

一种特殊条件下航空炸弹弹道特征数的符合计算

聂光成^{1,2}, 张安¹, 彭志专²

(1. 西北工业大学 电子信息学院, 陕西 西安 710072; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:针对某型战机上挂载使用某型航空炸弹的问题,提出了一种炸弹弹道系数的符合计算方法。该方法选用航空炸弹质点弹道模型,采用虚拟风洞数值模拟得到的炸弹阻力定律,结合实弹靶试数据,对弹道系数进行了符合计算。该符合计算方法下的射程误差在1%以内。文中弹道模型可能适用其它质点弹道模型,选用的弹道模型与阻力定律同某型飞机火控弹道模型和阻力定律越是一致,符合计算出的弹道特征数就越有实用价值。在挂载航空火箭弹或采用航炮炮弹时,可考虑选用西亚切阻力定律。对于航空子母弹、带降落伞的低空高阻炸弹,可符合计算出它们相应的等效弹道的弹道特征数。

关键词:弹道系数; 质点弹道模型; 阻力定律; 符合计算

中图分类号: V246; TJ413 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)02-0014-04

在某型战机上挂载某型航空炸弹具有重要意义,但在使用航空炸弹攻击地面目标时,需要将航空炸弹的弹道特征参数输入到机载火控数字计算机中,以供完成瞄准解算任务。一般来说有3种不同的方法把航空炸弹弹道特征参数输入到机载计算机中。其一是编码输入法(用于有编号的炸弹),往计算机内输入所挂炸弹的代码(编号),按照该代码计算机访问那些固定存贮单元,该单元内编排全部带给定编号的炸弹标称弹道系数,这个方法是最准确的。其二是按空气阻力分类规律输入法,往计算机里输入空气阻力分类规律的编号和炸弹特征速度值,利用这些计算炸弹平均弹道系数。其三是按炸弹特征落下时间输入法,往计算机里输入炸弹的特征落下时间,利用该时间计算炸弹平均弹道系数^[1]。

在某型战机上挂载某型航空炸弹时,根据实际情况,只能采用将弹道特征数往机载火控计算机中直接输入这一方法。但某型炸弹的原弹道特征参数并不能直接使用,而必须确定出相对于某型战机火控弹道模型所用阻力定律,且符合实弹靶试射程(落下时间等)的弹道特征参数。

1 符合计算方法

1.1 弹道模型的确定

弹道模型应和某型战机火控计算机所采用的弹道模型完全一致,根据仿真计算,确定采用如下所述的质点弹道模型^[2]。

1.1.1 坐标系

假设地球为一球体, R 为地球半径, A 为地心,采用地球中心引力场,建立如图1所示的坐标系。图1中,坐标系的原点位于航空炸弹的质心 O ,一个轴 Y_g 沿地球半径方向,取半径增加的方向为正向,其单位矢量为 r^0 ;另一个轴 X_g 垂直于半径的方向,取角 ω (ω 为沿地球半径方向的坐标轴随炸弹质心转过的角度)增加的方向为正向,其单位矢量为 n^0 ;第三个轴 Z_g 分别与上面两个轴垂直并与其构成右手系。该坐标系以角速度 $\dot{\omega}$ 绕地心而旋转。 V_0 为炸弹的初始速度, V_c 为炸弹的落点速度, V_n 和 V_r 表示炸弹速度在 X_g 和 Y_g 坐

收稿日期:2007-03-20

基金项目:高校博士点基金资助项目(20060699026)

作者简介:聂光成(1971-),男,汉族,湖北天门人,博士生,主要从事航空武器系统建模、仿真与效能评估研究。

E-mail:ngskgy@163.com

标轴上的分量。点 C 为炸弹落点, λ 为速度 V 与 X_g 坐标轴正向的夹角。

1.1.2 航空炸弹的质心运动方程组

利用航空外弹道学知识, 得出炸弹的标准运动方程^[3]:

$$\frac{dV}{dt} = -CH(y) \frac{\pi \rho_{on}}{8000} VC_{x_0}(M)V + g \tag{1}$$

式中: V 为弹道上弹丸的速度矢量; t 为弹丸的飞行时间; C 为弹道系数; $H(y) = \frac{\rho_N(y)}{\rho_{on}}$, $\rho_N(y)$ 、 ρ_{on} 分别为高度 y 处的空气密度值和地面的空气密度标准值; y 为炸弹质心到地表海平面的高度; $C_{x_0}(M)$ 为所选定的空气阻力定律; M 为马赫数, $M = \frac{V}{C_N(y)}$, $C_N(y)$ 为在高度 y 上的音速标准值; g 为重力加速度。

将炸弹标准运动方程(1)在所建立的坐标轴上投影, 得到如下的标量方程组^[4]:

$$\begin{cases} \dot{V}_n = EV_n - \frac{V_n V_r}{r} \\ \dot{V}_r = EV_r - g\left(\frac{R}{r}\right)^2 + \frac{V_r^2}{r} \\ \dot{X} = V_n \frac{R}{r} \\ \dot{Y} = V_r \\ E = -CH(y) \frac{\pi \rho_{on}}{8000} VC_{x_0}(M) \end{cases} \tag{2}$$

炸弹质心的坐标是动坐标原点从起始坐标原点算起沿地球表面的弧长 x (见图 1), 以及至地球表面的距离 y , 坐标 y 应从海平面算起, 而不是从投弹点对应的地面投影点水平面算起。 $V = \sqrt{V_n^2 + V_r^2}$ 为弹道上炸弹的现有速度; $r = R + y$, 即 r 为炸弹质心到地心的距离。

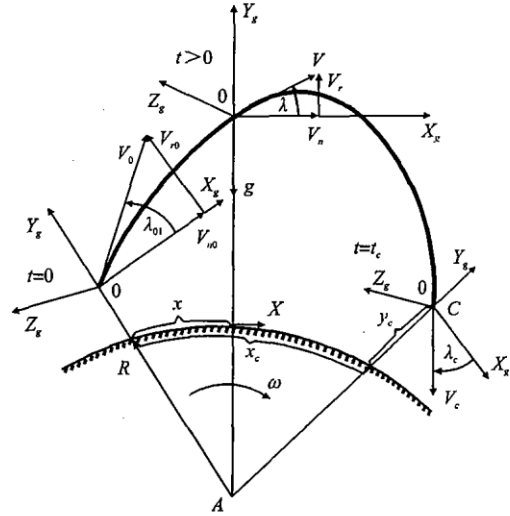


图 1 与炸弹质心固连的动坐标系
Fig. 1 Floating coordinate system joined to center of mass of bomb

初始条件为: $t = 0$ 时, $V_n = V_{01} \cos \lambda_{01}$, $V_r = V_{01} \sin \lambda_{01}$, $x = 0$, $y = H$; λ_{01} 为速度 V_{01} 与 X_g 坐标轴正向的夹角, H 为飞机投弹时的高度, V_{01} 为炸弹的绝对初始速度 (非弹射投弹时, 与投弹时的飞机速度相等)。

1.2 空气状态参数的确定

某型战机装备有大气数据计算机, 因此投弹时的空气状态参数利用机载大气数据计算机测量计算所得的参数值^[5]。

1.3 阻力定律的确定

选用的阻力定律应和某型战机火控弹道模型中所用的阻力定律一致。本文应用基于 FLUENT 软件的虚拟风洞对具有典型外形的航空炸弹进行数值模拟^[6], 得到其阻力系数随马赫数的变化曲线, 作为火控弹道模型中所用阻力定律的近似替代, 如图 2 所示。图 2 中共有 4 条曲线, 根据挂载的炸弹外形选用相应的阻力系数曲线。采用分段拟合将阻力系数曲线转化为多项式表达式, 由于在地面进行符合计算, 计算时间要求不高, 多项式的阶数可适当高些^[7]。

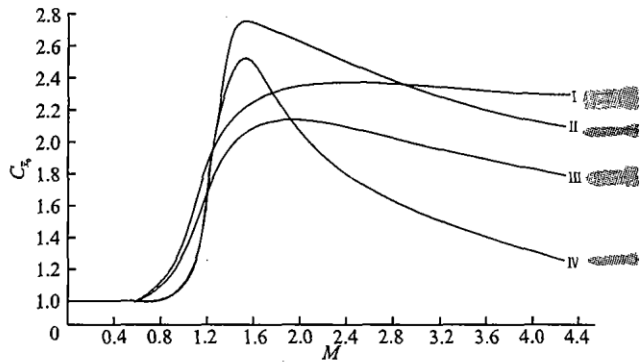


图 2 选用的阻力定律
Fig. 2 Chosen drag law

2 算例

在符合计算时所需要的实际弹道诸元可以通过两种方法得到,一种方法是求解炸弹一般运动数学模型,另一种方法是在实际射击条件下测定出弹道诸元,而后者是更重要的。在轰炸瞄准问题中,对射程计算的准确性要求比其它诸元高,轰炸精度以射程为主^[8],因此选定按射程进行弹道的符合计算。

在位于地球表面的落点处,横坐标就是炸弹的射程。另外符合计算与投弹的初始条件,如投弹高度、速度、俯仰角等有关,因此在实弹投放过程中改变投弹条件,测定出系列射程,然后将投弹条件作为方程组(2)的初始条件进行符合计算,得出系列弹道系数,最后取平均弹道系数。条件参量关系如图3所示。

根据以上所述,编制弹道解算程序,结合实弹试验数据,对某种航空炸弹的弹道系数进行符合计算^[9]。先确定一初始的弹道系数值,后求解微分方程得出理论射程,并与实际射程比较,在两者不等时变化弹道系数值,变化量取0.01,重复试探计算,直到实际射程与理论射程之差小于某一给定值时中止计算,最后得到符合弹道系数值。算例计算结果见表1。

表1 某型战机挂载某种航空炸弹时弹道系数的符合计算数据

Tab. 1 Coincidental calculation data of ballistic coefficient of certain aviation bomb for certain fighter plane

速度/(km·h ⁻¹)	高度/m	射程/m	符合弹道系数
750	1 500	2 211.3	2.13
	2 000	2 427.3	2.19
	2 500	2 609.1	2.21
800	1 500	2 310.1	2.08
	2 000	2 530.2	2.11
	2 500	2 721.0	2.14
850	1 500	2 389.3	2.09
	2 000	2 629.7	2.06
	2 500	2 825.6	2.17

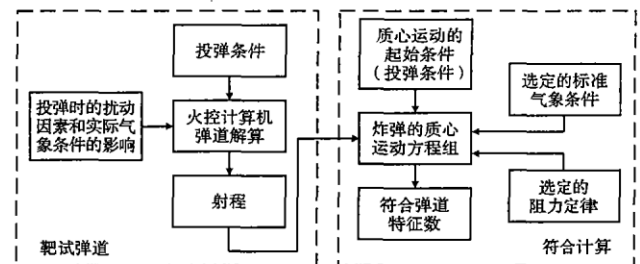


图3 计算符合弹道系数时的条件关系

Fig. 3 The condition relation for calculation of coincidental ballistic coefficient

最后的平均符合弹道系数为2.13,将符合弹道系数转换为炸弹的标准落下时间,就可输入至机载计算机中使用。

经检验,所计算出的炸弹的符合特征落下时间具有一定的实用价值,文中所采用的方法也可用于其它无控航弹^[10]。

3 结束语

符合弹道特征数的计算除了能解决某型战机加挂某型无控航弹问题外,还可解决另外一类无控航弹在新的环境条件下使用的适应性问题。当然,为了彻底地解决无控航弹在某型战机上的使用适应性问题,需对机载火控软件进行改变。

参考文献:

- [1] 林德福, 祁载康. 非常规炮弹阻力系数与攻角辨识方法研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(增刊2): 282-284.
LIN Defu, QI Zaikang. Study on Identification of Drag Coefficient and Angle of Attack for Unconventional Projectile[J]. 2006, 18(Suppl. 2): 282-284. (in Chinese)
- [2] 张晓东, 傅建平, 张培林. 基于改进遗传算法的内弹道多参数符合计算[J]. 弹道学报, 2006, 18(4): 41-44.
ZHANG Xiaodong, FU Jianping, ZHANG Peilin. Research on Multi-parameter According Calculation of Interior Trajectory Based on Improved Genetic Algorithm[J]. Journal of Ballistics. 2006, 18(4): 41-44. (in Chinese)
- [3] Michael A J. Experiment Investigation of Added Mass During Parachute Deceleration Preliminary results[R]. AIAA-91-0856, 1991.
- [4] 张喜斌, 陈学江, 杨宝强, 等. 非标准气象条件弹道偏差的自动修正[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2003, 4(3):

- 20 - 22.
- ZHANG Xibin, CHEN Xuejiang, YANG Baoqiang, et al. Study on Automatic Correcting of Ballistic Trajectory Windage on the Non - standard Weather Condition[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2003, 4(3): 20 - 22. (in Chinese)
- [5] Hamzaoui R, Saupe D. Combining Fractal Image Compression and Vector Quantization[J]. IEEE Trans on Image Processing, 2000, 9(2): 197 - 208.
- [6] 王雨时. 弹丸战斗部及其破片空气阻力系数德 Logistic 曲线分段拟合[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 242 - 244. WANG Yushi. Logistic Curve Subsection Simulation for Air Resistance Coefficient of Warhead and Its Fragment[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance. 2006, 26(1): 242 - 244. (in Chinese)
- [7] ZHUANG Zhi - hong, TU Jian - ping, WANG Hong - bo. Prediction of time to go During Missile - target Encounter[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(5): 32 - 38.
- [8] 张 莉, 张 安, 史志富, 等. 基于排序的自适应遗传算法航空炸弹弹道拟合方法[J]. 火力与指挥控制, 2007, 32(3): 34 - 36. ZHANG Li, ZHANG An, SHI Zhifu, et al. Ballistic Trajectory Fitting of Aviation Bomb based on Ranking AGA[J]. Fire Control and Command Control, 2007, 32(3): 34 - 36. (in Chinese)
- [9] Calise A J, Bae G H. Optimal Heading Change With Minimum Energy loss for a Hypersonic Gliding Vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(4): 609 - 614.
- [10] Hull D G. Conversion of Optimal Control Problems Into Parameter Optimization Problems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(1): 57 - 60.

(编辑: 姚树峰)

Coincidental Calculation of Aviation Bomb Trajectory Characteristic Parameter on Certain Conditions

NIE Guang - shu^{1,2}, ZHANG An¹, PENG Zhi - zhuan²

(1. School of Electric and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In this paper aimed at the application problem of certain aviation bomb for a certain fighter, a coincidental calculation method of bomb ballistic coefficient is proposed. In the method particle trajectory model of certain aviation bomb is chosen, drag law by the numerical simulation based on the virtual wind - tunnel is adopted. Combined with the ball firing data, the coincidental ballistic coefficient is calculated. The range error based on the coincidental calculation method does not exceed 1%, the method is effective and also applicable to other non - control aviation bombs. In this research, the other particle trajectory models are also available. The more the trajectory model and drag law are consistent with those in the fire control computer, the more the trajectory characteristic parameter is of practical value. Considering aviation rocket or bullet, Siacci drag law could be adopted. With regard to aviation scatter bomb and low altitude high - drag parachute bomb, the corresponding characteristic parameter of equivalent trajectory could be obtained.

Key words: ballistic coefficient; particle trajectory model; drag law; coincidental calculation