

滑模干扰观测器的反机动目标末制导律设计

时建明, 王洁, 冯刚, 刘少伟

(空军工程大学防空反导学院, 西安, 710051)

摘要 针对大气层外拦截器拦截机动目标的末段制导问题, 提出基于滑模干扰观测器的滑模制导律设计方法。建立基于视线的拦截器-目标相对运动方程, 采用滑模控制理论, 设计使纵向平面和侧向平面内的视线角速率趋于零的制导律。通过超扭曲滑模干扰观测器, 估计目标机动, 从而补偿制导系统中的不确定项, 并避免滑模切换控制的抖动问题。反机动目标末制导仿真结果表明, 所研究的滑模制导方法具有满意的制导精度和鲁棒性。

关键词 大气层外拦截器; 末制导; 超扭曲滑模算法; 干扰观测器

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2016.06.005

中图分类号 V448.12 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2016)06-0023-05

A Design Method Based on Sliding Mode Guidance Law Anti-Maneuvering Targets

SHI Jianming, WANG Jie, FENG Gang, LIU Shaowei

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at the problem that maneuvering targets intercepted by interceptor at out of atmosphere are uncertain at endgame guidance, this paper presents a design method based on three-dimensional endgame guidance law. The paper establishes a relative motion equation with respect to the line of sight between target and interceptor by adopting a robust guidance law with sliding mode control theory, and designs a guidance law to make the line of sight angular rates in elevation and azimuth engagement planes tend towards zero respectively. The paper integrates the super-twisting sliding mode disturbance observers (SMDO) into the guidance law to compensate uncertainties such as target maneuvers, thus reducing the required switching gains in the guidance law significantly. The simulation results indicate that the proposed sliding mode guidance law is high in guidance accuracy and is good in robustness to maneuvering target.

Key words: exo-atmospheric interceptor; endgame guidance law; super-twisting sliding mode algorithm; disturbance observer

由于大气层外飞行时动能拦截器^[1]光学导引头不存在气动热和气动光学效应^[2-3], 在弹道导弹弹头再入大气层之前采用动能拦截器对其进行拦截具有明显的优势。但随着弹道导弹变轨机动技术的不断

进步, 想要通过直接碰撞实现动能杀伤, 大气层外拦截器需要高精度的鲁棒制导方法。考虑到滑模控制具有出色的鲁棒性, 该理论已逐步应用到寻的制导律设计当中^[4-5]。滑模控制的鲁棒性体现在切换控

收稿日期: 2015-11-27

基金项目: 航空科学基金(20120196006); 学院科研创新基金(15DYCX011)

作者简介: 时建明(1984-), 男, 山东日照人, 讲师, 博士, 主要从事飞行控制技术研究, E-mail: james-shi@163.com

引用格式: 时建明, 王洁, 冯刚, 等. 滑模干扰观测器的反机动目标末制导律设计[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2016, 17(6): 23-27. SHI Jianming, WANG Jie, FENG Gang, et al. A Design Method Based on Sliding Mode Guidance Law Anti-Maneuvering Targets [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(6): 23-27.

制上,但同时也带来了控制的抖动,这给实际应用带来了麻烦^[6-9]。大量的滑模控制方法研究集中在如何估计控制系统不确定性,以此来削弱抖动。

由于对有界不确定性干扰具有有限时间收敛性,超扭曲算法常被用于设计鲁棒精确微分器^[10]、观测器^[11]和控制器^[12-14]。因二阶滑模切换函数隐含在滑模变量的高阶导数中,所以将基于超扭曲算法的二阶滑模观测器用于制导律设计可以有效避免控制抖动问题。本文解决拦截机动目标的滑模制导律设计问题,在滑模制导律设计框架下,将采用基于超扭曲算法的二阶滑模干扰观测器,估计制导系统中的不确定部分。

1 空间相对运动的数学描述

定义描述拦截器-目标相对运动的参考坐标系 $oxyz$ 和视线坐标系 $ox_s y_s z_s$, 两坐标系的相互关系见图 1。参考坐标系 $oxyz$ 的含义见文献^[15], 视线坐标系 $ox_s y_s z_s$ 中, 原点 o 位于拦截器的质心, ox_s 轴与拦截器-目标视线重合, 指向目标方向为正; oy_s 轴位于包含 ox_s 轴的纵向平面内, 与 ox_s 轴垂直, 指向上方为正; oz_s 轴位于侧向平面内, 方向按右手准则确定。

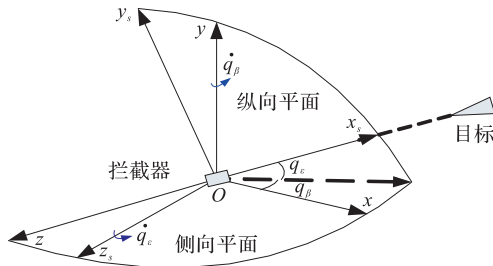


图 1 参考坐标系与视线坐标系之间相互关系

Fig.1 The reference frame and line of sight frame

在视线坐标系 $ox_s y_s z_s$ 内, 对拦截器-目标的相对距离矢量 $\mathbf{R} = R\mathbf{i}_s$ 求时间 t 的导数, 可得:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{R}}{dt} = \dot{R}\mathbf{i}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times \mathbf{R} = \dot{R}\mathbf{i}_s + R\dot{\boldsymbol{\omega}}_s \mathbf{j}_s - R\dot{\boldsymbol{\omega}}_s \mathbf{k}_s \\ \frac{d^2\mathbf{R}}{dt^2} = \ddot{R}\mathbf{i}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times \dot{\mathbf{R}} + \frac{d}{dt}[\boldsymbol{\omega}_s \times \mathbf{R}] + \boldsymbol{\omega}_s \times [\boldsymbol{\omega}_s \times \mathbf{R}] = \\ (R - R\dot{\omega}_{y_s}^2 - R\dot{\omega}_{z_s}^2)\mathbf{i}_s + (R\dot{\omega}_{z_s} + 2R\dot{\omega}_{z_s} + R\omega_{x_s}\omega_{y_s})\mathbf{j}_s - \\ (R\dot{\omega}_{y_s} + 2R\dot{\omega}_{y_s} - R\omega_{x_s}\omega_{z_s})\mathbf{k}_s \end{cases} \quad (1)$$

式中: \mathbf{i}_s , \mathbf{j}_s 和 \mathbf{k}_s 为视线坐标轴的 3 个单位矢量; $\boldsymbol{\omega}_s = \omega_{x_s}\mathbf{i}_s + \omega_{y_s}\mathbf{j}_s + \omega_{z_s}\mathbf{k}_s$ 为视线坐标系相对于参考坐标系的转动角速度。

视线坐标系 $ox_s y_s z_s$ 与参考坐标系 $oxyz$ 之间存在 2 个角度关系: 视线高低角和视线方位角。视

线高低角表示拦截器-目标视线与侧向平面的夹角, 在侧向平面之上取正值; 视线方位角表示视线在侧向平面的投影线与 ox 轴所成的角, 迎 oy 轴顶视, 若 ox 轴逆时针转向投影线取正值。设视线高低角为 q_ϵ 和视线方位角为 q_β , 则:

$$\omega_{x_s} = \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon, \quad \omega_{y_s} = \dot{q}_\beta \cos q_\epsilon, \quad \omega_{z_s} = \dot{q}_\epsilon \quad (2)$$

将式(2)代入式(1)并根据牛顿第二定律, 可得视线坐标系 3 轴方向上的相对运动方程为:

$$\begin{cases} R = R\dot{q}_\epsilon^2 + R\dot{q}_\beta^2 \cos^2 q_\epsilon + \Delta_{g,x_s} + a_{T,x_s} - a_{L,x_s} \\ R\ddot{q}_\epsilon = -2R\dot{q}_\epsilon - R\dot{q}_\beta^2 \sin q_\epsilon \cos q_\epsilon + \Delta_{g,y_s} + (a_{T,x_s} - a_{L,x_s}) \\ R \cos q_\epsilon \ddot{q}_\beta = 2R\dot{q}_\epsilon \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon - 2R\dot{q}_\epsilon \cos q_\epsilon \cos q_\epsilon - \\ \Delta_{g,z_s} + (a_{T,z_s} - a_{L,z_s}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: Δ_{g,x_s} , Δ_{g,y_s} 和 Δ_{g,z_s} 为目标-拦截器之间重力加速度差在视线坐标系 3 轴上的分量; a_{L,x_s} , a_{L,y_s} 和 a_{L,z_s} 为拦截器在视线坐标系 3 轴上的推力加速度; a_{T,x_s} , a_{T,y_s} 和 a_{T,z_s} 为目标在视线坐标系 3 轴上的机动加速度。

本文的拦截器轨控发动机只提供侧向推力, 机体纵轴方向上不能施加控制^[1]。假设拦截器姿态控制系统能够将其俯仰角跟踪视线高低角 q_ϵ 、偏航角跟踪视线方位角 q_β , 即执行坐标系 $ox_1 y_1 z_1$ 稳定在视线坐标系 $ox_s y_s z_s$, 则执行坐标系下的制导加速度指令为:

$$a_{Lx_1} = 0, \quad a_{Ly_1} \approx a_{Ly_s}, \quad a_{Lz_1} \approx a_{Lz_s} \quad (4)$$

2 基于 SMDO 的滑模制导律设计

2.1 滑模制导律推导

从抑制纵向和侧向 2 个平面内的视线角速率, 使其趋向于零 ($t \rightarrow \infty$ 时, $\dot{q}_\epsilon \rightarrow 0$ 且 $\dot{q}_\beta \rightarrow 0$) 出发, 设计滑模变结构制导律。选取切换函数 $s = \{s_y, s_z\}$ 为:

$$s_y = R\dot{q}_\epsilon, \quad s_z = R \cos q_\epsilon \dot{q}_\beta \quad (5)$$

选取自适应滑模趋近律:

$$\dot{s} = -\lambda \frac{|\dot{\mathbf{R}}|}{R} s - \epsilon \operatorname{sgn} s, \quad \lambda > 0, \quad \epsilon > 0 \quad (6)$$

式中: $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数。此趋近律具有良好动态特性, 可根据 R 大小调节趋近滑模面 $\{s \mid s = 0\}$ 的速率^[5]。

对式(5)求时间的导数, 并根据式(3), 得:

$$\dot{s}_y = \dot{R}\dot{q}_\epsilon + R\dot{q}_\epsilon^2 \sin q_\epsilon \cos q_\epsilon + \Delta_{g,y_s} + (a_{T,y_s} a_{L,y_s}) \quad (7)$$

$$\dot{s}_z = \dot{R}\dot{q}_\epsilon \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon - \dot{R}\dot{q}_\beta \cos q_\epsilon - \Delta_{g,z_s} - (a_{T,z_s} - a_{L,z_s}) \quad (8)$$

式(7)代入式(6), 可得纵向平面内的制导律为:

$$a_{Ly_s} = (\lambda_y + 1)\dot{R}\epsilon - R\dot{q}_\epsilon^2 \sin q_\epsilon \cos q_\epsilon + \Delta_{g,y_s} + \quad (9)$$

$$a_{Ty_s} + \epsilon_y \operatorname{sgn} s_y$$

将式(8)代入式(6)中,可得到侧向平面内的制导律为:

$$a_{1z_s} = (\lambda_z + 1)\dot{R}\dot{q}_\beta \cos q_\epsilon - R\dot{q}_\epsilon \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon + \Delta_{g,z_s} + a_{Tz_s} - \epsilon_z \text{sgn}s_z \quad (10)$$

式中: λ_y, λ_z 为导航比系数,取正常数; ϵ_y, ϵ_z 为切换增益,取正值。

式(9)和式(10)中的第一项为比例导引项,后项依次为两平面之间耦合项、重力势差项、目标机动项,以及滑模切换项。考虑到目标加速度难以准确估计,式(9)和式(10)要舍去目标机动项。此时,切换增益选取时需满足条件: $\epsilon_y \geq |a_{Ty_s}(t)|, \epsilon_z \geq |a_{Tz_s}(t)|$ 。为增强鲁棒性,切换增益往往取较大值,这样拦截器要付出要较多的控制能量,而且切换增益大会导致滑模控制固有的抖振问题变得明显,这对拦截器是有害的。如能对式(9)和式(10)中目标加速度等不确定部分进行补偿,则切换增益可选得很小。

2.2 超扭曲滑模算法

假设 1: 对于 $\forall t \geq 0$, 存在已知正常数 $\bar{\delta}$, 有

$$|\delta(t, x)| \leq \bar{\delta}.$$

定义 1:

$$A = \begin{bmatrix} -\kappa_1/2 & 1/2 \\ -\kappa_2 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = [1 \quad 0]$$

A 为赫尔维茨矩阵。

引理 1^[16]: 考虑如下切换函数系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = -\kappa_1 \sqrt{|x_1|} \text{sgn}x_1 + x_2 \\ \dot{x}_2 = -\kappa_2 \text{sgn}x_1 + \delta(t, x) \end{cases} \quad (11)$$

基于假设 1 和定义 1, 如果存在正定矩阵 $P = P^T > 0, Q = Q^T > 0$, 使如下黎卡提代数方程成立:

$$A^T P + PA + \bar{\delta}^2 C^T C + PBB^T P = -Q < 0 \quad (12)$$

则式(10)的轨迹将在有限的时间:

$$t_{\text{reach}} = 2\sqrt{V(x_0)}/\lambda(Q) \quad (13)$$

内收敛于原点(0,0), 其中, $V(x)$ 为李亚普诺夫函数; x_0 为 x 初始值; $\lambda(Q) = \lambda_{\min}(Q)/\sqrt{\lambda_{\max}(P)}$, $\lambda_{\min}(Q)$ 和 $\lambda_{\max}(P)$ 分别为 Q 和 P 的最小和最大特征值。

引理 1 称为超扭曲滑模算法, 该算法具有有限时间收敛的性质^[17]。

注 1 根据 Shur 补引理, 式(12)等价于如下线性矩阵不等式形式:

$$\begin{bmatrix} A^T P + PA + \epsilon P + \bar{\delta}^2 C^T C & PB \\ B^T P & -1 \end{bmatrix} < 0 \quad (14)$$

式中: $\epsilon > 0$ 为常数。给定 $\bar{\delta}$, 可选择 κ_1 和 κ_2 , 使式(14)存在可行矩阵解 P , 如文献[16]中 $\kappa_1^2 > \kappa_2, \kappa_2 > \bar{\delta}$, 文献[18]中 $\kappa_1 > 2, \kappa_2 > [\kappa_1^3 + (4\kappa_1 - 8)\bar{\delta}^2]/[\kappa_1(4\kappa_1 - 8)]$ 。

注 2 引理 1 等价于如下形式:

$$\dot{x} = -\kappa_1 \sqrt{|x|} \text{sgn}(x) - \kappa_2 \int_0^t \text{sgn}(x) d\tau + \varphi(t) \quad (15)$$

式中: $\varphi(t) = \int_0^t \delta(\tau, x) d\tau$ 。满足引理 1 条件时, \dot{x} 将在有限的时间 t_{reach} 内收敛于零。

2.3 干扰观测器设计

令 $\Delta_y = \Delta_{g,y_s} + a_{Ty_s}, \Delta_z = \Delta_{g,z_s} + a_{Tz_s}$, 将 Δ_y 和 Δ_z 视为不确定项, 设 $|\dot{\Delta}_y| \leq \bar{\delta}_y, |\dot{\Delta}_z| \leq \bar{\delta}_z$ 。采用基于超扭曲算法的干扰观测器, 对式(9)和式(10)中含有目标机动加速度的不确定项进行估计。

首先给出含观测器的滑模制导律:

$$a_{1y_s} = -(\lambda_y + 1)\dot{R}\dot{q}_\epsilon - R\dot{q}_\beta^2 \sin q_\epsilon \cos q_\epsilon + \Delta_y + \epsilon_y \text{sgn}s_y \quad (16)$$

$$a_{1z_s} = (\lambda_z + 1)\dot{R}\dot{q}_\beta \cos q_\epsilon - R\dot{q}_\epsilon \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon + \Delta_z - \epsilon_z \text{sgn}s_z \quad (17)$$

式(16)和(17)的观测器 $\hat{\Delta}_y$ 和 $\hat{\Delta}_z$ 设计如下:

$$\hat{\Delta}_y = \kappa_{y,1} \sqrt{|\sigma_y|} \text{sgn}(\sigma_y) + \kappa_{y,2} \int_0^t \text{sgn}(\sigma_y) d\tau \quad (18)$$

$$\hat{\Delta}_z = \kappa_{z,1} \sqrt{|\sigma_z|} \text{sgn}(\sigma_z) + \kappa_{z,2} \int_0^t \text{sgn}(\sigma_z) d\tau \quad (19)$$

$$\sigma_y = s_y - \hat{s}_y, \hat{s}_y = \lambda_y \frac{|\dot{R}|}{R} s_y - \epsilon_y \text{sgn}s_y \quad (20)$$

$$\sigma_z = s_z - \hat{s}_z, \hat{s}_z = \lambda_z \frac{|\dot{R}|}{R} s_z - \epsilon_z \text{sgn}s_z \quad (21)$$

可以证明 $\hat{\Delta}_y$ 和 $\hat{\Delta}_z$ 将在有限时间内分别逼近 Δ_y 和 Δ_z 。事实上, 对变量 σ_y 和 σ_z 求时间的导数, 并根据式(7)和式(8), 可得:

$$\dot{\sigma}_y = \Delta_y - \hat{\Delta}_y, \dot{\sigma}_z = \Delta_z - \hat{\Delta}_z \quad (22)$$

将式(18)和式(19)代入式(22), 得:

$$\dot{\sigma}_y = -\kappa_{y,1} \sqrt{|\sigma_y|} \text{sgn}(\sigma_y) - \kappa_{y,2} \int_0^t \text{sgn}(\sigma_y) d\tau + \Delta_y \quad (23)$$

$$\dot{\sigma}_z = -\kappa_{z,1} \sqrt{|\sigma_z|} \text{sgn}(\sigma_z) - \kappa_{z,2} \int_0^t \text{sgn}(\sigma_z) d\tau + \Delta_z \quad (24)$$

当 $|\dot{\Delta}_y| \leq \bar{\delta}_y, |\dot{\Delta}_z| \leq \bar{\delta}_z, \forall t \geq 0$ 时, 根据注 2 可知, $\dot{\sigma}_y$ 和 $\dot{\sigma}_z$ 将在有限时间内收敛于零, 即式(18)和式(19)能够在有限时间内分别逼近 Δ_y 和 Δ_z 。

3 实例仿真

仿真以拦截 TBM 为背景, 末制导初始条件设置如下: TBM 在地心惯性坐标系下的初始位置为 $x_T(0) = 100 \text{ km}, y_T(0) = 6500 \text{ km}, z_T(0) = 0 \text{ km}$,

初始速度为 $v_T(0) = 4 \text{ km/s}$, 初始弹道角为 $\theta_T(0) = 10^\circ$, $\varphi_{vT}(0) = 180^\circ$ 。拦截器地心惯性坐标系下的初始位置为 $x_1(0) = 85 \text{ km}$, $y_1(0) = 6448 \text{ km}$, $z_1(0) = 26 \text{ km}$, 初始速度为 $v_1(0) = 7.7 \text{ km/s}$, 初始弹道角为 $\theta_1(0) = 61^\circ$, $\varphi_{v1}(0) = 125^\circ$ 。拦截器最大可用过载为 $5g$, g 为重力加速度。目标从 $t=0 \text{ s}$ 时开始作正弦机动, 纵向和侧向 2 个平面内的加速度分量分别为 $a_{Tys} = 3g \sin(\pi t) \text{ m/s}^2$, $a_{Tzs} = 3g \cos(\pi t) \text{ m/s}^2$ 。

TBM 与拦截器之间的接近速度及视线角速率按照如下公式计算:

$$\begin{cases} \dot{R} = \frac{\Delta x \dot{\Delta x} + \Delta y \dot{\Delta y} + \Delta z \dot{\Delta z}}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}} \\ \dot{q}_\epsilon = \frac{\Delta \dot{y} R - \Delta y \dot{R}}{R^2 \cos q_\epsilon} \\ \dot{q}_\beta = \frac{-\Delta \dot{z} \Delta x + \Delta z \Delta \dot{x}}{(\Delta x / \cos q_\beta)^2} \end{cases}$$

式中: $\Delta x = x_T - x_1, \Delta y = y_T - y_1, \Delta z = z_T - z_1; \Delta \dot{x} = \dot{x}_T - \dot{x}_1, \Delta \dot{y} = \dot{y}_T - \dot{y}_1, \Delta \dot{z} = \dot{z}_T - \dot{z}_1$ 。

TBM 和拦截器的质心运动学方程分别如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_T = v_T \cos \theta_T \cos \varphi_{vT} \\ \dot{y}_T = v_T \sin \theta_T \\ \dot{z}_T = -v_T \cos \theta_T \sin \varphi_{vT} \end{cases}, \begin{cases} \dot{x}_1 = v_1 \cos \theta_1 \cos \varphi_{v1} \\ \dot{y}_1 = v_1 \sin \theta_1 \\ \dot{z}_1 = -v_1 \cos \theta_1 \sin \varphi_{v1} \end{cases}$$

滑模制导律中, 导航比取 $\lambda_y = \lambda_z = 4$, 采用连续函数 $\tanh(\cdot)$ 代替符号函数 $\text{sgn}(\cdot)$, 观测器参数取 $\kappa_{i,1} = 50, \kappa_{i,2} = 100, i \in \{y, z\}$ 。采用四阶 Runge-Kuta 数值求解, 仿真步长取 0.001 s 。当满足 $R < 0$ 或 $R(t) > R(t-1)$ 条件时, 仿真结束。

仿真结果见图 2~4。

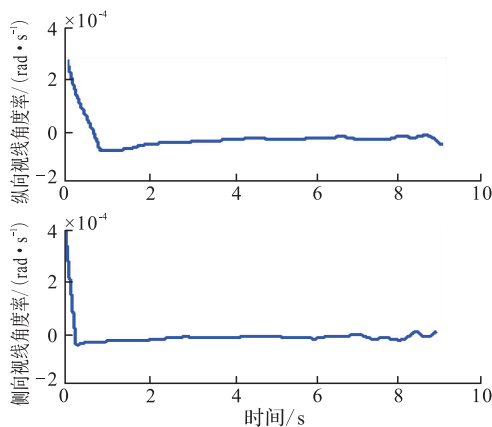


图 2 纵向平面和侧向平面内的视线角速率曲线
Fig.2 LOS angular rates in the elevation intercept plane and azimuth intercept plane

图 2 可以看出, 纵向平面和侧向平面内的视线角速率渐进趋于零, 最终拦截器的脱靶量为 0.2128 m , 通过优化制导律参数可以使脱靶量更小。从图

3 中可以看出, 设计的观测器较准确的估计出目标的机动趋势。从图 4 中可以看出轨道控制过程不存在明显的抖动现象。这表明基于 SMDO 观测器的滑模制导律对于目标机动具有鲁棒性, 且能够避免切换控制的抖动问题。

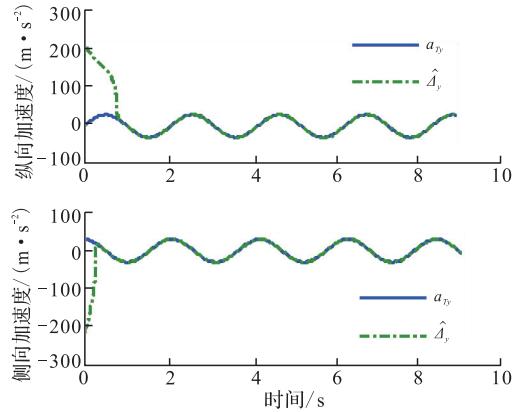


图 3 纵向平面和侧向平面内的观测器输出曲线
Fig.3 SMDO observer outputs in the intercept elevation plane and azimuth intercept plane

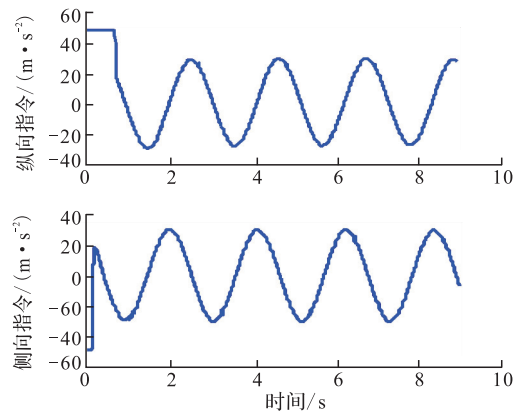


图 4 纵向平面和侧向平面内的制导律曲线
Fig.4 Guidance commands in the intercept elevation plane and azimuth intercept plane

4 结语

本文将滑模控制理论应用于拦截器末制导律设计问题。通过抑制视线角速率使其为零, 给出纵向和侧向平面内的滑模制导律。引入超扭曲算法, 设计二阶滑模观测器, 以补偿目标机动加速度不确定项。仿真结果表明, 所提出的制导律设计方法对目标机动具有鲁棒性。

参考文献(References):

[1] RAYTHEON. Ground - Based Midcourse Defense (GMD) System Exo - Atmospheric Kill Vehicle

- (EKV)[EB/OL].(2014-06-22)[2015-6-22]. <http://www.raytheon.com/products/ekv>.
- [2] CANTRELL M, VAN HORN M T, MURAS A. Endo-Atmospheric Leap[R]. AIAA-92-1215.
- [3] TROLIER J, HUDSON D, CARLSON D, et al. Shock Layer Radiance Effects on Endo-Atmospheric Interceptor Seeker Performance[R]. AIAA-92-2186.
- [4] 汤一华, 陈士槽, 徐敏, 等. 基于 Terminal 滑模的动能拦截器末制导律研究[J]. 空军工程大学: 自然科学版, 2007, 8(2): 22-25.
TANG Yihua, CHEN Shilu, XU Min, et al. 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)
- [5] 张旭, 雷虎民, 董飞焱, 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. AS-tudy 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. (in Chinese)
- [6] LEVANT A. Sliding Order and Sliding Accuracy in Sliding Mode Control [J]. International Journal of Control, 1993, 58(6): 1247-1263.
- [7] FOSSARD A J, FLOQUET T. An Overview of Classic Sliding Mode Control[J]. Sliding Mode Control in Engineering, 2002: 1-27.
- [8] LEE H, UTKIN V I. Chattering Suppression Methods in Sliding Mode Control Systems[J]. Annual Reviews in Control, 2007, 31(2): 179-188.
- [9] PISANO A, USAI E. Sliding Mode Control: A Survey with Application in Math[J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2011, 81(5): 954-979.
- [10] LEVANT A. Robust Exact Differentiation Via Sliding Mode Technique[J]. Automatica, 1998, 34(3): 1247-1263.
- [11] DAVILA J, FRIDMAN L, LEVANT A. Second-Order Sliding Modes Observer for Mechanical Systems [J]. IEEE Transactions on Automation Control, 2005, 50(11): 1785-1789.
- [12] DJEMAI M, BUSAWON K, BENMANSOURK, et al. Real Time Control Via A High Order Sliding Mode Controller of A Multi-Cellular Converter[C]// 3rd IFAC Conference on Analysis and Design of Hybrid Systems. Zaragoza, Spain: IFAC Press, 2009: 57-64.
- [13] 时建明, 王洁, 王琨, 等. 吸气式高超声速飞行器纵向运动反演控制器设计[J]. 西安交通大学学报, 2012, 47(3): 102-107.
SHI Jianming, WANG Jie, WANG Kun, et al. Design of Backstepping Controller for Longitudinal Motion of An Air-Breathing Hypersonic Vehicle [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2012, 47(3): 102-107. (in Chinese)
- [14] UTKIN V I. On Convergence Time and Disturbance Rejection of Super-Twisting Control[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2013, 58(8): 2013-2017.
- [15] ZHOU D, MU C, XU W. Adaptive Sliding Mode Guidance of A Homing Missile[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(4): 589-594.
- [16] DAVILA A, MORENO J, FRIDMAN L. Optimal Lyapunov Function Selection for Reaching Time Estimation of Super Twisting Algorithm[C]// Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference. Shanghai, China: IEEE press, 2009: 8405-8410.
- [17] POLYAKOV A, POZNYAK A. Reaching Time Estimation for Super-Twisting Second Order Sliding Mode Controller via Lyapunov Function Designing [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(8): 1951-1955.
- [18] LI P, ZHENG Z. Convergence of Super-Twisting Algorithm Based on Quadratic-Like Lyapunov Function [J]. Control and Decision, 2011, 26(6): 949-952.

(编辑: 姚树峰)