

doi: 10.7690/bgzdh.2013.09.021

高炮动态射击诸元检飞试验有效航次的判定方法

史海龙¹, 史慧敏¹, 王晶晶², 张宇飞¹

(1. 中国人民解放军 63863 部队, 吉林 白城 137001; 2. 中国人民解放军 63856 部队, 吉林 白城 137001)

摘要: 为判定高炮动态射击诸元检飞试验中航路的有效性, 在分析火控系统模型和航路弯曲度对射击诸元精度影响的基础上, 通过计算航路弯曲度产生的误差, 提出一种判定航路有效性的方法。该方法在某型雷达实验中的应用结果表明, 该方法可为检飞试验中有效航次的判定提供依据。

关键词: 航路弯曲度; 有效航次; 射击诸元精度

中图分类号: TJ306 **文献标志码:** A

Valid Path Judging Method in Flying Test for Antiaircraft Artillery

Shi Hailong¹, Shi Huimin¹, Wang Jingjing², Zhang Yufei¹

(1. No. 63863 Unit of PLA, Baicheng 137001, China; 2. No. 63856 Unit of PLA, Baicheng 137001, China)

Abstract: In order to judge the validity of flight path in flying test for firing data of antiaircraft artillery, based on the analysis of the fire control system model and the effect of flight path curvature on the dynamic accuracy, through the calculation of error caused by the curvature, a judging method for path validity is proposed. The method is used in a radar test; the result shows that the method can be used as a judging criterion for valid path in flying test.

Key words: flight path curvature; valid path; dynamic accuracy

0 引言

高炮武器系统对目标射击过程中, 射出的弹丸无法对目标的机动特性做出反应, 因此需要由火控系统预先对目标运动特性作出假定。目标运动假定是火控系统对目标在弹丸飞行时间内的运动规律所作的假设^[1], 通常包括匀速直线运动假定、匀加速直线运动假定和水平匀速圆弧运动假定等, 其中匀速直线运动假定是主要和最常用的假定。在匀速直线运动假定情况下, 火控系统由现在点^[1] M 解提前点^[1] M_q 的公式为 $M_q = M + V \cdot t_f$, 认为在弹飞时间 t_f 内, 目标速度 V 不变。

高炮火控系统动态射击诸元精度(以下简称诸元精度)的考核是基于匀速直线假定、通过检飞试验完成的, 通常采用飞机作为目标, 统计几个到十几个有效航次的检飞数据^[2-4]。从 $M_q = M + V \cdot t_f$ 可知, 如果某些航次不符合火控系统所作的 V 不变假定, 则会对诸元精度造成较大影响, 不能作为有效航次参加射击诸元精度的统计。但实际试验中不可能有绝对的 V 不变航迹, 因此必须在数据处理过程中计算出 V 变化对射击诸元精度的影响, 用来判定航次是否有效。

笔者在分析航路弯曲度对射击诸元精度影响的基础上, 通过计算航路弯曲度产生的误差, 提出一

种判定航路有效性的方法。

1 航路弯曲度的计算

图 1 为目标机飞行航迹示意图。点 A 为目标机现在点的位置, V 为目标机在 A 点处的速度矢量, 点 C 为被试火控系统求得的目标机未来点位置, 点 B 为目标机相对于 A 点的实际未来点位置。定义 A 点的航路弯曲度为 $\angle CAB$ 的值, 包含了高低向和水平向在弹飞时间内目标机飞行方向的角度变化。

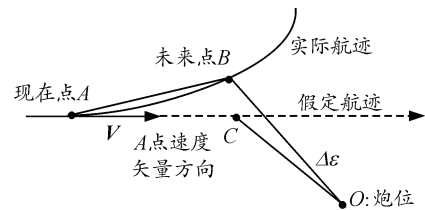


图 1 飞行航迹示意图

航路弯曲度的计算步骤如下:

- 1) 求点 A 的速度矢量 V ;
- 2) 用顺解法^[5-7]求实际的未来点 B 的坐标值;
- 3) 应用向量点积式 (1) 求出夹角 $\angle CAB$ 的值, 即为航路弯曲度。

$$\angle CAB = \arccos \frac{AB \cdot V}{|AB| \cdot |V|} \quad (1)$$

下面给出 A 点速度矢量的计算方法。假设已得

收稿日期: 2013-04-22; 修回日期: 2013-05-17

作者简介: 史海龙(1979—), 男, 辽宁人, 硕士, 工程师, 从事火控系统试验研究。

到航路中目标机的坐标标准值序列 $\{(x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2), \dots, (x_n, y_n, z_n)\}$, n 为采样点数。将每个坐标值看作是某个函数 $X = f(t)$ 的取样值 (X 为坐标的向量表示), 则运用插值原理, 可以建立插值多项式 $X = p_n(t)$ 作为函数 $f(t)$ 的近似, 速度 $f'(t)$ 可以用 $P'_n(t)$ 的值来近似。

$P_n(t)$ 可以用拉格朗日三点插值法建立。从航路数据中先获得 $t_0, t_1 = t_0 + h, t_2 = t_0 + 2h$ 3 个节点上的函数值 $f(t_0), f(t_1), f(t_2)$, 建立 $P_n(t)$ 如下:

$$P_n(t) = \frac{(t-t_1)(t-t_2)}{(t_0-t_1)(t_0-t_2)} f(t_0) + \frac{(t-t_0)(t-t_2)}{(t_1-t_0)(t_1-t_2)} f(t_1) + \frac{(t-t_0)(t-t_1)}{(t_2-t_0)(t_2-t_1)} f(t_2) \quad (2)$$

令 $t = t_0 + s \cdot h$, 式 (2) 可表示为

$$P_n(t_0 + sh) = \frac{1}{2}(s-1)(s-2)f(t_0) - s(s-2)f(t_1) + \frac{1}{2}s(s-1)f(t_2) \quad (3)$$

两端对 s 求导, 即可求得 t 时刻的导数:

$$P'_n(t_0 + sh) = \frac{1}{2h} [(2s-3)f(t_0) - (4s-4)f(t_1) + (2s-1)f(t_2)] \quad (4)$$

应用式 (4), 即可求得 t 时刻的目标速度 V 。

求得 V 后, 进行均值滤波处理, 得到最终平稳的速度。公式如下:

$$V_i = \frac{1}{2n+1} \sum_{k=i-n}^{i+n} V_k \quad (5)$$

式中 n 需要在实际试验中根据标准设备^[2]测得数据的特性来设定。

2 航路有效性判定方法

为判定航路是否有效, 首先需要计算航路弯曲度对射击诸元产生的误差, 为此需要分析火控系统的解算模型。火控系统要解决的核心问题是解命中问题^[8-10], 解算过程可以用式 (6)、式 (7) 表示:

$$M_q = \phi(M) \quad (6)$$

$$X = g(M_q) \quad (7)$$

输入现在点 M , 经函数 ϕ 求得提前点 M_q , 然后通过函数 g 求出射击诸元 X 。 g 为对固定点求射击诸元的函数。

由于无法直接建立 $\phi(M)$ 的解析式, 可采用顺解法求 M_q 。建立 $\phi(M)$ 的等价函数 $\varphi(M, M_q)$ 。在匀速

直线假定情况下:

$$\varphi(M, M_q) = M + V \cdot t_f = M + P'(t) \cdot f(M_q) \quad (8)$$

式中: P' 为根据现在点建立的目标位置函数; V 为目标速度; t_f 为弹丸飞行时间。 f 为对固定点求弹飞时间的函数。

在 t_0 时刻, $M = M_0$, $\varphi(M, M_q)$ 由多变量函数变为单变量函数:

$$\psi(M_q) = \varphi(M_0, M_q) = M_0 + P'(t_0) \cdot f(M_q) \quad (9)$$

定义 ψ 的 n 次幂为:

$$\psi^n(M_q) = \begin{cases} M_q & n = 0 \\ \psi^{n-1}(\psi(M_q)) & n > 0 \end{cases} \quad (10)$$

取 M_q 的初值为 M_0 , 在航前情况下,

$|\psi^{k+1}(M_0) - \psi^k(M_0)|$ 收敛, 即有:

$$\lim_{k \rightarrow +\infty} |\psi^{k+1}(M_0) - \psi^k(M_0)| = 0 \quad (11)$$

则可求得正整数 k , 使式 (12) 成立:

$$|\psi^{k+1}(M_0) - \psi^k(M_0)| < \varepsilon \quad (12)$$

式中 ε 为预设的误差允许值。则 t_0 时刻提前点和射击诸元公式为

$$\begin{cases} M_q = \psi^k(M_0) \\ X = g(M_q) \end{cases} \quad (13)$$

从式 (9) ~ 式 (13) 可知, 动态射击诸元误差的来源主要有跟踪测量装置 (跟踪雷达、光电跟踪器等) 的误差 ε_{M_0} ; 解算误差 ε_X , 包括求解速度 V 的误差 ε_P , 求弹飞时间的误差 ε_f , 顺解法的误差 ε' , 求诸元的误差 ε_g ; 目标运动假定与实际航路不符造成的模型误差 ε_m , 即由航路弯曲造成的误差。则射击诸元误差可用式 (14) 表示:

$$\varepsilon = \varepsilon_{M_0} + (\varepsilon_P + \varepsilon_f + \varepsilon' + \varepsilon_g) + \varepsilon_m = \varepsilon_{M_0} + \varepsilon_X + \varepsilon_m \quad (14)$$

在式 (14) 中, 若 $\varepsilon_{M_0} = 0, \varepsilon_X = 0$, 则计算结果即为航路弯曲度误差。理想为 0 情况很难得到, 在计算过程中, 使 ε_{M_0} 和 ε_X 的量级尽可能接近标准值解算过程中产生的误差量级, 则可认为误差为 0。

高炮火控系统动态射击诸元精度统计的数据处理过程可用图 2 表示。

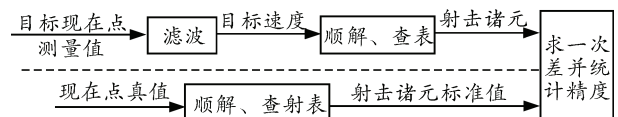


图 2 射击诸元精度计算过程

图 2 中虚线的上半部分表示被试火控系统的解算过程，虚线下半部分表示标准值解算的过程。射击诸元的解算精度是通过对被试火控系统的诸元输出值与标准值的一次差进行统计来完成的。

由式 (14) 及图 2，可建立由航路弯曲度引入的射击诸元误差的计算流程，如图 3 所示。

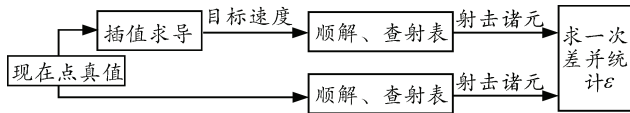


图 3 航路弯曲度造成的射击诸元误差的统计

在图 3 中，求解射击诸元时用的是标准设备测得的坐标真值，所以在式 (14) 中有 $\epsilon_{M_0} = 0$ 。插值求导用式 (5) 计算速度，采用了全航路数据，可认为 $\epsilon_{p_i} = 0$ ，在顺解迭代过程中直接使用了标准射表，有 $\epsilon_f = 0$ 、 $\epsilon_g = 0$ ，火控计算机和标准值解算程序都采用了同样的顺解法，有 $\epsilon' = 0$ ，因此可以认为 $\epsilon_x = 0$ 。则由图 3 统计得到的 ϵ 就是由于航路弯曲度而引入的解算误差 ϵ_m 。

由一次差统计 ϵ 可采用文献[2]中的分段统计

法，也可采用不分段统计法。统计出系统误差和均方差后，与技术文件中规定的射击诸元精度指标比较，若系统误差大于指标系统误差或均方差大于指标均方差，则可将航路判为无效航路。

3 在试验中的应用

某型火控雷达选取 5 条航路统计射击诸元，采用式 (5) 计算速度求航路弯曲度，结果见图 4。图 4(a)表示不经滤波处理求得的航路弯曲度，图 4(b)表示式 (5) 中 $n=2$ (5 点滤波) 时求得的航路弯曲度，图 4(c)表示式 (5) 中 $n=5$ (11 点滤波) 时求得的航路弯曲度。图 4(c)是最终采用的结果。

采用图 3 方法求得由航路弯曲度造成的方位角一次差、区段系统误差、区段均方差结果见图 5，射角结果见图 6，整条航路的结果见表 1、表 2。采用了 2 种方法统计系统误差和均方差，一种为文献[2]中的分段统计方法，将每条航路平均分为 6 段；一种为对整条航路不分段的统计方法。表 1、表 2 中的系统误差和均方差皆小于技术文件中的指标要求，因此可判定 5 条航路皆是有效航路。可以采用射击诸元精度的统计结果。

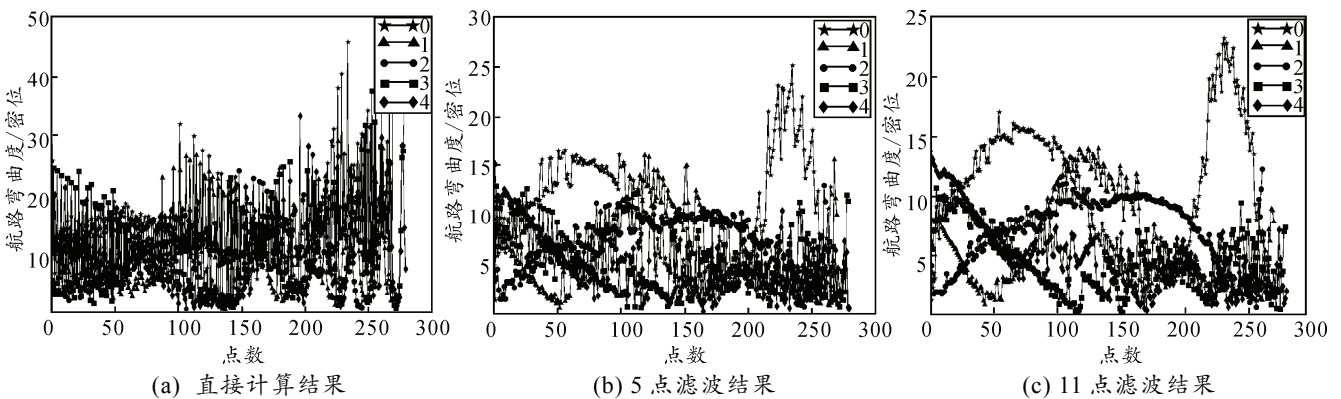


图 4 航路弯曲度

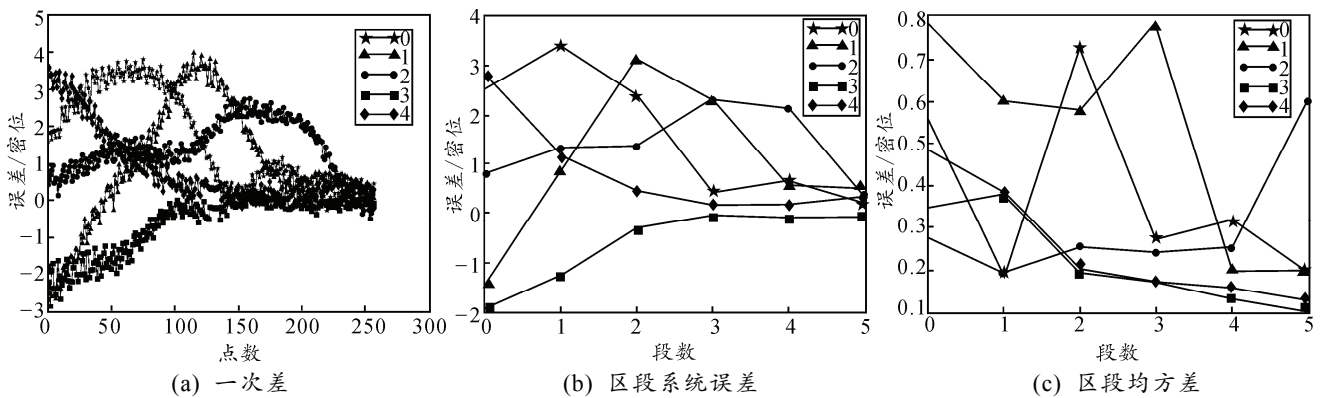


图 5 方位角结果

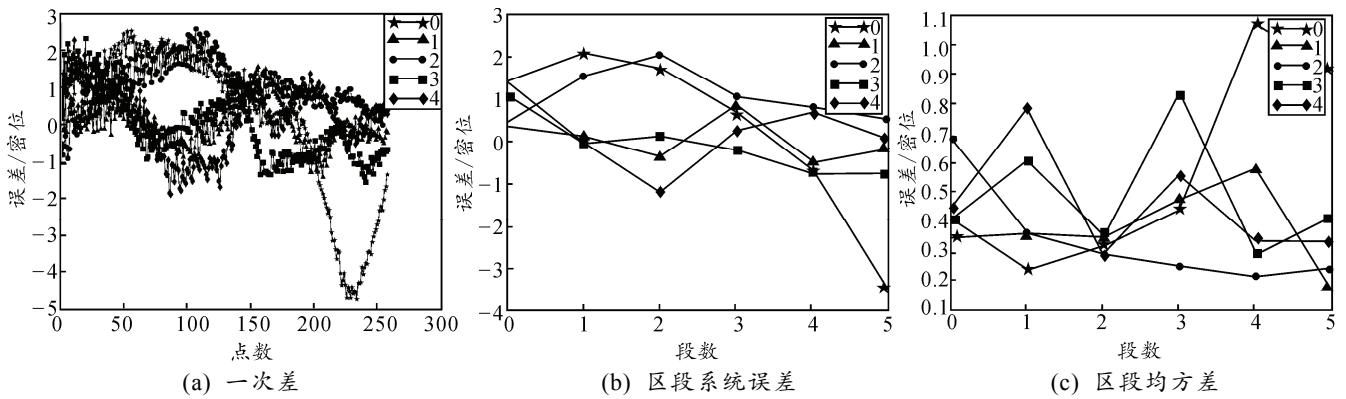


图6 射角结果

表1 分段统计结果

航次	方位		高低	
	系统误差	均方差	系统误差	均方差
1	1.604 7	0.459 4	0.263 2	0.710 7
2	1.021 3	0.598 6	0.048 1	0.424 9
3	1.383 4	0.359 1	1.057 9	0.437 7
4	-0.637 1	0.291 5	-0.044 4	0.567 0
5	0.841 6	0.326 8	0.146 8	0.539 5

表2 不分段统计结果

航次	方位		高低	
	系统误差	均方差	系统误差	均方差
1	1.604 7	1.316 8	0.263 2	2.047 0
2	1.021 3	1.541 8	0.048 1	0.634 1
3	1.383 4	0.778 3	1.057 9	0.703 9
4	-0.637 1	0.787 4	-0.044 4	0.922 9
5	0.841 6	0.996 8	0.146 8	0.894 5

4 结论

笔者分析了航路弯曲度对动态射击诸元精度的影响，通过计算由航路弯曲度造成的误差，提出一种判定航路有效性的方法，为试验中有效航次的判定提供了依据。

参考文献：

[1] 王校会, 马骥桥, 等. GJB 745-89 兵器火控系统术语符号[S]. 北京: 军标出版社, 1989: 2-3.

(上接第53页)

参考文献：

[1] 徐鹤山. 发动机叶片工程应用分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
 [2] 岳珠峰, 李立州, 王婧超. 航空发动机涡轮叶片多学科设计优化[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
 [3] Hong Hee Yoo, Jung Hun Park, Janghyun Park. Vibration analysis of rotating pre-twisted blades[J]. Computers and Structures. 2001, 79: 1811-1819.
 [4] Hong Y, He X D, R G Wang. Vibration and damping analysis of a composite blade[J]. Materials and Design, 2012, 34: 98-105.
 [5] Young Jung Kee, Ji Hwan Kim. Vibration characteristics of initially twisted rotating shell type composite blades[J]. Composite Structures. 2004, 64: 151-159.
 [6] 杨慧, 郑贇. 测量叶轮机振动叶片表面非定常气动响应

[2] 王国新, 陈国军, 等. GJB 3856-99 高炮综合体定型试验规程[S]. 北京: 军标出版社, 1999: 19-21.
 [3] 王立平, 曹建敏, 等. GJB 3114-97 自行高炮火控系统试验方法[S]. 北京: 军标出版社, 1997: 10-12.
 [4] 张世春, 张柄枢, 等. GJB 1180-91 高炮指挥仪定型试验方法[S]. 北京: 军标出版社, 1991: 12-21.
 [5] 王涛, 唐宴虎. 高炮射击提前点的解法研究[J]. 火力与指挥控制, 2005, 30(8): 40-43.
 [6] 李文才, 张翼. 近似计算求解高炮相遇问题[J]. 兵工自动化, 2011, 30(4): 8-11.
 [7] 陈国军, 史慧敏, 史海龙. 基于动态飞行试验的目标命中区域的计算方法[J]. 兵器试验, 2012(4): 32-35.
 [8] 朱莹, 李文才, 段刚. 高炮火控精度分析方法[J]. 兵工自动化, 2006, 25(8): 1-2.
 [9] 王中许, 陈黎. 分布式高炮火控系统3种射击方式的实现[J]. 兵工学报, 2011, 32(7): 795-800.
 [10] 崔星毅, 魏玮, 王蕊照, 等. 车体姿态扰动与射击诸元误差相关性分析[J]. 火炮发射与控制学报, 2010(3): 4-7.
 [11] 刘永鸿, 张文红. 一种高炮武器系统射击准备精度综合检测方法[J]. 兵工自动化, 2011, 30(6): 1-2.
 [12] 王铃, 张云龙, 王伟, 等. 基于多传感器的航迹自动判别算法[J]. 兵工自动化, 2010, 29(5): 77-80.
 [13] 的实验技术[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 71-77.
 [7] 林左鸣, 李克安, 杨胜群. 航空发动机压气机转子叶片声激振试验研究[J]. 动力学与控制学报, 2010, 8(1): 12-18.
 [8] 郭星辉, 魏伟明. 凸肩叶片的振动响应[J]. 东北大学学报, 2006, 27(3): 344-346.
 [9] 张伟, 冯志青, 曹东兴. 航空发动机叶片非线性动力学分析[J]. 动力学与控制学报, 2012, 10(3): 213-221.
 [10] 林海英, 陈萌. 小型航空涡轮增压器叶片强度振动研究[J]. 噪声与振动控制, 2009, 6: 44-49.
 [11] 申苗, 唐驾时, 李克安, 等. 航空发动机双转子系统的模态分析[J]. 兵工自动化, 2010, 29(2): 34-36.
 [12] 黎飞龙, 吴宝勤, 范志强. 航空发动机叶片包容性瞬态响应的数值仿真[J]. 兵工自动化, 2012, 29(7): 22-27.
 [13] 张朝晖. ANSYS12.0 结构分析工程应用实例解析[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010.