

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.07.003

高炮火控系统滤波和预测问题分析

金娜, 罗建华, 马富萍

(中兵光电科技股份有限公司, 北京 100176)

摘要: 为了提高高炮火控系统的射击精度, 针对高炮火控系统数学模型问题, 对高炮火控系统中的滤波方法、预测模型进行了深入研究并对高炮射击命中概率的影响进行了简要分析。找出现行高炮火控系统中滤波方法和预测模型对机动目标命中概率低的原因。通过对机动目标(飞机)俯冲航路的特点以及被保卫目标的信息进行分析, 提出一套针对飞机俯冲攻击的数学模型, 有效解决了命中概率低的问题。利用靶场飞行试验航路数据对数学模型进行了验算。结果表明: 该方法能减小计算高炮射击诸元的系统误差, 提高对飞机未来点预测的准确性, 对提高高炮火控系统的射击精度具有一定的意义。

关键词: 滤波; 预测; 校正; 补偿; 命中概率

中图分类号: TJ303 **文献标志码:** A

Analysis on Filter & Predication in Antiaircraft Gun Firing Control System

Jin Na, Luo Jianhua, Ma Fuping

(China North Optic-Electrical Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China)

Abstract: To improve the firing precision of the antiaircraft gun fire control system, aiming at the math model problem of antiaircraft gun firing control system, the filter method and predication model method are researched and the influence of hitting target probability in the antiaircraft gun fire control system is analyzed. Find out the reason of low hitting target probability of filter method and predication model to mobile target. Through analyze dive track features of mobile target (aircraft) and guard target information, put forward the math model of aircraft dive attack, solve the low hitting target probability effectively. Use shooting range flight track data to verify the math model. The result shows that the method can decrease system error and improve predication accuracy to aircraft future point. It is useful to improvement of firing accuracy of antiaircraft gun firing control system.

Key words: filter; predication; emendation; compensation; hitting target probability

0 引言

高炮是防空武器系统中不可缺少的重要武器系统。对于近程对空防御, 高炮既可有效对付战斗机、战斗轰炸机和直升机这类有人驾驶的空中目标, 又可对付无人驾驶的空中目标。高炮火控系统能控制高炮完成对空中敌人目标的射击和实现重要目标点的保护。高炮火控系统对精度的要求很高, 是高炮能否完成对空作战任务的关键指标之一^[1]。高炮火控系统数学模型中的滤波和预测是整个数学模型中的重点数学问题; 因此, 笔者对高炮火控系统数学模型问题进行深入分析, 在原有的传统数学模型的基础上进行改进, 提出一种实用的数学计算方法, 以提高系统的精度^[2]。

1 系统中机动目标的运动规律和特点

高炮火控系统中主要机动目标是飞机。它运动速度快、机动性强, 而且是多方向、多层次的进入, 突发性强。为了完成对地面目标的攻击任务, 飞机

在攻击地面目标时, 常采用投弹命中率高、机动性较强的俯冲攻击。飞机俯冲攻击时, 主要分3个阶段: 俯冲拐弯段、俯冲直线段和拉起段, 如图1。

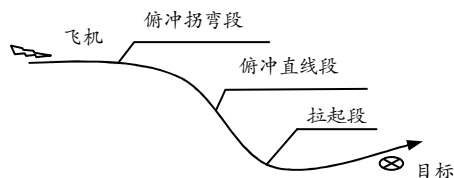


图1 飞机飞行轨迹示意图

其中, 俯冲拐弯段和拉起段, 飞机在方向上和高低上变化很大。高炮火控系统中滤波求出的飞机现在点的运动参数误差和预测模型误差都较大, 用目前飞机的运动参数和现行的预测方法预测出的若干秒以后的飞机位置(未来点), 误差也会很大。因此要解决对机动飞机的射击精度问题, 必须利用飞机俯冲攻击及飞机投弹时, 对准地面目标这一战术特点, 在预测方案上加以修正^[3]。

2 高炮火控系统中的滤波和预测问题研究

高炮火控系统中在求取飞机的运动参数时, 所

收稿日期: 2012-02-24; 修回日期: 2012-03-12

作者简介: 金娜(1973—), 女, 河北人, 硕士, 高级工程师, 从事火控及伺服系统的研究。

采用的滤波方法有最小二乘法和卡尔曼滤波法。滤波的主要目的是通过对目标测定器(雷达、测距机等)测得飞机的位置进行滤波, 消除噪声的影响, 计算出飞机的运动状态。一般在滤波前, 都要对目标运动做运动假定, 如目标做等速直线运动或等加速运动, 而所谓的一次假设或二次假设^[4]。根据滤波求得飞机现在时刻(现在点)的运动参数, 预测出飞机未来点(预测点)的位置量。飞机做匀速直线运动为一次假设, 飞机做匀加速直线运动为二次假设。

1) 直线运动时的预测方程, 如式 (1) 所示。

$$\begin{cases} X_Y = \hat{X} + \hat{X} \cdot t^g + \Delta x \\ Y_Y = \hat{Y} + \hat{Y} \cdot t^g + \Delta y \\ H_Y = \hat{H} + \hat{H} \cdot t^g + \Delta H \end{cases} \quad (1)$$

2) 加速直线运动时的预测方程, 如式 (2) 所示。

$$\begin{cases} X_Y = \hat{X} + \hat{X} \cdot t^g + \frac{1}{2} \hat{X} \cdot t^g + \Delta x \\ Y_Y = \hat{Y} + \hat{Y} \cdot t^g + \frac{1}{2} \hat{Y} \cdot t^g + \Delta y \\ H_Y = \hat{H} + \hat{H} \cdot t^g + \frac{1}{2} \hat{H} \cdot t^g + \Delta H \end{cases} \quad (2)$$

式中: X_Y, Y_Y, H_Y 为飞机未来时刻的标(预测点的标); $\hat{X}, \hat{X}, \hat{X}$ 为前面滤波出的标、速度和加速度; t 为弹飞行时; $\Delta x, \Delta y, \Delta H$ 为弹修正量, 射可得。

通过上分析可: 飞机运动参数和预测模型的误差对火炮命中率的影响很大, 因此要重点少所求得的飞机运动参数和预测模型误差, 以提高对俯冲拐弯段的射击精度。对这一问题, 改进数学模型的主要是: 在不改变现有火控系统的指标的, 对飞机运动参数(标、速度)进行, 对飞机特量进行正^[5]。

3 数学模型的改进

3.1 飞机运动参数的计算分析

从前面滤波方法的分析可以出, 在计飞机运动参数时, 为了除量测噪声的影响, 用最小二乘法时要大时 T_H ; 用卡尔曼滤波时, 小。飞机飞行时, 量测噪声是主要的误差因。用加时或小法来除噪声影响是可以的, 是飞机机动飞行时, 模型误差变大, 在一定程度上变为主要误差因, 这时小时 T_H , 或大 K_k , 少计运动参数的后。

火控系统采用的定常 K_k 的卡尔曼滤波公式, 以 X 标为, 如式 (3) 所示。

$$\begin{cases} \hat{\chi}_{k/k} = \hat{\chi}_{k/k-1} + K_0(\chi_k - \chi_{k/k-1}) \\ \hat{\dot{\chi}}_{k/k} = \hat{\dot{\chi}} + K_1(\chi_k - \hat{\chi}_{k/k-1}) \\ \hat{\chi}_{k/k-1} = \hat{\chi}_{k-1/k-1} + \Delta T \cdot \hat{\dot{\chi}}_{k-1/k-1} \\ \hat{\dot{\chi}}_{k/k-1} = \hat{\dot{\chi}}_{k-1/k-1} \end{cases} \quad (3)$$

式 (3) 中: $\hat{\chi}_{k/k}, \hat{\dot{\chi}}_{k/k}$ 为滤波后, 求得的飞机的标和 t_k 时刻的速度; $\hat{\chi}_{k/k-1}$ 为 t_k 时刻的标一预测; ΔT 为采时; K_0 为滤波标, 取为常数; K_1 为滤波标速度, 取为常数。

在飞机机动飞行时, 用定常会较大后误差。为了小误差, 对于用式 (3) 计算出的飞机运动参数, 要加以正。

3.1.1 坐标校正公式

近假设俯冲拐弯段, 在时是做运动。其正公式如式 (4) 所示。

$$\begin{cases} \chi^* = \hat{\chi} + \alpha(T_H)\dot{\theta} \cdot \hat{y} \\ y^* = \hat{y} - \alpha(T_H)\dot{\theta} \cdot \hat{\chi} \\ H^* = \hat{H} - \alpha(T_H)\lambda \cdot \hat{H} \end{cases} \quad (4)$$

式 (4) 中: $\hat{\chi}, \hat{y}, \hat{H}$ 为用式 (3) 求得的飞机的标; $\hat{\dot{\chi}}, \hat{\dot{y}}, \hat{H}$ 为用式 (3) 求得的飞机的速度; $\dot{\theta}$ 为飞机向速度; $\alpha(T_H)$ 为系数, 是时 T_H 的数。测时 T_H 定时, $\alpha(T_H)$ 是一个常数。

3.1.2 速度校正分析

1) 速度正公式如式 (5) 所示。

$$v_r^* = \sqrt{\dot{\chi}^{*2} + \dot{y}^{*2}} = \sqrt{\dot{v}_r^2 + [\beta_{r_r}(T_H)\dot{\theta}]^2 \dot{v}_r^2} \quad (5)$$

式 (5) 中 $\dot{v}_r = \sqrt{\hat{\dot{\chi}}^2 + \hat{\dot{y}}^2}$, $\beta_{r_r}(T_H)$ 为系数。

2) 高低速度正公式如式 (6) 所示。

$$H^* = \hat{H} - \beta_H(T_H)\lambda \hat{H} \quad (6)$$

式 (6) 中: λ 为俯冲速度; $\beta_H(T_H)$ 为系数。

3.2 飞机航路特征参数的计算

飞机在俯冲拐弯段, 不运动标和速度等不变化, 而且在运动方向上也在不改变。飞机在俯冲投弹时, 过拐弯要对准地面目标过一段定飞行能投弹。根据飞机的这一战术特点。实对计算出的飞机向 θ 和俯冲 λ 进行正, 次正为飞机和目标线上的 θ^*, λ^* 。所以高

炮火控系统所预测出的飞机未来点的位置，在飞机和地面目标的连线上。如图 2 所示，对现在时求得的飞机的向 θ 和俯冲 λ 进行修正^[6]。

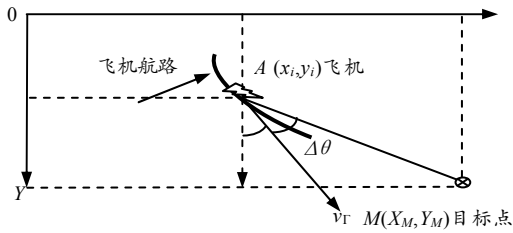


图 2 飞机俯冲投弹示意图

向 θ 的修正公式 $\Delta\theta$ 如式 (7) 所示。

$$\begin{cases} \theta_i^* = \theta_i + \Delta\theta \\ \Delta\theta_i = \arctg \frac{x_m - \hat{x}_i}{y_m - \hat{y}_i} - \theta_i \\ \theta_i = \arctg \frac{\hat{x}_i}{\hat{y}_i} \end{cases} \quad (7)$$

式 (7) 中： x_m, y_m 为预测目标的坐标，是预测得的； \hat{x}_i, \hat{y}_i 为滤波求得的飞机的坐标； \hat{x}_i, \hat{y}_i 为滤波求得的飞机的速度。

俯冲 λ 的修正公式如式 (8) 所示。

$$\begin{cases} \lambda_i^* = \lambda_i + c\lambda_i \\ \lambda_i = \arctg \frac{\hat{H}_i}{\hat{v}_{\tau_i}} \\ \hat{v}_{\tau_i} = \sqrt{\hat{x}_i^2 + \hat{y}_i^2} \end{cases} \quad (8)$$

式 (8) 中： λ_i 为俯冲速度； C 为常数；因为飞机对地面攻击时，在高度上不是对准目标，有一个前量，所以有用修正 $\Delta\lambda$ 的方法来修正^[6]。

3.3 飞机运动预测模型建立

在飞机运动参数方案的基础上，根据飞机进入俯冲阶段时飞行特点，建立预测模型，对俯冲拐弯段的射击精度有较大提高。

笔者在设计方案时主要考虑了实用性，不会改变现有火控系统指标（如：计算机、计算速度、关系、火控系统的时延等）。利用前面飞机的运动参数，预测出飞机未来点的坐标，预测公式如式 (9) 所示。

$$\begin{cases} x_y = x^* + V_{\Gamma}^* \sin \theta_i^* \cdot t_y \\ y_y = y^* + V_{\Gamma}^* \cos \theta_i^* \cdot t_y \\ H_y = H^* + V_{\Gamma}^* \sin \lambda_i^* \cdot t_y \end{cases} \quad (9)$$

式 (7) 中 $V_{\Gamma}^* = \sqrt{\hat{x}^{*2} + \hat{y}^{*2} + \hat{H}^{*2}}$ ； x^*, y^*, H^* 为过

正的现在点的坐标； V_{Γ}^* 为过正的速度（现在点）； θ_i^*, λ_i^* 是过正的向和俯冲； t_y 为弹飞行时。

4 方案的验证

笔者在不动用飞机进行飞行验证的前提下，采用数学模拟的方法，利用获得的飞机实数据和数学模型进行计算，通过对运算进行分析以及对射击误差进行比较，如图 1，验证了数学模型的准确性^[7-8]。

表 1 误差统计结果对照表

俯冲拐弯段	方位角的系统误差	方位角均方差	俯仰角的系统误差	俯仰角均方差
校正前	50.3	39.5	17.1	28.3
校正后	20.1	8.5	11.6	20.6

通过对飞行数据的计算，从上面的统计可以得出：未修正过的数学模型，改进算法计算出的高炮射击在俯冲拐弯段的系统误差减少，俯冲角均方差减小。从前面的分析可以看出：由于系统误差的减少，高炮的命中率会有较大提高。俯冲拐弯段射击精度的提高增加了有效射击时间，提高了高炮的整体作战效能。

5 结束语

笔者在分析前人对高炮火控系统数学模型的基础上，对高炮火控系统的结构和多数据，完成了对传统数学模型的改进设计。验证了：新方法减小了计算高炮射击的系统误差，提高了高炮的命中率和射击精度。

参考文献：

- [1] 武隶民, 卢盛田, 陈秀卿. 对空防御武器发展趋势: 弹炮结合武器系统[M]. 北京: 解放军出版社, 1995, 15(6): 13-18.
- [2] 郭治. 现代火控理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.
- [3] 总参炮兵部. 高炮射击理论[M]. 北京: 解放军出版社出版, 1987.
- [4] 王校会, 王振刚. 防空卫士火控系统中平滑与预测问题[J]. 火控技术, 1986(2): 20-23.
- [5] 沈书翔. 目标俯冲机动的预测[C]. 207 所学术论文集: 第 2 集. 太原: 北方自动化研究所, 1987: 15-18.
- [6] 李红艳. 目标航迹在转弯状态下自适应算法的研究[J]. 火炮发射与控制学报, 1992(5): 21-24.
- [7] 空 5 所. 空袭飞行手册[S]. 北京: 解放军出版社, 1982: 20-25.
- [8] 郭尚来 译. 随机过程控制理论导论[M]. 北京: 清华大学出版社, 1980: 30-45.