

带末端角度和速度约束的再入飞行器滑模变结构导引律

谢道成, 胡亚忠, 张宏强
(第二炮兵驻8602厂军代表室, 武汉 430040)

摘要: 在考虑末端角度和末端速度约束的前提下, 研究滑模变结构导引律在再入飞行器上的应用。推导满足末端角度约束的滑模变结构导引律, 给出俯冲平面和转弯平面的导引方程, 依据导引方程生成需要攻角、侧滑角制导指令。设计考虑末端速度要求后制导环节产生的附加攻角和侧滑角指令。需要制导指令和附加指令相加得到同时考虑落速和落角情况下的合成攻角、侧滑角指令。仿真表明, 滑模导引律能稳定姿态且引导飞行器准确到达目标点。针对不同的运动速度情况, 进行了落点偏差、末端速度和末端角度随速度的变化趋势分析, 在末端角度控制上两种导引律表现相近, 在末端速度和落点偏差上滑模导引律表现明显优于最优导引律, 表明滑模变结构导引律针对移动目标具有鲁棒性。

关键词: 再入飞行器; 末端速度约束; 攻击角度约束; 滑模变结构导引律; 落点偏差

中图分类号: V412.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)11-0046-05

A Sliding Mode Guidance Law for Reentry Vehicles with Impact Angle and Terminal Velocity Constraints

XIE Dao-cheng, HU Ya-zhong, ZHANG Hong-qiang
(The Military Deputy Office of the Second Artillery in Plant 8602, Wuhan 430040, China)

Abstract: The sliding mode guidance law of the reentry phase of vehicle was studied considering terminal velocity and impact angle constraints. The sliding mode guidance law satisfying terminal angle was derived, the guidance equations were expressed in longitudinal and lateral plane respectively, and the needed guidance command of angle of attack and sideslip angle were generated. Guidance command of angle of attack and sideslip angle were obtained considering the terminal velocity and falling angle. The synthesized guidance command was the sum of needed guidance command and appended guidance command. Simulation results indicate that the attitude of vehicle is stable and the vehicle is guided to target precisely. The changes of impact point deviation, terminal velocity and impact angle with target velocity were analyzed. The result shows that: the sliding mode guidance law and the optimal guidance law have similar performance on impact angle control, but the former performs much better on terminal velocity and impact point deviation. Therefore, the sliding mode guidance law is robust to maneuvering target.

Key words: reentry vehicle; terminal velocity constraint; impact angle constraint; sliding mode guidance law; impact deviation

0 引言

带末端角度和末端速度约束的制导方法是精确制导技术的重要研究内容^[1]。通过控制飞行器再入阶段的弹道倾角、弹道偏角和速度, 实现以期望攻击角度和

速度命中目标的目的^[2-3]。目前对带末端攻击角度和速度约束的制导律研究主要分为非最优控制和最优控制^[4-5]。非最优方法主要是在传统的比例导引律基础上加一个偏置项, 最优控制方法通过最小化性能指标求最优解。

由最优控制理论推导出的最优比例导引律在理想情况下具有命中精度和能耗最优的特性, 但最优控制是基于精确模型的, 在各种不确定性干扰存在的情况下, 最优比例导引律可能会造成较大的制导偏差。偏

收稿日期: 2013-11-25 修回日期: 2013-12-19

基金项目: 国家自然科学基金(51105287)

作者简介: 谢道成(1984—), 男, 湖北枣阳人, 博士, 工程师, 研究方向为飞行器动力学、制导与控制。

置比例导引律和预测比例导引律在最优比例导引律基础上进行了改进,制导性能较最优比例导引律有所提高,但由于推导时做了目标匀速运动或静止的假设,其适用范围受到一定限制^[6-9]。

针对移动目标,目标信息测量和估计的误差要求制导律对不确定性应具有鲁棒性^[10-11]。由于滑模变结构控制系统固有的强鲁棒性,加之算法简单,变结构控制理论逐步应用于制导律设计^[12-13]。

本文详细推导了满足末端角度约束的最优导引律和变结构导引律,由导引律生成需要攻角、侧滑角制导指令。当考虑末端速度要求后,制导环节需附加攻角和侧滑角指令。两个指令相加得到同时考虑落速和落角情况下的合攻角、侧滑角指令。本文针对不同目标速度下的打击效果进行了评价,对比了最优导引律和变结构导引律的性能优劣。

1 末端角度约束下再入最优导引律

1.1 坐标系定义

以目标和再入飞行器质心为基准,将运动分解为俯冲平面和转弯平面,如图 1 所示^[14]。

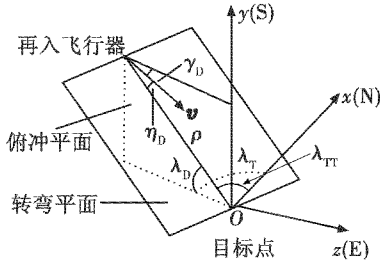


图 1 飞行器再入坐标系定义

Fig. 1 Definition of reentry reference frame

其中:俯冲平面定义为飞行器质心和目标点 O 及地心所确定的平面;转弯平面定义为过目标点和飞行器质心而垂直于俯冲平面的平面;目标坐标系 (T) 是以给定的目标点 O 为原点的北天东坐标系 $O-xyz$;视线角 λ_D 和 λ_T , λ_T 为视线(飞行器与目标点连线)在地平面上的投影与 Ox (北向)之间的夹角,称方位角; λ_D 为视线与地平面 $O-xz$ 之间的夹角,称高低角。

1.2 应用二次型的再入最优导引律推导

首先给出俯冲平面内的相对运动方程。

$$\ddot{\lambda}_D = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{\rho}}{\rho} \right) \dot{\lambda}_D - \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_D \quad (1)$$

式中: v 为飞行器在俯冲平面内的速度; γ_D 为速度在俯冲平面内的方位角,称弹道倾角; λ_D 为视线高低角; η_D 为速度方向与视线间的夹角; ρ 为视线距离。

同理可推得转弯平面内的相对运动方程为

$$\ddot{\lambda}_{TT} = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{\rho}}{\rho} \right) \dot{\lambda}_{TT} + \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_T \quad (2)$$

式中: γ_T 为速度在转弯平面内的方向角,称弹道偏角; λ_{TT} 为转弯平面内的视线角。

待飞时间 T_g 可表示为

$$T_g = -\dot{\rho}/\rho \quad (3)$$

γ_{DF} 为再入末端要求的视线高低角(相对水平面的),依据最优控制理论得到最优导引律为^[14]

$$\begin{cases} \dot{\gamma}_D = -4\dot{\lambda}_D - 2(\lambda_D + \gamma_{DF})/T_g \\ \dot{\gamma}_T = 3\dot{\lambda}_T \cos \lambda_D \end{cases} \quad (4)$$

2 满足末端角度约束的滑模变结构导引律

再入飞行器制导系统的设计思路为:依据视线高低角 λ_D 和方位角 λ_T ,选择合适的导引律,给出弹道倾角 γ_D 和弹道偏角 γ_T 的表达式。制导指令在 γ_D 和 γ_T 的基础上生成。本节运用滑模变结构理论给出 γ_D 和 γ_T 的表达式。

末端角度约束是指飞行器到达目标点时刻的弹道倾角 γ_D ,本文设定末端弹道倾角期望值为 γ_{DF} 。

2.1 俯冲平面内的导引方程

制导律设计的目的是同时获得零脱靶量和期望命中姿态角 γ_{DF} ,对于经典末制导问题,视线角速率为零 ($\dot{\lambda}_D = 0$) 代表着理想状态时飞行器能够命中目标,同时考虑到在终端满足 $\lambda_D + \gamma_{DF} = 0$ 的约束条件。制导律要同时满足零脱靶量和末端落角 γ_{DF} 的要求,故选取滑模面的切换函数为

$$s_D = \dot{\lambda}_D + k_1 \frac{\dot{\rho}}{\rho} (\lambda_D + \gamma_{DF}) \quad (5)$$

式中,设计系数 $k_1 > 0$ 。当 $s_D = 0$ 时, $\dot{\lambda}_D = 0$, $\lambda_D + \gamma_{DF} = 0$,系统处于滑模运动状态,飞行器可按 γ_{DF} 和零落点偏差要求到达目标点。

对式(5)两边求导得

$$\dot{s}_D = \ddot{\lambda}_D - k_1 \frac{\dot{\rho}^2}{\rho^2} (\lambda_D + \gamma_{DF}) + k_1 \frac{\dot{\rho}}{\rho} (\lambda_D + \gamma_{DF}) + k_1 \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\lambda}_D \quad (6)$$

将式(1)代入式(6),可得切换函数的微分为

$$\dot{s}_D = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{\rho}}{\rho} \right) \dot{\lambda}_D - \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_D - k_1 \frac{\dot{\rho}^2}{\rho^2} (\lambda_D + \gamma_{DF}) + k_1 \frac{\dot{\rho}}{\rho} (\lambda_D + \gamma_{DF}) + k_1 \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\lambda}_D \quad (7)$$

趋近律通过构造 s_D 的变化规律 \dot{s}_D ,指数趋近律具有趋近速度快、抖振小的优点,同时注意到视线距离变化率 $\dot{\rho} < 0$,故选取滑模面的趋近律为

$$\dot{s}_D = \frac{k_D \dot{\rho}}{\rho} s_D - \frac{\varepsilon_D}{\rho} \text{sgn } s_D = \frac{k_D \dot{\rho}}{\rho} \left[\dot{\lambda}_D + \frac{k_1 \dot{\rho}}{\rho} (\lambda_D + \gamma_{DF}) \right] - \frac{\varepsilon_D}{\rho} \tanh s_D \quad (8)$$

式中: k_D 为趋近律系数; ε_D 为切换项增益,且满足 $k_D >$

$0, \varepsilon_D > 0$; 为消除开关函数引起的抖振, 此处运用双曲正切函数 $\tanh(\cdot)$ 。

时间为零的时刻, s_D 为零; 时间趋近无穷时, $s_D \rightarrow 0$; 同时 $s_D \cdot \dot{s}_D < 0$ 满足 Lyapunov 稳定性判据。滑动模态存在且可达^[15-17]。

对比式(6)和式(8), 整理得到俯冲平面内的滑模导引方程为

$$\dot{\gamma}_D = \left[\frac{\rho \dot{v}}{\dot{\rho} v} - (k_D + 2) + k_I \right] \dot{\lambda}_D + \left[\frac{k_I \ddot{\rho}}{\dot{\rho}} - k_I \frac{(k_D + 1) \dot{\rho}}{\rho} \right] (\lambda_D + \gamma_{DF}) + \frac{\varepsilon_D}{\dot{\rho}} \tanh s_D \quad (9)$$

2.2 转弯平面内的导引方程

转弯平面内, 要满足准确到达目标点, 飞行末端 t_f 时的视线变化率 $\dot{\lambda}_{TT}(t_f) = 0$, 故选取滑模面切换函数为

$$s_T = \dot{\lambda}_{TT} \quad (10)$$

当 $s_T = 0$ 时, 系统处于滑模运动状态, 此时 $\dot{\lambda}_{TT} = 0$, 满足转弯平面内的视线变化率要求。对上式两边求导, 可得切换函数的微分为

$$\dot{s}_T = \ddot{\lambda}_{TT} = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{\rho}}{\rho} \right) \dot{\lambda}_{TT} + \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_T \quad (11)$$

同俯冲平面类似, 选取转弯平面内滑动模态的趋近律为

$$\dot{s}_T = \frac{\dot{\rho} k_T}{\rho} s_T - \frac{\varepsilon_T}{\rho} \operatorname{sgn} s_T = \frac{\dot{\rho} k_T}{\rho} \dot{\lambda}_{TT} - \frac{\varepsilon_T}{\rho} \tanh \dot{\lambda}_{TT} \quad (12)$$

同俯冲平面内导引方程的推导类似

$$\dot{\gamma}_T = (k_T + 2 - \frac{\rho \dot{v}}{\dot{\rho} v}) \dot{\lambda}_{TT} - \frac{\varepsilon_T}{\dot{\rho}} \tanh \dot{\lambda}_{TT} \quad (13)$$

注意到 $\dot{\lambda}_{TT} = \dot{\lambda}_T \cos \lambda_D$, 代入式(13)即得转弯平面内的变结构导引方程

$$\dot{\gamma}_T = (k_T + 2 - \frac{\rho \dot{v}}{\dot{\rho} v}) \dot{\lambda}_T \cos \lambda_D - \frac{\varepsilon_T}{\dot{\rho}} \tanh(\dot{\lambda}_T \cos \lambda_D) \quad (14)$$

3 考虑末速控制的制导指令计算

考虑落速约束, 要控制再入末端速度的大小, 即保证以一定速度到达目标点。

先由上文中给出的导引方程来确定所需要的攻角/侧滑角的变化规律。考虑落速后, 会产生附加攻角、侧滑角指令, 需要指令和附加指令相加即为合成攻角、侧滑角指令。

3.1 最优导引律下的需要攻角、侧滑角指令

考虑落角约束后的导引律给出的法向过载指为

$$\begin{cases} \dot{W}_{y^*} = V_F \cos \gamma_T \dot{\gamma}_D - g_{y^*} \\ \dot{W}_{x^*} = -V_F \dot{\gamma}_T \end{cases} \quad (15)$$

式中: V_F 为当前速度大小; $(g_{x^*}, g_{y^*}, g_{z^*})^T$ 为引力加速度在速度坐标系中的投影。最优导引规律对应的攻角指令、侧滑角指令为

$$\begin{cases} \alpha_{cl} = -\frac{\tilde{\alpha}_{TOT} \dot{W}_{y^*}}{\sqrt{\dot{W}_{y1}^2 + \dot{W}_{z1}^2}} \\ \beta_{cl} = -\frac{\tilde{\alpha}_{TOT} \dot{W}_{z^*}}{\sqrt{\dot{W}_{y1}^2 + \dot{W}_{z1}^2}} \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\dot{W}_{y1}, \dot{W}_{z1}$ 为当前实际视加速度在体坐标系 x, y, z 方向的分量; $\tilde{\alpha}_{TOT} = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}$, 为飞行器当前总攻角。

3.2 考虑末端速度控制后附加攻角、侧滑角指令

设期望的末端速度为 V_0 , 文献[14]给出的落速控制指令为

$$V_C = V_0 [1 + B_R (1 - e^{-\rho/H_R})] \quad (17)$$

式中, H_R 为设定的高度。由末速控制指令给出的攻角指令为

$$\Delta \alpha_B = -\frac{K_B \cdot (V_C - V_F) / T_g + K_A (V_C - V_F)}{1 + \left| \dot{W}_{x1} \cdot \tilde{\alpha}_{TOT} + 2\sqrt{\dot{W}_{y1}^2 + \dot{W}_{z1}^2} \right|} \quad (18)$$

按照末速控制规律确定的总攻角指令为 $\alpha_{GTOT} = \sqrt{\alpha_{cl}^2 + \beta_{cl}^2}$, 则加入落速控制的总制导攻角为

$$\alpha_B = \alpha_{GTOT} + \Delta \alpha_B \quad (19)$$

末速控制引起的附加攻角和侧滑角指令为

$$\begin{cases} \Delta \alpha = \frac{\sqrt{\alpha_B^2 - \alpha_{GTOT}^2}}{\alpha_{GTOT}} \beta_{cl} \\ \Delta \beta = \frac{\sqrt{\alpha_B^2 - \alpha_{GTOT}^2}}{\alpha_{GTOT}} \alpha_{cl} \end{cases} \quad (20)$$

3.3 合成攻角、侧滑角指令

将需要攻角、侧滑角指令和附加攻角、侧滑角指令相加, 即为同时考虑落角控制和速度控制的合成攻角、侧滑角控制指令

$$\begin{cases} \alpha_C = \alpha_{cl} + \Delta \alpha \\ \beta_C = \beta_{cl} + \Delta \beta \end{cases} \quad (21)$$

4 仿真算例

飞行器的姿态控制方程采用传统的 PID 控制, 制导指令来自上文中考虑落角和落速控制下的攻角、侧滑角指令 α_C, β_C , 且对最大可用攻角限幅。考虑舵偏限幅, 最大可用舵偏角为 30° 。

再入飞行器的落角约束 $\gamma_{DF} = -75^\circ$, 末端速度约束 $V_0 = 1000 \text{ m/s}$ 。再入飞行器的初始状态在发射惯性系下给出, 如表 1 所示。

表 1 再入飞行器初始飞行状态

Table 1 Initial flying states of reentry vehicle

再入参数	初始状态
位置/m	[1588616.6, -135167.4, 104991.5]
速度/(m·s ⁻¹)	[2369.4, -2836.5, -55.1]
角速度/(rad·s ⁻¹)	[-0.00538, 0.00484, -0.00268]
姿态角/rad	[-0.93152, 0.07032, -0.0261]

4.1 滑模导引律下再入飞行器姿态控制效果

滑模变结构导引律制导参数的标准值为： $k_1 = 1$ 、

$k_D = 1$ 、 $\varepsilon_D = 1$ 、 $k_T = 1$ 、 $\varepsilon_T = 1$ 。

图 2 为攻角/侧滑角指令,图 3 为俯仰和偏航通道舵偏角,舵偏角控制在 $|\delta| \leq 30^\circ$ 的范围内。

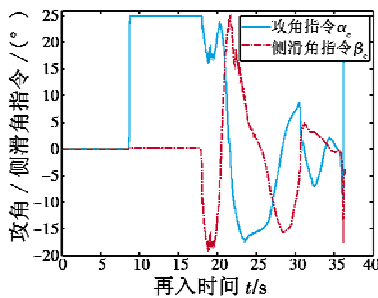


图 2 攻角/侧滑角指令

Fig. 2 Commands of angle of attack and sideslip angle

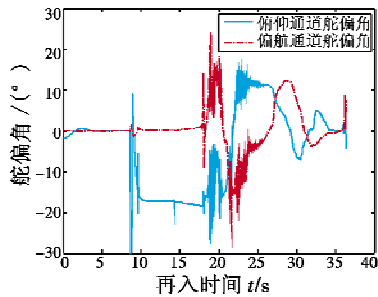


图 3 俯仰/偏航通道舵偏角

Fig. 3 Deflection angle in pitch and yaw channels

4.2 滑模导引律与最优导引律控制效果对比

目标速度方向一定,按下面 6 种不同速度运动,即 $V_T = [0, 5, 10, 15, 20, 25, 30]$,单位为 m/s。下文分析最优导引律和滑模导引律作用下飞行器末端角度、末端速度和落点偏差随不同目标速度变化的情况,以对两种导引律的性能优劣给出评价。

如图 4 所示,两种导引律在控制飞行器落角上表现无明显差距,满足再入飞行器以与当地水平面 75° 夹角到达目标点的要求。

如图 5 所示,期望末端速度为 1000 m/s,滑模导引律在控制再入飞行器末端速度上表现略优于最优导引律。

如图 6 所示,随着目标运动速度加大,最优导引律策略下的落点偏差逐渐增大,运用滑模导引律的落点

偏差控制在 20 m 以内。

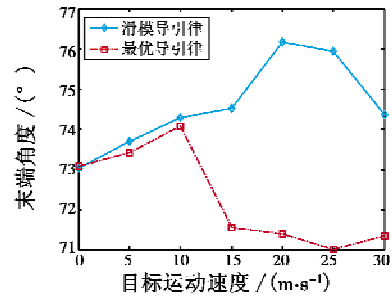


图 4 末端角度变化情况对比

Fig. 4 Impact angle vs target velocity

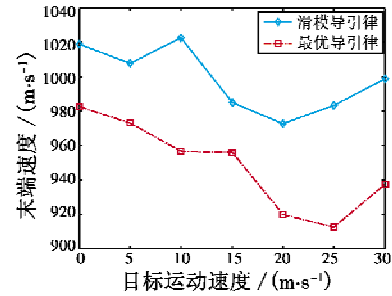


图 5 末端速度变化情况对比

Fig. 5 Terminal velocity vs target velocity

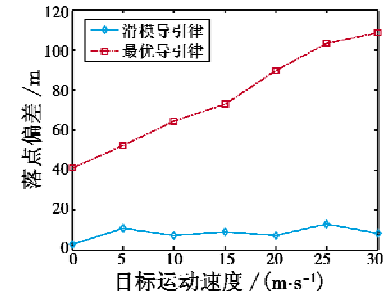


图 6 落点偏差变化情况对比

Fig. 6 Impact point deviation vs target velocity

5 结论

1) 末端角度约束情况下,依据视线角和视线角速率,应用最优导引律和滑模变结构导引律分别得到了关于 $\dot{\gamma}_D$ 和 $\dot{\gamma}_T$ 的导引方程。以导引方程为基础,制导环节给出需要攻角、侧滑角指令。

考虑再入末端速度约束下,产生附加攻角、侧滑角指令。需要攻角、侧滑角制导指令和附加攻角、侧滑角制导指令之和为合成制导指令。

2) 应用滑模导引律产生的制导指令能够稳定再入飞行器的姿态,引导飞行器到达目标点,验证了应用滑模变结构理论推导的导引方程的正确性。

3) 在控制末端角度上,两种导引律性能相近。在控制末端速度上,滑模导引律的性能优于最优导引律。在控制落点偏差上,随着目标运动速度变大,最优导引

律下的落点偏差呈增大趋势;滑模导引律下的落点偏差控制较好,落点偏差控制在 20 m 以内。

仿真表明滑模变结构导引律具有鲁棒性,对于移动目标取得了较好的末端控制效果和较小的落点偏差,总体性能优于传统最优导引律。

参 考 文 献

- [1] 吴鹏. 带末端攻击角度约束的制导方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2009.
WU P. Research on guidance method with terminal impact angle constraint [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
- [2] XIE D C, WANG Z W, ZHANG W H. A new strategy of guidance command generation for reentry vehicle[J]. Defence Science Journal, 2013, 63(1):93-100.
- [3] XIE D C, WANG Z W, ZHANG W H. Attitude controller for reentry vehicles using state-dependent Riccati equation method[J]. Journal of Central South University, 2013, 20(7):1861-1867.
- [4] CHANG K R, HANG J C, TAHK M J. Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(4):724-732.
- [5] ASHWINI R, DEBASISH G. Impact angle constrained interception of stationary targets [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(6):1816-1821.
- [6] JOSEF S. Optimal integration of estimation and guidance for interceptors[R]. Haifa:Israel Institute of Technology, 2005.
- [7] DENNIS J M. Investigation of atmospheric reentry for the space maneuver vehicle [D]. Captain: Air Force Institute of Technology, 2004.
- [8] 王明光,袁建平,罗建军. RLV 再入轨迹机载快速优化[J]. 宇航学报,2005,26(3):253-256.
WANG M G, YUAN J P, LUO J J. On-board optimization of three-dimensional constrained reentry trajectory of RLV [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(3):253-256.
- [9] 周须峰. 轨道拦截与再入制导策略和方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
ZHOU X F. Study on strategy and method of orbit interception and reentry guidance [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [10] 袁丽英. 拦截机动目标非线性制导律设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.
YUAN L Y. Nonlinear guidance law for interception of maneuver target [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.
- [11] 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 S. Guidance laws with finite time convergence for homing missiles [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [12] NATHAN H, BALAKRISHNAN S N. Reentry terminal guidance law through sliding mode control[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33(1):186-199.
- [13] NATHAN H, BALAKRISHNAN S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, USA, 2009:1-22.
- [14] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997.
ZHAO H Y. Dynamics and guidance for reentry vehicles [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997.
- [15] 周获. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京:国防工业出版社,2002:17-21.
ZHOU D. New guidance laws for homing missiles [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002:17-21.
- [16] 胡正东. 天基对地打击武器轨道规划与制导技术研究 [D]. 长沙:国防科学技术大学,2009.
HU Z D. Research on trajectory planning and guidance for space-based strike weapon [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [17] 刘金琨. 滑模变结构控制 Matlab 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005:22-49.
LIU J K. Sliding-mode variable structure control with Matlab simulation [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005:22-49.

欢迎关注新浪微博 @电光与控制