

基于神经网络动态逆的微型飞行器半实物仿真*

武国辉^{1,2}, 王正杰¹, 范宁军¹, 李 杰¹, 吕 婧¹

(1 北京理工大学宇航科学技术学院, 北京 100081; 2 武汉军械士官学校, 武汉 430075)

摘 要:针对微型飞行器易受外界干扰, 难于控制的特点, 在经典 PID 控制的基础上, 引入神经网络动态逆方法, 设计复合控制律。基于 Matlab 建立微型飞行器的 Simulink 仿真模型。控制器、舵偏角传感器等物理实物通过 RS232 串口连接, 搭建半实物仿真环境。仿真结果表明, 该方案能有效地控制微型飞行器按照预定航线, 以稳定的姿态飞行, 具有较强的鲁棒性。

关键词:微型飞行器; 动态逆; 神经网络; 半实物仿真

中图分类号: TJ765.4 **文献标志码:** A

Hardware-in-the-loop Simulation of MAV with Dynamic Inversion of Neural Network

WU Guohui^{1,2}, WANG Zhengjie¹, FAN Ningjun¹, LI Jie¹, LV Jing¹

(1 School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2 Wuhan Ordnance N. C. O School, Wuhan 430075, China)

Abstract: The micro-aerial vehicle(MAV) is easy to be disturbed by exterior factors and hard to control. Based on traditional PID control methods, a multiple control scheme is designed by importing dynamic inversion of neural network. A Simulink model of MAV is built by Matlab and hardware-in-the-loop Simulation is constructed through RS232, by controller, sensor of rudder angle and other physical hardware. The simulation outcomes demonstrate that the scheme not only can effectively control the MAV with a steady attitude flying in a desired course, but also has a strong robustness.

Keywords: micro-aerial vehicle; dynamic inversion; neural network; hardware-in-the-loop

0 引言

微型飞行器体积小、成本低, 气动布局受限。对于某型固定翼微型飞行器来说, 它的可操纵气动面仅有一片全动垂直尾翼和左、右各一片全动水平尾翼, 受外界环境如阵风影响很大, 需要高性能的飞行控制系统才能顺利完成赋予的特殊使命。神经网络动态逆的控制方法综合运用了自适应控制和智能控制的思想, 具有复杂环境下的控制能力, 在半实物仿真中得到了检验。

1 微型飞行器 Simulink 仿真模型

1.1 搭建 Simulink 模型

本仿真模型建立的基础是 Matlab 里的 Simulink。Matlab 是一款强大的工程计算和仿

真软件。Simulink 集成在 Matlab 软件包中, 是一个多领域仿真和基于模型的动态系统设计平台, 可以准确地进行系统的设计、仿真、应用、测试和控制^[1]。在机体坐标系中:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m(\dot{\mathbf{V}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}) \quad (1)$$

式中: \mathbf{F} 为外力, F_x 、 F_y 、 F_z 分别为外力在各标轴上的分量, m 为飞行器总质量, \mathbf{V} 为对地速度, $\boldsymbol{\omega}$ 为角速度。

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中, u_B 、 v_B 、 w_B 分别为速度在各标轴上的分量。

* 收稿日期: 2008-02-26

基金项目: 总装基金; 国防科工委预研基金资助

作者简介: 武国辉(1979-), 男, 河北衡水人, 讲师, 博士, 研究方向: 微型武器系统。

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: p, q, r 分别为滚转角速度、俯仰角速度、偏航角速度, ϕ, θ, ψ 分别为滚转角、俯仰角、偏航角。

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{M}_B = \begin{bmatrix} \mathbf{L} \\ \mathbf{M} \\ \mathbf{N} \end{bmatrix} = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \quad (5)$$

式中: \mathbf{M}_B 为外力矩, $\mathbf{L}, \mathbf{M}, \mathbf{N}$ 分别为滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩, \mathbf{I} 为惯量矩阵。

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $I_{xx}, I_{xy}, I_{xz}, I_{yx}, I_{yy}, I_{yz}, I_{zx}, I_{zy}, I_{zz}$ 为惯量积^[2]。

根据以上各式,利用 Simulink 的航空航天工具箱搭建微型飞行器模型,如图 1 所示。模型的输入量为舵偏角,输出量为飞行状态量(空间位置、速度,姿态角度、角速度)。

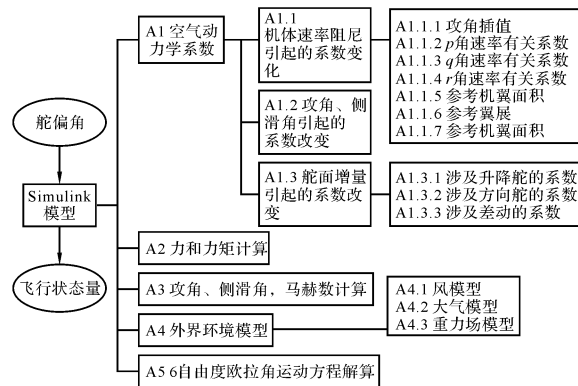


图 1 微型飞行器 Simulink 模型结构

1.2 确定空气动力学系数

空气动力学系数由以下分量构成: C_x (轴向力系数); C_y (侧力系数); C_z (法向力系数); C_l (滚转力矩系数); C_m (俯仰力矩系数); C_n (偏航力矩系数)。

$$C_x = C_{x,0}(\alpha, \beta) + C_{x\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{x|\delta_a|}(\alpha)|\delta_a| + C_{x|\delta_r|}(\alpha)|\delta_r| \quad (7)$$

$$C_y = C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{y\delta_r}(\alpha)|\delta_r| \quad (8)$$

$$C_z = C_{z,0}(\alpha, \beta) + C_{z\delta_e}(\alpha)\delta_e \quad (9)$$

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{l\delta_r}(\alpha)\delta_r + C_{l_p}(\alpha)\frac{pb}{2V} + C_{l_r}(\alpha)\frac{rb}{2V} \quad (10)$$

$$C_m = C_{m,0}(\alpha, \beta) + C_{m\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{m|\delta_a|}(\alpha)|\delta_a| + C_{m_q}(\alpha)\frac{qc}{2V} \quad (11)$$

$$C_n = C_{n,0}(\alpha, \beta) + C_{n\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{n\delta_r}(\alpha)\delta_r + C_{n_p}(\alpha)\frac{pb}{2V} + C_{n_r}(\alpha)\frac{rb}{2V} \quad (12)$$

式中: α 为攻角, β 为侧滑角, p 为滚转角速率, q 为俯仰角速率, r 为偏航角速率, V 为空速, b 为参考翼展, c 为参考弦长, δ_e 为升降舵偏角, δ_r 为方向舵偏角, δ_a 为升降舵差动偏差, $C_{x,0}, C_{y,0}, C_{m,0}, C_{n,0}$ 分别为各舵面无偏转时的轴向力系数、法向力系数、俯仰力矩系数、偏航力矩系数。

首先,采用 CFD(计算流体力学)软件 Fluent 对微型飞行器的气动特性进行分析,计算出以上各系数在几个不同飞行姿态下的值;然后用最小二乘法,高次多项式拟合计算曲线;最后,在 Simulink 中加入插值模块,得到在任意飞行姿态下的系数。

2 飞行控制系统的组成

根据微型飞行器飞行控制系统完成的功能,将其飞行控制分为姿态保持与控制模式、横侧向制导控制模式、高度保持与控制模式、空速保持与控制模式。各个模式之间的转换由飞行模式管理模块管理。各模式可同时起作用,相互协调。

以速度、角度、角速率等信号为基础,经过神经网络逆控制器,通过升降舵、方向舵控制,构成飞行姿态稳定与控制内回路。内回路是飞行控制的核心控制回路,是飞行高度、横侧向制导等外回路控制的基础^[3]。以 GPS 接收机、航向传感器、高度传感器、制导控制指令计算模块构成系统的外回路,如图 2 所示。

根据输入、输出量的不同,神经网络逆控制器在内、外回路采用不同的实现形式。

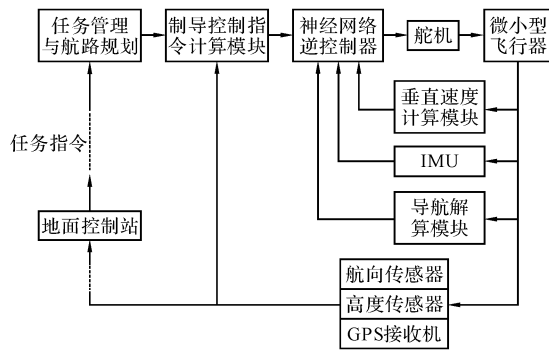


图 2 飞行控制系统结构图

3 神经网络动态逆控制算法

传统飞行控制器设计中,为控制飞行器沿全弹道飞行,采用以时间或动压头变化为切换条件的逐段控制器增益切换控制方法^[4]。微型飞行器的数学模型不可能是动压头或时间的简单函数,这种方法有其局限性。

微型飞行器要求其飞行控制系统的鲁棒性愈强愈好。神经网络通过样本数据可以进行训练而实现非线性映射。给神经网络一些样本,神经网络通过自学习可以掌握样本规律,在输入新的数据和状态信息时,可用神经网络进行自动推理和控制。神经网络控制归类于智能控制方法^[5],以控制器本身为主要研究目标。这里的控制器是数学解析和知识系统相结合的广义模型,借助类似生物神经系统的网络来描述系统。神经网络的训练在原理上不需要被控对象的确切知识,所有的信息都等势分布存储于网络的各种神经元及其连接权值中,因此神经网络控制系统具有较强的鲁棒性。

动态逆方法是非线性控制的一个有效的方法,物理概念清晰、适用面宽、应用简便,通过训练神经网络,得到逼近微型飞行器逆动力学特性的神经网络逆控制器,满足控制微型飞行器模型高维数、非线性、强干扰、不确定、时滞未知、快速多变的要求。

神经网络逆控制器设计为离线直接动态逆,多层前向神经网络结构,如图 3 所示,输入层 5 个神经元,单隐含层 10 个神经元,激励函数为:

$$\sigma = \frac{1 - e^{-x}}{1 + e^{-x}} \quad (13)$$

俯仰姿态保持与控制模态的神经网络输入

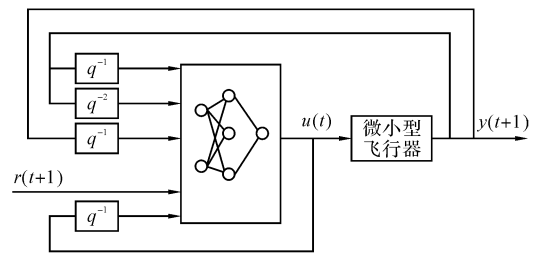


图 3 神经网络直接动态逆控制器内回路
为:俯仰角、前一时刻俯仰角、俯仰角速率、俯仰角指令、升降舵偏角反馈;输出为升降舵偏角。

外回路的制导控制指令计算模块为神经网络逆控制器。其设计为小脑模型神经网络(CMAC)与PID复合控制结构,如图 4 所示。CMAC采用有导师的学习算法^[6]。为减少PID控制器对CMAC网络学习的约束,仅采用PD控制算法,不予纠正过去的累积误差,由CMAC自行学习来纠正。PID控制器的输出 u_p 作为网络权值修正信号。CMAC网络初始值为零,即 $u_n = 0$,此时系统由PID控制。随着CMAC网络的训练其输出不再为零, $u = u_n + u_p$ 。当网络训练结束时, $e = r_{in} - y_{out} = 0$, $u_p = 0$,PID控制失去作用, $u = u_n$ 。此时CMAC网络即为被控对象模型的逆模型。当输入变化使得偏差 e 不为零,再次重复上述过程,但CMAC网络输出不为零,已经产生了记忆经验积累,在此基础上学习即可。

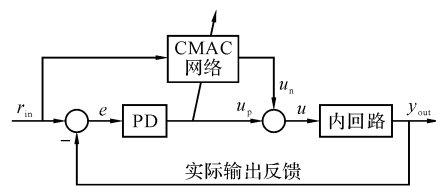


图 4 CMAC与PID复合控制结构

微型飞行器处于低动压飞行状态,飞行速度很有可能不稳定,必须设计空速保持与控制系统。空速保持与控制模态的神经网络输入为空速指令,输出为油门开度指令。其内回路为油门杆伺服回路。空速反馈为机载传感器解算出的当前空速值。

高度保持与控制模态的神经网络逆控制器设计为 2 个 CMAC 网络,如图 5 所示。CMAC 网络 2 输入为高度指令,输出为垂直速度指令;CMAC 网络 1 输入为垂直速度指令,输出为俯仰角指令。其内回路为俯仰姿态保持与控制回

数,而是随着干扰的变化而变化,对于减小控制量及削弱抖振有明显的效果。

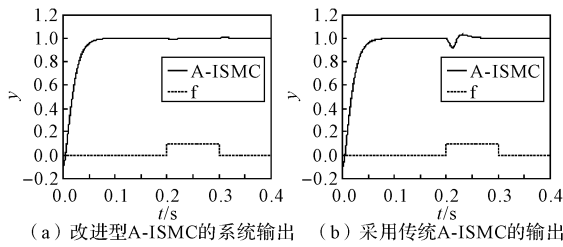


图 1 系统输出曲线图

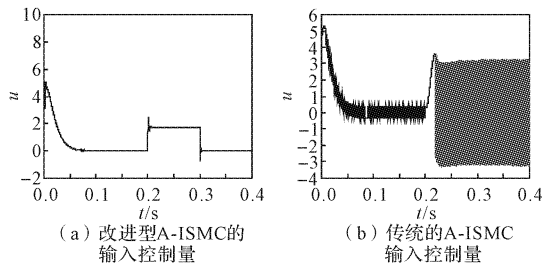


图 2 系统输入控制量 u

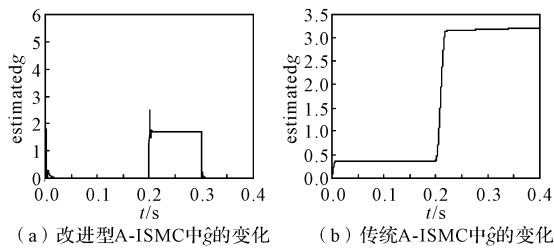


图 3 自适应项 \hat{g} 的变化轨迹

4 结论

文中在分析了传统自适应积分滑模控制方法中自适应律的缺点后,提出了改进方法。将非线性特性应用到自适应律中,有效地解决了自适应律非减的缺点。仿真试验证明改进方法是正确有效的。在保持原有积分滑模控制对扰动的抑制优点基础上,改进方法明显削弱了系统抖振,减小了控制量。同时自适应项随着扰动的变化而变化,有效地解决了以往方法的不足。

参考文献:

[1] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京:科学出版社,1996.

[2] Mohamad Noh Ahmad, Johari H S Osman. Application of proportional-integral sliding mode tracking controller to robot manipulators[C]// IEEE, 2003,1:87-92.

[3] Wenlong Song, Yaqiu Liu, Liping Sun. Model reference adaptive integral-type sliding mode control design for a class of uncertain systems[C]// Proceeding of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation, Dalian, China, June 21-23, 2006:2056-2060.

[4] 刘金琨. 滑模变结构控制 Matlab 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005.

[5] 赵悦,唐毅谦,杨艳. 一类非线性系统的模糊滑模控制[J]. 控制工程,2006,13(4):358-360.

(上接第 7 页)

如图 8 所示。可见,飞行高度能够保持在给定高度上。

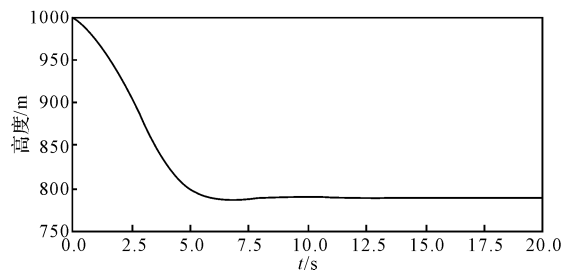


图 8 高度响应曲线

5 结论

本控制方案成本低、易于实现。神经网络动态逆方法具有较强的鲁棒性,能有效地控制微小

型飞行器按照预定航线,以稳定的姿态飞行。飞行控制器硬件配置无误,满足程序运行的需要,与外围附属设备兼容。VxWorks 嵌入式操作系统运行可靠,实时性强。

参考文献:

[1] 飞思科技产品研发中心. 神经网络理论与 MATLAB 7 实现[M]. 北京:电子工业出版社,2005:1-9.

[2] 方振平,陈万春. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:186-198.

[3] 郑建华,杨涤,鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2001:1-15.

[4] 王耀南. 智能控制系统[M]. 长沙:湖南大学出版社,2006:6-18.

[5] 刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:电子工业出版社,2005:188-193.