

带落角约束的导弹滑模制导控制一体化设计

赵晨东, 宋书中, 付主木

(河南科技大学 信息工程学院, 河南 洛阳 471023)

摘要: 为了提高导弹的制导精度和毁伤效果, 研究了带有落角约束的空地导弹制导控制一体化设计问题; 在俯仰平面内, 将弹—目相对运动方程和导弹力学方程相结合, 建立了导弹一体化模型; 在此基础上, 采用反演递推方法, 设计了带有落角约束的导弹自适应滑模制导控制一体化算法, 并对其进行了稳定性分析; 针对所设计的控制律, 在不同的机动目标下进行了仿真和对比分析; 结果表明, 导弹的脱靶量均小于 1 m, 落角接近 -90° , 满足制导精度和末端落角约束条件。

关键词: 落角约束; 一体化; 反演; 自适应滑模控制

Integrated Design of Missile Guidance and Control with Terminal Impact Angle Constraint Based on Sliding-mode Control

Zhao Chendong, Song Shuzhong, Fu Zhumu

(Information Engineering College, Henan University of Science and Technology, Luoyang 471023, China)

Abstract: In order to improve the guidance precision and the damage effect, the problem of integrated guidance and control design of air-to-ground missile with impact angle constraint was studied. In pitch plane, the integrated model was established by combining the relative motion equation for missile and target with the dynamical equation of missile. Based on the integrated model, an adaptive sliding-mode integrated guidance and control law with terminal impact angle constraint was designed using the methods of playback design, and the system stability was analyzed. The simulation results of the missile with different maneuvering targets demonstrate that the miss distance of missile is less than 1m and the impact angle is closing to -90° , it meets the requirements of the guidance precision and the terminal impact angle constraint.

Keywords: terminal impact angle constraint; integrated; playback; adaptive sliding-mode control

0 引言

传统的导弹制导控制系统是基于频谱分离理论^[1], 将制导与控制分开, 由制导系统产生过载指令, 将过载指令作为控制系统的输入, 最终通过控制系统产生舵偏指令控制导弹飞行, 这样针对子系统分别设计, 有效简化了设计模型, 基本实现了准确打击目标的要求, 已经广泛应用于制导武器的设计^[2-3]。但是在制导的末阶段, 有时不能满足频谱分离条件, 分开设计就会造成较大的脱靶量^[4]。因此, 有学者提出一体化设计思路, 旨在将制导与控制作为整体考虑, 从导弹的弹体运动信息和弹—目相对运动信息直接获得舵偏指令, 从而控制导弹飞行^[5-6]。

自 20 世纪 80 年代制导控制一体化的思想被提出至今, 国内外学者开始逐渐重视对它的研究。文献 [7] 采用气动力与直接侧向力混合控制的方法来实现导弹的最优一体化控制问题, 并将导弹剩余拦截时间的倒数作为评估系数引入到了最优

控制的性能指标中, 取得了较好的成果; 文献 [8] 将纵平面内一体化模型简化为线性时不变系统, 利用滑模控制对参数变化的不敏感性, 对制导环节和控制环节总体设计了一个滑模控制器使得闭环系统稳定, 具有脱靶量小、弹道平滑的制导效果; 文献 [9] 利用自适应算法, 假设系统模型的不确定部分及其导数均有定常上界, 然后对不确定动态的上界进行了估计, 并利用估计值进行了一体化滑模控制器的设计; 文献 [10] 针对级联系统, 分层设计了滑模控制器, 依次得到了虚拟控制指令和舵偏指令, 在假设系统不确定有界的情况下证明了系统的稳定性。总的来说, 目前国内外学者在导弹制导控制一体化研究领域, 取得了良好的研究成果。同时, 随着现代军事的发展, 制导武器在打击目标时为了增加毁伤效果, 不仅要求脱靶量小, 对导弹的落角也会提出要求^[11]。目前在一体化基础上加入落角约束的研究还相对较少, 探索具有落角约束的导弹制导控制一体化设计有广阔的前景。

因此本文针对俯仰通道的导弹制导控制一体化模型, 假定系统的不确定性有界, 并考虑加入对导弹的落角约束, 基于反演设计以及自适应滑模方法, 设计了一种一体化控制策略, 在保证导弹的制导精度同时实现导弹的落角约束, 并在 matlab/simulink 中进行了仿真分析。

1 导弹俯仰通道一体化建模

Adler 已经证明了可以将实际三维空间的相对运动问题描述为两个相互垂直的二维平面问题, 因此为了简化系统, 降低设计难度, 本文主要在俯仰平面中建立一体化模型并进行控制

收稿日期: 2015-07-19; 修回日期: 2015-08-27。

基金项目: 国家自然科学基金资助(61473115); 国家航空科学基金资助(20110142003); 河南省高校科技创新人才支持计划资助(13HASTIT038)。

作者简介: 赵晨东(1991-), 男, 河南巩义人, 硕士研究生, 主要从事导弹制导与控制方向的研究。

宋书中(1961-), 男, 河南济源人, 教授, 博士, 主要从事导弹飞行控制系统方向的研究。

器设计。一体化模型主要包括导弹—目标相对运动模型和导弹力学模型两部分, 下面分别进行分析并在最后合成一体化模型。

1.1 导弹—目标相对运动模型

俯仰平面弹—目相对运动方程如图 1 所示。

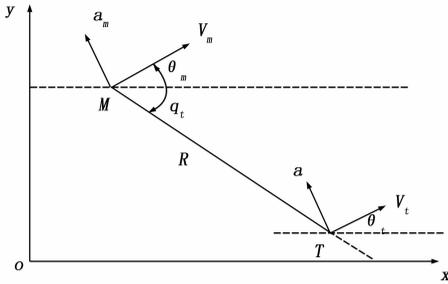


图 1 弹—目相对运动方程

图中, q_e 为弹目视线角, 当弹目视线角位于弹目视线上方时, q_e 为正, 反之则为负; a_m 为导弹加速度, 与导弹速度矢量垂直; a_t 为目标加速度, 与目标速度垂直; θ_m, θ_t 为分别为导弹和目标速度同参考基准之间的夹角, 称为导弹、目标的弹道倾角。当弹道角和航向角位于参考基准上方时, θ_m, θ_t 为正, 反之则为负; R 为导弹—目标的相对距离。

根据相对运动学, 由图 1 可得弹—目相对运动方程

$$\dot{R} = -V_m \cos(q_e - \theta_m) + V_t \cos(q_e - \theta_t) \quad (1)$$

$$R\dot{q}_e = V_m \sin(q_e - \theta_m) - V_t \sin(q_e - \theta_t) \quad (2)$$

$$V_{q_e} = R\dot{q}_e \quad (3)$$

式中, V_{q_e} 为垂直于视线方向的弹—目相对速度。

对式 (2) 求导并结合式 (1) 做转化可得

$$\ddot{q}_e = -2\dot{R}\dot{q}_e/R - a_m/R + \Delta_q \quad (4)$$

式中, Δ_q 为未知有界的建模不确定项。

1.2 导弹力学模型分析

因为导弹飞行过程中受大气影响空气动力学因数多变, 各个通道相互耦合, 使系统模型复杂度较高, 因此首先需要做一些假设从而对其进行简化。

假设 1: 一体化控制一般作用在末制导阶段, 此阶段认为发动机推力为零;

假设 2: 导弹的加速度方向与速度方向垂直, 只改变速度方向不改变速度大小, 且导弹速度与视线夹角很小;

假设 3: 采用轴对称型空地导弹, 攻角 α 很小, 且飞行过程中舵面产生的升力被忽略;

假设 4: 对导弹俯仰通道, 其他通道对其产生影响的耦合项是未知有界的。

根据假设以及相关的导弹力学分析, 导弹俯仰平面的动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_m = Y/mV_m - g\cos\theta_m/V_m \\ \dot{\omega}_z = M_z/J_z \\ \dot{\vartheta} = \omega_z \\ \alpha = \vartheta - \theta_m \end{cases} \quad (5)$$

式中, Y 为导弹所受到的升力, $Y = 57.3qSc_y^a\alpha$; J_z, M_z 分别为导弹对 Z 轴的转动惯量和气动力矩, $M_z = 57.3qsl(m_z^a\alpha + m_z^z\delta_z) + qSl^2m_z^z\omega_z/V_m$, α, ϑ 分别为导弹攻角、俯仰角; ω_z, δ_z 分别为俯仰角速率、升降舵偏角。

1.3 制导控制一体化模型

由式 (5) 可得导弹垂直于速度方向的加速度

$$a_m = Y/m - g\cos\theta_m \quad (6)$$

根据假设 2 可得: $\cos(q_e - \theta_m) \approx 1$, 结合式 (3)、(4)、(5)、(6) 可得

$$\dot{V}_{q_e} = -R\dot{q}_e - 57.3qSc_y^a\alpha/m + g\cos\theta_m + \Delta_q \quad (7)$$

综合式 (5)、(7) 可得一体化模型

$$\begin{cases} \dot{V}_{q_e} = -R\dot{q}_e - 57.3qSc_y^a\alpha/m + g\cos\theta_m + \Delta_q \\ \dot{\alpha} = -57.3qSc_y^a/mV + \omega_z + g\cos\theta_m/V + \Delta_2 \\ \dot{\omega}_z = 57.3qSlm_z^a/J_z + qSl^2m_z^z\omega_z/J_zV + 57.3qSlm_z^z\delta_z/J_z + \Delta_3 \end{cases} \quad (8)$$

将式 (8) 整理, 最后可得导弹俯仰通道制导控制一体化模型如式 (9) 所示

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 1 & 0 \\ 0 & a_{22} & 1 \\ 0 & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b_z \end{bmatrix} \delta_z + \begin{bmatrix} c_1 \\ g\cos\theta_m/V_m \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \\ \Delta_3 \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中, $x_1 = \frac{-V_{q_e}}{57.3qSc_y^a/m}, x_2 = \alpha, x_3 = \omega_z$,

$$a_{11} = -R/R, c_1 = \frac{-g\cos\theta_m}{57.3qSc_y^a/m}$$

$$a_{22} = -57.3qSc_y^a/mV_m, a_{32} = 57.3qSlm_z^a/J_z$$

$$a_{33} = qSl^2m_z^z/J_zV_m, b_z = 57.3qSlm_z^z/J_z$$

$\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3$ 为通道耦合以及气动参数等相关假设引起的建模误差, 且根据假设 4 可定义^[11]: $|\Delta_1| \leq \epsilon_1, |\Delta_2| \leq \epsilon_2, |\Delta_3| \leq \epsilon_3, \epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$ 为未知的正常数, $\Delta_1 = -\Delta_q/(57.3qSc_y^a/m)$ 。

2 导弹俯仰通道一体化控制律设计

本文所采用的系统控制结构如图 2 所示, 目标是希望通过弹—目相对运动数据和导弹飞行数据直接获得舵偏指令控制导弹飞行。考虑系统 (9) 的形式, 仅在 x_3 中含有舵偏, 因此参考反演设计的思想, 分层采用滑模控制, 以实现最后的控制量为舵偏项 δ_z 。

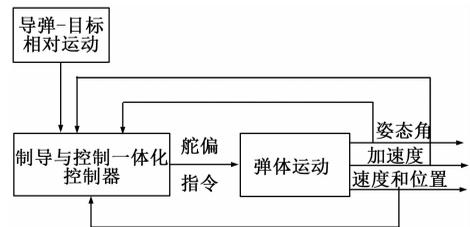


图 2 导弹制导控制一体化控制结构

2.1 控制律设计

第 1 步, 采用滑模控制, 为了保证导弹打击到目标, 实现制导目的, 需零化视线角速率, 即使 $x_1 \rightarrow 0$, 定义滑模面

$$s_1 = x_1 \quad (10)$$

这样只能保证击中目标, 为了满足导弹的落角约束要求, 因此在式 (10) 的基础上加入落角偏置项, 式 (10) 改进为

$$s_1 = x_1 + \lambda(q_e - q_f) \quad (11)$$

式中, q_f 为期望落角; 可保证制导结束时视线角速率为 0, 同时视线角为 q_f 。对式 (11) 两边求导可得

$$\dot{s}_1 = a_{11}x_1 + x_2 + c_1 + \lambda \dot{q}_\epsilon + \Delta_1 \quad (12)$$

因为导弹飞行系统具有时变参数, 选取具有自适应能力的指数趋近^[12]如式 (13)

$$\dot{s}_1 = -\frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1 - \epsilon_1 \operatorname{sgn}(s_1) \quad (13)$$

式中, $k_1 > 0$ 。采用式 (13) 的形式可以保证, 当弹目相对距离较大时, 趋近滑模速率较小; 当弹目相对距离趋近于零时, 趋近速率迅速增加, 从而使导弹具有较高的命中精度并且可以有效地削弱绕滑模面的抖动。

根据反演设计的思想, 同时参考式 (12)、(13) 设计伪控制量 x_{2c}

$$x_{2c} = -a_{11}x_1 - \frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1 - \epsilon_1 \operatorname{sgn}(s_1) - c_1 - \lambda \dot{q}_\epsilon \quad (14)$$

ϵ_1 为未知正实数, 用 $\hat{\epsilon}_1$ 来估计, 为其选取自适应调节律如式 (15)

$$\dot{\hat{\epsilon}}_1 = r_1 |s_1| \quad (15)$$

式中, $r_1 > 0$, 同时式 (14) 可改写为式 (16) 形式

$$x_{2c} = -a_{11}x_1 - \frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1 - \hat{\epsilon}_1 \operatorname{sgn}(s_1) - c_1 - \lambda \dot{q}_\epsilon \quad (16)$$

第 2 步, 式 (16) 中 x_{2c} 与 x_2 之间存在偏差, 为了消除偏差, 实现 x_2 对 x_{2c} 的跟踪, 采用滑模控制, 定义滑模面

$$s_2 = x_2 - x_{2c} \quad (17)$$

将式 (16)、(17) 代入式 (12) 可得第 1 步中准确的滑模运动方程为

$$\dot{s}_1 = -\frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1 + s_2 - \hat{\epsilon}_1 \operatorname{sgn}(s_1) + \Delta_1 \quad (18)$$

同时对式 (17) 求导可得

$$\dot{s}_2 = a_{22}x_2 + x_3 + g \cos \theta_m / V_m + \Delta_2 - \dot{x}_{2c} \quad (19)$$

定义: $\dot{s}_2 = -s_1 - \frac{k_2 |\dot{R}|}{R} s_2 - \hat{\epsilon}_2 \operatorname{sgn}(s_2)$, $k_2 > 0$, 同时设计 x_{3c} 作为虚拟控制量, 得

$$x_{3c} = -a_{22}x_2 - g \cos \theta_m / V_m - s_1 - \frac{k_2 |\dot{R}|}{R} s_2 - \hat{\epsilon}_2 \operatorname{sgn}(s_2) + \dot{x}_{2c} \quad (20)$$

式中, 引入 s_1 是为了消去 s_1, s_2 之间的耦合, $\hat{\epsilon}_2$ 的调节律为: $\dot{\hat{\epsilon}}_2 = r_2 |s_2|$, $r_2 > 0$ 。

第 3 步, 同理, 为了消除 x_3, x_{3c} 之间的偏差, 采用滑模控制, 定义滑模面

$$s_3 = x_3 - x_{3c} \quad (21)$$

将式 (20)、(21) 代入式 (19) 可得第 2 步中准确的滑模运动方程为

$$\dot{s}_2 = -s_1 - \frac{k_2 |\dot{R}|}{R} s_2 + s_3 - \hat{\epsilon}_2 \operatorname{sgn}(s_2) + \Delta_2 \quad (22)$$

同时对式 (21) 求导可得

$$\dot{s}_3 = a_{32}x_2 + a_{33}x_3 + b_2 \delta_z + \Delta_3 - \dot{x}_{3c} \quad (23)$$

定义: $\dot{s}_3 = -s_2 - \frac{k_3 |\dot{R}|}{R} s_3 - \hat{\epsilon}_3 \operatorname{sgn}(s_3)$, $k_3 > 0$, 再根据式 (23) 设计控制量 δ_z

$$\delta_z = [-a_{32}x_2 - a_{33}x_3 - s_2 - \frac{k_3 |\dot{R}|}{R} s_3 -$$

$$\hat{\epsilon}_3 \operatorname{sgn}(s_3) + \dot{x}_{3c}] / b_2 \quad (24)$$

式中, $\hat{\epsilon}_3$ 的调节律为: $\dot{\hat{\epsilon}}_3 = r_3 |s_3|$, $r_3 > 0$ 。

综上, 由式 (16)、(20)、(24) 构成本文所设计的俯仰通道制导控制一体化控制律, 控制目标是最终使滑模面 $s_1 \rightarrow 0$ 。

2.2 稳定性分析

选取 Lyapunov 函数

$$V = \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} \left(s_i^2 + \frac{\hat{\epsilon}_i^2}{r_i} \right) \quad (25)$$

式中, $\hat{\epsilon}_i = \epsilon_i - \hat{\epsilon}_i$ 。

对式 (25) 两边求导并将式 (18)、(22) 代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \sum_{i=1}^3 \left(s_i \dot{s}_i - \frac{(\epsilon_i - \hat{\epsilon}_i) \dot{\hat{\epsilon}}_i}{r_i} \right) = \\ & s_1 \left(-\frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1 + s_2 - \hat{\epsilon}_1 \operatorname{sgn}(s_1) + \Delta_1 \right) + \\ & s_2 \left(-s_1 - \frac{k_2 |\dot{R}|}{R} s_2 + s_3 - \hat{\epsilon}_2 \operatorname{sgn}(s_2) + \Delta_2 \right) + \\ & s_3 \left(-s_2 - \frac{k_3 |\dot{R}|}{R} s_3 - \hat{\epsilon}_3 \operatorname{sgn}(s_3) + \Delta_3 \right) - \\ & (\epsilon_1 - \hat{\epsilon}_1) |s_1| - (\epsilon_2 - \hat{\epsilon}_2) |s_2| - (\epsilon_3 - \hat{\epsilon}_3) |s_3| \leq \\ & -\frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1^2 - \frac{k_2 |\dot{R}|}{R} s_2^2 - \frac{k_3 |\dot{R}|}{R} s_3^2 - \hat{\epsilon}_1 |s_1| - \\ & \hat{\epsilon}_2 |s_2| - \hat{\epsilon}_3 |s_3| + \epsilon_1 |s_1| + \epsilon_2 |s_2| + \epsilon_3 |s_3| = \\ & (\epsilon_1 - \hat{\epsilon}_1) |s_1| - (\epsilon_2 - \hat{\epsilon}_2) |s_2| - (\epsilon_3 - \hat{\epsilon}_3) |s_3| = \\ & -\frac{k_1 |\dot{R}|}{R} s_1^2 - \frac{k_2 |\dot{R}|}{R} s_2^2 - \frac{k_3 |\dot{R}|}{R} s_3^2 \leq 0 \end{aligned}$$

因此可得 $V \geq 0, \dot{V} \leq 0$, 根据 Lyapunov 稳定性定理可得 $s_i, \hat{\epsilon}_i$ 有界, 则有 $\hat{\epsilon}_i$ 有界。

同时, 令

$$k^* = \min \left\{ \frac{|\dot{R}|}{R} k_i \right\}, S = [s_1 \quad s_2 \quad s_3]^T, \text{ 则有}$$

$$\int_0^{+\infty} k^* \|S(t)\|_2^2 dt \leq \int_0^{+\infty} -\dot{V}(t) dt = V(0) - V(+\infty) < +\infty$$

根据 $S(t)^T S(t)$ 有界, 则有 $t \rightarrow \infty$ 时 $S \rightarrow 0$, 因此系统 (9) 稳定性可证。

3 仿真分析

下面使用 matlab 仿真软件对本文所设计的带落角约束的导弹俯仰通道制导控制一体化策略进行验证, 在仿真中为了降低符号函数引起的系统抖振, 采用饱和函数 $\operatorname{sat}(s_i)$ 来代替所设计控制律中的 $\operatorname{sgn}(s_i)$, 式 (20)、(24) 中的 $\dot{x}_{2c}, \dot{x}_{3c}$ 可以由 x_{2c}, x_{3c} 通过低通滤波器得到。

参考相关文献选取控制律中各参数值:

$k_1 = 6, k_2 = 10, k_3 = 16, r_1 = 0.2, r_2 = 0.15, r_3 = 0.15, \lambda = 0.5$; 假设某空地导弹飞行过程中要求舵偏角 $|\delta_z| \leq 30^\circ$, 目标落角为 -90° ; 导弹初始坐标为 $(0, 1000)$, 初始速度为 $(250, 0)$; 位置, 速度单位分别为: $m, m/s$ 。导弹的气动力参数数值分别为: $c_y^0 = 0.35, c_{y^0}^0 = 0.22, m_z^0 = -0.452, m_{z^0}^0 = -2.85, m_{z^0}^0 = -0.2246$ 。

根据导弹初始条件, 针对不同的机动目标仿真结果如表 1 所示, 导弹一目标轨迹如图 3 到图 5 所示。目标匀速机动时的导弹参数变化曲线如图 6、图 7 所示。

从表 1 可以看出不同的初始条件下导弹脱靶量都在 1 m 之

表 1 不同机动目标仿真结果

目标位置 /m	初始速度/ m/s	加速度/ m/s ²	仿真时间 /s	脱靶量 /m
(0,2000)	(0,0)	(0,0)	10.61	0.54
(0,2000)	(35,0)	(0,0)	14.65	0.75
(0,2000)	(35,0)	(4,0)	16.23	0.86

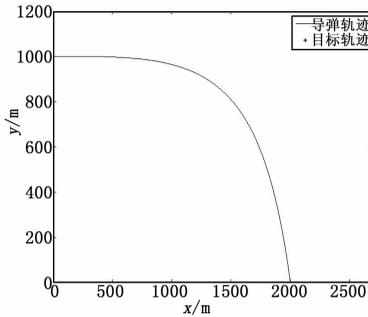


图 3 静止目标的弹一目追踪轨迹

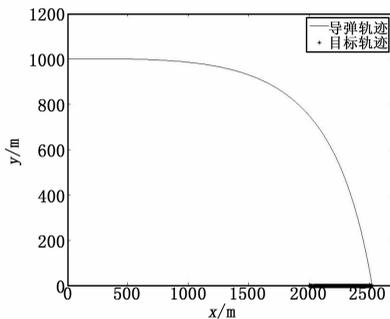


图 4 匀速目标的弹一目追踪轨迹

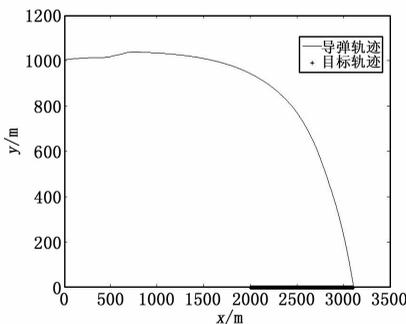


图 5 加速目标的弹一目追踪轨迹

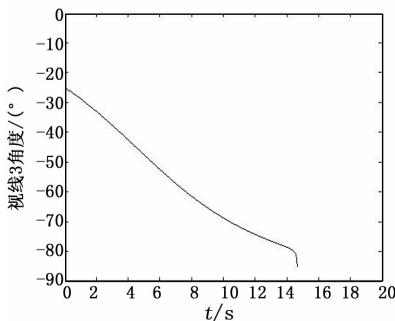


图 6 弹一目视线角变化曲线

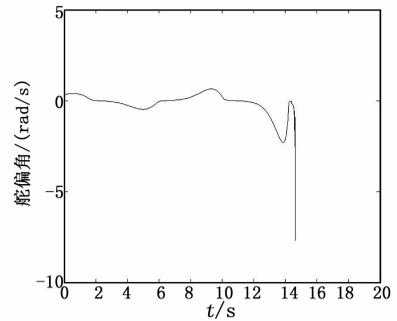


图 7 升降舵偏角变化曲线

看出, 采用此控制律, 在不同机动条件下, 导弹在接近目标时均可实现近似垂直的攻击, 并且弹道基本平滑; 根据攻角很小以及视线与速度方向夹角很小的假设, 导弹的最终落角可以用最终的弹一目视线角来体现, 由图 6、图 7 可以得到, 此时导弹的最终落角为 -84.93° , 实现了近似垂直打击, 舵偏也满足了 $\leq 30^\circ$ 的物理约束。

4 总结

本文主要研究了俯仰平面带有落角约束的导弹制导控制一体化问题, 针对一体化模型带有未知有界的建模不确定项的特点, 充分考虑对导弹落角的约束, 利用反演方法、自适应滑模控制设计了俯仰通道制导控制一体化控制律。仿真结果表明, 针对不同的地面机动目标, 所设计的控制律在导弹的制导精度和末端落角约束两个方面都可满足要求。

参考文献:

- [1] 田国兵. 带落角约束的 BTT 飞行器制导控制一体化方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- [2] 张云璐, 张 科, 杨文骏. 一种高空拦截导弹的自适应滑模制导律设计 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (6): 1573-1575.
- [3] 李艳辉, 厉 明, 周 凌, 等. 基于变结构理论的中制导律设计方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (3): 821-823.
- [4] 朱战霞, 陈 鹏, 唐必伟. 基于滑模方法的空空导弹一体化制导控制律设计 [J]. 西北工业大学学报, 2014, 32 (2): 213-219.
- [5] 薛文超, 黄朝东, 黄 一. 飞行制导控制一体化设计方法综述 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30 (12): 1511-1522.
- [6] 李立坤. 新一代空空导弹关键技术和发展战略 [J]. 航空兵器, 2002 (6): 1-3.
- [7] Lin C F, Ohlmeyer E, Bibel J E, Malyevac S. Optimal Design of Integrated Missile Guidance and Control [A]. 1998 World Aviation conference [C]. Anaheim, CA, 1998.
- [8] Shima T, Idan M, Golan O M. Sliding mode control for integrated missile autopilot guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29 (2): 250-260.
- [9] Hou M Z, Duan G R. Integrated guidance and Control for homing missiles against ground fixed targets [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21 (2): 162-168.
- [10] 张保群, 宋申民. 基于自适应滑模控制的导弹制导与控制一体化反演设计 [J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29 (5): 31-35.
- [11] 王先哲, 吴庆宪, 姜长生. 带落角约束的导弹制导与控制一体化设计 [J]. 航空兵器, 2011, (6): 23-28.
- [12] 辛腾达, 范惠林, 闫 琳. 滑模变结构制导律的抖振问题研究 [J]. 航空兵器, 2015, (2): 11-13.

内, 制导精度比较高; 从图 3 到图 5 导弹一目标运动轨迹可以