

基于遗传算法的变结构导引律研究

邢金和, 王雪梅, 许哲, 郑刚

(第二炮兵工程大学, 西安 710025)

摘要: 末段导引律是导弹实现精确打击目标的关键技术,对导弹的制导精度有很大的影响。针对导弹打击机动目标的导引问题,基于变结构理论和父子混合遗传算法设计了一种变结构导引律,并采用了一种自适应趋近律和一种饱和函数代替符号函数的方法来降低系统的抖振。仿真结果表明,采用父子混合选择遗传算法的变结构导引律,能够搜索到全局最优解,具有较高的精度和鲁棒性,并且对导弹的法向过载要求较小,导引过程中导弹的法向过载变化趋势平稳,具有工程实用价值。

关键词: 变结构导引律; 遗传算法; 自动控制; 导弹

中图分类号: TJ765.4⁺³

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2015)12-0059-04

Variable Structure Guidance Law Based on Genetic Algorithm

XING Jin-he, WANG Xue-mei, XU Zhe, ZHENG Gang

(The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China)

Abstract: The terminal guidance law is a key technology for the missile to attack target accurately, which has great influence on guidance precision of missile. To the problem of missile guidance in attacking the maneuvering targets, a variable structure guidance law was designed based on variable structure theory and father-offspring combined selection Genetic Algorithm (GA). Also, an adaptive reaching law and saturation function were used instead of symbolic function to reduce chattering of the system. Simulation results show that the variable structure guidance law based on father-offspring combined selection GA can find the global optimum solution and has high accuracy and robustness. Besides, it has low demand to the normal overload of missile, and the trend of the overload is stable during the guidance. The method has practical value in engineering.

Key words: variable structure guidance law; genetic algorithm; automatic control; missile

0 引言

导弹的末段导引律是指利用弹头和目标的相对位置、速度和加速度等信息导引弹头实现精确打击的关键技术。导弹的导引规律多种多样,建立在早期概念上的制导规律通常称为经典导引律,主要有追踪法、平行接近法和比例导引法等^[1]。当导弹攻击固定目标时,经典导引律都有不错的性能。

随着科学技术的高速发展,各种高科技武器在战争中大量使用,使得导弹要攻击的目标越来越复杂,目标的机动性也日益增强,采用经典导引律的导弹去拦截大机动的目标,已经很难满足制导精度的要求^[2],

对此,学者们提出了最优导引律。该导引律以弹目相对距离、相对速度和目标加速度等信息为状态变量,求得系统在约束条件下的最优解,将制导问题转化为一类特殊的、具有终端约束的最优控制问题。但是这种导引律形式复杂,很难求得解析解,并且对信息的误差敏感。当测量误差较大时,最优导引律的性能很可能低于经典导引律。在20世纪中叶,根据ISAACS R提出的双方极值原理,形成了微分对策导引律。该导引律在攻击大机动目标时,具有很大的优越性,但其缺点是:1) 该导引律是假设导弹和目标双方都是在最坏的情况下采用的对策值,若一方不采取时,该导引律的性能便会下降;2) 微分对策问题的求解会涉及到两点边值问题,一般求解困难,这都限制了其在工程上的应用。

因此,需要研究一种鲁棒性强、结构简单的导引律

收稿日期:2014-11-14

修回日期:2015-02-13

作者简介:邢金和(1990—),男,陕西富平人,硕士生,研究方向为导航、制导与控制。

来解决导弹打击机动目标的问题。变结构导引律作为一种基于变结构控制理论的导引律,具有良好的鲁棒性和对系统参数摄动干扰的不变性。文献[3-4]分别研究了最优变结构导引律、自适应变结构导引律,结果都表明变结构导引律具有良好的性能。但是,变结构导引律中由于含有开关函数项,会对控制量进行切换,这导致系统存在较为严重的抖振。这种抖振实际表现为弹体的抖动,当抖动过大时,会影响到弹上仪器的正常工作。如果弹体细长,抖动会影响到系统建模的准确性,最终会导致导引精度的降低,影响打击效果。文献[5]研究了切换平面为 $s = \dot{q}$ 时的一种变结构导引律,仿真验证该导引律虽然减轻了系统的抖振,但是在打击机动目标时精度不高。对此,本文基于变结构理论,设计了一种基于遗传算法参数优化的变结构导引律,并采用饱和函数代替符号函数和自适应趋近律来减轻系统的抖振现象。仿真验证表明所设计的导引律具有很好的鲁棒性和打击精度,法向过载也较小。

1 滑模导引律推导

1.1 平面上导弹和目标相对运动方程

为了简化计算和推导,做如下假设:

- 1) 导弹和目标为质点;
 - 2) 导弹速度和目标速度大小恒定,只是方向发生变化,且导弹速度大于目标速度;
 - 3) 目标加速度有界,且最大加速度不大于 α ($\alpha \neq 0$)。
- 假定导弹 M 、目标 T 在同一平面内运动,如图 1 所示。

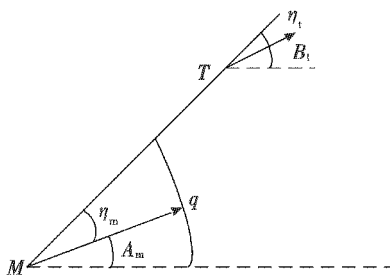


图 1 二维平面内导弹目标运动规律

Fig. 1 Missile-target's motion law in two-dimensional planes

由图 1 可得,在平面中导弹和目标的相对运动方程为

$$\dot{r} = V_t \cos \eta_t - V_m \cos \eta_m \quad (1)$$

$$r \dot{q} = V_m \sin \eta_m - V_t \sin \eta_t \quad (2)$$

$$q = A_m + \eta_m \quad (3)$$

$$q = B_t + \eta_t \quad (4)$$

式中: V_m, V_t 分别为导弹、目标速度; A_m, B_t 分别为导弹

速度方向、目标速度方向与水平基准线之间的夹角; q 为视角; η_m, η_t 分别为导弹、目标速度方向和视线之间的夹角; r 为弹目之间的距离。

1.2 变结构导引律设计

变结构控制系统具体是指,其控制器不止有一个,控制器可以根据系统当前的状态或某些规则不断地变换其参数或结构,以适应系统工作过程中的各种不确定因素或外界干扰,使系统动态性能有所改善。在变结构系统中,从初始态到原点的整个运动过程可分为两段,也可称为两个模态:第一段是趋近模态,也称非滑动模态,是系统从某一初始点开始趋向滑模面的过程;第二段是滑动模态,也称滑动运动,是系统发生在滑模面上的运动。滑动模态与参数摄动和外界干扰没有关系,也就是说,滑动模态在一定条件下具有不变性(也称为完全鲁棒性或理想鲁棒性),这个优良特性可以被用来进行导引律设计。采用变结构理论设计导引律,主要的设计问题有两个^[6]: 1) 选择切换函数,即确定切换面 $s(t, x) = 0$; 2) 求取控制律 $u(t, x)$ 。

因此,根据零化视线角速率的导引律设计思想,无论目标做何种机动,视线角速率都能趋于零,都能够保证使导弹以某一速度平行接近目标,实现精确打击,并且能够保证视角 q 最终为一个稳定值,即 $\dot{q} \rightarrow 0$ 。因此,取滑动模态为

$$s = \dot{r} \dot{q} \quad (5)$$

对上式微分,可得

$$\dot{s} = \ddot{r} \dot{q} + \dot{r} \ddot{q} \quad (6)$$

对式(1)求导,可得

$$\ddot{r} = a_t \sin \eta_t - a_m \sin \eta_m + r \dot{q}^2 \quad (7)$$

式中: a_m 为导弹法向加速度; a_t 为目标法向加速度。

对式(2)求导,可得

$$\ddot{q} = \frac{-a_m \cos \eta_m + a_t \cos \eta_t - 2 \dot{r} \dot{q}}{r} \quad (8)$$

将式(1), (7), (8)代入式(6)可得

$$\dot{s} = \frac{\dot{r}}{r} [-a_m \cos \eta_m + a_t \cos \eta_t - 2 \dot{r} \dot{q}] + r \dot{q}^3 + \dot{q} (a_t \sin \eta_t - a_m \sin \eta_m) \quad (9)$$

为调整系统到达切换面的速度,削弱抖振,选取一种自适应趋近律为

$$\dot{s} = -\frac{k}{r} s - \frac{\varepsilon}{r} \text{sgn}(s) \quad k > 0, \varepsilon > 0 \quad (10)$$

其物理意义在于对滑模面的趋近速度可以通过相对距离来调整。根据滑模的不变性原理,由式(9), (10)可得

$$a_m = \frac{r^2 \dot{q}^3 + k \dot{r} \dot{q} + \varepsilon \text{sgn}(\dot{r} \dot{q}) - 2 \dot{r}^2 \dot{q} + \alpha}{\dot{r} \cos \eta_m + r \dot{q} \sin \eta_m} \quad (11)$$

式中, $\alpha = \dot{r} a_1 \cos \eta_t + r \dot{q} a_1 \sin \eta_t \Big|_{\max}$ 。

根据 Lyapunov 第二法, 取 Lyapunov 函数为: $V = \frac{1}{2} S^2$, 则

$$\dot{V} = s \dot{s} \quad (12)$$

将式(5),(10)代入式(12), 可得

$$\dot{V} = -\frac{k(\dot{r}\dot{q})^2}{r} - \frac{\varepsilon \dot{r}\dot{q}}{r} \operatorname{sgn}(\dot{r}\dot{q}) \quad (13)$$

可以证明, 当 $k > 0, \varepsilon > 0$ 时, $\dot{V} < 0, \dot{q}$ 依指数规律收敛到 0。

由于在控制律中存在的符号项是造成系统抖振的主要原因, 因此, 结合高增益法的思想, 取如下饱和函数代替符号函数

$$\operatorname{sgn}(s) = \frac{s}{|s| + \delta} \quad \delta > 0 \quad (14)$$

从而, 滑模导引律可取为

$$a_c = a_m = \frac{r^2 \dot{q}^3 + k \dot{r}\dot{q} + \varepsilon \frac{\dot{r}\dot{q}}{|\dot{r}\dot{q}| + \delta} - 2 \dot{r}^2 \dot{q} + \alpha}{\dot{r} \cos \eta_m + r \dot{q} \sin \eta_m} \quad (15)$$

由于上述滑模导引律表达式中有 3 个未知参数 k, ε, δ , 所以问题转化为利用遗传算法确定这 3 个参数值, 从而使得参数优化, 达到脱靶量最小。

2 基于遗传算法的导引律程序设计

遗传算法 (GA) 是由美国 Michigan 大学的 HOLLAND J 教授在 1975 年首先提出, 后经过 JONG D, GOLDBERG 等归纳总结后形成的一类模拟进化算法。其搜索最优解的方法是模仿生物的进化过程, 即通过染色体之间的交叉变异完成。遗传算法主要使用选择算子、交叉算子和变异算子来模拟生物进化, 从而产生一代又一代的种群。

遗传算法具有通用、并行、稳健、简单与全局优化能力强等突出优点, 适于解决复杂、困难的全局优化问题。本文采用格雷编码 (Gray Encoding) 的方式对 k, ε, δ 进行编码, 以减小汉明 (Hamming) 距离, 提高遗传算法的搜索效率。由于经典遗传算法存在一个缺陷, 即不能保证搜索到最佳个体并遗传到下一代, 因此可能会错过全局最优点。本文采用了父子混合遗传算法对经典遗传算法加以改进, 该算法要求上一代的最佳个体必须无条件地遗传到下一代, 因此对到目前为止算法所发现的最佳个体均加以记录, 适应度序列是单调的, 即关于进化代数是单调不减的。

本文基于父子混合的遗传算法的导引律程序流程图如图 2 所示。

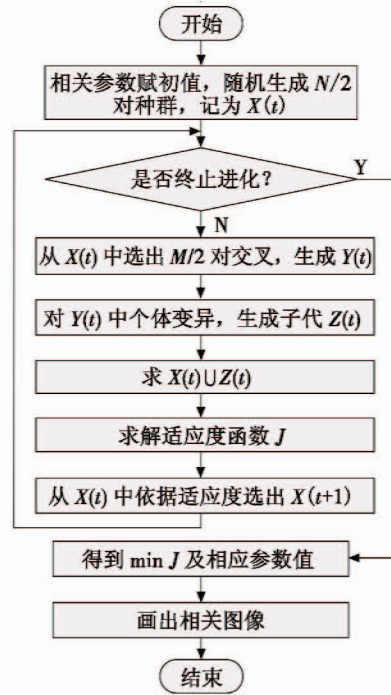


图 2 程序流程图

Fig. 2 Flow chart of the program

3 仿真验证

为了验证本文所设计的变结构导引律的脱靶量和鲁棒性, 根据目标机动规律的不同, 本文主要采用以下两类情况进行仿真研究^[7]: 1) 目标做正弦型机动, $a_t = n \cdot g \cdot \sin(0.5t)$; 2) 目标做开关型机动, $a_t = n \cdot g \cdot \operatorname{sgn}(\sin(t - 5)\pi/5)$, 其中, n 取 1 ~ 10, $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ 。

为了更好地考察所设计的导引律的性能, 选取 PN 导引律进行对比, PN 导引律的形式为

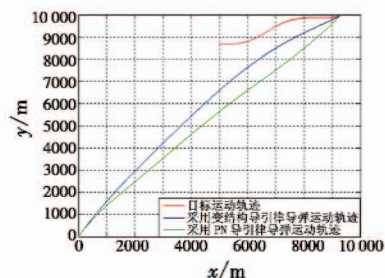
$$\dot{A}_m = K \dot{q} \quad K = 4 \quad (16)$$

具体仿真条件设置如下。

假定导弹速率保持不变, 为 900 m/s。初始时刻 $B_t = 0, A_m = \pi/3, q_0 = \pi/3$, 导弹坐标 (0 m, 0 m), 目标坐标 (5000 m, 8860 m), 仿真时间间隔 $T = 0.01 \text{ s}$ 。

3.1 目标做正弦机动

取目标初始速率为 300 m/s, $a_t = 5g \sin(0.5t) \text{ m/s}^2$, 仿真结果如图 3 所示。



a 导弹和目标的运动轨迹

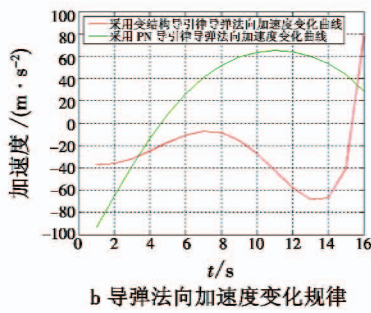


图3 目标做正弦机动的仿真结果
Fig. 3 Simulation results when the target makes sinusoidal maneuvering

两种导引律下的脱靶量见表1。

表1 目标正弦机动时二者脱靶量对比
Table 1 The miss distances when the target makes sinusoidal maneuvering

	变结构导引律	PN 导引律
脱靶量/m	0.44	14.05

由图3a、表1可以看出,该导引律能够以更高的精度打击做快速正弦机动的目标,脱靶量小。由图3b可以看出,采用所设计的变结构导引律的导弹的法向加速度变化更为平缓,且最大法向加速度在导弹能承受的过载范围内。

3.2 目标做开关型机动

取目标初始速率为 300 m/s , $a_t = 5g \text{sgn}(\sin(t-5) \cdot \pi/5) \text{ m/s}^2$, 仿真结果如图4所示。

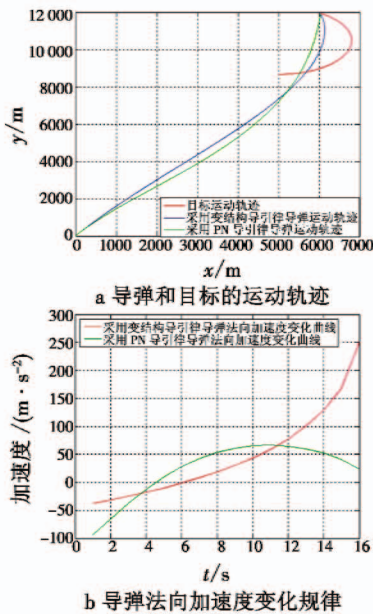


图4 目标做开关型机动的仿真结果
Fig. 4 Simulation results when the target makes switching mode maneuvering

两种导引律下的脱靶量见表2。

表2 目标开关型机动时二者脱靶量对比
Table 2 The miss distances when the target makes switching mode maneuvering

	变结构导引律	PN 导引律
脱靶量/m	1.18	12.25

由图4a、表2可以看出,该导引律也能够以更高的精度打击做开关型机动的目标,脱靶量小于采用PN导引律时的脱靶量。由图4b可以看出,采用所设计的变结构导引律的导弹的法向加速度变化曲线更为平直,且最大法向加速度也在导弹能承受的过载范围内。

4 结束语

本文主要设计了一种变结构导引律,并且采用父子混合选择遗传算法在线进行参数优化。仿真验证表明,采用该变结构导引律,导弹的法向加速度指令变化平滑,对导弹的可用过载要求较小,导引律能够更快收敛,并且脱靶量小,具有更高的打击精度。因此,本文提出的导引律具有较高的工程实用价值。

参考文献

- [1] 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. (QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Flight mechanics of guided missile[M]. Beijing:Beijing Institute of Technology Press, 2008.)
- [2] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance[M]. 5th ed. San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [3] ZHOU D, MU C, LING Q, et al. Optimal sliding-mode guidance of a homing-missile [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1999, 12(4):236-241.
- [4] ZHOU D, MU C, XU W L. Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1999, 22(4):589-594.
- [5] 王湛,贾晓洪,闫杰. 空空导弹末端控制滑模导引律研究[J]. 航空兵器,2005(2):3-6. (WANG Z, JIA X H, YAN J. Study on the ENDGAME sliding-mode guidance law of air-to-air missile[J]. Aero Weaponry, 2005(2):3-6.)
- [6] 李阳. 空间拦截器变结构末制导律及其稳定性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011. (LI Y. Study on variable structure terminal guidance law and stability of space interception[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.)
- [7] 袁丽英. 拦截机动目标非线性导引律设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008. (YUAN L Y. Nonlinear guidance law for interception of maneuvering target[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.)