旋转弹的神经网络变质心姿态控制

王松艳 杨 明 王子才

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150080)

摘 要: 研究了旋转弹变质心控制系统的姿态控制问题. 建立了内部带有 n 个可移动滑块的导弹系统仿真数学模型,分析了滑块与弹壳间的相对运动对系统运行产生的耦合影响. 利用神经网络的自学习性以及自适应特性,设计了基于神经网络控制的姿态控制律来计算系统质心的期望位置. 利用最优原理确定了各滑块的期望偏移以实现系统质心位置的改变,从而达到改变导弹飞行姿态的目的,提高了系统的动态响应品质. 以带有 2 个滑块的旋转弹姿态控制系统为例进行非线性仿真,证明了所设计控制律的有效性.

关 键 词: 非线性控制系统; 姿态控制; 神经网络控制; 计算机仿真

中图分类号: TP 448.25^{+}3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)08-0962-04

Moving-mass attitude control system for spinning vehicles based on neural networks

Wang Songyan Yang Ming Wang Zicai

(Control & Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: The ability of a moving-mass attitude control system to control a spinning vehicle was investigated. The general nonlinear equations of motion with n internal moving elements were provided. The coupling influence to the system caused by the relative movement of the moving masses to the vehicle shell was described. For the self-learning and adaptive capacities of the neural network control system, the attitude control scheme based on the neural networks was produced to improve the dynamic performances, which calculated the desired center position of the system mass. In order to generate the modest attitude corrections of the vehicle, the mass position algorithm was presented by using the optimal principle to get the commanded position of each mass to realize the desired change of the system mass center. A nonlinear simulation of the spinning vehicle with two internal moving mass actuators demonstrated the ability of the controller to effectively control the vehicle attitude.

Key words: nonlinear control system; attitude control; neural network control; computer simulation

随着人们对导弹运动机动能力要求的不断提高,针对传统控制方式的固有不足,变质心控制系统(MMCS, Moving-Mass Control System)正受到越来越多的关注. 它不仅应用于具有慢自旋角速度的飞行器控制[1-2],还应用于再入飞行器的单通道滚转控制[3-4]以及水下运载器的控制[5]等诸多领域.

MMCS 的执行机构是安装在弹体内部的可移动滑块,通过控制其移动使弹体的系统质心位置发生相对改变,并利用弹体在大气内飞行时受到的空气动力产生所需的控制力矩,从而控制弹体运动. 由于执行机构安装在弹体内部并与外界环境相隔绝,因此变质心控制在设计上具有很多优势[6]:如与传统舵控制及姿控发动机控制相比,变质心控制器不直接与外界高速气流发生接触,因此无需进行烧蚀试验,也无需克服在气动力控

收稿日期: 2005-09-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60434010)

作者简介: 王松艳(1976-),女,黑龙江哈尔滨人,博士生,wangsyhit@yahoo.com.cn.

制中存在的舵面负载过大等问题.

基于变质心控制所具有的独特优势,本文重点研究了旋转弹变质心的姿态控制问题,对影响系统控制性能的主要因素进行分析,明确滑块在变质心姿态控制中所起的作用,为变质心导弹控制方法研究奠定了一定的基础.

1　数学模型建立与分析

从文献[1,3,4,6]中可以了解到,不同滑块数量的 MMCS 在模型处理上存在着一定的差异.为了减小这种差异,本文建立了内部带有 n 个可移动滑块的 MMCS 数学模型.

建立系统模型前,假设滑块与导弹壳体均为刚体,且滑块仅具有相对于导弹壳体的平动运动,而不具有相对的转动运动. 然后定义了相关的坐标系,主要包括弹壳体坐标系、系统质心坐标系以及准弹体坐标系等. 带有 n 个可移动滑块的 MMCS 布局见图 1. 由质量为 m 的弹壳以及质量分别为 m_i 的滑块组成质量为 m_t 的系统. 其中弹壳体坐标系的坐标原点位于导弹去除掉可移动滑块后剩余部分的质心(图 1 中的 O_1),并且与弹体相固连;系统质心坐标系的坐标原点位于系统的瞬时质心(图 1 中的 O_c),且平行于弹壳体坐标系.

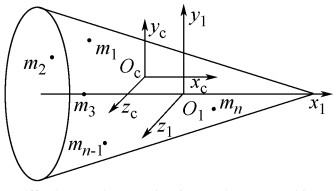


图 1　带有 n 个可移动滑块的导弹示意图

利用牛顿第二定律得到刚体系统的质心运动模型为

$$\sum \boldsymbol{F} = m_t \cdot \dot{\boldsymbol{v}}_{c/d} \tag{1}$$

其中,$\sum \boldsymbol{F}$ 是作用在弹体上的合外力矢量;$\boldsymbol{v}_{c/d}$ 是系统质心相对于地面的飞行速度.

为了便于表达,令

$$\left.\begin{aligned}\sum_{j\neq i}(\cdot) &= \sum_{j=1,j\neq i}^{n}(\cdot)\\ \sum_{i}(\cdot) &= \sum_{i=1}^{n}(\cdot)\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

根据多刚体系统动力学理论可以得到系统关于质心坐标系的绝对动量矩,将其对时间求导就可以得到系统绕质心动力学模型,即

$$\begin{aligned}\boldsymbol{M}^c = {} & \boldsymbol{J}_c \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_c + \dot{\boldsymbol{J}}_c \cdot \boldsymbol{\omega}_c + \frac{1}{m_t}\sum_i m_i \cdot \\ & \Big(m + \sum_{j\neq i} m_j\Big)\boldsymbol{p}_i \times \ddot{\boldsymbol{p}}_i + \boldsymbol{\omega}_c \times \boldsymbol{J}_c \cdot \boldsymbol{\omega}_c - \\ & \frac{1}{m_t}\sum_i m_i \sum_{j\neq i} m_j \boldsymbol{\omega}_c \times \boldsymbol{p}_j \times \dot{\boldsymbol{p}}_i - \\ & \frac{1}{m_t}\sum_i m_i \sum_{j\neq i} m_j \boldsymbol{p}_j \times \ddot{\boldsymbol{p}}_i + \frac{1}{m_t}\sum_i m_i \cdot \\ & \Big(m + \sum_{j\neq i} m_j\Big)\boldsymbol{\omega}_c \times \boldsymbol{p}_i \times \dot{\boldsymbol{p}}_i\end{aligned} \tag{3}$$

其中,J_c 为系统转动惯量;$\boldsymbol{\omega}_c$ 为系统质心系的旋转角速度;$\boldsymbol{M}^c$ 为作用在系统的合外力矩矢量;$\boldsymbol{p}_i$ 为第 i 个滑块相对于导弹壳体的位置矢量. 可以看出滑块相对于导弹壳体的运动位置、速度及加速度都会对系统角加速度的变化产生影响.

根据理论力学的相关知识可以得到系统关于质心系的转动惯量及其时间的导数分别为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{J}_c = {} & \boldsymbol{B}_1^c \cdot \boldsymbol{J}_1 + m\left(\boldsymbol{p}_{1/c}^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{p}_{1/c} \cdot \boldsymbol{E} - \boldsymbol{p}_{1/c} \cdot \boldsymbol{p}_{1/c}^{\mathrm{T}}\right) + \\ & \sum_i \boldsymbol{B}_i^c \cdot \boldsymbol{J}_i + \sum_i m_i\left(\boldsymbol{p}_{i/c}^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{p}_{i/c} \cdot \boldsymbol{E} - \boldsymbol{p}_{i/c} \cdot \boldsymbol{p}_{i/c}^{\mathrm{T}}\right)\end{aligned} \tag{4a}$$

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{J}}_c = {} & m\left(2\boldsymbol{p}_{1/c}^{\mathrm{T}} \cdot \dot{\boldsymbol{p}}_{1/c} \cdot \boldsymbol{E} - \boldsymbol{p}_{1/c} \cdot \dot{\boldsymbol{p}}_{1/c}^{\mathrm{T}} - \dot{\boldsymbol{p}}_{1/c} \cdot \boldsymbol{p}_{1/c}^{\mathrm{T}}\right) + \\ & \sum_i m_i\left(2\boldsymbol{p}_{i/c}^{\mathrm{T}} \cdot \dot{\boldsymbol{p}}_{i/c} \cdot \boldsymbol{E} - \boldsymbol{p}_{i/c} \cdot \dot{\boldsymbol{p}}_{i/c}^{\mathrm{T}} - \dot{\boldsymbol{p}}_{i/c} \cdot \boldsymbol{p}_{i/c}^{\mathrm{T}}\right)\end{aligned} \tag{4b}$$

其中,$\boldsymbol{B}_1^c$ 为从弹壳体坐标系至系统质心系的转换矩阵;$\boldsymbol{E}$ 为单位阵;$\boldsymbol{p}_{i/c}$ 为第 i 个滑块相对于系统质心坐标系的位置. 从式(4)可以看出滑块的移动速度与移动位置共同引起了系统转动惯量随时间的变化.

若假设弹体在大气层内作无动力飞行,则弹体受到的外力仅为空气动力与重力. 由于重力始终通过系统的瞬时质心,因此对系统质心不产生任何力矩效果,即弹体受到的合外力矩矢量仅为空气动力矩,可以写为

$$\boldsymbol{M}^c = \boldsymbol{B}_1^c \cdot \boldsymbol{M}_R^1 + \boldsymbol{p}_{c/1}^c \times \boldsymbol{B}_1^c \cdot \boldsymbol{F}_R^1 \tag{5}$$

其中,$\boldsymbol{M}_R^1$ 为作用在弹壳体系内的气动力矩;$\boldsymbol{p}_{c/1}^c$ 为系统质心相对于弹壳体系的位置矢量在系统质心系中的分量;$\boldsymbol{F}_R^1$ 为系统受到的空气动力在弹壳体系中的分量.

以上为 MMCS 的主要动力学模型,从系统的模型方程可以看出 MMCS 是一个具有时变、强耦合特性的非线性系统.

为了便于分析滑块相对于导弹壳体的运动对系统响应性能的影响,针对系统某一状态并利用泰勒级数展开的方法对模型进行线性化,可以得出安装于弹体纵轴的轴向滑块的相对运动速度和加速度对系统角加速度的影响很小,而安装轴线垂直于弹体纵轴的径向滑块的相对运动加速度对

系统影响严重. 如当径向滑块的响应时间为 4 ms，移动了 0.03 m 时，滑块的运动加速度会产生近 104 N·m 的扰动力矩，因此在控制律的设计过程中应尽量减少径向滑块的运动次数或增大滑块的响应时间来降低对系统的耦合影响.

此外，滑块相对于弹壳的位置偏移及质量比直接影响了系统控制力矩的产生. 受弹体自旋的影响，径向滑块的位置偏移还会引起各通道控制的耦合. 弹体的自旋频率则进一步限制了径向滑块的响应时间选取，如果响应时间过大，则其偏移造成的各通道控制耦合影响加剧.

2 姿态控制律设计

由于 PID 控制器简单易实现，同时利用神经网络控制器的自学习及自适应特性，本文设计了基于神经网络的 PID 姿态控制律来提高系统的动态响应品质. 原理框图如图 2 所示，其中神经网络控制器实现了在线调整 PID 控制参数的功能.

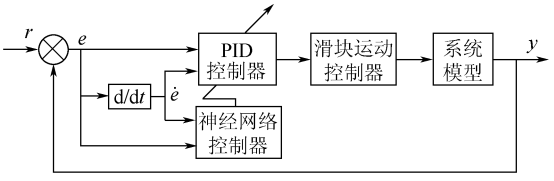


图 2 姿态控制系统原理框图

针对所要研究的旋转弹姿态控制，为了快速减小弹体在俯仰及偏航方向的姿态偏差，利用导弹的旋转特性建立了空间方向角，当在此空间方向上偏转一定角度时，可同时实现弹体的俯仰与偏航运动的调整. 其中空间方向角 δ 以及在空间方向角上所应变化的姿态角偏差 $\Delta\theta$ 分别如式(6)及式(7)所示，其中，$\Delta\psi$ 为偏航角偏差；$\Delta\vartheta$ 为俯仰角偏差.

$$\delta = \begin{cases} \arctan(\Delta\psi/\Delta\vartheta) & |\Delta\vartheta| \neq 0 \\ -\operatorname{sgn}(\Delta\psi)\cdot\dfrac{\pi}{2} & |\Delta\vartheta| \to 0 \end{cases} \tag{6}$$

$$\Delta\theta = \arccos(\cos(\Delta\vartheta)\cdot\cos(\Delta\psi))\cdot\operatorname{sgn}(\Delta\vartheta) \tag{7}$$

结合弹体提供的可测量信息，采用 PD 控制律设计控制器来计算系统的期望质心位置. 若设在准弹体系内存在着由空间方向角确定的垂直于准弹体系 yOz 面的某一平面，通过分析可以得出此时系统质心在该平面内运动. 如果以极坐标形式表示，则系统质心所对应的极径大小可以通过式(8)进行计算.

$$C_u = k_p\Delta\theta + k_d\Delta\dot{\theta} + \zeta \tag{8}$$

其中，k_p 和 k_d 为由神经网络控制器进行在线调整的控制系数；ζ 为控制修正项. 系统质心所对应的极角计算公式与此类似.

采用网络结构为 $N_{2,3,2}$ 的 3 层神经网络调整 PD 参数，设网络输入层的输入与输出相等，为

$$\left.\begin{aligned} c_1(k) &= \Delta\theta(k) \\ c_2(k) &= \Delta\theta(k) - \Delta\theta(k-1) \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

网络隐层的第 i 个神经元的输入为

$$x_i(k) = \sum_{j=1}^{2} w_{ij}^1 c_j(k) \quad i = 1,2,3 \tag{10}$$

其中，w_{ij}^1 为输入层第 j 个节点至隐层第 i 个节点的权重；c_j 为输入层第 j 个神经元的输出. 进一步设网络输出层的输出等于输入，为

$$u_p(k) = \sum_{i=1}^{3} w_{ip}^2 f(x_i(k)) \quad p = 1,2 \tag{11}$$

其中，$f(\cdot)$ 为非线性函数；w_{ip}^2 为隐层第 i 个节点至输出层第 p 个节点的权重；$u_p(k)$ 为神经网络控制器在采样点 k 的输出，即控制系数.

将 PD 神经网络控制器与被控对象一起作为广义网络，利用反向传播(BP，Back Propagation)学习算法在线训练神经网络控制器的权重值.

经过上述运算，便可得到系统质心的期望位置. 根据前面对系统模型的分析结果，即应尽量减少径向滑块的运动次数从而降低对系统的耦合影响，便可确定弹体内各滑块的期望位置变化. 如果弹体内安装有 2 个以上的滑块，在实现系统质心期望位置变化的前提下，可以有不同的滑块移动位置组合，则从能量角度以及不同安装部位的滑块运动对系统耦合的不同影响程度来讲，应使式(12)的能量函数最小.

$$J = \frac{1}{2}\sum_i Q_i\Delta p_i^2 \tag{12}$$

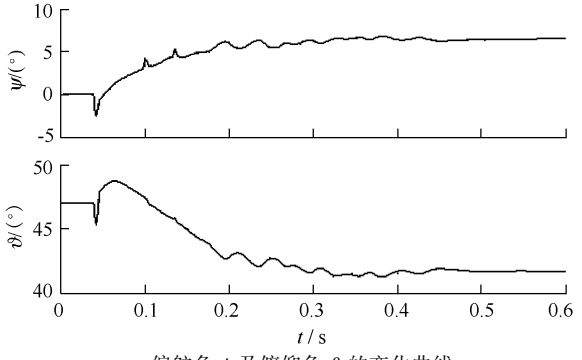
其中，Q_i 为权系数；Δp_i 为第 i 个滑块移动位置的变化量. 加权系数的不同代表滑块运动对系统耦合影响程度的不同，耦合影响程度越大则权系数越大. 所以各滑块的运动控制可归结为求解最优解的问题.

3 仿真结果

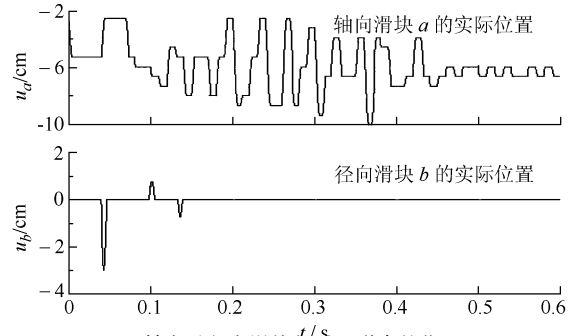
以带有 2 个滑块的旋转弹变质心姿态控制系统为例进行非线性仿真，结果如图 3 及图 4 所示.

从 2 组图中可以看出，由于在仿真过程中考虑了滑块运动对系统造成的各种耦合影响，在俯仰和偏航角仿真曲线的开始部分都出现了一个角度变化尖峰，这正体现了径向滑块的移动加速度对系统角速度变化产生的耦合影响. 同时随着径

向滑块移动偏移量的减小,这种耦合影响程度也随之减弱.

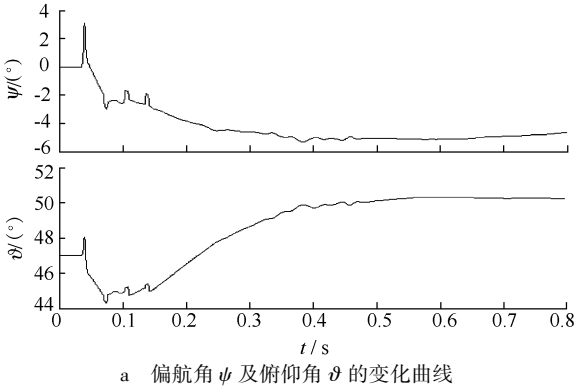


a　偏航角 ψ 及俯仰角 ϑ 的变化曲线

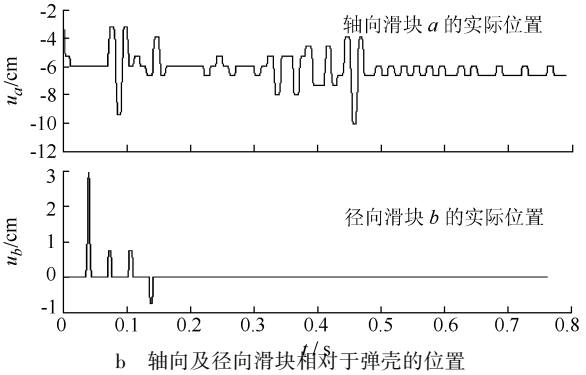


b　轴向及径向滑块相对于弹壳的位置

图 3　期望姿态分别为 $\vartheta=41°$ 和 $\psi=6°$ 时系统仿真曲线



a　偏航角 ψ 及俯仰角 ϑ 的变化曲线



b　轴向及径向滑块相对于弹壳的位置

图 4　期望姿态分别为 $\vartheta=50°$ 和 $\psi=-5°$ 时系统仿真曲线

2 组仿真曲线对应的期望姿态角不同,但通过姿态控制律作用都能使姿态角偏差保持在一定精度范围内,证明了系统具有很好的姿态控制跟踪性能. 因此,可以得出所设计的基于神经网络的 PD 控制器可以实现弹体的姿态控制.

4　结 束 语

本文主要研究了旋转弹的变质心姿态控制问题. 建立了内部带有 n 个可移动滑块的刚体系统数学模型,通过对系统模型的分析指出了影响系统控制性能的主要因素,并在此基础上利用神经网络控制的优势设计了基于神经网络的 PD 姿态控制律来计算系统质心位置的期望偏移,进一步利用最优原理确定了各滑块的期望移动位置. 非线性仿真证明了这种混合控制器对旋转弹系统变质心姿态控制的有效性.

在研究过程中并未考虑弹体实际飞行过程中会受到的系列扰动诸如大气参数变化、传感器误差、测量噪声等对系统性能的影响,此外还应对系统控制执行机构特性进行模型描述并加入到控制回路中来提高系统控制性能,这些问题都有待进一步研究和解决. 随着变质心控制研究的逐步深入、应用领域的不断拓宽,其在武器系统发展中将起到不可忽视的作用.

参考文献（References）

[1] Byrne R H, Sturgis B R, Robinett R D. A moving mass trim control system for reentry vehicle guidance[R]. AIAA Paper 1996-3438, 1996

[2] Byrne R H, Robinett R D, Sturgis B R. Moving mass trim control system design[R]. AIAA Paper 1996-3826, 1996

[3] Petsopoulos T, Regan F J, Barlow J. Moving-mass roll control system for fixed-trim re-entry vehicle[J]. J Spacecr Rockets, 1996, 33(1): 54-60

[4] EI-Gohary A. Global stability of the rotational motion of a rigid body containing moving mass[J]. Int J Non Linear Mech, 2001, 36(4): 663-669

[5] Woolsey C A, Leonard N E. Moving mass control for underwater vehicles[C]//Proc Am Control Conf. Piscataway, NJ: IEEE, 2002, 4: 2824-2829

[6] Menon P K, Sweriduk G D, Ohlmeyer E J, et al. Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads[J]. J Guid Control Dyn, 2004, 27(1): 118-126

(责任编辑:文丽芳)