

doi: 10.7690/bgzdh.2015.02.007

# 基于虚拟目标和滑模制导律的程控弹道设计方法

左振来

(中国空空导弹研究院总体部, 河南 洛阳 471099)

**摘要:** 基于空空导弹程控弹发射试验目的, 提出一种基于虚拟目标和滑模制导律的设计程控弹道设计方法。选择鲁棒性较强的滑模制导律, 既实现了程控弹发射试验的考核目标, 又初步闭合了制导系统。仿真结果表明: 该方法可以有效实现弹道的程序控制, 程控结束时弹道倾角、弹体攻角等满足要求。

**关键词:** 虚拟目标; 程控弹道; 滑模制导律

**中图分类号:** TJ765 **文献标志码:** A

## Program Controlled Trajectory Design Method Based on Virtual Target and Sliding Mode Guidance Law

Zuo Zhenlai

(General Department, China Airborne Missile Academy, Luoyang 471099, China)

**Abstract:** Design the program controlled trajectory based on virtual target and sliding mode guidance law, for the purpose of air-to-air program controlled missile launch test. Choose the sliding mode guidance law with strong robustness, both to meet the performance goals of missile launch test, and preliminary close the guidance system. Simulation results show that this method can realize the program controlled trajectory effectively, and meet the requirements of trajectory angle and angle-of-attack when program control end.

**Keywords:** virtual target; program controlled trajectory; sliding mode guidance law

### 0 引言

程控弹发射试验是空空导弹设计中的一个里程碑节点, 其目的是在初样阶段通过发射试验全面验证导弹的气动、控制、动力、弹体等性能。地面程控弹道设计要求导弹在发射后以较少能量消耗的方式机动至设定高度, 且到达该高度后要求弹道倾角尽可能小。传统的以固定过载进行机动的方式无法适应新的要求。

基于虚拟目标导引的程序弹道技术在反舰导弹和超音速巡航导弹的弹道设计中均有使用, 其主要思想是通过设计虚拟目标的运动规律, 引入虚拟制导回路, 按照某种导引律控制导弹飞向虚拟目标, 以达到导弹按照预想弹道飞行的目的。考虑到滑模控制中, 设计出合适的趋近率以后, 能够保证系统状态运动到滑模面上<sup>[1]</sup>, 笔者把对弹道倾角的要求体现在滑模面上, 这样当系统运动到滑模面上时就能保证弹道倾角满足要求。

### 1 滑模制导律的推导

#### 1.1 弹目运动关系

笔者只针对纵向平面进行制导律设计。假定虚

拟目标做定高低速飞行。弹目运动关系示意图如图 1。

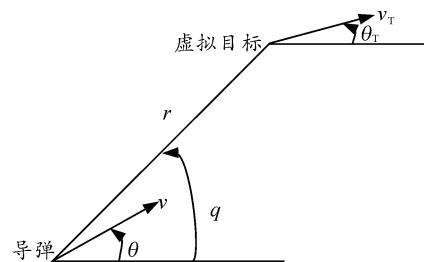


图 1 弹目运动关系示意图

给出弹目相对运动方程:

$$\begin{cases} \dot{r} = v_T \cos \eta_T - v \cos \eta \\ r\dot{q} = v_T \sin \eta_T - v \sin \eta \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $v$ 、 $v_T$  为导弹和目标速度;  $\theta$ 、 $\theta_T$  为导弹和目标的弹道倾角;  $q$  为弹目视线角;  $r$  为弹目距离;  $\eta = \theta - q$ ,  $\eta_T = \theta_T - q$ 。

假定的虚拟目标按照直线运动, 因此  $\dot{\theta}_T = 0$ , 这样, 就可以把对命中时刻弹道倾角的约束转化为对视线角的约束<sup>[2-4]</sup>, 即

$$q_d = \dot{\theta}_d$$

收稿日期: 2014-09-08; 修回日期: 2014-10-28

作者简介: 左振来(1980—), 男, 河南人, 硕士, 工程师, 从事空空导弹总体设计研究。

### 1.2 滑模制导律推导

把式 (1) 的第二式对时间求导, 并把式 (1) 代入可求得:

$$\left. \begin{aligned} r\ddot{q} &= -2\dot{r}\dot{q} + u_T - u \\ u &= \dot{v}\sin\eta + v\dot{\theta}\cos\eta \\ u_T &= \dot{v}_T\sin\eta_T + v_T\dot{\theta}_T\cos\eta_T \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中:  $u$  为导弹加速度在视线法向的分量;  $u_T$  为目标加速度在视线法向上的分量。

取状态变量  $x_1 = q - q_d$ ,  $x_2 = \dot{q}$ , ( $q_d$  为期望的末端视线角, 也即期望弹道倾角) 得到如下的状态方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -2\frac{\dot{r}}{r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{r} \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{r} \end{bmatrix} u_T \quad (3)$$

选取滑模面的切换函数为

$$S = \dot{q} + \frac{k_1 v}{r}(q - q_d) = x_2 + \frac{k_1 v}{r} x_1 \quad (4)$$

式中: 第一项使制导过程中视线角速率趋近于零, 保证脱靶量满足要求, 第二项保证末端视线角满足要求<sup>[5-6]</sup>。

为了保证系统能够到达滑模面, 而且在到达滑模的过程中有优良的动态特性, 用趋近率来推导控制器。构造自适应趋近率为

$$\dot{S} = -\frac{wv}{r}S - \frac{\varepsilon}{r}\text{sgn}S \quad (5)$$

式中  $w = \text{const} > 0$ ,  $\varepsilon = \text{const} > 0$ 。采用该趋近率的目的, 一是当导弹和目标距离  $r$  较大时, 适当放慢趋近滑模的速率, 确保起控指令不致过大, 当  $r$  较小时, 使趋近速率增大, 保证  $\dot{q}(t_f)$ 、 $q(t_f)$  满足要求。二是可以保证滑模面的可达性。取 1 个 Lyapunov 函数  $v_L = \frac{1}{2}S^2$ , 则

$$\begin{aligned} \dot{v}_L &= S\dot{S} = S\left(-\frac{wv}{r}S - \frac{\varepsilon}{r}\text{sgn}S\right) = \\ &= -\frac{wv}{r}S^2 - \frac{\varepsilon}{r}|S| < 0 \quad (S \neq 0) \end{aligned} \quad (6)$$

可知, 此趋近率能够保证系统运动到滑模面  $S$  上。

式 (4) 对时间微分得

$$\dot{S} = \dot{q} + \frac{k_1 v}{r}\dot{q} - \frac{k_1 v \dot{r}}{r^2}(q - q_d) \quad (7)$$

将式 (5) 和式 (7) 相等并代入式 (4) 得

$$\ddot{q} = -(k_1 + w)\frac{v}{r}\dot{q} + (w\dot{r} + v)\frac{k_1 v}{r^2}(q - q_d) - \frac{\varepsilon}{r}\text{sgn}S \quad (8)$$

将式 (8) 代入式 (2), 联立式 (1) 中第 1 个方程, 忽略自动驾驶仪动态环节, 可得视线法向过载指令

$$\begin{aligned} u_c &= (k_1 + w + 2\cos\eta - 2\frac{v_T}{v}\cos\eta_T)v\dot{q} - \\ &= (w\dot{r} + v)\frac{k_1 v}{r}(q - q_d) + \varepsilon\text{sgn}S + u_T \end{aligned} \quad (9)$$

导弹法向加速度与视线垂直方向加速度的关系可表示为:  $a_y = v\dot{\theta} = (u - \dot{v}\sin\eta) / \cos\eta$ , 考虑重力补偿, 导弹速度法向过载指令可表示为

$$n_{yc} = \frac{\left\{ (k_1 + w + 2\cos\eta - 2\frac{v_T}{v}\cos\eta_T)v\dot{q} - (w\dot{r} + v)\frac{k_1 v}{r}(q - q_d) + \varepsilon\text{sgn}S - \dot{v}\sin\eta \right\}}{g\cos\eta + \cos\theta} \quad (10)$$

工程使用时为避免  $\text{sgn}S$  函数带来的抖动, 使用  $S / (\text{abs}(S) + \delta)$  ( $\delta$  为小正数) 代替  $\text{sgn}S$ <sup>[6]</sup>。

### 2 程控弹道设计

弹道要求发射后导弹尽快机动至固定高度, 之后在固定高度保持平飞。程控弹道设计时, 首先需满足导弹飞行至理想高度, 其次要使得导弹进入到要求高度时导弹倾角不能过大, 以便导弹能够控制保持平飞。这就要求导弹转平飞过程中指令光滑且不能过大, 控制指令要保证飞行高度、弹道倾角两个变量同时达到要求。

虚拟目标运动规律设计时可假设其在理想高度上水平匀速直线飞行, 导弹与目标成尾追态势, 发射后导弹按照设计的滑模制导律飞向目标, 之后按照高度控制保持平飞。

滑模制导律计算中需要的  $\eta_T$  信息在真正制导弹道中难以通过导引头的测量获得, 且一般情况下  $v_T/v$  为小量, 因此可忽略式 (10) 中的  $2\frac{v_T}{v}\cos\eta_T$  项进行简化<sup>[7]</sup>。但文中的制导律指令基于虚拟目标进行计算, 目标运动状态已知, 因此可使用全状态的式 (10) 进行计算。

### 3 数字仿真

仿真中设定虚拟目标飞行高度 5 km, 飞行速度 100 m/s, 初始弹目距离 6.5 km, 尾追攻击, 期望视线角  $q_d = 0^\circ$ ; 仿真中取  $k_1 = 1.2$ ,  $w = 0.4$ ,  $\varepsilon = 0.8$ ,  $\delta = 0.2$ 。仿真结果见图 2~图 5。

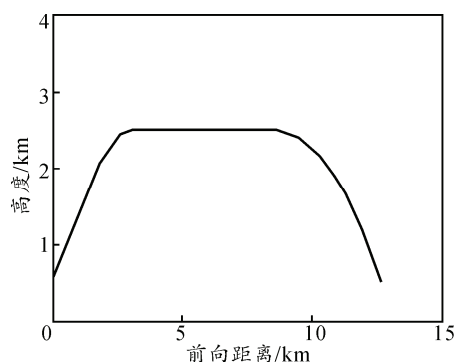


图2 纵向平面弹道曲线

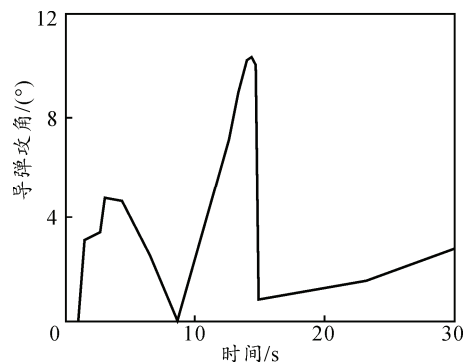


图3 导弹攻角曲线

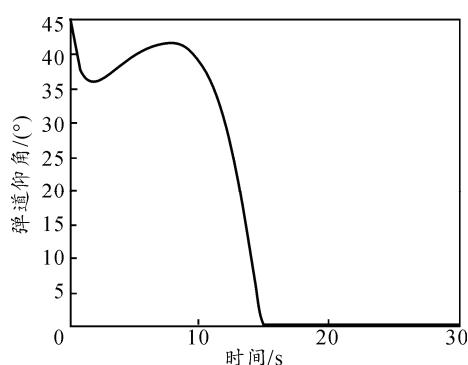


图4 弹道倾角曲线

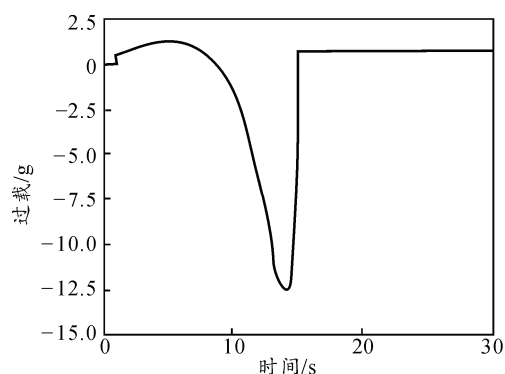


图5 导弹过载指令曲线

从仿真结果可以看出: 地面发射后导弹机动至理想高度 5 km 时, 攻角不大于  $11^\circ$ , 弹道倾角不大于  $0.5^\circ$ , 需用过载不大于 12 g, 虚拟导引段结束后可以平稳过渡至等高飞行段, 满足试验要求。

#### 4 结论

基于虚拟目标的程控弹道可以保证导弹尽快机动至理想高度, 滑模制导律综合了比例导引和滑模控制的优点<sup>[8]</sup>, 保证了导弹虚拟导引结束时的弹道倾角和攻角满足要求, 滑模制导律使用信息均可根据弹载传感器测量并根据虚拟目标运动规律计算得到。仿真结果表明, 该方法是一种理想的实现程控弹道设计的方法。

#### 参考文献:

[1] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京: 科

学出版社, 2006: 10-15.

- [2] Byung S K, Jang G L, Hyung S H. Biased PNG for Impact with Angular Constraint[C]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998.
- [3] KIM M. Terminal guidance for Impact Attitude Angle Constrained Flight Trajectories[C]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973.
- [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): 10-11.
- [5] 左振来, 周获. 侵彻型制导炸弹的末制导规律研究[J]. 航空兵器, 2011(5): 20.
- [6] 周获. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 9-14.
- [7] 陈克俊, 赵汉元. 一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J]. 宇航学报, 1994(1): 5-6.
- [8] 颜博, 田宏亮, 许国栋. 带末端角度约束的离散滑模制导律设计[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(5): 31-34.