

文章编号: 1001-0920(2008)01-0019-06

## 质量矩导弹变质心姿态控制规律研究

郭庆, 杨明, 王子才

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 针对质量矩导弹变质心控制问题, 提出一种基于模糊逻辑的姿态控制规律. 首先建立了姿态运动模型; 其次设计了滑块位置对应的模糊规则表, 并通过分析角加速度和遍历隶属函数的关系, 对滑块位置进行协调, 同时利用遗传算法对控制参数进行校正; 再次, 通过分析滑块运动特性得到滑块可行的响应时间选取范围; 最后讨论了系统的稳定性, 对弹体相关参数进行约束, 并对单通道扰动模型进行了分析. 仿真结果表明, 该控制律能有效实现导弹的姿态调整.

**关键词:** 质量矩导弹; 姿态控制; 滑块; 模糊规则; 遍历隶属函数; 响应时间

中图分类号: TP183

文献标识码: A

### Attitude control approach using moving mass in mass moment missile

GUO Qing, YANG Ming, WANG Zi-cai

(Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China. Correspondent: GUO Qing, E-mail: gq\_21@sina.com)

**Abstract:** To solve the problem of moving mass control for mass moment missile, an attitude control approach based on fuzzy logic is presented. The attitude model is constructed, and the fuzzy rules for the moving mass position in respective axial are designed. According to analysis of the relation between angular acceleration and searching subject function, three moving mass positions are regulated in phase. Simultaneously, the control parameters are revised by using genetic algorithm. Due to the characteristic movement of moving masses, the feasible range of response time for each moving masse is obtained. The stabilization is discussed and relevant parameters of missile are restricted. The interferential model of single channel is analyzed. Simulation results show that the missile can be satisfied to realize attitude adjustment efficiently.

**Key words:** Mass moment missile; Attitude control; Moving mass; Fuzzy rule; Searching subject function; Response time

### 1 引言

随着作战过程对导弹运动机动能力要求的不断提高, 以及针对传统直接力控制方式的固有不足, 变质心控制系统正受到越来越多的关注, 不仅应用于具有固定推力矢量与质量块的飞行器复合制导<sup>[1]</sup>, 还包括对再入飞行器的单通道滚转控制<sup>[2,3]</sup> 以及水下运载器的控制<sup>[4]</sup> 等诸多领域. 国内学者也展开了相应的研究, 并取得了一定的进展<sup>[5,6]</sup>.

与传统的导弹控制机理不同, 质量矩控制的基本原理是通过调整内部滑块的位置来改变系统质心与气动压心的相对位移, 并利用空气动力矩的不断

变化对飞行器姿态进行控制, 以达到姿控系统稳定的效果. 本文研究的质量矩导弹采用 3 轴稳定控制方式, 即 3 个轴上的滑块相互配合运动进行姿态控制. 由于各通道间存在强烈的动力学耦合, 使系统成为一个非线性多变量时变系统<sup>[7]</sup>. 该系统控制的难点在于空气动力为非主动力, 主要通过改变弹体的攻角和侧滑角产生. 因此, 滑块位置的机动同时影响了空气动力及其力矩的变化.

为使弹体在保证姿控系统稳定的情况下, 对飞行姿态进行灵活控制, 本文采用基于模糊逻辑系统的比例微分控制方式来计算各滑块的期望位置, 同

收稿日期: 2006-09-06; 修回日期: 2007-04-11.

基金项目: 国家 863 创新基金项目(2004AA811052).

作者简介: 郭庆(1981—), 男, 四川眉山人, 博士生, 从事飞行器制导与控制、智能控制的研究; 杨明(1963—), 男, 吉林蛟河人, 教授, 博士生导师, 从事飞行器制导与控制、智能控制等研究.

时利用遗传算法,根据指定的性能指标函数对控制参数进行离线校正.仿真结果表明,该控制律能使弹体姿态快速跟踪期望姿态,满足一定的精度要求.

## 2 质量矩导弹姿态数学模型的建立

为建立姿态数学模型,首先假设滑块与弹壳均为刚体,且滑块仅具有相对于弹壳的平动运动,而不具有相对于弹壳的转动.相关的坐标系统包括:弹壳体坐标系  $(O_1 X_1 Y_1 Z_1)$ , 系统质心坐标系  $(O_c X_c Y_c Z_c)$  和导轨坐标系  $(O_p X_p Y_p Z_p)$ .

3轴稳定质量矩导弹的布局如图1所示,其中轴向滑块安装在弹体纵轴上,其余两个径向滑块的安装轴线分别位于弹体尾部的法向和侧向平面内.

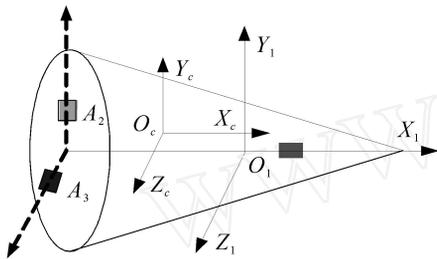


图1 带有3个滑块的导弹布局示意图

根据多刚体动力学理论知识<sup>[8]</sup>,系统质心的动量矩与所受外力矩满足

$$dH_c/dt = M, \quad (1)$$

其中  $M$  是作用在弹体上的外力对系统质心的力矩总矢量.因重力始终作用于系统质心处,产生的力矩为零,故  $M$  即为空气动力矩  $M_R$  和由系统耦合引起的耦合力矩  $M_{oh}$ <sup>[9]</sup> 之和.

设在弹壳坐标系下系统的瞬时压心为  $O_f(x_f, y_f, z_f)$ , 系统质心为  $O_c(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ , 空气动力在系统质心坐标系下的坐标为  $(R_{cx}, R_{cy}, R_{cz})^T$ , 则作用在系统质心上的空气动力矩为

$$M_R = \begin{bmatrix} i & j & k \\ x_f - \bar{x} & y_f - \bar{y} & z_f - \bar{z} \\ R_{cx} & R_{cy} & R_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{Rx} \\ M_{Ry} \\ M_{Rz} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

压心的坐标位置是马赫数  $m_a$ , 攻角  $\alpha$ , 侧滑角  $\beta$  以及空气动力系数分量的函数.

系统质心的坐标与3个滑块的当前位置有关,可表示为

$$\begin{cases} \bar{x} = [m_1(x_{offset} + u_1) + \\ m_2 y_{offset} + m_3 z_{offset}] / m_T, \\ \bar{y} = m_2 u_2 / m_T, \\ \bar{z} = m_3 u_3 / m_T. \end{cases} \quad (3)$$

其中:控制量  $u_i$  即滑块  $A_i$  在导轨坐标系中的位置;

$x_{offset}, y_{offset}, z_{offset}$  是3个滑块各自导轨中心在弹壳体系中的水平偏移量;  $m_i$  为第  $A_i$  滑块的质量;  $m$  为弹壳质量; 弹体总质量为

$$m_T = m + \sum_{i=1}^3 m_i.$$

于是,导弹绕质心转动的动力学方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{12} & J_{22} & J_{23} \\ J_{13} & J_{23} & J_{33} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M_{Rx} - M_{ohx} \\ M_{Ry} - M_{ohy} \\ M_{Rz} - M_{ohz} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

由于滑块运动引起惯性主轴偏移,转动惯量矩阵  $J$  含有交叉项.耦合力矩  $M_{oh}$  与空气动力矩  $M_R$  同时作用在系统质心上,其分量表达式如下:

$$M_{ohx} = \dot{J}_{11} \dot{x} + (\dot{J}_{12} + \dot{H}_3) \dot{y} + (\dot{J}_{13} - \dot{H}_2) \dot{z} + \dot{J}_{13} \dot{x} \dot{y} - \dot{J}_{12} \dot{x} \dot{z} + \dot{J}_{23} \dot{y} \dot{z} + (\dot{J}_{33} - \dot{J}_{22}) \dot{y} \dot{z} - \dot{J}_{23} \dot{z}^2, \quad (5)$$

$$M_{ohy} = (\dot{J}_{12} - \dot{H}_3) \dot{x} + \dot{J}_{22} \dot{y} + (\dot{J}_{23} + \dot{H}_1) \dot{z} - \dot{J}_{23} \dot{x} \dot{y} + (\dot{J}_{11} - \dot{J}_{33}) \dot{x} \dot{z} - \dot{J}_{13} \dot{x}^2 + \dot{J}_{12} \dot{y} \dot{z} + \dot{J}_{13} \dot{z}^2, \quad (6)$$

$$M_{ohz} = (\dot{J}_{13} + \dot{H}_2) \dot{x} + (\dot{J}_{23} - \dot{H}_1) \dot{y} + \dot{J}_{33} \dot{z} + \dot{J}_{12} \dot{x}^2 + (\dot{J}_{22} - \dot{J}_{11}) \dot{x} \dot{y} + \dot{J}_{23} \dot{x} \dot{z} - \dot{J}_{12} \dot{y}^2 - \dot{J}_{13} \dot{y} \dot{z}, \quad (7)$$

其中

$$H_1 = -\mu_{23} (u_2 \dot{u}_3 - \dot{u}_2 u_3), \quad (8)$$

$$H_2 = (\mu_{23} y_{offset} - \mu_3 z_{offset} + \mu_{13} x_{offset}) \dot{u}_3 - \mu_{13} (\dot{u}_1 u_3 - u_1 \dot{u}_3), \quad (9)$$

$$H_3 = (\mu_2 y_{offset} - \mu_{23} z_{offset} - \mu_{12} x_{offset}) \dot{u}_2 - \mu_{12} (\dot{u}_1 u_2 - u_2 \dot{u}_1), \quad (10)$$

$\mu_i$  和  $\mu_{ij}$  为质量系数,且满足

$$\mu_i = m_i (1 - m_i / m_T),$$

$$\mu_{ij} = m_i m_j / m_T. \quad (11)$$

从式(2)和(3)可以看出,由于滑块运动引起的系统质心位置的相对变化对系统各通道控制力矩会产生耦合影响.同时从耦合力矩的展开式可以看出,滑块相对于导弹壳体的运动速度会对弹体角加速度的变化产生较大的影响.

## 3 姿态控制规律设计及分析

### 3.1 模糊控制器的设计

为尽量减小系统耦合,3个滑块的位移需要进行协调控制,否则很容易引起姿态发散.

式(4)表明,空气动力矩  $M_R$  直接影响角加速度的变化,因此在模糊控制器中主要将力矩作为模糊量进行推理.利用PD控制思想,将当前3个方向所需要的等效力矩表示为

$$\begin{cases} M_r = k_1 (\ddot{\alpha} - \ddot{\alpha}^*) + k_2 (\dot{\alpha} - \dot{\alpha}^*), \\ M_\beta = k_3 (\ddot{\beta} - \ddot{\beta}^*) + k_4 (\dot{\beta} - \dot{\beta}^*), \\ M_\delta = k_5 (\ddot{\delta} - \ddot{\delta}^*) + k_6 (\dot{\delta} - \dot{\delta}^*). \end{cases} \quad (12)$$

其中： $\alpha^*$ ,  $\beta^*$ ,  $\gamma^*$  为设定的期望姿态角； $\dot{\alpha}^*$ ,  $\dot{\beta}^*$ ,  $\dot{\gamma}^*$  为期望角速度； $k_i$  是各自通道的 PD 控制参数。

基于上述认识，设计参数自校正模糊控制律，其系统原理如图 2 所示。

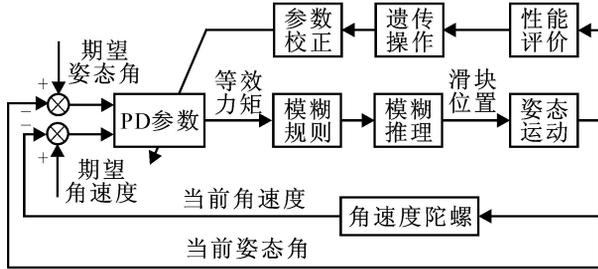


图 2 姿态控制系统原理

模糊控制律选取 3 个方向的等效力矩作为输入参数，滑块在导轨坐标系中的位置，即控制量  $u_i$  作为输出参数。由于滑块位置的变化范围有限，为计算方便，对滑块位置和等效力矩分别定义 5 个模糊集合<sup>[10]</sup> (NB, NM, ZE, PM, PB)，对等效力矩绝对值取 4 个模糊集合 (B, MB, M, S)。为计算方便，所有模糊集合均采用三角形隶属函数。

由于滚转优先级较高，可分两种情况设计。

1) 若  $|M| < 0.5 M_{max}$ ，表明滚转已经控制好，只需控制偏航和俯仰。轴向滑块  $A_1$  的模糊控制律规则形式为

if  $|M| = B_i$  and  $|M_\phi| = C_i$ , then  $u_1 = D_i$ 。

其中： $B_i, C_i, D_i$  分别是输入输出模糊集。具体规则见表 1。

表 1 轴向滑块  $A_1$  的模糊规则表

$u_1$	$ M_\phi $			
$ M $	B	MB	M	S
B	NM	NM	NM	NM
MB	NM	ZE	ZE	ZE
M	NM	ZE	PM	PM
S	NM	ZE	PM	PB

对于径向滑块  $A_2$  和  $A_3$  在导轨坐标系中的位置，可采用一维模糊规则判定。具体规则见表 2。

表 2 径向滑块  $A_2$  和  $A_3$  的模糊规则表

$M_\phi$ or $M$	$u_2$ or $u_3$	$M_\phi$ or $M$	$u_2$ or $u_3$
NB	PB	PM	NM
NM	PM	PB	NB
ZE	ZE		

2) 若  $|M| > 0.5 M_{max}$ ，表明滚转没有控制好。这时需对 3 个滑块的位置进行遍历，才能找到对姿态控制最有利的滑块位置组合。假设  $\alpha, \beta, \gamma$  为当前时刻 3 个通道的遍历隶属函数，则设计函数规则

表如表 3 所示。

表 3 遍历隶属函数的模糊规则表

遍历隶属函数	$M$				
	NB	NM	ZE	PM	PB
$\alpha$	0	0.3	0.5	0.7	1
$\beta$	0	0.2	0.5	0.8	1
$\gamma$	0	0.2	0.5	0.8	1

设角加速度为  $\ddot{\alpha}, \ddot{\beta}$  和  $\ddot{\gamma}$ ，选择离线遍历步长为 1.2 ms，仿真步长为 30 ms，则在一个仿真步长内对滑块的位置遍历 25 次。

通过比较角加速度和遍历隶属函数的关系来协调 3 个滑块的位置。这里定义 4 种角加速度和遍历隶属函数的关系如下：

- R1  $\ddot{\alpha} > 0.3, \dot{\alpha} > 0 / \ddot{\alpha} < 0.3, \dot{\alpha} < 0$ ;
- R2  $\ddot{\beta} > 0.5, \dot{\beta} > 0 / \ddot{\beta} < 0.5, \dot{\beta} < 0$ ;
- R3  $\ddot{\gamma} > 0.2, \dot{\gamma} > 0 / \ddot{\gamma} < 0.2, \dot{\gamma} < 0$ ;
- R4  $\ddot{\alpha} > 0.5, \dot{\alpha} > 0 / \ddot{\alpha} < 0.5, \dot{\alpha} < 0$ 。

根据以上关系，寻找最佳的滑块组合方式的步骤如下：

1) 记录 25 次遍历中满足关系 R1 的次数为  $N_x$ ，若  $N_x = 0$ ，则考虑  $\dot{\alpha}$  与  $\ddot{\alpha}$  的关系：

若  $\dot{\alpha} > 0.08$  rad/s，记录 25 次遍历中所有  $\ddot{\alpha} > 0$  的次数；

若  $\dot{\alpha} < -0.08$  rad/s，记录 25 次遍历中所有  $\ddot{\alpha} < 0$  的次数；

若  $|\dot{\alpha}| < 0.08$  rad/s，记录  $|\ddot{\alpha}|$  最小的一种情况。

2) 若  $N_x \neq 0$ ，说明存在  $\dot{\alpha}$  和遍历隶属函数相对应的情况有  $N_x$  种，则在  $N_x$  次遍历中记录满足关系 R2 的次数为  $N_y$ 。若  $N_y \neq 0$ ，说明同时满足滚转和偏航通道的滑块组合有  $N_y$  组，则按以下关系在  $N_y$  种情况进行选择，并在  $N_y$  次遍历中记录满足关系 R3 的次数为  $N_z$ ：

若  $N_z \neq 0$ ，说明同时满足 3 个姿态通道的滑块组合有  $N_z$  组，从  $N_z$  组中选择  $|\dot{\alpha}|$  最大的一组作为最终的滑块期望位置；

若  $N_z = 0$ ，在  $N_y$  种组合中选择使  $|\dot{\gamma}|$  最小的一组作为最终的滑块期望位置；若  $N_y = 0$ ，考虑是否存在同时满足滚转和俯仰通道组合的情况，记录在  $N_x$  次遍历中满足关系 R4 的次数为  $N_z$ ；

若  $N_z \neq 0$ ，说明同时满足滚转和俯仰通道的滑块组合有  $N_z$  组，从  $N_z$  组中选择使  $|\dot{\beta}|$  最小的一组作为最终的滑块期望位置；

若  $N_z = 0$ ，在  $N_x$  组中选择使  $|\ddot{\gamma}| / |\dot{\beta}|$  最小的一组作为最终的滑块期望位置。

至此,在一个仿真步长内的 25 次滑块位置遍历全部结束.通过以上的遍历方式总能在一个仿真步长内找到一组最佳的滑块组合方式,从而对弹体姿态进行有效控制.

在滚转尚未控制好的情况下,应尽量保持轴向滑块  $A_1$  的当前位置不变,即  $u_1$  不变,而径向滑块  $A_2$  和  $A_3$  的位置可由模糊规则表 4 求出.其中整数变量  $i$  和  $j$  分别满足取整运算和取模运算,即  $i = \text{记录次数} / 5, j = \text{记录次数} \% 5$ .

表 4 径向滑块  $A_2$  和  $A_3$  的模糊规则表

$i$ or $j$	$u_2$ OR $u_3$	$i$ or $j$	$u_2$ OR $u_3$
0	NB	3	PM
1	NM	4	PB
2	ZE		

对以上得到的滑块模糊控制量  $u_1, u_2$  和  $u_3$  需要去模糊化,计算公式为

$$\begin{cases} u_1 = x_{\text{front}} + L_{A_1} s_1, \\ u_2 = L_{A_2} s_2, \\ u_3 = L_{A_3} s_3. \end{cases} \quad (13)$$

其中  $x_{\text{front}}$  表示轴向滑块  $A_1$  导轨前端在弹壳体系下的位置,  $s_i$  表示第  $i$  个滑块模糊控制量对应的隶属度函数,  $L_{A_i}$  表示滑块对应的满行程距离.

### 3.2 控制器参数校正

对于式(12)中的 PD 参数在不方便确定的情况下,可根据指定的性能指标函数,通过基本遗传算法<sup>[11]</sup>的寻优对其进行离线校正.性能指标函数可表示为

$$J = \int_0^t (w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t)) dt + w_3 | \quad | + w_4 | \quad |. \quad (14)$$

其中  $e(t)$  为实际姿态角与期望姿态角的误差,  $u(t)$  为控制量(滑块位置),  $w_i$  为加权值,  $\quad$  和  $\quad$  为弹体的攻角和侧滑角.

经过遗传迭代后,最终可确定控制器参数的优化值,代入姿态控制律中求得滑块位置信息,从而对姿态进行有效调整.

### 3.3 滑块运动特性对系统的影响

滑块需要一定的过渡时间才能到达期望位置.从姿态控制的快速性考虑,希望滑块运动过渡时间要小;而从系统耦合角度考虑,则希望滑块的过渡时间长些,因此应合理选择运动特性参数.

为方便分析,根据牛顿第二定律,设滑块运动位置与速度和加速度分别满足

$$\begin{cases} \dot{u}_i^{\max} = 2L_{A_i} / T_{A_i}, \\ \ddot{u}_i = 4L_{A_i} / T_{A_i}^2. \end{cases} \quad (15)$$

其中  $L_{A_i}$  表示第  $i$  个滑块的满行程距离,即滑块可运动的最大空间范围;  $T_{A_i}$  为其对应的满行程响应时间.滑块的属性参数见表 5.

表 5 滑块属性参数

参数	滑块 $A_1$	滑块 $A_2$	滑块 $A_3$
$L_{A_i} / \text{m}$	0.11	0.03	0.03
$m_i / \text{kg}$	1.70	0.35	0.35
$m_i / \text{m}$	0.37	0.08	0.08

滑块执行机构的最大输出功率  $P^{\max}$  直接影响着滑块运动的过渡时间,其计算公式为

$$P_i^{\max} = m_i \ddot{u}_i^{\max}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (16)$$

下面以轴向滑块  $A_1$  为例,分析其执行机构所能输出的功率范围.

轴向滑块的响应时间设为  $T_{A_1} = 10 \text{ ms}$ .这里只考虑俯仰平面运动,而不考虑偏航运动的耦合,分析空气动力矩  $M_{Rz}$  和对应的耦合力矩  $M_{\text{ohz}}$  的大小关系.此时  $y = 0$ ,式(7)可简化为

$$M_{\text{ohz}} = (\dot{J}_{13} + H_2) \dot{x} + \dot{J}_{33} \dot{z} + J_{12} \dot{x}^2 + J_{23} \dot{x} \dot{z}, \quad (17)$$

其中  $\dot{J}_{13}$  和  $\dot{J}_{33}$  分别为

$$\dot{J}_{13} = (\mu_{13} \dot{x}_{\text{offset}} - \mu_{33} \dot{z}_{\text{offset}} + \mu_{23} \dot{y}_{\text{offset}}) \dot{u}_3 + \mu_{13} (\dot{u}_1 \dot{u}_3 + u_1 \dot{u}_3), \quad (18)$$

$$\dot{J}_{33} = -2(\mu_{12} \dot{y}_{\text{offset}} - \mu_{11} \dot{x}_{\text{offset}} + \mu_{13} \dot{z}_{\text{offset}}) \dot{u}_1 + 2(\mu_{11} u_1 \dot{u}_1 + \mu_{12} u_2 \dot{u}_2). \quad (19)$$

由于只分析轴向滑块作用,可设径向两个滑块速度为零,即  $\dot{u}_2 = \dot{u}_3 = 0$ .因转动惯量惯性积  $I_{12}$  和  $I_{23}$  的数量级为  $10^{-4}$ ,故可忽略式(17)中最后两项,于是  $M_{\text{ohz}}$  进一步简化为

$$M_{\text{ohz}} = (2\mu_{11} u_1 \dot{u}_1 - 2(\mu_{12} \dot{y}_{\text{offset}} - \mu_{11} \dot{x}_{\text{offset}} + \mu_{13} \dot{z}_{\text{offset}}) \dot{u}_1) \dot{z}. \quad (20)$$

若使系统保持稳定,即空气动力矩需大于耦合力矩,应满足

$$M_{\text{ohz}} < \max(M_{Rz}). \quad (21)$$

取轴向滑块位于导轨后端,代入参数得

$$\dot{u}_1 < 18.94 \text{ m/s}. \quad (22)$$

因此轴向滑块的速度如果超过  $18 \text{ m/s}$ ,则系统的稳定性很可能得不到保证.对比表 6 可得轴向滑块较为满意的满行程响应时间范围为  $20 \sim 40 \text{ ms}$ .

同理,对径向滑块  $A_2$  的分析与上述类似,可得

$$\dot{u}_2 < 9.52 \text{ m/s}. \quad (23)$$

可求得径向滑块较为满意的满行程响应时间范围为  $20 \sim 40 \text{ ms}$ .

于是,3 个滑块的执行机构所能输出的功率范围如表 6 所示.

表 6 滑块执行机构输出的可行功率表

$T_{A_i}/ms$	$P_{A_1max}/W$	$P_{A_2max}/W$	$P_{A_3max}/W$
20	20 570	1 260	1 260
30	6 068	374	374
40	2 571	158	158

### 4 系统稳定性讨论

#### 4.1 属性参数对系统的影响

系统的稳定性实质体现在系统质心与压心的相对位置关系上,如图 3 所示. 轴向滑块  $A_1$  的运动使系统质心轴向的位置变化范围有限. 当  $A_1$  位于导轨上任意位置时,压心与系统质心的相对位移始终大于零,即  $x_f - \bar{x} > 0$ ,则系统不可控.

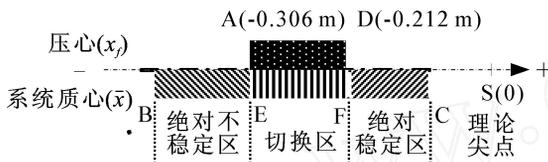


图 3 弹壳体系中系统质心与压心相对位置关系

假定系统质心距离理论尖点 S 的位置变化范围为 BC,而压心的变化范围为 AD,因此系统质心的位置可分为 3 个区域:

- 1) 绝对稳定区域(FC):无论轴向滑块  $A_1$  如何变化,系统质心始终位于压心的前端,整个系统处于绝对静稳定状态;
- 2) 切换区域(EF):通过轴向滑块  $A_1$  的变化,能使系统在静稳定和静不稳定区域之间来回切换,滑块位于此区间时,系统响应速度较快;
- 3) 绝对不稳定区域(BE):无论轴向滑块  $A_1$  怎样变化,压心总是位于系统质心的前方,系统总是处于静不稳定状态.

通过气动插值表可得到压心偏移弹体理论尖点的水平位置坐标的变化范围为  $(-0.306\text{ m}, -0.212\text{ m})$ ,因此,需保证系统质心偏移理论尖点的最大水平位置坐标大于  $-0.212\text{ m}$ . 假设弹壳质心和 3 个滑块距理论尖点的水平距离分别为  $l_s, l_1, l_2 (l_3 = l_2)$ ,于是有如下关系式成立:

$$[ml_s + m_1 l_1 + (m_2 + m_3) l_2] / m_T < 0.212. \tag{24}$$

1) 若  $m = 4.602\text{ kg}, l_s = 0.245\text{ m}$ ,则上式可简化为

$$0.212(m_1 + m_2 + m_3) - (m_2 + m_3) l_2 - m_1 l_1 > 0.153. \tag{25}$$

若  $m_1 = 1.7\text{ kg}, l_1 = 0.270\text{ m}$  固定,得到

$$(m_2 + m_3)(0.212 - l_2) > 0.252. \tag{26}$$

在此种情况下考虑滑块布局,则径向滑块与理论尖点距离不得大于  $0.212$ ,即滑块  $A_2$  和  $A_3$  位于滑块  $A_1$  的前端. 同时对径向滑块的质量约束为

$$(m_2 + m_3) > 0.252 / (0.212 - l_2). \tag{27}$$

若径向滑块位于轴向滑块后端,  $l_1 = 0.270\text{ m}, l_2 = 0.435\text{ m}$ ,且都保持不变,则式(25)简化为

$$0.223(m_2 + m_3) + 0.058 m_1 < -0.153. \tag{28}$$

由于 3 个滑块质量不可能小于零,说明在此种情况下,滑块位置移动可能导致系统静不稳定.

2) 如果其他属性参数不变,只改变弹壳质量和弹壳质心位置,则式(24)简化为

$$\begin{cases} l_s < 0.212, \\ m > 0.256 / (0.212 - l_s). \end{cases} \tag{29}$$

如果弹壳质量和弹壳质心与理论尖点的距离满足上式条件,则系统一定能保持静稳定.

#### 4.2 单通道扰动模型简化分析

假设在纵向平面上存在一些扰动因素和偏差,可近似得到力矩的短周期小扰动运动方程为

$$J_{22} d^2 z / dt^2 = M_z, \tag{30}$$

其中合力矩  $M_z$  可表示为

$$M_z = M_z + M_{z^z} z + M_z^R M_{Rz} + M_z^{u_1} u_1 + M_z^{u_2} u_2 + M_z^v v. \tag{31}$$

其中:  $M_z$  是控制力矩关于攻角的偏导数即静稳定系数,  $M_{z^z}$  是控制力矩关于姿态偏转角速度的偏导数即阻尼力矩系数,  $M_{Rz}$  是由大气扰动在  $z$  向产生的空气干扰力矩,最后 3 项分别是由轴向滑块  $A_1$  和径向滑块  $A_2$  的控制精度误差以及速度偏差引起的扰动力矩.

本文研究的是短周期运动,因此省略方程中的“ ”符号,并且  $v = 0$ . 将式(30)代入(31)可得

$$J_{22} \ddot{z} = M_z + M_{z^z} \dot{z} + M_z^R M_{Rz} + M_z^{u_1} u_1 + M_z^{u_2} u_2. \tag{32}$$

在纵向通道短周期姿态扰动中,俯仰角  $\vartheta$  与弹道倾角  $\vartheta$  以及攻角  $\alpha$  有如下关系:

$$\begin{cases} \alpha = a_1 \vartheta, \\ \vartheta = \vartheta + \alpha, \end{cases} \tag{33}$$

其中  $a_1$  为常数. 考虑到俯仰角变化率与角速度  $\dot{z}$  近似相等,即

$$\dot{\vartheta} \approx \dot{z}. \tag{34}$$

将式(33)和(34)代入(32),并进行拉氏变换,得到力矩与俯仰角的 3 个传递函数为

$$G_{M_{Rz}}^\vartheta(s) = \frac{(a_1 + s) b_2}{s^3 + (a_1 - b_2) s^2 - (b_1 + a_1 b_2) s}, \tag{35}$$

$$G_{a_1}^\vartheta(s) = \frac{(a_1 + s) b_4}{s^3 + (a_1 - b_2) s^2 - (b_1 + a_1 b_2) s}, \tag{36}$$

$$G_{u_2}^{\delta}(s) = \frac{(a_1 + s) b_5}{s^3 + (a_1 - b_2) s^2 - (b_1 + a_1 b_2) s} \quad (37)$$

其中:  $b_1 = M_z/J_{22}$ ,  $b_2 = M_z^R/J_{22}$ ,  $b_3 = M_z^R/J_{22}$ ,  $b_4 = M_z^u/J_{22}$ ,  $b_5 = M_z^u/J_{22}$ . 因此纵向通道姿态稳定的充要条件为

$$\begin{cases} b_2 < a_1, \\ b_1 < -a_1 b_2. \end{cases} \quad (38)$$

由此可知,如果单通道的静稳定系数和阻尼力矩系数满足式(38),则系统的静稳定性良好;反之,由大气干扰和滑块运动引起的精度误差必然会对系统的静稳定性产生一定的影响.

## 5 仿真研究

假设导弹壳体质量  $m = 4.612 \text{ kg}$ ,与滑块质量之比见表5. 弹壳质心到弹体理论尖点距离  $l_s = 0.245 \text{ m}$ ; 滑块到尖点的距离  $l_1 = 0.27 \text{ m}$ ,  $l_2 = l_3 = 0.435 \text{ m}$ ; 初始姿态角  $\psi = -26.57^\circ$ ,  $\theta = 24.09^\circ$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ; 期望姿态角  $\psi_e = -15.5^\circ$ ,  $\theta_e = 15.5^\circ$ ,  $\gamma_e = 0^\circ$ .

以滑块响应时间  $T_{A_1} = 30 \text{ ms}$ ,  $T_{A_2} = T_{A_3} = 30 \text{ ms}$  为例进行仿真,导弹姿态仿真曲线如图4和图5所示.

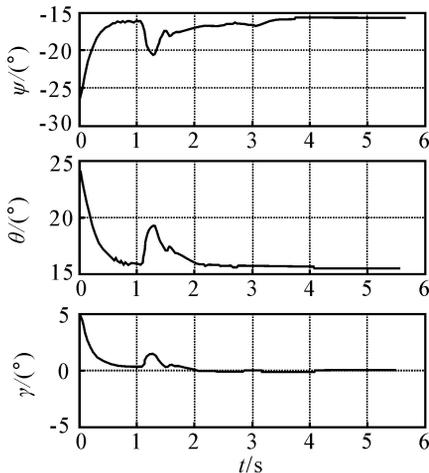


图4 弹体姿态角变化曲线

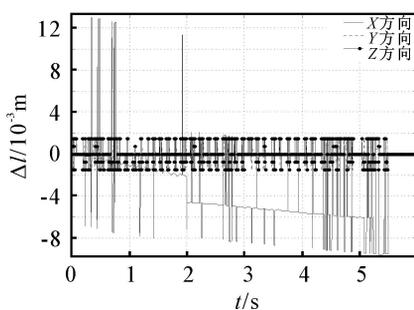


图5 压心相对于系统质心变化曲线

从图4可以看出,在末段质量矩导弹经过大约5.5 s可将弹体姿态角和角速度分别从初始值调整到期望值,满足一定的稳态精度要求.

图5给出了导弹飞行过程中压心相对于系统质心的位置变化曲线.在前1 s内,压心位于系统质心的前端,系统处于静不稳定状态,使弹体当前姿态迅速趋近期望姿态.之后经过3个滑块的协调控制,压心位于系统质心的后端,弹体变为静稳定,从而减小了耦合力矩对系统的影响.可以看出,3个滑块的位置需不断进行协调才能克服姿态耦合,使弹体姿态保持稳定,否则容易引起系统发散.

## 6 结 语

本文在建立3轴稳定质量矩导弹姿态运动模型的基础上,提出了一种基于模糊逻辑的姿态控制规律.以等效力矩和滑块位置作为模糊量,对3个滑块的位置进行协调控制.通过对滑块运动特性的分析,讨论了滑块响应时间对系统性能的影响,分析了系统的稳定性,并对每个滑块的质量及其与弹体理论尖点的距离进行了相应约束.对单通道姿态扰动模型进行了简化分析,得到了系统静稳定的充要条件.仿真结果表明,所设计的控制律可有效地控制弹体飞行姿态.

## 参考文献(References)

- [1] Menon P K, Sweriduk G D, Ohlmeyer E J. Integrated guidance and control of moving mass actuated kinetic warheads[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(1): 118-126.
- [2] Petsopoulos Thomas, Regan Frank J. Moving mass roll control system for fixed-trim re-entry vehicle[J]. J of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(1): 54-60.
- [3] EF Gohary Awad. Global stability of the rotational motion of a rigid body containing moving mass[J]. Int J of Non-linear Mechanics, 2001, 36(3): 663-669.
- [4] Woolsey C A, Leonard N E. Moving mass control for underwater vehicles [C]. Proc of American Control Conf. Anchorage, 2002: 2824-2829.
- [5] 贺有智, 张晓宇. 模糊变结构在三滑块质量矩导弹系统上的应用[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(2): 292-294.  
(He You-zhi, Zhang Xiao-yu. Design of three moving masses missile system based on the fuzzy variable structure control [J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(2): 292-294.)
- [6] 崔利明. 旋转弹头变质心机动控制、制导系统的研究和仿真[D]. 西安: 西北工业大学, 2000: 9-27.  
(Cui Li-ming. Study and simulation of control and guidance system of spinning maneuver warhead with variable-centroid[D]. Xi'an: College of Astronautics Northwestern Polytechnical University, 2000: 9-27.)

(下转第29页)

- Computers, 2001, 24(5): 553-559.)
- [4] 于洋, 查建中, 唐晓君. 基于学习的遗传算法及其在布局中的应用[J]. 计算机学报, 2001, 24(12): 1242-1249.  
(Yu Yang, Cha Jian-zhong, Tang Xiao-jun. Learning based GA and application in packing[J]. Chinese J of Computers, 2001, 24(12): 1242-1249.)
- [5] 刘建, 黄文奇. 利用改进的微分进化算法求解带平衡约束的圆形 packing 问题[J]. 信息与控制, 2006, 35(1): 103-107.  
(Liu Jian, Huang Wen-qi. A modified differential evolution algorithm for solving circles packing problem with constraints of equilibrium [J]. Information and Control, 2006, 35(1): 103-107.)
- [6] 李宁, 刘飞, 孙德宝. 基于带变异算子粒子群优化算法的约束布局优化研究[J]. 计算机学报, 2004, 27(7): 897-903.  
(Li Ning, Liu Fei, Sun De-bao. A study on the particle swarm optimization with mutation operator constrained layout optimization[J]. Chinese J of Computers, 2004, 27(7): 897-903.)
- [7] 周驰, 高亮, 高海兵. 基于粒子群优化算法的约束布局优化[J]. 控制与决策, 2005, 20(1): 36-40.  
(Zhou Chi, Gao Liang, Gao Hai-bing. Particle swarm optimization based algorithm for constrained layout optimization[J]. Control and Decision, 2005, 20(1): 36-40.)
- [8] Liu D Q, Teng H F. An improved BL-algorithm for genetic algorithm of the orthogonal packing of rectangles [J]. European J of Operational Research, 1999, 112(2): 413-420.
- [9] 黄文奇, 许如初. 近世计算理论导引 ——NP 难度问题的背景, 前景及其求解算法研究[M]. 北京: 科学出版社, 2004.  
(Huang Wen-qi, Xu Ru-chu. Introduction of computational theory — The study of NP hard problems and the algorithms[M]. Beijing: Science Press, 2004.)
- [10] 黄文奇, 刘景发. 基于欧氏距离的矩形 Packing 问题的确定性启发式求解算法[J]. 计算机学报, 2006, 29(5): 734-739.  
(Huang Wen-qi, Liu Jing-fa. A deterministic heuristic algorithm based on euclidian distance for solving the rectangles packing problem [J]. Chinese J of Computers, 2006, 29(5): 734-739.)
- [11] George J A, George J M, Lamar B W. Packing different-sized circles into a rectangular container[J]. European J of Operational Research, 1995, 84(3): 693-712.
- [12] Huang W Q, Li Y, Li C M, et al. New heuristics for packing unequal circles into a circular container [J]. Computers and Operations Research, 2006, 33(8): 2125-2142.
- [13] Dorigo M, Dicaro G. The ant colony optimization metaheuristic [C]. New Ideas in Optimization. McGraw Hill, 1999.
- [14] Maniezzo V, Gambardella L M, De Luigi F. Ant colony optimization[C]. New Optimization Techniques in Engineering. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2004.

(上接第 24 页)

- [7] 贺有智, 李君龙. 神经网络在质量矩导弹控制系统上的应用[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(1): 93-96.  
(He Youzhi, Li Jun-long. Using of neural networks for the missile control system with moving masses [J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(1): 93-96.)
- [8] 维滕伯格. 多刚体系统动力学[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986: 30-42.  
(Wittenburg Jens. Dynamics of systems of rigid bodies [M]. Beijing: Publishing Beijing Aeronautics Institute, 1986: 30-42.)
- [9] 廖国宾, 于本水, 杨宇光. 质量矩控制技术的机理分析及方程简化研究[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(1): 1635-1639.  
(Liao Guo-bin, Yu Ben-shui, Yang Yu-guang. Study on the theory and simplified equations of mass moment control missile [J]. Systems Engineering and Electronics, 2004, 26(1): 1635-1639.)
- [10] 李士勇. 模糊控制、神经控制和智能控制论[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1998: 257-286.  
(Li Shi-yong. Fuzzy control, neurocontrol and intelligent cybernetics [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology in Press, 1998: 257-286.)
- [11] 徐丽娜. 神经网络控制[M]. 北京: 电子工业出版社, 2003: 144-150.  
(Xu Li-na. Neural networks control [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2003: 144-150.)