

利用模糊控制理论设计自适应机构的 的自适应系统的研究*

西 北工业 大学 罗恩科** 吴琪华

【摘要】 本文针对航空发动机的转速控制系统, 提出了以模糊控制理论, 设计比较和积分自适应机构的模型参考自适应控制系统的设计方法, 并对系统进行数字仿真。结果表明: 这种自适应控制方法充分发挥了 PI 控制和模糊控制的优点, 不但使控制算法得到简化, 而且使控制精度得到提高。因而, 这种自适应方法对高阶、非线性或缺乏精确数学模型的被控对象提供了一种新的设计方法。

关键词: 模糊控制理论 自适应系统

1 系统设计

模型参考自适应控制仍需识别被控对象近似的或精确的数学模型, 甚至需用其他手段来解决系统状态的重构问题, 这在实际应用中容易带来很大误差。对于一些复杂的系统, 如高阶、非线性系统, 自适应控制在理论上还没有比较合适的算法。对于多变量、非线性、时变的大系统, 由于其环境和因素的多样和复杂性, 对这些系统的精密而有实际工程应用意义的描述能力将相应地降低, 有时精密性与实际应用可能成为两个几乎互相矛盾的指标, 模糊控制理论的应用正是为解决这种矛盾而提出的。

航空发动机是一个非线性、高阶次的大系统, 本文设计

了航空发动机模型参考自适应转速控制系统, 其中利用模糊控制理论设计了自适应机构, 其系统结构如图 1 所示。图中, 具有双转子的航空发动机是被控对象, 它的数学模型为分段线性化

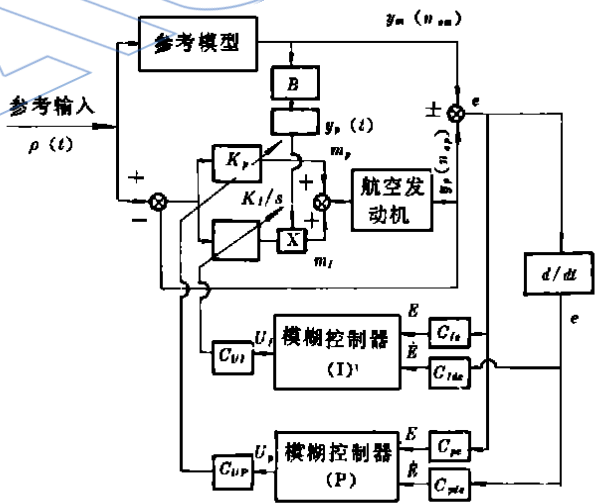


图 1 模型参考自适应系统结构图

* * 西安市西北工业大学 709 教研室 710072

的小偏差二阶模型,从发动机慢车状态,低压转子转速($n_{LP}=4462\text{r/min}$)到最大转速状态($n_{LP}=11156\text{r/min}$)共分为 34 小段,各段的模型参数不同(具体数值略)。 $\rho(t)$ 为参考输入, Y_m 为参考模型输出,参考模型是针对发动机的小偏离响应提出的,但通过参考输入的变化,这个小偏离参考模型也可用于发动机的大偏离响应过程。

$$\rho(t) = \begin{cases} 4501.738 + 62.982x + 14.792x^2 - 6.2067x^3, x = 8.3299t - 0.999; t \leq 0.24s \\ 4965.434 + 297.85x - 38.539x^2 + 55.710x^3, x = 1.1364t - 1.273; 0.24s < t \leq 2.00s \\ \vdots \\ 11157.06 + 5.2214x - 2.7609x^2 + 5.4997x^3, x = 2.3256t - 24.47; 10.09s < t \leq 10.95s \\ 11156.0; 10.95s < t \end{cases}$$

参考模型 $G_m(s) = 37.941919 / (s^2 + 10.59664s + 37.941919)$, 被控对象(发动机) $G_p(s) = \delta N_L / \delta m_f = K(\tau s + 1)D / (s^2 + Cs + D)$ 。该系统中引入了调节比例调节器的系数和调节积分调节器的系数,两个系数的调节都是在确定值的基础上以增量形式进行。本系统中还引入了 $B \cdot Y_p(t) \cdot Y_m$ 作为解耦环节, B 为常数, $Y_p(t)$ 可根据情况确定,设 $Y_p(t) = 1$, 这样的解耦环节在发动机加速过程的前段,可以减弱积分系数 K_I 的作用,在后段则加强它的作用,以获得最佳的动态和静态性能。自适应机构不断对 PI 调节器参数(m_p 和 m_I 两个控制量)进行修改。自适应机构每采样一次,便得到广义误差 e 及 de/dt 的值,经过 C_{pe} 、 C_{Ie} 、 C_{pde} 、 C_{Ide} 的线性变换,得到相应的确定值 E 和 $\dot{E}$,再将其送入模糊控制器(I)和(p),就可得到控制量的基值 U_p 和 U_I ,最后,作用到比例因子 C_{UI} 和 C_{Up} ,便可得到 K_p 和 K_I 的修正值 ΔK_p 和 ΔK_I ,如此反复,使 e 和 $\dot{e}$ 趋向于零。 C_{pe} 、 C_{pde} 、 C_{Ie} 和 C_{Ide} 是根据系统对 K_p 和 K_I 的要求而确定的。

2 模糊自适应控制算法

模糊控制方法是运用模糊集合理论,总体考虑系统因素,协调控制作用的一种控制方式,它以模糊命题形式表示一组控制规律,将指标函数与控制量直接联系起来,经模糊推理决定控制作用量,可以忽视系统本身的内在方式或直接变化方式。

相平面法:此方法是用一个解析式来概括控制规则, U 为输出的控制量,即

$$U = \begin{cases} < \alpha_0 E + (1 - \alpha_0) \dot{E} > & , \quad \text{当 } E = 0 \\ \vdots & \vdots \\ < \alpha_6 E + (1 - \alpha_6) \dot{E} > & , \quad \text{当 } E = \pm 6 \end{cases}$$

这是多个修正因子的控制规则,与单个修正因子的控制规则相比,它可以提高系统的控制精度,这样的控制规则可以适应误差 E 和误差变化率 $\dot{E}$ 在各种情况下的不同要求,从而控制系统能够得到更良好的控制性能。本文针对这一控制规则用单纯形法进行了寻优,分别得出了两组最优参数,一组对应于比例参数 K_p 的变化,另一组对应于积分参数 K_I 的变化。

隶属度法:这种控制方法的具体算法主要依赖于模糊关系矩阵的运算及其合成。如果用 NB 、 NM 、 NS 、 NZ 、 Z 、 PZ 、 PS 、 PM 、 PB 分别表示负大、负中、负小、负零、零、正零、正小、正中、正大,那么, E 的隶属度函数如表 1 所示。 $\dot{E}$ 和 U 的隶属度函数类似于表 1。模糊控制规则 (ΔK_p) 如表 2 所示,而 (ΔK_I) 类似于表 2。控制规则是按增量形式给出的。

表 1 E 的隶属度函数

E	- 6	- 5	- 4	- 3	- 2	- 1	- 0	+ 0	+ 1	+ 2	+ 3	+ 4	+ 5	+ 6
NB	1.0	0.8	0.4	0.1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
NM	0.2	0.7	1.0	0.7	0.2	0	0	0	0	0	0	0	0	0
NS	0.2	0.4	0.5	0.7	1.0	0.8	0.3	0	0	0	0	0	0	0
NZ	0	0	0	0	0.1	0.6	1.0	0	0	0	0	0	0	0
PZ	0	0	0	0	0	0	0	1.0	0.6	0.1	0	0	0	0
PS	0	0	0	0	0	0	0	0.3	0.8	1.0	0.7	0.5	0.4	0.2
PM	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.2	0.7	1.0	0.7	0.2
PB	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.1	0.4	0.8	1.0

表 2 控制规则($\triangle K_p$)

$\bar{E}$	NB	NM	NS	NZ	PZ	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	Z	PS
NM	NB	NB	NM	NM	NS	NS	PS	PM
NS	NB	NM	NS	NS	Z	Z	PM	PM
Z	NB	NM	NS	Z	Z	PS	PM	PB
PS	NM	NM	Z	Z	PS	PS	PM	PB
PM	NM	NS	PS	PS	PM	PM	PB	PB
PB	NS	Z	PS	PM	PB	PB	PB	PB

按隶属度方法来计算模糊控制量, 模糊控制量经模糊判决就可以转化为确切控制量, 表 3 为按中位数决策时所得到的 K_p 控制表。

表 3 按中位数决策时控制表($\triangle K_p$)

$\bar{E}$	- 6	- 5	- 4	- 3	- 2	- 1	- 0	+ 0	+ 1	+ 2	+ 3	+ 4	+ 5	+ 6
- 6	- 5.5	- 5.0	- 5.5	- 5.0	- 5.5	- 5.0	- 5.5	- 4.0	- 3.0	- 1.5	- 1.0	- 0.5	0.5	1.0
- 4	- 5.5	- 4.5	- 4.5	- 4.0	- 4.0	- 4.0	- 4.0	- 2.0	- 2.0	- 1.0	0.5	1.0	1.5	2.5
- 2	- 5.5	- 4.5	- 4.0	- 3.5	- 2.0	- 2.5	- 2.0	- 0.5	- 1.0	0	1.5	2.5	2.5	3.0
0	- 5.0	- 4.0	- 4.0	- 3.0	- 2.0	- 1.5	- 1.0	0	0.5	1.0	2.0	3.0	3.0	4.0
+ 2	- 4.0	- 3.5	- 3.5	- 3.0	- 0.5	0	0	1.5	1.5	1.5	2.5	3.0	3.5	4.5
+ 4	- 3.5	- 2.5	- 1.5	- 1.5	0.5	1.5	1.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.5	3.5	4.5
+ 6	- 2.0	- 1.5	- 0.5	0	0.5	2.0	3.0	4.5	4.5	4.5	4.0	4.5	4.5	4.5

3 数字仿真及结果分析

采用 C 语言对该系统进行了数字仿真。由于发动机模型是发动机在 34 个不同转速状态

下的小偏离模型,模型参数变化较大,如果对比率和积分两个调节器的参数采用同一组数值,就不能完全适应被控对象模型参数的变化,为此,对各个小偏离模型在小偏离响应下,用单纯形法寻优,得到了 34 组比例和积分调节参数,取一半数据示于表 4。图 2 和图 3 分别为大偏

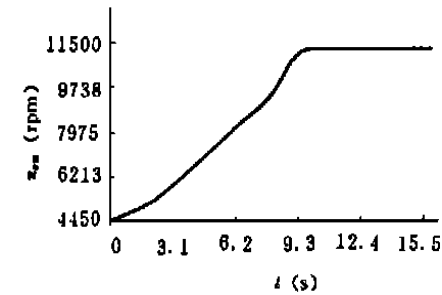


图 2 大偏离输入时参考输出

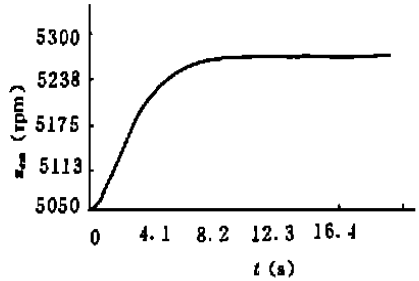


图 3 小偏离输入时参考输出

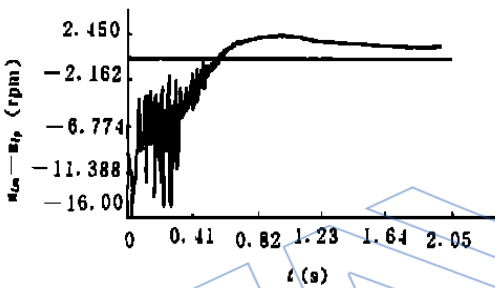


图 4 采用相平面法在小偏离输入下系统的响应

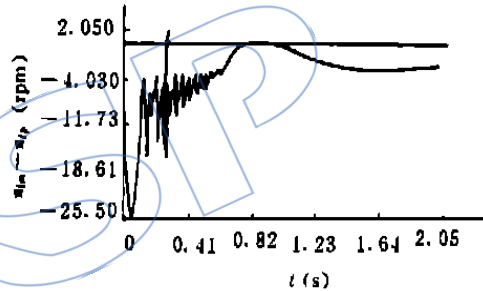


图 5 采用隶属变法在小偏离输入下系统响应

表 4 最佳参数(K_P 和 K_I)

n_1	K_P	K_I	n_1	K_P	K_I	n_1	K_P	K_I
4462	0.33	0.06	4862	0.37	0.08	5256	0.59	0.17
5662	0.78	0.26	6062	0.84	0.28	6462	0.87	0.31
6862	0.93	0.35	7262	0.99	0.43	7662	1.04	0.47
8062	1.12	0.54	8462	1.30	0.63	8862	1.40	0.68
9262	1.69	0.78	9662	2.30	1.00	10062	2.99	1.26
10462	3.73	1.47	10862	4.62	1.6	11262	5.50	1.72

离和小偏离输入时的参考输出。图 4 和图 5 分别为小偏离输入下的系统响应。在大偏离输入时,系统响应的仿真结果类似于图 4 和图 5 所示。可看出,采用模糊控制理论设计的比例和积分两自适应机构对航空发动机转速自适应控制系统进行了很好的控制,获得满意的性能。

(责任编辑 王庆康)

APPLICATION OF FUZZY CONTROL THEORY TO DESIGNING AN ADAPTIVE DEVICE

Luo Enke and Wu Qihua

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A new design approach is proposed according to fuzzy control theory. It has been applied to designing the proportional and integral adaptive control device for a speed digital adaptive control system of a two-spool turbojet. Two methods (phase-plane method and membership degree method) have been used in this design. The digital simulation of the whole system has been completed. Its results demonstrate that this new approach brings the advantages of the proportional, integral and fuzzy controls into full play. It simplifies the control algorithm and enhances the control accuracy. Finally, this new design approach is suitable for nonlinear and high-order controlled object, which is lacking precision mathematical model.

AN EXPERT SYSTEM FOR AEROENGINE OIL MONITORING

Zhong Rongbin and Ma Mei

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Since oil monitoring is an effective diagnostic method in aeroengine troubleshooting, an expert system OSTM is developed, which means "Oil System Troubleshooting Master". Its goal is to help maintenance personnel to analyze the complex information acquired from the oil monitoring. This software is implemented in Turbo Prolog language and customized for use in portable personal computers. An exhaustive back-chain inference algorithm is adopted. The rule ignition superiority is determined by rule sequence in the knowledge base. Hence, common faults can be picked out at first. An explanation mechanism is included as well. Further, a menu query interface is programmed for quick manipulation of particular faults. For this purpose, the fault symptoms are classified according to their respective diagnostic domains. Moreover, knowledge acquisition and knowledge base management modules have been created. Until now, the diagnostic knowledge is mainly adopted from aircraft maintenance manual.

PATTERN RECOGNITION OF EXTREME LOAD DISTRIBUTIONS

Cheng Dejing and Sun Zhenyi

(*Chinese Flight Test Establishment*)

ABSTRACT

118 the largest prototypes of extreme load coefficient for a variety of flights have been obtained from pretreating extreme load data of flight tests and field surveys. Different mathematical patterns of distribution, such as Normal Distribution, Weibull Distribution, Pearsun Distribution, Rayleigh Distribution and Gumber Distribution, are applied to calculation, from which are derived both probability density function and probability distribution function in each of these patterns. By means of recognition algorithm of Fuzzy Mathematics, approximation grades of the different patterns to the prototypes are determined. Then a reliable distribution regularity of the extreme load coefficients is provided for strength and reliability analyses of the aeroengine.