

一种双变量模糊 PI 控制 在航空发动机控制中的应用*

西北工业大学 方中祥** 黄万伟 张嘉桢 吴琪华 陈辅群

【摘要】 针对某型航空发动机的性能控制,提出了一种双变量模糊 PI 控制算法,构造了双变量模糊 PI 控制器,研究它在航空发动机控制中的应用,探索航空发动机采用双变量模糊控制的规律,为航空发动机控制探索了一种新方法。

主题词: 模糊控制论 航空发动机 自动控制

分类号: V 233.7 TP273

1 概 述

模糊控制理论在航空发动机转速控制系统中的应用已有一些专家学者进行了一定的研究^[1-4],并在航空发动机试验台架上对某型航空发动机进行了真实控制试车研究,但是这些研究是针对单变量系统进行的。本文在文献^[1-4]的基础上研究了基于模糊推理的双变量模糊控制方法及模糊控制器的特性,为航空发动机这一强耦合被控对象的控制性能,探讨了一种新型的双变量模糊 PI 控制算法,设计了双变量模糊 PI 控制器,利用计算机仿真研究了航空发动机双变量模糊 PI 控制系统的响应特性和解耦特性。探索了航空发动机采用双变量模糊控制的规律,为航空发动机控制探索了一种新方法。

2 双输入模糊推理双变量模糊 PI 控制研究

选用供油量控制低压转子转速为常数,尾喷口面积控制涡轮后温度为常数,即:

$$\Delta M_f \rightarrow N_L = \text{CONST}$$

$$\Delta A_c \rightarrow T_4^* = \text{CONST}$$

的控制规律,探索航空发动机采用模糊控制的规律。

2.1 模糊控制规则的设计

将模糊变量 $EN_L, ET_4^*, \Delta M_f, \Delta A_c$ 分为 7 个语言值,即 NB, NM, NS, Z, PS, PM, PB, 论域划分为 15 个等级: -7, -6, -5, -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7。各模糊变量的状态表如表 1,模糊控制器依据模糊控制规则查询各模糊变量的状态表,并根据模糊推理算法进行推理计算模糊控制量。

1997 年 1 月收稿; 1997 年 3 月收到修改稿。

* 本文系国家自然科学基金(编号: 59076290)和航空基金(编号: 90C53021)资助项目

** 男 35 岁 博士 工程师 西安市西北工业大学 709 教研室 710072

表 1 模糊变量的状态表

论域	- 7	- 6	- 5	- 4	- 3	- 2	- 1	0	1	2	3	4	5	6	7
NB	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
NM	0.5	0.8	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
NS	0.0	0.1	0.3	0.5	0.8	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Z	0.0	0.0	0.0	0.1	0.3	0.5	0.8	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.0	0.0	0.0
PS	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.3	0.5	0.8	1.0	0.8	0.5	0.3	0.1	0.0
PM	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.3	0.5	0.8	1.0	0.8	0.5
PB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.3	0.5	0.8	1.0

根据某型航空发动机特性及其控制规律, 总结出如下 49 条控制规则:

$$\text{IF } EN_{L(1)} = \text{NB AND } ET_{4(1)} = \text{PB THEN } \Delta M_{f(1)} = \text{NB AND } \Delta A_{C(1)} = \text{PB}$$

⋮

$$\text{IF } EN_{L(i)} = \text{PS AND } ET_{4(i)} = \text{NM THEN } \Delta M_{f(i)} = \text{NM AND } \Delta A_{C(i)} = \text{PS}$$

⋮

$$\text{IF } EN_{L(49)} = \text{PB AND } ET_{4(49)} = \text{PB THEN } \Delta M_{f(49)} = \text{PB AND } \Delta A_{C(49)} = \text{NM} \quad (1)$$

2.2 模糊控制算法设计

双变量模糊 PI 算法分为两部分, 即模糊推理算法部分和 PI 算法部分。式(1)表示的模糊关系矩阵为:

$$R = \bigcup_{i=1}^{49} \{EN_{L(i)} \quad ET_{4(i)} \quad \Delta M_{f(i)} \quad \Delta A_{C(i)}\} \quad (2)$$

R 为 $R = q_1 \times q_2 \times q_3 \times q_4$ 维模糊关系矩阵, q_1, q_2, q_3, q_4 分别为模糊变量 $EN_L, ET_4^*, \Delta M_f, \Delta A_c$ 的论域等级, 模糊关系方程为: $Y = EN_L \cdot ET_4^* \cdot R$

采用文献[5]提出的多维模糊条件分解方法, 将模糊关系矩阵 R 分解为 4 个小模糊关系矩阵 $R_{11}, R_{21}, R_{12}, R_{22}$, 得到的航空发动机模糊控制器的模糊关系方程为:

$$\Delta M_f = EN_L \cdot R_{11} \cap ET_4^* \cdot R_{21}, \quad \Delta A_c = EN_L \cdot R_{12} \cap ET_4^* \cdot R_{22} \quad (3)$$

模糊关系矩阵 $R_{11}, R_{21}, R_{12}, R_{22}$ 离线计算, 得到的模糊关系矩阵 $R_{11}, R_{21}, R_{12}, R_{22}$ 均为 15×15 的矩阵, 其元素为不大于 1 的实数。根据式(3)在线推理计算得到模糊控制量 ΔM_f 和 ΔA_c 。分解模糊关系矩阵 $R_{11}, R_{21}, R_{12}, R_{22}$ 采用如下算法计算:

$$\begin{aligned} R_{11} &= \bigcup_{i=1}^{49} \{EN_{L(i)} \cap \Delta M_{f(i)}\} & R_{12} &= \bigcup_{i=1}^{49} \{EN_{L(i)} \cap \Delta A_{C(i)}\} \\ R_{21} &= \bigcup_{i=1}^{49} \{ET_{4(i)} \cap \Delta M_{f(i)}\} & R_{22} &= \bigcup_{i=1}^{49} \{ET_{4(i)} \cap \Delta A_{C(i)}\} \end{aligned} \quad (4)$$

模糊控制量 ΔM_f 和 ΔA_c 采用加权平均法, 选取模糊控制量的隶属度为权函数进行模糊决策, 求得精确控制量 Δm_f 和 Δa_e , 算法为:

$$\Delta m_f = \frac{\sum_{j=1}^{15} \Delta M_f(j) \cdot U_{\Delta M_f(j)}}{\sum_{j=1}^{15} U_{\Delta M_f(j)}} \quad \Delta a_e = \frac{\sum_{j=1}^{15} \Delta A_c(j) \cdot U_{\Delta A_c(j)}}{\sum_{j=1}^{15} U_{\Delta A_c(j)}} \quad (5)$$

式中 $\Delta M_f(j)$ 及 $\Delta A_c(j)$ 表示论域的元数, $U_{\Delta M_f(j)}$ 及 $U_{\Delta A_c(j)}$ 表示对应元素的隶属度。

模糊PI部分的算法如下:

$$U_{mf} = C_{11} \int \Delta m_f \cdot dt + C_{12} \cdot \Delta m_f, \quad U_{Ae} = C_{21} \int \Delta A_e \cdot dt + C_{22} \cdot \Delta A_e \quad (6)$$

计算出的 U_{mf} 和 U_{Ae} 即为模糊PI控制器的输入的精确定控制量。算法中的系数 $C_{11}, C_{12}, C_{21}, C_{22}$ 现场调试确定。

3 闭环模糊控制系统设计及仿真

根据已设计的参数, 模糊推理算法和选定的控制规律, 设计的控制系统如图 1。模糊推理双变量模糊PI控制器以被控量低压转子转速的增量 Δn_L 及涡轮后温度的增量 ΔT_4^* 的误差为控制器的输入, 以控制量供油量 U_{mf} 及尾喷口面积 U_{Ae} 为模糊PI控制器的输出。

用差分法建立某型航空发动机的小偏离动态模型(增量形式), 其状态空间模型为:

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_H \\ \dot{n}_L \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \Delta n_H \\ \Delta n_L \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \Delta m_f \\ \Delta A_e \end{bmatrix}$$

式中 A, B, C, D 为系数矩阵。

根据图 1 所示结构和(7)式所示模型在飞行包线内, 选取大量状态点进行计算机仿真研究, 部分仿真曲线如图 2~6 所示, 图中曲线 B 为低压转子转速响应曲线, C 为低压转子转速响应曲线。图 2、图 5 和图 6 表明虽然飞行包线内不同状态的参数差别很大, 但是控制系统能够满意地跟踪输入信号, 达到要求的稳态控制精度, 低压转子转速的调节时间为 1.2 秒(地面最大状态的), 说明具有满意的响应特性; 图 3 和图 4 表明系统具有静态解耦特性, 消除了发动机双变量耦合的影响。图 3 中 T_4^* 仿真曲线具

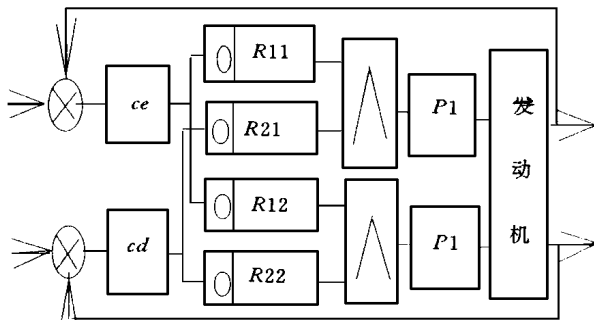


图 1 双变量模糊PI控制系统结构图

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_L \\ \Delta T_4^* \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} \Delta n_H \\ \Delta n_L \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \Delta m_f \\ \Delta A_e \end{bmatrix} \quad (7)$$

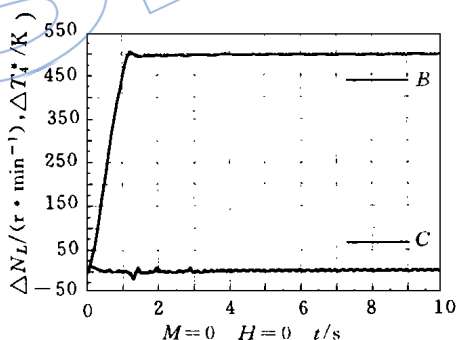


图 2 输入 $\Delta n_L = 500 \text{ r/min}$, $\Delta T_4^* = 50 \text{ K}$

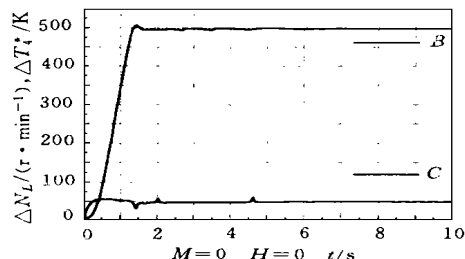


图 3 输入 $\Delta n_L = 500 \text{ r/min}$, $\Delta T_4^* = 0 \text{ K}$

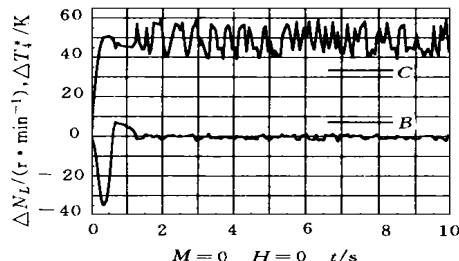


图 4 输入 $\Delta n_L = 0 \text{ r/min}$, $\Delta T_4^* = 50 \text{ K}$

有抖动现象是模糊控制量的最小论域等级比较大,比例因子等参数和控制规则为次优,未达到

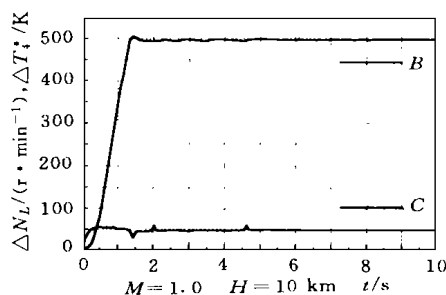


图 5 输入 $\Delta N_L = 500 \text{ r/min}$, $\Delta T_4^* = 50 \text{ K}$

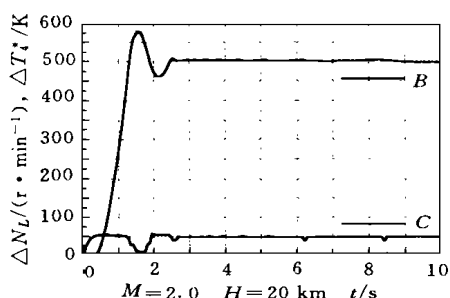


图 6 输入 $\Delta N_L = 500 \text{ r/min}$, $\Delta T_4^* = 50 \text{ K}$

最优化,图 6 超调量偏大是该状态的参数与设计点的参数相差太大,控制系统的模糊控制规则不够多,未能完全反应这些变化对超调量的影响,另外的文章专门探讨这些。

4 结 论

研究表明模糊推理双变量模糊 PI 控制器具有较好的静态解耦特性和满意的响应特性,说明这种航空发动机模糊控制器的结构合理、可行,它用于航空发动机控制系统中能够满足跟踪输入信号和响应特性的要求,在航空发动机控制中有着美好的应用前景。当然,航空发动机多变量模糊控制研究还是刚刚起步,还有许多问题有待研究。

参 考 文 献

- 1 Wu Chihua, Xu Yunhua, Li Benwei Application of a Fuzzy Controller in the Fuel System Turbo- Jet Engine Journal of Propulsion and Power: A IAA, 1989, 3
- 2 樊丁, 于晋文, 吴琪华 模糊控制理论在航空涡轮发动机控制系统中的应用 航空学报, 1993, 14(4)
- 3 罗恩科, 吴琪华 利用模型控制理论设计自适应机构的自适应系统的研究 航空动力学报, 1993, 8(4): 371- 374
- 4 Wu Chihua, Luo Enko Model Reference Adaptive Control System on an Aeroengine Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(6): 11- 12
- 5 Gupta M M, Kiszka J B, Trjogan G M. Multivariable Structure of Fuzzy Control Systems IEEE Transactions on Systems Man and Cybernetics, 1986, 16(5)

(责任编辑 魏星禄)

APPLICATION OF TWO- VARIABLE FUZZY PI CONTROL TO AEROENGINE CONTROL

Fang Zhongxiang, Huang Wanwei, Li Huacong, Wu Qihua, Zhang Jiazhen, Chen Fuqun
(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A two- variable fuzzy- PI control algorithm based on the fuzzy reasoning, and a two- variable self- stunning fuzzy control algorithm based on the fuzzy reasoning with four inputs are provided. Then a new two- variable fuzzy- PI controller and the two- variable selfstunning fuzzy controller with four inputs are developed. The attention is focused on the research of those algorithms and the properties of those controllers, as well as their application to aeroengine control by computer simulation. As a result, a new method of aeroengine control is provided.

Key Words Aircraft engines Fuzzy control theory Automatic control

AN ACCELERATION ADAPTIVE CONTROL FOR TURBO SHAFT ENGINE OF HELICOPTER

Hu Shimin and Xu Dongsheng

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT A scheme of an acceleration adaptive fuel control is put forward for helicopter turbo shaft engine. The scheme is based on N_{CG}/P_2^* closed loop control with adaptive control rule, which corrects the demand of N_{OG}/P_2^* closed loop control PID with surge flag detected by sensed compressor discharge pressure during the engine acceleration, since the engine performance deterioration or damage will initiate the surge in this time. This scheme also provides altitude compensation and surge recovery P_2^* . It requires only modifying a little the hardware of an existing FADEC, but mainly the fuel control microcomputer software, so it is easy to upgrade an existing FADEC to the adaptive control level.

Key Words Aircraft engines Acceleration Adaptive control

A THRUST- VECTORING NOZZLE MATH MODEL

Liu Xiaoyong, Fan Siqi, Chen Fuqun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A thrust- vectoring nozzle modeling method is developed by means of the Finite Volume Method (FVM) and Back- Propagation neural networks. The neural networks learning samples are the results of the FVM computation. The obtained model describes the functions of the nozzle thrust, thrust coefficient and vectoring angle to the inlet, exit and structural parameters of the nozzle. The model is of great significance for researching vectoring nozzle control law and Integrated Flight/Propulsion control. The investigation shows that the deviations among the output of the model, the results of FVM computation, and the test data are quite small.

Key Words Jet nozzles Vector control Mathematical models
Finite element methods Neural networks