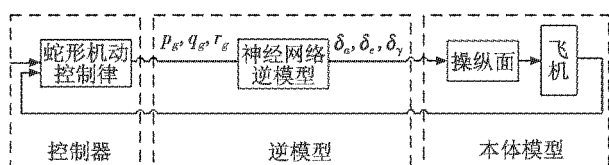


图 2 蛇形机动控制律总体框架

Fig. 2 Configuration of snake maneuver control law

2 控制律设计理论基础

前馈神经网络使用梯度下降法,由信息正向传播和误差逆向传播两部分组成。信息正向传播主要由输入信号从输入层至隐藏层单元逐层传播,最后到达输出层,每一层神经元状态只影响下一层神经元状态;在输出层不能得到期望输出的情况下,则转入误差逆传播,将输出信号的误差沿原来的连接通路返回;最后通过迭代运算求解权值,使得误差信号减小,直至收敛至期望目标^[9]。

前馈神经网络由于具有理论上可逼近任意非线性连续映射的能力,因而非常适合于非线性系统的建模及控制,而串级前馈神经网络在原有前馈神经网络的基础上,增加了各层之间的跨层连接,并且通过最大化神经元的输出与网络误差之间的相关性来训练相关参数,提高了训练速度和精度^[10],如图 3 所示。

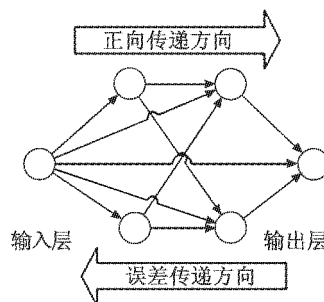


图 3 双层串级前馈神经网络结构图

Fig. 3 Double layer cascade-forward neural network

考虑拟合精确度与计算优势,本文选取串级前馈神经网络进行无人机逆模型的拟合,实现角加速度伪指令到舵面之间的映射。

鲁棒伺服控制原理如下文所述。

线性有界时不变系统为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + E_w \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (1)$$

式中, x 为状态变量; u 为控制输入; A 为系统矩阵; B 为控制输入矩阵; C 为控制输出矩阵; D 为前馈矩阵; E_w 为未知的有界扰动。假设系统可控可观,并且输入信号 r 的维数小于或等于系统输出的维数(即 $n_y > n_r$),将系统的指令误差作为一个新的状态量^[11],在对系统的状态量进行多阶微分后,输入信号会先收敛,这种控制思想强化了对指令误差的积分作用,使系统可以快速、无静差地跟踪指令信号,从而构建了一个新的伺服模型,其结构为

$$\dot{z} = \tilde{A}z + \tilde{B}\mu \quad (2)$$

式中: $z = \begin{bmatrix} e \\ x \end{bmatrix}$; $\tilde{A} = \begin{bmatrix} 0 & C \\ 0 & A \end{bmatrix}$; $\tilde{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ B \end{bmatrix}$ 。

已知系统的型别等于系统的积分个数,且和系统的输入信号类型有关。对于常值信号,只需要增加一个积分器就可以生成1型系统。而对于斜坡输入来说,需要增加两个积分产生2型系统来保证系统指令的跟踪^[12]。本例中考虑将输入设为常值信号。

将最优线性二次型LQR的方法运用于伺服模型构成鲁棒伺服模型(RSLQR),如图4所示。其中, x 是状态反馈, y_c 是可控输出, μ 是舵面的输入, r 是输入信号。

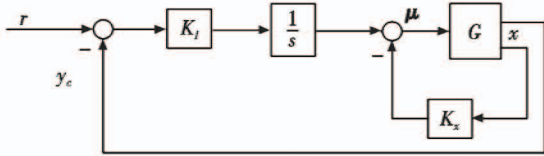


图4 鲁棒伺服控制结构

Fig.4 Block diagram of robust servomechanism

考虑无限时间区间上的二次性能指标,即

$$J = \int_0^{\infty} z^T Q z + \mu^T R \mu dt \quad (3)$$

权重 Q 和 R 阵分别为 $Q = Q^T \geq 0, R = R^T \geq 0$,再利用 Q 和 R 阵求解Riccati方程,即

$$P\tilde{A} + \tilde{A}^T P - P\tilde{B}R^{-1}\tilde{B}^T P + Q = 0 \quad (4)$$

可以求得最优反馈增益矩阵

$$K_c = R^{-1}\tilde{B}^T P \quad (5)$$

式中, $K_c = [K_I \quad K_x]$ 。从而得到系统输入为

$$\mu = -K_x x + K_I \int (r - y_c) dt \quad (6)$$

LQR的方法保证了闭环系统的稳定性,使系统的特征值位于左半复平面内 $Re(\tilde{A}) < 0$,随着时间 $t \rightarrow \infty$,系统状态调节到零,控制律输入为零^[11]。

3 蛇形机动控制律设计

由于该飞翼布局无人机具有多组操纵面,所以控制律输出与操纵面一一对应的控制方法已经不再适用。本文采用控制律输出为三轴角加速度,而本体模型的输入为舵面偏转量,故通过基于神经网络的逆模型,实现角加速度伪指令到舵面之间的映射,从而改变无人机的飞行状态。

蛇形机动控制律横侧向控制主要为滚转通道和偏航通道。滚转通道为蛇形机动的主控通道,偏航通道主要为增稳控制和快速消除侧滑角,协调转弯。

3.1 基于神经网络的逆模型

根据飞行力学可知角加速度和力矩之间的关系为

$$\begin{cases} \bar{L} = \dot{p}_g I_x \\ M = \dot{q}_g I_y \\ N = \dot{r}_g I_z \end{cases} \quad (7)$$

式中: \bar{L}, M, N 分别为三通道对应的合力矩; $\dot{p}_g, \dot{q}_g, \dot{r}_g$ 分

别为控制律输出的三通道角加速度伪指令。通过式(7)就可将控制律输出的三轴角加速度伪指令转变为三轴的合力矩,从而作为逆模型的输入信号。

神经网络逆模型的拟合需要系统进行充分的离线学习,使得闭环系统控制达到稳定。根据无人机的气动数据库,神经网络逆模型的拟合主要步骤为:

1) 输入层的选择,根据气动数据库的特点,神经

网络的输入个数为4,分别为三轴力矩和迎角 $\begin{bmatrix} \bar{L} \\ M \\ N \\ \alpha \end{bmatrix}$;

2) 输出层的选择,神经网络的输出为5个舵面偏转量 $[D_{v3} \quad D_{v2} \quad D_{v4} \quad D_{v1} \quad D_{v5}]^T$,故神经网络的输出个数为5;

3) 隐藏层的选择,隐藏层的个数并没有确定的方法,本次拟合主要是通过仿真对比,综合仿真精度以及神经网络的拟合时间,本次选择3个隐藏层,每层10个节点,所有神经元的激励函数均为Sigmoid函数,输出函数为Purelin函数来进行无人机逆模型的拟合,其具体网络拓扑结构如图5所示。

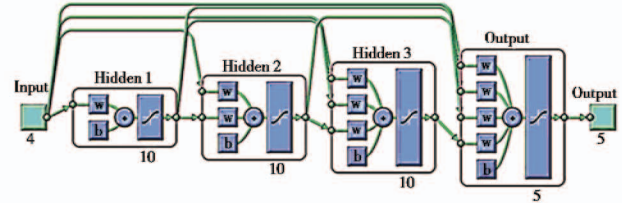


图5 串级前馈神经网络结构图

Fig.5 Configuration of cascade-forward neural network

3.2 增稳控制律设计

由于无人机不具有垂尾等安定面,滚转模态、螺旋模态均处于发散状态,故首先进行增稳控制律的设计。利用角速率和气流角反馈能够有效达到增稳的目的,即

$$\begin{cases} \dot{p}_g = K_p^p p + K_r^p \beta \\ \dot{r}_g = K_r^r r + K_r^p \beta \end{cases} \quad (8)$$

式中: $K_p^p = -0.05; K_r^p = -0.1; K_r^r = -0.05; K_r^p = 0.12$;

\dot{p}_g 为滚转通道伪指令; \dot{r}_g 为偏航通道伪指令。在偏航通道引入偏航角速率信号可以提高荷兰滚阻尼,引入侧滑角信号可以增加航向稳定性。在滚转通道引入角速率信号增加滚转阻尼,引入侧滑角信号通过副翼产生的滚转力矩来减小横滚静稳定力矩,从而改善飞机的操纵特性。

3.3 基于鲁棒控制的机动控制律设计

3.3.1 滚转通道

根据3自由度质点运动方程可知,航迹角变化的

数学模型为

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = -\frac{a_z}{V \cos \gamma} \sin \mu; \\ \dot{\gamma} = V \cos \mu \sin \varphi \end{cases} \quad (9)$$

由此可见,快速建立航迹倾斜角和航迹滚转角是进行蛇形机动控制的关键,本次采用滚转角信号作为机动的控制指令。

选择海拔高度 1000 m, 2°迎角, 飞行指示空速为 120 m/s, 无人机滚转通道控制回路状态方程为

$$\begin{cases} \dot{p} = A p + B \dot{p}_g \\ \dot{p}_c = C p + D \dot{p}_g \end{cases} \quad (10)$$

式中: $A = -7.1$; $B = 1.0$; $C = 57.3$; $D = 0$; \dot{p}_g 表示控制输入; p_c 表示滚转角速率的可控输出。

引入状态误差之后的伺服模型为 $\dot{z} = \tilde{A} z + \tilde{B} \mu$, 其中, $z = \begin{bmatrix} p_g - p \\ x \end{bmatrix}$, $\tilde{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -7.1 \end{bmatrix}$, $\tilde{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1.0 \end{bmatrix}$ 。

根据 LQR 的性能指标可以得知误差的二次性能指标为

$$J = \int_0^{\infty} e^T Q e + \mu^T R \mu dt \quad (11)$$

设计时选取 R 阵为单位阵。为了充分体现对误差的积分作用, 并且保证矩阵 $(\tilde{A}, Q^{1/2})$ 可观, 选择如下 Q 阵

$$Q = \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

该 LQR 设计时通过在一定范围内选取合适的增益矩阵, 即由小到大选择不同的 q_{11} , 根据在不同 q_{11} 情况下系统的时域和频域响应来选择合适的 Q 阵, 从而确定设计所需要的最优增益矩阵。

对于该样例无人机的典型飞行条件, 选择 $q_{11} = [1 \ 10 \ 50 \ 100 \ 500]$, 然后计算相应的控制增益 K_c 。

由图 6 可见, 随着 q_{11} 的增加, 增益矩阵越大, 系统响应越快, 越有利于飞机快速改变姿态, 但是随着控制增益变大, 超调也会增加, 并且由于舵面响应增快, 容易导致舵面饱和以及速率饱和, 系统非线性增强, 鲁棒性减弱, 容易将噪声引入, 使系统对高频动态敏感^[11]。所以综合时域和频域的响应品质, 选取条件 $q_{11} = 10$, 根据 LQR 的计算方法即可求得当前的增益矩阵为 $K_c = [-0.15 \ -1.75]$, 系统响应品质如表 1 所示。

表 1 滚转角速率控制响应品质

Table 1 Bank angular velocity response quality

| t_s/s | $w_b/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | $\gamma/(\text{°})$ | $w_c/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ |
|---------|--|---------------------|--|
| 0.6 | 3.9 | 74.7 | 2.87 |

表 1 中: t_s 为上升时间; w_b 为带宽; γ 为相角裕度;

w_c 为截止频率。

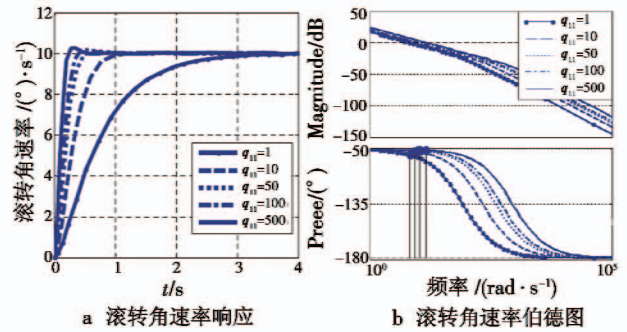


图 6 滚转角速率响应品质

Fig. 6 Response quality of bank angular rate

由

$$\begin{cases} \dot{p} = K_p^p \beta + K_p^p p + K_p^{IP} \int p - p_g dt \\ p_g = K_p^\phi (\phi - \phi_g) \end{cases} \quad (13)$$

得到滚转角控制律, 滚转角响应品质如表 2 所示。

表 2 滚转角响应品质

Table 2 Bank angle response quality

| t_s/s | $w_b/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | h/dB | $\gamma/(\text{°})$ | $w_x/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | $w_c/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ |
|---------|--|---------------|---------------------|--|--|
| 2.2 | 1.19 | 24.5 | 81.8 | 0.99 | 10.3 |

表 2 中: h 为幅值裕度; w_x 为穿越频率。

在滚转角控制律的基础上增加 PI 控制, 构成航迹跟踪控制律。其结构表达式为

$$\begin{cases} \dot{\phi}_g = K_p^y (\dot{Y} - \dot{Y}_g) + K_p^{iy} \int \dot{Y} - \dot{Y}_g dt + K_p^v (\varphi - \varphi_g) \\ \dot{Y}_g = K_p^y (Y - Y_g) + K_p^v \dot{Y} \end{cases} \quad (14)$$

侧偏距回路采用“比例+阻尼”, 引入 \dot{Y} 作为侧偏距的阻尼, 提高侧偏距回路的响应品质。侧偏距的响应品质如表 3 所示。

表 3 侧偏距响应品质

Table 3 Side distance response quality

| t_s/s | $w_b/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | h/dB | $\gamma/(\text{°})$ | $w_x/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | $w_c/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ |
|---------|--|---------------|---------------------|--|--|
| 12.5 | 0.273 | 17.2 | 69.3 | 0.15 | 0.72 |

3.3.2 偏航通道

偏航通道的控制要在保证飞机航向稳定的基础上, 同时具有快速消除侧滑角的能力。

由于无人机在剧烈滚转时, 旋转轴和速度轴不重合, 所以会造成侧滑角与迎角交叉互换, 进一步加剧纵向和横向通道耦合。在气流坐标系下, 根据侧力的运动方程

$$Y = mV\dot{\beta} + mV(-p \sin \alpha + r \cos \alpha) \quad (15)$$

等式右边的括号内 $-p \sin \alpha + r \cos \alpha$ 即为迎角和侧滑角交叉耦合项, 在小迎角情况下, 可以将该部分简化为

$$\dot{\beta} = -p + r \cos \alpha \quad (16)$$

将 $\dot{\beta}$ 引入偏航通道,作为侧滑角的微分控制,可以更快消除侧滑角,同时引入侧滑角的积分项,进一步消除侧滑角的静差。

同时,由于滚转所带来附加的恒定偏航角速率

$$r_b = \frac{g}{V} \cos \theta \sin \phi \quad (17)$$

该角速率信号会使方向舵在滚转的过程中带来不希望的偏航运动,故采用滚转角补偿的方式,如

$$\dot{r}_b = K_r^\phi \phi \quad (18)$$

所示,来消除该部分偏航角速率带来的方向舵出舵。从而得到了最终的方向舵控制律,即

$$\dot{r} = K_r^\alpha r + K_r^\beta \beta + K_r^\phi \phi + K_r^{\int \beta} \int \beta dt + K_r^{\dot{\beta}} (-p + r \cos \alpha) \quad (19)$$

在协调转弯飞行时由于存在滚转角 ϕ ,同样会产

生恒定的俯仰角速度

$$q_b = \frac{g}{V} \cos \theta \sin \phi \tan \phi \quad (20)$$

附加的俯仰阻尼力矩 q_b ,进一步加剧了高度的损失。采用将滚转角信号引入到升降舵,使升降舵出额外的负舵,补偿由于 q_b 带来的俯仰阻尼力矩造成的高度损失,即

$$\dot{q}_b = K_q^\phi |\phi| \quad (21)$$

同时发动机协调操纵,从而保持飞行速度,进而保证蛇形机动的响应品质^[13]。

最后利用ASE滤波器对角速率信号进行噪声抑制,调高角速率信号的品质。整个横侧向的控制律结构如图7所示^[14]。

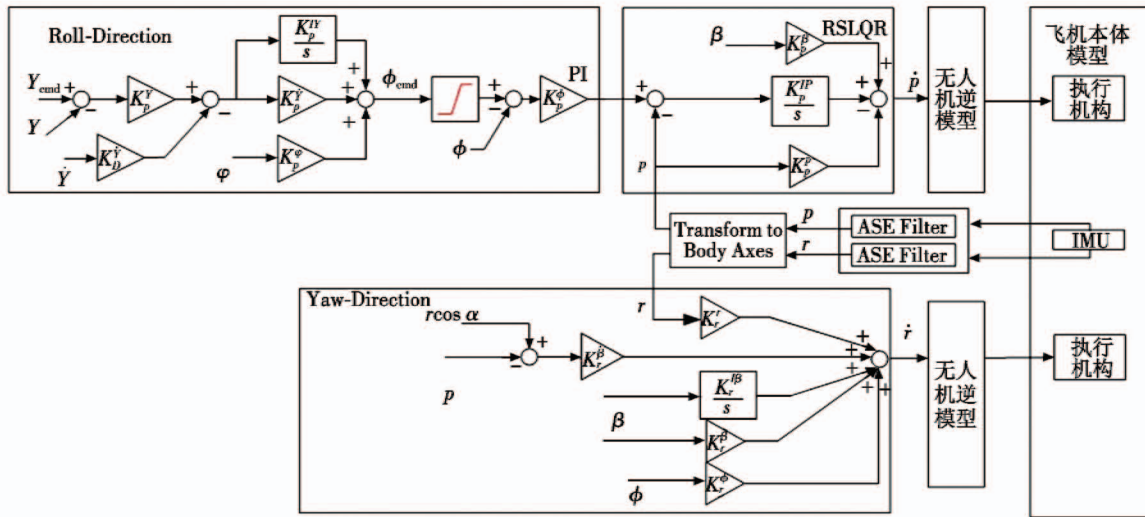


图7 蛇形机动控制律横侧向总体结构

Fig.7 Lateral-directional flight control architecture of snake maneuver

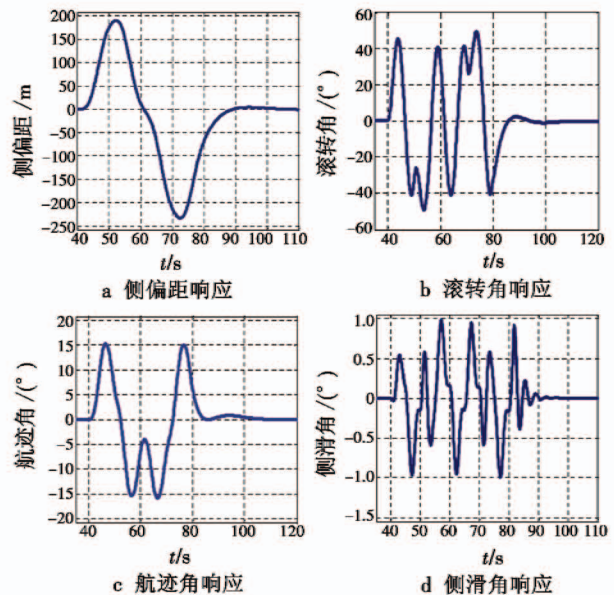
4 蛇形机动仿真验证

为了验证控制律的控制效果,在海拔1100 m,空速保持170 m/s,进行蛇形机动的仿真。在40 s时,给出蛇形机动滚转角控制指令,指令形式如式(22)所示,蛇形机动的各响应如图8所示。

$$\phi_{cmd} = \begin{cases} 60 \sin(0.2\pi(t-t_0)) & t_0 \leq t < t_0 + 10 \text{ 或} \\ & t_0 + 30 < t \leq t_0 + 40 \\ -60 \sin(0.2\pi(t-t_0)) & t_0 \leq t \leq t_0 + 10 \end{cases} \quad (22)$$

根据图8可以看出,该无人机的航迹类似“S”,控制律在3 s内建立了45°的滚转角,使无人机迅速产生侧向力和力矩。在机动过程中,侧滑角在±1°之间,说明副翼舵和方向舵协调消侧滑的机制达到了非常理想的效果。由于滚转带来的高度损失,在经过高度补偿环节以后,高度的振荡不足3 m,俯仰角振荡1°左右。

蛇形机动控制的响应总体比较理想。



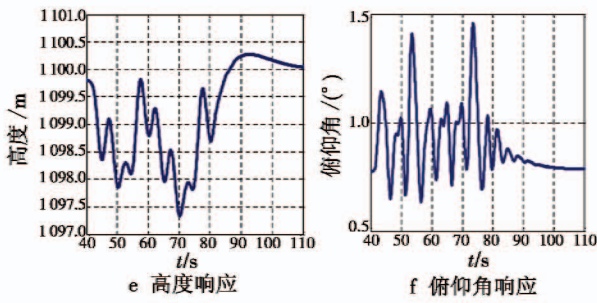
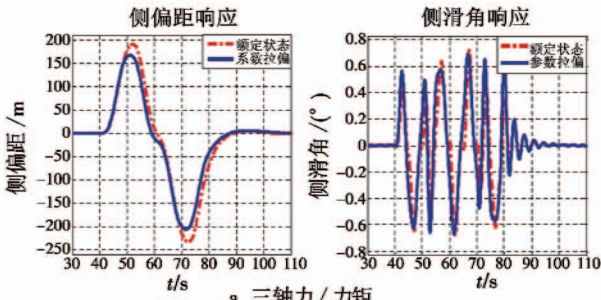


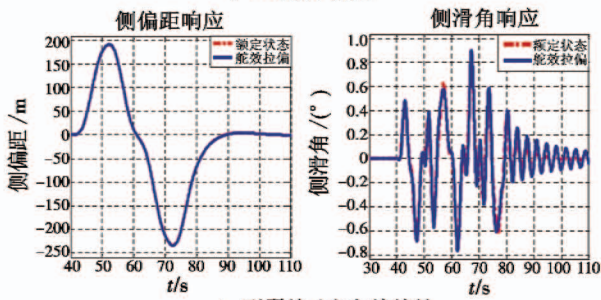
图 8 蛇形机动的系统响应

Fig. 8 Snake maneuver responses

为了进一步验证控制律的鲁棒性,在非线形情况,对整个飞行过程进行两种干扰仿真。第一种是对无人机本身气动力,力矩系数拉偏(主要包括三轴力和力矩系数的拉偏,拉偏 150%,侧力和滚转力矩拉偏 150%),以及方向舵和副翼舵舵效的拉偏 50%^[15];第二种为外界的风扰动,在 30 s 时加入风扰动,分别为水平方向 $\pm 25\text{m/s}$ 的常值风干扰, $\pm 25\text{m/s}$ 的侧风干扰^[16]。通过观察横向的侧偏距,侧滑角响应,纵向的高度以及俯仰角响应来验证控制律的可行性,如图 9 ~ 图 10 所示。



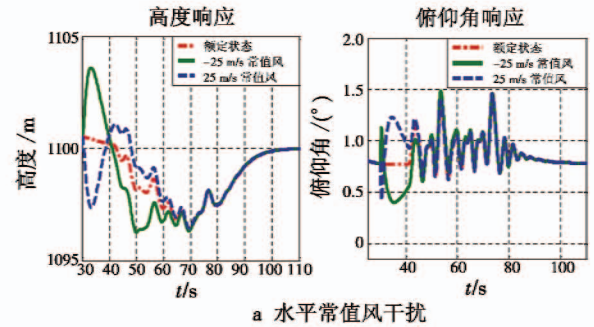
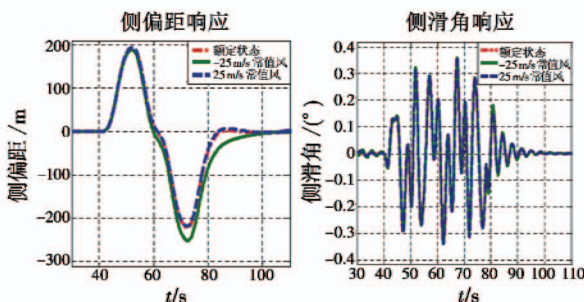
a 三轴力/力矩



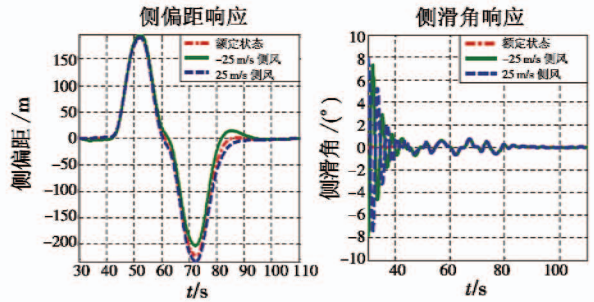
b 副翼舵/方向舵舵效

图 9 三轴力/力矩与副翼舵/方向舵舵效拉偏响应

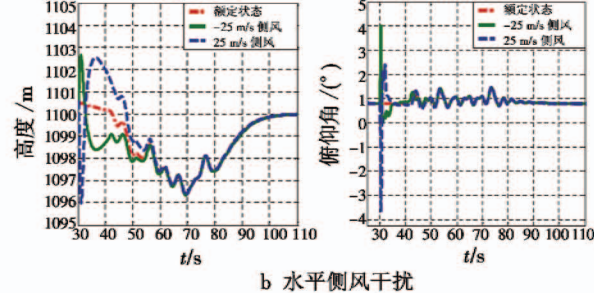
Fig. 9 Three forces, moment coefficient and actuator efficiency deviation response



a 水平常值风干扰



b 水平侧风干扰



b 水平侧风干扰

图 10 水平常值风与水平侧风干扰响应

Fig. 10 Disturbance under horizontal and side wind

由图 9a 可见,在气动力和力矩拉偏 1.5 倍的条件 下,由于气动效应增强,内环控制响应变快,导致侧偏 距稍有减少,但是蛇形机动响应依然非常理想。

由图 9b 可见,在舵效拉偏减弱至 0.7 倍的条件 下,侧偏距响应基本无影响,但是由于舵效减弱,方向 舵和副翼消侧滑的能力下降。在 80 s 以后,侧滑角呈 现较为剧烈的振荡收敛的状态。如果舵效进一步降 低,将会导致侧滑角无法收敛,副翼舵、方向舵随侧滑 角振荡。

由图 10a 可见,在水平负风干扰下,初始时刻无人 机的真空速增加,迎角、爬升角、俯仰角均增大,飞机抬 头,高度增大。由于负向风使无人机真空速增加,所以 蛇形机动侧偏增加,侧滑角加大,但无人机仍然能保持 正常的蛇形机动,保证侧滑角在 $\pm 1^\circ$ 范围内,说明控制 效果理想。

由图 10b 可见,侧风干扰对侧滑角的影响非常大, 在 30 s 时,负侧风的干扰下,飞行速度矢量迅速变化, 侧滑角会增大至 -8° ,但是由于良好的消侧滑机制,在 10 s 内侧滑角基本被消除。40 s 开始蛇形机动,侧滑

角被控制在 $\pm 1^\circ$ 范围内,控制效果理想。

经过仿真拉偏和风扰动仿真后可知,基于鲁棒控制和 PI 控制相结合的蛇形机动控制律鲁棒性强、响应快,能达到蛇形机动的控制要求,进一步验证了该控制律在机动过程中的有效性。

5 结束语

本文以飞翼布局无人机为对象,通过基于神经网络的逆模型实现三轴角加速度伪指令到舵面之间的映射。基于鲁棒控制和 PI 控制相结合的方法设计了蛇形机动控制律,控制律的设计充分考虑了该无人机的动态特性,进行了增稳控制律设计,并且对滚转带来的各通道之间的耦合进行了相应的补偿,快速消侧滑机制也达到了非常理想的效果。经过两种典型的气动系数拉偏以及外界风扰动的仿真,验证了该蛇形机动控制律较强的稳定性和鲁棒性,说明该控制律具有良好的理论研究与工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] LI S P, GAO Z H. Design of a maneuver generator and S maneuver simulation[J]. *Flight Dynamics*, 2004, 23(2): 19-22.
- [2] NESLINE F W, ZARCHAN P. Why modern controllers can go unstable in practice[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 1984, 7(4): 495-500.
- [3] PACHTER M, CHANDLER P R, SMITH L. Maneuvering flight control[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2012, 35(3): 368-374.
- [4] DOYLE J C, GLOVER K, KHARGONEKAR P. State-space solutions to standard H_2 and H_∞ control problems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1988, 34(8): 831-847.
- [5] WISE K A, LAVRETSKY E, HOVAKIMYAN N, et al. Verifiable adaptive flight control: UCAV and aerial refueling[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008: 1-26.
- [6] MAHMOOD A, KIM Y, PARK J. Robust H_∞ autopilot design for agile missile with time-varying parameters [J]. *IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems*, 2014, 50(4): 3082-3089.
- [7] LIN C F, CLOUTIER J R, EVERS J H. High-performance, robust, bank-to-turn missile autopilot design [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2012, 35(1): 46-53.
- [8] 朱家强,朱纪洪,郭锁凤,等. 基于神经网络的鲁棒自适应逆飞行控制[J]. *控制理论与应用*, 2005, 22(2): 182-188.
- [9] 洪炳熔,金飞虎,高庆吉. 基于蚁群算法的多层前馈神经网络[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2003, 35(7): 823-825.
- [10] 周志华. 机器学习[M]. 北京:清华大学出版社, 2016.
- [11] LAVRETSKY E, WISE K A. Robust and adaptive control with aerospace applications[M]. Berlin: Springer, 2013: 367-372.
- [12] 朱熠,陈欣,李春涛,等. 基于鲁棒最优方法的无人机动态投影控制[J]. *系统工程与电子技术*, 2015, 37(9): 2088-2095.
- [13] WANG J. Study on automatic flight simulation of several typical maneuvers[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [14] WIESE K, DIERKS M, KERKEMEYER B, et al. Linear and nonlinear aircraft flight control for the AIAA controls design challenge [C]//Astronautics Conference Guidance, Navigation, and Control, 1992. doi: 10. 2514/6. 1992-4628.
- [15] DAVIDON R. Flight control design and test of the Joint Unmanned Combat Air System (J-UCAS) X-45A[C]//AIAA The 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit, 2004. doi: 10. 2514/6. 2004-6557.
- [16] 朱熠,陈欣,李春涛,等. 风扰动下的飞翼无人机静态投影控制[J]. *兵工学报*, 2015, 36(7): 1237-1246.
- [15] YANG J B, WANG Y M, XU D L, et al. The evidential reasoning approach for MADA under both probabilistic and fuzzy uncertainties [J]. *European Journal of Operational Research*, 2006, 171(1): 309-343.
- [16] YANG J B. Rule and utility based evidential reasoning approach for multiattribute decision analysis under uncertainties[J]. *European Journal of Operational Research*, 2001, 131(1): 31-61.
- [17] YANG J B, XU D L. Evidential reasoning rule for evidence combination [J]. *Artificial Intelligence*, 2013, 205: 1-29.
- [18] CHANG L L, ZHOU Z J, YOU Y, et al. Belief rule based expert system for classification problems with new rule activation and weight calculation procedures [J]. *Information Science*, 2016, 336(1): 75-91.

(上接第 19 页)