

文章编号:1000-6893(2002)06-0538-04

自适应模糊—滑模控制在重构飞行控制中的应用

胡孟权, 王建培

(西北工业大学 365 所, 陕西 西安 710072)

APPLICATION OF ADAPTIVE FUZZY-SLIDE MODEL CONTROL IN RECONFIGURABLE FLIGHT CONTROLLER

HU Meng-quan, WANG Jian-pei

(Research Institute 365, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 论述了综合运用非线性动态逆、自适应模糊系统和滑模控制的优点进行飞行控制律设计的方法。运用非线性动态逆理论对非线性系统进行近似线性化,用模糊自适应系统来抵消近似非线性逆带来的误差,最终的残差由滑模控制项补偿。根据李亚普诺夫稳定性理论推导了自适应系统权值的调整规律,从而保证了闭环系统的稳定性。将此方法应用于带推力矢量飞机重构飞行控制,对两类故障的仿真结果表明:即使系统未检测到故障,在较大的舵面损伤情况下,飞控系统性能仍能得到很好的保持。

关键词: 重构;非线性动态逆;自适应模糊系统;滑模控制;推力矢量

中图分类号: V249 **文献标识码:** A

Abstract: The design of the flight controller that exploits the advantages of the nonlinear dynamic inversion, adaptive fuzzy system and slide model control is discussed. First, the nonlinear dynamic inversion theory is used to approximately linearize the nonlinear system. Then an adaptive fuzzy system is adopted to cancel the errors brought with approximate inversion, and the residual error is solved by slide model control. The weight adjustment law is got based on Lyapunov theory to assure the stability of the control system. The resulting control law is applied to the reconfigurable flight controller of an aircraft with vectored thrust. Simulation results show this control law achieves a high level performance even if the aircraft has large undetected failures.

Key words: reconfiguration; nonlinear dynamic inversion; adaptive fuzzy system; slide model control; vectored thrust

重构飞行控制的目的是当飞控系统出现故障或损伤时,系统能继续工作并仍能获得较好的控制效果。传统的重构飞行控制首先要求在线的故障检测、定位并估计损伤程度,然后在此基础上利用系统自身具有的冗余度重构控制律使飞机能继续执行战斗任务或安全返航着陆。由于许多故障的出现在短时间内就会影响飞控系统的性能,因此要求故障检测、定位、故障后系统识别、控制律重构具有很高的速度和精度。更为严重的是当系统不能检测到故障时,飞控系统的性能完全依赖于系统本身的鲁棒性,飞机的稳定性和飞行品质无法得到保障。考虑到飞控系统故障可认为是引入系统的不确定性,文献[1,2]用神经网络来逼近系统的不确定性,导出了基于神经网络的自适应控制方法。考虑到自适应模糊逻辑系统也具有逼近任意非线性函数的能力,并且比神经网络有一定的优势^[3],自适应控制具有系统鲁棒性较弱和

瞬态性能较差的缺点,而这恰好是滑模控制的长处,本文结合非线性动态逆^[4]、自适应模糊系统^[3]和滑模控制^[5]的优点给出了一种模型参考自适应控制策略,这种设计方法可充分保证闭环非线性系统的鲁棒性和跟踪误差的渐近收敛性。将其应用于重构飞行控制,降低了对故障检测、定位、故障后系统识别的要求。

1 控制律设计方法

1.1 近似非线性动态逆

考虑如下的非线性系统

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (1)$$

式中: $x \in \mathbf{R}^n$ 为系统状态变量; $u \in \mathbf{R}^m$ 为控制变量。

令 $v = f(x, u)$ 为伪控制变量,系统式(1)可写为

$$\dot{x} = v \quad (2)$$

$$v = f(x, u) \quad (3)$$

方程(3)的逆变换为: $u = f^{-1}(x, v)$ 。

可见,若 $f(x, u)$ 精确已知并能精确求逆,则系统式(1)可转换为伪线性系统式(2)。但实际上 $f(x, u)$ 的信息不一定完全已知,设其标称值为 $\hat{f}(x, u)$ 。令

$$\hat{f}(x, u) = f(x, u) - \hat{f}(x, u)$$

则

$$\dot{x} = v + \hat{f}(x, u) \quad (4)$$

令

$$v = \dot{x}_d + K(x_d - x) \quad (5)$$

式中: x_d, \dot{x}_d 为参考模型输出的期望系统响应;

$$K = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_{ii}, \dots, k_{nn}), k_{ii} > 0。$$

利用方程式(4)、式(5)并令 $e = x_d - x$ 可得

$$\dot{e} = -Ke - \hat{f}(x, u)$$

显然,为保证合适的系统动态响应,需引入补偿项来对付系统不确定性 $\hat{f}(x, u)$ 。

1.2 自适应模糊—滑模控制

为补偿误差 $\hat{f}(x, u)$,引入自适应单元 v_{ad} ,其形式为

$$v_{ad} = \hat{f}(x, u) + \tilde{v} \quad (6)$$

其中: $\tilde{v} = [\tilde{v}_1(z), \tilde{v}_2(z), \dots, \tilde{v}_M(z)]^T$ 为 M 个模糊基函数组成的列向量,任一模糊基函数的定义为^[3]

$$\mu_{ij}(z_i) = \frac{\mu_{ij}(z_i)}{\sum_{j=1}^i \mu_{ij}(z_i)}; \mu_{ij}(z_i) = \exp\left[-\left(\frac{z_i - c_{ij}}{2} \right)^2 / \frac{2}{i_j}\right]$$

$R^{n \times M}$ 为模糊基拓扑网络的权矩阵。

根据模糊逻辑系统的逼近特性,对于一给定的 M 值,存在一优化矩阵 \hat{K} ,使得^[3]:

$$\|\hat{K} \tilde{v} - \hat{f}(x, u)\| < \epsilon, \text{ 为一未知的正数向量。}$$

$$\text{因此: } \hat{f}(x, u) = \hat{K} \tilde{v} + \tilde{v}_n; |\tilde{v}_n| < \epsilon$$

令

$$v = v_0 - v_{ad} + v_s \quad (7)$$

式中: v_0 为式(5)定义的 PD 控制项; v_{ad} 为式(6)定义的自适应控制项; v_s 为附加的滑模控制项,以充分保持系统的鲁棒性,令滑动面为 $e_i = 0$,则其定义为

$$v_{si} = \hat{s}_i \text{sat}\left(\frac{e_i}{s_i}\right) \quad (8)$$

式中: \hat{s}_i 为 s_i 的估计值; s_i 为滑动面边界层宽度。

饱和函数 $\text{sat}(y)$ 的定义为

$$\text{sat}(y) = \begin{cases} y & |y| \leq 1 \\ \text{sgn}(y) & |y| > 1 \end{cases} \quad (9)$$

令 s_i 为 \hat{K} 矩阵第 i 行元素组成的列向量,将式(5)~式(8)代入式(4)得

$$\begin{aligned} \dot{e}_i &= -k_{ii}e_i + \frac{1}{s_i} \left[\hat{f}(x, u) - \hat{s}_i \text{sat}\left(\frac{e_i}{s_i}\right) \right] - \dot{s}_i(z) = \\ &= -k_{ii}e_i + \left(\frac{1}{s_i} - \dot{s}_i^* \right) \left[\hat{f}(x, u) - \hat{s}_i \text{sat}\left(\frac{e_i}{s_i}\right) \right] - \dot{s}_i(z) = \\ &= -k_{ii}e_i + \frac{1}{s_i} \left[\hat{f}(x, u) - \hat{s}_i \text{sat}\left(\frac{e_i}{s_i}\right) \right] - \dot{s}_i(z) \end{aligned}$$

$$\text{式中: } \dot{s}_i = \dot{s}_i - \dot{s}_i^*$$

在式(7)的控制作用下,如果 \hat{f} 按如下规律调整

$$\dot{s}_i = \frac{\dot{s}_i}{s_i} = -\frac{1}{s_i} \dot{s}_i(z); \hat{s}_i = \frac{1}{s_i} / |s_i| \quad (10)$$

$$\text{式中: } s_i = \begin{cases} e_i & |e_i| > i \\ 0 & |e_i| \leq i \end{cases}$$

i 为正常数。则跟踪误差 e 指数渐近收敛到 0 的邻域内。

证明:取 Lyapunov 函数为

$$\begin{aligned} V &= \sum_{i=1}^n V_i = \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{2} s_i^2 + \frac{1}{2} \frac{1}{s_i} + \frac{1}{2} \tilde{v}_i^2 \right) = \\ &= \frac{1}{2} s^T s + \frac{1}{2} \text{tr}\left(\frac{1}{s}\right) + \frac{1}{2} \tilde{v}^T \tilde{v} \end{aligned}$$

其中: $\tilde{v} = \tilde{v} - \hat{v}$ 。

当 $|e_i| > i$ 时

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= s_i \dot{s}_i + \frac{1}{s_i} \dot{s}_i + \tilde{v}_i \dot{\tilde{v}}_i \\ &= -k_{ii} s_i^2 - \hat{s}_i s_i \text{sgn}(s_i) - s_i \dot{s}_i - \tilde{v}_i / |s_i| \\ &\leq -k_{ii} s_i^2 - |s_i| - s_i \dot{s}_i \\ &\leq -k_{ii} s_i^2 \end{aligned}$$

$$\text{因此 } \dot{V} = \sum_{i=1}^n \dot{V}_i \leq -s^T K s。$$

可见,当跟踪误差 e 指数位于 0 的邻域内时 $V > 0, \dot{V} = 0$; 当跟踪误差 e 指数位于 0 的邻域外时, $V > 0, \dot{V} \leq -s^T K s < 0$ 。这说明 \tilde{v}, s 都有界,从而 \dot{s} 有界,根据巴巴拉特引理, $t \rightarrow \infty$ 时, $s \rightarrow 0$, 即跟踪误差收敛到 0 的邻域内。

说明:引入式(9)所示的饱和函数的目的是将滑模控制项在边界层内连续化以避免控制抖动;引入式(10)所示的“死区”的目的为避免自适应控制中可能出现的参数漂移现象。

2 重构飞行控制器设计

刚体飞机的运动方程可写为

$$\dot{x} = f(x, u)$$

式中: $x = (x, y, z, v, \dots, \mu, p, q, r)^T$ 分别表示飞机质心在地轴系中的 3 个方向的位置、飞机速度、航向角、轨迹角、迎角、侧滑角、速度失滚转角、飞机在体轴系中 3 个方向的转动角速度; $u = (h_r, h_l, a_r, a_l, r, x, y, z)^T$ 分别表示右、左平尾、右、左副翼、方向舵、推力矢量 3 个方向的偏角。

由于飞机各状态变量的变化在时间上具有明显的差异,故可利用奇异摄动理论将状态变量从快到慢分为不同的4个层次

$$x_4 = (p, q, r)^T \quad x_3 = (\dots, \mu)^T$$

$$x_2 = (v, \dots)^T \quad x_1 = (x, y, z)^T$$

在综合慢回路时可忽略快回路的动态特性。

设飞机的输入指令为 $(c_c, c_c, \dot{\mu}_c)$,忽略舵面偏转产生的力,将飞机的转动、姿态方程写为

$$\dot{x}_3 = \hat{f}_3(\bar{x}) + G_3(\bar{x}) x_4 \quad (11)$$

$$\dot{x}_4 = \hat{f}_4 + G_4(\bar{x}) u \quad (12)$$

其中 $\bar{x} = (z, v, \dots, \mu, p, q, r)^T$ 。

将上述方法分别用于系统式(11)、式(12),考虑到滚转通道的指令为绕速度矢的滚转率,因此在滚转通道中形式上令 $\int_0^t \dot{\mu} dt$ 为所关注的变量,这样不影响关于跟踪误差收敛性的证明。系统式(11)的控制量 x_{4c} 作为系统(12)的指令,即

$$x_{4c} = G_3^{-1}(v_0 - v_{ad} + v_s - \hat{f}_3)$$

$$u = G_4^{-1}(v_0 - v_{ad} + v_s - \hat{f}_4)$$

若上式计算所得的控制量未进入饱和,则根据以上论述,系统跟踪误差必然收敛。假如计算所得的控制量大于实际控制量幅值,说明此时飞机的操纵效能不足,将操纵效能不足部分反馈到参考模型的输出端,从而减小输入信号,这也就等效于降低了参考模型中系统响应的频带。由于参考模型频带是按飞行品质确定的,降低频带意味着降低飞行品质,此时控制系统应向飞行员提供积极的告警。

3 仿真计算

飞机输入指令 c_c 始终为 0° ; c_c 指令在 $0 \sim 1s$ 为 8° , $1 \sim 7s$ 为 15° , $7 \sim 10s$ 为 8° ; $\dot{\mu}_c$ 指令在 $0 \sim 1s$ 为 $0^\circ/s$, $1 \sim 3s$ 为 $90^\circ/s$, $3 \sim 5s$ 为 $0^\circ/s$, $5 \sim 7s$ 为 $-90^\circ/s$, $7 \sim 10s$ 为 $0^\circ/s$ 。

对飞机2种故障情况进行了仿真计算:

(1) $t = 2s$ 时飞机右平尾和右副翼效能损失70%。

(2) $t = 2s$ 时飞机右平尾和右副翼卡死。

两种情况下飞机机动均从 $h = 2000m$, $v = 100m/s$ 进入。仿真计算中,假设飞机未能检测到故障,控制量分配矩阵 G_4 不变,控制量分配采用先气动舵面后推力矢量舵面的链式分配,当气动舵面处于速率和位置限制时,启动推力矢量。仿真结果如图1、图2所示。图中实线、点线、虚

线分别表示应用本文控制律和不带滑模控制项以及非线性动态逆控制的仿真结果。

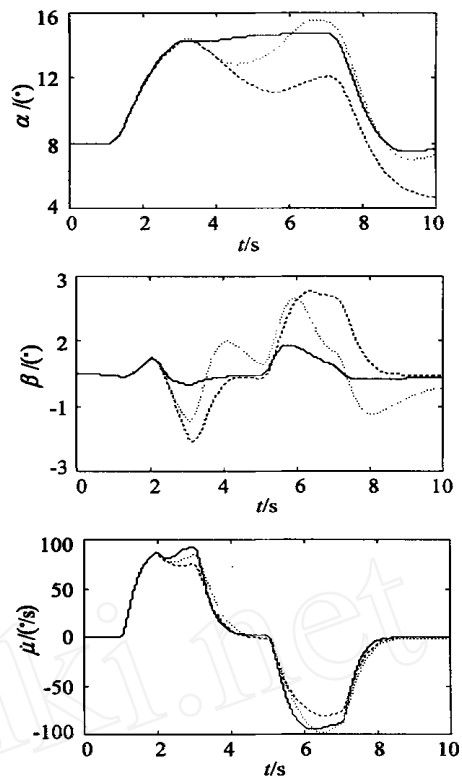


图1 故障(1)下仿真结果

Fig. 1 Simulation results under failure (1)

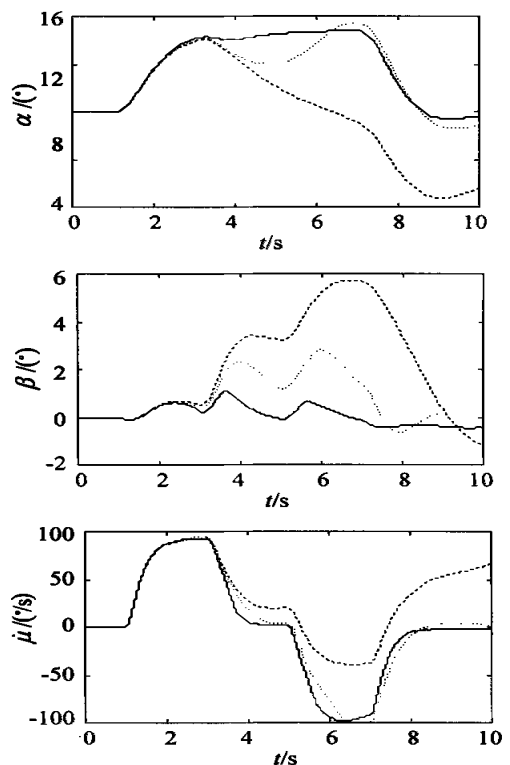


图2 故障(2)下仿真结果

Fig. 2 Simulation results under failure (2)

由仿真结果明显可以看出,如飞控系统中无自适应项,当飞机舵面受到损伤时,飞控系统的性能恶化,飞机无法跟踪指令飞行。引入模糊自适应控制后,飞机响应有较大改善,但存在响应改善速度较慢和振荡现象,再加入滑模控制后,则飞机能很好地跟踪指令飞行。在故障(1)的情况下,飞机的气动舵面能补偿舵面效率的损失,不需推力矢量参与操纵;在故障(2)的情况下,飞机在5.1~5.7 s间(绕速度矢反向滚转初期),气动舵面的滚转效能不足,启动推力矢量喷管差动偏转补偿气动舵面滚转效能的不足。但矢量喷管偏角未达到饱和。

4 结 论

在近似非线性动态逆的基础上,综合自适应模糊系统和滑模控制构造了一种模型参考自适应控制器,这种控制器结合了自适应控制和鲁棒控制的优点。对重构飞行控制的仿真结果表明,它能有效地补偿未知的飞控系统故障,提高了自适应控制系统响应改善的速度和精度,抑制自适应控制中响应出现振荡的现象。为重构飞行控制提供了一种有效的方法。

参 考 文 献

- [1] Calise A J, Lee S, Sharma M. Development of a reconfigurable flight control law for the X-36 tailless fighter aircraft [R]. AIAA-2000-3940, 2000.
- [2] Kim B S, Calise A J. Nonlinear flight control using neural networks [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(1): 26 - 33.
- [3] 王立新. 自适应模糊控制系统与控制——设计与稳定性分析[M]. 北京:国防工业出版社, 1995. 27 - 34.
(Wang L X. Adaptive fuzzy system and control—design and stability analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995. 27 - 34.)
- [4] Bugajski D J, Enns D F. Nonlinear control law with application to high angle-of-attack flight [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(3): 761 - 767.
- [5] 斯洛廷 J J E, 李卫平. 应用非线性控制[M]. 北京:国防工业出版社, 1992. 174 - 192.
(Slotine J J E, Li W P. Applied nonlinear control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1992. 174 - 192.)

作者简介:

胡孟权(1972-) 男,浙江嵊州人,空军工程大学讲师,西北工业大学博士研究生,主要从事飞行性能与控制方面的研究。

王建培(1976-) 男,山东青岛人,西北工业大学教授,博士生导师,主要研究方向:飞机设计。

(责任编辑:俞 敏)