

【其他研究】

虚拟目标计算时 $L \sim t_k$ 关系曲线的一种生成方法王浩¹, 张涛², 肖凡³(1. 海军装备部, 北京 100086; 2. 海军装备研究院, 北京 100161;
3. 海军潜艇学院, 山东 青岛 266071)

摘要: 关机时间与射程的关系曲线在虚拟目标计算时起着重要作用。为了快速而精确地生成这一关系曲线, 通过对闭路制导过程进行分析, 利用曲线拟合的思想, 通过对弹道解算方法的研究、虚拟目标的修正以及发射方位角对射程的修正, 生成了关机时间与射程关系曲线。仿真结果表明, 该方法计算速度快、精度高, 具有较高的使用价值。

关键词: 虚拟目标; 关机时间; 射程; 曲线拟合

中图分类号: TJ765

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2011)03-0133-03

闭路制导克服了摄动制导精度差、射击诸元计算复杂的缺点^[1], 因而逐渐成为弹道导弹的主流制导方式。

虚拟目标计算是闭路制导射击诸元计算的核心。闭路制导是在导航计算的基础上, 根据导弹当前状态(位置、速度)和目标位置进行制导, 利用需要速度概念将导弹当前位置和目标位置联系起来, 需要速度是假定导弹在当前的位置上关机, 经自由段飞行和再入段飞行而命中目标所应具有的速度。所谓虚拟目标就是以需要速度为初值的开普勒椭圆轨道与地球表面的交点^[2]。

虚拟目标确定时需要修正扁率及再入阻力的影响, 这2项都与关机点参数密切相关。另一方面, 虚拟目标的定位决定了导弹最终的落点位置, 从而决定了射击精度。根据已经确定的导弹性能参数, 可以事先计算出若干条闭路制导的弹道, 将关机点位置参数拟合合成射程 L 的简单函数 ($L \sim t_k$), 这样, 就可以在后续确定虚拟目标时使用, 为诸元解算节约大量的时间。

1 基本思路

为了求得关机点参数与射程 L 之间的关系曲线, 可以先不考虑闭路制导的过程, 而是根据标准弹道的计算思路, 求得关机点参数与射程 L 之间的关系。因为采用闭路制导的目的也只不过是为了控制关机点参数罢了。一旦关机点参数确定了, 其对射程的影响也就确定了。因此, 飞行程序角 φ_c 取如下规律^[3]

$$\varphi = \begin{cases} \varphi_c & \text{固定飞行程序段} \\ \theta_H & \text{闭路制导开始后} \end{cases} \quad (1)$$

θ_H 为依据射程选择的关机点弹道倾角, 这样就保证了关机点速度倾角与闭路制导的要求一致。

考虑到所求的为关机点位置与射程的相对关系, 因此采

用发射坐标系方程

$$\begin{cases} \dot{v} = \dot{w} + g - 2v \times \omega_e - (\omega_e \times (r + R)) \times \omega_e \\ \dot{r} = v \end{cases} \quad (2)$$

其中: v 为发射坐标系中导弹的速度; \dot{w} 为发射坐标系中描述的视加速度; g 为引力加速度; r 为导弹质心位置矢量; ω_e 为地球自转角速度。

发动机推力取为额定值, 设偏航和滚动角为 0, 即 $\psi = \gamma = 0$ 。则根据式(2), 给定一个关机时间 t_k , 就可以计算得到关机点的速度和位置, 然后利用椭圆求得落点, 再根据虚拟目标的修正模型进行计算就得到了落点(虚拟目标点)和射程。因此, 给定一组关机时间就可以得到一组关机点参数、落点和射程, 再通过拟合便可以确定关机点位置与射程的 $x_k(L)$ 、 $x_y(L)$ 曲线。

另一方面, 发射方位角的变化对于射程也有一定的影响。对于同一关机时间, 发射方位角的变化对射程有较大影响。这一影响可以在上述 $x_k(L)$ 、 $x_y(L)$ 曲线基础上进一步进行修正。至此, 就可以完成 $L \sim t_k$ 曲线的高精度拟合。

2 相关模型及算法

依据上述思路, 弹道公式(2)的计算方法、虚拟目标的修正方法以及发射方位角对射程的影响模型是确定 $L \sim t_k$ 曲线过程中的关键。

2.1 弹道计算方法

弹道方程在现有的数学认知领域不能给出解析解。一般采用数值积分、数值微分方法, 也可以解算大量初始和终端条件进行通过拟合求解^[4-6]。拟合法^[7]需要事先大量的拟合数据的准备工作, 精度受到拟合数据的准备工作的影响较大。这里采用一种高精度的数值积分法, 其计算速度也较快, 其计算式为

$$\begin{cases} y_{n+1} = y_n + \frac{h}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \\ K_1 = f(x_n, y_n) \\ K_2 = f\left(x_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{h}{2}K_1\right) \\ K_3 = f\left(x_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{h}{2}K_2\right) \\ K_4 = f(x_n + h, y_n + hK_3) \end{cases} \quad (3)$$

其中, h 为计算步长(仿真推进步长), 考虑到精度, 一般可取 $h = 0.02 \text{ s}$ 。

2.2 虚拟目标的修正

虚拟目标的计算涉及引力扁率影响、再入阻力影响的修正, 针对潜艇发射平台, 还要考虑潜艇初始状态误差的影响。针对上述因素, 考虑如图 1 所示关系, 修正过程如下:

步骤 1: 以真实目标点 C 为目标, 求出发射点至目标点的球面射程 l_0 和球面方位角 $\bar{\alpha}_0$, 取发射方位角 $A = \bar{\alpha}_0$, 同时, 选定关机点速度倾角为 $\theta_n = \theta_n(l_0)$ 。

根据 A, l_0 通过关机点位置和射程关系曲线为

$$\begin{cases} x_k = x_k(l_0) \\ y_k = y_k(l_0) \\ z_k = 0 \end{cases} \quad (4)$$

其中: C 为目标点; C_1 为考虑潜艇初始潜艇初始状态误差以及地球扁率影响下虚拟目标点; C_2 为修正了再入阻力后的虚拟目标点。

步骤 2: 根据上述条件计算需要速度 v_x, v_y, v_z , 同时计算出落点 C 处的方位角 $\bar{\alpha}_c$;

步骤 3: 确定潜艇初始状态误差对需要速度的影响 $\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z$, 重新计算需要速度

$$\begin{cases} v_{Rx} = v_x + \Delta v_x \\ v_{Ry} = v_y + \Delta v_y \\ v_{Rz} = v_z + \Delta v_z \end{cases} \quad (5)$$

步骤 4: 以此需要速度 (v_{Rx}, v_{Ry}, v_{Rz}) 利用椭圆轨道求出落点 C_1 ;

步骤 5: 根据式(4)确定再入点位置和速度参数;

步骤 6: 根据再入点位置和速度参数计算再入阻力对射程的影响 ΔL_R ;

步骤 7: 在 C_1 处取方位角 $\bar{\alpha}_c$ 作圆弧, 在此方向上取 ΔL_R 弧长, 得到点 C_2 , 落点 C_2 即为潜射平台下的虚拟目标。

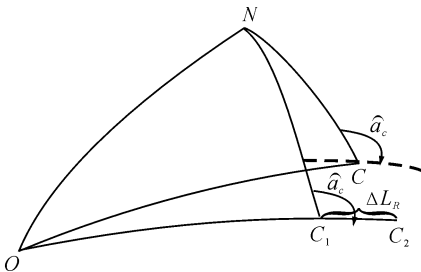


图1 虚拟目标计算的几何关系

2.3 发射方位角对曲线的修正方法

针对不对发射方位角进行仿真, 得到射程与发射方位角关系曲线 $L \sim A$, 即 $L = f(A)$, 定义 L 的均值为

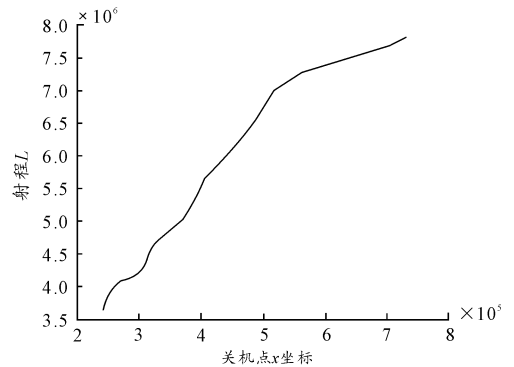
$$\bar{L} = \frac{\int_0^{2\pi} f(A) dA}{2\pi} \quad (6)$$

通过曲线关系查找均值对应的发射方位角 \bar{A} 。

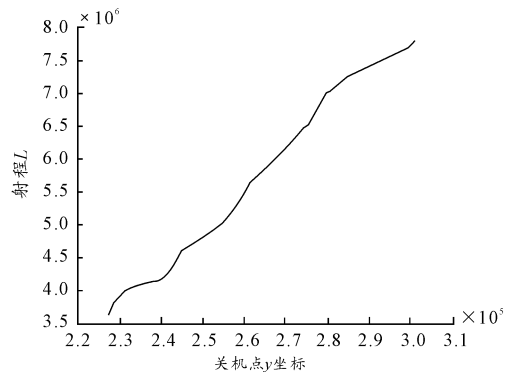
仿真时以射方位角 \bar{A} 为基础对关机时间分段进行仿真计算, 得到位置与射程关系 $x_{\bar{A}}(L), y_{\bar{A}}(L)$ 。设实际的发射方位角为 A_c , 通过 $L \sim A$ 曲线求得此时射程与射程均值 \bar{L} 的差 ΔL , 从而求得偏差占射程的百分比, 即可得到相应发射方位角下的射程。在 $x_{\bar{A}}(L), y_{\bar{A}}(L)$ 关系中, 令 $L = \bar{L} + \frac{\Delta L}{\bar{L}} \cdot \bar{L}$, 即得到实际发射方位角下关机位置与射程关系 $x_{A_c}(L), y_{A_c}(L)$ 。

3 仿真结果

在 Pentium(R)4 CPU 2.8GHz(双核), 1G 内存的 PC 机上, 运用上述算法和模型, 对全弹道进行仿真, 导弹性能参数以某型号为准, 计算速度较快(射程偏差小于 50 m 的要求下, 曲线生成时间小于 1 min), 仿真结果如下所示。



(a) 坐标x与射程拟合曲线



(b) 坐标y与射程拟合曲线

图2 关机点坐标与射程拟合曲线

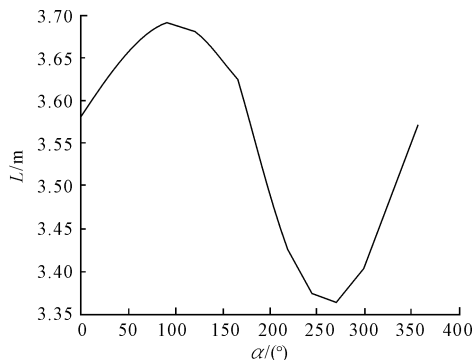


图3 发射方位角与射程的拟合曲线

4 结束语

本文中提出的虚拟目标计算时 $L \sim t_k$ 关系曲线的生成方法,从闭路制导的特点入手,结合虚拟目标的计算过程,针对关键问题进行算法分析和建模,有效的解决了虚拟目标计算过程中,关机时间与射程关系曲线的快速、高精度的生成问题,进而为快速诸元计算奠定了坚实的基础,具有较大的现实意义。

(责任编辑 周江川)

(上接第126页)

根据本设计方案所开发的电动教练车动力传动方案可充分应用原车的机械传动装置,改装成本低。汽车操控模拟控制电路综合运用了点火开关操纵模拟控制、离合器模拟操纵控制、怠速稳定控制、加速操纵模拟控制,实现了电动教练车与燃油汽车有一样的场地行驶特性和操控特性。

由于采用模拟电子电路,且主要以电动机转速为控制参数,调试工作十分复杂,且离合器的操控感觉很难做到与燃油汽车100%一致。进一步的研究拟采用数字电路,并以电动机转速、电动机转矩、加速踏板及离合器踏板位置等多参数实现离合器操控模拟控制。

参考文献:

- [1] 崔民生. 新能源汽车技术[M]. 北京:北京大学出版社,2009.
- [2] 陈全世. 先进的电动汽车技术[M]. 北京:化学工业出版社,2007.
- [3] 董印皓,李兴虎. 基于DSP的电动车用无刷直流电动

参考文献:

- [1] 王海丽. 弹道导弹基本诸元的快速装订算法研究[J]. 国防科技大学学报,1999,21(2):5-8.
- [2] 陈磊,王海丽,任莹. 弹道导弹显式制导的分析与研究[J]. 宇航学报,2001(5):44-50.
- [3] 李连仲. 弹道飞行器自由飞行轨道的解析解法[J]. 宇航学报,1982(1):1-17.
- [4] 敖宏奎,王宏力,侯青剑,等. 弹道导弹轨迹发生器的设计[J]. 兵工自动化,2007(8):66-68.
- [5] 黄岳,肖凡,张涛. 弹道导弹发射方位角快速计算新方法[J]. 四川兵工学报,2009(6):51-52.
- [6] 杨宁,谭守林,牛国华,等. 基于移动目标运动预测的弹道导弹被动段制导方法[J]. 四川兵工学报,2010(8):7-10.
- [7] 曾绍标. 应用数学基础[M]. 天津:天津大学出版社,1993.

(责任编辑 周江川)

机控制系统研究[C]//中国电动车辆研究与开发. 北京:北京理工大学出版社,2005:139-145.

- [4] 郭宇飞,姚猛. 无刷直流电动机调整的实现[J]. 电机技术,2008(6):8-10.
- [5] 曹太强,许建平. 基于DSP的直流电机数字调速系统设计[J]. 电力电子技术,2008,42(6):74-77.
- [6] 麻友良,陈全世. 铅酸电池不一致性与均衡充电的研究[J]. 武汉科技大学学报,2001(1):48-51.
- [7] 李练兵,梁浩. 基于单片机的动力电池管理系统的硬件设计[J]. 电子技术应用,2010(2):70-72.
- [8] 曹阳,杨桃月. 蓄电池组智能均充装置的设计[J]. 装备制造技术,2010(6):55-56.
- [9] 麻友良,陈全世. 电动汽车用电池SOC定义与检测方法[J]. 清华大学学报,2001(11):95-97.
- [10] 涂巧玲. 电动汽车关键技术的发展状况[J]. 四川兵工学报,2003(1):9-10.

(责任编辑 周江川)