

用模糊控制法改善飞机舵回路性能的研究*

左 琰,唐永哲,刘 华

(西北工业大学自动化学院,西安 710072)

摘 要:针对飞机舵回路的工作性能受到非线性特性影响和负载力矩反影响,提出了一种将模糊控制和传统PID控制相结合的方法,分区间对PID控制器参数进行模糊整定,使得飞机舵回路在每个工作区间都具有较好的响应特性,从而改善舵回路的全局性能。文中给出了分析设计过程和仿真结果,证明了该方法的有效性。

关键词:模糊控制;参数整定;舵回路

中图分类号:V249.12 文献标志码:A

Study on Improving the Performance of the Aircraft Rudder Loop Based on Fuzzy Control

ZUO Yan, TANG Yongzhe, LIU Hua

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the aircraft rudder loop performance affected by the non-linearity and torque anti-impact, a fuzzy control and traditional PID control of combining methods is given, area between the PID controller parameters of fuzzy-tuning, making the plane rudder loop at each interval has a better response characteristics, thus improving the overall performance of the rudder loop. In this paper, the analysis design process and simulation results are given to prove the effectiveness of the method.

Keywords: fuzzy control; parameter tuning; rudder loop

0 引言

飞机舵回路是实现飞机运动的自动稳定和控制不可缺少的组成部分。因此舵回路的响应特性对飞机的飞行品质有重要的影响。但现实的舵回路存在两个主要特点:1)舵回路的执行元件舵机的输出力矩对角速度的关系为非线性;2)舵面负载即铰链力矩随飞行状态而改变且反过来影响舵机,严重时会出现铰链力矩反操纵,舵机工作也将不稳定。虽然这两种情况在现行的飞行控制系统设计之初就已得到了很好的解决,使得飞机的操纵品质和飞行性能均较为满意^[1],但舵回路的工作性能还存在可进一步改善的空间,如果发掘出了这个利用空间,则可进一步提高飞机的操纵品质和飞行性能,这将具有极大的现实意义。文中详细分析了电动机机械特性和铰链力矩影响舵回路的原理,并基于这个原理采

用了模糊控制和常规PID控制相结合的方法,在舵回路工作于各个不同的状态时适时调整PID控制器的参数^[2],使得电动机转角即舵面偏角远离预定位置时具有较大的阻尼,而在接近预定位置时具有较小的阻尼,从而使电动机有利于向预定位置转动而不易于偏离预定位置,也使舵面在越过平衡位置时由于大阻尼而产生较小的超调,降低对铰链力矩的影响,更有利于避免出现铰链力矩反操纵产生不稳定的振荡现象。这一设计可使整个舵回路减小超调缩短调节时间,使飞机增加了稳定性且能较快而平稳地改变飞行状态,改善了飞机的操纵品质和飞行性能。

1 原理分析

在舵回路中串联入常规PID控制器简单可靠。传统的PID控制方法一般是按照系统的性能指标选择出一组固定的PID参数,这样的办法

* 收稿日期:2008-07-18

作者简介:左琰(1978-),男,四川平昌人,硕士研究生,研究方向:飞行控制系统。

是在无法完全兼顾系统的静态性能与动态性能之间的要求而做的折中选择,以获得比较理想的效果,但是无法获得最佳的控制效果。

舵回路中加入传统 PID 控制后的一般阶跃响应(即舵偏角)曲线如图 1 所示。

舵机特性为非线性,相当于舵机电动机在转动过程中的阻尼随其转动位置而改变;铰链力矩随飞行状态而改变且反过来影响舵机,相当于对舵回路施加了一个变化的负载。回路

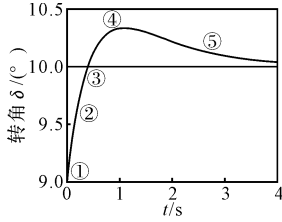


图 1 一般阶跃响应曲线

中的积分环节能改善稳态误差,但容易导致超调;而微分能增强阻尼,减少超调,但会影响响应时间,导致系统动态性能下降。如果在原来已选定的传统 PID 控制器固定参数的基础上,采用模糊控制规则来在线调整 PID 参数,使其恰当地变大或变小,则能同时兼顾稳态和动态性能,既能防止过大的超调,同时又具有相当快的响应时间,从而改善系统性能。

参见图 1,用 $\Delta\delta$ 表示当前位置减去预定位置, $\Delta\delta/\Delta t$ 表示响应变化率即角速度,则响应各阶段动态特性及相应的 PID 参数 k_p 、 T_i 、 T_d 调整规则如下:

①~②段, $\Delta\delta < 0$, $\Delta\delta/\Delta t$ 远大于 0,此时偏角快速接近预定位置,考虑到开环增益过大会影响系统稳定,应保持或小幅增加 k_p ,减小 T_d ;同时为了防止输出值过大,应当减小 T_i ;

②~③段, $\Delta\delta < 0$, $\Delta\delta/\Delta t > 0$,此时偏角较慢接近预定位置,为抑制超调应减小 k_p 和 T_i ,增加 T_d ;

③~④段, $\Delta\delta > 0$, $\Delta\delta/\Delta t > 0$,转角远离预定位置,应增加阻尼,因而需增加 k_p 、 T_i 、 T_d ;

④~⑤段, $\Delta\delta > 0$, $\Delta\delta/\Delta t < 0$,转角又回复预定位置,应保持 k_p ,减小 T_d 和 T_i 。

调参规则可归纳如表 1。

表 1 参数调整规则

	①~②	②~③	③~④	④~⑤
k_p	↑	↓	↑	
T_i	↓	↓	↑	↓
T_d	↓	↑	↑	↓

2 系统设计

用上述方法改进后的控制系统可采用数字式 PID 控制器,并用上述模糊规则调整参数,故该控制功能可方便地用计算机加以实现。加入模糊 PID 控制部分后的舵回路结构图如图 2。

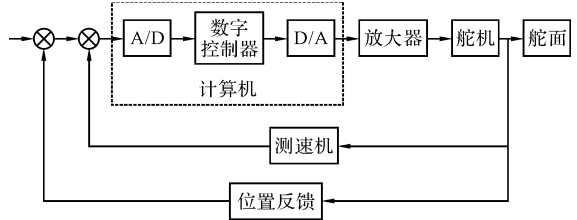


图 2 改进后的舵回路结构图

系统中采用计算机实现的离散 PID 控制算法为:

$$u(n) = k_p \left\{ e(n) + \frac{T}{T_i} \sum_{i=0}^{n-1} e(i) + \frac{T_d}{T} [e(n) - e(n-1)] \right\} \quad (1)$$

式中: $u(n)$ 、 $e(n)$ 分别为数字控制器在第 n 个采样时刻的输出(控制量)和输入(偏差信号); k_p 为比例增益; T_i 、 T_d 分别为积分和微分常数; T 为采样周期。

式(1)也可写为:

$$u(n) = k_p e(n) + k_i \sum_{i=0}^{n-1} e(i) + k_d [e(n) - e(n-1)] \quad (2)$$

由式(2)可得:

$$\Delta u = u(n) - u(n-1) = k_p [e(n) - e(n-1)] + k_i e(n) + k_d [e(n) - 2e(n-1) + e(n-2)] \quad (3)$$

其中: $k_i = \frac{k_p T}{T_i}$, $k_d = \frac{k_p T_d}{T}$ (4)

在原来已选定的传统 PID 控制器固定参数 k_{p0} 、 T_{i0} 、 T_{d0} 的基础上,选择适当的采样周期 T 后,通过调整参数 k_p 、 T_i 和 T_d 分别的增量 Δk_p 、 ΔT_i 、 ΔT_d 便可调整参数 k_p 、 T_i 、 T_d ,于是有:

$$k_p = k_{p0} + \Delta k_p \quad (5)$$

$$T_i = T_{i0} + \Delta T_i \quad (6)$$

$$T_d = T_{d0} + \Delta T_d \quad (7)$$

经上述调整后,由式(4)便可调整参数 k_p 、 k_i 、 k_d 。

模糊变量按照与输出值和输出变化率的模糊量化值 $\Delta\theta$ 和 $\Delta\theta/\Delta t$ 之间的 IF-THEN 推理关系获得,即:

IF $\Delta\theta$ and $\Delta\theta/\Delta t$

THEN Δk_p or ΔT_i or ΔT_d

根据以上设计的参数调整规则,设计了 3 个分别用于整定参数 k_p 、 T_i 和 T_d 的表格。

表 2 Δk_p 的参数整定表

	-8	-5	-2	0	2	5	8
-10	0	0	0	0	-0.6	-0.2	0.1
-7	0	0	0	0	-0.4	-0.15	0.1
-5	0	0	0	0	-0.2	-0.1	0.1
-2	0	0	0	0	-0.1	-0.05	0.1
0	0	0	0	0	0	0	0.1
2	0	0	0	0	0.1	0.05	0.1
5	0	0	0	0	0.2	0.1	0.1
7	0	0	0	0	0.4	0.15	0.1
10	0	0	0	0	0.6	0.2	0.1

表 3 ΔT_i 的参数整定表

	-8	-5	-2	0	2	5	8
-10	0	0	0	0	-0.5	-0.5	-0.5
-7	0	0	0	0	-0.3	-0.3	-0.3
-5	0	0	0	0	-0.2	-0.2	-0.2
-2	0	0	0	0	-0.1	-0.1	-0.1
0	0	0	0	0	0	0	0
2	-0.5	-0.3	-0.1	0	0.1	0.1	0.1
5	-0.5	-0.3	-0.1	0	0.2	0.2	0.2
7	-0.5	-0.3	-0.1	0	0.3	0.3	0.3
10	-0.5	-0.3	-0.1	0	0.5	0.5	0.5

表 4 ΔT_d 的参数整定表

	-8	-5	-2	0	2	5	8
-10	0	0	0	0	0.2	-0.2	-0.4
-7	0	0	0	0	0.2	-0.15	-0.3
-5	0	0	0	0	0.2	-0.1	-0.2
-2	0	0	0	0	0.2	-0.05	-0.1
0	0	0	0	0	0.2	0	0
2	-0.1	-0.1	-0.1	0	0.2	0.1	0.1
5	-0.2	-0.2	-0.2	0	0.2	0.2	0.2
7	-0.3	-0.2	-0.2	0	0.2	0.25	0.3
10	-0.4	-0.3	-0.2	0	0.2	0.3	0.4

上述 3 个参数整定表中,表头列的数据表示 $\Delta\delta$ 值(单位为 $^\circ$)的整数部分,行的数据表示 $\Delta\delta/\Delta t$ (单位为 $^\circ/s$)值的整数部分,表中数据表示参数的相应增量。

3 仿真结果

以某型飞机为例,其升降舵回路的传递函数^[1]为:

$$\theta_s = 0.537 / \{ (0.036s + 1) [(6.55 \times 10^{-3}s)^2 +$$

$$2.49 \times 10^{-4}s + 1] \} \quad (8)$$

当采用模糊 PID 控制时,根据经验公式同时考虑飞机的性能指标要求,选择 PID 控制器 3 个参数的基础值为 $k_{p0} = 0.8$; $T_{i0} = 0.01$; $T_{d0} = 0.1$ 。采样周期 $T = 0.0125$ s。

未采用模糊调参法和采用模糊调参法两种情况下,舵回路在阶跃输入下的响应曲线(即舵偏角曲线)的比较如图 3 所示。比较可知,采用了模糊调参法的舵回路抑制了超调量并缩短了调节时间,响应加快,响应特性更良好,说明舵回路的动态性能和静态性能得到了改善,从而证明采用模糊调参法改善舵回路性能的方法是可行的。

为了验证舵回路性能改善也相应改善了飞机的整体控制性能和飞行性能,同时也使飞机能更好地适应外界环境(如大气扰动等)的变化即控制系统具有一定的鲁棒性,下面对飞机在有正向垂直阶跃风干扰 $N=2m/s$ 和反向垂直阶跃风干扰 $N=-2m/s$ 两种情况下,其俯仰姿态角稳定过程进行仿真比较。

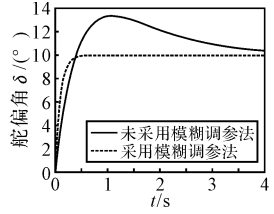


图 3 两种阶跃响应曲线比较

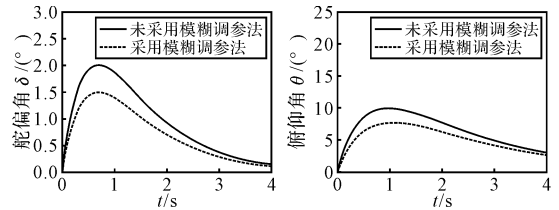


图 4 垂直常风干扰 $N=2m/s$ 时飞机姿态角稳定过程

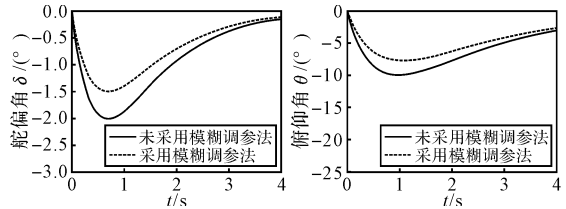


图 5 垂直常风干扰 $N=-2m/s$ 时飞机姿态角稳定过程

由仿真结果可看出,采用模糊调参法改进舵回路后,飞机姿态稳定过程中俯仰角峰值略有减小而峰值时间几乎不变,这使得俯仰角变化速度不是太大从而过载不是太大,进而进一步提高了机上乘员的舒适感,改善了飞机的乘坐品质。

表 1 测量结果与技术指标的比较

指标项目		实测结果	指标要求	指标项目		实测结果	指标要求		
电压驻波比 (VSWR)	和路	$f_0 - 350\text{MHz}$	1.568	≤ 1.8	通道隔离	和—方位差	-33.725(max)	≤ -20	
		$f_0 - 300\text{MHz}$	1.399	≤ 1.4		和—俯仰差	-30.748(max)		
		f_0	1.071	≤ 1.2		方位差—俯仰差	-34.437(max)		
		$f_0 + 300\text{MHz}$	1.528	≤ 1.4	半功率波束宽度		3.9°	$4^\circ \pm 0.2^\circ$	
		$f_0 + 350\text{MHz}$	1.664	≤ 1.8	差波束分离角	方位差	5.8°	$6^\circ \pm 0.5^\circ$	
	方位差	$f_0 - 350\text{MHz}$	1.542	≤ 1.8		俯仰差	5.8°		
		$f_0 - 300\text{MHz}$	1.383	≤ 1.6	天线增益 /dB	$f_0 - 350\text{MHz}$	29.678	≥ 29.5	
		f_0	1.135	≤ 1.2		f_0	31.309		
	$f_0 + 300\text{MHz}$	1.399	≤ 1.6	$f_0 + 350\text{MHz}$		30.783			
	俯仰差	$f_0 + 350\text{MHz}$	1.518	≤ 1.8	最大副瓣电平 / dB	E面	$f_0 - 350\text{MHz}$	-26.1	≤ -18.5
		$f_0 - 350\text{MHz}$	1.539	≤ 1.8			f_0	-26.5	≤ -20
		$f_0 - 300\text{MHz}$	1.361	≤ 1.6			$f_0 + 350\text{MHz}$	-24.1	≤ -18.5
		f_0	1.159	≤ 1.2		H面	$f_0 - 350\text{MHz}$	-23.8	≤ -18.5
		$f_0 + 300\text{MHz}$	1.367	≤ 1.6			f_0	-23.5	≤ -20
$f_0 + 350\text{MHz}$		1.552	≤ 1.8	$f_0 + 350\text{MHz}$			-21.8	≤ -18.5	

3 结论

长期以来,缝隙天线的精确设计一直是天线工程设计人员的一个难点,通过上面的数据可以看出,实测天线的指标均优于设计的指标要求。这说明应用矩量法对波导馈电缝隙天线设计的正确性和设计方法的合理性。在整个天线的设计过程中结合考虑了各个缝隙之间的互耦,这就确保了设计的准确性。实测数据进一步证明了

该设计理论的正确性和先进性。如果进一步提高机械加工的精度,天线性能将会更好。

参考文献:

- [1] T Vu Khac. A study of some slot discontinuities in rectangular waveguides[J]. IEEE Trans. Antennas and Propagat., 1973,21(9):708-710.
- [2] A F Stevenson. Theory of slots in rectangular waveguides[J]. Appl. Phys., 1948,19:24-38.

(上接第 261 页)

4 结论

通过以上设计可知,采用模糊调参法可以优化舵回路中电动机的阻尼特性,改善飞机舵回路的动态和静态性能,使舵回路的响应抑制了超调并缩短了调节时间,进而改善了飞机的操纵品质和飞行性能,使飞机能平稳而较快地改变飞行状态,也能更好地适应外界环境变化即具有一定的鲁棒性^[3-4]。而且这种设计方法便于用计算机加以实现,具有较大的现实意义。

需要指出的是,3 个参数的整定规律和具体

整定值并不是固定不变的,应该由不同类型和不同任务的飞机自身的飞行指标来确定。

参考文献:

- [1] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [2] 王文庆. 复杂系统自适应鲁棒控制:基于模糊逻辑系统的分析设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [3] 徐湘元. 自适应控制理论与应用[M]. 北京:电子工业出版社,2007.
- [4] 黄曼磊. 鲁棒控制理论与应用[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2007.