

doi: 10.7690/bgzd.2013.05.014

基于自抗扰算法的导弹制导律设计方法

王德爽, 蔡永恒

(中国航空气动力技术研究院第 11 总体设计部, 北京 100074)

摘要: 针对机动目标的拦截方法所能允许的不确定性变化范围非常有限的问题, 提出一种基于自抗扰算法的导弹制导律设计方法。该方法将自抗扰控制思想应用于导弹制导律设计, 根据空间弹目追逃模型, 设计基于自抗扰控制算法的制导律, 运用状态观测器对目标机动参数、随机干扰等各种因素引起的未知扰动进行观测并实时补偿, 实现了动态反馈线性化和解耦控制, 使视线角速度快速趋于零。仿真结果表明: 相比于传统比例导引律, 该方法的制导精度高, 脱靶量低, 制导飞行时间短, 制导性能有极大提高。

关键词: 三维弹目模型; 自抗扰控制; 状态观测器; 扰动补偿

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A

A Design Method of Missile Guidance Law Based on ADRC Algorithm

Wang Deshuang, Cai Yongheng

(Eleventh General Design Department, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: For limit variable range of uncertainty of intercept maneuvering target, active disturbance rejection control (ADRC) is applied to the design of missile guidance law. The method uses ADRC in design of missile guidance law. According to space missile-goal pursuit model, guidance law is designed based on ADRC control algorithm. Unknown disturbances caused by various factors such as target maneuver parameters, random noise and so on were observed and real-time compensation by state observer. Dynamic feedback linearization and decoupling control is achieved and line of sight angular velocity tends to zero quickly. Simulation results show that, compared to the traditional proportional navigation guidance law, guidance precision is higher, miss distance is lower, guided flight time is short, and guided performance is greatly improved.

Key words: three-dimensional model of projectile and target; active disturbance rejection control (ADRC); state observer; disturbance compensation

0 引言

随着飞控技术的日益发展, 飞行器机动能力也越来越强, 机动目标的攻击导引技术也成为导弹制导律研究的热点, 随之产生了大量先进的制导律设计方法, 如: 引入滑模控制、自适应等方法, 以加强制导控制律处理不确定性的能力, 采用非线性设计, 充分考虑制导与控制环节中的非线性特性以及控制回路的动态过程^[1]。但由于所设计的制导律依然需要较多的动态模型信息及目标信息, 如机动加速度的界, 相对运动状态的高阶导数等, 因而所能允许的不确定性变化范围还是非常有限的。

自抗扰控制器 (active disturbance rejection control, ADRC) 是针对不确定系统的控制问题而提出的, 是在非线性 PID 控制律的基础上发展起来的一种新型非线性控制算法, 目前已在包括飞行器控制的多个领域得到成功应用。ADRC 不受被控对象模型限制, 对不确定系统的控制具有良好性能; 因此, 笔者提出一种基于 ADRC 算法的导弹制导律设计方法。

1 自抗扰控制器简介

如图 1 所示, 自抗扰控制器主要包括三大核心部件: 跟踪微分器 (TD)、非线性状态误差反馈 (NLSEF)、扩张状态观测器 (ESO)^[2-3]。其中, 跟踪微分器的作用是安排过渡过程, 实现对系统输入信号的快速无超调跟踪。跟踪微分器给出了闭环系统一种可以实现的动态性能指标, 这种给定对于被控对象来说不再是一种稳态的期望值, 而是一种可实时跟踪的曲线。同时, 当输入信号存在外界扰动时, 跟踪微分器还可以实现滤波的功能。扩张状态观测器 ESO 跟踪系统的各阶状态变量, 估计系统状态、模型和外扰, 同时对系统的未建模动态和外扰进行补偿, 是自抗扰控制器的核心部分。ESO 把把系统模型的非精确模糊对象及外扰统一看作系统干扰进行观测、估计和补偿, 实现模糊对象的线性化。非线性误差反馈 NLSEF 采用合适的非线性规律, 将

收稿日期: 2012-11-12; 修回日期: 2013-01-04

作者简介: 王德爽(1986—), 男, 山东人, 硕士, 助理工程师, 从事导弹导航制导与控制研究。

状态观测器反馈的信息转化为串联型系统, 最终获得模块化的非线性状态误差反馈模型。其中扰动的自动估计与补偿是控制器设计中最为关键的一环。

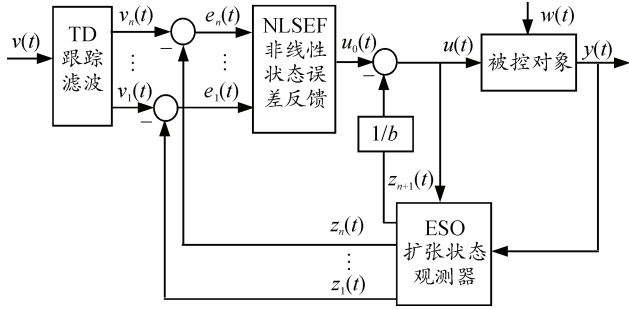


图 1 自抗扰控制器结构

2 制导模型

建立三维空间导弹与目标的相对运动模型如图 2^[4-5]所示。为了简化问题, 通常作如下假设:

1) 导弹和目标均可视为质点;

2) 导弹和目标的加速度矢量分别与它们各自的速度矢量相垂直, 即导弹和目标上所施加的加速度矢量仅改变速度的方向而不改变速度的大小;

3) 可以忽略导弹的动态特性, 因为通常导弹的动态特性比制导回路的动态特性要快得多。

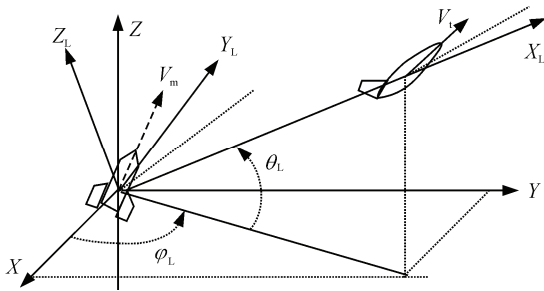


图 2 三维空间追逃模型

各坐标系的定义方法如下: 定义一个与参考坐标系重合的新坐标系, 该坐标系先绕参考坐标系的 Z 轴转过 φ_L 得到一个过渡坐标系, 再绕过渡坐标系的 Y 轴转过 θ_L , 此时坐标系的 X 轴与目标视线重合, 而该坐标系即是目标视线坐标系。其余坐标系的定义方法类似, 不同的是导弹坐标系和目标坐标系都以视线坐标系为基准, 坐标系的 X 轴指向分别与各自的速度矢量方向相一致, 欧拉角分别为 $\varphi_m, \theta_m, \varphi_t, \theta_t$, 转动角度的正负号以右手定则确定。

参考坐标到视线坐标的变换矩阵为

$$M_{LL} = \begin{bmatrix} \cos \theta_L \cos \varphi_L & \cos \theta_L \sin \varphi_L & \sin \theta_L \\ -\sin \varphi_L & \cos \varphi_L & 0 \\ -\sin \theta_L \cos \varphi_L & -\sin \theta_L \sin \varphi_L & \cos \theta_L \end{bmatrix}$$

视线坐标到参考坐标的变换矩阵为 $M_{LL} = M_{LL}^{-1}$ 。

下面给出用于研究三维制导律的运动学方程的推导过程。

设导弹与目标的速度矢量分别为 V_m, V_t ; 导弹与目标的加速度矢量分别为 A_m, A_t ; 导弹与目标之间的距离及其变化速度分别为 R, \dot{R} 。

1) 目标的绝对速度 = 导弹的速度 + 目标相对于导弹的线速度 + 目标视线的转动线速度, 即

$$V_t = V_m + \dot{R} + \omega_L \times R \quad (1)$$

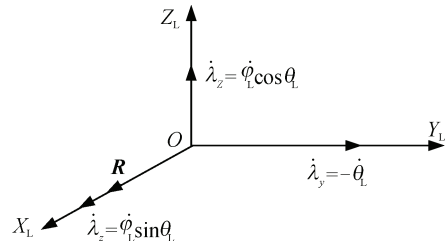


图 3 视线角速度在目标视线坐标系中的分量示意图

其中, ω_L 为目标视线相对于参考坐标系的转动角速度。如图 3 所示, 在目标视线坐标系中

$$\omega_L = [\dot{\varphi}_L \sin \theta_L, -\dot{\theta}_L, \dot{\varphi}_L \cos \theta_L]^T = [\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z]^T \quad (2)$$

于是, 将式 (1) 在目标视线坐标系中展开, 得

$$v_t \cos \theta_t \cos \varphi_t = v_m \cos \theta_m \cos \varphi_m + \dot{R} \quad (3)$$

$$v_t \cos \theta_t \sin \varphi_t = v_m \cos \theta_m \sin \varphi_m + R \dot{\lambda}_z \quad (4)$$

$$v_t \sin \theta_t = v_m \sin \theta_m - R \dot{\lambda}_y \quad (5)$$

法向加速度 = 角速度矢量 \times 线速度, 从而

$$A_m = \omega_{V_m} \times V_m = (\omega_L + \omega_M) \times V_m \quad (6)$$

$$A_t = \omega_{V_t} \times V_t = (\omega_L + \omega_T) \times V_t \quad (7)$$

其中: $\omega_{V_m}, \omega_{V_t}$ 分别为导弹速度矢量和目标速度矢量相对于参考坐标系的转动角速度; ω_M, ω_T 分别为导弹速度矢量和目标速度矢量相对于视线坐标系的转动角速度; ω_L 为目标视线相对于参考坐标系的转动角速度。在导弹坐标系中

$$\omega_L = \begin{bmatrix} \lambda_x \cos \varphi_m \cos \theta_m + \lambda_y \sin \varphi_m \cos \theta_m + \lambda_z \sin \theta_m \\ -\lambda_x \sin \varphi_m + \lambda_y \cos \varphi_m \\ -\lambda_x \cos \varphi_m \sin \theta_m - \lambda_y \sin \varphi_m \sin \theta_m + \lambda_z \cos \theta_m \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\omega_M = [\dot{\varphi}_m \sin \theta_m, -\dot{\theta}_m, \dot{\varphi}_m \cos \theta_m] \quad (9)$$

于是, 将式 (6) 在速度坐标系中展开, 得

$$a_{ym} = (-\dot{\lambda}_x \cos \varphi_m \sin \theta_m - \dot{\lambda}_y \sin \varphi_m \sin \theta_m + \dot{\lambda}_z \cos \theta_m + \dot{\varphi}_m \cos \theta_m) v_m \quad (10)$$

$$a_{zm} = (\dot{\lambda}_x \sin \varphi_m - \dot{\lambda}_y \cos \varphi_m + \dot{\theta}_m) v_m \quad (11)$$

将式 (2) 代入并整理, 得

$$\dot{\theta}_m = \frac{a_{zm}}{v_m} - \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_m - \dot{\theta}_L \cos \varphi_m \quad (12)$$

$$\dot{\varphi}_m = \frac{a_{ym}}{v_m \cos \theta_m} + \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \cos \varphi_m \tan \theta_m - \dot{\theta}_L \sin \varphi_m \tan \theta_m - \dot{\varphi}_L \cos \theta_L \quad (13)$$

同理有

$$\dot{\theta}_t = \frac{a_{zt}}{v_t} - \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_t - \dot{\theta}_L \cos \varphi_t \quad (14)$$

$$\dot{\varphi}_t = \frac{a_{yt}}{v_t \cos \theta_t} + \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \cos \varphi_t \tan \theta_t - \dot{\theta}_L \sin \varphi_t \tan \theta_t - \dot{\varphi}_L \cos \theta_L \quad (15)$$

整理式 (3)~(5) 及式 (12)~(15) 得三维空间中导弹-目标追逃问题的运动学方程

$$\dot{R} = v_t \cos \theta_t \cos \varphi_t - v_m \cos \theta_m \cos \varphi_m \quad (16)$$

$$\dot{\theta}_L = \frac{v_t \sin \theta_t - v_m \sin \theta_m}{R} \quad (17)$$

$$\dot{\varphi}_L = \frac{v_t \cos \theta_t \sin \varphi_t - v_m \cos \theta_m \sin \varphi_m}{R \cos \theta_L} \quad (18)$$

$$\dot{\theta}_m = \frac{a_{zm}}{v_m} - \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_m - \dot{\theta}_L \cos \varphi_m \quad (19)$$

$$\dot{\varphi}_m = \frac{a_{ym}}{v_m \cos \theta_m} + \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \cos \varphi_m \tan \theta_m - \dot{\theta}_L \sin \varphi_m \tan \theta_m - \dot{\varphi}_L \cos \theta_L \quad (20)$$

$$\dot{\theta}_t = \frac{a_{zt}}{v_t} - \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_t - \dot{\theta}_L \cos \varphi_t \quad (21)$$

$$\dot{\varphi}_t = \frac{a_{yt}}{v_t \cos \theta_t} + \dot{\varphi}_L \sin \theta_L \cos \varphi_t \tan \theta_t - \dot{\theta}_L \sin \varphi_t \tan \theta_t - \dot{\varphi}_L \cos \theta_L \quad (22)$$

3 基于 ADRC 的制导律设计

基于 ADRC 的制导律, 根据导引头对视线角速度的测量, 生成使视线角速度快速趋于零的制导指令 a 。其设计过程如下:

笔者将三维空间分解成 2 个通道, 分别设计 ADRC 制导律。

1) 纵向通道。

由运动学方程式 (17) 两边同乘以 R , 并两边对时间 t 求导得

$$\dot{\theta}_L R + \dot{\theta}_L \dot{R} = v_t \dot{\theta}_t \cos \theta_t - a_{xm} \sin \theta_m - v_m \dot{\theta}_m \cos \theta_m$$

代入式 (19) 和 (21) 并整理得

$$\begin{aligned} \ddot{\theta}_L = \frac{1}{R} [& -\dot{\theta}_L \dot{R} - v_t (\dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_t + \dot{\theta}_L \cos \varphi_t) \cos \theta_t - \\ & a_{xm} \sin \theta_m + v_m (\dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_m + \dot{\theta}_L \cos \varphi_m) \cos \theta_m] - \\ & \frac{\cos \theta_m}{R} a_{zm} + \frac{\cos \theta_t}{R} a_{zt} \end{aligned}$$

令

$$\ddot{\theta}_L = f_{\theta 0} + b_{\theta} a_{zm}$$

其中

$$b_{\theta} \triangleq -\frac{\cos \theta_m}{R}$$

$$\begin{aligned} f_{\theta 0} \triangleq \frac{1}{R} [& -\dot{\theta}_L \dot{R} - v_t (\dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_t + \dot{\theta}_L \cos \varphi_t) \cos \theta_t - a_{xm} \sin \theta_m + \\ & v_m (\dot{\varphi}_L \sin \theta_L \sin \varphi_m + \dot{\theta}_L \cos \varphi_m) \cos \theta_m] + \frac{\cos \theta_t}{R} a_{zt} \end{aligned}$$

因为 $f_{\theta 0}$ 中的 V_t 、 θ_t 、 \dot{V}_t 、 $\dot{\theta}_t$ 均为目标机动的状态, 难以实时获取, 而 \dot{R} 也不易实时量测; 所以, 笔者将 $f_{\theta 0}$ 视为制导回路中的不确定动态。

根据 ADRC 思想设计如下扩张状态观测器 (ESO)^[6-7]

$$\begin{cases} \dot{z}_{\theta 1} = z_{\theta 2} - \beta_{\theta 1} (z_{\theta 1} - \dot{\theta}_L) + \hat{b}_{\theta} a_{zm} \\ \dot{z}_{\theta 2} = -\beta_{\theta 2} (z_{\theta 1} - \dot{\theta}_L) \end{cases} \quad (23)$$

其中: \hat{b}_{θ} 是 b_{θ} 的估计值; $\beta_{\theta 1}$ 和 $\beta_{\theta 2}$ 是正的可调参数。

$$f_{\theta} \triangleq f_{\theta 0} + (b_{\theta} - \hat{b}_{\theta}) a_{zm}$$

只要 f_{θ} 或 \dot{f}_{θ} 有界, 即可设计 $\beta_{\theta 1}$ 和 $\beta_{\theta 2}$, 使得 $z_{\theta 1}$ 对 $\dot{\theta}_L$ 和 $z_{\theta 2}$ 对 f_{θ} 跟踪误差有界。

于是基于 ADRC 的制导指令 a_{zm}^c 按如下方式生成

$$a_{zm}^c = \frac{1}{\hat{b}_{\theta}} [-z_{\theta 2} + p_{\theta 1} (\omega'_{\theta_{L1}} - \dot{\theta}_L)] \quad (24)$$

其中: $p_{\theta 1}$ 是正的可调参数; $\omega'_{\theta_{L1}}$ 是参考视线倾角速度。一般而言, $\omega'_{\theta_{L1}}(t)$ 是一个满足 $\omega'_{\theta_{L1}}(0) = \dot{\theta}_L(0)$, 具有连续导数, 并且按照设计的速度收敛于 0 的信号。具体地, $\omega'_{\theta_{L1}}(t)$ 由下面的跟踪微分器 TD 生成

$$\begin{cases} \omega'_{\theta_{L1}}(k+1) = \omega'_{\theta_{L1}}(k) + h \omega'_{\theta_{L2}}(k) \\ \omega'_{\theta_{L2}}(k+1) = \omega'_{\theta_{L2}}(k) + h f_{id}(\omega'_{\theta_{L1}}(k), \omega'_{\theta_{L2}}(k), r_{\theta_{L1}}, h) \end{cases} \quad (25)$$

其中: $\omega'_{\theta_{L1}}(0) = \dot{\theta}_L(0)$; $\omega'_{\theta_{L2}}(0) = 0$; $r_{\theta_{L1}}$ 是调节收敛速度的参数; h 为迭代步长; f_{id} 是如下定义的函数

$$f_{id}(\omega'_{\theta_{L1}}, \omega'_{\theta_{L2}}, r_{\theta_{L1}}, h) \triangleq -hr_{\theta_{L1}}^2 \text{sat}(\frac{1}{r_{\theta_{L1}} h} a_{id}(\omega'_{\theta_{L1}}, \omega'_{\theta_{L2}}, r_{\theta_{L1}}, h))$$

当 $|\omega'_{\theta_{L1}} + h \omega'_{\theta_{L2}}| < r_{\theta_{L1}} h^2$ 时

$$a_{td}(\omega'_{\theta_{L1}}, \omega'_{\theta_{L2}}, r_{\theta_L}, h) \triangleq \frac{1}{h} \omega'_{\theta_{L1}} + 2\omega'_{\theta_{L2}}$$

当 $|\omega'_{\theta_{L1}} + h\omega'_{\theta_{L2}}| \geq r_{\theta_L} h^2$ 时

$$a_{td}(\omega'_{\theta_{L1}}, \omega'_{\theta_{L2}}, r_{\theta_L}, h) \triangleq \frac{1}{2} \text{sgn}(\omega'_{\theta_{L1}} + h\omega'_{\theta_{L2}}) \sqrt{r_{\theta_L}^2 h^2 + 8r_{\theta_L} |\omega'_{\theta_{L1}} + h\omega'_{\theta_{L2}}|} + \omega'_{\theta_{L2}}$$

2) 侧向通道。

由运动学方程的式 (18) 两边同乘以 $R \cos \theta_L$ 并两边对时间 t 求导得

$$R \cos \theta_L \ddot{\phi}_L + \dot{\phi}_L (\dot{R} \cos \theta_L - R \dot{\theta}_L \sin \theta_L) = v_t (-\dot{\theta}_t \sin \theta_t \sin \varphi_t + \dot{\phi}_t \cos \theta_t \cos \varphi_t) -$$

$$a_{xm} \cos \theta_m \sin \varphi_m - v_m (-\dot{\theta}_m \sin \theta_m \sin \varphi_m + \dot{\phi}_m \cos \theta_m \cos \varphi_m)$$

代入式 (20) 和式 (22) 并整理, 得

$$\ddot{\phi}_L = f_{\phi 0} + b_{\phi} a_{ym}$$

其中 $b_{\phi} \triangleq \frac{\cos \theta_m}{R \cos \theta_L}$

$$f_{\phi 0} \triangleq \frac{1}{R \cos \theta_L} \{-\dot{\phi}_L (\dot{R} \cos \theta_L - R \dot{\theta}_L \sin \theta_L) +$$

$$v_t [-\dot{\theta}_t \sin \theta_t \sin \varphi_t + (\dot{\phi}_L \sin \theta_L \tan \theta_t \cos \varphi_t - \dot{\theta}_L \tan \theta_t \sin \varphi_t - \dot{\phi}_L \cos \theta_L) \cos \theta_t \cos \varphi_t] -$$

$$a_{xm} \cos \theta_m \sin \varphi_m + v_m \dot{\theta}_m \sin \theta_m \sin \varphi_m - v_m [(\dot{\phi}_L \sin \theta_L \tan \theta_m \cos \varphi_m - \dot{\theta}_L \tan \theta_m \sin \varphi_m -$$

$$\dot{\phi}_L \cos \theta_L) \cos \theta_m \cos \varphi_m] + \frac{\cos \theta_L}{R} a_{zt}$$

同理, 针对侧向通道根据 ADRC 思想设计如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_{\phi 1} = z_{\phi 2} - \beta_{\phi 1} (z_{\phi 1} - \dot{\phi}_L) + \hat{b}_{\phi} a_{zm} \\ \dot{z}_{\phi 2} = -\beta_{\phi 2} (z_{\phi 1} - \dot{\phi}_L) \end{cases} \quad (26)$$

$$a_{ym}^c = \frac{1}{\hat{b}_{\phi}} [-z_{\phi 2} + p_{\phi 1} (\omega'_{\theta_{L1}} - \dot{\phi}_L)] \quad (27)$$

$$\begin{cases} \omega'_{\theta_{L1}}(k+1) = \omega'_{\theta_{L1}}(k) + h\omega'_{\theta_{L2}}(k) \\ \omega'_{\theta_{L2}}(k+1) = \omega'_{\theta_{L2}}(k) + hf_{td}(\omega'_{\theta_{L1}}(k), \omega'_{\theta_{L2}}(k), r_{\theta_L}, h) \end{cases} \quad (28)$$

至此, 设计完成基于 ADRC 的三维空间制导律, 可以基于量测信号作出估计、补偿, 产生制导指令, 使视线角速度快速收敛于零。

4 仿真与结果分析

以某型导弹为例, 对上面设计的 ADRC 制导律进行仿真实验^[8-10]。假设目标初始位置为

$$(x(t_0), y(t_0), z(t_0)) = (9\ 000\ \text{m}, 5\ 000\ \text{m}, -4\ 500\ \text{m})$$

目标机动方式由如下方程描述:

$$x_T(t) = x_T^0 + \int_0^t 400 dt, \quad y_T(t) = y_T^0 + \int_0^t 100 \sin t dt, \quad z_T(t) = z_T^0$$

导弹的飞行速度为 $v_m = 1000\ \text{m/s}$, 初始位置设为 $(0, 0, 0)$, 在距离目标 $50\ \text{m}$ 时导弹导引头停机, 仿

真步长 $T=0.005\ \text{s}$ 。

为了研究 ADRC 补偿位置动态的效果, 笔者将以比例制导律方案与文中 ADRC 制导律方案进行对比。其中比例制导律指令如下

$$a_{ym}^c = K v_m \dot{\theta}_L \sin \theta_m \sin \varphi_m + K v_m \dot{\phi}_L \cos \theta_L \cos \theta_m$$

$$a_{zm}^c = K v_m \dot{\theta}_L \cos \varphi_m, \quad \text{式中的比例系数 } K \text{ 通常由}$$

经验决定, 一般可取 $2 \sim 6$ 。

仿真结果如图 4~图 9 所示。

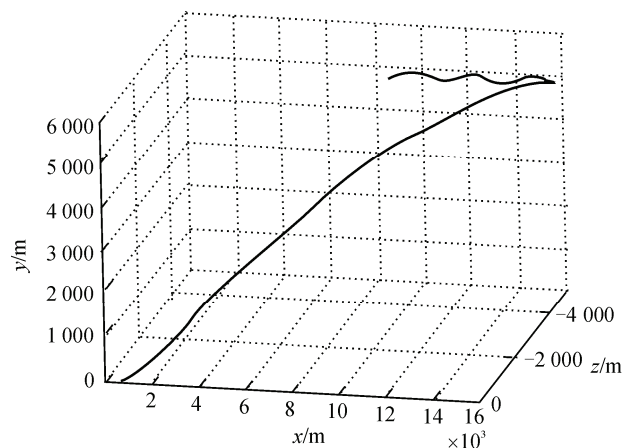


图 4 ADRC 制导律作用下导弹-目标飞行轨迹

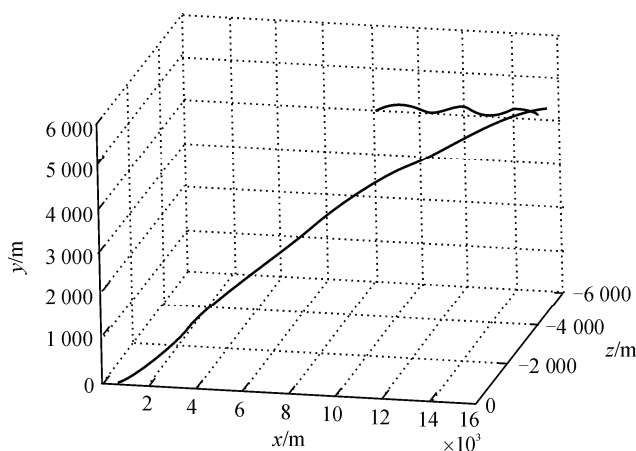


图 5 比例制导律作用下导弹-目标飞行轨迹

图 4、5 分别为自抗扰制导律及比例制导律作用下弹目三维运动轨迹, 由于目标在纵向有机动, 比例制导律在拦截目标时, 产生了很大的脱靶量, 制导精度有待提高, 而在自抗扰制导律作用下, 脱靶量依然控制在 $5\ \text{m}$ 之内, 体现出很高的控制精度。

图 6、7 给出了纵向通道及侧向通道的制导指令 a , 不难发现, 在导弹的制导起始阶段, 初始视线角和期望视线角有较大误差, 制导规律发出的制导指令加速度使导弹承受了非常规过载, 但基于 ADRC 的制导律经过很短时间即可进入平稳状态,

且可承受过载大，快速性好。显然，相对于比例制导律，基于 ADRC 的制导规律可靠性高、过载需求低、速度快、加速度曲线平缓，且能有效限制制导终期的制导加速度指令突变。

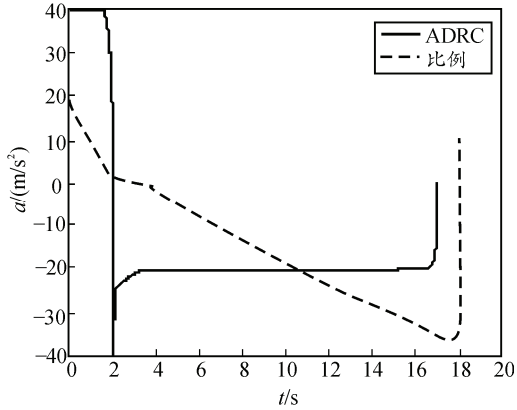


图 6 侧向通道加速度曲线

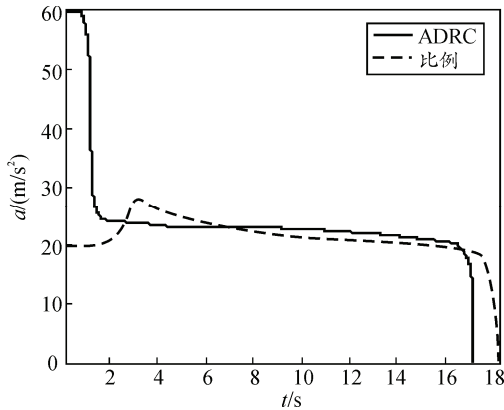


图 7 纵向通道加速度曲线

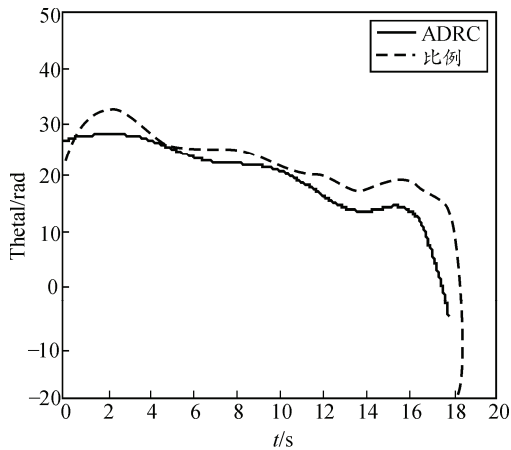


图 8 视线倾角变化曲线

图 8、图 9 给出了 2 种制导律作用下视线角变化曲线。可以看出，在相同外界干扰及目标机动作用下，ADRC 的制导律由于引入了对系统总扰动的补偿，视线角变化更为平缓，实现了视线角速度快

速趋于零。这样的控制效果能使导弹在运动过程中更加平稳高效，具有很强的可靠性。

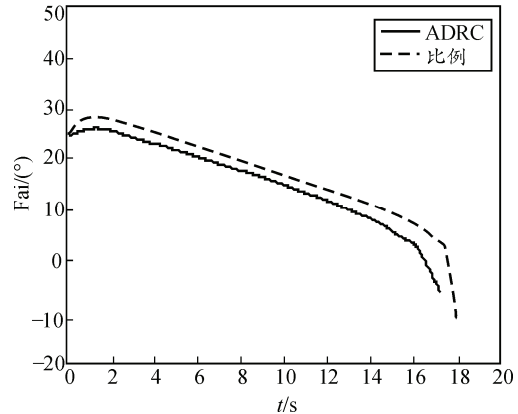


图 9 视线偏角变化曲线

5 结论

针对导弹拦截机动目标问题，笔者利用自抗扰控制技术设计了一种制导律。该制导律能利用扩张状态观测器对系统固有的非线性特征和目标机动的总和进行准确的跟踪和估计，通过非线性状态误差反馈，可将视线角速度稳定保持在零附近，保证了命中精度。仿真结果证明：该控制器物理概念明确，参数调节简单，易于工程实现。与传统比例制导律进行仿真对比的结果表明，笔者设计的制导律能快速稳定系统，对目标未知机动具有较强的鲁棒性。

参考文献：

- [1] 李士勇, 袁丽英. 拦截机动目标的自适应模糊末制导律设计[J]. 电机与控制学报, 2009(2): 312-316.
- [2] 韩京清. 自抗扰控制技术-估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [3] 程新龙, 杨涤, 耿斌斌. 自抗扰控制在某型导弹上的应用[J]. 飞行力学, 2006(1): 81-83.
- [4] 钱杏芳. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000.
- [5] 刘欣, 罗小明. 导弹攻击目标的选择方法[J]. 兵工自动化, 2007, 26(9).
- [6] 韩京清. 一类不确定对象的扩张状态观测器[J]. 控制与决策, 1995, 10(1): 85-88.
- [7] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
- [8] 李英杰, 贾燕军, 李相民. 近程放空导弹拦截巡航导弹的建模与仿真[J]. 兵工自动化, 2010, 29(12): 38-41.
- [9] 曹立佳, 顾诗源, 张胜修. 基于 Simulink 的巡航导弹 INS/GPS 组合导航仿真[J]. 兵工自动化, 2007, 26(12): 37-39.
- [10] 张靖男, 赵兴锋, 郑志强, 等. 战术导弹的弹道仿真模型[J]. 兵工自动化, 2006, 25(8): 29-30.