

文章编号: 1001-0920(2004)06-0631-06

自主飞艇浮力调节系统的建模及控制

方存光¹, 王伟²

(1. 东北大学 信息科学与工程学院, 辽宁 沈阳 110004; 2. 大连理工大学 信息与控制研究中心, 辽宁 大连 116024)

摘要: 针对特定结构的平流层信息平台——自主飞艇, 建立了多气囊浮力调节动力学方程. 将气囊浮力力矩平衡关系式引入方程组, 使多输入双输出耦合系统简化为多输入单输出系统. 控制系统分为两级: 一级控制系统中, 根据非零隶属度存立原则确定模糊控制量的输出, 通过调节量化因子和比例因子, 弥补了控制过程中专家经验的不足, 满足了系统对不同控制阶段的性能要求; 二级控制系统采用简单的模糊控制. 数字仿真验证了该控制方法的可行性.

关键词: 平流层信息平台; 系统建模; 模糊控制

中图分类号: TP242.6 **文献标识码:** A

Modeling and control of buoyancy force regulating systems of unmanned autonomous airship

FANG Cun-guang¹, WANG Wei²

(1. School of Information Science and Engineering, Northeastern University, Shenyang 110004, China; 2. School of Electronics and Information Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China. Correspondent: FANG Cun-guang, E-mail: cunguangf@tom.com)

Abstract: The model of multi-aerocyst buoyancy force regulating systems of unmanned autonomous airship is designed. The buoyancy force moment balance equation imposed simplifies the multi-input two-output coupling system into multi-input single output system. Two-stage control is used to the above systems. In the first stage control system, fuzzy control output variable is depended on nonzero subjection grade truth principia under the condition of online regulating quantizing factors and proportion factor. Simple fuzzy control is applied in the second stage control systems. Simulation results show the validity of the method.

Key words: stratospheric-telecommunication-platform; modeling; fuzzy control

1 引言

利用自主飞艇准静止的以特定的姿态角, 长期驻守在平流层高度并担任通讯平台, 被认为是继地面通讯站和卫星之后的第三代通讯平台(SIPAA). 目前, 对自主飞艇的研究大多集中在平台的通讯方面, 还未见针对平台进行建模、分析和控制的文献报道^[1~3].

本文根据飞艇受力的情况, 首次建立了多气囊

浮力调节动力学方程, 将气囊浮力力矩平衡关系式引入方程组, 采用两级模糊控制方式. 整个控制系统结构简单, 弥补了专家经验的不足, 根据需要可得到较为满意的控制效果.

2 飞艇的结构及受力分析

建立地面坐标系 $oxyz$, 飞艇受力情况如图 1 所示. 其中: $K(t)$ 为升力, $R(t)$ 为阻力, $T_r(t)$ 为推力, $G(t)$ 为重力, $F(t)$ 为浮力, o 为飞艇质心.

收稿日期: 2003-07-07; 修回日期: 2003-09-30.

基金项目: 国家杰出青年基金资助项目(69825106).

作者简介: 方存光(1972—), 男, 安徽寿县人, 博士, 从事平流层信息平台的建模与控制等研究; 王伟(1955—), 男, 辽宁鞍山人, 教授, 博士生导师, 从事预测控制、智能控制等研究.

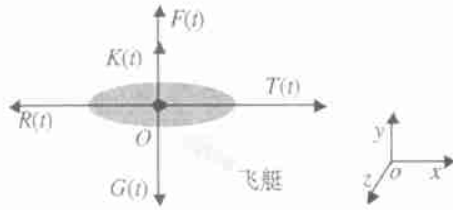


图 1 飞艇受力情况

采用硬式多气囊结构,艇身采用三轴椭圆体设计.运行过程中,飞艇头部始终逆着风向,各气囊所受浮力作用点位于飞艇机体纵轴轴线上,如图 2 所示.其中: r_i 为浮力作用点在 ox 上的坐标, $F^i(t)$ 和 $F^j(t)$ 分别为第 i 个和第 j 个气囊产生的浮力.

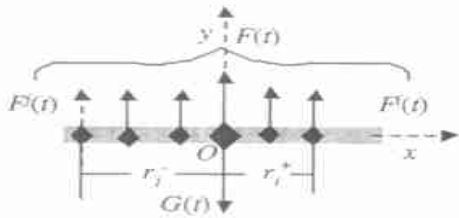


图 2 气囊沿飞艇轴向分布情况

对于自主飞艇多气囊浮力调节动力学建模,作如下假设:1) 流经艇身的气流为不可压且无粘性;2) 飞艇的质量和质心恒定;3) 飞艇重力对质心力矩之和为零;4) 囊内气体温度与飞艇质心处的大气温度相同.

2.1 飞艇所受浮力

设 y 表示飞艇的垂直位移, $T_K(t)$ 和 $p(y)$ 分别表示飞艇质心处的大气温度和大气压强, N 表示气囊数, $T_{Kl}^i(t)$, p_i^i 和 i^i 分别为第 i 个气囊内的温度、气体压强和气体摩尔数,且 $p_i^i = k_v^i p(y)$. 根据假设, $T_{Kl}^i(t) = T_K(t)$. 由分子物理学及热力学知识,第 i ($i = 1, 2, \dots, N$) 个气囊的体积为

$$V^i(t) = \frac{i^i(t) R T_{Kl}^i(t)}{p_i^i(y)} = \frac{R T_K(t) i^i(t)}{k_v^i(t) p(y)}, \quad (1)$$

则气囊排出的空气质量为

$$M_A(t) = \sum_{i=1}^N m_A^i(t) = \sum_{i=1}^N \frac{i^i(t)}{k_v^i(t) p(y)} R T_K(t). \quad (2)$$

设 $g(y)$ 为飞艇质心所在位置重力加速度,由阿基米德浮力定律,飞艇所受浮力为

$$F(t) = M_A(t) g(y). \quad (3)$$

2.2 飞艇所受重力

设飞艇艇身质量为 M_a ,则飞艇受到的重力为

$$G(t) = M_a g(y). \quad (4)$$

2.3 压强系数的确定

设 μ_H 表示囊内气体摩尔质量,第 i 个气囊内气体质量为

$$m_{ag}^i(t) = \mu_H i^i(t), \quad i = 1, 2, \dots, N. \quad (5)$$

建立机体坐标系 $oxyz$, 则 $y(t) = y(t)$. 将囊内气体作为独立研究单元,第 i 个气囊受力如图 3 所示. 其中: $N_1^i(t)$ 和 $N_2^i(t)$ 为正压力, $F^i(t)$ 为浮力, $G_{ag}^i(t)$ 为囊内气体重力.

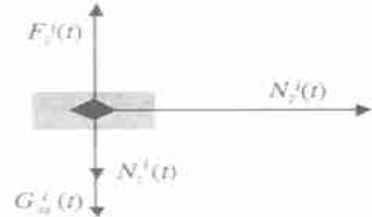


图 3 气囊受力情况

由牛顿力学定律得

$$\begin{cases} m_A^i(t) g(y) - N_1^i(t) - m_{ag}^i(t) g(y) = \\ m_{ag}^i(t) d^2 y / dt^2, \\ N_2^i(t) = m_{ag}^i(t) d^2 x / dt^2. \end{cases} \quad (6)$$

设 $A_{rh}^i(t)$ 和 $A_{rp}^i(t)$ 分别表示第 i 个气囊在机体坐标系 $oxyz$ 中 ozx 面和 oyz 面的投影面积,飞艇的结构决定了 $A_{rh}^i(t)$ 为定值. 令 $A_{rh}^i(t) = S_h^i$, $A_{rp}^i(t) = S_p^i(V^i)$, 根据帕斯卡定律,由此产生的附加压强为

$$\begin{cases} p_1^i(t) = N_1^i(t) / S_h^i = \\ \frac{[m_A^i(t) - m_{ag}^i(t)] g(y) - m_{ag}^i(t) d^2 y / dt^2}{S_h^i}, \\ p_2^i(t) = |N_2^i(t)| / S_p^i(V^i) = \\ \frac{m_{ag}^i(t) | \frac{d^2 x}{dt^2} |}{S_p^i(V^i)} = \frac{m_{ag}^i(t) | R(t) - T_r(t) |}{M_a S_p^i(V^i)}. \end{cases} \quad (7)$$

根据迭加原理,第 i 个气囊压强系数为

$$k_v^i(t) = 1 + [p_1^i(t) + p_2^i(t)] / p(y). \quad (8)$$

3 动力学方程的建立

3.1 多气囊浮力调节动力学建模

飞艇受到不可压且无粘性气流作用,艇身只受抬头力矩作用^[4]. 飞艇俯仰角 姿态变化受如下力矩影响:艇身的抬头力矩,尾翼的升力力矩,尾翼的阻力力矩,气囊浮力力矩. 根据矢量分离原则,有

$$\frac{d^2 \gamma}{dt^2} = \frac{d^2 \gamma_1}{dt^2} + \frac{d^2 \gamma_2}{dt^2}.$$

其中: $d^2 \gamma_1 / dt^2$ 表示气囊浮力力矩对俯仰角 姿态变化的贡献, $d^2 \gamma_2 / dt^2$ 表示其余力矩对俯仰角 姿

态变化的贡献. 则气囊浮力力矩对飞艇俯仰角的影响可表示为

$$I_z \frac{d^2 \gamma}{dt^2} = \sum_{i=1}^N F^i(t) r_i, i = 1, 2, \dots, N. \quad (9)$$

其中 I_z 表示地面坐标系 $oxyz$ 中飞艇关于 oz 轴的主惯性矩. 由牛顿第二定律, 得飞艇质心垂直运动微分方程

$$\frac{d^2 y}{dt^2} = \frac{F(t) + K(t) - G(t)}{M_a}. \quad (10)$$

3.2 飞艇浮力调节动力学方程解耦

在飞艇运行过程中, 气囊浮力之间满足的力矩平衡条件为 $\sum_{i=1}^N F^i(t) r_i = 0$. 将式(3) 代入, 得

$$\sum_{i=1}^N m_A^i(t) r_i = 0. \quad (11)$$

根据假设, 飞艇所受重力对质心力矩之和为零, 因此以式(11) 替代式(9), 原系统转化为多输入 $[\gamma^1, \gamma^2, \dots, \gamma^N]^T$ 、单输出 y 系统.

3.3 飞艇各气囊所受浮力间的关系

按等安全裕度设计飞艇, 则艇身对于各浮力作用的安全系数相同. 设第 i 个和第 j 个气囊所受浮力分别为 $F^i(t)$ 和 $F^j(t)$, $i, j \in \{1, 2, \dots, N\}$, 浮力与艇身的有效作用面积分别为 S_h^i 和 S_h^j , 浮力作用处的最大允许应力分别为 σ_{max}^i 和 σ_{max}^j . 则有

$$\frac{F^i(t)}{F^j(t)} = \frac{\sigma_{max}^i S_h^i}{\sigma_{max}^j S_h^j}.$$

由于 S_h^i 和 S_h^j 为恒量, $F^i(t) / F^j(t) \cong$ 定值. 将式(3) 代入, 则有

$$\frac{m_A^i(t)}{M_A(t)} = \lambda_i, i = 1. \quad (12)$$

设

$$f(\ddot{y}, y, \gamma^i, t) =$$

$$\left[\frac{R(t) - T_r(t)}{M_a S_p^i(V^i)} S_h^i(t) - g(y) - \frac{d^2 y}{dt^2} \right] \mu_H^i + p(y) S_h^i(t).$$

以式(12) 替代式(11), 即式(12) 替代式(9), 则多气囊浮力调节动力学方程可改写为

$$\begin{cases} \frac{d^2 y}{dt^2}(t) = \frac{1}{M_a} g(y) M_A(t) - g(y) + \frac{1}{M_a} K(t), \\ m_A^i(t) = \frac{\text{Sqrt}(t) - f(\ddot{y}, y, \gamma^i, t)}{2g(y)}, \\ \frac{m_A^i(t)}{M_A(t)} = \lambda_i, i = 1, \dots, N, i r_i = 0, \\ \text{Sqrt}(t) = \sqrt{f^2(\ddot{y}, y, \gamma^i, t) + 4(\gamma^i) R T_K(t) g(y) S_h^i(t)}. \end{cases} \quad (13)$$

4 控制模型的建立

令 $u_0(t) = M_A(t)$, $u_i(t) = \gamma^i(t)$, $i = 1, 2, \dots, N$, 设飞艇的垂直位移参考值 $y^*(t) = r(t)$. 则系统的偏差量为 $e_0(t) = y^*(t) - y(t) = r(t) - y(t)$, $e_i = \lambda_i u_0(t) - m_A^i$. 建立以 $u = [u_0, u_1, \dots, u_N]^T$ 为控制变量, 以系统偏差量 $e = [e_0, e_1, \dots, e_N]^T$ 描述的动力学方程, 有

$$\ddot{e}_0 = \ddot{r}(t) - \frac{1}{M_a} g(y) u_0(t) + g(y) - \frac{1}{M_a} K(t), \quad (14a)$$

$$e_i = \lambda_i u_0 - \frac{\text{Sqrt}(t) - f(\ddot{y}, y, u_i, t)}{2g(y)}. \quad (14b)$$

对于上述动力学系统, 采用分级控制如图 4 所示. 其中: 各个控制器均为模糊控制器, 各控制对象为非线性描述的方程; $e_i(t)$, $u_i(t)$, m_A^i , $M_A(t)$, $y(t)$ 仅表示非线性方程的输入输出关系, 而不是通常意

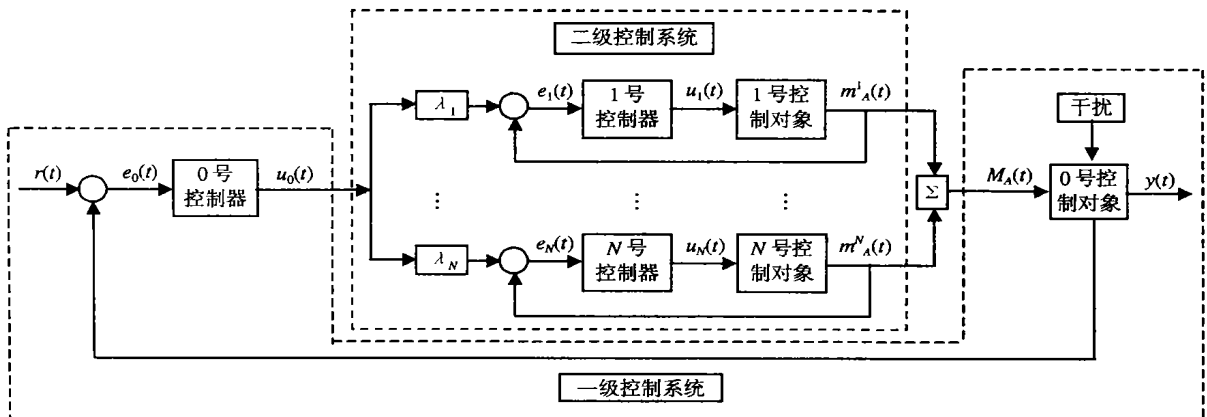


图 4 分级控制系统

义下线性系统中的乘积关系. 以式 (14a) 描述的飞艇垂直位移跟踪误差微分方程作为一级控制系统的控制对象, 可求得控制量 u_0 ; 以式 (14b) 描述的单气囊所受浮力跟踪误差方程为二级控制系统的控制对象, 可求得控制量 u_i .

4.1 一级控制系统

采用 Tustin 离散化方法^[5], 将式 (14a) 的积分进行离散化处理. 设 $ec_0 = \dot{e}_0$, 得

$$\begin{cases} e_0(kT + T) = \\ 0.5 T [ec_0(kT + T) + ec_0(kT)] + e_0(kT), \\ ec_0(kT + T) = \\ ec_0(kT) + \frac{kT+T}{kT} \left[\ddot{r}(t) - \frac{g(y)}{M_a} u_0(kT) + \right. \\ \left. g(y) - \frac{K(t)}{M_a} \right] dt. \end{cases} \quad (15)$$

4.1.1 模糊子集的划分, 隶属函数的确定以及模糊规则的制订

设误差 e_0 , 误差变化量 ec_0 和控制量 u_0 的增量 u_0 的模糊子集均为 { 负大, 负较大, 负中, 负小, 零, 正小, 正中, 正较大, 正大 }, 各子集对应的语言变量为 { NT, NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB, PT }. 分别以 E_0, EC_0 和 U_0 表示误差 e_0 , 误差变化量 ec_0 和控制量 u_0 的增量 u_0 的论域, $E_0/EC_0/U_0$ 取值为 { -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4 }.

设误差 e_0 和误差变化量 ec_0 的量化因子分别为 a_{e_0} 和 a_{ec_0} , 控制量 u_0 的增量 u_0 的比例因子为 a_{u_0} . 根据经验^[6], 选以正态分布函数为基础的隶属函数, 使相邻子集交点处的隶属度为 0.5. 则有

$$F_{e_0/ec_0}(x_f, c_f) = \begin{cases} 1, & x_f = -4, \\ f_T(x_f, c_f), & -2.5 \leq x_f < -4, \quad c_f = -4; \\ f_T(x_f, c_f), & -1.5 \leq x_f - c_f < 1.5, \quad c_f = -1; \\ f_T(x_f, c_f), & 2.5 \leq x_f < 4, \quad c_f = 4. \\ 1, & x_f = 4, \end{cases} \quad (16)$$

其中

$$f_T(x_f, c_f) = \exp[4 \log(0.5) (x_f - c_f)^2],$$

$$1 = \{ \pm 3, \pm 2, \pm 1, 0 \},$$

u_0 的最大值 (最小值) 可知, 且受到物理上的限制. 令 $c_2 = \{ \pm 4, \pm 1 \}$, 控制量 u_0 的增量 u_0 的隶属函数为

$$f_{u_0}(x_f, c_f) = f_T(x_f, c_f) / x_f = u_0, \quad -1.5 \leq x_f - c_f < 1.5, \quad c_f = 2. \quad (17)$$

制订的模糊控制规则如表 1 所示.

表 1 模糊控制规则 (1)

	NT	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	PT
NT	NT					NB	NM	NS	
NB		NB				NM	NS		
NM						NS		ZO	PS
NS			NM	NS				PS	PM
ZO	NB	NM	NS		ZO	PS		PM	PB
PS	NM	NS			PS				
PM	NS		ZO	PS		PM			
PB			PS	PM				PB	
PT			PS	PM	PB				PT

4.1.2 模糊子集特征值

定义模糊子集 $E_0^m/EC_0^m/U_0^m (m = 1, 2, \dots, 9)$ 的特征值为 $c_m = \{ -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4 \}$. 例如对于误差 e_0 的子集 { 负中 } 和 { 正较大 } 及其对应的语言变量 NM 和 PB, 特征值分别为 -2 和 3.

4.1.3 模糊推理

根据非零隶属度存立原则^[7], 采用如下推理方法^[8]: 对于误差 e_0 和误差变化 ec_0 , 对应的隶属度非零子集个数分别为 1, 2 或 3. 按非零隶属度存立原则, 对于 e_0 和 ec_0 , 起作用的模糊控制规则只有 1, 2, 3, 4, 6 或 9. 即在 e_0 和 ec_0 对应的 E_0 和 EC_0 论域中, 隶属度非零子集分别为 $E_0^{m-1}, E_0^m, E_0^{m+1}$ 和 $EC_0^{n-1}, EC_0^n, EC_0^{n+1}$, 特征值分别为 c_{m-1}, c_m, c_{m+1} 和 c_{n-1}, c_n, c_{n+1} . 由模糊规则表, 子集 E_0^m 和 EC_0^n 对应的控制量增量 u_0 所在子集特征值为 $c_{m,n}$. 以此类推, 可得

$$\mu_{u_0}(u_0) = [F(e_0, c_m) \quad F(ec_0, c_{n-1})] F(u_0, c_{m,n-1})$$

$$[F(e_0, c_m) \quad F(ec_0, c_n)] F(u_0, c_{m,n}) \quad \dots$$

$$[F(e_0, c_{m+1}) \quad F(ec_0, c_{n+1})] F(u_0, c_{m+1,n+1}). \quad (18)$$

以上是 e_0 和 ec_0 对应的隶属度非零子集个数均为 3 的情况. 当 e_0 和 ec_0 对应的隶属度非零子集个数不同时为 3 时, 采用类似方法, 可得到输出控制量增量 u_0 的表达式, 这里不再赘述.

4.1.4 模糊控制增量的精确化

按重心法将模糊控制增量 u_0 精确化, 得

$$u_0^0 = \frac{\int_{-5}^5 \mu_{u_0}(u_0) u_0 d(u_0)}{\int_{-5}^5 \mu_{u_0}(u_0) d(u_0)}. \quad (19)$$

由式 (14a), 此时系统的输出控制量为

$$u_0 = M_a [1 + \ddot{r}(kT) / g(y)] + u_0^0(kT) a_{u_0}. \quad (20)$$

4.1.5 量化因子及比例因子的确定

根据控制系统性能的要求,将误差分为 L 个子集,即 $\{(|e_0^1|, |e_0^2|], \dots, (|e_0^{L-1}|, |e_0^L|], (|e_0^L|, 0)\}$, 其中前 $Q (< L)$ 个子集为可能出现的较大的误差预分配子集. 确定每个子集对应的量化因子 a_{e_0} , 且满足

$$\frac{|e_0^1|}{a_{e_0}^1} = \frac{|e_0^2|}{a_{e_0}^2} = \dots = \frac{|e_0^L|}{a_{e_0}^L} = 4. \quad (21)$$

令比例因子 $a_{u_0}^1 \cong \max\{K(t)/4g(y)\}$, 在余下的误差段中使 $a_{u_0}^m (m = \{1, 2, \dots, L\})$ 的值逐渐减小. 根据系统动态性能如过渡时间、超调量的大小等, 确定误差段 $(|e_0^m|, |e_0^{m+1}|)$ 对应的误差变化的量化因子 $a_{ec_0}^m$. 为获得期望的动静态性能, 在各个误差段中使得

$$\begin{cases} a_{e_0}^m \Leftarrow a_{ec_0}^m, |ec_0| / a_{ec_0}^m < 4; \\ a_{e_0}^m \Leftarrow 2a_{ec_0}^m, |ec_0| / a_{ec_0}^m > 4. \end{cases} \quad (22)$$

其中: $m = \{1, 2, \dots, L\}$, \Leftarrow 表示赋值.

4.2 二级控制系统

将式(14b)离散化, 得

$$e_i(kT) = iu_0(kT) - \frac{\text{Sqrt}(kT) - f(\ddot{y}, y, u_i, kT)}{2g(y)}$$

4.2.1 模糊子集的划分, 隶属函数的确定以及模糊规则的制订

设误差 e_i 和控制量 u_i 的增量 u_i 的模糊子集均为 $\{ \text{负大}, \text{负较大}, \text{负中}, \text{负较小}, \text{负小}, \text{零}, \text{正小}, \text{正较小}, \text{正中}, \text{正较大}, \text{正大} \}$, 各子集对应的语言变量为 $\{ \text{NT}, \text{NB}, \text{NM}, \text{NW}, \text{NS}, \text{ZO}, \text{PS}, \text{PW}, \text{PM}, \text{PB}, \text{PT} \}$. 分别以 E_i 和 U_i 表示误差 e_i 和控制量 u_i 的增量 u_i , E_i / U_i 取值为 $\{ -5, -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5 \}$.

设误差 e_i 的量化因子为 a_{e_i} , 控制量 u_i 的增量 u_i 的比例因子为 a_{u_i} . 误差 e_i 的隶属函数为

$$F_{e_i}(x_f, c_f) = \begin{cases} 1, & x_f = -5, \\ f_T(x_f, c_f), & -5 < x_f < -3.5, \quad c_f = -5; \\ f_T(x_f, c_f), & -1.5 < x_f - c_f < 1.5, \quad c_f = 1; \\ f_T(x_f, c_f), & 3.5 < x_f < 5, \quad c_f = 5; \\ 1, & x_f = 5, \end{cases} \quad (23)$$

设 $c_3 = \{ \pm 5, \pm 4, \pm 3, \pm 2, \pm 1 \}$, 控制量 u_i 的增量 u_i 的隶属函数为

$$F_{u_i}(x_f, c_f) = f_T(x_f, c_f) / x_f = u_i, \quad -1 < x_f - c_f < 1, \quad c_f = 3. \quad (24)$$

制订的模糊控制规则如表 2 所示.

表 2 模糊控制规则(2)

E_i	NW	NT	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	PT	PW
U_i	NW	NT	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	PT	PW

4.2.2 模糊推理

模糊推理与一级控制系统中的推理过程相同, 有

$$\mu_{u_i}(u_i) = F(e_i, c_{m-1}) F(u_i, c_{m-1}) \quad F(e_i, c_m) F(u_i, c_m) \\ F(e_i, c_{m+1}) F(u_i, c_{m+1}). \quad (25)$$

以上是 e_i 对应的隶属度非零子集个数为 3 的情况. 当 e_i 对应的隶属度非零子集小于 3 时, 采用类似方法, 可得到输出控制量增量 u_i 的表达式.

4.2.3 模糊控制增量的精确化

按重心法将控制增量 u_{i+1} 精确化, 得

$$u_i^0 = \frac{\int_{-6}^{+6} \mu_{u_i}(u_i) u_i d(u_i)}{\int_{-6}^{+6} \mu_{u_i}(u_i) d(u_i)}. \quad (26)$$

由式(14b), 二级控制系统的控制量为

$$u_i(kT) = \frac{[g(y) + p(y)S_h^i][g(y) + \ddot{r}(kT)] / iM_a}{[g(y) + p(y)RT_k(kT)S_h^i + [g(y) + \ddot{r}(kT)]^2 / iM_a] u_H} + u_i^0(kT) a_{u_i}. \quad (27)$$

4.3 控制系统的输出

经上述两级控制系统的作用, 由式(14)得系统的输出 $y[(k+1)T]$ 表达式为

$$\left\{ \begin{aligned} y[(k+1)T] &= 0.5 T \frac{kT+T}{kT} \left[g(y) - \frac{g(y)}{M_a} u_0(kT) - \frac{K(t)}{M_a} \right] dt + Tr(\ddot{r}(kT) + y(kT)), \\ u_0(kT) &= \sum_{i=1}^N m_A^i(t), \\ m_A^i(kT) &= \frac{\text{Sqrt}(kT) - f[\ddot{y}(kT), y, u_i(kT), kT]}{2g(y)}. \end{aligned} \right. \quad (28)$$

5 数字仿真

选择如下控制目标函数:

$$\ddot{r}(y) = 0.004045[\exp[-1.2 \times 10^{-5}(y - 600)^2] - 0.0133], \quad y \in [0, 1200] m.$$

5.1 仿真条件

1) 参数 $S_p^i (V^i)$ 的确定. 设

$$S_p^i(V^i) = S_p^i(V_0^i) \sqrt{M_A(t) / M_a},$$

其中 $V_0^i = {}^iM_a / (y) |_{y=y_0}$.

2) 结构参数: $N = 3, u_H = 4 \text{ g}, M_a = 1\ 000 \text{ kg},$
 ${}^1 = 0.3, {}^2 = 0.4, {}^3 = 0.3, S_h^1 = 900 \text{ m}^2, S_h^2 =$
 $1\ 200 \text{ m}^2, S_h^3 = 900 \text{ m}^2, S_p^1(V_0^1) = 50 \text{ m}^2, S_p^2(V_0^2)$
 $= 50.25 \text{ m}^2, S_p^3(V_0^3) = 50 \text{ m}^2, T = 10 \text{ ms}.$

3) 初始条件: $e_0(0) = 8 \text{ m}, ec_0(0) = 0, y(0)$
 $= -8 \text{ m}, \dot{y}(0) = 0.$

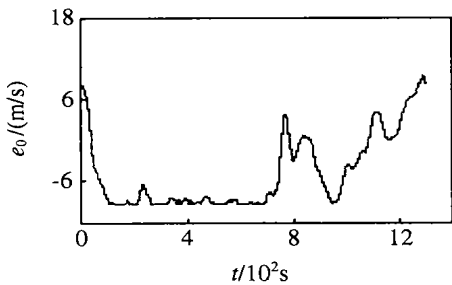
4) 二级控制系统的量化因子和比例因子分别为: $a_{e_1} = 880 \text{ kg}, a_{e_2} = 990 \text{ kg}, a_{e_3} = 880 \text{ kg}, a_{u_1}$
 $= 11\ 400 \text{ mol}, a_{u_2} = 15\ 200 \text{ mol}, a_{u_3} = 11\ 400$
 $\text{mol}.$

5) 环境参数: 大气密度、压强、温度、重力加速度变化曲线参见文献[4].

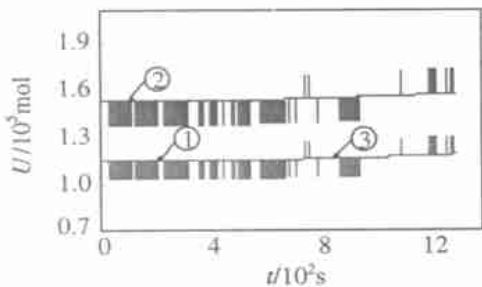
6) 飞艇受到的升力 $K(t)$, 推力 $T_r(t)$, 阻力 $R(t)$ 加速度图略.

5.2 仿真结果

1) 采用传统的模糊控制方法的仿真结果如图 5 所示, 其中曲线 ①~③ 分别为控制器 $u_1 \sim u_3$ 变化曲线. 针对本文模糊子集的划分, 论域的等级划分及取值, 确定的隶属函数、量化因子及比例因子, 传统的模糊控制方法不能保证系统具有稳定的控制性能.



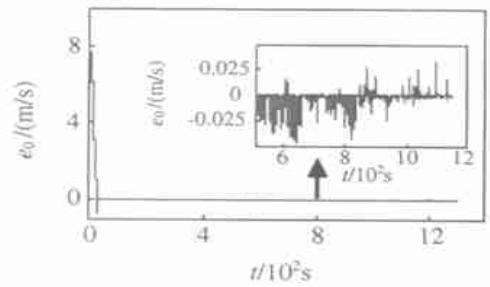
(a) 位移跟踪误差变化



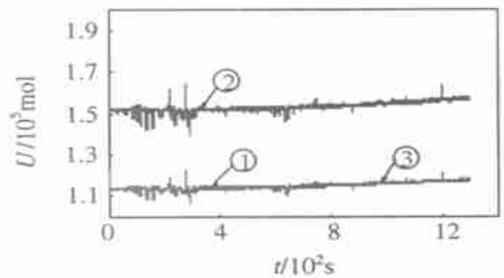
(b) 控制量变化

图 5 传统模糊控制方法仿真结果

2) 采用本文改进的模糊控制方法的仿真结果如图 6 所示. 通过划分位移误差段, 在各段内确定不同的量化因子和比例因子, 经过约 30 s 无超调量的过渡时间, 系统的位移跟踪误差迅速衰减到 0 附近, 波动幅值小于 0.05 m. 这说明文中输入量的子集划分, 论域的等级划分及取值, 隶属度函数的选择, 模糊规则的制订是合理的, 改进的模糊控制方法是可行的.



(a) 位移跟踪误差变化



(b) 控制量变化

图 6 本文改进的模糊控制方法仿真结果

6 结 论

1) 本文针对特定结构的平流层信息平台——自主飞艇, 首次建立了多气囊浮力调节动力学方程, 将气囊浮力力矩平衡关系式引入方程组, 使多输入双输出耦合系统简化为多输入单输出系统, 为下一步系统的控制奠定了基础.

2) 两级模糊控制方法适于飞艇多气囊浮力调节控制, 改进的模糊控制方法使得系统具有良好的动静态跟踪控制性能, 满足了对飞艇垂直位置精度的要求.

3) 在一级控制过程中, 通过划分误差段, 在各段内分配不同的量化因子和比例因子, 解决了因未知最大位移误差而难以确定量化因子的问题. 误差量化因子随误差变化值而波动, 严格限制了误差变化, 使得整个控制系统具有满意的动静态性能.

(下转第 641 页)

波网络的权值在 600 s 左右收敛,而采用文献[5]的样条多项式(3 次)逼近时变系数,则需 2 000 s 左右才能收敛。由仿真结果可以看出,本文方法能取得较好的跟踪效果。

7 结 语

本文研究一类非线性系统的最小方差控制问题。将此类非线性系统等价为线性时变系统,构造了小波网络在线辨识时变参数;在此基础上设计了非线性系统自适应最小方差控制。该算法简单易行,理论分析和仿真结果表明了算法的有效性。

利用小波网络在线辨识系统参数及求解控制器时,若非线性系统阶次较高,会导致小波网络的规模较大,因此在线计算量大。如何保证控制的实时性,还有待于进一步研究。

参考文献(References):

- [1] 韩曾晋. 自适应控制[M]. 北京:清华大学出版社,1995.
- [2] Shen Qingbo, Wang Jin, Li Chang. A minimum variance predictive controller for nonlinear systems[A]. *IEEE Int Conf on Intelligent Processing Systems*[C]. Beijing,1997. 741-744.
- [3] Zhu Q M, Ma Z, Warwick K. Neural network enhanced generalised minimum variance self-tuning controller for nonlinear discrete-time systems[J]. *IEE Proc D*,1999,146(4):319-326.
- [4] 孙维,李晓理,王伟. 基于多模型的非线性系统自适应最小方差控制[J]. *控制理论与应用*,2002,19(4):639-643.
(Sun Wei, Li Xiaoli, Wang Wei. Multiple model based adaptive minimum variance control of nonlinear system[J]. *Control Theory and Applications*,2002,19(4):639-643.)
- [5] 郭健,陈庆伟,朱瑞军,等. 一类非线性系统的自适应预测控制[J]. *控制理论与应用*,2002,19(1):68-72.
(Guo Jian, Chen Qingwei, Zhu Ruijun, et al. Adaptive predictive control of a class of nonlinear system[J]. *Control Theory and Applications*,2002,19(1):68-72.)
- [6] Zhang Qinghua, Albert Benveniste. Wavelet networks[J]. *IEEE Trans on Neural Networks*,1992,3(6):889-898.
- [7] Zhang Qinghua. Using wavelet network in nonparametric estimation[J]. *IEEE Trans on Neural Networks*,1997,8(2):227-236.
- [8] 古德温 G C, 孙贵生. 张永光,洪惠民,刘峰译. 自适应滤波、预测与控制[M]. 北京:科学出版社,1992.

(上接第 636 页)

参考文献(References):

- [1] Leonard S. High speed wireless internet access[A]. *Proc of the 22nd Annual Int Conf of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society*[C]. Piscataway,2000. 873-877.
- [2] Tozer T C, Grace D. High-altitude platforms for wireless communications[J]. *Electronics and Communication Engineering J*,2001,13(3):127-137.
- [3] Emir M Husni, Radzuan Razadi, Azlin M Said. Broadband communications based on high altitude platform systems (HAPS) for tropical countries [A]. *Proc of Sixth Int Symp on Signal Processing and Its Applications*[C]. Piscataway,2001. 517-520.
- [4] Schlichting H, Truckenbrodt E. 王星灿译. 飞机空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1978.
- [5] Gene F, Franklin J, David P, et al. *Feedback Control of Dynamic Systems*[M]. New York: Disonwelsley Publishing Company,1994.
- [6] Ortega G. Fuzzy logic techniques for rendezvous and docking of two geostationary satellites[J]. *Telematics and Informatics*,1995,12(3-4):213-227.
- [7] John Koo T. Stable model reference adaptive fuzzy control of a class of nonlinear systems[J]. *IEEE Trans on Fuzzy Systems*,2001,9(4):624-636.
- [8] 诸静. 模糊控制原理与应用[M]. 北京:机械工业出版社,1995.