

空地制导武器最优攻击弹道及跟踪控制研究

蔡亚伟, 赵辉, 翁兴伟, 黄汉桥, 罗畅

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

摘要: 针对UCAV对地面目标实施精确打击的问题,提出了制导武器在多约束条件下的最优攻击弹道及跟踪控制方法。首先建立了弹体三自由度运动学模型,对非线性运动学方程进行了变换,无需线性化处理,利用最优控制中的极小值原理设计了具有时间和终端角度约束的最优攻击末弹道,可满足精确实时打击要求。随后结合某型空地制导武器弹体数学模型,利用滑模变结构控制原理设计了跟踪控制器,实现了对最优攻击末弹道的跟踪。数字仿真结果表明,所设计的最优攻击末弹道可实现,并能够在给定约束条件下实施对目标的实时精确打击;所设计的跟踪控制器鲁棒性好,跟踪精度高,并具有良好的动态特性和稳态品质。

关键词: UCAV; 空地武器; 角度约束; 时间约束; 最优控制; 滑模变结构控制

中图分类号: V279

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2014)10-0024-04

Optimal Attack Trajectory and Tracking Control for Air-to-Ground Guided Weapon

CAI Ya-wei, ZHAO Hui, WENG Xing-wei, HUANG Han-qiao, LUO Chang

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aiming at precise ground-target attacking taken by UCAV, we proposed an optimal attack trajectory in the case with multiple constraints and a controller design method. A 3-DOF kinematics model was established for the missile, and transformation was made for the nonlinear equations thus no linearization is needed. An optimal attack trajectory with time and final angle constraints was designed by using the minimum principle of optimal control theory, which could satisfy the accurate real-time requirement. In order to track the optimal attack trajectory, a tracking controller was designed using sliding mode control based on the body mathematical model of a certain type of air-to-ground guided weapon. Numerical simulation results show that: 1) The designed optimal attack trajectory can be achieved to implement accurate real-time attack under given constraints; and 2) The designed tracking controller has good robustness, high tracking precision, fine dynamic feature and stability.

Key words: UCAV; air-to-ground weapon; angle constraint; time constraint; optimal control; sliding mode control

0 引言

空地精确制导武器对地面目标精确打击是现代高技术局部战争的重要手段之一。因此,UCAV对目标进行精确打击时,不仅希望获得最小脱靶量,还希望在命中目标时姿态最佳,以使战斗部发挥最大效能,取得最佳毁伤效果,这就需要制导武器的初始发射角和

终端落角进行约束,另外,多UCAV对目标的精确打击还涉及时间约束问题。文献[1]指出,对于有导引头的制导武器,较大的终端落角能够使导弹在最后阶段修正目标定位误差时的需用过载较小,间接地使脱靶量减小。因此,带有终端角度约束和时间约束的弹道具有重要研究意义。

在带角度约束的弹道研究方面,文献[2]采用最优控制法和逆矩阵法进行末端速度约束俯冲攻击制导律的设计,能满足终端攻击角度的要求;文献[3]采用最优控制的极小值原理设计了中制导阶段的最优弹道。在跟踪控制器的设计方面,文献[4-5]通过最优

收稿日期:2013-10-06

修回日期:2013-12-07

基金项目:航空科学基金(20105196016)

作者简介:蔡亚伟(1990—),男,河南信阳人,硕士生,研究方向为无人飞行器武器系统总体技术。

滑模面的选取来设计控制回路;文献[6]应用增益技术和递推设计方法,并基于过载稳定跟踪控制的设计要求,提出了一种全局非线性稳定控制策略,设计了连续的非线性自动驾驶仪,解决了该导弹俯仰通道的前馈问题。

本文针对UCAV对地面目标实施精确打击问题,基于导弹三自由度运动学模型,采用最优控制中的极小值原理进行末制导阶段的最优弹道设计,并采用滑模变结构控制方法进行了跟踪控制器的设计,最后对最优末弹道进行了数字仿真和对比分析,并得出结论。

1 空地武器最优攻击弹道设计

1.1 运动学模型的建立

弹体的六自由度非线性动力学模型比较复杂,本文考虑到弹道设计所关心的是弹体的质心运动,故选择三自由度质心运动学方程,且只针对无外界干扰条件下制导武器攻击地面目标的俯仰通道最优末弹道进行设计。

终端攻击角度可表述为导弹末制导结束时刻导弹速度矢量与目标速度矢量之间的夹角,当打击固定目标时,攻击角即为导弹速度矢量角。攻击阶段弹道如图1所示。

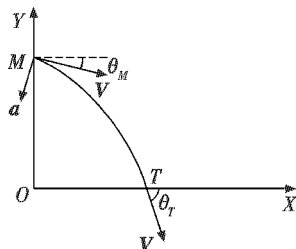


图1 攻击阶段弹道示意图

Fig.1 Trajectory of attack phase

图中: θ_M 、 θ_T 分别为初始弹道倾角和终端弹道倾角; M 为导弹初始位置; T 为目标位置; V 为导弹速度; a 为垂直于速度方向的法向加速度。

俯仰通道数学模型为

$$\begin{cases} \frac{dX}{dt} = V \cos \theta \\ \frac{dY}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \omega \end{cases} \quad (1)$$

边界条件为

$$\begin{cases} X(t_M) = X_M, X(t_T) = X_T \\ Y(t_M) = Y_M, Y(t_T) = Y_T \\ \theta(t_M) = \theta_M, \theta(t_T) = \theta_T \end{cases} \quad (2)$$

记 $x = X/V, y = Y/V$, 为求解方便, 设变量形式为

$$\begin{cases} t_f = t_T - t_M \\ x_f = (X_T - X_M)/V \\ y_f = (Y_T - Y_M)/V \end{cases} \quad (3)$$

令

$$u(\theta) = 1/\omega, \quad \omega = \frac{a}{V} \quad (4)$$

可得到

$$\begin{cases} \frac{dx}{d\theta} = u(\theta) \cos \theta \\ \frac{dy}{d\theta} = u(\theta) \sin \theta \\ \frac{dt}{d\theta} = u(\theta) \end{cases} \quad (5)$$

相应的边界条件变为

$$\begin{cases} x(\theta_M) = X_M/V \\ x(\theta_T) = X_T/V \\ y(\theta_M) = Y_M/V \\ y(\theta_T) = Y_T/V \\ t(\theta_M) = t_M \\ t(\theta_T) = t_T \end{cases} \quad (6)$$

该非线性模型中的自变量为 θ 。

1.2 利用最优控制的极小值原理求解

最优控制研究的问题是对一个控制系统,在给定的性能指标要求下,如何选择控制规律,使性能指标达到最优,而最小值原理是在控制变量受限制的情况下解决最优控制问题的有力工具^[7]。

针对模型和边界条件,设计控制量 $u(\theta)$,使 J 最小。

$$J = \frac{1}{2} \int_{\theta_M}^{\theta_T} u^2(\theta) d\theta \quad (7)$$

该性能指标为要求导弹从发射位置到击中目标的过程中,在考虑导弹机动性能和终端角度约束的条件下使得弹道倾角的变化率平方的积分达到最大,即在制导时希望弹道倾角能够很快达到约束要求,弹体姿态的调整时间会相应减少,对于提高命中精度和减少脱靶量具有重要意义。

根据变分法构造哈密尔顿函数

$$H = \frac{1}{2} u^2 + (\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3) u \quad (8)$$

式中, $\lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T$,为协态向量,并且有协态向量的更新方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_1 \\ \dot{\lambda}_2 \\ \dot{\lambda}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial H}{\partial x} \\ -\frac{\partial H}{\partial y} \\ -\frac{\partial H}{\partial t} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

根据最优条件: $\frac{\partial H}{\partial u} = 0$,可以得到

$$u(\theta) = -(\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3) \quad (10)$$

则式(5)变为

$$\begin{cases} \frac{dx}{d\theta} = -(\lambda_1 \cos^2 \theta + \lambda_2 \sin \theta \cos \theta + \lambda_3 \cos \theta) \\ \frac{dy}{d\theta} = -(\lambda_1 \sin \theta \cos \theta + \lambda_2 \sin^2 \theta + \lambda_3 \sin \theta) \\ \frac{dt}{d\theta} = -(\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3) \end{cases} \quad (11)$$

对式(11)进行积分并求解得到:

$$\begin{aligned} \lambda_1 = & -\frac{(x_T - x_M)}{\det A} \left[\frac{(\theta_T - \theta_M)^2}{2} - \frac{(\theta_T - \theta_M)(\sin 2\theta_T - \sin 2\theta_M)}{4} - \right. \\ & (\cos \theta_T - \cos \theta_M)^2 \left. \right] - \frac{(y_T - y_M)}{\det A} \left[-\frac{(\theta_T - \theta_M)(\sin^2 \theta_T - \sin^2 \theta_M)}{2} + \right. \\ & (\sin \theta_T - \sin \theta_M)(\cos \theta_M - \cos \theta_T) \left. \right] - \frac{t_T - t_M}{\det A} \cdot \frac{(\sin \theta_T - \sin \theta_M)}{2} \cdot \\ & [\sin(\theta_T - \theta_M) - (\theta_T - \theta_M)], \\ \lambda_2 = & -\frac{(x_T - x_M)}{\det A} \cdot \left[-\frac{(\theta_T - \theta_M)(\sin^2 \theta_T - \sin^2 \theta_M)}{2} + \right. \\ & (\sin \theta_T - \sin \theta_M)(\cos \theta_T - \cos \theta_M) \left. \right] - \frac{(y_T - y_M)}{\det A} \left[\frac{(\theta_T - \theta_M)^2}{2} + \right. \\ & \left. \frac{(\sin 2\theta_T - \sin 2\theta_M)(\theta_T - \theta_M)}{4} - (\sin \theta_T - \sin \theta_M)^2 \right] - \\ & \frac{t_T - t_M}{\det A} \left[-\frac{(\cos \theta_T - \cos \theta_M)}{2} (\sin(\theta_T - \theta_M) - (\theta_T - \theta_M)) \right], \\ \lambda_3 = & -\frac{(x_T - x_M)}{\det A} \cdot \frac{(\sin \theta_T - \sin \theta_M)}{2} \cdot [\sin(\theta_T - \theta_M) - (\theta_T - \\ & \theta_M)] - \frac{(y_T - y_M)}{\det A} \cdot \frac{(\cos \theta_M - \cos \theta_T)}{2} [\sin(\theta_T - \theta_M) - (\theta_T - \theta_M)] - \\ & \frac{t_T - t_M}{\det A} \left[\frac{(\theta_T - \theta_M)^2 - \sin^2(\theta_T - \theta_M)}{4} \right]. \end{aligned}$$

由 $\lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T$ 的表达式可知,该方程有唯一解的条件为当且仅当 $\det A \neq 0$ 即 $\theta_T \neq \theta_M$ 。将解得的 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 代入式(10),结合式(4)可解得

$$a = -\frac{V}{\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3} \quad (12)$$

2 跟踪控制器的设计

在UCAV最优攻击弹道设计中,式(12)所表示的结果为期望的纵向通道的加速度,实际的弹体姿态控制还需要导弹根据期望加速度产生控制指令来跟踪该期望加速度,使导弹能够沿着最优弹道飞行直至命中目标。

2.1 弹体模型的选择

三通道弹体数学模型为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \omega_x \beta - a_4 \alpha - a_5 \delta_z \\ \dot{\beta} = \omega_y + \omega_x \alpha - b_4 \beta - b_5 \delta_y \\ \dot{w}_z = -a_1 \omega_z - a'_1 \dot{\alpha} - a_2 \alpha - a_3 \delta_z + M \omega_x \omega_y \\ \dot{w}_y = -b_1 \omega_y - b'_1 \dot{\beta} - b_2 \beta - b_3 \delta_y + N \omega_x \omega_z \\ \dot{w}_x = -c_1 \omega_x - c_2 \delta_x + L \omega_y \omega_z \end{cases} \quad (13)$$

式中: α, β 分别为导弹的攻角和侧滑角; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为导弹在弹体坐标系下的旋转角速度; $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 分别为导弹在横滚、偏航和俯仰通道上的舵偏角; M, N, L 分别为导弹弹体参数; $a_1, a'_1, a_2, a_3, a_4, a_5, b_1, b'_1, b_2, b_3, b_4, b_5, c_1, c_2$ 分别为导弹在俯仰、偏航和横滚通道上的气动参数^[6]。

忽略前馈作用,俯仰通道的数学模型为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \omega_x \beta - a_4 \alpha - a_5 \delta_z \\ \dot{w}_z = -a_1 \omega_z - a'_1 \dot{\alpha} - a_2 \alpha - a_3 \delta_z + M \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (14)$$

$$n_y \approx \frac{V}{g} a_4 \alpha \quad (15)$$

式(13)~式(15)联立得到俯仰通道过载控制模型为

$$\begin{cases} \dot{n}_y = \frac{V a_4}{g} w_z - a_4 n_y - \frac{V a_4}{g} w_x \beta - \frac{V a_4 a_5}{g} \delta_z \\ \dot{w}_z = (-a_1 - a'_1) w_z + \frac{g}{V} (a'_1 - \frac{a_2}{a_4}) n_y + \\ \left(\frac{a_2 a_5}{a_4} - a_3 \right) \delta_z + M w_x w_y \end{cases} \quad (16)$$

假设气动参数 a_1 为常数,则 a'_1 为零,俯仰通道过载控制模型可简化为

$$\begin{cases} \dot{n}_y = \frac{V a_4}{g} w_z - a_4 n_y - \frac{V a_4}{g} w_x \beta - \frac{V a_4 a_5}{g} \delta_z \\ \dot{w}_z = (-a_1) w_z + \frac{g}{V} \left(-\frac{a_2}{a_4} \right) n_y + \\ \left(\frac{a_2 a_5}{a_4} - a_3 \right) \delta_z + M w_x w_y \end{cases} \quad (17)$$

上述控制模型中,状态变量为 $[x_1 \ x_2]^T = [n_y \ w_z]^T$,输入控制量为 δ_z 。跟踪控制器的目的是求解相应的舵偏角使得 n_y 跟踪 n_{yc} 。

2.2 滑模变结构控制律的推导

俯仰通道的跟踪控制器的设计目的是保证弹体纵向过载 n_y 能够跟踪纵向导引指令 n_{yc} ,即

$$\lim_{t \rightarrow \Delta t} (n_{yc} - n_y) = 0 \quad (18)$$

需要解算的控制量为舵偏角 δ_z 。

设指令信号为 n_{yc} ,则误差信号为 $e = n_y - n_{yc}$ 。

则切换面为

$$s = ce + \dot{e} \quad (19)$$

希望得到较快的收敛速度,故选择指数趋近律

$$\dot{s} = -\varepsilon \operatorname{sgn}(s) - ks, \quad \varepsilon > 0, k > 0 \quad (20)$$

控制律只和标称模型参数及状态有关,调节 ε 可以抑制参数摄动和外界干扰的影响,且 ε 越大,其抗干扰能力越好,收敛速度越快,但同时控制输入的抖振会更加强烈,因此,在具体的参数调整中需要根据参数的取值范围选择合适的参数来保证系统的性能。

由式(17)~(20)联立解得

$$\delta_z = \frac{a_4}{a_3 a_4 + a_4 a_5 - a_2 a_5 - a_4^2 a_5} [(c - a_1 - a_4)\omega_x - \frac{g}{V a_4}(c a_4 + a_2 - a_4^2)n_y + M\omega_x \omega_y + (a_4 - c)\omega_x \beta - (\omega_x \beta)' - a_5 \dot{\delta}_z + \frac{g}{V a_4}(c \dot{n}_{y_c} + \ddot{n}_{y_c} + \varepsilon \text{sgn}(s) + ks)] \quad (21)$$

为解决耦合问题,文献[6]利用变结构控制实现了偏航通道的控制律设计,提出了三通道协调关系,令侧滑角跟踪零值信号,所得到的控制量能够控制导弹很好地跟踪指令信号。

3 数字仿真

未制导阶段的终端角度和时间约束条件如下所述。

工况 1 飞行速度 $V = 260 \text{ m/s}$,俯仰通道初始角 $\theta_M = 0^\circ$,末端角 $\theta_T = -28^\circ$,飞行的水平距离 $x_f = 3700 \text{ m}$,飞行时间 $t_f = 14.49 \text{ s}$ 。

工况 2 飞行速度 $V = 260 \text{ m/s}$,俯仰通道初始角 $\theta_M = 0^\circ$,末端角 $\theta_T = -26^\circ$,飞行的水平距离 $x_f = 3700 \text{ m}$,飞行时间 $t_f = 14.49 \text{ s}$ 。

工况 3 飞行速度 $V = 260 \text{ m/s}$,俯仰通道初始角 $\theta_M = 2^\circ$,末端角 $\theta_T = -28^\circ$,飞行的水平距离 $x_f = 3700 \text{ m}$,飞行时间 $t_f = 14.49 \text{ s}$ 。

导弹击中目标的平面轨迹、导弹俯仰通道过载、导弹的弹道倾角及俯仰通道过载 n_y 对方波指令的响应如图 2~图 5 所示。协态变量的值如表 1 所示。

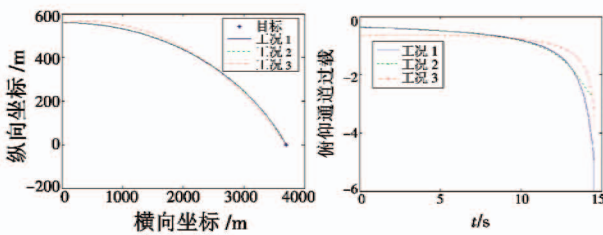


图 2 导弹击中目标的平面轨迹
Fig. 2 Flat trajectory of missile when it hits the target

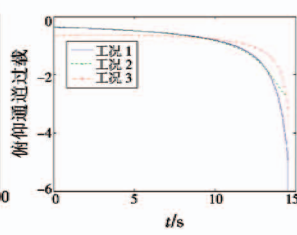


图 3 导弹俯仰通道过载
Fig. 3 Pitch overload of missile

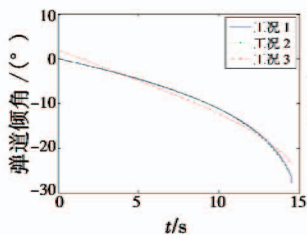


图 4 导弹的弹道倾角
Fig. 4 Flight path angle of missile

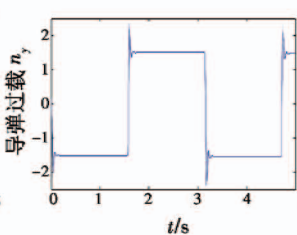


图 5 俯仰通道过载 n_y 对方波指令的响应
Fig. 5 Response of n_y to square wave

表 1 协态变量的值

Table 1 State variables

	λ_1	λ_2	λ_3
工况 1	-398.94	244.54	471.47
工况 2	-535.44	270.43	609.5
工况 3	480.14	-14.94	-438.16

图 3 和图 4 表明,导弹在前 10 s 内,基本保持较小的弹道倾角飞行,俯仰通道过载较小,这样可以保证导弹较快地在水平方向上接近目标,以满足时间约束。在剩余时间内,俯仰通道过载迅速增大,确保了导弹以较大的弹道倾角击中目标,满足攻击角度约束。图 5 表明,所涉及的跟踪控制器能够很好地满足系统的性能要求,鲁棒性好、精度高。

由表 1 可知,工况 1、2 情况下, λ_1 、 λ_2 、 λ_3 的仿真结果均满足文献[8]提出的所设计的制导律在同时满足所有约束条件下具有解的充分条件 $\lambda_3^2 - \lambda_2^2 - \lambda_1^2 > 0$; 工况 3 不满足该充分条件。图 4 表明,虽然导弹能够击中目标,但没有实现终端角度约束,其中具体的数学原理可参考文献[3]和文献[8]。

4 结论

1) 本文针对制导武器对地面固定目标实施精确打击问题,利用最优控制的极小值原理设计了俯仰通道最优末弹道,仿真结果表明:所设计的最优末弹道能够在一定的约束条件下实现对目标的精确打击。

2) 减小终端角度约束或采用一定角度的上仰发射,能够有效减小导弹飞行过程中的法向过载。

参考文献

[1] 邢强,陈万春,明宝印. 落角约束对制导精度的影响[J]. 火箭与制导学报,2011,31(6):5-7.
XING Q, CHEN W C, MING B Y. The influence of falling angle constraints on impact precision[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(6):5-7.

[2] 李铮,罗生,张鹏,等. 俯冲攻击制导律设计[J]. 四川兵工学报,2011,32(8):21-23.
LI Z, LUO S, ZHANG P, et al. Design of dive attack guidance law [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2011, 32(8):21-23.

[3] 黄汉桥,周军,郭建国. 具有角度和时间约束的导弹最优全弹道设计[J]. 西北工业大学学报,2010,28(2):165-170.
HUANG H Q, ZHOU J, GUO J G. Design and simulation of an optimal missile trajectory with constraints of impact time and impact angle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(2):165-170.

的仿真只是在单一平台上进行,下一步应努力实现分布式的作战资源再调度。此外,现在的仿真都是建立在任务既定的基础之上,所有设定任务的属性都是固定不变的,但是在实际作战过程中,战斗情况瞬息万变,各任务随着时间的推移对资源的需求也在变化中,而在一些特殊情况下,紧急任务的插入也会造成资源需要重新调度,因此,如何在动态变化的情况下实现资源的再调度是下一步重点研究的方向。

参 考 文 献

- [1] GHALLAB M, NAU D, TRAVERSO P. Automated planning: Theory and practice[M]. San Francisco: Morgan Kaufmann, 2004.
- [2] 鲁音隆. 多兵种联合作战战役任务计划方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2004.
- LU Y L. Research on algorithm of task planning in joint campaign[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004.
- [3] 谢斌,林华. 联合战场资源调度问题综述[J]. 舰船电子工程,2013,33(10):23-26.
- XIE B, LIN H. Survey on joint battlefield resources scheduling problem[J]. Ship Electronic Engineering, 2013, 33(10):23-26.
- [4] LEVCHUK G M, LEVCHUK Y N, LUO J, et al. Normative design of organizations—Part I: Mission planning[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics—Part A: Systems and Humans, 2002, 32(3):346-357.
- [5] 包卫东,王江峰,张茂军. 一种改进的基于 MDLS 与 GA 的作战资源分配算法[J]. 火力与指挥控制,2008,33(9):18-21.
- BAO W D, WANG J F, ZHANG M J. A novel algorithm of task resource distribution based on MDLS and GA[J]. Fire Control and Command Control, 2008, 33(9):18-21.
- [6] 张杰勇,姚佩阳,周翔翔,等. 基于 DLS 和 GA 的作战任务——平台资源匹配方法[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(5):947-954.
- ZHANG J Y, YAO P Y, ZHOU X X, et al. Approach to operation task and platform resource matching based on DLS and GA[J]. Systems Engineering and Electronic, 2012, 34(5):947-954.
- [7] 林华,周翔,董银文. 海战场资源属性数据库的建立[J]. 舰船电子工程,2013,33(4):101-102.
- LIN H, ZHOU X, DONG Y W. Establishment of naval field resources attribute database[J]. Ship Electronic Engineering, 2013, 33(4):101-102.
- [8] 梅文华,蔡善法. JTIDS/Link16 数据链[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- MEI W H, CAI S F. JTIDS/Lin16 data link[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.
- (上接第 23 页)
- [10] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2008:49-57.
- QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight dynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008: 49-57.
- (上接第 27 页)
- [4] MOON G Y, KIM Y D, CHO S B. Variable structure control with optimized sliding surface for aircraft control system[Z]. AIAA 2004-5420.
- [5] 罗生. 最优滑模制导律设计与仿真[J]. 航空兵器,2012(1):34-37.
- LUO S. The optimal sliding mode guidance law design and simulation[J]. Aero Weaponry, 2012(1):34-37.
- [6] 黄汉桥,黄长强,赵辉,等. 考虑前馈作用的 BTT 导弹自动驾驶仪设计方法研究[J]. 西北工业大学学报,2012,30(3):307-313.
- HUANG H Q, HUANG C Q, ZHAO H, et al. An effective design method of BTT missile autopilot considering feed-forward effect[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(3):307-313.
- [7] 周凤岐,周军,郭建国. 现代控制理论基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,2011:200-218.
- ZHOU F Q, ZHOU J, GUO J G. Modern control theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2011:200-218.
- [8] ZHAO S Y, ZHOU R, WEI C. Design and feasibility analysis of a closed-form guidance law with both impact angle and time constraints[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3):1065-1072.
- [11] 陈小庆,侯中喜,刘建霞. 基于直接配点法的滑翔轨迹快速优化设计[J]. 航空计算技术,2010,40(1):37-41.
- CHEN X Q, HOU Z X, LIU J X. Reentry trajectory optimization for hypersonic glide vehicle[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(1):37-41.