高精度快速趋近滑模变结构末端导引方法

宋愿赟 陈万春

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对反导拦截过程中拦截时间短时传统比例导引制导脱靶量大的问题,运用滑动模态变结构控制理论,提出了快速趋近滑模制导律及高精度制导信息快速提取算法,在典型交战条件下与比例导引、扩展比例导引及开关偏置比例导引方法进行了仿真对比,结果表明该制导律实现了滑模趋近的快速性,有效抑制了指令的发散,滤波算法能快速有效提取有色噪声条件下制导信息,大大提高了制导精度,为高精度反导拦截打下了基础.

关 键 词: 导引律; 滑动模态; 变结构; 滑模观测器; 卡尔曼滤波

中图分类号: TJ 765.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)03-0319-05

High-accuracy quick-reaching sliding mode variable structure terminal guidance law

Song Yuanyun Chen Wanchun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A variable structure terminal guidance law with adaptive quick-reaching law and a filter approach based on sliding mode observer was developed for short time interception. During the ideal and non-ideal condition with typical target maneuvers, the simulation results demonstrates the higher accuracy, better robustness and easy realized of the designed guidance law by comparing with the conventional proportional navigation, augmented proportional navigation and switched bias proportional navigation. Also the filter approach is shown to be more effective than the extended Kalman filter (EKF) for the colored noise.

Key words: guidance law; sliding mode; variable structure; sliding mode observer; Kalman filter

反导拦截过程中由于弹目相对速度大,导致拦截时间短;且目标存在较大的机动;另外导引头测量噪声包含较大的热噪声和角闪烁噪声,给反导拦截保证命中精度带来了很大的困难,需要设计高精度的制导规律及信息提取算法以实现直接碰撞目的. 传统的比例导引当目标存在较大机动时性能会大大下降[1],脱靶量大,制导精度差. 由于变结构控制理论对非线性系统已经进行了较深入的研究,对参数摄动和外在扰动具有很好的鲁棒性,因此将变结构理论应用于导弹制导中[2-6]已成为当前热点. 变结构制导律设计过程中常采用趋近律方法,文献[4]给出了一种自适应趋近律的滑模制导律,并针对目标机动不大情况下进行了仿真验证,但没有考虑目标大机动情况及信息提取问题. 文献[5-6]给出了针对大机动目标的开关偏置比例导引 SBPN(Switched Bias Proportional Navigation),并针对低速二维情况验证了其有效性,但对高速短时拦截情况,制导指令不能快速收敛,脱靶量大.

本文针对反导拦截末制导过程中弹目相对速度大,拦截时间短的问题,提出了快速趋近滑模制导律 QRSMG(Quick-Reaching Sliding Mode Guidance),考虑对指令收敛快速性的要求,给出了快速趋近增益的设计方法,有效提高了高速短时拦截过程中指令的收敛速度,并提出了基于滑模观测器的高精度制导信息快速提取算法,为高精度

收稿日期: 2011-10-06; **网络出版时间**: 2012-03-28 15:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120328.1512.004.html

作者简介: 宋愿赟(1983-),男,湖南沅江人,博士生,littlechicken@139.com.

快响应的反导拦截提供了基础. 仿真结果表明,基于滑模观测器的制导信息提取算法 SMO(Sliding Mode Observer)能有效提取有色噪声条件下的制导信息;快速趋近滑模制导律比传统比例导引在导引末段所需指令加速度小,方法误差小,制导精度高. 且其本身对参数摄动和干扰具有很好的鲁棒性,设计简单,易于工程实现.

1 弹目相对运动模型的建立

首先给出导弹目标的三维相对运动关系如图 1 所示,导弹和目标运动均看作质点运动. 地面坐标系和视线坐标系定义如文献[4]所示.

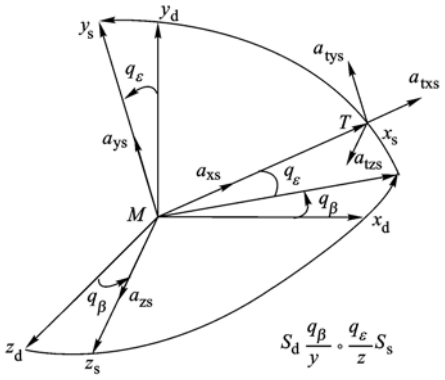

图 1 弹目相对运动模型

导弹目标三维相对运动方程如下所示.

$$\left.\begin{aligned} r_s &= \sqrt{x_s^2 + y_s^2 + z_s^2} \\ q_\beta &= a\tan(-z_s/x_s) \\ q_\varepsilon &= a\tan(y_s/\sqrt{x_s^2 + z_s^2}) \\ \dot r_s &= \frac{x_s\dot x_s + y_s\dot y_s + z_s\dot z_s}{\sqrt{x_s^2 + y_s^2 + z_s^2}} \\ \dot q_\beta &= \frac{z_s\dot x_s - x_s\dot z_s}{x_s^2 + z_s^2} \\ \dot q_\varepsilon &= \frac{\dot y_s(x_s^2 + z_s^2) - y_s(x_s\dot x_s + z_s\dot z_s)}{(x_s^2 + y_s^2 + z_s^2)\sqrt{x_s^2 + z_s^2}} \end{aligned}\right\} \quad (1)$$

式中,r_s 为弹目相对距离;$[x_s\ y_s\ z_s]^T$ 为地面系分量;$\dot r_s$ 为相对速度;q_β 为视线偏角;q_ε 为视线倾角;$\dot q_\beta$,$\dot q_\varepsilon$ 分别为偏航、俯仰平面视线角速度.

2 快速趋近滑模制导律

视线角速度在视线系中的分量形式为

$$[\omega_{sdxs}\ \omega_{sdys}\ \omega_{sdzs}]^T = [\dot q_\beta \sin q_\varepsilon \quad \dot q_\beta \cos q_\varepsilon \quad \dot q_\varepsilon]^T \quad (2)$$

相对距离的微分在视线系中的投影为

$$[\mathrm{d}\boldsymbol{r}_s/\mathrm{d}t]_s = \mathrm{d}[\boldsymbol{r}_s]_s/\mathrm{d}t + (\boldsymbol{\omega}_s)_s^\times[\boldsymbol{r}_s]_s \quad (3)$$

由矩阵微分,有

$$[\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_s/\mathrm{d}t^2]_s = \mathrm{d}^2[\boldsymbol{r}_s]_s/\mathrm{d}t^2 + (\boldsymbol{\varepsilon}_s)_s^\times[\boldsymbol{r}_s]_s + (\boldsymbol{\omega}_s)_s^\times(\boldsymbol{\omega}_s)_s^\times[\boldsymbol{r}_s]_s + 2(\boldsymbol{\omega}_s)_s^\times\mathrm{d}[\boldsymbol{r}_s]_s/\mathrm{d}t \quad (4)$$

加速度方程用角速度分量表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot r_s \\ r_s\dot\omega_{sdzs} \\ r_s\dot\omega_{sdys} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_s\omega_{sdzs}^2 + r_s\omega_{sdys}^2 + a_{txs} - a_{xs} \\ -r_s\omega_{sdxs}\omega_{sdys} - 2\dot r_s\omega_{sdzs} + a_{tys} - a_{ys} \\ r_s\omega_{sdxs}\omega_{sdzs} - 2\dot r_s\omega_{sdys} - a_{tzs} + a_{zs} \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.1 俯仰平面制导律设计

设导引规律设计可通过滚转控制解耦在 2 个平面单独设计. 按变结构控制的一般方法,首先设计滑动面,由准平行接近原理,希望视线角速度在末制导过程中趋近于 0,设计滑动面形式为

$$s_y = \omega_{sdzs} = \dot q_\varepsilon \quad (6)$$

控制律设计采用趋近律的方法,一般的指数趋近律对高速短时拦截的快时变系统,易使视线角速率发散,脱靶量大. 本文采用自适应的趋近律:

$$\dot s_y = -(K_y|\dot r_s|/r_s)s_y - (W_y|\dot r_s|/r_s)\mathrm{sgn}(s_y) \quad (7)$$

其物理意义在于状态变量对滑动面的趋近速度可以通过相对距离来调整. 由式(5)及式(6)可得俯仰平面指令加速度:

$$a_{ys} = -(2 + K_y)\dot r_s\omega_{sdzs} - W_y\dot r_s\mathrm{sgn}(\omega_{sdzs}) + a_{tys} - r_s\omega_{sdxs}\omega_{sdys} \quad (8)$$

2.2 偏航平面制导律设计

与俯仰平面类似,根据变结构控制的一般方法和准平行接近原理,设计滑动面的形式为

$$s_z = \omega_{sdys} = \dot q_\beta\cos q_\varepsilon \quad (9)$$

同样,选取自适应趋近律:

$$\dot s_z = -(K_z|\dot r_s|/r_s)s_z - (W_z|\dot r_s|/r_s)\mathrm{sgn}(s_z) \quad (10)$$

由式(9)及式(10)可得偏航平面指令加速度:

$$a_{zs} = (2 + K_z)\dot r_s\omega_{sdys} + W_z\dot r_s\mathrm{sgn}(\omega_{sdys}) + a_{tzs} - r_s\omega_{sdxs}\omega_{sdzs} \quad (11)$$

由式(8)和式(11)可知,加速度指令的比例导引项有效导引比为 $N_y = K_y + 2$,$N_z = K_z + 2$;由解耦假设可忽略耦合项;把目标加速度项及耦合项作为干扰项,用一个带增益的开关项来表示,目标机动加速度界限的估计,按文献[6]形式给出;为减小抖振,开关项用饱和项代替. 快速趋近滑模制导律的最终形式为

$$\left.\begin{aligned} a_{ys} &= -N_y\dot r_s\omega_{sdzs} + (\alpha_y - W_y\dot r_s)\cdot(\omega_{sdzs}/(|\omega_{sdzs}| + \delta_y)) \\ a_{zs} &= N_z\dot r_s\omega_{sdys} - (\alpha_z - W_z\dot r_s)\cdot(\omega_{sdys}/(|\omega_{sdys}| + \delta_z)) \end{aligned}\right\} \quad (12)$$

文献[6]给出了三维开关偏置比例导引(SBPN)

$$\left.\begin{aligned} a_{ys} &= -N_y \dot{r}_s \omega_{sdzs} + \alpha_y \omega_{sdzs}/(|\omega_{sdzs}| + \delta_y) \\ a_{zs} &= N_z \dot{r}_s \omega_{sdys} - \alpha_z \omega_{sdys}/(|\omega_{sdys}| + \delta_z) \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

两种制导律的主要区别在于制导律(12)增加了开关项增益 $-W_y\dot{r}_s$ 和 $-W_z\dot{r}_s$,主要作用是加快趋近速度,使系统状态快速趋向滑动面,以保证在拦截时间较短时制导指令快速收敛,提高制导精度. 下面给出其对趋近速度的影响.

2.3　快速趋近增益设计

考虑自适应趋近律(7),把相对距离和速度作为参数处理,得系统轨迹方程和到达时间方程:

$$s(t) = -\frac{W}{K}\mathrm{sgn}(s) + \left[s_0 + \frac{W}{K}\mathrm{sgn}(s)\right]\mathrm{e}^{-\frac{K|\dot{r}_s|}{r_s}t} \tag{14}$$

$$t_{\mathrm{reach}} = (r_s/(K|\dot{r}_s|))\ln(1 + (K/W)|s_0|) \tag{15}$$

由式(14),式(15)可知,系统趋近速度随着相对距离减小而增加,随 W 增大而加快,而 SBPN 由于不用考虑拦截时间短的问题,忽略了 W 项,即 W 趋于 0,系统到达时间趋于无穷,所以制导律(12)较式(13)具有更快的趋近速度.

由于有效导引比确定则 K 确定,要增加系统状态的趋近速度只能调节参数 W,称 W 为快速趋近增益,图 2 给出了当 $K=2$ 时,W 与到达时间的关系,可知 W 越大,到达时间越短,趋近速度越快. 但 W 值不能无限增大,图 3 表明制导末段所需指令加速度随着 W 的增大而减小,但当达到一定值(如图中 0.12)时就会引起指令发散. 所以 W 增大能加快趋近速度,但过大会导致指令发散. 本文取 0.01 ~0.1 之间较合适.

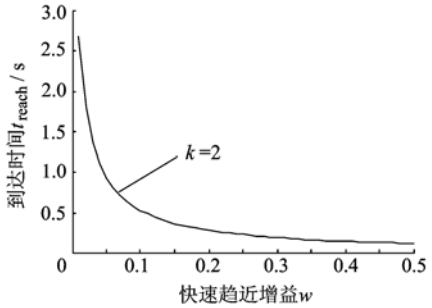

图 2　快速趋近增益与到达时间关系图

为使增益值即满足快速趋近要求又保证制导指令不发散. 对于快速趋近增益 W_y(以俯仰平面为例),由到达条件及式(6)、式(7)和式(8)可得

$$\omega_{sdzs}\dot{\omega}_{sdzs} < \frac{\omega_{sdzs}\dot{r}_s}{r_s}(K_y\omega_{sdzs} + W_y\mathrm{sgn}(\omega_{sdzs})) < 0 \tag{16}$$

则到达滑动面时,可解得

$$W_y = \frac{K_y|\omega_{sdzs0}|}{(r_{s0}/r_{sd})^{K_y} - 1} \tag{17}$$

式中,ω_{sdzs0},r_{s0} 为初值;当给定期望的相对距离 r_{sd},选定有效导引比,可确定 K_y,从而由式(17)可选择合适的快速趋近增益值.

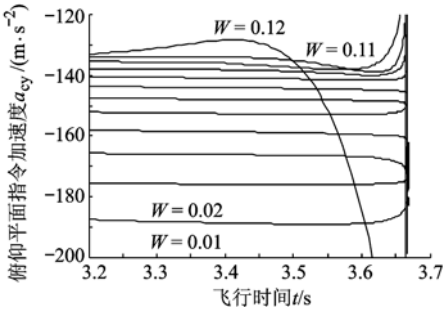

图 3　不同 W 值对指令的影响

3　基于滑模观测器的高精度制导信息快速提取算法

3.1　状态方程

由于制导需求及测量噪声的存在,本文提出了一种基于滑动模态观测器的高精度制导信息快速提取算法,实现了对导弹制导信息进行高精度快速提取,提高了制导精度. 其快速性体现在滑模观测器增加的开关项放宽了系统模型准确性的要求,增加了滤波器的有效带宽,相当于减少了滤波器的时间常数,提高了快速性. 设相对距离和速度已满足精度要求,只对视线角速度进行滤波. 由加速度方程(5)可得系统状态方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_{sdzs}\\ \dot{\omega}_{sdys}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}-2\dot{r}_s/r_s & 0\\ 0 & -2\dot{r}_s/r_s\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\omega_{sdzs}\\ \omega_{sdys}\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}1/r_s & 0\\ 0 & 1/r_s\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u_1\\ u_2\end{bmatrix} \tag{18}$$

式中,$u_1 = a_{tys} - a_{ys}$;$u_2 = -a_{tzs} + a_{zs}$,忽略了耦合项,目标加速度信息用开关项代替,导弹加速度信息由加速度计给出.

3.2　量测方程

视线角速度测量噪声模型一般简化为零均值的高斯白噪声,但与实际情况并不相符. 下面根据某院所提供的参数给出一种较接近工程实际的测量噪声模型. 其量测方程为

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{v} \tag{19}$$

式中,$\boldsymbol{H} = \mathrm{diag}(1,1)$;$\boldsymbol{v} = [v_1 \quad v_2]^{\mathrm{T}}$ 包含导引头热噪声和目标角闪烁噪声表示如下:

$$\left.\begin{aligned} v_1 &= 6(\Delta\varphi_{zr} + \Delta\varphi_{zj}) \\ v_2 &= 6(\Delta\varphi_{yr} + \Delta\varphi_{yj}) \end{aligned}\right\} \tag{20}$$

导引头热噪声用白噪声乘以相对距离平方，再乘以热噪声系数表示；目标角闪烁噪声采用白噪声通过一个一阶环节，再乘以一个角闪烁噪声系数，除以相对距离来表示.

3.3 滤波方程

根据变结构控制理论设计滑动模态观测器，对于状态观测，希望量测误差越小越好，选取滑动面为

$$\boldsymbol{s} = \tilde{\boldsymbol{y}} = \boldsymbol{y} - \hat{\boldsymbol{y}} \tag{21}$$

当系统在滑动面上运动时，满足量测误差趋近于 0，满足滑动模态观测器要求.

设计合适的趋近律，使系统能按一定的规律向滑动面运动. 本文采用幂次趋近律：

$$\dot{\boldsymbol{s}} = -\boldsymbol{k} \mid \boldsymbol{s} \mid^{\alpha} \operatorname{sgn}(\boldsymbol{s}) \quad \boldsymbol{k} > 0 \quad 0 < \alpha < 1 \tag{22}$$

由式(18)和式(22)，可得滤波方程分量表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\omega}}_{\mathrm{sdzs}} \\ \dot{\hat{\omega}}_{\mathrm{sdys}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\dot{r}_{\mathrm{s}}/r_{\mathrm{s}} & 0 \\ 0 & -2\dot{r}_{\mathrm{s}}/r_{\mathrm{s}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\omega}_{\mathrm{sdzs}} \\ \hat{\omega}_{\mathrm{sdys}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1/r_{\mathrm{s}} & 0 \\ 0 & 1/r_{\mathrm{s}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{s1} \mid \tilde{y}_1 \mid^{\alpha_1} \operatorname{sgn}(\tilde{y}_1) \\ k_{s2} \mid \tilde{y}_2 \mid^{\alpha_2} \operatorname{sgn}(\tilde{y}_2) \end{bmatrix} \tag{23}$$

4 仿真结果分析

4.1 仿真条件

初始条件如表 1 所示. 其中比例导引 PN (Proportional Navigation) 和扩展比例导引 APN (Augmented Proportional Navigation) 的有效导引比都取为 4.

表 1 三维相对运动初始条件

运动参数	初始位置/m	初始速度/(m·s^{-1})
导弹	[4078 6266 0]^{T}	[890 975 −746]^{T}
目标	[16363 14456 −7093]^{T}	[−2250 −1500 1299]^{T}

分别针对以下常见的目标机动形式：目标无机动；目标 10g 阶跃机动；目标 10g 螺旋机动.

4.2 理想条件下仿真结果分析

图 4 ~ 图 6 为理想条件，即不考虑导引头动态，自动驾驶仪滞后和测量噪声时指令加速度变化规律. 可知，对不同的目标机动，QRSMG 初始指令稍大；由于开关项的存在及快速趋近项的影响，QRSMG 较 PN，APN 及 SBPN 具有更快的指令收敛速度，能较快的趋近滑动面，且末段所需指令加速度较小，有利于提高制导精度.

4.3 工程应用条件下仿真结果分析

工程实际应用过程中，存在导引头动态和自动驾驶仪滞后，两者都可用一个二阶环节描述. 图 7 为工程应用条件下，目标螺旋机动时指令加速度变化规律. 指令加速度都从 0 开始，且滞后过程基本相同，QRSMG 出现的峰值较大，但收敛速度比 PN，APN 及 SBPN 都快，很快进入滑动面，末段所需指令加速度较小，制导精度高. 目标不机动和阶跃机动指令加速度变化规律与理想情况类似，不过初始段有滞后过程.

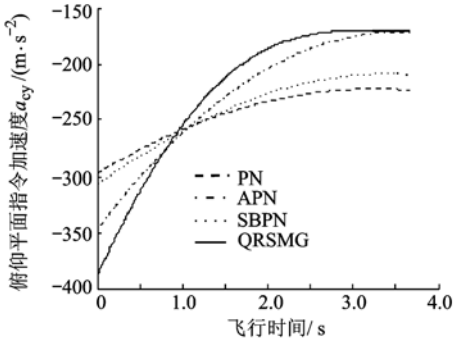

图 4 目标不机动时俯仰平面指令加速度对比

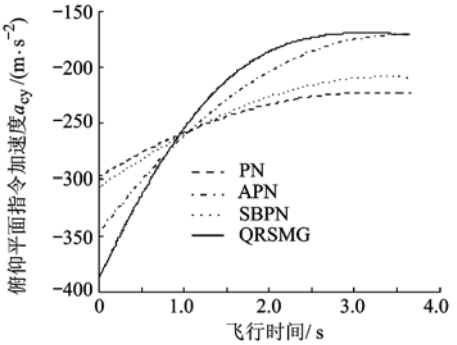

图 5 目标阶跃机动时俯仰平面指令加速度对比

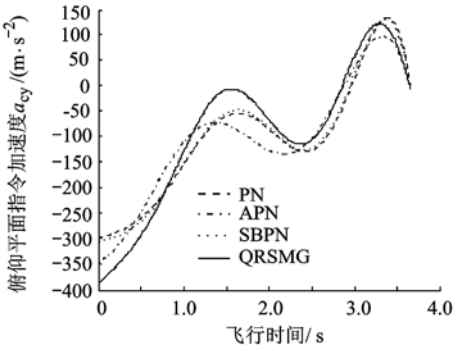

图 6 目标螺旋机动俯仰平面指令加速度对比

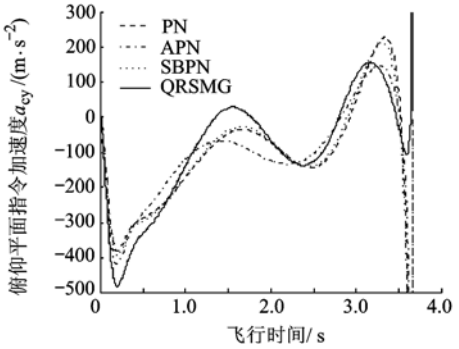

图 7 目标螺旋机动俯仰平面指令加速度对比

图 8 给出目标阶跃机动,采用 EKF(Extended Kalman Filter)和 SMO 对视线角速度的估计效果对比. EKF 对有色噪声估计效果不理想,不能有效消除测量噪声带来的散布,估计误差大;SMO 的估计值更接近真实值,且有效的消除了有色噪声对测量值的影响,估计误差小,并能很快对测量信息进行估计,估计精度更高.

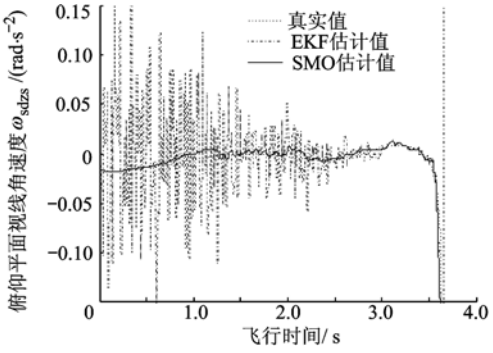

图 8　俯仰平面视线角速度对比

表 2 为工程应用条件,100 次 Monte-Carlo 仿真脱靶量对比. 可知,对不同的目标机动,QRSMG 脱靶量比 PN、APN 和 SBPN 都小,指令收敛快,制导精度高. SMO 脱靶量都较 EKF 小,估计精度高.

表 2　脱靶量对比

脱靶量/m	目标阶跃机动		目标正弦机动	
	EKF	SMO	EKF	SMO
PN	1.7010	1.3437	3.6839	2.5103
APN	1.4227	1.3012	2.7855	1.9848
SBPN	1.6360	1.1655	3.5982	2.3782
QRSMG	1.2413	0.4516	2.4784	0.7115

5　结　论

本文针对寻的导弹高速短时拦截末制导过程,设计了三维快速趋近滑模制导律,并给出了快速趋近增益的设计方法,同时提出了基于滑模观测器的高精度制导信息快速提取算法,从制导方法和制导信息提取两方面保证了制导精度,通过仿真对比,得出以下结论:

1) 快速趋近滑模制导律对于不同的目标机动模式,在不同仿真条件下较传统的导引方法所需指令加速度小,收敛速度快,制导精度高;

2) 快速趋近滑模制导律对参数摄动和外在扰动具有很好的鲁棒性;

3) 基于滑模观测器的制导信息提取算法能对有色噪声环境下的测量信息进行快速有效提取,较扩展卡尔曼滤波具有更高的精度.

4) 该方法设计简单,易于实现,可望用于具有高精度快响应要求的导弹制导控制系统.

参考文献(References)

[1] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance[M]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1997: 104 - 110

[2] Brierley S D, Longchap R. Application of sliding mode control to air-air interception problem[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(2): 30 - 325

[3] Tournes C H, Shtessel Y B. Integrated guidance and autopilot for dual controlled missiles using higher order sliding mode controllers and observers[C]//Honolulu, Hawaii: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008: 1 - 25

[4] Zhou Di, Mu Chundi, Xu Wenli. Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile[J]. J Guid Control Dyn, 1999, 22(4): 589 - 594

[5] Ravindra Babu K, Sarma I G, Swamy K N. Switched bias proportional navigation for homing guidance against highly maneuvering targets[J]. J Guid Control Dyn, 1994, 16(6): 1357 - 1363

[6] Babu K R, Sarma I G, Swamy K N. Two robust homing missile guidance laws based on sliding mode control theory[C]//Indian institute of Science. Bangalore: Proceedings of NAECON, 1994: 540 - 547

(编　辑:张　嵘)