

文章编号: 1672-8785(2023)03-0029-07

动力陀螺式激光导引头数学建模及关键算法研究

李 伟¹ 杨 凯²

(1. 中天射频电缆有限公司, 江苏 南通 226000;

2. 西安现代控制技术研究所, 陕西 西安 710065)

摘 要: 以“红土地”国产化导引头为例, 详细介绍了动力陀螺式激光导引头的结构组成、工作流程和跟踪原理, 并阐述了激光导引头数学模型及建模过程。针对其动力陀螺稳定平台特性, 研究了其在火箭弹、空地导弹、航空炸弹等平台的应用。针对采用倾斜稳定三通道控制的非旋转弹提出的导引头输出斜率补偿算法, 可有效降低导引头输出斜率散布; 针对采用双通道控制的旋转弹提出的导引头转速自适应算法, 在弹体转速 0~10 r/s 范围内实现了动力陀螺稳定平台式激光导引头的自适应工作。斜率补偿和转速自适应两种算法均已通过仿真试验考核以及地面联试与飞行试验验证, 实现了工程应用。

关键词: 激光导引头; 动力陀螺; 输出斜率补偿算法; 转速自适应算法

中图分类号: TJ761.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2023.03.005

Research on Mathematical Modeling and Key Algorithms of DG Laser Seeker

LI Wei¹, YANG Kai²

(1. Zhongtian Radio Frequency Cable Co., Ltd., Nantong 226000, China;

2. Xi'an Institute of Modern Control Technology, Xi'an 710065, China)

Abstract: "Red Earth" domestic seeker is taken as an example, and the structure, work flow and tracking principle of the dynamic gyro laser seeker are introduced in detail. The mathematical model and modeling process of the laser seeker are described, and its application in rocket, ground missile, aviation bomb and other platforms is studied according to the characteristics of its dynamic gyro-stabilized platform. For the non-rotating missile controlled by tilting stable three-channel, the dispersion of seeker output slope can be effectively reduced by the seeker output slope compensation algorithm. For the rotating missile with dual-channel control, the seeker speed adaptive algorithm is proposed to realize the adaptive operation of the dynamic gyro-stabilized platform laser seeker when the body speed is in the range of 0-10 r/s. The two algorithms have passed the simulation test and completed the engineering application after ground joint test and flight test.

收稿日期: 2022-10-13

作者简介: 李伟(1984-), 男, 江苏南通人, 工程师, 硕士, 主要从事航空电子线缆及通信理论方面的研究。E-mail: 2397106543@qq.com

Key words: laser seeker; dynamic gyroscope; output slope compensation algorithm; rotation speed adaptive algorithm

0 引言

以“红土地”为代表的动力陀螺式激光导引头是目前工程应用最为广泛的激光导引头。该导引头最早应用在末制导炮弹领域,近些年其改进型也应用到了火箭弹、空地导弹及航空炸弹领域。通常弹体的控制策略分为倾斜稳定三通道控制和旋转双通道控制两种方式。本文基于采用倾斜稳定三通道控制的非旋转弹和采用双通道控制的旋转弹,提出了导引头输出斜率补偿算法和导引头转速自适应算法。这两种关键算法能够有效提升整弹的命中精度。

本文首先介绍动力陀螺式激光导引头的跟踪原理及建模方法,然后对提高整弹命中精度的两种关键算法进行阐述。

1 动力陀螺式激光导引头的结构组成

动力陀螺式激光导引头由带滤光镜的球面整流罩、位标器(透射式光学系统、光电探测器、万向支架、转子及平衡环、章动阻尼器、加速机构、制动器、电爆管等)、电子部件、壳体等组成(见图1)。

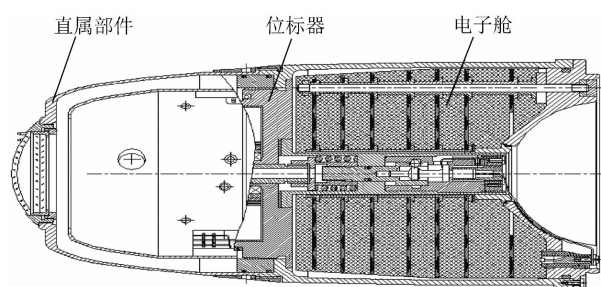


图1 动力陀螺式激光导引头的结构图

2 动力陀螺式激光导引头的跟踪原理及建模

2.1 跟踪原理

动力陀螺式激光导引头基于动力陀螺的定轴性稳定光轴,利用陀螺的进动性实现对目标的跟踪,实时、连续测量并输出视线角速度信号。激光导引头将双通道陀螺作为视线角速度

测量器。它是一个陀螺跟踪装置,能使位标器物镜的光轴与弹目线重合。位标器接收目标反射的激光脉冲信号。当目标位于位标器视界内时,从目标反射的激光脉冲信号被导引头光学系统在光学接收器光敏区聚焦成散射光斑。当光轴与瞄准线之间角度失调时,光斑偏离四象限光敏区的中心。从每个光敏区量取的电信号与光斑落入光敏区部分的能量成正比。

导引头的电路在每个照射脉冲信号周期产生与散射光斑能量中心相对光学接收装置敏感区中心的位移量成正比的控制信号。在目标跟踪过程中,该控制信号与导弹相对于目标的转动角速度成正比。在此信号的作用下,导引头产生修正力矩,导致陀螺向目标方向进动,使失调角趋于零。导引头跟踪回路的原理框图如图2所示。

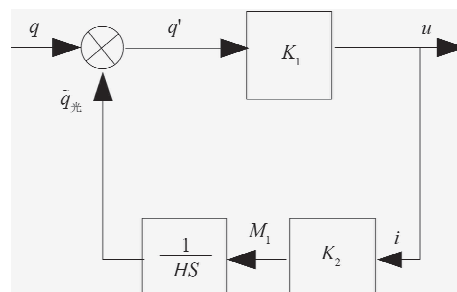


图2 导引头跟踪回路的原理框图

图2中, q 为导引头到目标的视线角; $q_{\text{光}}$ 为位标器光轴角位置; q' 为视线误差角; K_1 为信号放大、处理回路增益系数; K_2 为进动线圈(力矩变换器)增益系数; u 、 i 为信号放大、处理回路的输出(电压和电流); M_1 为进动电流 i 在进动线圈中产生的电磁力矩; $1/HS$ 为位标器陀螺的积分常数。

导引头跟踪回路原理简述如下:导引头测得的视线误差角 q' 经信号放大、处理回路处理后,以进动电流的形式输入进动线圈;进动线圈中产生的电磁场与位标器陀螺上永久磁铁的磁场相互作用,形成进动(修正)力矩,从而修

正位标器光轴的角位置 $q_{\text{光}}$ 向减小 q' 的方向运动。这样就完成了导引头的跟踪任务。

在导引头跟踪目标的过程中产生了输出信号:

$$u = K_1 \cdot q' \quad (1)$$

在稳定跟踪条件下, q' 正比于视线偏转角速度。这样就实现了导引头测量视线角速度的功能。

将斜坡信号、正弦信号、三角波信号等作为输入信号, 计算跟踪回路的输出信号, 并分析导引头跟踪回路的性能。

斜坡信号的数学模型为

$$q = kt \quad (2)$$

式中, k 为斜坡信号的斜率。

正弦信号的数学模型为

$$q = \sin \omega t \quad (3)$$

式中, ω 为正弦信号的角频率。

三角波信号的数学模型为

$$q = q_0 + kt \quad (4)$$

式中, k 为三角波信号的斜率, 且

$$k = \begin{cases} c & t \in (2n-1)T \\ -c & t \in (2n+1)T \end{cases} \quad (5)$$

导引头输入信号与输出信号的比较曲线如图 3~图 5 所示。

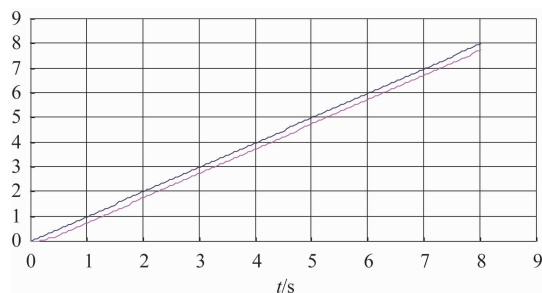


图 3 导引头跟踪斜坡信号的对比曲线

2.2 激光导引头数学模型的建立

为了实现比例导引规律, 在导引头中一般以目标线为基准, 给出目标线的转动角速度信号 dq/dt , 使导弹速度矢量的旋转角速度 $d\theta/dt = Kdq/dt$, 以便实现比例系数为 K 的比例导引。这就要求导引头光轴相对目标线稳定, 同时又能控制导引头光轴跟踪目标线运动。动力

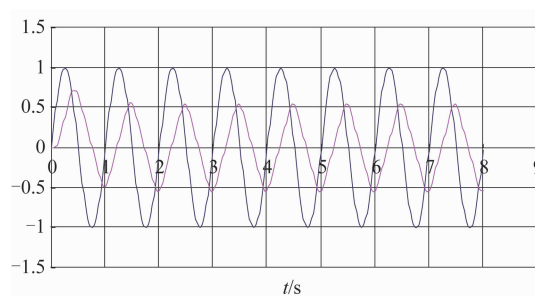


图 4 导引头跟踪正弦信号的对比曲线

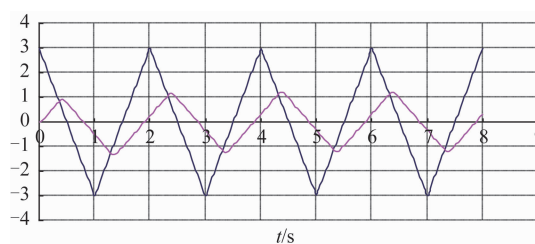


图 5 导引头跟踪三角波信号的对比曲线

陀螺式激光导引头用陀螺系统来完成以上要求。

2.2.1 内轴系的定义

动力陀螺式激光导引头在导弹上的安装方式是不唯一的, 因此内轴系的定义方式也是不唯一的。但导引头光轴在导引头未解锁时与弹轴完全重合。为了使描述导引头的数学模型简单清晰, 同时又不失一般性, 在导引头锁定状态下选择导引头陀螺系统的外框轴与弹体的 Z 轴重合, 导引头陀螺系统的内框轴与弹体的 Y 轴重合。这样可以作出以下定义: 内轴系的 X 轴(X_n)为导引头陀螺系统的转子轴; 内轴系的 Y 轴(Y_n)为导引头陀螺系统的内框轴; 内轴系的 Z 轴(Z_n)按右手直角坐标系确定。

2.2.2 内轴系与其它基础坐标系之间的关系

2.2.2.1 内轴系与大地系之间的关系

内轴系相对大地系的姿态通常由三个角度(ϑ_e 、 Ψ_e 、 γ_e)来确定。内轴系与大地系之间的坐标转换矩阵为

$$L[n,0] = A[\gamma_e]B[\vartheta_e]C[\Psi_e] \quad (6)$$

其中,

$$A[x] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos x & \sin x \\ 0 & -\sin x & \cos x \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$B[x] = \begin{bmatrix} \cos x & \sin x & 0 \\ -\sin x & \cos x & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$C[x] = \begin{bmatrix} \cos x & 0 & -\sin x \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin x & 0 & \cos x \end{bmatrix} \quad (9)$$

2.2.2.2 内轴系与弹体系之间的关系

内轴系与弹体系之间的关系通常由两个框架角(θ_g 和 Ψ_g)来确定。内轴系与弹体系之间的坐标变换矩阵为

$$L[1,n] = B[\theta_g]C[\Psi_g] \quad (10)$$

2.2.3 失调角的定义

失调角是指目标线与导引头光轴之间的角度关系。这一关系一般由两个角度(θ_s 和 Ψ_s)来描述。

2.2.4 导引头的转动角速度

动力陀螺式激光导引头的最主要功能就是测量目标线与导引头光轴之间的角偏差(即失调角)。当目标位标器测得失调角时,导引头系统将该失调角信号经过放大器、力矩马达和进动陀螺等环节放大,产生与目标线转动角速度成比例的导引头进动角速度。通过导引头光轴进动对目标线进行跟踪来消除此角偏差,便实现了导引头对目标的跟踪功能。

3 动力陀螺式激光导引头的关键算法

3.1 导引头输出斜率补偿算法

在工程实际中,激光导引头测量并提供导弹与目标之间的瞄准线角速度信息。作为导引头测量精度的最重要的特性指标之一,导引头输出斜率随着温度的变化往往存在着一定的函数分布规律。例如,在常温状态(20°C)下,导引头输出斜率为 $X_1 \pm 10\%$;在高温状态(50°C)下,导引头输出斜率为 $X_2 \pm 10\%$;在低温状态(-40°C)下,导引头输出斜率为 $X_3 \pm 10\%$ 。 X_1 、 X_2 、 X_3 之间的分布规律可通过大量的工程测试得到。

目前,该类型激光导引头输出斜率散布特性未采用合适的工程归一化算法处理。设计控制系统时,需设计具有很强冗余度的导航比

N ,以保证导弹在一定的导引头输出斜率散布范围内依然能够命中目标。但是该方案在工程实践中已经逐步暴露出固有缺陷,因此提出以下激光导引头输出斜率温度补偿算法:

(1)首先进行各温度点的导引头输出斜率测试,确定 -40°C 、 -20°C 、 0°C 、 20°C 、 50°C 温度特征点下的导引头输出斜率 K_{-40} 、 K_{-20} 、 K_0 、 K_{20} 、 K_{50} 的统计中值。

(2)对于 0°C 及以下的情况,根据三个温度特征点 -40°C 、 -20°C 、 0°C 下的导引头输出斜率 K_{-40} 、 K_{-20} 、 K_0 ,可按以下方法确定一条抛物线。

设抛物线 $y = a_1x^2 + b_1x + c_1$ 过三点($-40, K_{-40}$)、($-20, K_{-20}$)和($0, K_0$),可得抛物线参数:

$$a_1 = \frac{K_{-40} - 2K_{-20} + K_0}{800} \quad (11)$$

$$b_1 = \frac{K_{-40} - 4K_{-20} + 3K_0}{40} \quad (12)$$

$$c_1 = K_0 \quad (13)$$

鉴于 a_1 、 b_1 、 c_1 取值太小(接近于 0),截位误差较大,所以将抛物线等效为

$$K_{q^2-\infty} = \frac{A_1 T_h^2 + B_1 T_h + C_1}{10000.0} \quad (14)$$

其中,

$$A_1 = a_1 \times 10000 = \frac{K_{-40} - 2K_{-20} + K_0}{800} \times 10000 \quad (15)$$

$$B_1 = b_1 \times 10000 = \frac{K_{-40} - 4K_{-20} + 3K_0}{40} \times 10000 \quad (16)$$

$$C_1 = c_1 \times 10000 = K_0 \times 10000 \quad (17)$$

式中, T_h 为导弹温度($^\circ\text{C}$); $K_{q^2-\infty}$ 为任意温度下导引头的输出斜率值。

(3)同理,对于 0°C 及以上的情况,根据三个温度特征点 0°C 、 20°C 、 50°C 下的导引头输出斜率 K_0 、 K_{20} 、 K_{50} 可确定以下抛物线:

$$K_{q^2-\infty} = \frac{A_2 T_h^2 + B_2 T_h + C_2}{10000.0} \quad (18)$$

$$A_2 = \frac{2K_{50} - 5K_{20} + 3K_0}{3000} \times 10000 \quad (19)$$

$$B_2 = \frac{-42K_0 + 50K_{20} - 8K_0}{600} \times 10000 \quad (20)$$

$$C_2 = c_2 \times 10000 = K_0 \times 10000 \quad (21)$$

式中, T_h 为导弹温度($^{\circ}\text{C}$); $K_{q2\infty}$ 为任意温度下导引头的输出斜率值。

(4) 假设设计比例导引回路导航比为 N 时, 应用导引头输出斜率 K_{q2} 为 20°C 条件下的导引头输出斜率(1.60), 则在任意温度条件下对导引头输出斜率按式(22)进行温度补偿。

$$OK_{xz} = \frac{1.60}{K_{q2\infty}} \quad (22)$$

表1列出了任意温度下的导引头输出斜率温度补偿系数及相关参数。温度补偿归一化后, 导引头输出斜率被补偿到设计技术要求的常温中值附近。

3.2 导引头转速自适应算法

我国从俄罗斯引进的“红土地”激光末制导炮弹采用旋转体制, 末制导段弹体中值转速为 6.6 r/s 。首先分析激光导引头如何适应弹体 6.6 r/s 的转速。导引头探测器安装与进动线圈的对应关系如图6所示。

导引头直接输出俯仰和偏航两路驱动电压 U_y 、 U_z 与四象限输出 U_I 、 U_{II} 、 U_{III} 、 U_{IV} 之间的对应关系如下:

$$U_y = K \frac{U_I + U_{II} - U_{III} - U_{IV}}{U_I + U_{II} + U_{III} + U_{IV}} \quad (23)$$

$$U_z = K \frac{U_I - U_{II} - U_{III} + U_{IV}}{U_I + U_{II} + U_{III} + U_{IV}} \quad (24)$$

表1 任意温度下的导引头输出斜率温度补偿系数及相关参数

温度/ $^{\circ}\text{C}$	导引头输出斜率值	导引头输出斜率 温度补偿系数	导引头输出斜率 温度补偿结果
-40	1.3000	1.230769	1.6
-30	1.3671	1.170361	1.6
-20	1.4500	1.103448	1.6
-10	1.5399	1.039029	1.6
0	1.6000	1	1.6
10	1.6341	0.979132	1.6
20	1.6500	0.969697	1.6
30	1.7591	0.9380	1.6
40	1.7812	0.9263	1.6
50	1.8000	0.9167	1.6

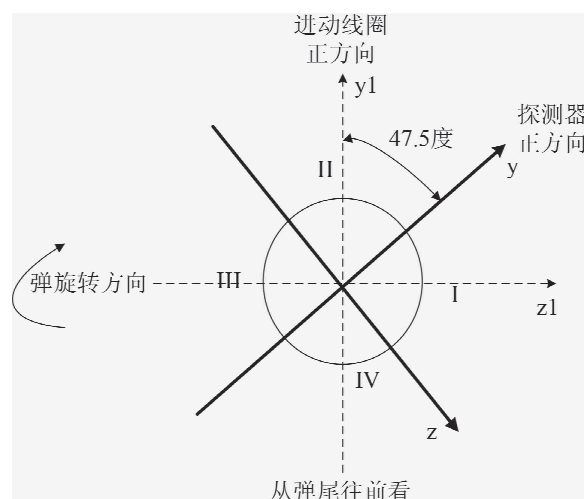


图6 激光导引头探测器安装与进动线圈的对应关系
 U_y 和 U_z 直接驱动进动线圈让导引头陀螺转轴偏转。驱动方向是陀螺转轴指向目标, 实现稳定跟踪。

假设当前探测器正向指向正上方, 且目标在正下方, 那么探测器、进动线圈、陀螺转子轴的进动轨迹如图7所示。

由于弹体稳定转速为 6.6 r/s , 且陀螺转子轴进动周期为 0.04 s , 因此陀螺转子轴从初始进动方向到终止进动方向, 旋转了 95° (见图7)。由于探测器安装超前于进动线圈 47.5° (见图6), 所以陀螺转子轴一个进动周期在惯性坐标系下的进动方向正好指向目标, 从而实现了转速 6.6 r/s 的适应。此外, 由图7可知, 激光导引头陀螺转子轴在惯性坐标系下的进动轨迹是曲线。

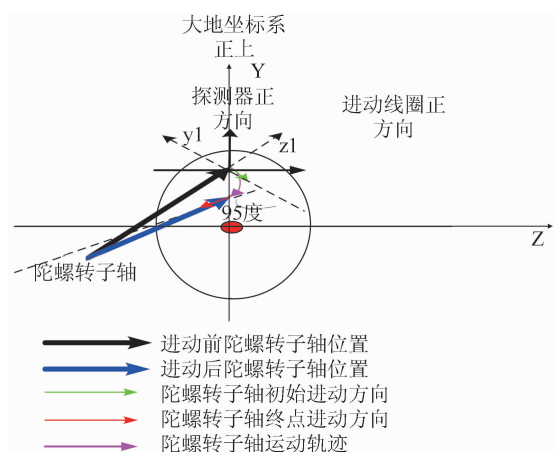


图7 激光导引头适应 6.6 r/s 的实现

由前面的分析可见,对于自旋的武器系统,现有的激光导引头采用固定超前角的方法来适应某一特定转速。但对于飞行中自旋转速发生变化的弹体来说,采用该方法时导引头并不能真实反映目标视线角速度,从而影响了命中精度。

因此提出一种导引头转速自适应算法来实现导引头对 0~10 r/s 范围内弹体转速的自适应。具体措施如下:

(1)取消导引头的预制超前角,将导引头探测器的刻划线与进动线圈同轴安装。

(2)通过弹载的惯性器件或滚转陀螺仪获知炮弹的转速,将转速信息引入导引头进动坐标位置的计算中,并将弹旋转的因素从导引头进动角速度计算中剔除,始终保证驱动方向在准弹体系下指向目标,从而达到自适应弹旋转的功能。定义新驱动电压为 U_y'' 、 U_z'' :

$$U_y'' = U_y \cdot \cos[\omega_x \cdot 360 \cdot (t - t_0)] + U_z \cdot \sin[\omega_x \cdot 360 \cdot (t - t_0)] \quad (25)$$

$$U_z'' = U_y \cdot \sin[\omega_x \cdot 360 \cdot (t - t_0)] + U_z \cdot \cos[\omega_x \cdot 360 \cdot (t - t_0)] \quad (26)$$

式中, t_0 为光电上升沿时刻。

假设当前探测器正向指向正上方,且目标在正下方,那么探测器、进动线圈、陀螺转子轴的进动轨迹如图8所示。采用该算法时,激光导引头陀螺转子轴在惯性坐标系下的进动轨迹是直线的,进动效率更高。

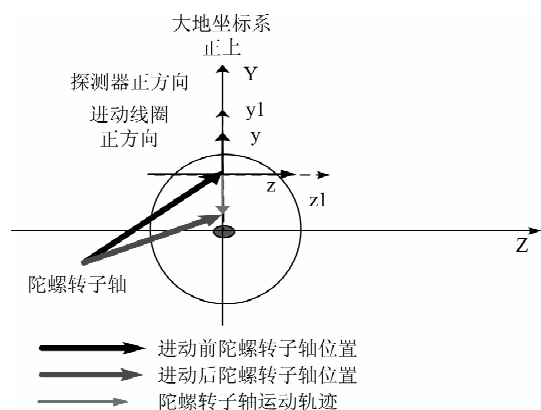


图8 转速自适应激光导引头的进动效果示意图

4 结束语

本文介绍了动力陀螺式激光导引头的跟踪原理及数学建模方法。提出的导引头输出斜率补偿算法可有效降低导引头输出斜率散布,并已经应用于某型空地导弹型号产品生产中。经使用验证,该方法可进一步提高导弹命中精度。本文提出的导引头转速自适应算法已经在某新型末制导炮弹型号研制中实施。靶试飞行试验结果表明,激光导引头可根据输入的转速信息进行自适应调整,在 0~15 r/s 范围内正常工作,验证了该项技术的有效性。

由于具有技术成熟、价格低廉、性能稳定的优点,动力陀螺式激光导引头应用范围广泛且应用量巨大。此外,经过数字化、小型化等设计,该激光导引头已经从传统的末制导炮弹领域拓展应用到火箭弹、空地导弹、航空炸弹等领域。现代战争作战场景、作战任务等越来越复杂,该激光导引头也逐步暴露出诸多问题。未来应该对其精确指向、搜索扫描、跟踪能力、抗干扰能力、重复检测、保障维护等方面进行适应性改进,从而综合提升其能力。

参考文献

- [1] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京:北京理工大学出版社,2013.
- [2] 祁载康. 战术导弹制导控制系统设计 [M]. 北京:中国宇航出版社,2018.
- [3] 孟秀云. 导弹制导与控制系统原理 [M]. 北京:北京理工大学出版,2003.

- [4] 王明光. 空地导弹制导控制系统设计 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2019.
- [5] 邹汝平, 陈士超, 陈韵, 等. 激光寻的空地导弹制导控制方法 [J]. 兵工学报, 2021, **42**(1): 3–12.
- [6] 邱雄, 王仕成, 刘志国, 等. 激光导引头四象限探测器测角精度的建模研究 [J]. 红外与激光工程, 2020, **49**(7): 105–111.
- [7] 梁巍巍, 黄振宇, 张文攀, 等. 激光导引头四象限探测器偏差信号特性研究 [J]. 激光技术, 2014, **37**(4): 139–143.
- [8] 邢晖, 雷萍, 吕鸿鹏, 等. 半主动式激光导引头跟踪角误差的分析与测试 [J]. 光电工程, 2012, **39**(4): 78–83.
- [9] 李慧, 吴军辉, 胡欣, 等. 动力陀螺式激光导引头的动力学建模与仿真 [J]. 激光与红外, 2011, **41**(7): 758–762.
- [10] 刘俊辉, 单家元, 刘永善. 动力陀螺式导引头跟踪能力分析 [J]. 红外与激光工程, 2013, **42**(8): 2209–2215.
- [11] 张意, 马清华, 陈韵, 等. 基于自抗扰控制技术的导弹控制系统设计 [J]. 弹箭与制导学报, 2012, **32**(1): 37–40.
- [12] 赵丹辉, 王俊敏, 张宏宇, 等. 精确制导武器导航与末制导技术发展综述 [J]. 飞航导弹, 2021, **51**(2): 64–70.
- [13] 胡仕友, 赵英海. 导弹武器智能精确制导技术发展分析 [J]. 战术导弹技术, 2017, **38**(2): 6–11.
- [14] 王代智, 李超. 战场对抗环境下提高激光末制导武器系统射击精度研究 [J]. 舰船电子工程, 2022, **29**(4): 176–180.
- [15] 任海龙, 武智晖, 李增路. 激光半主动制导炮弹的作战效能评估仿真 [J]. 火力与指挥控制, 2011, **36**(4): 135–137.