

文章编号: 1674-8190(2025)05-123-06

某型靶标系统精度分析研究

薛杰¹, 马原²

(1. 西安航天动力技术研究所, 西安 710025)

(2. 陕西航空电气有限责任公司, 西安 710065)

摘要: 命中精度是检验武器系统作战能力的最重要标准, 靶标作为陪试产品, 其圆概率误差同样重要。某型靶标模拟美制杰达姆系列炸弹, 用于地空武器系统的拦截试验, 其精度指标也是很重要的一环。对于精度分析, 传统的仿真或试验方法通常费时费力。通过对某靶标系统的误差来源进行梳理, 建立误差树, 采用误差合成法对靶标系统精度进行分析与研究; 通过理论分析方法计算落点精度, 通过模拟打靶仿真分析与实弹打靶进一步验证此低成本计算分析方法的科学性与合理性。结果表明: 本文分析方法在理论设计时可以快速且低成本地对精度指标进行分析, 指导后续设计, 具有一定的工程实践意义。

关键词: 靶标; 圆概率误差; 误差合成法; 理论设计; 精度分析

中图分类号: V57; TJ06

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.05.13

Research on hit accuracy analysis of a certain type of target system

XUE Jie¹, MA Yuan²

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Technology Institute, Xi'an 710025, China)

(2. Shaanxi Aero Electric Co., Ltd., Xi'an 710065, China)

Abstract: Hit accuracy is the most important criterion for testing the combat capability of weapons, and the circular probability error of the target as a test product is equally important. A certain type of target simulates the American made JDAM series bomb, which is used for interception experiments of ground to air weapon systems, and its accuracy index is also an important part. For accuracy analysis, the traditional simulation or experimental methods are often time-consuming and laborious. The sources of errors in a certain target system are sorted out, and the error tree is established. The error synthesis method is used to perform the analysis and study on the accuracy of the target system. The accuracy of the landing point is calculated through theoretical analysis methods, and the scientific nature and rationality of this low-cost calculation analysis method are verified by simulated shooting analysis and live fire shooting. The results show that the analysis method proposed in this paper can perform for quick and low-cost analysis of accuracy indicators in theoretical design, guide subsequent design and are of certain engineering practical significance.

Key words: target; circular probability error; error synthesis method; theoretical design; precision analysis

收稿日期: 2023-09-15; 修回日期: 2024-04-09

通信作者: 薛杰(1992-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: 417342440@qq.com

引用格式: 薛杰, 马原. 某型靶标系统精度分析研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(5): 123-128.

XUE Jie, MA Yuan. Research on hit accuracy analysis of a certain type of target system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(5): 123-128. (in Chinese)

0 引言

目前常规航空炸弹多是无控弹,只能采取中低空“地毯式”的临空轰炸模式,不能满足精确打击目标的作战需求,因此其制导化改进受到高度关注^[1]。经过制导化改进的常规航空炸弹,将成为未来战争中打击目标的重要航空作战武器^[2]。美国波音公司是最早深入开展常规航空炸弹制导化改进的国家,联合直接攻击弹药(JDAM)采用捷联惯性导航系统(SINS)/全球定位系统(GPS)作为中制导^[3]。

命中精度是检验航空武器作战能力的最重要标准^[3]。圆概率误差(CEP)是导弹武器系统命中精度评定最常用的指标^[4]。靶标作为陪试产品,其 CEP 同样重要,对于模拟目标的相似程度很大一部分也体现于 CEP。与此同时,在全系统试验时,用于地空拦截的防空武器系统也布设在靶标的落点附近,靶标精度不达标对防空武器系统的安全性带来很大隐患,因此对于靶标的精度分析与研究很有必要。影响靶标精度的因素有很多,这些数据之间几乎没有相关性,属于武器系统数据类型中的精度类数据^[5]。分析此类数据,误差特性是主要关注的,并且要满足指标要求。

在进行误差特性分析时,常用的误差合成方法有保守法、高斯法等。不同的误差合成方法可得出不同的误差统计结果^[5]。孙强等^[6]分析了距离方位法对运动目标射击的计算原理和射击诸元计算模型,通过仿真方法分析了参数误差对诸元计算的影响,并建立了参数误差影响射击诸元的计算模型;陈敬志等^[7]介绍了通过数据测量和模型计算对比分析空舰导弹火控系统动态精度试验的方法;李涵阳等^[8]提出了机载高速影像测量系统测量精度的理论分析方法,并通过设计测量自由落体的速度及精密转台的角速度两个实验,对所提出的理论分析方法进行了验证;郭海峰等^[9]利用多体系统传递矩阵法,建立了链式炮系统的总传递方程和链式炮发射动力学仿真系统,得到了起始扰动以及火炮的动力响应;张碧辉等^[10]提出一种“归一化绝对误差均值”指标,表征代理模型精度,且对不同种类数据进行横向对比;Hansen^[11]应用一种协方差矩阵自适应仿真,通过自适应策略调

节参数进行误差分析。

以上研究都是通过仿真或试验方法进行精度分析,时间或经济成本相对较高,需要选取一定数量的弹药进行飞行试验,根据弹着点的散布情况评定指标是否满足要求^[12],风险和成本更高。在方案设计阶段,还没有完善的全系统精度快速分析方法。对于低成本控制下的理论设计阶段,本文采用分系统精度理论研究方法,在理论设计阶段对整个武器系统进行全面精度分析,建立完善的靶标系统误差树,进行误差源分析,通过误差合成法对靶标系统精度进行分析与研究,最终通过仿真及飞行试验进行校核,从而验证低成本计算分析方法的可行性与合理性。

1 坐标系定义

发射车车体坐标系是与发射车固连的坐标系。原点 O_v 取在发射装置高低回转轴与方位回转轴的交点; $O_v X_v$ 轴平行于车体纵轴,指向车头方向为正; $O_v Y_v$ 轴与发射装置方位回转轴一致,指向上为正; $O_v Z_v$ 轴按右手坐标系确定。

发射架坐标系是与发射架固连的坐标系。原点 O_s 取在发射架高低回转轴与方位回转轴的交点,即与发射车车体坐标系 O_v 重合; $O_s X_s$ 轴平行于发射架纵轴; $O_s Y_s$ 轴位于发射架纵向对称平面且与 $O_s X_s$ 轴垂直,指向上为正; $O_s Z_s$ 轴按右手坐标系确定。

发射坐标系原点 O 与 O_s 重合, OX 轴是弹道面与水平面的交线,指向目标为正; OY 轴位于过 O 点的铅垂面内垂直于 OX 轴,指向上为正; OZ 轴垂直于 OX 、 OY 轴并构成右手坐标系。发射架坐标系与发射坐标系的关系示意如图 1 所示。

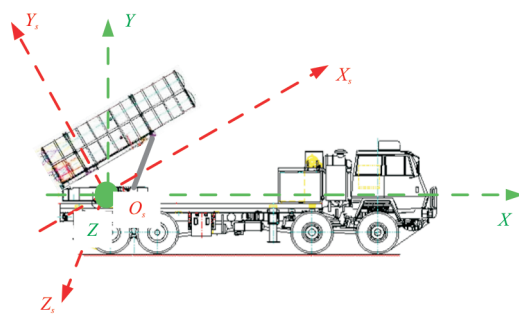


图 1 发射架坐标系与发射坐标系

Fig. 1 Launch device coordinate system and launch coordinate system

2 误差源分析

本文研究的靶标系统模拟对象为机载投放的制导炸弹。制导炸弹是精确制导武器的重要组成部分,具有精度高的特点^[13]。靶标系统通过车载机动发射,固体发动机点火,全弹离轨出箱,经过固体发动机助推,将靶标输送至指定的投放高度与速度位置,模拟飞机投放制导炸弹,进而通过靶弹模拟其下降段的弹道特性、截面散射面积(RCS)和俯冲特性,对地空武器系统的拦截性能进行考核。

在设计过程中,误差指标没有完全确定,需要分析多误差源的影响,再对指标进行分配,达到系统设计的目的^[14]。在靶标系统的精度影响因素中,既有系统自身的影响因素,又有气象探测装置、测地设备和目标信息等因素的影响^[15]。本文对于系统精度影响因素的分析仅从武器系统自身进行分析。整个系统根据给定发射点和目标点的经纬高,通过参数装订工作模式。

影响全弹落点精度的主要误差因素包括:初始位置误差、全弹指向误差、程控组合导航定位误差及末制导误差。其中位置误差包括发射点位置误差和目标点位置误差,全弹指向误差包括发射车定向误差、定位定向装置与发射车安装误差、发射架回转误差、发射箱轴线与发射车车体轴线的安装误差、全弹纵轴与发射箱轴线的安装误差、制导组合体与全弹纵轴的安装误差、发射车起竖角和调平控制精度引起的指向误差,如图2所示。

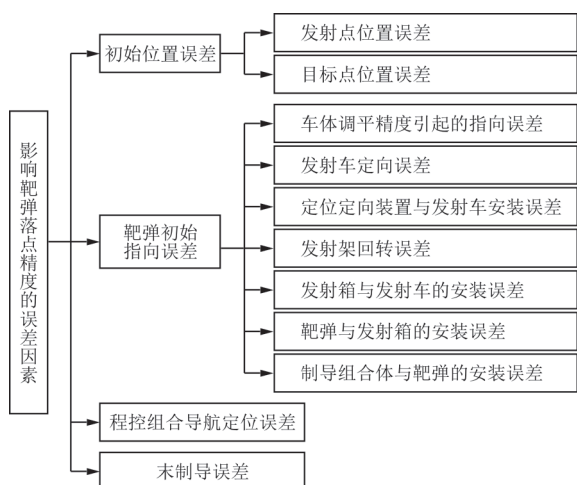


图2 影响靶弹落点精度的误差树

Fig. 2 Error factors affecting the impact point accuracy of target

3 全弹落点精度预估

3.1 误差影响分析

全弹飞行过程中组合导航正常工作的情况下,影响全弹落点精度的误差因素分析有4个方面。

3.1.1 初始位置误差

发射点位置误差为发射车定位定向装置在发射坐标系下的定位精度,根据定位定向自身的设计情况,分析得到发射车定位精度即发射点位置误差为 $E_{PFS} \leq 39 \text{ m}(3\sigma)$ 。

目标点位置误差为用户或上级提供的目标点位置定位误差,参考某成熟型号,靶场测地设备给出的信息,换算为发射坐标系下目标点位置误差为 $E_{PMB} \leq 30 \text{ m}(3\sigma)$ 。

3.1.2 靶弹初始指向误差

靶弹初始指向误差均在发射车车体坐标系下,从发射车车体坐标系转换至发射坐标系,不影响全弹初始指向误差。

发射车定向误差为发射车定位定向装置的定位测量误差。根据车载定位定向指标及以往成熟型号经验,取发射车定向误差为 $E_{FS} \leq 18' (3\sigma)$ 。

在发射车车体坐标系下,定位定向装置纵轴与发射车体纵轴之间的安装位置存在偏差,经过以往成熟型号测量得,定位定向装置与发射车安装误差为 $E_{DF} \leq 3' (3\sigma)$ 。

在发射车车体坐标系下,发射车回转装置对回转角有一定的控制精度,故可取发射架回转误差为 $E_{HZ} \leq 11' (3\sigma)$ 。

靶弹为箱式发射,发射箱固连于发射装置上,二者之间存在安装偏差。在车体坐标系下,发射车在零位状态时,发射箱纵轴与发射车纵轴的机械安装精度很高,根据以往经验,取发射箱与发射车的安装误差为 $E_{FF} \leq 1' (3\sigma)$ 。

靶弹在箱内纵轴方向通过导轨发射定向,为保证靶弹顺利离轨出箱,由于靶弹的滑块与发射箱上的导轨之间存在滑动间隙,在车体坐标系下,取全弹纵轴与发射箱纵轴的机械安装偏差作为靶弹与发射箱安装偏差: $E_{BF} \leq 3' (3\sigma)$ 。

在车体坐标系下,受限于总装工艺,弹上制导部件制导组合体纵轴与靶弹纵轴之间也存在机械安装偏差,取制导组合体与靶弹的安装误差为

$E_{YD} \leq 6'(3\sigma)$ 。

当运载发射车的发射装置进行回转运动时,会将起竖角和调平控制精度造成的指向误差补偿至回转角中,因此只存在调平测量精度引起的指向误差。将车载发射架坐标系转换至车体坐标系,再转换至发射坐标系,可以得到车体调平测量精度引起的指向误差。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = L(\gamma)L(\vartheta) \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中:

$$L(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$L(\vartheta) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta & 0 \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

根据公式(1)~公式(3)可以得出,车体调平精度引起的指向误差为 $E_{QT} \leq 1.74'(3\sigma)$ 。

根据系统设计情况,由于靶弹初始爬升段为无控飞行,因此靶弹主要的偏差段在初始爬升阶段,经过最高点之后,在靶弹的下降段开始进行姿态控制,靶弹爬升段的最大航程为 25 km,选取最大航程对靶弹初始指向误差进行计算。通过上述靶弹初始指向误差的角度偏差,再经过几何关系换算,得到靶弹初始指向位置误差如表 1 所示。

表 1 靶弹初始指向位置误差
Table 1 Initial pointing position error of target

误差名称	角度偏差上限(3σ)/(°)	位置误差上限/m
发射车定向误差 E_{FS}	18	130.90
定位定向装置与发射车安装误差 E_{DF}	3	21.82
发射架回转误差 E_{HZ}	11	79.99
发射箱与发射车的安装误差 E_{FF}	1	7.27
靶弹与发射箱的安装误差 E_{BF}	3	21.82
制导组合体与靶弹的安装误差 E_{YD}	6	43.63
车体调平精度引起的指向误差 E_{QT}	1.74	12.65

3.1.3 程控组合导航定位误差

在发射坐标系下,靶弹离轨起飞至程控飞行结束段,程控组合导航的定位误差为 $E_{PZD} \leq 60 \text{ m}(3\sigma)$ 。

3.1.4 末制导误差

在发射坐标系下,靶弹末制导段,根据三通道

姿态控制算法,经过仿真计算得到末制导误差为 $E_{PMZ} \leq 10 \text{ m}(3\sigma)$ 。

3.2 理论误差计算

为得到全系统靶弹落点精度,采用误差合成方法。

设随机变量 X, Y, Z 的概率密度函数及联合概率密度函数已知,求 $N=f(X, Y, Z)$ 的概率密度或分布函数。采用“方和根合成”的误差合成方法,即把分误差取平方相加后再开方的方法^[15],计算 N 的概率密度为

$$\sigma_N = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^2 \sigma_x^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial y}\right)^2 \sigma_y^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial z}\right)^2 \sigma_z^2} \quad (4)$$

根据误差合成方法,计算得到靶弹落点精度 $E_{\text{总}} = 181.2 \text{ m}(3\sigma)$,该型靶标系统要求圆概率误差 $E_{\text{CEP}} \leq 100 \text{ m}$,换算成落点精度 $\leq 260 \text{ m}(3\sigma)$ 。故该型靶标系统靶弹落点精度满足要求。

3.3 仿真计算验证

根据 3.2 节所述,通过理论方法计算得到的结果满足指标要求。对于此计算结果,可通过仿真分析进行验证。计算机仿真打靶是研究导弹命中精度的一种重要手段^[16]。蒙特卡罗方法可以在不对模型进行线性化的情况下,直接对制导精度进行分析,保证了分析的可信度,更加直观地反映系统的性能^[16]。为进一步贴近飞行试验前的考核,降低飞行试验的风险以及成本,本文采用蒙特卡罗打靶方式对系统误差进行仿真分析验证。

参照文献[17],针对本文所研究的靶标系统,进行适应性改进分析,将地面风场引入到系统仿真中,以便更真实地模拟真实飞行试验条件。通过进一步数理分析,得到仿真计算选择的计算流程如下:

- 1) 通过靶弹的运动方程组计算得到一条标准弹道;
- 2) 对不同的误差来源进行分析,逐个分析单个误差源对脱靶量的影响;
- 3) 确定各个误差源的加权系数;
- 4) 将全部误差源作用于标准弹道;
- 5) 引入地面风场数据作用于弹道;
- 6) 得到武器系统的脱靶量,即系统的误差精度。

根据上述流程,首先采用运动学和动力学方程,计算输入为:发射海拔1 000 m,发动机温度为常温20℃,抛物线弹道,弹道高度为16 km,目标距离为44 km,计算得到标准弹道;然后在标准弹道的基础上,引入上述各项误差源,作为总体参数干扰项,包括各设备及安装误差进行拉偏计算,选择500条弹道,同时对靶弹引入初始扰动、质量惯量偏差、动力性能偏差、大气密度、滚动扰动和气动参数偏差等进行蒙特卡罗打靶仿真,脱靶量计算结果如图3所示。

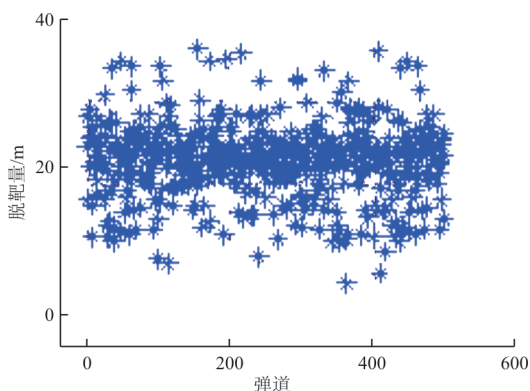


图3 脱靶量仿真结果

Fig. 3 Simulation results of miss distance

从图3可以看出:脱靶量即落点精度均处于40 m以下。落点精度满足项目研制指标要求,同时进一步验证了此低成本理论分析方法的科学性与合理性。

3.4 飞行试验结果分析

基于地面阶段的理论计算与仿真分析验证,靶标系统可以进行试飞验证,飞行试验可以进一步检测靶标系统在不同任务目标下的精度。需要注意的是,在进行真实飞行试验时,应严格遵守试飞大纲要求。

截止目前,本项目已经进行6发飞行试验,试验全部取得成功。经过实地勘测,靶标的落点偏差范围在24.53~66.88 m之间,在理论计算的落点精度范围内。精度分析与评估面临小子样、试验状态和作战状态不一致等问题,为了满足精度鉴定的高置信度要求,需要开展高动态地面模拟试验、惯性测量系统标定方法、多源信息融合、工具误差分离、小子样精度评估方法等方面的研究工作。只有当试验样本量足够大时,才能保证试验结果的置信度^[18]。

由于试验样本量较小,后续待样本量增大后,可进行弹道复算以提高仿真精度,进一步可通过试验结果优化误差合成方法,使得本文分析方法更有针对性,更好地推动理论分析精度能力发展。

4 结 论

1) 在低成本理论研究阶段,本文对某靶标系统命中精度进行分析,建立误差树,将误差合成法应用于靶标系统精度进行分析计算,结果符合要求,同时经过仿真分析与实弹打靶进一步验证了此低成本计算分析方法的科学性与合理性。

2) 在武器系统理论设计时,可参考本文提出的低成本方法对精度指标进行快速计算分析,指导后续设计,具有一定的工程实践意义。

3) 通过真实飞行试验结果分析可得:待飞行试验样本量足够多时,可以对理论分析方法进行一定的修正保证结果更接近于真实的飞行试验数据。

参考文献

- [1] 刘泽乾,纪义国,杨林,等.制导化改进的常规航空炸弹命中精度分析[J].系统工程与电子技术,2020,42(9):2071-2076.
LIU Zeqian, JI Yiguo, YANG Lin, et al. Hit accuracy analysis of guidance improved conventional aerial bomb[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(9): 2071-2076. (in Chinese)
- [2] 王琦,穆希辉,路桂娥.美军制导弹药发展现状及趋势[J].飞航导弹,2015(8):12-17.
WANG Qi, MU Xihui, LU Guie. Development status and trend of US guided ammunition[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2015(8): 12-17. (in Chinese)
- [3] 刘林海,陈军,王广海,等.从美国空军弹药研讨会看制导航空弹药发展[J].飞航导弹,2015(6):63-68.
LIU Linhai, CHEN Jun, WANG Guanghai, et al. Development of guided aviation ammunition viewed from ammunition seminar of US Air Force[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2015(6): 63-68. (in Chinese)
- [4] 宋贵宝,刘泽坤,罗亚民,等.基于验前信息的改进Bootstrap导弹命中精度评定方法[J].舰船电子工程,2017,37(12):105-110.
SONG Guibao, LIU Zekun, LUO Yamin, et al. An improved Bootstrap method for missile hit accuracy evaluation based on prior information[J]. Ship Electronic Engineering, 2017, 37(12): 105-110. (in Chinese)
- [5] 单时卓,张南,兰洪光,等.导弹武器系统精度类数据误差统计方法研究[J].现代防御技术,2018,46(3):133-138.

- SHAN Shizhuo, ZHANG Nan, LAN Hongguang, et al. Study on error statistical method of missile weapon system precision data[J]. Modern Defence Technology, 2018, 46(3): 133-138. (in Chinese)
- [6] 孙强, 余家祥, 王伟. 舰炮距离方位法对运动目标计算精度分析[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(5): 144-147.
- SUN Qiang, YU Jiaxiang, WANG Wei. Accuracy analysis of naval gun relative distance and direction method for moving targets calculation[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(5): 144-147. (in Chinese)
- [7] 陈敬志, 陈华, 王宣世. 空舰导弹火控系统精度分析研究[J]. 现代防御技术, 2013, 41(3): 38-41.
- CHEN Jingzhi, CHEN Hua, WANG Xuanshi. Accuracy analysis for airship missile fire control system[J]. Modern Defence Technology, 2013, 41(3): 38-41. (in Chinese)
- [8] 李涵阳, 胡耀升. 某机载高速影像测量系统精度分析及验证[J]. 电光与控制, 2021, 28(5): 94-97.
- LI Hanyang, HU Yaosheng. Accuracy analysis and verification of an airborne high-speed image measurement system[J]. Electronics Optics & Control, 2021, 28(5): 94-97. (in Chinese)
- [9] 郭海峰, 王茂森, 谭添. 某链式炮筒摇架对射击精度的影响分析[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(6): 91-95.
- GUO Haifeng, WANG Maosen, TAN Tian. Analysis of influence of a chain-type gun barrel cradle on shooting accuracy[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(6): 91-95. (in Chinese)
- [10] 张碧辉, 岳良明, 王军. 一种归一化的代理模型精度指标[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 587-592, 627.
- ZHANG Bihui, YUE Liangming, WANG Jun. A normalized accuracy index for surrogate model[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 587-592, 627. (in Chinese)
- [11] HANSEN N. The CMA evolution strategy: a comparing review [M] // Towards a new evolutionary computation. Berlin: Springer-Verlag, 2006: 75-102.
- [12] 段亚. 基于序贯截尾检验的激光制导炸弹精度评估方法研究[J]. 电光与控制, 2020, 27(7): 91-94.
- DUAN Ya. A sequential truncated test based method for delivery precision evaluation of laser-guided bomb[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(7): 91-94. (in Chinese)
- [13] 贾秋锐, 孙媛媛, 肖树臣, 等. 航空制导炸弹发展趋势[J]. 制导与引信, 2014, 35(1): 8-11.
- JIA Qiurui, SUN Yuanyuan, XIAO Shuchen, et al. Development trend of the aerial guided bomb[J]. Guidance & Fuze, 2014, 35(1): 8-11. (in Chinese)
- [14] 徐挺, 李斐, 王霞. 制导系统精度分析及误差分配方法[J]. 四川兵工学报, 2014, 35(3): 18-20.
- XU Ting, LI Fei, WANG Xia. Accuracy analysis and error distribution of guidance system[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2014, 35(3): 18-20. (in Chinese)
- [15] 韩珺礼. 野战火箭武器系统精度分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- HAN Junli. System accuracy analysis of field rocket weapon [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015. (in Chinese)
- [16] HANSON J M, BEARD B B. Applying Monte Carlo simulation to launch vehicle design and requirements verification[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(1): 136-144.
- [17] 罗俏, 张伟, 李伟. 微型导弹蒙特卡洛打靶仿真研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(3): 265-268.
- LUO Qiao, ZHANG Wei, LI Wei. Simulation research of a miniature missile with Monte-Carlo method[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(3): 265-268. (in Chinese)
- [18] 杨琳, 朱元昌, 高超, 等. 高炮武器系统射击精度的序贯截尾评定方法[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(14): 167-170.
- YANG Lin, ZHU Yuanchang, GAO Chao, et al. Sequential truncated assessment method for firing accuracy of the anti-aircraft gun weapon system[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(14): 167-170. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)