

doi: 10.7690/bgzdh.2014.01.024

# 基于专家 PID 的滚转导弹控制系统

陈圣<sup>1</sup>, 王旭刚<sup>1</sup>, 郭新民<sup>2</sup>

(1. 南京理工大学能源与动力工程学院, 南京 210094; 2. 山西淮海工业集团, 山西 长治 046012)

**摘要:** 针对滚转导弹俯仰和偏航通道较强的气动不确定性和运动耦合, 设计了一种专家 PID 控制系统。建立了滚转导弹的动力学模型, 并采用十字舵来控制俯仰和偏航通道, 利用专家 PID 控制方法设计该导弹的控制系统, 并在 Matlab 中对控制系统进行仿真。仿真结果表明: 该控制器能满足良好的性能要求, 具有较强的鲁棒性和自适应性, 能有效应对俯仰和偏航通道产生较强气动和运动耦合。

**关键词:** PID; 专家 PID; 滚转导弹; 过载控制  
**中图分类号:** TJ765.2 **文献标志码:** A

## Control System Design for Rolling Missile Based on the Expert PID

Chen Sheng<sup>1</sup>, Wang Xugang<sup>1</sup>, Guo Xinmin<sup>2</sup>

(1. School of Energy & Power Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China;  
2. Shanxi Huaihai Industry Group Company, Changzhi 046012, China)

**Abstract:** Due to the rolling missile pitch and yaw channels generate strong aerodynamic uncertainty and kinematic coupling, the control system of expert PID is designed. At first, build the dynamic model of rolling missile, at second use cruciform of rudders to control the pitch and yaw channels, then design the control system of rolling missile based on expert PID. At last simulate the control system in a matlab environment. The simulation results show that the controllers can meet performance requirements, it also has better robustness and adaptability which effectively respond to the pitch and yaw channels strong aerodynamic and kinematic coupling.

**Keywords:** PID; expert PID; roll missile; overload control

### 0 引言

滚转导弹(带尾翼)在飞行中以一定的转速绕弹体纵轴旋转, 为了提高机动飞行能力, 出现了用十字型舵进行俯仰和偏航通道控制的低速滚转导弹。该类型导弹利用两对垂直安装舵片的空间偏转耦合效应, 产生操纵力矩, 控制飞行姿态<sup>[1]</sup>。导弹飞行过程中绕纵轴旋转, 会引起飞行器俯仰和偏航通道产生较强气动和运动耦合, 除此之外滚转导弹所采用的气动参数大都基于风洞吹风测算, 但由于滚转导弹飞行空域、速度不断变化, 导弹的气动参数存在较大的摄动, 所设计的控制器必须能够有效的应对气动参数的摄动和运动耦合, 这些都给飞行控制系统的设计带了高要求, 国内许多研究机构对滚转导弹进行了一系列深入的研究。文献[2]研究了滚转导弹转速设计。文献[3-4]研究了滚转弹道导弹耦合特性。文献[5]研究了十字舵分布与转换。上述文献为笔者的研究奠定了基础。

笔者采用专家 PID 设计滚转导弹的控制器, 根据过载误差在线调节专家 PID 的控制器输出, 采用专家 PID 设计的控制器带有一定的自适应性和鲁棒性, 能够应对导弹绕纵轴滚转带来的强耦合和参数

较大范围变化。

### 1 滚转导弹的简化动力学模型

为了便于研究, 需建立滚转导弹的扰动运动方程组。采用十字型舵进行俯仰和偏航通道的控制, 当滚转角速度较小时可忽略马格努斯力。对方程进行简化并采用系数冻结法可得扰动运动方程组如下。简化方法及其他各动力系数意义参见文献[6]。 $\delta_{eqy}$ 、 $\delta_{eqz}$  为滚转导弹在俯仰和偏航过程中的等效舵偏角。 $n_y$ 、 $n_z$  为滚转导弹的纵向和侧向的过载。

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta \vartheta &= \Delta \theta + \Delta \delta \\ \Delta \psi &= \Delta \psi_v + \Delta \beta \\ \frac{d\Delta \theta}{dt} &= a_{34}\Delta \delta + a_{35}\delta_{eqy} \\ \frac{d\Delta \psi_v}{dt} &= a_{34}\Delta \beta - a_{35}\delta_{eqz} \\ \frac{d^2\Delta \psi}{dt^2} &= a_{22}\frac{d\Delta \psi}{dt} + a_{24}\Delta \beta + a_{27}'\Delta \delta - a_{28}'\frac{d\Delta \vartheta}{dt} - a_{25}\delta_{eqz} \\ \frac{d^2\Delta \vartheta}{dt^2} &= a_{22}\frac{d\Delta \vartheta}{dt} + a_{24}\Delta \beta - a_{27}'\Delta \delta + a_{28}'\frac{d\Delta \psi}{dt} + a_{25}\delta_{eqy} \\ n_y &= v(a_{34}\alpha + a_{35}\delta_{eqz})/g \\ n_z &= -v(a_{34}\beta + a_{35}\delta_{eqy})/g \end{aligned} \right. \quad (1)$$

收稿日期: 2013-08-08; 修回日期: 2013-09-02

作者简介: 陈圣(1989—), 男, 安徽人, 在读硕士, 从事飞行器动力学、控制系统设计及外弹道设计研究。

### 2 专家 PID 控制器的设计

针对滚转导弹俯仰和偏航通道产生较强气动不确定和运动耦合,笔者采用专家 PID<sup>[7-9]</sup>控制。以纵向控制系统设计为例:控制器实质是针对系统输出的法向过载误差及其变化,调整 PID 控制器的参数,消除系统的误差,并达到快速响应的效果,如图 1。控制器输入为法向过载误差,输出为等效舵偏角。控制器具有较好的鲁棒性和自适应特点。该专家 PID 是建立在增量式 PID 的基础之上。



图 1 滚转导弹纵向控制器方框示意图

根据误差及其变化,笔者将该控制器分为 4 种情况来设计,为了得到过载误差,首先需要对过载进行离散并采样。用  $e(k)$  表示法向过载误差量的当前采样值,  $e(k-1)$ 、 $e(k-2)$  分别来表示前一个时刻和前两个时刻的误差值。并且有

$$\Delta e(k) = e(k) - e(k-1) \tag{2}$$

$$\Delta e(k-1) = e(k-1) - e(k-2) \tag{3}$$

根据误差及其变化,笔者将该控制器分为 4 种情况来设计。

1) 当误差值  $e(k)\Delta e(k) \geq 0$  时,可以认为法向过载误差值的绝对值在不断增大,或者认为误差保持一个常值。如  $|e(k)| > M_2$ ,  $M_2$  为设定的误差界限,为减小误差值,采用较强控制以便能够迅速减小误差值,控制器具体输出为

$$u(k) = u(k-1) + k_1 \{k_p [e(k) - e(k-1)] + k_i e(k) + k_d [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)]\} \tag{4}$$

当  $|e(k)| < M_2$ ,说明法向过载误差虽然增大,但是误差值较小,可采用一般控制减小误差。控制器输出为

$$u(k) = u(k-1) + \{k_p [e(k) - e(k-1)] + k_i e(k) + k_d [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)]\} \tag{5}$$

$k_1$ 、 $k_2$  分别为增益放大系数和抑制系数,  $k_1 > 1, 0 < k_2 < 1$ 。

2) 当  $|e(k)| > M_1$  且  $M_1 > M_2$ ,说明法向过载误差值大。采用控制器最大输出,以迅速减小误差。

3) 当  $e(k)\Delta e(k) < 0$ 、 $e(k)\Delta e(k-1) < 0$  此时法向过载误差处于极值状态如果  $|e(k)| > M_2$ ,采用较强控制输出

$$u(k) = u(k-1) + k_1 \times k_p \times e(k) \tag{6}$$

如果  $|e(k)| < M_2$ ,采用较弱控制输出

$$u(k) = u(k-1) + k_2 \times k_p \times e(k) \tag{7}$$

4) 当  $|e(k)| \leq \varepsilon$  时,说明此时法向过载误差很小,需要减少稳态误差

$$u(k) = p_1 \times \Delta e(k) + p_2 \times \Delta e(k-1) \tag{8}$$

$\varepsilon$  为很小的值,  $p_1$ 、 $p_2$  为设定的值。

### 3 控制系统仿真及其结果

笔者采用 Matlab/Simulink 对滚转导弹的控制系统进行仿真。上述控制律采用 S-Function 函数实现。该导弹的飞行速度为 294 m/s。相关气动参数为风洞吹风数据,仿真结果如图 2~图 5 所示。结果显示:专家 PID 相对于普通 PID 性能更为优越,能够有效地应对气动参数摄动和运动耦合现象。

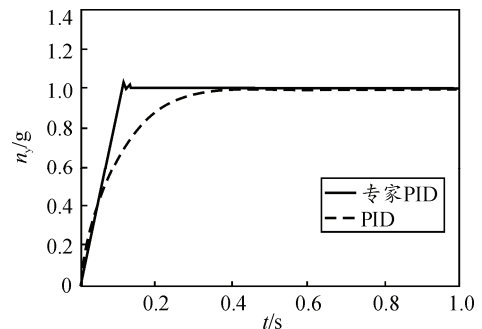


图 2 法向过载阶跃响应曲线

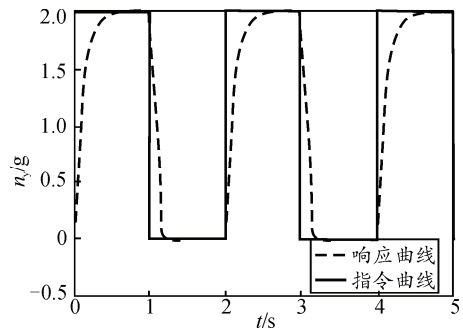


图 3 法向过载跟踪方波曲线

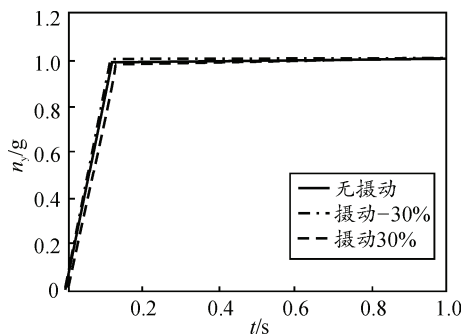


图 4 专家 PID 参数摄动时法向过载响应曲线