

基于命中概率的制导炸弹可达域定量缩减方法

寇英信, 陈磊, 李战武, 康志强
(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

摘要: 针对各类误差和干扰因素在制导炸弹的实际投放过程中客观存在, 导致基于理想弹道模型计算出的可达域无法保证必要的命中概率的问题, 研究了几种典型误差和干扰对于制导炸弹命中概率的影响。通过综合扰动下的 Monte-Carlo 仿真打靶实验, 从命中概率分布的角度描述了可达域的本质特性。提出了一种可达域的定量缩减方法, 有效提高了制导炸弹在实际环境中投放的命中概率。通过仿真可以看出, 该方法简明直接, 通用性和可行性较强。

关键词: 制导炸弹; 可达域; 定量缩减; 命中概率; Monte-Carlo 模拟打靶法

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)07-0011-04

Guided Bomb Accessible Region Quantitative Reduction Method Based on Hit Probability

KOU Yingxin, CHEN Lei, LI Zhanwu, KANG Zhiqiang

(Engineering College of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Since the objective existence of errors and interference in guided bomb practical delivery process, the accessible region calculated by the ideal trajectory model cannot ensure the necessary hit probability. The influence of some typical errors and interference to the hit probability of guided bomb was studied, the substantial characteristic of accessible region was described in the view of hit probability distribution via Monte-Carlo target practice simulation in integrated interference. A quantitative reduction method was proposed, which could increase the hit probability of guided bomb in practical delivery environment. Simulation showed that the method is simple and has high generality and feasibility.

Key words: guided bomb; accessible region; quantitative reduction; hit probability; Monte-Carlo target practice simulation

0 引言

制导炸弹自作为一种新型武器面世以来, 由于优良的性能和相对低廉的成本受到各国军队的广泛重视。制导炸弹的瞄准投放方法主要包括连续计算可达域(Continuously Computed Accessible Region, CCAR)和连续计算可投放域(Continuously Computed Release Region, CCRR)。若已知可达域, 通过简单的对称变换即可得到可投放域^[1-2], 因此, 对可达域的计算成为了制导炸弹作战使用的核心问题。

目前对制导炸弹可达域的研究大都基于理想弹道模型^[1-5], 求出的可达域边界是一条确定的闭合曲线,

并认为曲线内的目标都会命中。但实际上, 由于各类误差和干扰因素在制导炸弹的实际投放过程中客观存在, 使得炸弹命中变成了随机事件, 可达域呈现出命中概率分布所反映的统计规律, 要保证较高的命中概率就必须对理论计算得到的可达域进行适当的缩减。本文从几类典型的误差和干扰对于制导炸弹命中概率的影响出发, 研究了制导炸弹可达域的命中概率分布特性, 提出了一种基于命中概率的制导炸弹可达域的定量缩减方法。

1 可达域的计算及误差分析

1.1 可达域的计算方法

一般来讲, 制导炸弹可达域的边界由导引头最大离轴角、弹体机动性和风等因素共同决定, 例如主动激光制导炸弹, 投放前导引头必须能够锁定目标上的制导光斑(不论何种照射方式), 即让制导炸弹能够“看得见”

目标,导引头的最大离轴角 ϕ_{\max} 限定了制导炸弹能够“看得见”的范围;同时,还应该确保目标处于制导炸弹能够飞得到的区域内,即让制导炸弹能够“打得着”目标,弹体机动性和风共同决定着制导炸弹能够“打得着”的范围。总结文献[1-5],结合图1给出一个通用的制导炸弹可达域计算方法:1) 建立精确的制导炸弹六自由度运动学、动力学和制导控制模型;2) 根据导引头最大离轴角 ϕ_{\max} 、投放高度 H 和投放俯仰角 γ_0 , 计算可达域的侧边界张角 θ ;3) 根据模型计算 $\alpha \in [-\theta, \theta]$ 方向的最大和最小射程对应的落点;4) 将 α 取遍角度范围 $[-\theta, \theta]$, 则最大和最小射程落点的集合即为可达域的远边界和近边界;5) 近边界、远边界和左右侧边界围成的封闭区域即为制导炸弹的可达域。

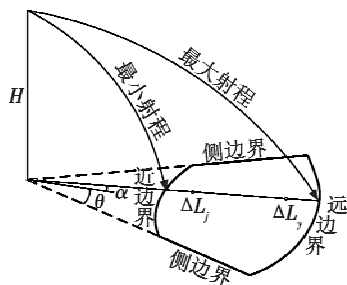


图1 理论可达域求解方法

Fig. 1 Theoretic accessible region calculational method

图中, ΔL_n 和 ΔL_f 表示可达域内某点距近边界和远边界的距离。可见,可达域的计算是一类典型的有限角度范围内任意方向最大最小射程的两点边界值问题^[6] (Two-point Boundary-value Problem, TBP)。结合图2给出侧风条件对上述求解方法产生的影响。

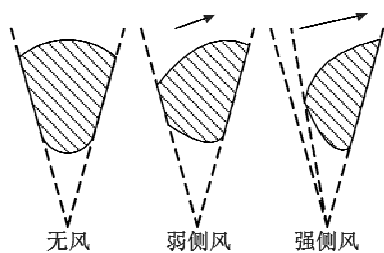


图2 侧风对可达域边界的影响

Fig. 2 Influence of crosswind to the boundary of accessible region

在无风条件下, θ 限定了可达域的左右侧边界,侧边界外存在部分区域制导炸弹“打得着”却“看不见”;在弱侧风条件下,可达域的远、近边界会产生变化,但仍是由 θ 限定着侧边界的范围;只有强侧风可能导致可达域的远、近边界直接相交,存在一定的区域使制导炸弹“看得见”却“打不着”,这种情况使用上述求解方法第3步时会导致一定角度范围内弹道方程无解,但依然可根据弹道方程有解的角度范围求解可达域的

远、近边界,并根据 θ 限定另一侧的侧边界。

1.2 误差和干扰因素分析

对制导炸弹的投放过程进行全面的误差和干扰因素分析将是十分复杂的,本文将研究重点放在对命中概率影响较大的因素上,并根据作用时间,将其分为两大类:初始状态误差和飞行过程干扰。

初始状态误差主要包括投放状态系数测量误差和飞行员执行指令延迟,其影响主要体现在可达域边界附近;飞行过程干扰主要包括风干扰和气动系数偏离模型值,它影响了整个可达域范围内的命中概率。它们在弹道仿真试验时,处理方式不同:初始状态误差在每条弹道的初始时刻加入一次即可,飞行过程干扰则必须体现在每个弹道计算周期。

2 初始状态误差对可达域边界的影响

2.1 投放状态参数测量误差

在所有投放状态参数测量误差中,射程测量误差对于正确计算可达域近界和远界产生决定性影响,它导致飞行员对目标当前位置的判断并不准确,既不能正确辨别目标已经进入可达域,也不能肯定目标仍处于可达域。以远界投弹为例,射程误差使得实际的可达域远界不再清晰,它呈现出射程误差分布函数所代表的统计规律。

假定目标处于理论可达域远界及其界内附近点时刻投弹,射程误差服从方差为 σ^2 的正态分布。固定可达域远界,将投放点的概率密度函数表示于同一坐标,则各点对应的命中概率就是以可达域远界、坐标轴和概率密度曲线围成的封闭图形的面积,如图3所示。

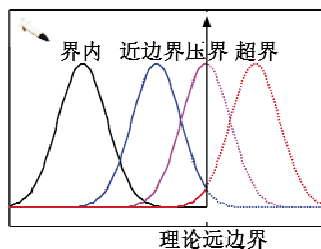


图3 初始状态测量误差单独作用时可达域命中概率计算图

Fig. 3 Accessible region hit probability calculation map with only influence of the initialized status measure error

依据以上分析,可计算投放制导炸弹对界内距远界 ΔL_f 的点的命中概率为

$$P(\Delta L_f) \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-\infty}^0 e^{-\frac{(x+\Delta L_f)^2}{2\sigma^2}} dx \quad (1)$$

2.2 飞行员执行指令延迟

飞行员执行投弹命令有一定的延迟时间,尤其当载机速度较大时,很短的反应时间也会给可达域边界

带来很大影响。实际操作中,飞行员通常不会在目标未进入可达域就投弹,即不会提前投弹,因此飞行员反应时间只对可达域近界有影响。

根据文献[7-8],飞行员操作延迟模型为

$$Y_H = \frac{Ke^{-t/t_n}}{1+t_n s} \quad (2)$$

式中: Y_H 为传递函数; t_r 为飞行员最小反应延迟时间,这一延迟包括了神经突触延迟、神经传导时间、神经中枢处理时间和做出可测反应的延迟时间等,其值大约为0.12~0.2 s; K 为控制增益,但对于数字火控系统,飞行员的功能往往限于发出指令,至于指令的执行力度则由控制系统完成,因此取 $K=1$;惯性环节用来表示飞行员在执行大脑指令时,由于自身的惯性、粘性及肌肉纤维的异步收缩而产生的呈现指数响应特性,其中的时间常数 t_n 为0.1~0.2 s。

该模型的计算结果是确定的,然而实际投弹时飞行员执行指令的延迟情况是不确定的,综合上述模型并考虑概率特征,认为飞行员的操作延迟服从如下正态分布:期望 $\mu_r=0.15$ s(依据反应时间延迟约0.12~0.2 s);方差 $\sigma_r=1/3$ s(依据最大偏差 $3\sigma_r=1$ s^[8])。

假定目标在可达域近界及其内部附近,指令延迟服从 $N(\mu_r, \sigma_r^2)$ 正态分布,根据当前载机速度 V 将飞行员的指令延迟统计模型转换成 $N(\mu_r V, \sigma_r^2 V^2)$ 。固定可达域近界,将投放点的概率密度函数表示于同一坐标,则各点对应的命中概率就是以可达域近界、坐标轴和概率密度曲线围成的封闭图形的面积,如图4所示。

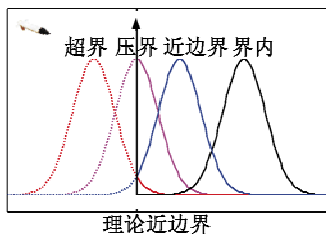


图4 飞行员执行指令延迟单独作用时投放区命中概率计算图

Fig.4 Accessible region hit probability calculation map with only the influence of pilot instruction delay

同时,考虑可达域近界附近同样存在投放状态参数测量误差,得到式(3)来计算可达域内距近界 ΔL_j 处,投放制导炸弹的命中概率为

$$P(\Delta L_j) \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_r V} \int_0^\infty e^{-\frac{(\sigma_r - \Delta L_j/V)^2}{2\sigma_r^2}} dx \quad (3)$$

值得注意的是,之所以由投放状态参数测量误差和飞行员指令延迟的影响可以直接给出命中概率计算公式,是因为将地球视为平坦大地时,大气模型只跟高度有关,这两个随机因素只造成最大最小射程弹道的

平移,并未作用于弹道方程,对弹道形状和特性均不产生影响,因此它们可以保持其统计分布特性。

3 飞行过程干扰对最大最小射程的影响

3.1 风干扰

理论研究和投放试验均表明,风对制导炸弹的运动有较大影响,是引起弹道特性变化的重要因素。风速矢量不仅随地理位置变化,即使在同一地理位置也随时间和高度的变化而变化,若考虑风的随机性,则每一次弹道积分甚至同一次弹道积分的不同积分周期都要采用实时的风速进行计算,这显然是不合实际的。目前的习惯做法是直接计算指定平均风速下弹道的偏离情况^[9],不计垂直风,则发射坐标系中定义风速矢量可表示为

$$\mathbf{V}_w = \begin{bmatrix} V_{wx} \\ V_{wy} \\ V_{wz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_w \cos \gamma \\ V_w \\ V_w \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: \mathbf{V}_w 表示风速矢量; γ 表示逆时针方向风方位角。由于气动力应按制导炸弹相对于气流的速度计算,故需使用合成速度

$$\mathbf{V}_c = [V_x + V_{wx} \quad V_y \quad V_z + V_{wz}]^T \quad (5)$$

其大小为

$$V_c = \sqrt{(V_x + V_{wx})^2 + (V_y)^2 + (V_z + V_{wz})^2} \quad (6)$$

式(4)描述的风分量分别叠加到对应运动学方程的右端,参与弹道积分运算;而计算气动力需要采用式(6)的合成速度。对表1给出的条件下风干扰对弹道射程的影响进行仿真。

表1 风干扰计算条件

Table 1 Calculation condition of uncertain wind

风速/(m·s ⁻¹)	风向/(°)	投放高度/km	侧边界张角/(°)
20	0~360	10	20

仿真的目的不是研究风把弹道吹偏了多少,而是研究风干扰使最大最小射程变化了多少,这是一种针对风干扰的优化研究方法^[10]。图5为仿真实验的结果,图中方位角表示风向角,斜距表示该风向角对应的最大最小射程。

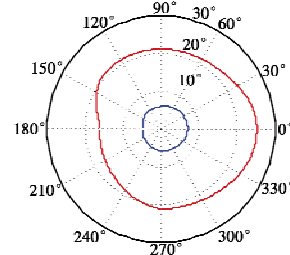


图5 风干扰对最大最小射程的定量影响

Fig.5 The quantitative influence of uncertain wind to maximum and minimum firing range

3.2 气动系数拉偏

无论来自于经验公式、风洞试验或飞行试验,弹道模型中的气动系数与真实飞行均存在误差,但对于气动系数误差的研究通常并不借助于统计方法,而是假定实际飞行时气动系数比标称值恶劣^[11],将升力系数向小的方向拉偏,阻力系数则向大的方向拉偏。

气动外形轴对称的制导炸弹的升力系数可表示为

$$C_y = C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z \quad (7)$$

式中: C_y^α 为升力系数对攻角 α 的偏导数; $C_y^{\delta_z}$ 为升力系数对舵偏角 δ_z 的偏导数。阻力系数可表示为

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} \quad (8)$$

式中: C_{x0} 为零升阻力系数; C_{xi} 为诱导阻力系数。 C_y^α 、 $C_y^{\delta_z}$ 、 C_{x0} 、 C_{xi} 都是飞行马赫数的函数,本文在其基础上按比例拉偏,在表 2 所示的条件下进行仿真。

表 2 气动系数拉偏计算条件

Table 2 Calculational condition of pneumatic coefficient excursion

升力系数拉偏/%	阻力系数拉偏/%	投放高度/km	侧边界张角/(°)
0 ~ -20	0 ~ 20	10	20

仿真的目的是为了研究最大最小射程随升力系数 C_y 和阻力系数 C_x 在拉偏范围内的变化情况,仿真结果如图 6 所示。

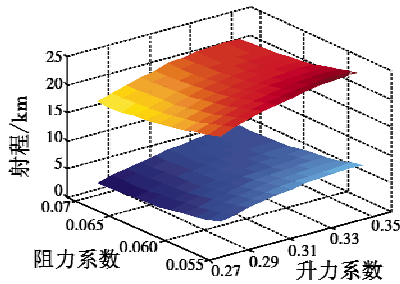


图 6 气动系数拉偏对最大最小射程的定量影响

Fig. 6 The quantitative influence of pneumatic coefficient excursion to maximum and minimum firing range

4 综合扰动下命中概率仿真

实际投弹过程中同时作用于每条弹道,采用 Monte-Carlo 模拟打靶法和某型激光制导炸弹的气动参数,对综合扰动下的整个可达域的命中概率进行仿真,仿真条件为:重力加速度 $g = 9.806 \text{ m/s}^2$,投放高度设定为 $h_0 = 10 \text{ km}$,初始速度 $V_0 = 250 \text{ m/s}$,标准大气密度计算公式为 $\rho = 1.225e^{-h/9300} \text{ kg/m}^3$,投放俯仰角 $\gamma_0 = 0^\circ$,投放方位角 $\psi_0 = 0^\circ$,试验次数为 500 次。

每次模拟打靶试验时,先要对随机变量进行抽样,产生服从所需分布的抽样值。假定各类误差和干扰因素均是随机变量型的,分别服从表 3 所示的分布律,即对每次试验中的某一类误差或干扰而言,虽然其值是

随机的,但是在一次打靶过程中是不变的。目标靶设想为固定于地面的无机动目标,与目标的距离小于 10 m 认定为命中,通常采用命中概率梯度线来描述可达域内的命中概率分布^[12-13]。

表 3 综合扰动计算条件

Table 3 Calculational condition of integrated interference

扰动类型	分布函数	分布律
初始状态测量误差/m	正态分布	$N(0, 20^2)$
飞行员指令延迟/s	正态分布	$N(0.15, 0.33^2)$
风干扰/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	二维均匀分布	$U(0, 2\pi; -20, 20)$
气动系数拉偏/%	均匀分布	$U(-20, 20)$

仿真结果如图 7 所示。

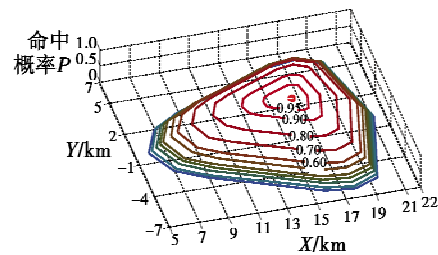


图 7 可达域的命中概率梯度线

Fig. 7 Gradient line of hit probability of the accessible region

根据仿真结果,对可达域进行定量缩减处理的方法就显而易见了:根据任务需求目标特性确定最低命中概率,做出该命中概率对应的梯度线,该梯度线在水平面的投影曲线即为缩减处理后的实际可达域边界。

5 结束语

由于各类误差和干扰因素在制导炸弹的实际投放过程中客观存在,如何对理论可达域进行合理的定量缩减处理成为了一个亟待解决的重要问题。本文分析了几类主要的误差和干扰对于制导炸弹命中概率的定量影响,通过综合扰动下的 Monte-Carlo 模拟打靶,从命中概率分布的角度描述了可达域的本质特性,提出了一种制导炸弹可达域的定量缩减方法,为深入研究制导炸弹作战使用的关键技术提供了借鉴思路和参考方法。

参考文献

- [1] 陈绍炜,龚诚,李平安. 无推力可控弹可达域和可投放域计算[J]. 系统工程与电子技术,2001,23(2):28-30.
- [2] 张煜,张万鹏,陈璟,等. 基于 Gauss 伪谱法的 UCAV 对地攻击武器投放轨迹规划[J]. 航空学报,2011,32(7):1240-1251.
- [3] 陈绍炜,陈勇,吴福平. 制导炸弹可达域的快速积分解算[J]. 西北工业大学学报,2001,19(3):447-450.
- [4] WEST W J. Developmental testing of a laser-guided bomb simulation[R]. AIAA 2008-1629,2008:1-16.

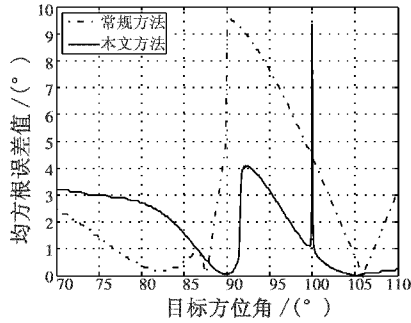


图5 不同角度下方位角估计的均方根误差

Fig.5 The RMSE of azimuth estimation at different angles

图6给出了目标方位指向为 110° 时,100次独立实验后,不同目标信噪比下两种方法得到的目标方位角估计均方根误差随目标信噪比变化的曲线。

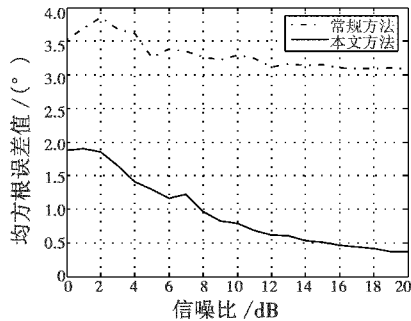


图6 不同信噪比下方位角估计均方根误差

Fig.6 The RMSE of azimuth estimation for different SNR

由图6可以看出,本文方法得到的目标方位角估计均方根误差随目标信噪比增大而迅速减小,而常规方法曲线平稳,说明并没有受到信噪比的影响。这是因为常规方法在抑制主瓣干扰后造成单脉冲比曲线失真,导致信噪比变化对角度估计均方根误差没有影响,因此本文方法优于常规方法。综上所述,本文提出的方法可以较好地解决共形阵在主瓣干扰背景下的测角问题。

4 结束语

针对共形阵在主瓣干扰背景下测角的问题,提出了一种基于共形阵的自适应单脉冲测角方法。该方法在抑制主瓣干扰并保持和差单脉冲比曲线不失真的条件下,对共形阵的方位和俯仰分别进行自适应和、差波束形成,从而可以保证对目标方位和俯仰角的估计精度。和常规方法相比,本文方法能够在抑制主瓣干扰的同时,较好地保证共形阵的测角精度。

参考文献

- [1] 雷剑梅. 基于单脉冲和自适应天线的数字单脉冲跟踪系统研究[D]. 重庆:重庆大学,2007.
- [2] DAVIS R C, BRENNAN L E, REED I S. Angle estimation with adaptive arrays in external noise field[J]. IEEE Transactions on AES, 1976, 12(2):179-186.
- [3] PAINE A S. Minimum variance monopulse technique for adaptive phased array radar [J]. IEEE Proceeding of Radar, Sonar & Navig, 1998, 145(6):374-380.
- [4] NICKEL U L. Monopulse estimation with adaptive arrays[J]. IEE Pro-Radar, Sonar & Navig, 1993, 140(5):303-308.
- [5] YU K B, MURROW D J. Adaptive digital beamforming for angle estimation in jamming [J]. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 2001, 37(2):508-523.
- [6] 李荣锋,王永良,万山虎. 一种在主瓣干扰条件下的自适应波束形成方法[J]. 系统工程与电子技术,2002, 24(7):61-64.
- [7] 崔尧,高晓光,侯新宇,等. 线性阵列天线到柱形共形阵天线的递推计算[J]. 弹箭与制导学报,2011, 31(3):232-234.
- [8] 段克清,谢文冲,王永良,等. 一种稳健的共形阵机载雷达杂波抑制方法[J]. 电子学报,2011,39(6):1321-1326.
- [9] ROGERS R M, FELLOW A. Drag-vs-entry trajectory control to accommodate uncertain winds [R]. AIAA 2002-4538, 2002:1-5.
- [10] BETTS J T. Trajectory optimization in the presence of uncertainty [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2006, 54(2):227-243.
- [11] Common launch acceptability region (CLAR) truth data generator interface control document (ICD) for the CLAR approach (CLAR-A) [R]. SAE aerospace information report AIR5788. US: Society of Automotive Engineers, 2005.
- [12] WILSON S A, VULETICH I J, FLEATHER D J, et al. Guided weapon danger area & safety template generation—A new capability[R]. AIAA-2008-7123, 2008.
- [13] FLEATHER D J, WILSON S A, JOKIC M D, et al. Guided weapon danger area generation—implementing a probabilistic approach [C] //AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006:1-14.

(上接第14页)

- [5] SARAF A, JAMES A L, KENNETH D M. Landing footprint computation for entry vehicles[R]. AIAA 2004-4774, 2004: 1-14.
- [6] HOLSAPPLE R, VENKATARAMAN R, DOMAN D. A modified simple shooting method for solving two-point boundary-value problem[C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2003(6):2783-2790.
- [7] 姚渊. 多任务智能驾驶员模型研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2003.
- [8] 屈香菊. 驾驶员控制模型的建模研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2003.