

制导控制一体化有限时间收敛控制算法

张旭¹, 雷虎民¹, 董飞堦², 邵雷¹, 翟岱亮¹

(1.空军工程大学防空反导学院,西安,710051;2.93995部队,陕西户县,710300)

摘要 针对拦截高速机动目标的需求,研究了一种完全制导控制一体化有限时间收敛控制算法。首先,根据传统完全制导控制一体化模型,推导了导弹完全制导控制一体化视线角速率有限时间收敛模型;其次,构造了带补偿函数的非线性滑模切换函数,根据有限时间收敛终端滑模控制理论,设计了基于完全制导控制一体化的有限时间收敛控制算法,并通过自适应方法对系统不确定性的最大值进行了估计、运用高阶滑模微分器对视线角速率和弹目相对距离的高阶导数进行了解算;最后,仿真结果表明,与一般的控制算法相比,论文所设计的有限时间收敛控制算法能够达到视线角速率有限时间收敛,且具有更小的脱靶量和更短的飞行时间。

关键词 导弹完全制导控制一体化;视线角速率;有限时间收敛;控制算法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.05.002

中图分类号 V448;TJ765.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)05-0005-06

A Study of Finite Time Convergent Control Algorithm on Integrated Missile Guidance and Control

ZHANG Xu¹, LEI Humin¹, DONG Feiyao², SHAO Lei¹, ZHAI Dailiang¹

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Unit 93995, Huxian 710300, Shaanxi, China)

Abstract: A finite time convergent control algorithm on integrated missile guidance and control is proposed to meet the needs of intercepting maneuvering targets at high speed. Firstly, a finite-time convergent line-of-sight rate model is derived based on total integrated missile guidance and control according to the traditional total integrated missile guidance and control model. Secondly, a nonlinear sliding mode switching function with compensating factor is construct, and a finite time convergent control algorithm of integrated missile guidance and control is designed based on finite-time convergent theory. Besides, an adaptive method is adopted to estimate the maximum value of the system's uncertainty, and the higher-order sliding mode differentiators are adopted to solve the higher-order derivatives of line-of-sight rate and the distance between the missile and the target. Finally, the simulation results show that the proposed finite time convergent control algorithm can achieve the finite time convergence of the line-of-sight rate, and has less miss distance and shorter intercepting time, compared to the general control algorithms.

Key words: total integrated missile guidance and control; line-of-sight angular rate; finite time convergence; control algorithm

收稿日期: 2015-03-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61573374;61503408);航空科学基金资助项目(20140196004;20130196004)

作者简介: 张旭(1988-),男,河南邓州人,博士生,主要从事飞行器制导与控制技术研究.E-mail:dragonhorse12345@163.com

引用格式: 张旭,雷虎民,董飞堦,等.制导控制一体化有限时间收敛控制算法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(5):5-10. ZHANG Xu, LEI Humin, DONG Feiyao, et al. A Study of Finite Time Convergent Control Algorithm on Integrated Missile Guidance and Control[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(5): 5-10.

有限时间稳定^[1-3] (Finite-time stability) 是人们为了研究系统的暂态性能而提出的与通常意义下 Lyapunov 渐近稳定不同的概念, 它是指在一个有限的时间区间内, 系统的状态轨线始终保持在预先给定的界限内。该概念最早由苏联的 Kamenkov 于 1953 年提出^[4], 在随后的几十年中得到了世界各国学者的广泛研究, 尤其从 90 年代以来得到了快速发展。近年来, 由于高速弹道导弹和临近空间高超声速飞行器等高速机动目标威胁的不断涌现, 使传统的制导控制方法难以满足新作战情形下高精度制导控制的需求, 因此有限时间收敛控制理论被引入导弹制导与控制系统设计当中, 并得到了广泛地研究^[5-8]。文献[5~7]设计了有限时间收敛制导律, 使导弹视线角速率在有限时间内收敛到以零为中心的邻域内, 从而使导弹对目标的拦截达到准平行接近状态, 大大提高了制导精度。文献[8]运用有限时间收敛控制理论, 设计了导弹部分制导控制一体化控制算法, 取得了很好的控制效果。文献[9]运用鲁棒高阶滑模控制理论设计了基于导弹零化视线角速率的制导控制一体化控制算法, 具有很高的控制精度, 但是未对其有限时间收敛特性进行研究和分析。

本文推导了基于完全制导控制一体化的导弹视线角速率有限时间收敛模型, 运用有限时间收敛控制理论, 设计了导弹完全制导控制一体化有限时间收敛算法, 并对其有限时间收敛特性进行了分析。仿真结果表明, 所设计的控制算法能够准确命中目标、具有更好的过载特性, 并能够达到视线角速率有限时间收敛, 且比传统方法具有更高的制导精度和更短的飞行时间。

1 基于制导控制一体化的视线角速率有限时间收敛模型

导弹末制导制导控制一体化综合模型是一个复杂的强耦合、非线性系统; 针对该系统, 如果直接进行导弹视线角速率有限时间收敛制导控制一体化设计, 具有很高的难度, 因此, 我们可以将其解耦到单平面内进行详细地研究。一般情况下, 选取导弹俯仰平面的视线角速率 $\dot{\theta}_L$ 、攻角 α 和转动角速率 ω_z 在弹体 ox 轴上的分量作为系统的状态变量; 选取舵偏角 δ_z 为输入变量、视线角速率 $\dot{\theta}_L$ 为输出变量, 令 $\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [\dot{\theta}_L \ \alpha \ \omega_z]^T$, 可得导弹末制导制导控制一体化模型如下^[10]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u + \mathbf{C} \\ \mathbf{y} = \mathbf{D}\mathbf{x} \end{cases} \quad (1)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & 0 \\ 0 & a_{22} & a_{23} \\ 0 & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}; \mathbf{B} = [0 \ 0 \ b_3]^T;$$

$$a_{11} = -2\dot{R}/R; a_{12} = -\frac{c_y^a QS \cos(\theta_M - \theta_L)}{mR}; a_{22} = -c_y^a QS/mV_M; a_{23} = 1, a_{32} = QSLm_z^a/J_z; a_{33} = QSL^2 m_z^{\omega_z}/V_M J_z; b_3 = QSLm_z^{\delta_z}/J_z; \mathbf{C} = \left[\frac{a_T \cos(\theta_L + \theta_T)}{R} \ d_a \ d_{\omega_z} \right]^T; \mathbf{D} = [1 \ 0 \ 0]。$$

由于 $a_M = L_a \alpha$, 对 \dot{x}_1 进行求导, 可得:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 = & [-2\dot{R} - a_M \sin(\theta_M - \theta_L) - a_T \sin(\theta_T + \theta_L)] \frac{x_1}{R} \\ & - \frac{3R\dot{x}_1}{R} + \frac{a_M^2}{RV_M} \sin(\theta_M - \theta_L) - \frac{a_T^2}{RV_T} \sin(\theta_T + \theta_L) + \\ & \frac{\dot{a}_T \cos(\theta_T + \theta_L)}{R} - \frac{\dot{a}_M \cos(\theta_M - \theta_L)}{R} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\text{式中: } \dot{a}_M = \dot{L}_a \alpha + L_a \dot{\alpha} = (f_a \alpha + L_a) \dot{\alpha}; L_a = c_y^a QS/m; \dot{L}_a = \frac{\partial L_a}{\partial \alpha} \dot{\alpha} = f_a \dot{\alpha}。$$

对式(2)两端再次进行求导, 可得:

$$\begin{aligned} R\ddot{x}_1 = & -4R\dot{x}_1 + [-2\dot{R} - a_M \sin(\theta_M - \theta_L) - \\ & a_T \sin(\theta_T + \theta_L) - 3R\dot{x}_1 + \\ & [a_M \cos(\theta_M - \theta_L) - a_T \cos(\theta_T + \theta_L)] x_1^2 - \\ & [2\dot{R} + 2\dot{a}_M \sin(\theta_M - \theta_L) + \frac{2a_M^2}{V_M} \cos(\theta_M - \theta_L) + \\ & \frac{2a_T^2}{V_T} \cos(\theta_T + \theta_L)] x_1 + \\ & \frac{3a_M \dot{a}_M}{V_M} \sin(\theta_M - \theta_L) - \frac{3a_T \dot{a}_T}{V_T} \sin(\theta_T + \theta_L) + \\ & \frac{a_M^3}{V_M^2} \cos(\theta_M - \theta_L) - \frac{a_T^3}{V_T^2} \cos(\theta_T + \theta_L) + \\ & \ddot{a}_T \cos(\theta_T + \theta_L) - \ddot{a}_M \cos(\theta_M - \theta_L) \end{aligned} \quad (3)$$

根据文献[10]所示的几何关系, 可得单平面的距离二阶导数表达式为:

$$\ddot{R} = R\dot{\theta}_L^2 + a_T \sin(\theta_L + \theta_T) - a_M \sin(\theta_L - \theta_M) \quad (4)$$

对式(4)两端进行求导, 可得距离三阶导数的表达式为:

$$\begin{aligned} \ddot{R} = & \dot{R} x_1^2 + 2R\dot{\theta}_L \dot{x}_1 + \dot{a}_M \sin(\theta_M - \theta_L) + \\ & \dot{a}_T \sin(\theta_T + \theta_L) + a_T (\dot{\theta}_T + x_1) \cos(\theta_T + \theta_L) + \\ & a_M (\dot{\theta}_M - x_1) \cos(\theta_M - \theta_L) \end{aligned} \quad (5)$$

将式(4)和式(5)代入式(3), 整理可得:

$$\dots$$

$$\dot{x}_1 = m_3 \ddot{x}_1 + m_2 \dot{x}_1 + m_1 x_1 + n_1 u + \chi + \xi \quad (6)$$

式中: $m_3 = -4\dot{R}/R$; $m_2 = -[5\dot{R} + a_M \sin(\theta_M - \theta_L)]/R$; $m_1 = -2[\dot{R} + \dot{a}_M \sin(\theta_M - \theta_L) + a_M^2 \cos(\theta_M - \theta_L)/V_M - 0.5\dot{\theta}_L a_M \cos(\theta_M - \theta_L)]/R$; $n_1 = -(f_a \alpha + L_a) \cos(\theta_M - \theta_L) M_3/R$; $\chi = 3a_M \dot{a}_M \sin(\theta_M - \theta_L)/R/V_M + a_M^3 \cos(\theta_M - \theta_L)/R/V_M^2 - [(f_a \alpha + L_a)(M_1 \alpha + M_2 \omega_z - \dot{a}_M/V_M) + (2f_a + \alpha \cdot \partial f_a / \partial \alpha) \alpha^2] \cos(\theta_M - \theta_L)/R$; $\xi = -3a_T \dot{a}_T \sin(\theta_T + \theta_L)/R/V_T + D - a_T^3 \cos(\theta_T + \theta_L)/R/V_T^2 + \dot{a}_T \cos(\theta_T + \theta_L)/R - a_T \sin(\theta_T + \theta_L) \dot{\theta}_L/R - 2[a_T^2 \cos(\theta_T + \theta_L)/V_T + \dot{a}_T \sin(\theta_T + \theta_L)] \dot{\theta}_L/R - \dot{\theta}_L a_T \cos(\theta_T + \theta_L) \dot{\theta}_L^2/R u = \delta_z$ 。

由于视线角速率对舵偏角的相对阶为3,因此,可以选择视线角速率的各阶导数为新的状态变量,构成新的系统模型;即令 $\bar{x} = [\bar{x}_1 \quad \bar{x}_2 \quad \bar{x}_3]^T =$

$[\dot{\theta}_L \quad \theta_L \quad \ddot{\theta}_L]^T$,可得:

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + Bu + \chi + \xi \quad (7)$$

$$\text{式中: } A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ m_1 & m_2 & m_3 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ n_1 \end{bmatrix}; \chi = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \chi \end{bmatrix};$$

$$\xi = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \xi \end{bmatrix}, \text{为模型总体不确定性。}$$

综上所述,式(7)所给出的模型,即基于制导控制一体化的视线角速率有限时间收敛模型;控制算法设计的任务,就是采用适当的有限时间收敛控制方法,使系统的视线角速率等状态在有限时间收敛内收敛到零或零附近的邻域内,以期达到导弹攻击目标的准平行接近状态。

2 制导控制一体化有限时间收敛控制算法设计

2.1 有限时间收敛控制算法设计

根据式(7)所示的基于制导控制一体化的视线角速率有限时间收敛模型,令系统状态的期望值为

$\bar{x}_d = [\bar{x}_{1d} \quad \bar{x}_{2d} \quad \bar{x}_{3d}]^T$,可得状态跟踪误差为:

$$e(t) = \bar{x} - \bar{x}_d = [e(t), \dot{e}(t), \ddot{e}(t)]^T = [\bar{x}_1 - \bar{x}_{1d}, \bar{x}_2 - \bar{x}_{2d}, \bar{x}_3 - \bar{x}_{3d}]^T \quad (8)$$

设计带补偿函数的非线性滑模切换函数为:

$$s(\bar{x}, t) = c e(t) - c p(t) \quad (9)$$

式中: $c = [c_1, c_2, c_3]$, c_1, c_2, c_3 为正常数; $p(t) = [p(t), \dot{p}(t), \ddot{p}(t)]^T$,且非线性函数 $p(t)$ 及其各阶导数满足如下假设^[11]:

假设1 设计动态终端函数 $p(t): R \rightarrow R$, $p(t) \in C^n[0, \infty)$, $p(t), \dot{p}(t) \in L^\infty$ 。对于某个常数 $T > 0$, $p(t)$ 是在时间段 $[0, T]$ 上有界的,并且 $p(0) = e(0)$, $\dot{p}(0) = \dot{e}(0)$ 。 $C^n[0, \infty)$ 表示定义在 $[0, \infty)$ 上的所有二阶可微的连续函数。

选取非线性函数 $p(t)$ 为:

$$p(t) = \begin{cases} \sum_{n=0}^2 \frac{1}{n!} e^{(n)}(0) t^n + \sum_{j=0}^2 \left(\sum_{l=0}^2 \frac{a_{jl}}{T^{j-l+3}} e^{l(0)} \right) t^{j+3}, 0 \leq t \leq T \\ 0, t > T \end{cases} \quad (10)$$

式中:参数 a_{jl} 可通过假设1中的条件获得。

Lyapunov 函数可设计为如下形式:

$$V = \frac{1}{2} s(\bar{x}, t)^T s(\bar{x}, t) \quad (11)$$

对式(9)两边求导,可得:

$$\dot{s}(\bar{x}, t) = c \dot{e}(t) - c \dot{p}(t) \quad (12)$$

式中: $\dot{e}(t) = \dot{\bar{x}} - \dot{\bar{x}}_d = [\dot{e}(t), \ddot{e}(t), \dddot{e}(t)]^T$, $\dot{p}(t) = [\dot{p}(t); \ddot{p}(t), \dddot{p}(t)]^T$ 。

由于期望视线角速率达到有限时间收敛,因此可令 $[\bar{x}_{1d} \quad \bar{x}_{2d} \quad \bar{x}_{3d}]^T = [0, 0, 0]^T$,对式(11)两边求导,可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s(\bar{x}, t) \dot{s}(\bar{x}, t) = s(\bar{x}, t) [c \dot{e}(t) - c \dot{p}(t)] = \\ &= s(\bar{x}, t) [c_1 \dot{\bar{x}}_1 + c_2 \dot{\bar{x}}_2 + c_3 \dot{\bar{x}}_3 - c_1 \dot{p}(t) - \\ &= c_2 \ddot{p}(t) - c_3 \ddot{p}(t)] \leq \\ &= s(\bar{x}, t) [\zeta(\bar{x}, t) + c_3 n_1 u] + c_3 |s(\bar{x}, t)| \xi \end{aligned} \quad (13)$$

式中: $\zeta(\bar{x}, t) = c_1 \bar{x}_2 + c_2 \bar{x}_3 + c_3 (m_3 \bar{x}_3 + m_2 \bar{x}_2 + m_1 \bar{x}_1 + \chi) - c_1 \dot{p}(t) - c_2 \ddot{p}(t) - c_3 \ddot{p}(t)$ 。

有限时间收敛控制算法可设计为:

$$u = -\frac{1}{c_3 n_1} \zeta(\bar{x}, t) - \frac{1}{c_3 n_1} (\hat{\xi}_{\max} + L) \operatorname{sgn}(s(\bar{x}, t)) \quad (14)$$

式中:模型总体不确定性 $\xi \leq \hat{\xi}_{\max}$; L 为正的常数。

对系统不确定性最大值的估计可用如下自适应方法求得:

$$\hat{\xi}_{\max} = \hat{\xi}_0 + \nu \int_0^t |s(\bar{x}, t)| dt \quad (15)$$

式中: $\hat{\xi}_0$ 表示不确定性估计值的初值; ν 表示自适应参数。

由式(15)及动态滑模面的特性,可知 $\dot{\xi}_{\max}$ 有界;通过自适应估计的方法,可大大提高有限时间收敛算法的控制精度。

将式(14)代入式(13),可得:

$$\dot{V} \leq -(\dot{\xi}_{\max} + L) |s(\bar{x}, t)| + c_3 |s(\bar{x}, t)| \xi = |s(\bar{x}, t)| (-\dot{\xi}_{\max} - L + c_3 \xi) \quad (16)$$

令 $c_3 = 1$,则式(16)可化简为:

$$\dot{V} \leq |s(\bar{x}, t)| (-\dot{\xi}_{\max} - L + \xi) \leq -L |s(\bar{x}, t)| \leq 0 \quad (17)$$

当 $s(\bar{x}, t) = 0$ 时, $\dot{V} = 0$;当 $s(\bar{x}, t) \neq 0$ 时, $\dot{V} < 0$ 。因此,所选取的有限时间收敛控制算法能够满足 Lyapunov 稳定性的要求。

为减小抖振,可采用将滑模控制继电特性连续化的方法。由于双曲正切函数 $\tanh(x)$ 在 $[-\pi, \pi]$ 区间内,其取值范围为 $[-0.9963, 0.9963]$,并很快趋向于 $[-1, 1]$,且具有良好的光滑特性,本节采用双曲正切函数 $\tanh(s(\bar{x}, t)/d)$ 进行连续化,其中 d 为控制边界层大小的参数,其边界层厚度 Δ 的计算方法为: $\Delta = 2d\pi$ 。

因此,导弹制导控制一体化有限时间收敛控制算法的最终表达式为:

$$u = -\frac{1}{c_3 n_1} \zeta(\bar{x}, t) - \frac{1}{c_3 n_1} (\dot{\xi}_{\max} + L) \tanh(s(\bar{x}, t)/d) \quad (18)$$

在仿真和应用过程中,由于导弹的视线角速率的高阶导数,及弹目相对距离的高阶导数无法直接测得,因此,本节采用 Levant^[12]提出的具有强鲁棒性、高精度和快速收敛特性的高阶滑模微分器对视线角速率和弹目相对距离的高阶导数进行解算,该微分器是近年来发展较快、性能较好的微分器之一,还具有独立于控制系统等优点。所采用的有限时间收敛滑模微分器的算法表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_0 = v \\ v_0 = z_1 - \lambda_k L^{1/(k+1)} |z_0 - f(t)|^{k/(k+1)} \operatorname{sgn}(z_0 - f(t)) \\ \dot{z}_1 = v_1 \\ v_1 = z_2 - \lambda_{k-1} L^{1/k} |z_1 - v_0|^{(k-1)/k} \operatorname{sgn}(z_1 - v_0) \\ \vdots \\ \dot{z}_{k-1} = v_{k-1} \\ v_{k-1} = z_k - \lambda_1 L^{1/2} |z_{k-1} - v_{k-2}|^{1/2} \operatorname{sgn}(z_{k-1} - v_{k-2}) \\ \dot{z}_k = -\lambda_0 L \operatorname{sgn}(z_k - v_{k-1}) \end{cases} \quad (19)$$

式中: z_i 为滑模微分器内部状态变量; $f(t)$ 为输入函数信息; v_i 为 $f(t)$ 中原始信号的第 $i+1$ 阶导数; λ_i 和 L 为微分器参数。

根据式(19),可将导弹导引头测得的视线角速

率 $\dot{\theta}_L$ 及弹目相对距离 \dot{R} 作为输入量,运用上述滑模微分器,解算出有限时间收敛控制算法中所需要的 $\ddot{\theta}_L$ 、 $\ddot{\theta}_L$ 、 \ddot{R} 和 \ddot{R} 等阶导数信息。

由于采用双曲正切函数法对制导律的继电特性进行连续化,因此会对系统的有限时间收敛特性产生一定影响。如下式所示:

$$\operatorname{sat}_{\Delta}(s) = \begin{cases} \operatorname{sign}(s) & , |s| > \Delta \\ \tanh(s(\bar{x}, t)/d) & , |s| \leq \Delta \end{cases}$$

因此,只要 Δ 取得足够小,即可保证系统的状态在有限时间收敛内收敛到 $[-\Delta, \Delta]$ 的邻域内,从而保证系统的有限时间收敛特性及制导精度。

2.2 有限时间收敛特性分析

根据假设1中对 $p(t)$ 的定义,及式(9),可知在系统状态的初始时刻 $t=0$,有 $s(\bar{x}, 0) = ce(0) - cp(0) = 0$,因此所设计的控制算法可保证在初始时刻,系统的状态即位于滑模面上;同时,根据式(16)可知,系统状态一旦到达滑模面,便保持在滑模面上运动了,即 $s(\bar{x}, 0) \equiv 0$ 。该算法可消除滑模面的到达阶段,增加了控制系统的鲁棒性和全局稳定性。

此外,由式(10)可知,当 $t > T$ 时, $p(t)$ 及其各阶导数均为零;根据上述分析,可知 $e(t)$ 及其各阶导数亦均为零。这表明制导控制一体化模型中的视线角速率可以在有限时间 T 内收敛到零。

虽然理论上时间常数 T 可以设计的无限短,但针对实际的导弹制导控制一体化系统,由于受到各种不确定性的影响, T 的设计也受到一定的限制;同时,在实际应用中,还要考虑到滑模控制中的抖振的影响,为消除抖振,采用饱和函数法对控制算法的继电特性进行改进,也在一定程度上降低了最初控制算法的控制精度,因此,所设计的有限时间收敛算法可使系统状态在有限时间收敛内收敛到零附近的邻域中去。

3 仿真方案设计与性能分析

为验证本文所设计的制导控制一体化有限时间收敛控制算法的性能,将所设计的控制律与文献[10]中给出的滑模控制律进行仿真对比分析;同时,分别针对导弹模型的气动参数相对标称数据不摄动、摄动20%和摄动-20%3种情况分别进行仿真,并给出脱靶量和拦截时间的均值。由于在拦截高速目标的过程中,导弹很有可能采用直气复合的执行机构,但是涉及直接力和气动力分配的控制算法不是本文的研究重点,因此,本文给出的控制量,

即舵偏角,为等效舵偏角;并将该执行机构视为一惯性环节,其时间常数 $\tau = 25 \text{ ms}$,最大等效舵偏角为 5° 。制导控制一体化滑模控制律的表达式为:

$$u' = -\frac{1}{b_3} [a_1'x_1 + (a_2' + c_1')x_2 + (a_3' + c_2')x_3 + k's' + (c_1'\dot{M}_1 + c_2'\dot{M}_2 + \dot{M}_3) \text{sgn}(s')] \quad (20)$$

式中: $\dot{M}_1 = c_1'\lambda_1|s'|$; $\dot{M}_2 = c_1'\lambda_2|s'|$; $\dot{M}_3 = \lambda_3|s'|$; $s' = c_1'x_1 + c_2'\dot{x}_1 + \ddot{x}_1$ 。

导弹和目标的初始状态参数为: $x_{t0} = 29\ 978 \text{ m}$ 、 $y_{t0} = 22\ 523 \text{ m}$ 、 $x_{m0} = 0 \text{ m}$ 、 $y_{m0} = 21\ 000 \text{ m}$ 、 $\theta_{t0} = 0^\circ$ 、 $\theta_{m0} = 4.409\ 2^\circ$ 、 $v_m = 1\ 800 \text{ m/s}$ 、 $v_t = 1\ 600 \text{ m/s}$ 、 $\alpha_0 = 0^\circ$ 、 $\omega_{z0} = 0^\circ/\text{s}$ 。导弹制导控制一体化有限时间收敛控制算法(IGC_FTC)的参数为 $c_1 = 33$ 、 $c_2 = 10$ 、 $c_3 = 1$ 、 $d = 0.05$ 、 $\nu = 0.25$ 、 $\lambda_1 = 1.5$ 、 $\lambda_2 = 2$ 、 $k = 2$ 、 $L = 1$;制导控制一体化滑模控制律(IGC_SM)的参数为 $c_1' = 10$ 、 $c_2' = 5$ 、 $c_3' = 1$ 、 $k' = 0.1$ 、 $\lambda_1' = 0.01$ 、 $\lambda_2' = 0.02$ 、 $\lambda_3' = 0.03$ 。仿真步长为 1 ms ,在仿真过程中,目标做过载为 2 g 的圆弧形机动,且设定导弹的导引头盲区为 300 m ,当导弹到达盲区后,导引头停止工作,执行机构保持现有的控制量向前飞行,直至命中目标。仿真结果见表 1 和图 1~4。

表 1 脱靶量和拦截时间统计值

Tab.1 Statistical values of miss distance and intercept time

IGC	脱靶量/m		拦截时间/s	
	均值	散布标准差	均值	散布标准差
IGC_FTC	0.390 8	0.007 3	8.833 0	0.000 0
IGC_SM	55.495 7	49.466 4	8.834 7	0.000 6

由表 1 可知,本文所设计的 IGC_FTC 算法与 IGC_SM 算法相比,其脱靶量和拦截时间的统计值更小,且均能够达到有效杀伤目标的要求,而 IGC_SM 的脱靶量统计值出现了脱靶;这表明在导弹气动数据出现摄动时,IGC_SM 不能保证每次都命中目标。

图 1~4 是导弹模型数据不摄动时的仿真数据,在此拦截情形下,2 种制导控制一体化算法均命中了目标;其中,IGC_FTC 的拦截时间为 0.833 s ,脱靶量为 0.395 m ,IGC_SM 的拦截时间为 0.835 s ,脱靶量为 2.515 m 。由图 1 可知,本文所设计的 IGC_FTC 算法可使导弹的视线角速率在 0.957 s 时达到有限时间收敛,而 IGC_SM 算法没有这个能力;此外,在拦截末端,IGC_SM 算法出现了较大的发散,对精确拦截十分不利。由图 3~4 中导弹过载曲线、等效舵偏角曲线可知,它们有相似的变化规律,即在视线角速率未达到有限时间收敛之前的较小时

间段内,IGC_FTC 算法高于 IGC_SM 算法的数值;当视线角速率达到有限时间收敛之后,IGC_FTC 算法便以较低的数值保持稳定,直至命中目标,而 IGC_SM 算法则数值较大、变化较快,且在拦截末端出现了发散。

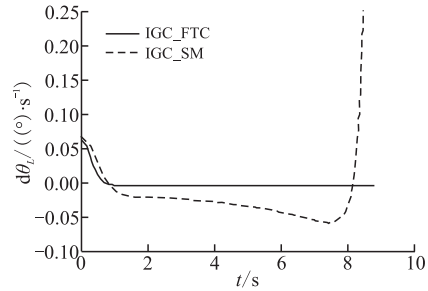


图 1 导弹视线角速率变化曲线

Fig.1 LOS angular rate angle curves of the missile

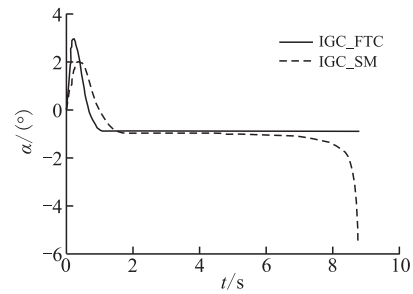


图 2 导弹攻角变化曲线

Fig.2 Attack angular curves of the missile

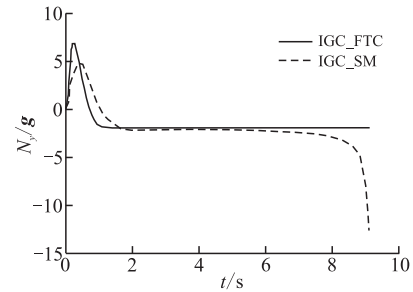


图 3 导弹过载变化曲线

Fig.3 Overload curves of the missile

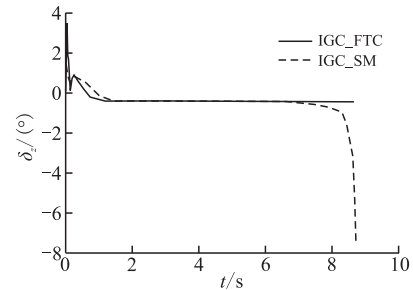


图 4 等效舵偏角变化曲线

Fig.4 Equivalent elevator deflection angle curves

4 结语

本文针对新型高速机动目标拦截打击的需求和

目前国内外研究的不足,研究了新型制导控制一体化控制算法。首先建立了基于完全制导控制一体化的导弹视线角速率有限时间收敛模型;然后根据有限时间收敛终端滑模控制理论,在通过自适应方法对系统不确定性最大值进行估计、运用高阶滑模微分器对视线角速率和弹目相对距离的高阶导数进行解算的基础上,设计了制导控制一体化有限时间收敛控制算法;最后,对有限时间收敛控制算法的有限时间收敛特性进行了分析,并进行了仿真对比分析。仿真结果表明,与文献中的滑模控制算法相比,本文所设计的制导控制一体化有限时间收敛控制算法可保证视线角速率有限时间收敛,且具有更小的脱靶量、更短的拦截时间和更好的过载特性。

参考文献(References):

- [1] 丁世宏,李世华.有限时间控制问题综述[J].控制与决策,2011,26(2):161-168.
DING Shihong, LI Shihua. A Survey for Finite-time Control Problems [J]. Control and Decision, 2011, 26(2): 161-168.(in Chinese)
- [2] 单秀文,王超.有限时间稳定控制技术概览[J].今日南国,2010(5):197-198.
SHAN Xiuwen, WANG Chao. Summary of Finite time Stability Control Technology [J]. The South of China Today, 2010(5): 197-198.(in Chinese)
- [3] Lu Kunfeng, Xia Yuanqing. Adaptive Attitude Tracking Control for Rigid Spacecraft with Finite-time Convergence[J]. Automatica, 2013, 49(12): 3591-3599.
- [4] Wu Ranchao, Hei Xindong, Chen Liping. Finite-time Stability of Fractional-order Neural Networks with Delay[J]. Communications in Theoretical Physics, 2013, 60(2): 189-193.
- [5] Zhou D, Sun S. Guidance Laws with Finite Time Convergence [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(6): 1838-1846.
- [6] 孙胜.有限时间收敛寻的导引律[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
SUN Sheng. Guidance Laws with Finite Time Convergence for Homing Missiles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.(in Chinese)
- [7] 汤一华,陈士槽,徐敏.基于Terminal滑模的动能拦截器末制导律研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2007,8(2):22-25.
TANG Yihua, CHEN Shilu, XU Min. Terminal Guidance Law of Kinetic Interceptor Based on Terminal Sliding Mode[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(2): 22-25.(in Chinese)
- [8] Wang X H, Wang J Z. Partial Integrated Missile Guidance and Control with Finite Time Convergence[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2013, 36(5): 1399-1409.
- [9] 董飞垚,雷虎民,周池军,等.导弹鲁棒高阶滑模制导控制一体化方法研究[J].航空学报,2013,34(9):2212-2218.
DONG Feiyao, LEI Humin, ZHOU Chijun, et al. Research of Integrated Robust High Order Sliding Mode Guidance and Control for Missiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2212-2218.(in Chinese)
- [10] 段广仁,侯明哲.基于滑模方法的自适应一体化导引与控制律设计[J].兵工学报,2010,31(2):191-198.
DUAN Guangren, HOU Mingzhe. Adaptive, Integrated Guidance and Control Law Design Using Sliding Mode Approach [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(2): 191-198.(in Chinese)
- [11] Wang L M. Neural Network-based Terminal Sliding Mode Control for the Uncertainty Coupled Chaotic System with two Freedoms[C]// IEEE International Conference on Information Theory and Information Security. Beijing: University of Illinois, 2010.
- [12] Arie Levant. Exact Differentiation of Signals with Unbounded Higher Derivatives[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2012, 57(4): 1076-1080.

(编辑:徐楠楠)