

攻击地面机动目标的一种击顶制导策略

韩艳铎, 徐波

(南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对三维空间导弹和地面机动目标相对运动的非线性模型, 将目标运动速度和机动加速度视为有界扰动, 设计了一种击顶制导律策略。制导策略分为 2 部分: 第 1 部分基于弹目视线倾角角速度和偏角角速度反馈, 利用非线性系统输入输出线性化方法设计了接近制导律, 保证导弹朝向目标运动; 第 2 部分基于弹目视线倾角反馈, 利用非线性系统输入输出线性化方法设计了击顶制导律。该制导律在保证弹目视线角速度趋零的同时还可保证视线倾角趋于 -90° , 从而实现对目标的垂直打击即击顶。从理论上分析了制导系统的稳定性和精度。数值仿真结果证实该制导律有效。

关键词: 飞行器控制、导航技术; 输入输出线性化; 反坦克导弹; 击顶制导律

中图分类号: TJ765 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2009)03-0324-05

A Guidance Law for Overhead Attacking Surface Maneuver Target

HAN Yan-hua, XU Bo

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China)

Abstract: 3-D relative motion model for missile and surface maneuver target was established. Target velocity and maneuver acceleration were all treated as bounded disturbance. Guidance law proposed in the paper contains two parts those are nonlinear approach guidance law and nonlinear overhead attack guidance law. The former guidance law was designed based on the feedback of the pitch and azimuth rate of missile-target line of sight using input-output linearization. The later guidance law was designed based on the feedback of missile-target's line of sight pitch using input-output linearization. Overhead attacking surface maneuver target was realized because the guidance law can guarantee the missile-target's line of sight pitch to reach negative ninety degree and missile-target's line of sight angle rate to reach zero simultaneously. Stability and precision of the guidance system were analyzed theoretically. Numerical simulation result shows the effectiveness of the guidance law.

Key words: control and navigation technology of aircraft; input-output linearization; anti-tank missile; overhead-attack guidance law

0 引言

对坦克等地面机动目标实施击顶可命中其相对薄弱的顶甲, 增强毁伤效果。击顶分为 2 种: 掠飞击顶和俯冲击顶。掠飞击顶是导弹在瞄准线上方平

飞, 到目标上空时近炸引信引爆斜置聚能装药战斗部, 使射流穿透目标顶甲, 如瑞典的“比尔”反坦克导弹。掠飞击顶的主要缺点是须采用复杂的径向装药或斜置装药技术。俯冲击顶是导弹沿高抛弹道飞行, 然后俯冲下来直接命中目标顶甲。俯冲击顶可

收稿日期: 2007-12-13

作者简介: 韩艳铎(1976—), 男, 讲师。E-mail: hanyanhua@nuaa.edu.cn

采用传统的破甲战斗部和接触引信,另外还具备可间瞄射击便于隐蔽和便于攻击处在复杂地形条件下的装甲目标等优点,从而成为击顶制导技术的发展趋势。

文献[1-2]对弹目相对运动作线性近似后基于二次型最优控制理论给出了俯冲击顶制导律。其缺点是需要估计剩余时间,以及求解比较复杂的微分方程两点边值问题。文献[3-5]基于滑模变结构控制理论给出了俯冲击顶制导律。其控制比较保守且由于引入非连续切换项而容易发生抖动。

本文针对坦克等地面机动目标的俯冲击顶问题,在传统视线角速度反馈制导^[6]的基础上引入视线角偏差反馈,基于非线性系统输入输出线性化解耦控制思想^[7]给出一种能够保证导弹垂直命中目标顶甲的击顶制导策略,并对制导系统稳定性和精度作了严格的理论分析。

1 弹目运动模型

导弹和目标的运动如图1所示。

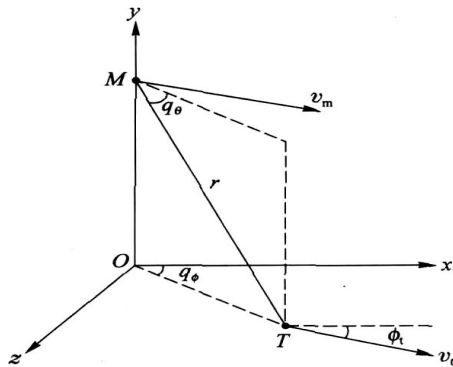


图1 导弹和目标运动示意图

Fig. 1 The sketch map of missile's and target's motion

图中: M 表示导弹, T 表示目标,有向线段 MT 表示弹目视线; r 为弹目距离, q 为视线倾角, q_ϕ 为视线偏角; v_t 表示目标速度, ϕ_t 是其方向角;由于目标在地平面运动故其速度倾角为零; v_m 表示导弹速度,其倾角和偏角分别设为 ϕ_m 和 $\phi_{m\phi}$, ϕ_m 和 $\phi_{m\phi}$ 的定义方式与 q 和 q_ϕ 类同。所有角度的正负按右手规则确定。

根据图1可推出弹目相对运动方程如下:

$$\dot{r} = -v_m[\cos\phi_m\cos q\cos(q_\phi - \phi_m) + \sin\phi_m\sin q] + v_t\cos q\cos(q_\phi - \phi_t), \quad (1)$$

$$r\dot{q} = v_m[\cos\phi_m\sin q\cos(q_\phi - \phi_m) - \sin\phi_m\cos q] - v_t\sin q\cos(q_\phi - \phi_t), \quad (2)$$

$$r\dot{q}_\phi\cos q = v_m\cos\phi_m\sin(q_\phi - \phi_m) - v_t\sin(q_\phi - \phi_t). \quad (3)$$

导弹质点动力学方程为

$$\begin{cases} v_m\dot{\phi}_m = -g\cos\phi_m + u_y, \\ v_m\dot{\phi}_{m\phi}\cos\phi_m = -u_z. \end{cases} \quad (4)$$

式中: u_y 和 u_z 分别表示作用于导弹上的控制沿弹道坐标系 y 轴正方向和 z 轴正方向的分量。

(2)式、(3)式显示弹目相对运动在纵向和横向是耦合的。为便于设计制导律可对模型作适当简化。简化误差的影响可被闭环制导律克服掉。考虑导弹攻击地面目标的实际情况,横向运动是小量,故可作近似: $\cos(q_\phi - \phi_m) \cong 1$ 。从而(1)式、(2)式分别成为

$$\dot{r} = -v_m\cos(q - \phi_m) + v_t\cos q\cos(q_\phi - \phi_t), \quad (5)$$

$$r\dot{q} = v_m\sin(q - \phi_m) - v_t\sin q\cos(q_\phi - \phi_t). \quad (6)$$

(6)式、(3)式两边对时间求导并结合(4)式、(5)式可得

$$\begin{aligned} r\ddot{q} = & -2\dot{r}\dot{q} + g\cos\phi_m\cos(q - \phi_m) - \\ & u_y\cos(q - \phi_m) + v_t\dot{q}_\phi\sin q\sin(q_\phi - \phi_t) - w_1\sin q, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} r\dot{q}_\phi\cos q = & \dot{q}_\phi[r\dot{q}\sin q - \dot{r}\cos q + \\ & v_m\cos\phi_m\cos(q_\phi - \phi_m) - v_t\cos(q_\phi - \phi_t)] + \\ & (g\cos\phi_m - u_y)\sin\phi_m\sin(q_\phi - \phi_m) + \\ & u_z\cos(q_\phi - \phi_m) - w_2, \end{aligned} \quad (8)$$

其中:

$$w_1 \triangleq \sqrt{a_{t,t}^2 + a_{t,n}^2}\cos(q_\phi - \phi_t - \phi_t),$$

$$w_2 \triangleq \sqrt{a_{t,t}^2 + a_{t,n}^2}\sin(q_\phi - \phi_t - \phi_t),$$

$$a_{t,t} \triangleq \dot{v}_t,$$

$$a_{t,n} \triangleq v_t\dot{\phi}_t,$$

$$\cos\phi_t = \frac{a_{t,t}}{\sqrt{a_{t,t}^2 + a_{t,n}^2}},$$

式中 $a_{t,t}$ 和 $a_{t,n}$ 分别是目标的切向加速度和法向加速度。

将 w_1 和 w_2 视为扰动,则(7)式、(8)式是本文设计制导律的基础。目标的机动加速度和速度都是有限的,可设其上确界分别为: $a_{t,t,\sup}$, $a_{t,n,\sup}$, $v_{t,\sup}$ 。并且

$$\sup \sqrt{a_{t,t}^2 + a_{t,n}^2} = \sqrt{a_{t,t,\sup}^2 + a_{t,n,\sup}^2} \triangleq a_{t,\sup}.$$

2 制导策略

本文设计2种制导律:非线性接近制导律和非

线性击顶制导律。弹道的前一部分使用接近制导律使导弹趋向目标运动,弹道的最后使用击顶制导律,将导弹拉起后俯冲下来实施击顶。弹道坐标系 z 轴方向即横侧向的制导律用 u_z 表示, y 轴方向的制导律用 u_{ya} 和 u_{yb} 表示,其中 u_{ya} 表示接近制导律, u_{yb} 表示击顶制导律。

2.1 非线性接近制导律

非线性接近制导律的目的是控制弹目视线角速度趋于零。设计理想的弹目视线角速度动态特性如下:

$$\ddot{q} + \frac{k_1}{r} \dot{q} = 0, \quad (9)$$

$$\ddot{q\phi} + \frac{k_2}{r \cos q} \dot{q\phi} = 0, \quad (10)$$

式中 k_1 和 k_2 均为大于零的常数,则(9)式、(10)式可保证 \dot{q} 和 $\dot{q\phi}$ 趋于零。

由(7)式、(9)式得:

$$u_{ya} = (k_1 - 2\dot{R})\dot{q} \sec(q - m) + g \cos m + [v_t \dot{q} \sin(q\phi - \phi_t) - w_1] \sin q \sec(q - m).$$

考虑到制导过程中目标的速度 v_t 和与目标机动加速度有关的 w_1 不能够测得,另外弹目相对速度 \dot{r} 亦难精确测量,但可根据导弹的速度近似估计为 \dot{R} 。所以取控制为

$$u_{ya} = (k_1 - 2\dot{R})\dot{q} \sec(q - m) + g \cos m. \quad (11)$$

根据(1)式,取 \dot{r} 的估值为

$$\dot{R} = -v_m [\cos m \cos q \cos(q\phi - \phi_m) + \sin m \sin q]. \quad (12)$$

地面目标的速度和机动性较导弹而言很小,故此近似估计是合理的,由此带来的误差将在后文详细分析。

由(8)式、(10)式并根据和上面相同的理由得

$$u_z = \dot{q\phi} [R \cos q - r \dot{q} \sin q - v_m \cos m \cos(q\phi - \phi_m) - k_2] \sec(q\phi - \phi_m) + (u_{ya} - g \cos m) \sin m \tan(q\phi - \phi_m). \quad (13)$$

2.2 非线性击顶制导律

横侧向的制导律 u_z 保持不变。

非线性击顶制导律的目的是控制弹目视线倾角趋于设定值 $q_f = -90^\circ$ 。设计理想的弹目视线倾角动态特性如下:

$$\ddot{e} + \frac{k_3}{r} \dot{e} + \frac{k_4}{r} e = 0, \quad (14)$$

式中 k_3 和 k_4 均为大于零的常数; $e \triangleq q - q_f$ 为弹目视线倾角实际值和理想值之间的误差。(14)式可

保证 $q - q_f$ 和 \dot{q} 趋于零。

由(7)式、(14)式得

$$u_{yb} = (k_3 - 2\dot{R})\dot{q} \sec(q - m) + k_4(q - q_f) \sec(q - m) + g \cos m + [v_t \dot{q} \sin(q\phi - \phi_t) - w_1] \sin q \sec(q - m).$$

根据和前面相同的理由取控制为

$$u_{yb} = (k_3 - 2\dot{R})\dot{q} \sec(q - m) + k_4(q - q_f) \sec(q - m) + g \cos m. \quad (15)$$

(11)式、(13)式可被视为变系数且附加了补偿项的修正比例导引。其中(11)式附加了重力补偿项,(13)式附加了用以抵抗导弹纵向运动对横侧向耦合影响的补偿项。(15)式是击顶制导律,实现击顶的关键是其中包含弹目视线角实际值与期望值之间偏差的反馈项。

制导律(11)式、(13)式、(15)式所需信息包括导弹速度、弹道倾角和弹道偏角、弹目视线倾角角速度和视线偏角角速度、弹目视线倾角和视线偏角、弹目距离。其中,导弹速度、弹道倾角和弹道偏角可由弹上惯导测得。弹目视线倾角角速度和视线偏角角速度及弹目距离可由毫米波主动雷达导引头直接测得。弹目视线倾角和视线偏角可实时积分视线角速度得到。因反坦克导弹飞行时间较短,故积分误差也较小。

3 稳定性和精度分析

3.1 非线性接近制导律稳定性和精度分析

将(13)式代入(8)式得

$$\ddot{q\phi} + \frac{k_2 + \frac{\dot{r} \cos q + v_t \cos(q\phi - \phi_t)}{r \cos q}}{r \cos q} \dot{q\phi} = \frac{k_2 + \frac{\dot{r} \cos q + v_t \cos(q\phi - \phi_t)}{r \cos q} - w_2}{k_2 + \frac{\dot{r} \cos q + v_t \cos(q\phi - \phi_t)}{r \cos q}}, \quad (16)$$

其中 $\dot{r} = \dot{r} - \dot{R}$ 为对弹目相对速度估计误差。由(1)式、(12)式可知

$$|\dot{r}|_{\sup} \triangleq \sup |\dot{r}| \leq v_{t,\sup}. \quad (17)$$

令 $k_2 = k_2^* + 2v_{t,\sup}$ (其中 k_2^* 为大于零的常数),并代入(16)式得

$$\ddot{q\phi} + \frac{k_2^* + (v_{t,\sup} + \frac{\dot{r} \cos q}{r}) + [v_{t,\sup} + v_t \cos(q\phi - \phi_t)]}{r \cos q} \dot{q\phi} = \frac{k_2^* + (v_{t,\sup} + \frac{\dot{r} \cos q}{r}) + [v_{t,\sup} + v_t \cos(q\phi - \phi_t)]}{r \cos q}.$$

$$\frac{-w_2}{k_2^* + (v_{t,\text{sup}} + \dot{r} \cos q) + [v_{t,\text{sup}} + v_t \cos(q\phi - \phi_t)]} \quad (18)$$

因为 $v_{t,\text{sup}} + v_t \cos(q\phi - \phi_t) = 0$ 是显然的, 又根据(17)式知 $v_{t,\text{sup}} + \dot{r} \cos q = 0$, 所以(18)式中的系数 $[k_2^* + (v_{t,\text{sup}} + \dot{r} \cos q) + [v_{t,\text{sup}} + v_t \cos(q\phi - \phi_t)]] / (r \cos q) > 0$, 即(18)式表示一个以 $-w_2 / [k_2^* + (v_{t,\text{sup}} + \dot{r} \cos q) + [v_{t,\text{sup}} + v_t \cos(q\phi - \phi_t)]]$ 为输入信号的稳定的—阶系统, 且输入信号的幅值小于等于 $\frac{|w_2|}{k_2^*}$.

由(18)式及前文关于 w_2 的定义显见

$$|\dot{q}\phi| \leq \frac{|w_2|}{k_2^*} \frac{a_{t,\text{sup}}}{k_2^*} \quad (19)$$

同理, 将(11)式代入(7)式得

$$\ddot{q} + \frac{k_1 + 2}{r} \dot{q} = \frac{k_1 + 2}{r} \dot{r} \quad (20)$$

$$\frac{v_t \dot{q} \sin q \sin(q\phi - \phi_t) - w_1 \sin q}{k_1 + 2 \dot{r}}$$

令 $k_1 = k_1^* + 2 v_{t,\text{sup}}$ (其中 k_1^* 为大于零的常数), 并代入(20)式得

$$\ddot{q} + \frac{k_1^* + 2 v_{t,\text{sup}} + 2}{r} \dot{q} = \frac{k_1^* + 2 v_{t,\text{sup}} + 2}{r} \dot{r} \quad (21)$$

$$\frac{v_t \dot{q} \sin q \sin(q\phi - \phi_t) - w_1 \sin q}{k_1^* + 2 v_{t,\text{sup}} + 2 \dot{r}}$$

同理, 由(17)式、(19)式、(21)式及前文关于 w_1 的定义显见:

$$|\dot{q}| \leq \frac{|w_1|}{k_1^*} \frac{a_{t,\text{sup}}}{k_1^*} \quad (22)$$

$$\frac{v_{t,\text{sup}} \frac{a_{t,\text{sup}}}{k_2^*} + a_{t,\text{sup}}}{k_1^*} = \frac{a_{t,\text{sup}}}{k_1^*} \left(1 + \frac{v_{t,\text{sup}}}{k_2^*} \right)$$

3.2 非线性击顶制导律稳定性和精度分析

将(15)式代入(7)式得

$$\ddot{e} + \frac{k_3 + 2}{r} \dot{e} + \frac{k_4}{r} e = \frac{k_4 v_t \dot{q} \sin q \sin(q\phi - \phi_t) - w_1 \sin q}{k_4} \quad (23)$$

(23)式的复频域特征方程为

$$s^2 + \frac{k_3 + 2}{r} s + \frac{k_4}{r} = 0.$$

令 $k_3 = k_3^* + 2 v_{t,\text{sup}}$, 其中 k_3^* 为大于零的常数, 则由(17)式知 $\text{Re}(s) < 0$, 且由(19)式、(23)式及前文关于 w_1 的定义显见

$$|e| \leq \frac{|w_1|}{k_4} \frac{a_{t,\text{sup}}}{k_2^*} + \frac{a_{t,\text{sup}}}{k_4} \left(1 + \frac{v_{t,\text{sup}}}{k_2^*} \right) \quad (24)$$

由以上分析可见, 只需知道目标速度和机动加速度的上限, 然后取足够大的增益 k_1 、 k_2 、 k_3 和适当的 k_4 , 则不仅可保证制导回路稳定, 而且可使弹目视线角速度和弹目视线角的稳态误差足够小。

但是仅通过加大增益系数来保证系统稳定性和减小稳态误差也有缺点, 一是加大了控制幅度, 二是在有界扰动(此处是目标的速度和机动加速度)输入下只能保证系统有界稳定, 不能实现渐进稳定或指数稳定。文献[8]针对 SISO 非线性系统, 假设扰动有界且满足匹配条件提出了一种指数稳定的连续控制, 效果良好。如何借鉴这些成果并结合制导工程设计出更好的非线性制导律值得进一步考虑。

4 数值仿真

以空射导弹反坦克为战术背景进行仿真。导弹从载机发射后, 沿上升弹道爬高, 在一定高度弹上主动雷达导引头截获目标, 转入自导, 飞向目标。本文只对自导段的部分弹道进行仿真。参数设置为: 导弹速度 250 m/s, 仿真初始高度 500 m, 初始弹道倾角和偏角分别为 -20° 和 0° , 导弹法向最大可用过载在弹道坐标系 y 轴和 z 轴方向分别为 10 g 和 8 g 。

目标为了规避攻击以 $v_t = v_{t,\text{sup}} = 20$ m/s 全速行驶, 并进行蛇行机动, 其速度偏角在正负 60° 之间按正弦规律剧烈变化。由于已经假设目标速度大小恒定, 所以其切向加速度 $a_{t,t} = 0$, 法向加速度 $a_{t,n}$ 在 $0 \sim 33.4$ m/s² 之间变化, 所以 $a_{t,\text{sup}} \triangleq \sqrt{a_{t,t,\text{sup}}^2 + a_{t,n,\text{sup}}^2} = a_{t,n,\text{sup}} = 33.4$ m/s²。

仿真结果如图 2~图 5 所示。弹目视线倾角最终达到 -90° , 实现了击顶制导。施加了导弹法向最大可用过载限制后仍取得了较好的脱靶量(小于 0.25 m)。导弹 y 轴法向过载在 9.3 s 时出现跃升, 因为此时纵向平面上的制导律由接近制导律转入击顶制导律, 需将导弹拉起。

5 结论

本文给出的攻击地面机动目标的击顶制导策略优点在于: 1) 可实现俯冲击顶, 避免了掠飞击顶对战斗部特殊装药技术的依赖和只能直瞄射击的缺点; 2) 避免了现有俯冲击顶制导律如最优制导需在线估

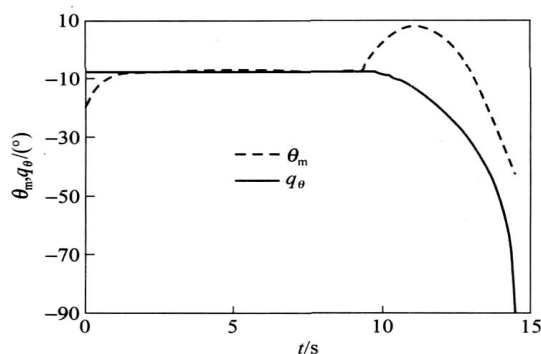


图 2 弹道倾角和视线倾角随时间变化曲线

Fig. 2 Time histories of trajectory and sight line pitches

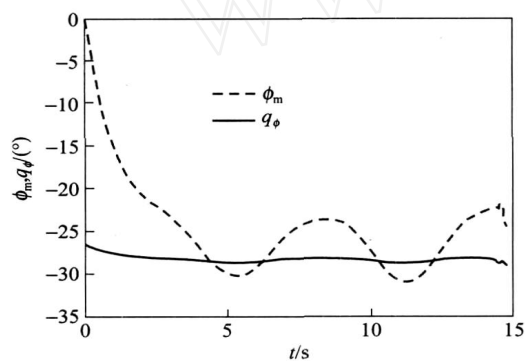


图 3 弹道偏角和视线偏角随时间变化曲线

Fig. 3 Time histories of trajectory and sight line azimuths

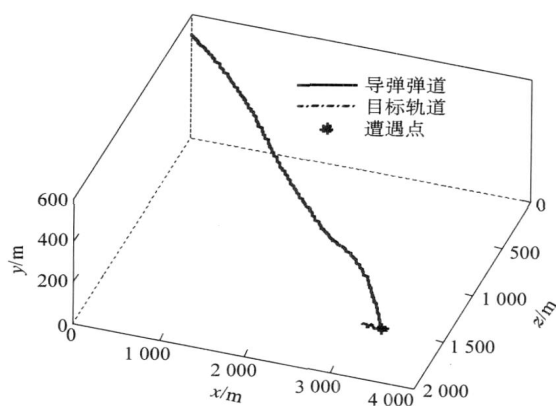


图 4 导弹和目标的三维轨迹

Fig. 4 3-D tracks of missile and target

计剩余时间和求解两点边值问题,以及变结构制导较为保守且易抖动的缺点;3)制导系统稳定性和精度易得到保证;4)制导策略在线计算量不大,所需目标信息少且易于获取,故工程可实现性好。

本文给出的方法除可用于反坦克导弹的击顶制

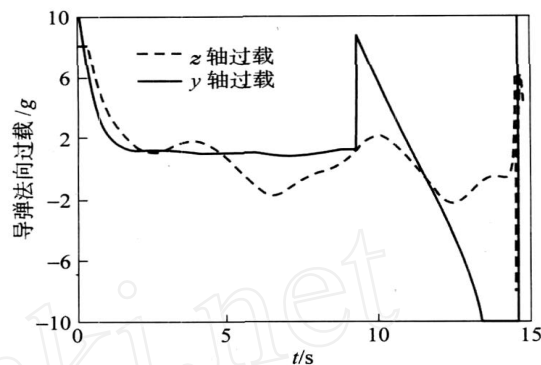


图 5 导弹法向过载随时间变化曲线

Fig. 5 Time histories of missile's normal overload

导外,还可考虑推广到具有末端机动能力的弹道导弹和反舰导弹的击顶制导。

参考文献 (References)

- [1] 路建伟,庄志洪,张青泰.一种适合于反坦克导弹的最优击顶制导律[J].兵工学报,1999,20(2):179-181.
LU Jian-wei, ZHUANG Zhi-hong, ZHANG Qing-tai. An optimum law of overhead-attack guidance for anti-tank missiles[J]. Acta Armamentarii, 1999, 20(2): 179-181. (in Chinese)
- [2] Ryoo Chang-Kyung, Cho Hangju, Tahk Min-Jea. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(3): 483-492.
- [3] SONG Jian-mei, ZHANG Tian-qiao. Passive homing missile's variable structure proportional navigation with terminal angular constraint[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(2): 83-87.
- [4] 刘永善,贾庆忠,刘藻珍.电视制导侵彻炸弹落角约束变结构制导律[J].弹道学报,2006,18(2):9-14.
LIU Yong-shan, JIA Qing-zhong, LIU Zao-zhen. Variable structure guidance law with terminal angular constraint of video-guided penetrating bomb[J]. Journal of Ballistics, 2006, 18(2): 9-14. (in Chinese)
- [5] XU Qing-jiu, YU Jian-dong, YU Jin-yong, et al. Integrated guidance/autopilot design for missiles with impact angle constraints[C]. Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Information Acquisition. Weihai, Shandong, China: IEEE Robotics and Automation Society, 2006: 75-79.
- [6] 耿峰,祝小平.高速攻击型无人机非线性鲁棒制导律研究[J].宇航学报,2008,29(3):922-927.
GENG Feng, ZHU Xiao-ping. The research of nonlinear robust guidance law for high speed unmanned attack air vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 922-927. (in Chinese)
- [7] Slotine Jean-Jacques E, LI Wei-ping. Applied nonlinear control[M]. Beijing: China Machine Press, 2004: 246-248.
- [8] Yuki Hashimoto, WU Han-sheng. Exponentially robust output tracking of SISO nonlinear systems with uncertainties[C]. Proceedings of the 35th Conference on Decision and Control. Kobe, Japan, 1996: 2077-2082.