

## 捷联激光制导弹药末段全弹道目标捕获仿真

张 伟, 张 合, 张祥金

(南京理工大学 智能弹药技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210094)

**摘 要:** 针对增程单兵火箭弹由于弹道低伸和末段弹道时间短的弹道特点对激光末段制导形成的局限, 研究捷联激光制导导引头在末段全弹道上的目标捕获域和目标捕获率。建立低伸弹道上激光半主动导引头目标捕获域模型, 在不同的火箭弹发射角条件下, 对导引头在末段全弹道上的目标捕获域与最小锥形视场进行仿真, 分析最小目标捕获域边界由双曲线变为椭圆时的弹道点和视场角, 得到导引头的最佳半视场角为  $5.9^\circ$ 。考虑弹道扰动的影响, 通过蒙特卡罗方法计算末段弹道上不同弹道点的导引头目标捕获率, 得到在弹道上导引头的最佳起始探测弹道点。为增程单兵火箭弹的制导化提供参考。

**关键词:** 激光制导; 末段全弹道; 捷联式; 目标捕获; 蒙特卡罗

中图分类号: TJ765.3 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201645.1231001

## Simulation on target acquisition of strapdown laser guided munitions in whole terminal trajectory

Zhang Wei, Zhang He, Zhang Xiangjin

(ZNDY of Ministerial Key Laboratory, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** Considering the limitations of low and extended trajectory and short terminal trajectory on laser terminal guidance of range extend individual rocket, the target acquisition domain and target acquisition probability of the strapdown laser guidance seeker in the whole terminal trajectory were researched. A model of target acquisition domain for semi-active laser seeker in low and extended trajectory was established. The target acquisition domain and the minimum cone field of the seeker in the whole terminal trajectory were simulated under the condition of different rocket fire angles. The position in terminal trajectory and the minimum half field angle when target acquisition domain boundary changing from hyperbolic to ellipse were analyzed, and the optimum half field angle was  $5.9^\circ$ . Considering the influence of trajectory disturbance, the target acquisition probability of the seeker at different positions in terminal trajectory were calculated, and the optimum initial detection point of missile seeker in terminal trajectory was established by means of Monte Carlo method. The limitations of low and extended trajectory and short terminal trajectory on laser terminal guidance of individual rocket were solved. The reference for guidance of the extended range rocket projectile was provided.

**Key words:** laser guidance; whole terminal trajectory; strapdown; target acquisition; Monte Carlo

收稿日期: 2016-04-11; 修订日期: 2016-05-15

基金项目: 武器装备预先研究项目(51305020104); 中央高校基本科研业务费专项资金(30915011334)

作者简介: 张伟(1989-), 男, 博士生, 主要从事激光探测与激光制导方面的研究。Email: zwnjust@163.com

导师简介: 张合(1957-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事探测制导与控制方面的研究。Email: hezhang@mail.njust.edu.cn

## 0 引言

激光制导武器由于抗干扰能力强、精度高的特性,被世界各国军方广泛研究并应用于当代的局部战争中。经过几十年的发展,激光制导技术逐渐向小型化、低成本方向发展<sup>[1-2]</sup>。目前,激光制导体制在导弹、炮弹以及航空炸弹领域已经相当成熟,但在小口径火箭弹、单兵火箭弹等打击小型目标的弹种领域,各个国家还处于大力试验研发阶段。在我国,研究小口径火箭弹、单兵火箭弹的制导化技术同样是一项重要课题<sup>[3-4]</sup>。

目前,单兵火箭弹由于攻击距离近,在对付 400 m 以上的远距离目标时,由于火箭增程造成单兵火箭弹落点散布较大,难以有效毁伤目标,亟需对单兵火箭弹采用低成本末段制导技术,减少散布,提高命中精度,从而有效攻击目标。利用激光制导技术实现单兵火箭弹制导化是一种低成本、精度高的方案。考虑单兵火箭弹口径小、体积有限,只能利用捷联式激光制导体制的导引头,而不能采用比较成熟的框架式导引头<sup>[5]</sup>。单兵火箭弹弹道不同于炮弹、导弹的弹道,而具有弹道低伸、末段弹道时间短的特性,对捷联式激光制导导引头的视场设定和目标捕获域带来局限性。单兵火箭弹弹道低伸,火箭弹飞行至末段弹道时,弹体纵轴与水平线的夹角较小,对目标捕获域带来较大影响;另一方面,单兵火箭弹末段弹道时间较短,只能进行一次或二次的目标探测、弹道修正动作,因此不但要保证导引头能够尽早对目标进行捕获,而且在只考虑弹道因素下,要保证导引头起始探测时的目标捕获率达到 100%。目前,开展炮弹、炸弹光电导引头目标捕获特性研究的文献较多<sup>[6-7]</sup>,主要是对具有既定视场的弹药导引头进行的分析,但针对单兵火箭弹这种具有特殊弹道的激光半主动导引头末段弹道目标捕获特性的研究要点不同,相关文献较少。文中针对某型单兵火箭弹,为了获得最佳导引头视场大小和最佳导引头起始探测时刻,基于固定目标,通过建立激光半主动导引头目标捕获模型,对激光制导导引头在全末段弹道中的目标捕获特性进行了仿真研究。

## 1 数学模型

### 1.1 弹道模型

六自由度外弹道方程能够描述弹丸空中运动状

态、弹道以及飞行动力学现象。外弹道方程常用的坐标系以及方程中各参数大小和方向由参考文献[8]定义,这里不再说明。无风六自由度外弹道如下面 12 个方程描述:

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = F_{\omega_2}; m v \cos \psi_2 \frac{d\theta_1}{dt} = F_{\gamma_2}; m v \frac{d\psi_2}{dt} = F_{z_2} \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \psi_2 \cos \theta_1; \frac{dy}{dt} = v \cos \psi_2 \sin \theta_1; \frac{dz}{dt} = v \sin(-\psi_2) \\ C \frac{d\omega_\xi}{dt} = M_\xi \\ A \frac{d\omega_\eta}{dt} = M_\eta - C \omega_\xi \omega_\xi + A \omega_\xi^2 \tan \varphi_2 \\ A \frac{d\omega_\zeta}{dt} = M_\zeta + C \omega_\xi \omega_\eta - A \omega_\eta \omega_\xi \tan \varphi_2 \\ \frac{d\varphi_a}{dt} = \frac{\omega_\zeta}{\cos \varphi_2}; \frac{d\varphi_2}{dt} = -\omega_\eta; \frac{d\gamma}{dt} = \omega_\xi - \omega_\xi \tan \varphi_2 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x、y、z$  分别为在地面坐标系下弹丸位置在弹道射程、高度、侧向三个方向上的分量; $\varphi_a、\varphi_2$  分别表示弹丸弹轴高低角、侧向摆动角; $\psi_2$  表示弹道倾角; $\gamma$  表示弹体滚转角; $\omega_\xi$  表示绕弹体质心转动的角速度在弹轴坐标系  $\xi$  轴的分量。给定初始条件,通过四阶龙格库塔法可以计算标准无风条件下弹丸的实时位置和实时姿态。

### 1.2 末段弹道捕获域模型

在火箭弹末段弹道上,除了上节中的地面坐标系  $o-xyz$ ,为了清晰分析,自行定义如下坐标系。

自定火箭弹质点坐标系  $o_{2-1}-x_{2-1}y_{2-1}z_{2-1}$ : 火箭弹在飞行期间可以被当作一个质点,其在大地球水平面的投影点作为该坐标系原点  $o_{2-1}$ ,  $o_{2-1}x_{2-1}$  轴方向和  $o_{2-1}z_{2-1}$  轴方向分别与地面坐标系的  $x$  轴和  $z$  轴平行且在大地球水平面内,  $o_{2-1}y_{2-1}$  轴由右手法则确定。

自定导引头坐标系  $o_{2-2}-x_{2-2}y_{2-2}z_{2-2}$ : 坐标系原点为自定火箭弹质点坐标系原点,  $o_{2-2}x_{2-2}$  轴为火箭弹导引头光轴在  $x_{2-2}z_{2-2}$  平面内的投影,顺射向为正,  $o_{2-2}z_{2-2}$  轴同样在地面上,  $o_{2-2}y_{2-2}$  由右手法则确定。  $o_{2-1}x_{2-1}$  轴与  $o_{2-2}x_{2-2}$  轴的夹角即为弹轴侧向摆动角  $\varphi_2$ ,从原点顺向  $o_{2-2}y_{2-2}$  轴看去,逆时针转动方向时  $\varphi_2$  为正值。

分析各个坐标系的转换关系,设某点在地面坐标系的坐标为  $(x, y, z)$ ,在自定导引头坐标系的坐标为  $(x_{2-2}, y_{2-2}, z_{2-2})$ ,其转换关系如下:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_2 & 0 & \sin \varphi_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi_2 & 0 & \cos \varphi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{2-2} \\ y_{2-2} \\ z_{2-2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{o_{2-1}} \\ 0 \\ z_{o_{2-1}} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中： $(x_{o2-1}, 0, z_{o2-1})$ 为自定火箭弹质点坐标系原点在  
地面坐标系的坐标。

在上述定义的坐标系下，捷联式激光导引头地面  
捕获域示意图如图 1 所示。

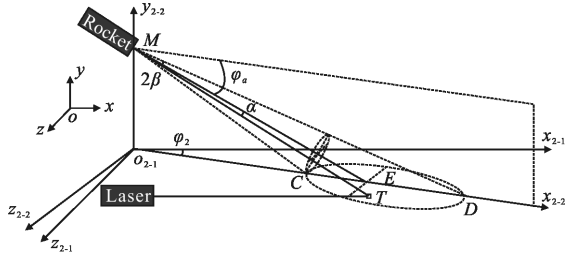


图 1 捷联式激光制导导引头地面目标捕获域示意图

Fig.1 Ground acquisition zone of strapdown semi-active laser guidance

图 1 中， $M$  点设为导引头 QPD 光敏面中心， $T$   
点设为在地面内的目标点。导引头的跟踪锥形视场  
与地面相交成圆锥曲线包围的区域， $2\beta$  为导引头视  
场角， $ME$  为导引头视线，与地面交点为  $E$ 。 $C$  为地面  
近点， $D$  为地面远点。 $MT$  为弹目视线， $\alpha$  为弹目视线  
与导引头视线的夹角，是目标位置偏差角。 $o_{2-1}M$  为  
弹丸飞行高度，记作  $h$ 。 $\varphi_a$  为弹轴高低角，在末段弹  
道，一般不考虑攻角情况下， $\varphi_a$  为负值。

在实际火箭弹低伸末段弹道时，跟踪锥形视场  
与地面相交的三种情况分别为双曲线  $(|\varphi_a| < \frac{\beta}{2})$ 、抛  
物线（视场上边线与地面平行时， $-\varphi_a = \frac{\beta}{2}$ ）、椭圆  
 $(-\varphi_a > \frac{\beta}{2})$ 。

在自定导引头坐标系  $o_{2-2}-x_{2-2}y_{2-2}z_{2-2}$  中，地面近  
点  $C$  坐标为  $(h \tan(90^\circ + \varphi_a - \beta), 0, 0)$ ， $E$  坐标为  $(h / \tan \varphi_a, 0, 0)$ ，地面远点只有在捕获域为椭圆时存在，  
地面远点  $D$  坐标为  $(h \tan(90^\circ + \varphi_a + \beta), 0, 0)$ 。捕获域边  
界圆锥曲线方程为  $ax_{2-2}^2 + by_{2-2}^2 + cx_{2-2} = 1$ ，经过计算得  
到：

$$\begin{aligned} a &= \frac{\cos(2\varphi_a) - \cos(2\beta)}{h^2(\cos(2\varphi_a) + \cos(2\beta))} \\ b &= \frac{-(\cos^2(2\beta) + 1)}{h^2(\cos(2\beta) + \cos(2\varphi_a))} \\ c &= \frac{\tan(\beta - \varphi_a) - \tan(\beta + \varphi_a)}{h} \end{aligned} \quad (3)$$

## 2 仿真与分析

### 2.1 理想弹道仿真

激光半主动体制的单兵火箭弹地面操作的主要

流程，首先是作战人使用测距机对目标进行测距，根据  
目标距离设定相应的弹道初始参数，再进行火箭弹的  
发射。通过弹道仿真能得到初始射角-射程的关系。

单兵火箭弹理想弹道标准条件作为六自由度弹  
道方程的已知参量如表 1 所示。被动段六自由度弹  
道方程解算的初始条件按照表 2 设定。弹道仿真时  
认为弹丸飞行过程中攻角非常小，可以忽略关于攻  
角二阶及二阶以上小量的影响。

表 1 弹道标准条件

Tab.1 Standard trajectory condition

Initial velocity /m·s <sup>-1</sup>	Mass/kg	Air density /kg·m <sup>-3</sup>	Wind velocity /m·s <sup>-1</sup>	Shape factor
170	1.64	1.225	0	1.52

表 2 弹道解算初始条件

Tab.2 Initial condition of trajectory calculation

x/m	y/m	z/m	$\Psi_2$	$\gamma/(^\circ)$	$\varphi_a$	$\varphi_2/(^\circ)$	$\omega_\xi /r \cdot \min^{-1}$
0	1.5	0	0	2.65	Variable	0	5

在既定弹丸被动段初始射速的情况下，不同的  
初始射角影响弹丸射程<sup>[9]</sup>。如果射角过高，则单兵火  
箭弹射程越远，弹丸落点散布很大，因此单兵火箭弹  
只能通过低伸弹道进行发射。设定理想的低伸弹道  
的标准条件和初始条件，对弹道进行仿真，得到不同  
射角下弹丸的理想弹道轨迹。 $x$  方向上的理想弹道  
射程与低伸弹道射角的关系如图 2 所示。

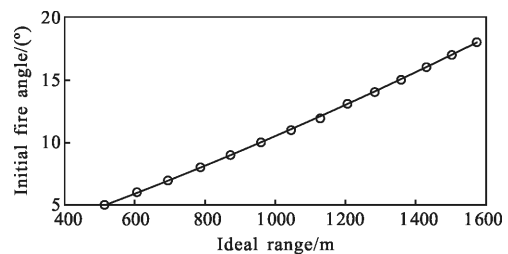


图 2 不同射角与理想弹道射程的关系

Fig.2 Relationship between different fire angles and trajectory range

图 2 中的数据经过二次函数拟合如下式所示：

$$\varphi_{a0} = 1.7874 \times 10^{-6} \times x_L^2 + 0.0084892 \times x_L + 0.21456 \quad (4)$$

式中： $x_L$  为理想弹道射程； $\varphi_{a0}$  为发射角。将发射前对

目标的测距信息代入此式,可以得到击中目标所需的发射角。

### 2.2 导引头最佳瞬时探测视场角分析

捷联激光制导导引头的瞬时视场应尽可能大,但较大的视场的不但难以设计,而且增加冗余视场会降低有效视场内的目标探测精度。因此,需要分析满足低伸弹道条件下激光半主动导引头的最佳瞬时探测视场角。对于不同射角,根据弹丸理想落点位置,分别设定仿真中大地坐标系中的目标点坐标,如表 3 所示。

表 3 不同射角对应的射程与目标位置

Tab.3 Range and target location of different fire angles

Fire angle /( $^{\circ}$ )	6	8	10	12	14	16
Target position/m	604.6	784.3	957.7	1 123.7	1 281.5	1 430.6

对每个  $6^{\circ}$ 、 $8^{\circ}$ 、 $10^{\circ}$ 、 $12^{\circ}$ 、 $14^{\circ}$ 、 $16^{\circ}$  射角进行末段全弹道仿真,经过 1.2 节的坐标变换,得到每个末段弹道位置捷联导引头能够探测到目标的最小半视场角,考虑到剩余射程很小时将不能进行弹道修正,设定剩余射程为 50 m 时停止仿真。仿真结果如图 3 所示。

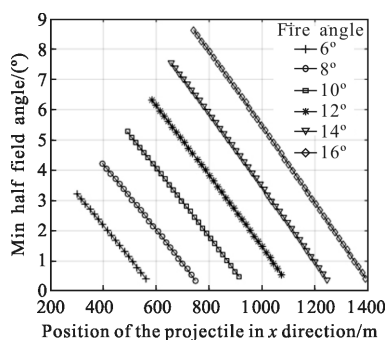


图 3 末段全弹道不同射角下最小半视场角与弹丸在  $x$  方向上位置的关系

Fig.3 Relationship between the minimum half field angle and position of projectile in direction of  $x$  in terminal trajectory for different fire angles

由图 3,理想落点处的目标对应末段弹道导引头的最小捕获视场随射程的增加而呈现减小的趋势。对于不同的发射角条件,在末段全弹道, $6^{\circ}$ 发射

角最大的最小半视场角为  $3.2^{\circ}$ ,而  $16^{\circ}$  发射角最大的最小半视场角为  $8.8^{\circ}$ 。发射角越大,射程越大,弹道末段时间越长,可以实现弹道修正的时间也越多。

当捕获域为椭圆时可以更准确地探测目标的方位偏差信息。在末段弹道中,不同射角的理想弹道条件下,目标捕获域的边界形状由双曲线变为椭圆时的射程与此时导引头最小半视场角如表 4 所示。

表 4 目标捕获域边界由双曲线变为椭圆时在弹道射程方向上位置及最小半视场角

Tab.4 Positon in fire direction and the minimum half field angle when target acquisition domain boundary changing from hyperbolic to ellipse

Fire angle /( $^{\circ}$ )	6	8	10	12	14	16
Position in $x$ /m	401.5	525.6	644.7	757.3	866	967.6
Min half field/( $^{\circ}$ )	2.2	2.9	3.6	4.3	5.1	5.9

由表 4 并结合图 3,弹丸导引头最小捕获域边界由双曲线变为椭圆发生均在末端弹道的前段部分,可以保证导引头有足够的执行探测、修正动作时间。不同射角下,最大的最小半视场角为  $5.9^{\circ}$ 。经过二次函数拟合,得到初始发射角  $\varphi_{a0}$  与最小捕获域边界由双曲线变为椭圆时在弹道射程方向上的位置  $x_e$  的关系:

$$x_e = -0.69\varphi_{a0}^2 + 72\varphi_{a0} - 4.4, \varphi_{a0} \in [6^{\circ}, 16^{\circ}] \quad (5)$$

通过对捷联式激光制导导引头在全末段弹道对地面目标捕获域建模和仿真可知,在射程方向上,捕获域呈现狭长的特点,因此,沿射程方向的目标位置探测精度散布较大,而在侧偏方向探测精度较集中。另外,在激光半主动制导导引头中,目标反射的激光在四象限探测器上形成的光斑中心距离四象限探测器中心的位置越近,探测精度越高<sup>[10]</sup>,体现在最小捕获域模型内,即捷联导引头视线上地面  $E$  点与目标之间的距离越近则探测精度越高。对末段全弹道仿真,得到不同射角条件下目标点与  $E$  点之间的距离如图 4 所示, $E$  点近发射点方向为负,并忽略距离大于 1 000 m 的情况。

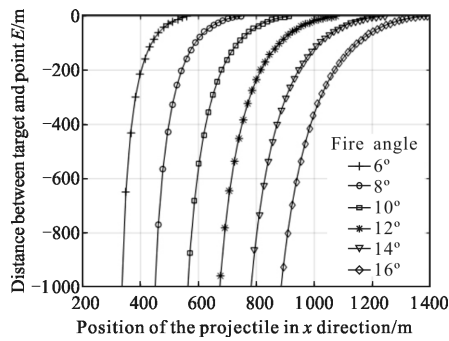


图 4 不同射角下目标点与 E 点之间的距离

Fig.4 Distance between target and E points in different fire angles

每个不同射角下，目标一直处于 E 点近发射方向。随着弹丸在末段弹道飞行，目标与 E 点的距离出现先急剧缩小、后趋于平缓的趋势。当目标与 E 点的距离很大时，导引头的目标方位偏差测量精度很低。最小捕获域边界为双曲线时，目标与 E 点之间的距离均大于 200 m，此时探测精度较低，不能作为导引头探测的起始点。因此应至少选择最小捕获域边界为椭圆的弹道点作为起始探测的位置。

经过以上仿真分析，为了能适应发射角为 6°~16° 的某单兵火箭弹理想低伸弹道，导引头最佳起始探测位置应在弹道上最小捕获域为椭圆时之后，同时应能够保证一次或两次的探测、修正时间，激光半主动导引头的最佳半视场角应为 5.9° 左右。

### 2.3 导引头最佳起始探测弹道点分析

由于单兵火箭弹末段弹道时间短，激光导引头的起始探测时刻非常重要。起始探测时刻需要同时满足时间早以及目标捕获率达到 100% 的条件。根据 2.2 节计算的理想弹道下目标捕获域的特性以及最小半视场角，对含有扰动的全末段弹道下的目标捕获率仿真。通过设定初始扰动值，基于蒙特卡罗方法<sup>[11]</sup>计算末段全弹道采样点的目标捕获概率。仿真的初始扰动值如表 5 所示。

表 5 蒙特卡罗仿真的初始扰动值

Tab.5 Initial perturbation values of the Monte Carlo simulation

Disturbance	Mass	Initial velocity	$\varphi_a$	$\varphi_2$
Mean	1.64 kg	170 m/s	Variable/(°)	0°
Distribution	Gaussian	Gaussian	Gaussian	Gaussian
Variance	1/30	1	0.06	0.06

弹轴高低角即初始发射角，设定初始发射角均值分别为 12°、14°、16°，相应的目标坐标值分别按照上节设置。不同初始射角下，仿真中捷联导引头的半视场角均设定为 5.8°、5.9°、6.0°、6.1°、6.2°。仿真结果如图 5 所示。

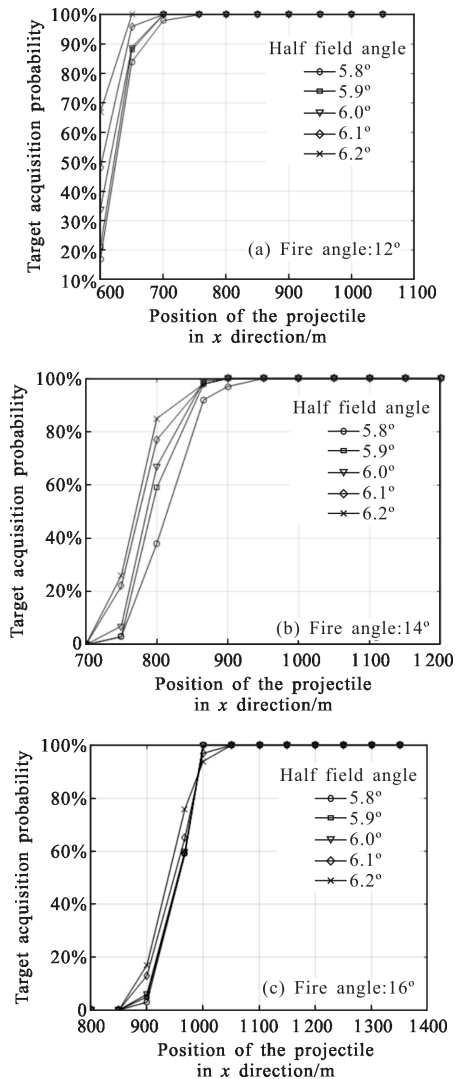


图 5 不同射角的末段全弹道目标捕获率

Fig.5 Target acquisition probability in terminal trajectory for different fire angles

从图 5 可以得到，在各个初始射角条件下，随着捷联导引头半视场角的增大，目标捕获率均越早达到 100%，但变化不明显，仍可以将 5.9° 作为捷联导引头半视场角的最佳设计值。初始射角为 6°、8°、10°、12° 时，在导引头捕获域边界变为椭圆之后的弹道能 100% 捕获目标。初始射角为 14°、16° 时，在导引头捕获域边界变为椭圆 100 m 以后的弹道，能

100%捕获目标。因此在实际中可以根据不同射角设定不同的目标方位探测起始点。

在实际激光半主动体制单兵火箭弹发射流程中,首先对目标进行测距,将测距值代入公式(4)得到初始发射角  $\varphi_{\omega}$ ,将  $\varphi_{\omega}$  代入公式(5)得到最小捕获域边界由双曲线变为椭圆时在弹道射程方向上的位置  $x_e$ , 然后根据下式计算导引头在弹道射程上最佳起始探测弹道点  $x_q$ ,并装定到火箭弹弹载计算机内,完成发射前准备工作。

$$x_q = \begin{cases} x_e, \varphi_{\omega} \in [6^\circ, 12^\circ] \\ x_e + 100, \varphi_{\omega} \in (12^\circ, 16^\circ] \end{cases} \quad (6)$$

### 3 结论

文中针对激光半主动制导的增程单兵火箭弹末段弹道低伸、时间短的局限,为了提高制导能力,建立了捷联激光制导导引头在末段全弹道上的目标捕获模型。对末段全弹道目标捕获域进行分析和仿真,并考虑弹道扰动因素,利用蒙特卡罗方法对末段弹道上不同弹道点的导引头目标捕获率进行仿真,得到如下结论:(1)对于某型捷联式激光半主动制导单兵火箭弹,激光导引头的最佳半视场角为  $5.9^\circ$ ,该参数为导引头光学系统的设计提供依据;(2)末段全弹道中导引头的最佳起始探测点由公式(6)确定,在该弹道点导引头能够 100%探测目标。文中的仿真方法和结果对增程单兵火箭弹的制导化设计具有参考意义。

#### 参考文献:

- [1] Zhang Tengfei, Zhang Hexin, Hui Junjun, et al. A review on development and application of laser-guided weapons [J]. *Electronics Optics & Control*, 2015, 22 (10): 62–67. (in Chinese)  
张腾飞, 张合新, 惠俊军, 等. 激光制导武器发展及应用概述[J]. 电光与控制, 2015, 22(10): 62–67.
- [2] Bao Haige. Development of the laser semi-active homing guidance weapons[J]. *Ship Electronic Engineering*, 2010, 30 (5): 21–25. (in Chinese)  
鲍海阁. 国外激光半主动寻的制导武器的发展[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(5): 21–25.
- [3] Fang Yanchao, Wang Jianjun, Yu Huoquan, et al. Laser signal generating method in internal field simulation experiment [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (6): 1766–1772. (in Chinese)  
方艳超, 王建军, 于国权, 等. 内场仿真试验中激光指示信号生成方法[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1766–1772.
- [4] Zhang Xin, Du Zhiyuan, Qiao Yanfeng, et al. Study on linear field of strapdown semi-active laser seeker[J]. *Chinese Journal of Optics*, 2015, 8(3): 415–421. (in Chinese)  
张鑫, 杜智远, 乔彦峰, 等. 全捷联激光半主动导引头线性视场研究[J]. 中国光学, 2015, 8(3): 415–421.
- [5] Gao Siyuan, Liu Hui, Zhu Mingchao, et al. Analysis and optimization of angle measurement accuracy of strap-down laser semi-active guidance seeker [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(7): 2169–2174. (in Chinese)  
高思远, 刘慧, 朱明超, 等. 全捷联激光制导寻的器测角精度分析与优化[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(7): 2169–2174.
- [6] Liu Xiao, Tang Shengjing, Zhu Dalin, et al. Research on target acquisition probability in the terminal guidance of guided munition[J]. *Acta Armamentarii*, 2015, 36(2): 287–293. (in Chinese)  
刘骁, 唐胜景, 朱大林, 等. 制导弹药末段目标截获概率研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(2): 287–293.
- [7] Wen Qiuqiu, Cui Yingying, Xia Qunli, et al. Firing table modifying based on acquisition ground zone of seeker for laser guidance bomb [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(8): 2053–2057. (in Chinese)  
温求道, 崔莹莹, 夏群利, 等. 基于导引头地面捕获域的激光制导炸弹射表修正技术 [J]. 红外与激光工程, 2012, 41 (8): 2053–2057.
- [8] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2004.
- [9] Li Xinglong, Yu Jiyan, Yao Wenjin, et al. Optimization of launching angle based on hit probability for terminal correction mortar projectile [J]. *Journal of Ballistics*, 2015, 44(7): 2170–2174. (in Chinese)  
李兴隆, 于纪言, 姚文进, 等. 基于末段修正迫弹命中概率的射角优化[J]. 弹道学报, 2015, 44(7): 2170–2174.
- [10] Lua Chao, Zhai Yusheng, Wang Xinjie, et al. A novel method to improve detecting sensitivity of quadrant detector [J]. *Optik*, 2014, 125: 3519–3523.
- [11] Tan Ligang, Dai Ming, Liu Jinghong, et al. Error analysis of target automatic positioning for airborne photo-electric measuring device [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(12): 3133–3140. (in Chinese)  
檀立刚, 戴明, 刘晶红, 等. 机载光电测量设备目标自主定位误差分析[J]. 光学精密工程, 2013, 21(12): 3133–3140.