

非线性三维自适应模糊变结构制导规律的研究

史小平, 常莹莹

(哈尔滨工业大学控制与仿真中心, 哈尔滨 150001)

摘 要: 在三维球坐标系下建立了导弹与目标的相对运动模型, 针对大机动目标提出了一种基于零化导弹与目标视线角速度的三维自适应模糊变结构末制导律。所设计的制导律通过模糊系统对非线性模型进行逼近, 克服了模型不确定性和外界干扰对制导系统的影响, 并把目标加速度视为一类有界干扰, 在线对目标加速度的界进行估计。通过计算机数字仿真验证了导弹与目标的相对视线角速度最终趋向于零, 验证了制导规律的正确性和有效性。

关键词: 三维制导; 非线性系统; 自适应模糊控制; 机动目标

中图分类号: V448.133 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)06-2171-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.020

0 引言

在研究拦截空中机动目标的问题中, 导弹和目标的相对运动存在着复杂的非线性关系^[1]。由于非线性的复杂性, 研究难度较大, 而在实际系统设计当中, 一般模型需要进行一定的简化处理, 加之外部扰动和结构参数摄动, 这就导致了系统中不确定因素的存在, 因此对于含有外界干扰和系统参数摄动的不确定非线性系统的研究, 就显得更加有意义了^[2]。传统的制导律都是基于二维的, 文献[3]提出的自适应滑模控制的制导律也是基于二维的, 三维制导律的研究较少。而在实际应用中, 导弹拦截空中飞行的机动目标, 其相对运动方程是复杂的非线性方程, 俯仰通道与偏航通道之间存在着严重的交叉耦合, 所以很有必要将二维制导律扩展为三维制导律。对机动目标, 纯比例导引规律(PPNG)^[4]的主要问题是制导末段, 它要求导弹在俯仰和偏航通道上具有较大的加速度, 而在高空时, 导弹的实际可用加速度往往难以满足这样的要求, 从而间接导致脱靶^[5]。

由于导弹与目标的三维相对运动模型具有高度非线性和参数不确定性的特点, 而模糊系统具有以任意精度一致逼近非线性函数的能力^[6], 因此本文利用自适应模糊系统对系统不确定函数进行逼近, 并在线对目标最大机动加速度的界进行估计, 针对

大机动目标设计了一种零化导弹与目标视线角速度的末制导规律, 最后对所设计的制导规律进行了计算机数字仿真, 仿真结果验证了制导规律的正确性和有效性。

1 导弹与目标三维相对运动模型的建立^[2]

在三维球坐标系下建立导弹与目标的相对运动方程, 导弹与目标的相对运动如图1所示。图中 X_M 、 Y_M 、 Z_M 为平行于惯性参考坐标系, 且原点在导弹质心的坐标系的三个坐标轴, T 为目标, R 为导弹与目标的相对距离, 视线的偏航角和俯仰角分别为 θ 、 φ 。 $(\vec{e}_r, \vec{e}_\varphi, \vec{e}_\theta)$ 为原点固连于导弹质心的动态球坐标系, 且为与 (r, φ, θ) 同向的单位向量, 随视线的转动而转动。设目标和导弹在球坐标系 (r, φ, θ) 内的加速度分量分别为 $(a_{Tr}, a_{T\varphi}, a_{T\theta})$ 与 $(a_{Mr}, a_{M\varphi}, a_{M\theta})$ 。导弹与目标相对速度 V 在球坐标系内的分量分别为 V_r, V_φ, V_θ 。并作如下假设:(1) 导弹与目标均作匀速质点飞行, 且 $V_M \geq V_T$;(2) 不考虑导弹的自动驾驶仪和寻的导引头的动态特性;(3) 导弹和目标的加速度矢量分别与它们的速度矢量垂直, 即导弹和目标上所加的加速度只改变速度的方向不改变速度的大小。则:

导弹与目标之间的相对位移矢量:

$$\vec{R} = R\vec{e}_r \quad (1)$$

导弹与目标之间的相对速度矢量:

$$\vec{V} = \frac{d\vec{R}}{dt} = \dot{R}\vec{e}_r + R\dot{\theta}\cos\varphi\vec{e}_\theta + R\dot{\varphi}\vec{e}_\varphi \quad (2)$$

根据矢量导数的求解方法,可获得在三维球坐标下的标量表达式:

$$\begin{cases} \ddot{R} - R\dot{\varphi}^2 - R\dot{\theta}^2\cos^2\varphi = a_{Tr} - a_{Mr} \\ 2\dot{R}\dot{\varphi} + \ddot{R}\dot{\varphi} + R\ddot{\theta}\sin\varphi\cos\varphi = a_{T\varphi} - a_{M\varphi} \\ 2\dot{R}\dot{\theta}\cos\varphi + R\ddot{\theta}\cos\varphi - 2R\dot{\theta}\dot{\varphi}\sin\varphi = a_{T\theta} - a_{M\theta} \end{cases} \quad (3)$$

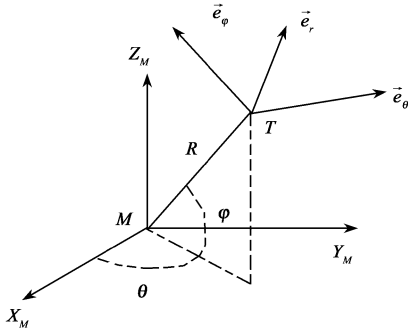


图 1 导弹和目标的三维相对运动几何关系示意图

Fig.1 3-D relative motion geometry between missile and target

2 三维自适应模糊变结构制导律的设计

在实际空中交战中,导弹的轴向速度是不可控的,因此可不考虑(3)式的第一个方程,也就是说:导弹的飞行速度的大小不可以改变,只能改变其方向。这样需要在俯仰通道和偏航通道两个通道上施加控制律 $a_{M\varphi}$ 和 $a_{M\theta}$ 来改变速度的方向。末制导律的设计目标是在制导系统存在不确定性和目标存在机动的情况下,确定一个适当的末制导律 u , 满足该制导系统闭环稳定,也就是说要设计一个有限控制 $u(t)$, 使得系统的状态 $x(t)$ 从某一初始状态出发在有限时间内转移到零态。即: $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$ 。

2.1 俯仰通道控制律 $a_{M\varphi}$ 的设计

考虑如下不确定多变量非线性系统:

$$\dot{x} = f(x) + bu(t) + d \quad (4)$$

引入状态变量: $x_1 = \theta, x_2 = \varphi, x_3 = \dot{\theta}, x_4 = \dot{\varphi}$, 将(3)式的第二个方程写成(4)式的形式可得:

$$\dot{x}_4 = \frac{-Rx_3^2\sin x_2\cos x_2 - 2\dot{R}x_4}{R} - \frac{1}{R}a_{M\varphi} + \frac{1}{R}a_{T\varphi} \quad (5)$$

其中 $f_1(x) = \frac{-Rx_3^2\sin x_2\cos x_2 - 2\dot{R}x_4}{R}, b_1 = -\frac{1}{R},$

$d_1 = \frac{1}{R}a_{T\varphi}$, 参考文献[7]对(5)式作如下假设:

(1) $|f_1(x)| \leq f_{1\max}$ 是已知上界的非线性连续函数,此式表明该函数确实存在,并且存在不确定性,但在设计末制导律时,假设它为未知的;

(2) $0 \leq b_{1\min} \leq b_1 \leq b_{1\max}$ 为已知上下界的增益函数,在设计末制导律时它表示导弹与目标的距离是在有限的范围之内;

(3) $|d_1| \leq d_{1\max}$ 表示有界干扰,在设计末制导律时它表示目标的俯仰方向的机动能力是有限的。

采用变结构控制策略,在状态空间寻找合适的滑动超平面,选取滑动超平面 $S_1 = x_4 = \dot{\varphi}$, 根据准平行接近原理,希望视线角速度 $\dot{\varphi}$ 在末制导过程中趋于零,也就是说,要设计末制导律 $a_{M\varphi}$, 使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} x_4(t) = 0$ 。根据定理^[7]可知:对于不确定非线性制导系统(4)式,在系统假设成立的条件下,自适应模糊系统对不确定函数 $f(x)$ 进行逼近, $f(x) = f^*(x) + \varepsilon = \hat{f}(x) + \tilde{f}(x) + \varepsilon, \hat{f}(x) = \hat{\alpha}^T P(x)$, 取自适应模糊变结构制导律(6)式,则系统能够保证视线角速度 $\dot{\varphi}$ 在末制导过程中趋于零。自适应模糊变结构制导律为:

$$a_{M\varphi} = u_{d1} + u_{\rho 1} + u_{s1} \quad (6)$$

u_{d1} 为制导律中的负反馈部分,实现了状态反馈: $u_{d1} = -\hat{b}_1^{-1}k_1S_1$; 由于自适应模糊逻辑系统逼近不确定性函数时会产生误差,同时实际制导系统也存在外部干扰,因此需要在设计中加入补偿环节, $u_{\rho 1}$ 为制导律中的模糊自适应部分,其中变结构项用来补偿逼近误差: $u_{\rho 1} = -\hat{b}_1^{-1}[\hat{\alpha}_1^T P_1(x) + \hat{\varepsilon}_1 \text{sgn}(S_1)]$; u_{s1} 为制导律中的滑模补偿部分,用来补偿目标机动对制导系统的影响: $u_{s1} = -\hat{b}_1^{-1}\hat{d}_{1\max} \text{sgn}(S_1)$ 。系统不确定参数 $\hat{\alpha}_1, \hat{\varepsilon}_1, \hat{b}_1^{-1}, \hat{d}_{1\max}$ 均为未知,可得制导律为:

$$a_{M\varphi} = \hat{b}_1^{-1}k_1\dot{\varphi} + \hat{b}_1^{-1}\alpha_1^T P_1(x) + \hat{b}_1^{-1}(\hat{\varepsilon}_1 + \hat{d}_{1\max}) \text{sgn}(S_1) \quad (7)$$

由于在实际的末制导过程中, \dot{R} 的变化比较小,我们可以假设 \dot{R} 为常数,此外,假设 $\alpha_1^T P_1(x)$ 可以较好的逼近 $f_1(x) = \frac{-Rx_3^2\sin x_2\cos x_2 - 2\dot{R}x_4}{R}$, 则 $\hat{\varepsilon}_1 = 0$, 假设 \hat{b}_1^{-1} 可以较好的逼近 $b_1^{-1} = R$, 且在实际交战中 $\dot{R} = V_R < 0$, 因此选取 $k_1 = -\lambda \frac{\dot{R}}{R}$, 其中 $\lambda > 0$, 为导航比,取值为 2~5, 则俯仰方向的制导

规律可简化为:

$$a_{M\varphi} = -(\lambda + 2)\dot{R}\dot{\varphi} - R\dot{\theta}^2 \sin\varphi \cos\varphi + \hat{a}_{T\varphi\max} \operatorname{sgn}(S_1) \quad (8)$$

其中

$$\hat{a}_{T\varphi\max} = \hat{b}_1^{-1} \hat{d}_{1\max} \quad (9)$$

取在线自适应律为:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{b}}^{-1} &= \eta_1 S_1 \hat{b} a_{M\varphi} \quad \eta_1 > 0 \\ \dot{\hat{d}}_{1\max} &= \eta_2 |S_1| \quad \eta_2 > 0 \end{aligned} \quad (10)$$

2.2 偏航通道控制律 $a_{M\theta}$ 的设计

将(3)式的第三个方程写成(4)式的形式可得:

$$\begin{aligned} \dot{x}_3 &= \frac{2Rx_3x_4\sin x_2 - 2\dot{R}x_3\cos x_2}{R\cos x_2} - \\ &\frac{1}{R\cos x_2} a_{M\theta} + \frac{1}{R\cos x_2} a_{T\theta} \end{aligned} \quad (11)$$

其中, $f_2(x) = \frac{2Rx_3x_4\sin x_2 - 2\dot{R}x_3\cos x_2}{R\cos x_2}$, $b_2 = -\frac{1}{R\cos x_2}$, $d_2 = \frac{1}{R\cos x_2} a_{T\theta}$, 同样对(11)式作如下假设:(1) $|f_2(x)| \leq f_{2\max}$ 是已知上界的非线性连续函数,此式表明该函数确实存在,并且存在不确定性,但在设计末制导律时,假设它为未知的;(2) $0 \leq b_{2\min} \leq b_2 \leq b_{2\max}$ 为已知上下界的增益函数,在设计末制导律时它表示导弹与目标的距离是在有限的范围之内的;(3) $|d_2| \leq d_{2\max}$ 表示有界干扰,在设计末制导律时它表示目标的偏航方向的机动能力是有限的。

偏航通道视线角速度为零代表着理想状态,即通过使 $\dot{\theta} = 0$, 表示偏航通道上导弹已跟踪上目标的运动,如果俯仰通道和偏航通道的视线角速度都为零,则导弹能最终击中目标,所以可以取滑动超平面 $S_2 = x_3 = \dot{\theta}$ 。与 $a_{M\varphi}$ 的设计方法类似,偏航方向自适应模糊变结构制导律为:

$$a_{M\theta} = u_{d2} + u_{f2} + u_{s2} \quad (12)$$

其中, $u_{d2} = -\hat{b}_2^{-1} k_2 S_2$, $u_{f2} = -\hat{b}_2^{-1} [\hat{\alpha}_2^T P_2(x) + \hat{\epsilon}_2 \operatorname{sgn}(S_2)]$, $u_{s2} = -\hat{b}_2^{-1} \hat{d}_{2\max} \operatorname{sgn}(S_2)$, 由于在实际的末制导过程中, \dot{R} 的变化比较小,我们可以假设 \dot{R} 为常数,此外,假设 $\alpha_2^T P_2(x)$ 可以较好的逼近 $f_2(x) = \frac{2Rx_3x_4\sin x_2 - 2\dot{R}x_3\cos x_2}{R\cos x_2}$, 则 $\hat{\epsilon}_2 = 0$, 假设

\hat{b}_2^{-1} 可以较好的逼近 $b_2^{-1} = R$, 且在实际交战中 $\dot{R} = V_R < 0$, 因此选取 $k_2 = -\lambda \frac{\dot{R}}{R}$, 其中 $\lambda > 0$, 为导航比,取值为 2~5, 则偏航方向的制导规律可简化为:

$$a_{M\theta} = -(\lambda + 2)\dot{R}\dot{\theta} + 2R\dot{\theta}\dot{\varphi} \tan\varphi + \hat{a}_{T\theta\max} \operatorname{sgn}(S_2) \quad (13)$$

其中

$$\hat{a}_{T\theta\max} = \hat{b}_2^{-1} \hat{d}_{2\max} \quad (14)$$

取在线自适应律为:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{b}}_2^{-1} &= \eta_3 S_2 \hat{b} a_{M\theta} \quad \eta_3 > 0 \\ \dot{\hat{d}}_{2\max} &= \eta_4 |S_2| \quad \eta_4 > 0 \end{aligned} \quad (15)$$

3 制导规律的数字仿真

对所推导出来的三维制导规律,分别对正弦机动和方波机动两种目标进行数字仿真验证。初始仿真数据为: $R_0 = 10000 \text{ m}$, $V_R = -600 \text{ m/s}$, $\theta = 30^\circ$, $\varphi = 20^\circ$, $\dot{\theta} = -0.01 \text{ rad/s}$, $\dot{\varphi} = -0.01 \text{ rad/s}$, $\hat{a}_{T\varphi\max}(0) = 40 \text{ m/s}^2$, $\hat{a}_{T\theta\max}(0) = 0$, $\hat{b}_1^{-1}(0) = \hat{b}_2^{-1}(0) = 10000$, $\eta_1 = \eta_2 = \eta_3 = \eta_4 = 1$, $\lambda = 2$, 消振因子 $\delta = 0.02$ 。

目标做正弦机动模型: $a_{T\theta} = 20\sin(0.09\pi t)$,

$$a_{T\varphi} = 40\cos(0.09\pi t)$$

目标做方波机动模型:

$$a_{T\varphi} = \begin{cases} 100 & t < 4 \\ -80 & t \geq 4 \end{cases} \quad a_{T\theta} = \begin{cases} -80 & t < 4 \\ 100 & t \geq 4 \end{cases}$$

图 2-图 5 为目标做正弦机动时的仿真结果,图 6-图 9 为目标做方波机动时的仿真结果。从仿真结果可以看出:在基于零化导弹与目标视线角速度的变

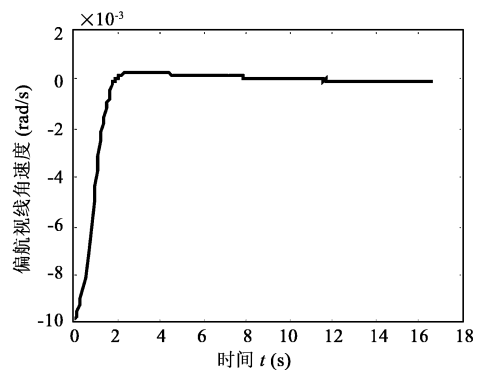


图 2 偏航视线角 $\dot{\theta}$ 随时间变化曲线
Fig.2 Time history of $\dot{\theta}$

结构制导律的作用下,导弹与目标的偏航和俯仰视线角速度的变化比较平滑且幅值变化不大,最终都趋于零,充分验证了该方法的有效性与可行性。

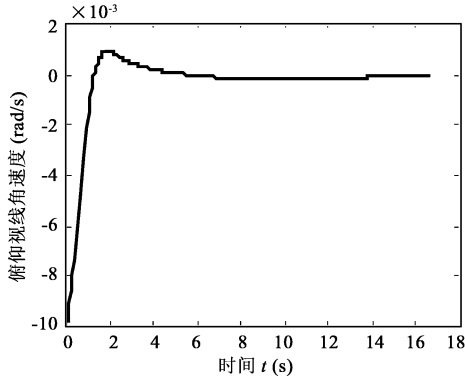


图 3 俯仰视线角 $\dot{\varphi}$ 随时间变化曲线
Fig.3 Time history of $\dot{\varphi}$

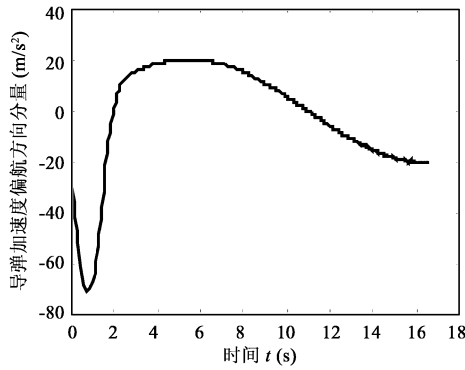


图 4 导弹加速度偏航分量 $a_{M\theta}$ 变化曲线
Fig.4 Time history of missile acceleration $a_{M\theta}$

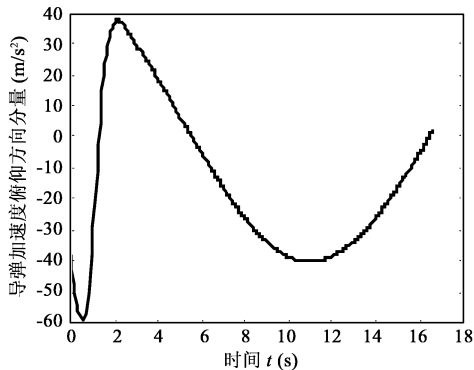


图 5 导弹加速度俯仰分量 $a_{M\varphi}$ 变化曲线
Fig.5 Time history of missile acceleration $a_{M\varphi}$

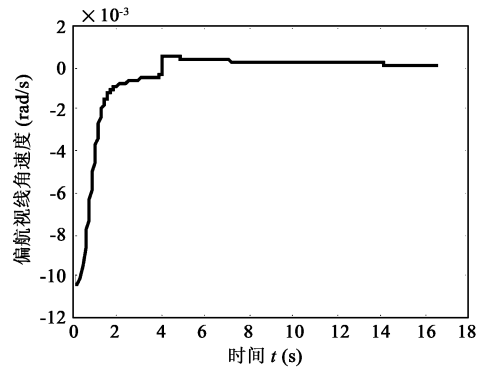


图 6 偏航视线角 $\dot{\theta}$ 随时间变化曲线
Fig.6 Time history of $\dot{\theta}$

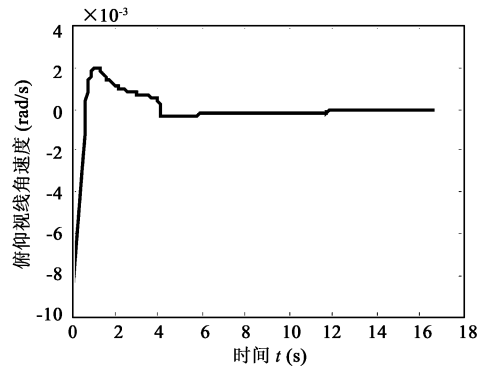


图 7 俯仰视线角 $\dot{\varphi}$ 随时间变化曲线
Fig.7 Time history of $\dot{\varphi}$

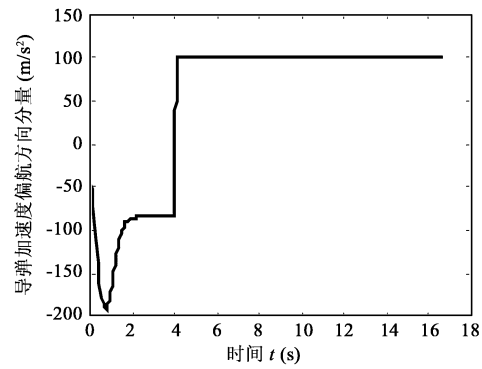
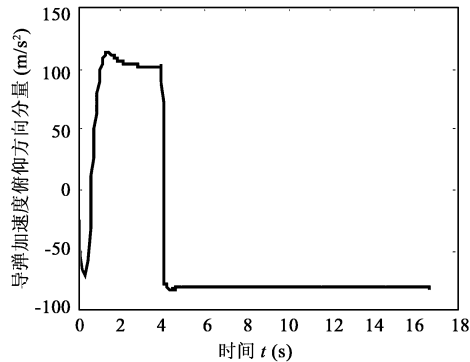


图 8 导弹加速度偏航分量 $a_{M\theta}$ 变化曲线
Fig.8 Time history of missile acceleration $a_{M\theta}$

4 结论

本文以导弹与目标相对运动不确定非线性系统

为基础,视目标加速度为一类有界的外界干扰,在系统模型参数和系统不确定函数结构未知的情况下,设计了一种零化导弹与目标视线角速度的自适应模糊变结构末制导规律,且该制导规律更具有一般性,无约束要求,不依赖于小角度线性化假设,不需要计算剩余时间。仿真结果表明,当目标作大机动逃逸时,该制导律具有良好的鲁棒性能,该方法简单、易

图9 导弹加速度俯仰分量 $a_{M\varphi}$ 变化曲线Fig.9 Time history of missile acceleration $a_{M\varphi}$

于理解,可以直接应用于实际系统或和其他方法共同使用构成复合制导。

参考文献:

- [1] 李君龙, 陈杰, 胡恒章. 目标机动时的一种非线性末制导律[J]. 宇航学报, 1998, 19(2):37-42. [LI Jun-long, CHEN Jie, HU Heng-zhang. An nonlinear end guidance law for maneuvering target [J]. Journal of Astronautics, 1998, 19(2): 37-42(in Chinese).]
- [2] 余文学, 周凤岐. 三维非线性变结构寻的制导律[J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 681-685. [SHE Wen-xue, ZHOU Feng-qi. High precision 3-D nonlinear variable structure guidance law for homing missile[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 681-685(in Chinese).]
- [3] Di Zhou, Chundi Mu, Wenli Xu. Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1999, 22(4):589-594.
- [4] OH Jae-Hyuk, HA In-Joong. Capturability of the 3-dimensional pure PNG law[J]. Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on, 1999, 35(2):491-503.
- [5] 张友安, 胡云安, 顾文锦. 针对变速机动目标的变速导弹三维导引律[J]. 飞行力学, 2002, 20(1): 42-45. [ZHANG You-an, HU Yun-an, GU Wen-jin. Three-dimensional guidance law for missile of varying velocity against maneuvering target of varying velocity[J]. Flight dynamics, 2002, 20(1): 42-45(in Chinese).]
- [6] 王立新. 自适应模糊系统与控制—设计与稳定性分析[M]. 北京:国防工业出版社, 1995. [WANG Li-xin. Adaptive Fuzzy System and Control-design and Stability Analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995.]
- [7] 陈宇, 董朝阳, 王青, 张明廉. 直接侧向力控制导弹的自适应模糊变结构末制导律设计[J]. 宇航学报, 2006, 27(5):984-989. [CHEN Yu, DONG Chao-yang, WANG Qing, ZHANG Ming-lian. A terminal guidance law design for side jet control missile based on adaptive fuzzy variable structure control[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5):984-989(in Chinese).]

作者简介:史小平(1965-),男,博士,教授,博导,中国系统仿真学会会员,研究方向为复杂系统仿真、非线性控制及飞行器智能控制。

通信地址:哈尔滨工业大学控制与仿真中心(150001)

电话:(0451)86402379

E-mail:sxp@hit.edu.cn

Study on Nonlinear Three-Dimensional Adaptive Fuzzy Variable Structure Guidance Law

SHI Xiao-ping, CHANG Ying-ying

(Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Three-dimensional relative motion model of missile and target is established in three dimensional spherical coordinates, 3-D adaptive fuzzy variable structure guidance law for homing missile based on zeroing speed of LOS(line-of-sight) angle is presented in intercepting the high maneuverable target. The fuzzy system is used to approximate the nonlinear function so as to overcome the influence of model uncertainty and external disturbance, and the maneuvering acceleration of target is regarded as a disturbance with boundary, which is estimated. Numerical simulation shows that the rates of LOS approach zero. The simulation result verifies the correctness and effectiveness of the presented guidance law.

Key words: Three-dimensional guidance; Nonlinear system; Adaptive fuzzy system; Maneuverable target