

滑模变结构有限时间收敛制导律

张运喜, 孙明玮, 陈增强

(南开大学 自动化系, 天津 300071)

摘要: 针对末端有入射角度约束的制导系统, 基于滑模变结构控制思想设计了一种有限时间收敛的滑模制导律, 使制导系统的视线角速率快速收敛到零, 并令弹道倾角收敛到期望的入射角度. 通过非线性控制系统的有限时间稳定性理论对该制导律进行了分析, 给出了制导系统有限收敛时间的数学形式, 证明了制导系统的有限时间收敛性. 最后通过仿真进一步验证了该制导方法的有效性和鲁棒性.

关键词: 导弹制导; 滑模控制; 制导律; 入射角约束; 有限时间收敛

中图分类号: TJ765 **文献标识码:** A

Sliding-mode variable structure finite-time convergence guidance law

ZHANG Yun-xi, SUN Ming-wei, CHEN Zeng-qiang

(Department of Automation, Nankai University, Tianjin 300071, China)

Abstract: Based on the sliding-mode variable structure control, a finite-time convergent sliding-mode guidance law is presented for the guidance systems with terminal incident angle constraint. This guidance law ensures the angular rate of the line-of-sight (LOS) to converge to zero rapidly, while the missile angular converges to the desired incident angle. By employing the finite-time stability theory of nonlinear control systems to analyze the guidance law, we obtain the mathematical expression of the convergence time, thus confirming the finite-time convergence of the guidance system. Simulation results show that the guidance law is effective and robust.

Key words: missile guidance; sliding-mode control; guidance law; incident-angle constraint; finite-time convergence

1 引言(Introduction)

近些年来, 为了实现导弹的高效打击及一些战术用途, 针对带终端入射角度约束的制导律的研究受到广泛关注, 例如文献[1-8]. 以上制导律在性能上都满足期望的角度约束, 视线角速度可以收敛到零. 但是对于制导系统的收敛时间问题上上述文献并没有考虑. 在有些情况下, 人们不仅要求视线角速度在命中目标以前就收敛到零, 并且还希望导弹的弹道倾角在命中目标以前也同时收敛到约束的入射角度, 因此就需要考虑系统收敛的快速性, 设计有限时间收敛的导引规律. 例如捷联被动成像寻的系统由于搜索体制所限, 在制导末端探测范围很小, 必须在前段通过制导规律的设计使得弹道快速转为平直, 为寻的末制导的可靠使用创造便利条件. 再如利用钻地导弹打穿地面多层建筑或进行纵深打击地下掩体时, 希望弹道倾角在导弹击中目标前尽可能早的收敛到垂直方向, 以获得更大的垂直撞击速度, 从而实现打进或打穿目标的效果. 因此, 设计带入射角约束的有限时间收敛制导律在工程应用中具有非常重要

的意义.

系统有限时间收敛是指受控系统状态在有限时间内到达系统的平衡点, 实现系统有限时间稳定. 对于受控系统设计有限时间控制器是为了使系统状态在有限时间内到达要求的状态目标. 系统的有限时间控制尤其是非线性系统的有限时间稳定控制是非常重要的但是比较难于理论分析的控制. 目前, 对非线性控制系统的有限时间稳定性研究是很受关注的^[9-16]. 文献[14-15]基于Lyapunov稳定性分析方法给出了非线性控制系统的有限时间稳定性定理, 并根据定理给出了双积分对象的有限时间稳定控制器的解析形式. 在文献[16]中, 作者借助齐次性概念讨论了时不变连续(非光滑)有限时间反馈设计等. 在制导控制领域, 学者们也开始设计有限时间收敛的导引规律^[17-21]. 在文献[17]中, 作者设计了带有双闭环滤波器的变结构制导律, 该制导律能够使视线角速率及其一阶导数在有限时间内收敛至滑动模态域内, 从而得到更加精确的等效控制. 文献[18]基于有限时间稳定性理论, 设计了一种有限

时间稳定的高阶滑模制导律,具有良好的鲁棒性.在文献[19-20]中,作者针对导弹拦截机动目标设计了一种有限时间收敛的变结构制导律,给出了制导系统有限时间收敛的充分条件.在文献[21]中,作者通过引入线性状态反馈项改善闭环系统收敛性能的思想设计了一种连续有限时间制导律,该导引律使视线角速率在目标不机动时和目标机动时在有限时间内分别收敛到零和收敛到原点附近的一个小邻域内.以上提到的有限时间收敛制导律都保证了视线角速率在有限时间内收敛到零,并具有良好的鲁棒性.但是对于制导末端带射角约束的问题,以上制导律并没有考虑,因此上述制导律不适用于带射角约束的导弹制导系统.

本文针对末端带射角约束的制导系统有限时间收敛问题,基于滑模变结构控制思想设计了一种有限时间收敛的滑模制导律.通过对制导系统的有限时间稳定性分析表明,所设计的制导律能够在有限时间内实现视线角速率收敛到零并且入射角达到期望的方向要求.

2 有限时间收敛概念(Conception of finite-time convergence)

首先介绍非线性系统有限时间稳定的概念^[16].

考虑如下系统:

$$\dot{x} = f(x, t), f(0, t) = 0, x \in \mathbb{R}^n, \quad (1)$$

其中: $f : U_0 \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}^n$ 在 $U_0 \times \mathbb{R}$ 连续, U_0 是原点 $x = 0$ 的一个开邻域.

定义 1 对于系统(1),给定任意初始时刻 t_0 的初始状态 $x(t_0) = x_0 \in U$,存在一个依赖于 x_0 的停息时间 $T \geq 0$,使得系统方程以 x_0 为初始状态的解 $x(t) = \varphi(t; t_0, x_0)$ 有定义(可能不唯一),并且有

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow T(x_0)} \varphi(t; t_0, x_0) = 0, \\ \text{如果 } t > T(x_0), \text{ 则 } \varphi(t; t_0, x_0) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

及当 $t \in [t_0, T(x_0)]$ 时, $\varphi(t; t_0, x_0) \in U \setminus \{0\}$,那么系统的平衡点 $x = 0$ 是局部有限时间收敛的,如果 $U = \mathbb{R}^n$,则平衡点是全局有限时间收敛的.

对于所考虑的系统(1),基于非线性控制系统有限时间稳定性理论有如下引理:

引理 1 考虑非线性系统(1),假定存在一个定义在原点的邻域 $\hat{U} \subset U_0 \subset \mathbb{R}^n$ 上的 C^1 光滑函数 $V(x)$,并且存在实数 $c > 0$ 以及 $0 < \alpha < 1$,使得 $V(x)$ 在 \hat{U} 上正定和 $\dot{V}(x) + cV^\alpha(x)$ 在 \hat{U} 半负定,则系统(1)的原点是有限时间稳定的.停息时间依赖于初始值 $x(0) = x_0$,其上界是

$$T_x(x_0) \leq \frac{V^{1-\alpha}(x_0)}{c(1-\alpha)}, \quad (3)$$

其中: x_0 是原点某一开邻域中的任何一点.如果 $\hat{U} =$

\mathbb{R}^n 并且 $V(x)$ 是径向无界的(即,当 $\|x\| \rightarrow +\infty$ 时, $V(x) \rightarrow +\infty$),则系统(1)的原点是全局有限时间稳定的.

证 由 $\dot{V}(x) + cV^\alpha(x)$ 在 \hat{U} 半负定可知

$$\dot{V}(x) \leq -cV^\alpha(x), \forall t \geq 0. \quad (4)$$

由于 $V(x)$ 在 \hat{U} 上正定,可以解得

$$V^{1-\alpha}(x) \leq V^{1-\alpha}(x_0) - c(1-\alpha)t, 0 \leq t \leq T_x(x_0). \quad (5)$$

考虑当时间 $t \geq T(x_0)$ 时, $V(x) = 0$,可以得到有限收敛时间

$$T_x(x_0) \leq \frac{V^{1-\alpha}(x_0)}{c(1-\alpha)}.$$

证毕.

3 弹-目相对运动关系(Relative motion equation for missile-target)

为了确定导弹与目标的相对运动关系,设导弹和目标均在纵向平面内运动,建立如图1的极坐标系.

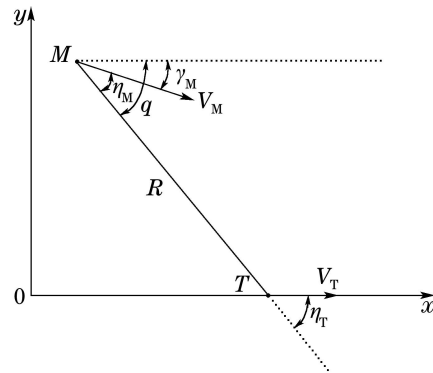


图 1 弹-目相对运动关系

Fig. 1 Engagement geometry of target and missile

导弹-目标的运动学关系为

$$\dot{R}(t) = V_T \cos \eta_T - V_M \cos \eta_M, \quad (6)$$

$$R(t)\dot{q} = V_M \sin \eta_M - V_T \sin \eta_T, \quad (7)$$

其中: $R(t)$ 为导弹与目标之间的相对距离, q 和 \dot{q} 分别表示导弹-目标的视线角和视线角速度, V_M 和 V_T 分别是导弹速度和目标速度, η_T 为视线方向与目标速度方向的夹角, η_M, γ_M 分别为导弹速度方向与视线方向和水平方向的夹角.方程写成如下形式:

$$\dot{R}(t) = V_T \cos q - V_M \cos(q - \gamma_M), \quad (8)$$

$$R(t)\dot{q} = V_M \sin(q - \gamma_M) - V_T \sin q. \quad (9)$$

对式(9)求导并将式(8)代入,整理可得

$$\ddot{q} = -\frac{2\dot{R}(t)}{R(t)}\dot{q} - \frac{1}{R(t)}a_M + \frac{1}{R(t)}a_T, \quad (10)$$

式中: a_M 和 a_T 分别是导弹加速度和目标加速度在视线法向上的分量,分别作为系统的控制量 u 和有界干扰 ω .

导弹在末制导的初始时刻选取为 $t = 0$, 制导系统的初始状态为 R_0, \dot{R}_0 , 在 t 时刻制导系统状态为 $R(t), \dot{R}(t)$. 令 $x = \dot{q}$, 则方程(10)可以写为

$$\dot{x} = -\frac{2\dot{R}(t)}{R(t)}x - \frac{1}{R(t)}u + \frac{1}{R(t)}\omega. \quad (11)$$

4 有限时间收敛导引律(Guidance law with finite-time convergence)

导弹飞行过程中控制系统容易受到参数变化和外界环境干扰, 因此制导律的设计必须考虑系统的鲁棒性. 变结构控制对参数摄动和外界干扰具有不变性, 使系统具有良好的抗干扰能力, 基于变结构控制理论设计有限时间收敛的制导律是很有意义的. 下面将基于滑模控制理论设计有限时间收敛制导规律, 并利用有限时间稳定性理论对所设计的制导系统进行有限时间收敛分析.

4.1 制导律设计(Guidance law design)

假设期望度入射角为 q_d , 可选取如下的滑模面:

$$s = x + k|\varphi(t)|^\gamma \text{sgn}(\varphi(t)), \quad (12)$$

其中: $0 < \gamma < 1, 0 < k, \varphi(t) = q(t) - q_d$. 对式(12)求导可得

$$\dot{s} = \dot{x} + k\gamma|\varphi(t)|^{\gamma-1}\dot{\varphi}. \quad (13)$$

根据如下滑模到达条件:

$$s\dot{s} \leq 0, \quad (14)$$

选取趋近律为

$$\dot{s} = -\frac{\alpha \text{sgn } s}{R(t)}|s|^\eta, \quad \alpha > 0, \eta > 0, \quad (15)$$

可以得到

$$s\dot{s} = -\frac{\alpha}{R(t)}|s|^{\eta+1} \leq 0, \quad (16)$$

从而满足滑模到达条件. 由式(13)和式(15)可以得到

$$\dot{x} + k\gamma|\varphi(t)|^{\gamma-1}\dot{\varphi} = -\frac{\alpha \text{sgn } s}{R(t)}|s|^\eta. \quad (17)$$

将式(11)代入式(17), 有

$$0 = -\frac{2\dot{R}(t)}{R(t)}x - \frac{1}{R(t)}u + \frac{1}{R(t)}\omega + k\gamma|\varphi(t)|^{\gamma-1}\dot{\varphi} + \frac{\alpha \text{sgn } s}{R(t)}|s|^\eta. \quad (18)$$

整理可得制导律为

$$u = -2\dot{R}(t)x + \omega + \alpha \text{sgn } s|s|^\eta + k\gamma|\varphi(t)|^{\gamma-1}R(t)\dot{\varphi}. \quad (19)$$

在制导律中, $R(t)$ 和 $\dot{R}(t)$ 为未知, 对于无线电主动寻的导弹可以直接获取, 对于被动寻的导弹不能给出距离及距离的变化率信息, 需要对其进行估计. 对于攻击地面固定目标的被动捷联寻的导弹而言, 由于寻的系统只在最末段使用提供高精度制导信息, 制导前段可以通过惯性导航与卫星导航的组合结合目标的经纬度信息, 利用低精度的导航信息解

算出 $R(t), \dot{R}(t)$, 使俯冲导引弹道快速转为平直, 为最后使用寻的系统进行精确调节奠定基础. 如果目标为机动目标, 其加速度 ω 一般也不能准确获得, 可以视为有界干扰估计其上界. 需要注意的是, 由于地、海目标的机动性一般远弱于导弹本身, 可以直接设 $\omega = 0$, 这时导引律变为

$$u = -2\dot{R}(t)x + \alpha \text{sgn } s|s|^\eta + k\gamma|\varphi(t)|^{\gamma-1}R(t)\dot{\varphi}. \quad (20)$$

4.2 有限时间收敛分析(Analysis of finite-time convergence)

系统状态运动可以分为两个阶段: 滑模到达阶段和沿滑模面运动阶段.

首先, 对于滑模到达阶段, 选取如下的Lyapunov函数:

$$V = s^2. \quad (21)$$

对其求导可得

$$\dot{V} = 2s\dot{s} = -\frac{2\alpha}{R(t)}|s|^{\eta+1}, \quad (22)$$

则

$$\dot{V} \leq 0. \quad (23)$$

由式(21)–(22)可得

$$\dot{V} = -\frac{2\alpha}{R(t)}V^{\frac{1}{2}(\eta+1)}. \quad (24)$$

考虑在末制导阶段满足

$$\dot{R}(t) < 0, 0 \leq R(t) \leq R_0, \forall t > 0, \quad (25)$$

可以得到

$$\dot{V} \leq -\frac{2\alpha}{R_0}V^{\frac{1}{2}(\eta+1)}, \forall t > 0. \quad (26)$$

由引理1可知, 系统状态在有限时间内收敛到滑模面, 有限收敛时间为

$$T_1 \leq \frac{R_0 V^{\frac{1}{2}(1-\eta)}(x_0, 0)}{\alpha(1-\eta)}. \quad (27)$$

系统状态到达滑模面后, 将沿滑模面运动直到收敛到原点. 此时滑模面满足

$$s = x + k|\varphi(t)|^\gamma \text{sgn}(\varphi(t)) = 0. \quad (28)$$

考虑 $x = \dot{\varphi}(t)$, 系统沿滑模面运动状态方程可表示为

$$\dot{\varphi}(t) = -k|\varphi(t)|^\gamma \text{sgn}(\varphi(t)). \quad (29)$$

对于式(29)所表示的系统选取Lyapunov函数为

$$V' = \varphi^2(t). \quad (30)$$

对其求导得

$$\dot{V}' = 2\varphi(t)\dot{\varphi}(t) = -2k|\varphi(t)|^{\gamma+1}, \quad (31)$$

从而有

$$\dot{V}' = -2kV'^{\frac{1}{2}(\gamma+1)}. \quad (32)$$

由引理1可知, 系统是有限时间收敛的, 有限收敛时间满足

$$T_2 \leq \frac{V^{\frac{1}{2}(1-\gamma)}(x_0, 0)}{k(1-\gamma)}. \quad (33)$$

因此总的制导系统的收敛时间可表示为

$$T_f \leq \frac{R_0 V^{\frac{1}{2}(1-\eta)}(x_0, 0)}{\alpha(1-\eta)} + \frac{V^{\frac{1}{2}(1-\gamma)}(x_0, 0)}{k(1-\gamma)}. \quad (34)$$

综上所述, 所设计的制导律能够使制导系统状态在有限时间内收敛. 由式(27)及式(33)可以看出, 系统状态到达滑模面的时间与选取的参数 α 成反比, 即, 当 α 越大系统状态收敛越快, 收敛时间就越短; 当系统状态到达滑模面后, 收敛到原点的时间与选取参数 k 和 γ 有关, 因此可以通过调节参数 k, γ 来控制系统的收敛速度.

5 仿真例子(A simulation example)

所设计制导律主要应用于打击地面或地下目标, 因此以攻击地面固定目标的被动捷联寻的导弹的末制导为例, 利用仿真对所设计的制导规律进行验证分析, 并与传统的比例导引律进行对比. 选取导弹的初始位置为 $(x_{m0}, y_{m0}) = (0, 3000)$, 目标初始位置为 $(x_{t0}, y_{t0}) = (4000, 0)$, 导弹速度为200 m/s, 入射角约束为 60° , 导弹的可用过载为5g. 图2-5分别给出了无扰动情况下导弹的运动轨迹曲线、视线角及视线角速率收敛状况和导弹过载曲线.

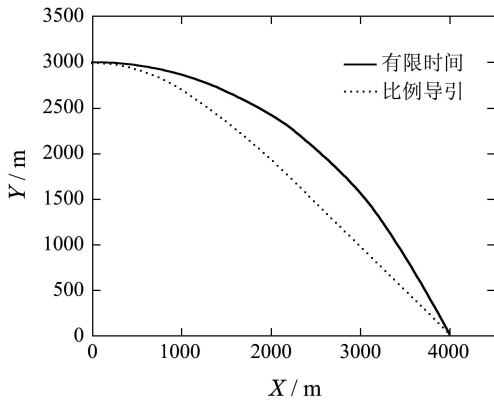


图2 导弹运动轨迹曲线
Fig. 2 Trajectory of missile

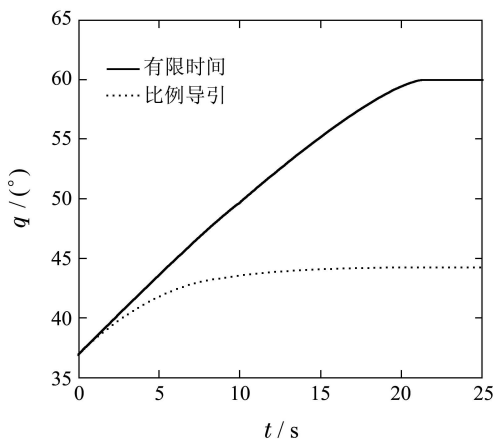


图3 视线角输出曲线
Fig. 3 LOS angles of missile

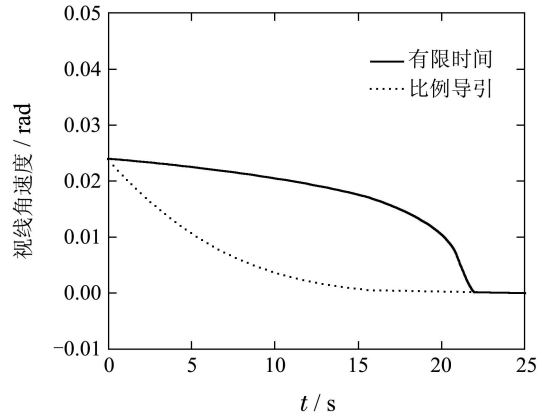


图4 视线角速度输出曲线
Fig. 4 LOS angular velocity of missile

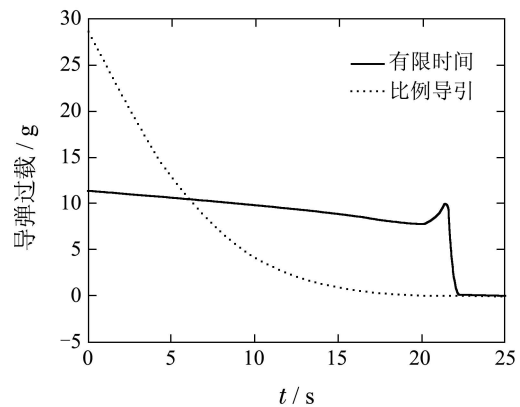


图5 导弹过载输出曲线
Fig. 5 Overload of missile

由图2可以看出, 导弹在末制导初始阶段弹道比较平滑, 保证了弹体的稳定性, 制导末段弹道转为平直. 由图4可以看出, 导弹在大约26 s时命中目标, 而在大约21 s时视线角速率就已经收敛到零. 因此, 导弹在制导的最后阶段(大约3500 m~4000 m)有一段近乎直线的飞行轨迹, 这对导弹打击目标的精确度和速度是非常有利的, 尤其对于攻击地面固定目标的被动捷联寻的导弹, 平直轨道有利于其最后进行精确调节. 由图3可知, 导弹末段的弹道倾角亦满足入射角约束. 从图3中可以看出视线角在21 s时收敛到约束的入射角度(60°), 并且几乎没有角度误差, 而比例导引则不能给定目标视线角, 仿真结果为 44° . 并且由图5可以看出, 比例导引实际过载超出设定可用过载, 而有限时间制导律应用过载则较小.

假设制导过程存在扰动, 角速度信息具有 $1^\circ/s$ 的随机测量噪声, 仿真结果如图6-8所示. 由图可以看出, 有限时间收敛滑模制导律在扰动存在的情况下, 仍保证在零脱靶量($\dot{q} = 0$)的同时以期望的入射角($q = q_d$)击中目标, 而比例导引则不能击中目标. 这说明有限时间收敛滑模制导律具有良好的抗扰动性能.

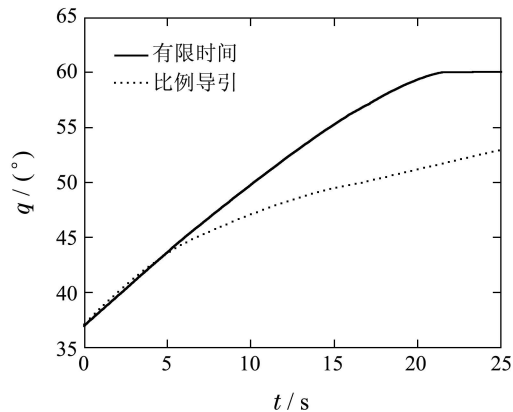


图 6 有扰情况下视线角输出曲线

Fig. 6 LOS angles of missile with disturbance

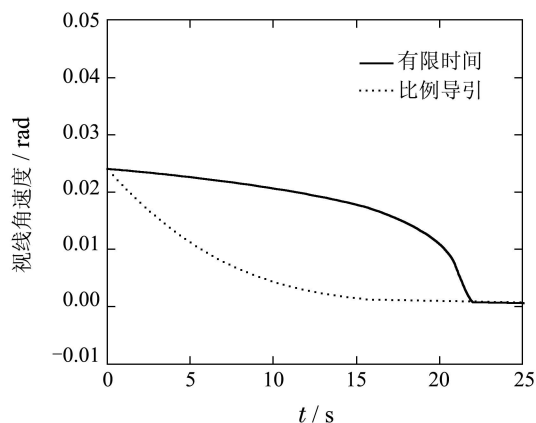


图 7 有扰情况下视线角速度输出曲线

Fig. 7 LOS angular velocity of missile with disturbance

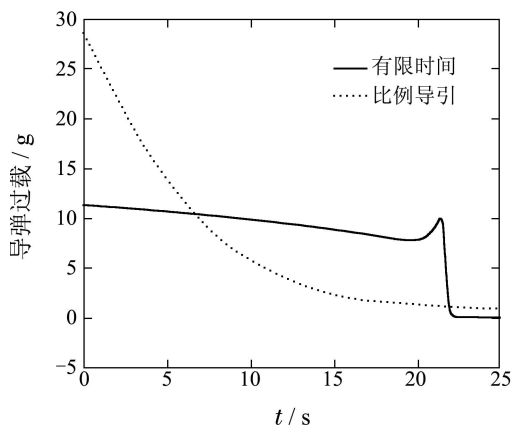


图 8 有扰情况下导弹过载输出曲线

Fig. 8 Overload of missile with disturbance

综上所述, 本文设计的滑模变结构有限时间收敛制导律, 能够使制导系统在满足可用过载的限制下, 实现在有限时间内收敛并保证以期望的入射角命中目标, 并且系统状态几乎没有抖振, 说明了该方法的有效性。

6 结论(Conclusions)

本文针对末端有入射角度约束的制导系统有限时间收敛问题, 基于滑模变结构控制思想设计了一

种有限时间收敛的滑模制导律. 该导引规律能够使制导系统的视线角速率快速收敛到零, 并且弹道倾角收敛到期望的入射角度. 基于滑模控制理设计的该制导律为非光滑控制指令, 在工作点附近收敛速度比渐近稳定控制律要快, 并且变结构形式保证系统具有优良的鲁棒性. 最后, 仿真结果验证了该制导律的有效性.

参考文献(References):

- [1] KIM M, GILDER K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1973, 9(6): 852 – 859.
- [2] 张友安, 马培蓓. 带有攻击角度和攻击时间控制的三维制导 [J]. *航空学报*, 2008, 29(4): 1020 – 1026.
(ZHANG Youan, MA Peibei. Three-dimensional guidance law with impact angle and impact time constraints [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 1020 – 1026.)
- [3] 宋建梅, 张天桥. 带末端落角约束的变结构导引律 [J]. *弹道学报*, 2001, 13(1): 16 – 21.
(SONG Jianmei, ZHANG Tianqiao. The passive homing missile's variable structure guidance law with terminal impact angular constraints [J]. *Journal of Ballistics*, 2001, 13(1): 16 – 21.)
- [4] KIM B S, LEE J G, HAN H S. Biased PNG law for impact with angular constraint [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1998, 34(1): 277 – 288.
- [5] KIM B S, LEE J. Homing guidance with terminal angular against nonmaneuvering and maneuvering target [R]. Reston, VA: AIAA, 1997: 189 – 199.
- [6] 曹邦武, 姜长生, 关世义, 等. 电视指令制导空地导弹垂直命中目标的末制导系统研究 [J]. *宇航学报*, 2004, 25(4): 393 – 397.
(CAO Bangwu, JIANG Changsheng, GUANG Shiyi, et al. Research on the vertical intercept terminal guidance system of TV-command-guidance air-to-ground missile [J]. *Journal of Astronautics*, 2004, 25(4): 393 – 397.)
- [7] 尹永鑫, 杨明, 吴鹏. 针对机动目标带攻击角约束的三维制导律 [J]. *固体火箭技术*, 2010, 33(3): 237 – 241.
(YIN Yongxin, YANG Ming, WU Peng. Three dimensional guidance law with attack angle constraint formaneuverable target [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2010, 33(3): 237 – 241.)
- [8] 崔松, 韩裕生, 王硕. 有落角约束的电视制导武器导引律设计 [J]. *弹箭与制导学报*, 2010, 30(1): 78 – 83.
(CUI Song, HANG Yusheng, WANG Shuo. The design of guidance law for TV-guided weapon with terminal angular constraint [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2010, 30(1): 78 – 83.)
- [9] 康宇, 奚宏生, 季海波. 有限时间快速收敛滑模变结构控制 [J]. *控制理论与应用*, 2004, 21(4): 623 – 626.
(KANG Yu, XI Hongsheng, JI Haibo. Fast terminal sliding mode control of nonlinear systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2004, 21(4): 623 – 626.)
- [10] HONG Y G, HUANG J, XU Y. On an output feedback finite-time stabilization problem [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(2): 305 – 309.
- [11] 沈艳军, 刘万海, 张勇. 一类非线性系统全局有限时间观测器设计 [J]. *控制理论与应用*, 2010, 27(5): 668 – 674.
(SHEN Yanjun, LIU Wanhai, ZHANG Yong. Global finite-time observers for a class of nonlinear systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(5): 668 – 674.)
- [12] HONG Y. Finite-time stabilization and stabilizability of a class of controllable systems [J]. *Systems & Control Letters*, 2002, 46(4): 231 – 236.

- [13] 李鹏, 郑志强, 马建军. 一类不确定非线性系统的全局鲁棒有限时间镇定 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(7): 915 – 920.
(LI Peng, ZHENG Zhiqian, MA Jianjun. Global robust finite time stabilization of a class of nonlinear uncertain systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(7): 915 – 920.)
- [14] BHAT S, BERNSEIN D. Lyapunov analysis of finite-time differential equations [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Seattle, WA: IEEE, 1995, 3: 1831 – 1832.
- [15] BHAT S, BERNSEIN D. Continuous finite-time stabilization of the translational and rotational double integrators [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1998, 43(5): 678 – 682.
- [16] 洪奕光, 程代展. 非线性系统的分析与控制 [M]. 北京: 科学出版社, 2005.
(HONG Yiguang, CHENG Daizhan. *Nonlinear Systems Analysis and Control* [M]. Beijing: Science Press, 2005.)
- [17] 赵明元, 魏明英. 带有双闭环滤波器的有限时间稳定变结构制导律 [J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1629 – 1635.
(ZHAO Mingyuan, WEI Mingying. Finite time stable variable structure guidance law with double closed-loop filters [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(8): 1629 – 1635.)
- [18] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A. Integrated guidance and control of advanced interceptors using second order sliding modes [C] // *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*. Maui, Hawaii: IEEE, 2003, 5: 4587 – 4592.
- [19] 孙胜, 周荻. 有限时间收敛变结构制导律 [J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1258 – 1262.
(SUN Sheng, ZHOU Di. A finite time convergent variable structure guidance law [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(4): 1258 – 1262.)
- [20] ZHOU D, SUN S. Guidance laws with finite time convergence [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(6): 1838 – 1846.
- [21] 丁世宏, 李世华, 罗生. 基于连续有限时间控制技术的导引律设计 [J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 727 – 733.
(DING Shihong, LI Shihua, LUO Sheng. Guidance law design based on continuous finite-time control technique [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(4): 727 – 733.)

作者简介:

张运喜 (1982–), 男, 博士研究生, 主要研究领域为制导与飞行控制、非线性系统控制等, E-mail: zyunx2004@163.com;

孙明玮 (1972–), 男, 副教授, 硕士研究生导师, 主要研究领域为智能预测控制、自抗扰控制、制导与飞行控制, E-mail: sun_mingwei@yahoo.com.cn;

陈增强 (1964–), 男, 教授, 博士研究生导师, 主要研究领域为智能预测控制、混沌系统与复杂网络、多智能体系统控制等, E-mail: chenqz@nankai.edu.cn.