

多模型方法在飞控系统故障 重构控制中的应用

赵亚斌, 高金源

(北京航空航天大学 自动控制系, 北京 100083)

摘 要: 基于多模态控制方法, 将多模型选择模态的方法用于飞机发生故障时的重构控制: 设计多个不同状态的模型及其控制器, 模型采用固定模型和自适应模型, 相应控制器按模型匹配方法设计, 理想模型依飞行品质要求设计, 依据转换标准判断当前飞机状态与哪一个模型最接近并转换到相应控制器上。自适应模型及其控制器是采用基于梯度的参数调节方法设计和实现的。最后以某机为例进行了仿真验证, 结果表明该方法是有用的。

关 键 词: 多模态; 多模型转换; 自适应控制

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

引言

在控制领域, 由于被控对象在不同的运行条件和环境下具有不同的特性和要求, 因此也相应要求不同的控制器。为了满足不同模态采用不同控制器的要求, 提出了多模态控制技术。多模态控制技术在飞行控制领域有着重要的作用。使用多模态控制, 通过及时检测内外部环境变化来选择最优的控制器, 提高了轨迹跟踪精度、效率和生存能力, 且有更好的稳定性。

飞机正常飞行时是一种模态, 当发生故障时进入另一种模态, 需要重构控制器。因此, 可以将多模态控制方法用于故障重构控制。多模型方法是近年来提出的多模态控制的一种方法, 本文采用该方法实现飞机舵面失效故障时的重构, 研究多模型控制器的设计和转换。

1 实现多模态控制的多模型方法原理

多模态控制的多模型方法的关键是: 当飞机内部及外部状态变化时, 飞机控制系统采用模态识别方法识别应采用的模型及控制器并进行转换。系统的基本结构如图 1^[1]所示。

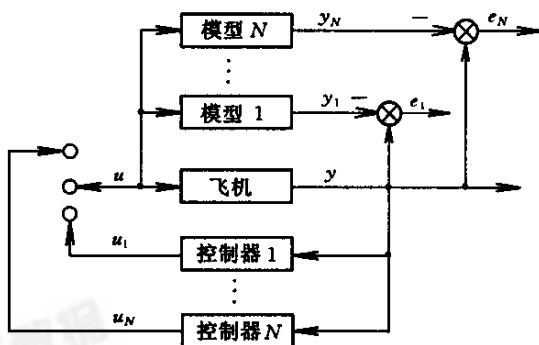


图 1 多模型方法的体系结构

图中, N 个模型分别代表被控飞机的 N 个不同的飞行状态, 并有 N 个对应的控制器以满足飞机在不同状态下的飞行要求。它的基本思想是建立一些辨识模型(观测器)和相应的控制器, 并设计一个在控制器间进行转换的策略来达到期望的控制目标。当飞机用其中某个控制器控制时, 辨识模型同时也在并行产生相应的辨识误差, 并找到一个在某种意义上最接近飞机当前运行状态的模型。一旦这个模型被找到, 转换机制就转换(或保留)到相应的控制器, 以保证全局稳定和具有要求的性能^[1]。

在应用这种方法进行模态识别和转换控制时, 应注意解决两个问题, 一是如何选择设计模型及其

控制器,二是何时转换模型及其控制器。

1.1 多模型的设计

多模型的设计有两种不同的方法:固定多模型和自适应多模型。固定多模型:参数向量不随环境改变;自适应模型:要随环境时刻更新它的参数向量,最后可以达到精确跟踪。两种方法各有其优缺点:自适应模型需要随时间和环境更新参数,因此有延时性,不能很快跟踪对象;固定模型没有这些缺点,但由于固定模型个数的限制,只能表示出有限数量的飞机状态,当固定模型与飞机状态存在误差时,就达不到足够的控制精度,因此需要自适应模型来提高精度。综合其优缺点,本文选用多个固定模型和一个自适应模型相结合的方法,使其相互补充。其中自适应模型采用重新初始化自适应模型,即当选择到某一固定模型时,自适应模型重置初值为当前固定模型的参数。

1.2 控制器的转换准则

依该准则确定何时转换到哪个控制器。通常依辨识误差 $e_j = y - y_j$, 确定性能代价指标 $J_j(t)$, 转换到指标最小的那一个。所选择的性能指标应综合当时误差和一段时间内的累积误差, 初步选择的转换性能指标为^[2]:

$$J_j(t) = \alpha e_j^2(t) + \beta \int_0^t e^{-\lambda(t-\tau)} e_j^2(\tau) d\tau \quad (\alpha \geq 0; \beta, \lambda > 0) \quad (1)$$

选择 α 和 β 使瞬时误差和累积误差都能有合适的比例。遗忘因数 λ 决定指标在快速转换环境中的记忆并确保对有界 $e_j, J_j(t)$ 也有界。

2 飞机升降舵发生故障时的重构控制

本文研究飞机升降舵发生故障时的重构控制问题。正常飞机采用正常控制律, 当飞机发生故障时, 为克服故障影响, 应采用修正的控制律, 实际上这是一种多模态控制。用多模型选择控制器的方法控制, 可以自动监测到飞机状态的变化, 并选择相应的控制器。

飞机采用线性化后的简化系统, 动态方程为^[3]:

$$\dot{x} = Ax + Bu + d, \quad y = Cx$$

式中, 状态变量 $x = (\alpha, \omega_z, \beta, \omega_x, \omega_y)$; 控制输入 $u = (\delta_z, \delta_x, \delta_y)^T$; 输出 $y = (\omega_z, \omega_x, \omega_y)^T$; d 为飞机线性化产生的误差向量。

2.1 控制器设计

万方数据

控制器设计采用跟踪参考模型的方法, 选定满

足要求的参考模型, 设计控制器使飞机的性能跟踪参考模型的输出。

(1) 参考模型设计

参考模型即理想模型, 是设计者期望的飞机动态特性, 可以分解为横侧向和纵向的设计。

纵向理想模型的矩阵方程可以描述为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_m \\ \dot{\omega}_{zm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11m} & a_{12m} \\ a_{21m} & a_{22m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \omega_{zm} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{1m} \\ b_{2m} \end{bmatrix} \delta_{zm}$$

选择 $b_{1m} = 0, a_{11m} = a_{11} = -Y^a, a_{12m} = a_{12} = 1$, 只要确定了理想模型的阻尼比 ζ_{dm} 和频率 ω_{dm} , 就可以求出模型中的各个参数:

$$a_{11m} = -Y^a, \quad a_{12m} = 1$$

$$a_{21m} = -\omega_{dm}^2 + a_{11m}a_{22m}$$

$$a_{22m} = -2\zeta_{dm}\omega_{dm} - a_{11m} = -2\zeta_{dm}\omega_{dm} + Y^a$$

根据 8785C 规范一级飞行品质指标要求, 选择 $\zeta_{dm} = 0.8, CAP = 1.8$, 且依关系式

$$CAP = \frac{\omega_{dm}^2}{n_y/\alpha} \Big|_a = \frac{\omega_{dm}^2 g}{v Y^a}, \text{ 得出 } \omega_{dm} = 2.95, \text{ 所以:}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_m \\ \dot{\omega}_{zm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.46 & 1.0 \\ -5.62 & -4.27 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_m \\ \omega_{zm} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -10.82 \end{bmatrix} \delta_{zm}$$

横侧向理想模型取下述滚转与荷兰滚模态解耦的简化形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_m \\ \dot{\omega}_{xm} \\ \dot{\omega}_{ym} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11m} & 0 & a_{13m} \\ 0 & a_{22m} & 0 \\ a_{31m} & 0 & a_{33m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_m \\ \omega_{xm} \\ \omega_{ym} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & b_{12m} \\ b_{21m} & 0 \\ 0 & b_{32m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{xm} \\ \delta_{ym} \end{bmatrix}$$

根据 8785C 的要求, 并依解耦控制要求, 选取 $b_{12m} = 0, a_{13m} = a_{13} = 1, a_{22m} = -2.0, \zeta_{hm} = 0.75, \omega_{hm} = 3.0, a_{11m} = -0.8$, 于是 $a_{31m} = -6, a_{33m} = -3.7$ 。控制系数 b_{21m} 和 b_{32m} 可以根据原飞机方程系数折衷确定, 分别取为 $-10, -8$, 所以有:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_m \\ \dot{\omega}_{xm} \\ \dot{\omega}_{ym} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8 & 0 & 1 \\ 0 & -2 & 0 \\ -6 & 0 & -3.7 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_m \\ \omega_{xm} \\ \omega_{ym} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -10 & 0 \\ 0 & -8 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{xm} \\ \delta_{ym} \end{bmatrix}$$

综合纵向和横侧向, 理想参考模型为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_m & \dot{\omega}_{zm} & \dot{\beta}_m & \dot{\omega}_{xm} & \dot{\omega}_{ym} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -0.46 & 1.0 & 0 & 0 & 0 \\ -5.62 & -4.27 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.8 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -2 & 0 \\ 0 & 0 & -6 & 0 & -3.7 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_m \\ \omega_{zm} \\ \beta_m \\ \omega_{xm} \\ \omega_{ym} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -10.82 \\ 0 \\ -10 \\ -8 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{zm} \\ \delta_{xm} \\ \delta_{ym} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -10.82 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & -8 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_z \\ \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix}$$

令 $y_m = x_m$, 则上式可以表示为:

$$\dot{y}_m = A_m y_m + B_m r_m$$

(2) 固定模型及其控制器的设计

由某机正常状态左升降舵损坏时的状态方程系数^[4]可得该机两种状态下的固定模型,离散化后得:

$$\begin{cases} x(k+1) = A_{D1}x(k) + B_{D1}u(k) + d_{D1} \\ y(k) = C_{D1}x(k) \end{cases} \begin{cases} x(k+1) = A_{D2}x(k) + B_{D2}u(k) + d_{D2} \\ y(k) = C_{D2}x(k) \end{cases}$$

取采样时间 $T = 0.01 \text{ s}$; $A_{D1} = e^{A_1 T}$, $A_{D2} = e^{A_2 T}$; $B_{D1} = \int_0^T e^{A(T-\tau)} B_{D1} d\tau$, $B_{D2} = \int_0^T e^{A(T-\tau)} B_{D2} d\tau$; $C_{D1} = C_1$, $C_{D2} = C_2$; $d_{D1} = \int_0^T e^{A(T-\tau)} d_{D1} d\tau$, $d_{D2} = \int_0^T e^{A(T-\tau)} d_{D2} d\tau$; $A_{mD} = e^{A_m T}$; $B_{mD} = \int_0^T e^{A_m(T-\tau)} B_{mD} d\tau$ 。

将模型参数化,定义变量 $\Theta = (A_D, B_D, d_D)$, $W(k) = (x(k)^T, u(k)^T, 1)^T$, 则模型为:

$$\hat{x}_1(k+1) = \Theta_1 W(k) \tag{2}$$

$$\hat{x}_2(k+1) = \Theta_2 W(k) \tag{3}$$

采用模型跟踪方法,要求:

$$\begin{aligned} y(k+1) &= C_D y_m(k+1) = C_D (A_{mD} y_m(k) + B_{mD} r_m(k)) \\ &= C_D x(k+1) = C_D (A_D x(k) + B_D u(k) + d_D) \end{aligned}$$

可得:

$$u(k) = (C_D B_D)^{-1} (C_D A_{mD} y_m(k) + C_D B_{mD} r_m(k) - C_D A_D x(k) - C_D d_D)$$

固定模型式(2)和式(3)的控制器为:

$$u_1 = (C_{D1} B_{D1})^{-1} (C_{D1} A_{mD} y_m(k) + C_{D1} B_{mD} r_m(k) - C_{D1} A_{D1} x(k) - C_{D1} d_{D1})$$

$$u_2 = (C_{D2} B_{D2})^{-1} (C_{D2} A_{mD} y_m(k) + C_{D2} B_{mD} r_m(k) - C_{D2} A_{D2} x(k) - C_{D2} d_{D2})$$

(3) 重新初始化的自适应模型

当被控对象与固定模型有误差时,自适应模型可以自动更新参数,精确跟踪被控对象,系统自动选择自适应控制器。自适应模型为:

$$\hat{x}_a(k+1) = \hat{\Theta}(k) W(k)$$

其中:

$$\hat{\Theta}(k) = (\hat{A}_D(k), \hat{B}_D(k), \hat{d}_D(k)) = \Theta_1 \quad (k=0 \text{ 时})$$

自适应控制器为:

$$u(k) = (C_D \hat{B}_D)^{-1} (C_D A_{mD} y_m(k) + C_D B_{mD} r_m(k) - C_D \hat{A}_D \hat{x}_a(k) - C_D \hat{d}_D)$$

采用基于梯度的参数调节法设计^[3]为:

$$e(k) = \hat{x}_a(k) - x(k)$$

$$\hat{\Theta}(k+1) = \hat{\Theta}(k) - \eta(k) \frac{e(k) W(k-1)^T}{1 + W(k-1)^T W(k-1)}$$

式中, $\eta(k) = \eta \in (0, 2)$, 当 $|\det(C_D \hat{B}_D(k+1))| < \varepsilon$ 时, $\eta(k) = \eta_1 < \eta$, 可以保证 $C_D \hat{B}_D(k+1)$ 总是非奇异的。当被选择的固定控制器变化时,自适应模型就将初值置为该被选择模型的参数,开始设置初值为 Θ_1 , ε 取 0.000 05。

2.2 转换标准的确定

通过验证,选择转换标准的系数 $\alpha = 1, \beta = 0.5$, 累计误差所占比例是当前误差的一半,达到的效果较好。另外,为了简化计算,这里的累计误差只取前一次的误差,即:

$$J_j = e_j^2(k) + 0.5 e_j^2(k-1)$$

2.3 仿真结果及其分析

依所选的控制器和模型,按图 1 所示结构进行仿真计算,飞机正常状态及左升降舵损坏时的状态方程系数见文献[4]。取 $h = 3\ 000 \text{ m}$, $Ma = 0.5$, 仿真时间共 15 s。0~9 s 时,飞机无故障,在 $t = 9 \text{ s}$ 时,左升降舵发生故障,飞机进入故障模态。被控对象的系数与固定模型相差 5%。系统的输入指令如图 2 所示,俯仰指令为零。

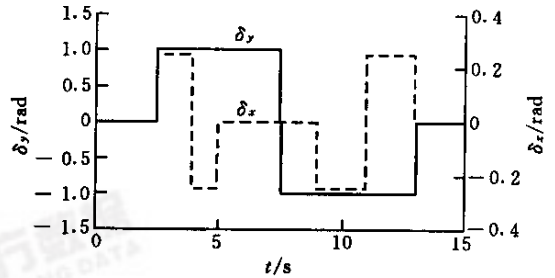


图 2 系统控制输入指令

仿真结果如图 3 所示,图上的尖锋是由控制器的瞬间转换导致的,实际系统实现时,在两个控制器的转换瞬间通常应加入滤波器以减小扰动。

图中,选择控制器号 1 和 2 表示固定控制器,3 表示自适应控制器。1~9 s 时,飞机与固定模型 1 的状态接近,依转换标准选择自适应模型,即 3 号控制器(初始条件为模型 1),在 9 s 时飞机发生故障,变为状态 2,与模型 2 接近,系统自动选择控制器 2,此时模型 3——自适应模型之初始条件为模型 2 的参数值,然后转换为控制器 3 以精确控制飞机。

仿真结果表明,在飞机正常飞行时,能够精确跟踪模型输出,当 9 s 发生故障时,又能够很快识别故障,并迅速重新精确跟踪参考模型,可以看出该方法是有有效的。

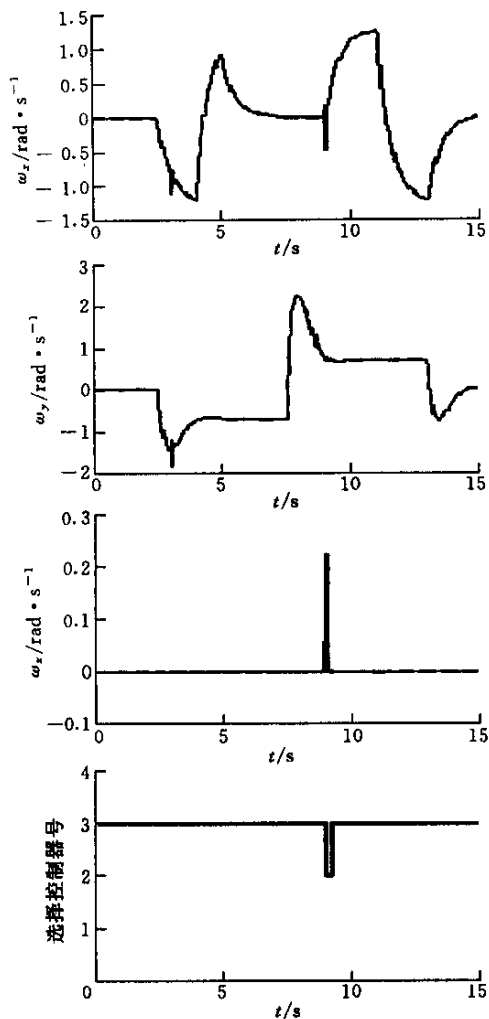


图3 仿真结果(实线为正常状态,虚线为左升降舵损坏)

3 结束语

由仿真结果可见,将多模态方法应用于飞行控制中效果较好。通过自动辨识,选择最接近的对象状态模型所对应的控制器,可以简化设计,且又能得到较好的控制结果。此方法不仅可以用在飞控领域的故障重构,而且还可以应用于阵风减缓、机动载荷控制等方面。此外,应用领域还包括工业控制^[3]等。最后需要指出的是,这种方法在实际飞机飞行控制应用中还必须考虑许多实际环节的影响,还有待进一步的研究。

参考文献:

- [1] Jovan D Boskovic, Raman K Mehra. Multi-Mode Switching in Flight Control[J]. Piscataway, NJ, Institute of Electrical and Electronic Engineers, 2000, 6(2): 1-8.
- [2] Narendra K S, Balakrishnan J. Adaptive Control Using Multiple Models[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1997, 42(2): 171-187.
- [3] Jeyendram Balakrishnan. Control System Design Using Multiple Models, Switching, and Tuning [D]. Connecticut Ph D Thesis Yale University, 1996.
- [4] Tian Z, Hoo K A. Transition Control Multiple Adaptive Models and an H -Infinity Controller Design [A]. American Control Conference [C]. Paper TM11-6, Anchorage, AK, 2002. 6-11.

The Application of Multi-Models Method to Flight Control System Failure Reconfiguration

ZHAO Ya-bin, GAO Jin-yuan

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on multi-modes control method, this paper applies multi-models method identifying different modes to the reconfiguration control when the plane is failed. It designs multi-models and their controllers including fixed ones and adaptive one to identify the plane's modes, and then the model which best approximates the plane is applied in the view of index of identifier performance, switching to the corresponding controller. The adaptive model and control is designed using the gradient-based parameter adaptation scheme. Simulation results are presented in the end and the results show that it's valid.

Key words: multimode; multimodel translation; adaptive control

(编辑:姚妙慧)