

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.09.026

比例型激光弹弹目初始偏差角对投放效果的影响分析

李栋*, 邓皓, 段荣

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 为了提高比例型激光弹的命中率, 研究了激光末制导炸弹投放流程、比例导引制导律原理和几何关系, 建立了含激光半主动陀螺式导引头动力学模型和线性弹体动力学模型的激光弹比例导引制导回路模型。将不同的弹目初始偏差角带入回路模型中进行仿真, 得到了弹体参数曲线。分析结果显示, 随着弹目初始偏差角的减小, 制导时间、最大法向位移、法向过载和导引头进动角速度均在减小。因此, 激光弹投放时应选择使弹目初始偏差角最小的投放弹道, 可以达到较优的投放效果。

关键词: 激光弹; 比例导引律; 导引头; 激光制导

中图分类号: V271.4 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 09-0026-04

激光制导炸弹是装有激光制导装置、能够探测目标反射的激光回波并自动导向目标的炸弹, 具有命中精度高、威力大和抗电子干扰能力强等特点。现有武器操作手册中对激光制导炸弹的使用包线进行了说明, 含有投放高度、投放速度和投放角度等信息, 飞行员在同设计人员的交流中经常询问: 某一投放高度和投放速度下, 飞机应保证什么投放角度可以使命中概率最大, 理论依据是什么? 由于这方面还没有相应的理论推导, 因此, 很难给出准确的数据结论。

本文根据激光末制导炸弹比例导引制导律的工作原理, 建立比例导引制导回路仿真模型, 将不同的弹目初始偏差角带入模型进行仿真分析, 分析弹目初始偏差角对投放效果的影响, 旨在给出最佳投放策略。

1 激光弹投放流程

比例性激光弹的典型投放流程^[1]为: 飞机携带激光弹和吊舱飞向战区, 接近目标时, 吊舱探测目标信息并对其稳定跟踪, 火控计算机根据吊舱测量的目标信息和当前飞机高度、速度、俯仰角和滚转角等信息按激光弹无控弹道计算投放时机并在显示屏上显示, 飞行员根据显示画面完成瞄准后

扣扳机, 激光弹脱钩投放。

激光弹捕获目标原理如图 1 所示, 在激光弹投放后初始下落阶段, 激光弹按无控弹道向目标飞行, 飞行一段时间后, 吊舱开启激光照射, 激光制导炸弹导引头的探测器在捕获点 (启控点) 开始探测到目标漫反射的激光信号, 而风标头能够保证导引头光轴与弹速度矢量方向一致, 从而测量制导炸弹飞行速度方向与目标连线之间的夹角 ε , 弹上制导控制系统控制激光弹以比例导引律运动, 不断修正弹相对于目标的弹道, 直到命中目标。

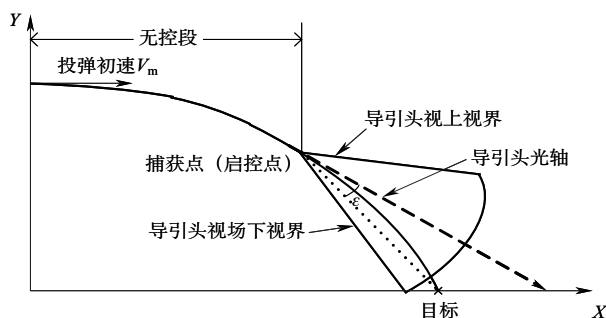


图 1 激光弹捕获目标原理示意图

Fig.1 Illustrative diagram of the laser-guided projectile capturing the target

收稿日期: 2017-04-28; 退修日期: 2017-07-24; 录用日期: 2017-07-26

* 通信作者: Tel.: 029-86832440 E-mail: 617898721@qq.com

引用格式: LI Dong, DENG Hao, DUAN Rong. Analysis of the initial target deviation angle on the dropping effect of proportional laser-guided projectile[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (09): 26-29. 李栋, 邓皓, 段荣. 比例型激光弹弹目初始偏差角对投放效果的影响分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28 (09): 26-29.

2 比例导引律原理

比例导引律的基本导引关系是保持弹道速度矢量转动角速度与目标视线转动角速度成一定比例^[2]。图2为典型的采用激光半主动导引头的比例导引制导回路原理框图,导引头测量弹目偏差角 ε ,并将其转化为弹目视线角速度传递给弹上控制系统,由自动驾驶仪处理成舵机驱动信号,驱动舵机控制舵面旋转,使弹体的速度矢量转动角速度与目标视线转动角速度成一定比例。

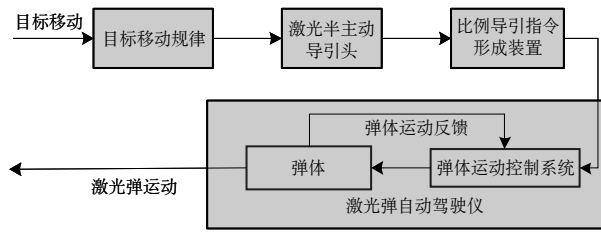


图2 比例导引回路原理图

Fig.2 Illustrative diagram of proportional-navigation loop

3 激光弹的比例导引律回路模型

3.1 比例导引律的几何关系

由于激光弹进行末制导时弹目距离较近,比例导引律的弹道接近于直线,假设导引头噪声干扰和初始指向误差等因素为使激光弹偏离理想弹道的小扰动,可以将激光弹比例导引律的几何关系线性化^[2],激光弹与目标几何关系如图3所示。

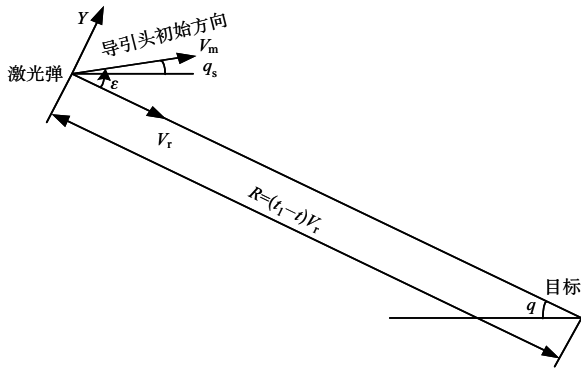


图3 激光弹与目标几何关系

Fig.3 Relative geometrical relationship between the laser-guided projectile and target

图3中, t_1 为末制导时间; t 为制导开始后的飞行时间; t_1-t 为剩余飞行时间; Y 为与初始弹目线方向垂直的方向; V_r 为炮弹相对目标沿初始弹目方向的相对速度; V_m 为激光弹速度; $R=(t_1-t)V_r$ 为炮弹与目标的相对距离; q 为弹目视线角,即目标与激光弹连线与水平面之间的夹角; q_s 为导引头光轴在惯性空间与水平面的夹角;对于采用发射后锁定攻击方式的末制导激光弹,往往存在初始指向误差 $q_0=q+q_s$ 。

在激光弹初始制导时刻飞行速度方向与弹目视线存在一个弹目初始偏差角 ε ,则在垂直于弹目视线方向上存在着初始侧向速度干扰 $v\sin\varepsilon \approx v\varepsilon$ 。导引头光轴在初始时刻与弹体同轴,在小迎角范围内,忽略迎角,弹体纵轴与速度纵轴近似相同,因此,可认为 $q_0 \approx \varepsilon$ 。在激光弹飞行阶段飞行速度方向与弹目视线的夹角(弹目偏差角)用 Δq 表示。

3.2 激光半主动陀螺式导引头动力学模型

对参考文献[2]中含非线性区和线性区进动信号的激光半主动陀螺式导引头的动力学模型简化为:当激光光斑信号处于导引头探测器非线性区($\Delta q > 1^\circ$)时,导引头以固定的角速度快速进动,此时导引头的进动角速度 $\dot{q}_s$ 为一常值: $\dot{q}_s = 10^\circ/\text{s}$;弹目偏差角 Δq 迅速减小,当 $\Delta q < 1^\circ$ 时: $\dot{q}_s = 6\Delta q$ 。

3.3 激光末制导炮弹制导控制系统模型

按照利用导引头消除弹目偏差角的非线性进动信号作为制导指令的方式,将控制系统模型分为I型和II型模型。

I型制导控制系统使用导引头非线性区及过渡区进动信号,将其转换为制导指令传递给控制系统,控制激光弹机动,在激光光斑信号进入导引头探测器线性区后,导引头进动角速度与弹目视线角速度成正比,炮弹按比例导引制导律飞行。由于I型制导控制系统相比于II型系统能够在较短制导时间内命中目标,本文建立I型控制系统模型,II型控制系统的建立可以参考文献[2]。

3.4 末制导炮弹弹体动力学模型

末制导炮弹的弹体动力学模型可经过小扰动线性化近似为一个二阶环节的传递函数形式:

$$\frac{f(s)}{f_c(s)} = \frac{1}{\frac{s^2}{w^2} + \frac{2\delta s}{w} + 1} \quad (1)$$

式中: f_c 和 f 为法向过载指令及弹体输出的法向过载; w 和 δ 分别为弹体自振频率和阻尼系数。没有自动驾驶仪的弹体模型自振频率较低,阻尼也较小(通常介于0.05~0.1之间),本文采用自动驾驶仪模型, $\delta=0.6$ 。

3.5 激光末制导炸弹比例导引制导回路模型

结合前面建立的激光末制导炮弹制导控制系统模型和弹体动力学模型,建立激光末制导炸弹比例导引制导回路模型,如图4所示^[3,4]。图4中, Y 为炮弹的法向位移; Y_t 为目标的法向位移; N 为比例导引系数; f_c, f_c' 分别为限幅前后的法向过载指令,限幅考虑可用过载饱和限制而引入的非线性环节。

4 算例仿真与分析

将I型制导控制系统模型带入比例导引制导回路模型

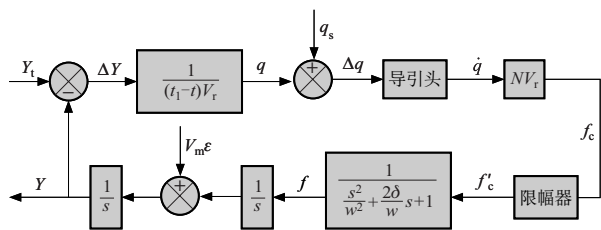


图4 激光弹比例导引模型

Fig.4 The loop model of the proportional laser-guided projectile 中进行仿真。

4.1 仿真参数

$Y_i=0$ (假设为静止目标), $V_i=240\text{m/s}$, $N=3.5$; 非线性过载指令限幅即限幅器输出的 f_c' 最大为 3; 激光弹速度与弹目视线初始偏差角 $\varepsilon=q_0$ 分别取 15° , 10° , 5° 和 0° ; 比例导引末制导时间取 $t_1=10\text{s}$, 选取一个具有自动驾驶仪的弹体模型 ($\omega=20\text{rad/s}$, $\delta=0.6$)。

4.2 仿真结果及分析

采用自动驾驶仪的弹体模型进行 I 型制导控制系统的末制导炮弹比例导引律仿真,得到的系统参数曲线如图 5 所示,图 5 (a) ~ 图 5 (h) 分别为不同弹目视线初始偏差角 ε 下导引头进动角速度 $\dot{q}$ 和弹目偏差角 Δq 、弹体法向位移 Y 和法向过载 f 的曲线。

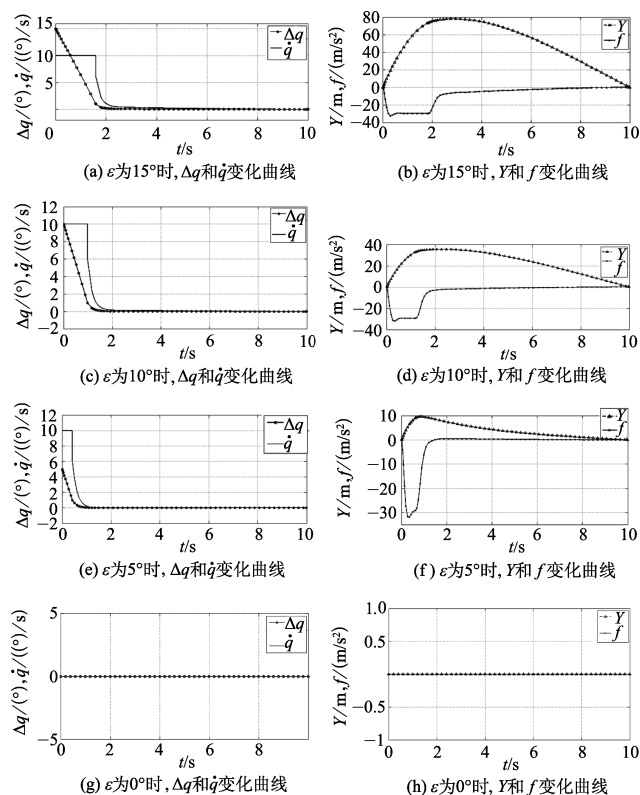


图5 不同弹目初始偏差角的弹体参数曲线

Fig.5 Dynamic curves on different initial target deviation angles

从得到的弹体参数曲线可以看出,当弹目初始偏差角 ε 分别为 15° , 10° , 5° 和 0° 时,弹目偏差角 Δq 变为 1° 需要的时间分别为 1.6s, 1s, 0.4s 和 0s, 可见随着弹目初始偏差角变小,所需制导时间变少;相应的最大法向位移分别为 78m, 35m, 10m 和 0m, 也随着弹目初始偏差角 ε 的变小而变小;从法向过载 f 和导引头进动角速度 $\dot{q}$ 的变化可以看出,随着弹目初始偏差角变小,弹体在空中进行机动的过载强度和时间内也变少。理想状态下,当弹目初始偏差角 ε 为 0° 时,即空中初始制导时刻,弹体速度矢量正对着目标,弹体在制导系统作用下,将会沿着速度矢量方向飞向目标,弹体不进行机动即可命中目标。所以,在制定激光弹投放策略时,可查询弹道表求得一定投放高度和速度、不同角度下激光弹捕获点的弹目初始偏差角,选取使弹目初始偏差角较小的投放弹道,尽量减少激光弹进行空中制导机动的时间,可以达到较优的投放效果。

5 结束语

激光弹在捕获点(启控点)时刻的弹目初始偏差角是影响导弹投放效果的重要参数。本文根据比例导引制导回路仿真模型分析了不同弹目初始偏差角对导引头进动角速度、弹目偏差角、弹体法向位移和法向过载的影响。随着弹目初始偏差角的减小,激光弹进行空中制导机动的过载强度和时间随之减少,理想状态下,当弹目初始偏差角为 0° 时,弹体速度矢量正对着目标,弹体在制导系统作用下,会沿着速度矢量方向飞向目标,弹体不进行机动即可命中目标。因此,在飞行高度、飞行速度一定的情况下,制定激光弹投放策略时,应尽量减小弹目初始偏差角。

AST

参考文献

- [1] 姚军奎, 刘大卫, 夏群力. 激光制导炸弹火控系统误差及射表修正研究[J]. 弹箭与制导学报, 2010, 30 (4): 73-75.
YAO Junkui, LIU Dawei, XIA Qunli. Study on error of fire control system and modified firing table of laser-guided bomb[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30 (4): 73-75. (in Chinese)
- [2] 牟宇, 林德福, 祁载康. 激光末制导炮弹比例导引律性能研究[J]. 红外与激光工程, 2009, 38 (9): 29-31.
MOU Yu, LIN Defu, QI Zaikang. Performance of proportional navigation law for terminal laser-guided projectile[J]. Infrared and Laser Engineering, 2009, 38 (9): 29-31. (in Chinese)
- [3] 林德福, 祁载康, 夏群力. 带重力补偿的比例导引制导律参

- 数设计与辨识[J].系统仿真学报, 2006, 18 (2): 2753-2756.
- LIN Defu, QI Zaikang, XIA Qunli. Design and identification on parameters of proportional navigation guidance law with gravity over compensation[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18 (2): 2753-2756. (in Chinese)
- [4] 宋锦武, 祁载康, 夏群力. 弹体追踪制导律回路建模及解析分析[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24 (3): 5-9.
- SONG Jinwu, QI Zaikang, XIA Qunli. Modeling and analysis of guidance loop with body pursuit guidance law[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24 (3): 5-9. (in Chinese) (责任编辑 刘玲蕊)
- 作者简介**
李栋 (1988-) 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 从事军械火控专业工作。
Tel: 029-86832440 E-mail: 617898721@qq.com

Analysis of the Initial Target Deviation Angle on the Dropping Effect of Proportional Laser-guided Projectile

LI Dong*, DENG Hao, DUAN Rong

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: To improve the hit ratio of proportional laser-guided projectile, the delivery process, the proportional navigation law principle and the geometrical relationship of the proportional laser-guided projectile were analyzed. Then the loop model of the proportional laser-guided projectile with a laser-gyro stabilized dynamic seeker and a linear projectile body was build. Substituting different initial target deviation angles to the loop model, the obtained dynamic curves about the projectile show that with the decrease of the initial target deviation angle, the guiding time, the maximum normal displacement, the normal overload and the precession angular velocity of the seeker are decreasing. Therefore, to relatively optimal hit ratio of proportional laser-guided projectile, the trajectory which minimizes the initial target deviation angle should be chosen.

Key Words: laser-guided projectile; proportional navigation law; seeker; laser guidance

Received: 2017-04-28; Revised: 2017-07-24; Accepted: 2017-07-26

*Corresponding author. Tel. : 029-86832440 E-mail: 617898721@qq.com