

文章编号: 1000-6893(2001) 05-0420-04

智能旋翼的频域神经控制

李春明, 顾仲权, 杨卫东

(南京航空航天大学 101 教研室, 江苏 南京 210016)

NEURO-CONTROL METHOD IN FREQUENCY DOMAIN FOR SMART ROTOR

LI Chun-ming, GU Zhong-quan, YANG Wei-dong

(Faculty 101, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 频域内的神经控制方法在振动主动控制中因其允许复杂的控制算法, 适合于智能旋翼的控制。在建立频域智能旋翼系统模型的基础上, 提出了频域内的智能旋翼神经控制方法。采用正交设计方法选取训练样本, 建立频域神经模拟器, 然后按照提出的算法进行控制。仿真结果表明提出的算法有效, 并且具有较好的鲁棒性。

关键词: 振动主动控制; 智能旋翼; 神经网络; 附翼; 频域

中图分类号: V 249.1 文献标识码: A

Abstract: The smart rotor, a hot research point in the field of helicopter engineering in recent years, has the characteristic of nonlinearity and periodicity and is suited to be researched in the frequency domain. Because of the permissibility of the complicated control algorithm in active vibration control, the neural control method in the frequency domain is suitable for control of a smart rotor. Based on the smart rotor system modeled, the neural control method in the frequency domain for the smart rotor is put forward. The neural emulator in the frequency domain is advanced with the training cases selected by an orthogonal design method. Calculation results show the availability and robustness of the neural control method in the frequency domain.

Key words: active vibration control; smart rotor; neural networks; flap; frequency domain

降低直升机飞行中机体的振动水平一直是直升机研制过程中最受关注的的关键问题之一, 主动控制为机体减振提供了一条新途径^[1]。目前直升机的振动主动控制方法有: 主动吸振与隔振; 高阶谐波控制; 独立桨叶控制; 结构响应主动控制; 智能旋翼。智能旋翼是在桨叶上安装智能材料作动器, 按一定的控制律驱动桨叶的控制面(控制面可以是后缘或前缘附翼、翼尖全动附翼或桨叶的桨尖部分), 从而进行振动、噪声控制的旋翼系统。带有主动控制后缘附翼(ACF)的智能旋翼具有效果好、功耗小、结构紧凑、适航性好等优点。目前国外研究中的绝大部分精力都是集中在智能驱动的实现上。在为数不多的控制律设计中都是采用高阶谐波控制(HHC)方法, 该方法建立在拟线性系统的基础上, 还需在线识别气弹系统特性, 这些不足之处有待改进。

最近, 有用时域神经网络控制的初步探讨^[2], 但时域神经控制需要在每个采样时刻进行控制的更新, 计算时间的限制使控制算法不能过于复杂, 另外瞬态响应也会对控制效果带来不利的影 响。而频域神经控制允许较为复杂的控制算法, 且一般不受瞬态输出的影响, 比较适合于具有周期性响应特征的直升机振动主动控制。

本文在建立智能旋翼系统数学模型的基础上, 提出智能旋翼频域神经控制方法, 并导出控制量的在线修正公式, 进行计算机仿真。用正交设计方法选取训练样本, 在频域内建立了智能旋翼神经模拟器, 输入为控制电压的各阶谐波分量, 输出是由于附翼运动引起的桨毂六力素谐波分量。

1 智能旋翼主动附翼控制数学模型

本文研究旋翼引起的机体振动问题, 忽略尾桨的影响。一个有 N_b 片桨叶的直升机, 只有 $N_b - 1, N_b, N_b + 1$ 倍旋翼转速(Ω) 频率的桨叶载荷经桨毂传到机身, 才有可能构成主通过频率为 $N_b \Omega$ 的桨毂载荷, 即桨毂六力素: 后向力 F_x 、侧向

收稿日期: 2000-09-20; 修订日期: 2001-05-15

基金项目: 国家自然科学基金(59875035)与教育部博士点基金(1999028706)资助项目

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2001/05/0420/>

力 F_y 、拉力 F_z 、滚转力矩 M_x 、俯仰力矩 M_y 、偏航力矩 M_z 。将直升机桨叶用一根细长的旋转柔性欧拉梁表示(图 1), 沿半径在旋转桨毂坐标系中积分其分布载荷, 然后将结果转化到固定桨毂坐标系, 在桨毂处叠加得到旋翼桨毂载荷。降低桨毂交变载荷对机体减振有着直接的影响。

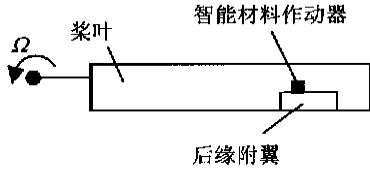


图 1 桨叶模型

Fig. 1 Plant

桨叶载荷需要耦合求解如下的运动方程和配平方程后得到^[3]。桨叶运动微分方程

$$f_b(q_b, \dot{q}_b, \ddot{q}_b, q_t, \delta; \Psi) = \mathbf{0} \quad (1)$$

式中: q_b 为桨叶振动模态坐标; q_t 为配平向量; δ 为附翼偏角; Ψ 为位置角。

配平向量由非线性配平方程求得

$$f_t(q_b, \dot{q}_b, \ddot{q}_b, q_t, \delta; \Psi) = \mathbf{0} \quad (2)$$

ACF 一般采用智能材料作动器驱动, 驱动电压 u 与输出 δ 之间存在非线性关系, 例如可用下式表示

$$\delta = \alpha u + \frac{\beta}{N_b \Omega} \dot{u} - \gamma^2 |u| \dot{u} \quad (3)$$

式中: α, β, γ 为常系数; N_b 为桨叶片数; Ω 为旋翼转速。

令驱动电压为

$$u(t) = \sum_{m=N_{\min}}^{N_{\max}} u_{mc} \cos(m\Psi) + u_{ms} \sin(m\Psi) \quad (4)$$

其中: u_{mc}, u_{ms} 分别为 m 阶谐波余弦、正弦分量; N_{\max} 为 $N_b + 1$; N_{\min} 为 $N_b - 1$ 。

由系统输入—— u 的各阶谐波分量可合成得到控制电压时间历程, 由式(3) 求出 δ 的时间历程, 然后耦合求解式(1)和式(2) 得到 q_b, q_t , 再计算出桨毂载荷, 用 FFT 方法得到系统输出——桨毂六力素的 N_b 阶谐波分量^[4]。

2 智能旋翼频域神经控制方案

智能旋翼频域神经控制方案利用神经模拟器得到由于附翼运动引起的桨毂六力素谐波分量对控制电压谐波分量的偏导数, 经有限次控制量的修正后确定使目标函数最小的控制电压各阶谐波, 如图 2 所示, 图中, U 为控制量(输入电压各阶谐波分量); Z 为输出量(桨毂六力素 N_b 阶谐波分

量); Y 为神经模拟器输出(由于附翼运动引起的桨毂六力素 N_b 阶谐波分量)。每一步控制是自上一步控制输入开始, 经一段时间的瞬态衰减过程, 在稳态阶段, 取桨毂六力素, 由谐波分析得到桨毂六力素 N_b 阶谐波分量, 再由神经控制器求得下一步控制输入为止。

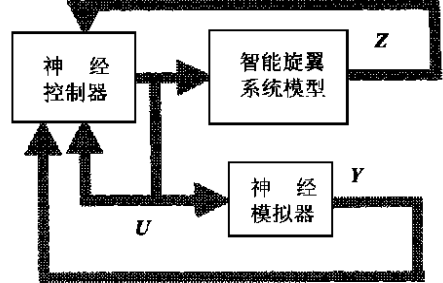


图 2 频域神经控制方案

Fig. 2 Neuro-control for smart rotor in frequency domain

控制前, 首先建立神经模拟器。神经模拟器采用多个神经网络并联的形式, 如 $N_b = 4$, 则输入 U 为控制电压的 3, 4, 5 阶谐波分量, 记为: $u_{3c}, u_{3s}, u_{4c}, u_{4s}, u_{5c}, u_{5s}$; 输出 Y 为由于附翼运动引起的桨毂六力素 4 阶谐波分量, 记为: $F_{x4c}, F_{x4s}, F_{y4c}, F_{y4s}, F_{z4c}, F_{z4s}, M_{x4c}, M_{x4s}, M_{y4c}, M_{y4s}, M_{z4c}, M_{z4s}$ (下标: c 为余弦分量, s 为正弦分量)。这是一个由 12 个神经网络组成的多输入多输出神经网络模型。每个神经网络对应一个输出分量, 网络采用由输出层和一个 S 型神经元构成的隐含层组成的前馈多层神经网络。对应于 Y 的一个分量 y 的网络权值向量为 W_1, W_2 , 偏差向量为 V_1, V_2 , 网络输入为 U 。为了减少权值修正的计算量, 令 y 与 U 的关系为

$$y = B[W_2 f(W_1 U + V_1) + V_1] \quad (5)$$

式中: B 是训练样本中 y 最大值的 $1/2$; $f(\cdot)$ 为隐层激活函数。

学习算法采用误差反向传播法, 按照附加数量项的梯度下降法, 神经网络权值和偏值的修正公式

$$W_i(t+1) = W_i(t) - \eta \frac{\partial Q}{\partial W_i} + \xi \Delta W_i(t-1) \quad (6)$$

$$V_i(t+1) = V_i(t) - \eta \frac{\partial Q}{\partial V_i} + \xi \Delta V_i(t-1) \quad (7)$$

式中: η 为学习速率; t 为修正次数; ξ 为动量因子; $i = 1, 2$; Q 为误差函数。

用正交方法设计训练样本, 建立的神经模拟器, 能够描述 U 与 Y 的关系^[5]。

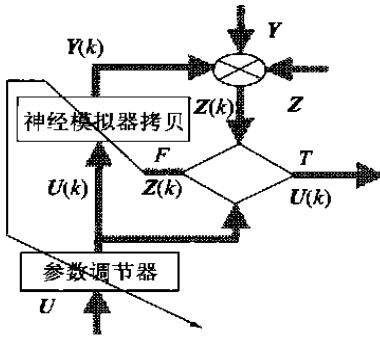


图 3 神经控制器

Fig. 3 Neural controller

3 神经控制器及其算法

神经控制器由神经模拟器的拷贝和参数调节器组成,接收的信息是上一步神经模拟器输出 Y 、控制量 U 及其作用下的桨毂六力素谐波分量 Z ,输出信息是预测的控制量 $U(k)$,如图 3 所示。图中 k 为预测次数, $U(k)$, $Z(k)$, $Y(k)$ 为预测过程中的控制量、输出量、神经模拟器拷贝的输出,输出条件为修正到指定次数或者目标函数 $E(k)$ 与 $E(k-1)$ 的相对差达到指定精度。每步控制过程按以下步骤进行:

- (1) 由 Y 和 Z 求得神经模拟器输出的理想值 Y^* ($Y^* = Y - Z$, 对应于 $Z = 0$);
- (2) 以 U, Y, Z 作为每步预测过程中的起始值 $U(0), Y(0), Z(0)$, 计算目标函数 $E(0)$;
- (3) 记 k 为每步中预测的次序, 令 $k = 1$;
- (4) 由神经模拟器得到 $Y(k-1)$ 对 $U(k-1)$ 的偏导数。

$$\frac{\partial Y}{\partial U} = \frac{\partial Y_2}{\partial Y_1} \text{diag}(f(S_1)) W_1 = \text{diag}(f(S_2)) W_2 \text{diag}(f(S_1)) W_1 \quad (8)$$

式中: Y_1, Y_2 分别为第 1, 2 层的输出; S_1, S_2 分别为第 1, 2 层的输入; $\text{diag}(\cdot)$ 为对角阵。

- (5) 为使目标函数 E 极小, 修正控制量, 得到 $U(k)$;
- (6) 根据式(5)由 $U(k)$ 得到 $Y(k)$;
- (7) 根据(1)由 $Y(k)$ 得到 $Z(k)$;
- (8) 计算目标函数 $E(k)$ 。
- (9) 判断输出条件, 若满足, 则将 $U(k)$ 作为神经控制器输出, 否则令 $k = k + 1$, 转至(4)。

根据一定的算法求出使系统输出最小的控制电压, 实际上是一个优化过程, 目标函数的确定至关重要。智能旋翼目标函数的确定考虑两个因素: 一是系统输出量 Z ; 二是控制量 U 。这样, 目标函

数为

$$E(k) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{12} \alpha z_{i,k}^2 + \gamma \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \beta u_{i,k}^2 \quad (9)$$

式中: γ 为相对系数; α 为第 i 个输出量的重要程度系数; $z_{i,k}$ 为 $Z(k)$ 的第 i 分量; β_j 为第 j 个控制量的重要程度系数; $u_{j,k}$ 为 $U(k)$ 的第 j 分量。

控制律运算过程中, 按照梯度下降法修正控制量, 使目标函数达到极小, 由第 $k-1$ 次控制量 $U(k-1)$ 预测第 k 次控制量 $U(k)$ 时, 修正公式为

$$U(k) = H \left[U(k-1) - \eta \frac{\partial E(k-1)}{\partial U(k-1)} L \right] \quad (10)$$

式中: H 为以 $1/(1 + \eta \gamma \beta_j)$ 为对角元素的对角阵; L 为以 $Z_{i,k-1} - \alpha$ 为元素的列向量。

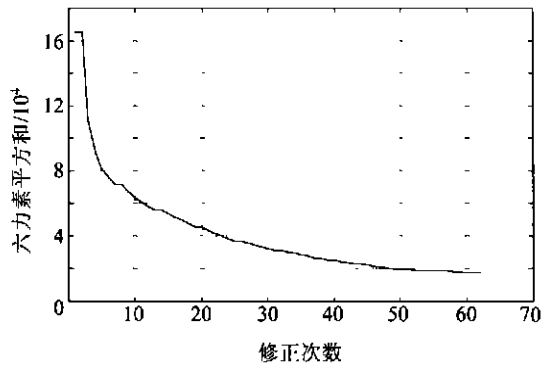


图 4 桨毂六力素平方和

Fig. 4 Sum of nondimensional hub loads (E_i) during control simulation

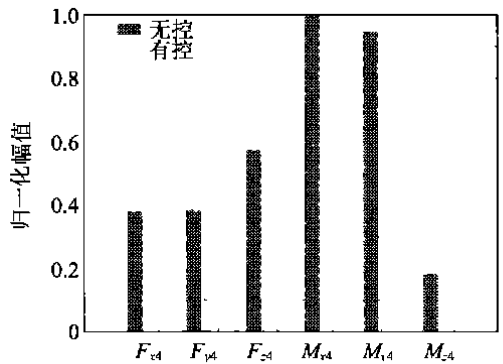


图 5 桨毂六力素仿真结果 ($\mu = 0.35$)

Fig. 5 Simulation results for hub loads ($\mu = 0.35$)

4 计算机仿真

为了验证上述提出的智能旋翼频域神经控制方法的正确性, 本文取 Bo-105 桨叶模型作为研究对象进行了数值仿真, 其基本参数如下:

桨叶片数: 4; 前进比: 0.35; 实度: 0.077; 洛克数: 8.0; 废阻系数: 0.01; 重量系数: 0.0045; 模型半径: 2m; 模型弦长: 0.121m; 预扭角: -8.0° 旋

翼转速: 1040r/min; 附翼弦向尺寸: 0.03m; 附翼展向尺寸: 0.2m; 附翼中心位于距离桨毂中心 1.8m 处。

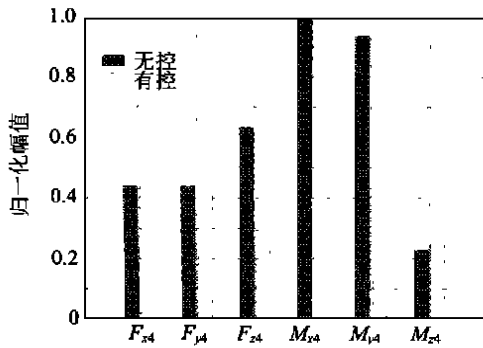


图6 桨毂六力素仿真结果($\mu=0.40$)

Fig.6 Simulation results for hub loads ($\mu=0.40$)

采用正交设计方法选取训练样本,建立神经模拟器。控制过程从附翼偏角零输入开始,旋翼每转一周控制一步,每一步经5次预测得出控制电压谐波分量,经10步控制,桨毂六力素4阶谐波加权平方和的降幅达到89.5%,如图4所示。图5为桨毂六力素4阶谐波在控制前和控制后的比较,附翼运动主要引起挥舞方向气动力和展向方向扭矩的变化,所以对 F_z 、 M_x 和 M_y 影响较大,而对其它力素影响不大。

在控制过程中驱动电压没有出现过大的跳跃。在施控后的第3步 F_z 、 M_x 和 M_y 就已经降低50%以上,时间是0.23s。可见本文提出的智能旋翼频域神经控制方法能够有效地降低桨毂交变载荷。

采用前进比为0.35的飞行状态下建立了神经模拟器,对前进比为0.40的飞行状态进行控制。经10步控制后桨毂六力素4阶谐波加权平方和的降幅达到76.4%,控制前和控制后的桨毂六力素4阶谐波分别如图6所示,可见提出的智能旋翼频域神经控制方法鲁棒性较好。

5 结束语

神经网络和自动控制相结合形成的神经控制是一门正在蓬勃发展的新兴学科。本文研究的智能旋翼的输入量是控制附翼偏转运动的驱动电压 N_{b-1} 、 N_b 、 N_{b+1} 阶谐波分量,输出是桨毂六力素的 N_b 阶谐波分量,由于驱动电压与附翼运动、以及附翼运动与直接影响桨毂六力素的气动力存

在非线性关系,所以这是一个非线性多输入多输出系统。神经网络因其具有对任意非线性映射进行无限逼近的能力和自适应特征,适合于描述这种复杂的输入输出关系,而频域神经控制尤其适合于具有周期特性的智能旋翼系统。本文在建立智能旋翼系统模型的基础上,首次提出了频域内的智能旋翼神经控制方法,为直升机振动主动控制提供了一个新的思路。仿真结果也表明提出的方法有效且具有较好的鲁棒性。

参考文献

- [1] 顾仲权,马扣根,陈卫东. 振动主动控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997. 6.
- [2] Spencer M G, Sanmer R M, Chopra I. Neurocontrol of simulated full scale rotor vibrations using trailing edge flaps [R]. AIAA-99-1546, 1999.
- [3] Myrtle T F, Friedmann P P. Vibration reduction in rotorcraft using the actively controlled trailing edge flap and issues related to practical implementation [A]. Proc of the 54th Annual Forum of AHS [C]. 1998. 1-18.
- [4] 杨卫东,张呈林,王适存,等. 带受控振荡附翼的新概念旋翼气动弹性分析[J]. 航空学报, 1999, 20(2): 161-164.
- [5] 李春明,顾仲权,杨卫东. 频域神经网络在智能旋翼建模中的应用[J]. 振动工程学报, 2000, 13(增): 645-649.

作者简介:



李春明(1971-) 男,山东夏津人,博士生,研究方向:直升机动力学与结构振动控制。研究兴趣:神经网络、振动控制、智能结构、机制工艺、软件设计等。电话:(025) 4892119, 4890460; 电子信箱: mingming000111@163.net

顾仲权(1938-) 男,广东人,教授,博士生导师,毕业于西北工业大学,主要研究方向:振动控制、振动主动控制、直升机动力学与控制、智能结构等。电话:(025) 4892119(0) (025) 4892769 (H), 电子信箱: gzqae@mail.nuaa.edu.cn



杨卫东(1967-) 男,博士,南京航空航天大学直升机技术研究所副教授。主要从事直升机动力学、直升机气动弹性力学研究。E-mail: ywdae@nuaa.edu.cn. 电话: 025-4891805

(责任编辑:俞敏)