

文章编号: 1671-0576(2024)04-0033-06

制导一体化引信前向探测波束宽度计算方法

金桂玉¹, 朱志鹏¹, 刘鑫², 蔡克荣¹, 迟德建¹

(1. 上海机电工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘要: 针对制导一体化引信宽波束赋形需求, 提出了一种前向探测波束宽度的计算方法。该方法将导弹速度、目标速度、交会角、弹目距离、脱靶量、导弹攻角、角度指向误差、目标几何尺寸、数据处理周期等因素考虑在内, 在给定交会条件下, 根据计算的前向探测波束边界最大值确定前向探测波束宽度。仿真结果表明, 采用该方法计算的前向探测波束宽度, 结合宽波束赋形设计, 可保证制导一体化引信实现对目标的持续探测和跟踪。

关键词: 制导一体化引信; 宽波束赋形; 前向探测; 波束宽度

中图分类号: TJ43

文献标志码: A

DOI: DOI: 10.3969/j.issn.1671-0576.2024.04.006

Computational Method of Forward Detection Beam Width for Guidance Integrated Fuze

JIN Guiyu¹, ZHU Zhipeng¹, LIU Xin², CAI Kerong¹, CHI Dejian¹

(1. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aiming at the requirement of wide beam forming for guidance integrated fuze, a computational method of forward detection beam width was proposed. Taking the factors into account, such as missile velocity, target velocity, intercept angle, distance of missile-to-target, miss distance, missile attack angle, angle pointing error, target geometry size, signal processing cycle and so on, the forward detection beam width was determined according to the calculated maximum value of the forward detection beam boundary under the given encounter condition. The simulation results show that the forward detection beam width calculated by the proposed method, combining with the wide beam forming design, can ensure guidance integrated fuze to realize continuous target detection and tracking.

Key words: guidance integrated fuze; wide beam forming; forward detection; beam width

0 引言

制导一体化引信(guidance integrated fuze, GIF)是导弹引信的一个重要发展方向。GIF 按其一体化设计的紧密程度来分,大致可分为硬件一体化和信息一体化两类^[1-3];按其波束指向来分,可分为前向探测和侧向探测两类,其中侧向探测多用于对抗常规亚声速、超声速目标^[4-5]。对于飞行马赫数(Ma)大于 5 的高超声速目标,特别是几何尺寸较小的高超声速目标,采用侧向探测的制导一体化引信存在炸点滞后、来不及对目标造成有效毁伤的问题。此时,采用前向探测的制导一体化引信,可在弹目距离较远时探测识别目标,并综合制导信息,实现最佳引战配合和精确起爆控制。

国内外相关机构对制导一体化引信前向探测技术开展了大量研究,但研究大多侧重于信息融合和起爆控制算法^[5-8],针对硬件一体化技术的研究成果公开报道极少。以雷达制导一体化引信设计为例,导引头完成交班后,需重新选择和计算合适的探测波束宽度,并进行波束赋形。若探测波束宽度过窄,则无法保证在给定交会条件下,目标始终处于引信探测波束范围内;若探测波束过宽,则会影响到天线增益。目前制导一体化引信相关文献中针对前向探测波束宽度计算的研究甚少。

本文提出一种制导一体化引信前向探测波束宽度的计算方法。该计算方法将导弹速度、目标速度、交会角、弹目距离、脱靶量、导弹攻角、角度指向误差、目标几何尺寸、数据处理周期等因素考虑在内,在给定交会条件下,根据计算的前向探测波束边界最大值确定前向探测波束宽度,以保证目标始终处于引信前向探测波束范围内,实现引信对目标的持续探测和跟踪。

1 数学模型

本文研究制导一体化引信前向探测模型,通过分析遭遇段弹目相对位置及几何关系,确定前向探测波束宽度计算模型。

前向探测单侧波束如图 1^[9-11]所示。天线波束倾角为 0° ,波束宽度应保证在给定交会条件下

目标始终处于探测主波束范围内。图 1 中,点 A , B 分别为 t_0 时刻前和当前时刻导弹头部所在位置,点 C_1, C_2 分别为两个脱靶方向上目标几何中心所在位置,点 E_1, E_2 分别为两个脱靶方向上目标头部所在位置,点 D 为脱靶时刻导弹头部所在位置,弹轴在直线 BP 上。设导弹速度矢量为 v_m , 目标速度矢量为 v_t , 弹目相对速度矢量为 v_r , 弹目交会角为 χ , 导弹速度矢量与弹目相对速度矢量的夹角为 η , 脱靶量为 ρ , 目标最大几何尺寸为 L_0 。在引信数据处理周期 t_0 内,导弹由点 A 运动至点 B , 前向弹目距离减小至 r_0 , 目标几何中心所在的脱靶方向与弹目相对速度矢量的夹角增大至 β_0 ; 以目标几何中心作为脱靶量参考中心,则两个目标头部所在的脱靶方向与弹目相对速度矢量的夹角分别为 α_1 和 α_2 , 目标头部和导弹头部的连线与弹轴的夹角 θ_{10} 和 θ_{20} 即为可实现对目标持续跟踪的前向探测波束的单侧上下边界。

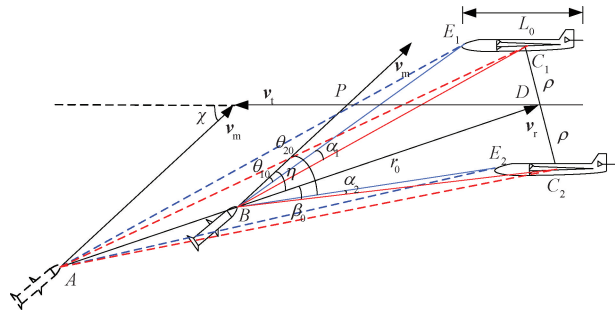


图 1 前向探测单侧波束示意图

以图 1 为例,对 α_1 和 α_2 进行求解。已知

$$\begin{cases} d_{BC_1} = d_{BC_2} = a = \sqrt{r_0^2 + \rho^2} \\ d_{E_1C_1} = d_{E_2C_2} = L_0/2 \\ r_0 = r - v_r t_0 \\ \text{tg } \beta_0 = \rho/r_0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: d_{BC_1}, d_{BC_2} 分别为两个脱靶方向上目标几何中心与导弹头部之间的距离,设其取值均为 a ; $d_{E_1C_1}, d_{E_2C_2}$ 分别为两个脱靶方向上目标几何中心与目标头部之间的距离; r 为 t_0 时刻前的弹目距离。则 α_1, α_2 的求解公式为

$$\cos \alpha_1 = [a^2 + d_{BE_1}^2 - (L_0/2)^2] / (2ad_{BE_1}) \quad (2)$$

$$\cos \alpha_2 = [a^2 + d_{BE_2}^2 - (L_0/2)^2] / (2ad_{BE_2}) \quad (3)$$

其中

$$d_{BE_1} = [a^2 + (L_0/2)^2 - 2a(L_0/2) \times \cos(\arccos\langle -\mathbf{v}_t, \mathbf{v}_r \rangle + \beta_0)]^{1/2} \quad (4)$$

$$d_{BE_2} = [a^2 + (L_0/2)^2 - 2a(L_0/2) \times \cos(\arccos\langle -\mathbf{v}_t, \mathbf{v}_r \rangle - \beta_0)]^{1/2} \quad (5)$$

式中: d_{BE_1} , d_{BE_2} 分别为两个脱靶方向上目标头部与导弹头部之间的距离; $\langle \cdot \rangle$ 为矢量点乘运算符。

进一步考虑攻角、角度指向误差等因素,忽略目标攻角 γ_t 的影响,定义导弹攻角及角度指向误差分别为 γ_m , $\Delta\theta$, 则前向探测波束宽度

$$\theta_0 = \max(2\theta_{10}, 2\theta_{20}) \quad (6)$$

其中

$$\theta_{10} = \eta - \beta_0 - \alpha_1 + \gamma_m + \Delta\theta \quad (7)$$

$$\theta_{20} = \eta + \beta_0 - \alpha_2 + \gamma_m + \Delta\theta \quad (8)$$

式中: $\max(\cdot)$ 为最大值的取值函数。

2 影响因素分析

2.1 交会角

设导弹速度为 1 500 m/s, 目标速度为 3 000 m/s, 交会角为 $0^\circ \sim 60^\circ$, 弹目距离为 300 m, 脱靶量为 8 m, 导弹攻角为 0° , 角度指向误差为 2° , 目标最大几何尺寸为 8 m, 数据处理周期为 2 ms, 对交会角变化的影响进行仿真。前向探测波束宽度 θ_0 随交会角变化的仿真曲线如图 2 所示。

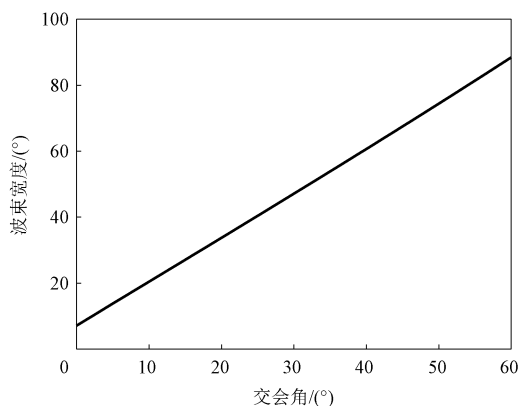
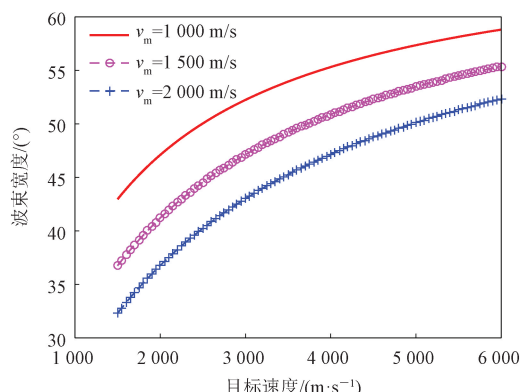


图2 前向探测波束宽度随交会角变化曲线

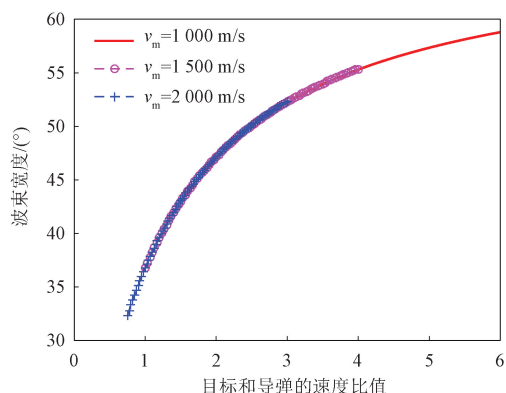
由图 2 可知: θ_0 随交会角的增大而增大; 当交会角变化范围为 $0^\circ \sim 60^\circ$ 时, θ_0 的变化量大于 80.0° 。

2.2 导弹速度和目标速度

设导弹速度为 1 000, 1 500, 2 000 m/s, 目标速度为 1 500~6 000 m/s, 交会角为 30° , 其他参数与 2.1 节相同, 对目标和导弹的速度变化及其速度比值变化的影响进行仿真。前向探测波束宽度 θ_0 随速度及速度比值的变化曲线如图 3 所示。由图 3(a)可知, θ_0 随目标速度的增大而增大, 随导弹速度的增大而减小。由图 3(b)可知, θ_0 随目标和导弹的速度比值的增大而增大。在上述导弹速度和目标速度条件下, θ_0 的变化量大于 26.5° 。



(a) 随目标和导弹速度变化曲线



(b) 随目标和导弹的速度比值变化曲线

图3 前向探测波束宽度随速度及速度比值的变化曲线

2.3 弹目距离

设交会角为 30° , 弹目距离为 300~20 m, 其他参数与 2.1 节相同, 对弹目距离变化的影响进行仿真。前向探测波束宽度 θ_0 随弹目距离变化的仿真曲线如图 4 所示。可知: 在弹目逐渐接近过程中, θ_0 逐渐增大; 在弹目距离较远时, θ_0 的变化相对平缓, 弹目距离由 300 m 减小至 100 m, θ_0 增大了 6.7° ; 在弹目距离较近时, θ_0 变化剧烈, 弹

目距离由 100 m 减小至 20 m, θ_0 增大了 40.0°。仿真结果表明, 导弹工作模式由导引头模式转为引信模式后, 探测波束宽度需大幅增加。

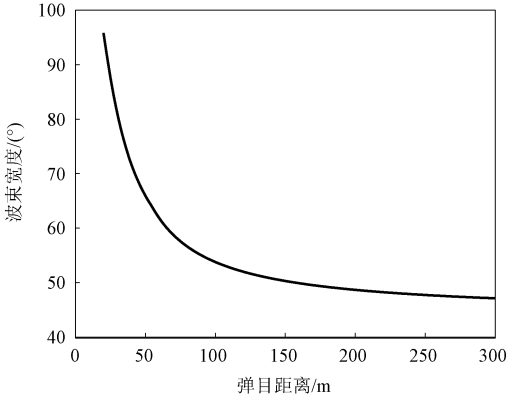


图 4 前向探测波束宽度随弹目距离变化曲线

2.4 导弹攻角和角度指向误差

设导弹攻角 γ_m 和角度指向误差 $\Delta\theta$ 的变化量分别为 $d\gamma_m$ 和 $d\Delta\theta$, 则 θ_0 的变化量 $d\theta_0$ 可以表示为

$$d\theta_0 = 2(d\gamma_m + d\Delta\theta) \quad (9)$$

可见, θ_0 的变化量与导弹攻角 γ_m 和角度指向误差 $\Delta\theta$ 的变化量呈线性递增关系。导弹攻角在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内逐渐增大时, θ_0 也逐渐增大, 且变化范围为 $0^\circ \sim 40^\circ$; 角度指向误差在 $0^\circ \sim 5^\circ$ 范围内逐渐增大时, θ_0 也逐渐增大, 且变化范围为 $0^\circ \sim 10^\circ$ 。

2.5 脱靶量

设交会角为 30° , 脱靶量为 0~15 m, 其他参数与 2.1 节相同, 对脱靶量变化的影响进行仿真。前向探测波束宽度 θ_0 随脱靶量变化的仿真曲线如图 5 所示。可知: 在脱靶量逐渐增大的过程中, θ_0 也逐渐增大; 脱靶量变化范围为 0~15 m 时, θ_0 的变化量大于 6° 。

2.6 数据处理周期

弹目距离变化与数据处理周期和弹目相对速度有关。设交会角为 30° , 初始弹目距离为 50 m, 目标速度为 3 000 m/s, 弹目相对速度为 4 000, 5 000, 6 000 m/s, 数据处理周期为 2 ms, 其他参数与 2.1 节相同, 对数据处理时间变化的影响进行仿真。前向探测波束宽度 θ_0 随数据处理时间

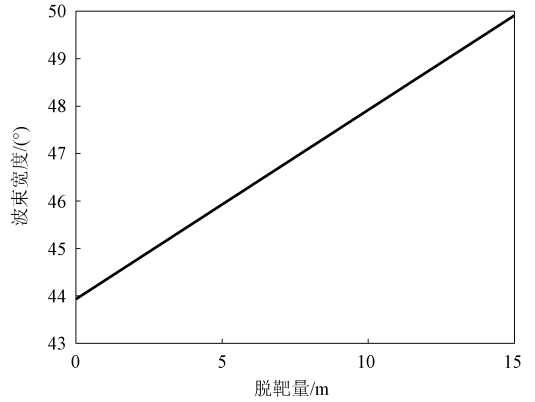


图 5 前向探测波束宽度随脱靶量变化曲线

变化的仿真曲线如图 6 所示。可知: 随着数据处理时间逐渐增大, θ_0 逐渐增大, 且变化缓慢; 弹目相对速度分别为 4 000, 5 000, 6 000 m/s 时, 在一个数据处理周期内, 对应的 θ_0 的变化量分别为 $3.00^\circ, 4.76^\circ, 5.86^\circ$ 。

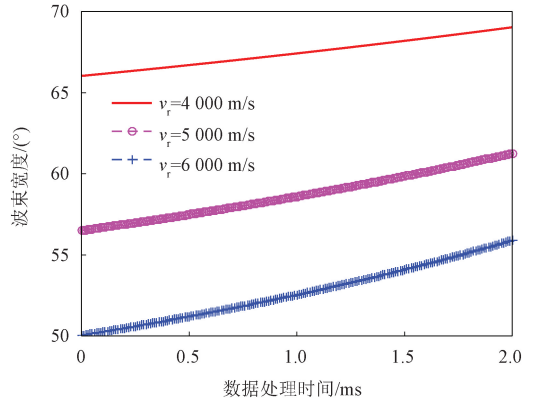


图 6 前向探测波束宽度随数据处理时间变化曲线

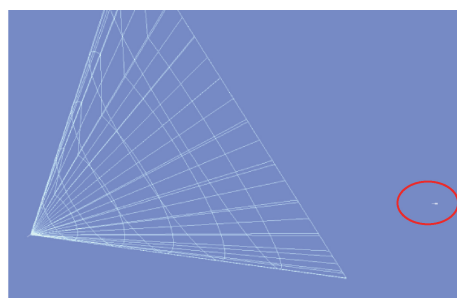
3 计算算例和计算结果验证

通过上述分析可总结出如下规律: 交会角、目标和导弹的速度比值、导弹攻角及角度指向误差对前向探测波束宽度影响较大, 且与前向探测波束宽度呈单调递增关系; 脱靶量、数据处理周期对前向探测波束宽度影响略小, 也呈单调递增关系; 在弹目距离较近(如 100 m 以内)时, 其对前向探测波束宽度影响较大, 在弹目距离较远时影响较小, 两者呈单调递减关系。

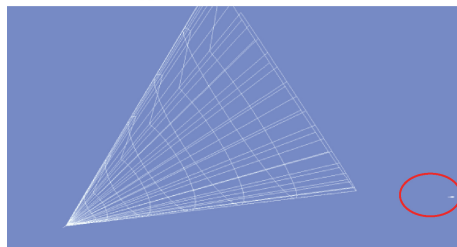
根据上述规律计算前向探测波束宽度。设目标速度为 1 500~6 000 m/s, 导弹速度为 1 000~2 000 m/s, 交会角为 $0^\circ \sim 30^\circ$, 弹目距离为 300~

200 m、脱靶量为 0~8 m、导弹攻角为 $0^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 、目标最大几何尺寸为 8 m、角度指向误差最大为 2° 、数据处理周期为 2 ms,计算得到的前向探测波束宽度为 70.5° 。

在上述交会条件下对不同弹道的引信启动性能进行仿真。当目标落入引信前向探测波束范围内且满足一定条件时,认为引信启动。以目标速度步进为 1 500 m/s、导弹速度步进为 500 m/s、交会角步进为 10° 、脱靶量步进为 2 m、脱靶方向步进为 90° 、导弹攻角步进为 5° 等为条件进行仿真,共得到 1 920 条弹道,各弹道条件下引信均正常启动。前向探测波束宽度分别为 70.5° 和 45.0° 时的引信启动特性仿真结果如图 7 所示。仿真结果表明:当前向探测波束宽度为 70.5° 时,结合宽波束赋形设计,可实现引信对目标的持续探测和正常启动;当前向探测波束宽度缩小至 45.0° 时,在部分交会条件下目标未落入引信探测波束范围,引信不启动。



(a) 探测波束宽度为 70.5°



(b) 探测波束宽度为 45°

图7 引信启动特性仿真结果

目标速度、导弹速度、导弹攻角、目标最大几何尺寸、角度指向误差、数据处理周期保持不变,如进一步扩大交会角、脱靶量、弹目距离范围,则引信所需的前向探测波束宽度将随之变大。当交会角为 $0^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 、弹目距离为 300~50 m、脱靶量为 0~15 m 时,计算得到的前向探测波束宽度为 159.0° 。

在工程实现过程中,当硬件约束、实时性等原因导致理论计算的波束宽度实现难度较大时,可预先调整主波束探测方向,以抵消导弹速度与相对速度夹角 η 的部分影响;同时,可提高角度指向精度,缩短数据处理周期,以降低前向探测波束宽度需求。采取上述措施后,如所需前向探测波束宽度仍较大,可从导弹系统角度出发,通过采取提高制导精度、优化弹道设计以及减小导弹攻角等措施,对弹目交会条件进行约束,进一步降低制导一体化引信对前向探测波束宽度的需求。

4 结论

本文提出了一种前向探测波束宽度计算方法。通过对交会段弹目相对位置及几何关系的分析,得到前向探测波束宽度计算模型;根据模型计算了给定交会条件下的前向探测波束边界,并根据边界最大值确定了前向探测波束宽度,结合宽波束赋形设计可保证制导一体化引信实现对目标的持续探测和跟踪。当硬件约束和实时性等导致计算的前向探测波束宽度无法实现时,可结合波束方向调整方法,或采取提高制导精度、减小导弹攻角等措施,降低对波束宽度的需求,确保引信对目标的持续探测和跟踪。

参考文献

- [1] 庄志红,张清泰. 制导引信一体化研究[J]. 现代引信, 1994(3): 1-9.
- [2] 刘斌,樊养余. 制导引信一体化技术及其典型应用[J]. 航空兵器, 2006(3): 33-36.
- [3] 陈建斌. 防空导弹制导引信信息融合起爆控制算法研究[D]. 北京:北京理工大学, 2016: 3-5.
- [4] 李建东,王蓉,赵文龙,等. 步进调频系统的测距精度分析[J]. 空天防御, 2018, 1(2): 19-21.
- [5] 阙飞,伍旭东,刘华宁,等. 一种基于相控阵引信自适应波束的高效引战配合方法研究[J]. 制导与引信, 2019, 40(3): 21-25.
- [6] 王萱,邓甲昊,李辉,等. 交会末段制导引信一体化系统射频成像目标轮廓重构方法[J]. 兵工学报, 2015, 36(9): 1624-1631.
- [7] 苏志谋,简金蕾,任宏滨,等. 基于制导引信一体化的自适应起爆控制[J]. 导弹与航天运载技术,

2012(3): 47-51.

- [8] 王宏波, 何红军, 庄志洪, 等. 红外成像 GIF 引信图像序列分割算法[J]. 激光与红外, 2008, 38(4): 379-382.
- [9] 张志鸿, 周申生. 防空导弹引信与战斗部配合效率和战斗部设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994:

6-16.

- [10] 梁棠文. 防空导弹引信设计与仿真技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 85-88.
- [11] 路宇龙, 曹俊. 相对速度测量误差对防空导弹引战配合性能影响[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2016, 14(1): 46-52.

(上接第 19 页)

的识别准确率,这说明 Res2Net 的特征提取能力更强。由上述仿真分析可知,本文提出的分类方法受噪声影响较小,且具备强大的学习能力,可以有效提取雷达辐射源信号特征。

5 结论

针对现有雷达特定辐射源个体识别方法的不足,本文提出了一种基于 Res2Net-ECA 的雷达辐射源个体识别方法。该方法使用双谱变换对信号进行特征提取,并利用积分双谱对特征数据进行降维,再使用 Res2Net-ECA 进行分类。Res2Net-ECA 分类方法融合了 Res2Net 和 ECA 的优点,识别准确率较高。仿真结果表明,在信噪比较低时,该方法也能保证较高的识别准确率。

参考文献

- [1] 史亚, 张文博, 朱明哲, 等. 雷达辐射源个体识别综述[J]. 电子与信息学报, 2022, 44(6): 2216-2229.
- [2] 刘松涛, 赵帅, 汪慧阳. 雷达辐射源识别技术新进展[J]. 中国电子科学研究院学报, 2022, 17(6): 523-533.
- [3] CHEN Y, WU Z L, LEI Y K. Individual identification of radar emitters based on a one-dimensional LeNet neural network[J]. Symmetry, 2021, 13(7): 1215.
- [4] 刘艺林, 李胜勇, 白良, 等. 基于多特征的雷达辐射源个体识别方法研究[J]. 光电与控制, 2024, 31(1): 92-96.
- [5] 郭恩泽, 张洪德, 杨雷, 等. 基于改进残差网络的雷达辐射源信号识别[J]. 无线电工程, 2022, 52(12): 2178-2185.
- [6] 杨海宇, 郭文普, 康凯, 等. 注意力机制和 CNN 结合的雷达辐射源个体识别[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(4): 290-296.
- [7] GAO S H, CHENG M M, ZHAO K, et al. Res2Net: a new multi-scale backbone architecture [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(2): 652-662.
- [8] CHEN Y C, LI P, YAN E X, et al. A knowledge graph-driven CNN for radar emitter identification [J]. Remote Sensing, 2023, 15(13): 3289.
- [9] 覃卓. 射频指纹建模与反个体识别方法研究与设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2023.
- [10] 段可欣, 闫文君, 刘凯, 等. 融合双谱特征的雷达辐射源个体识别方法[J]. 海军航空大学学报, 2023, 38(5): 382-390.
- [11] 张克乐. 雷达信号指纹特征提取及辐射源个体识别[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.
- [12] WANG Q L, WU B G, ZHU P F, et al. ECA-net: efficient channel attention for deep convolutional neural networks[C]// 2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2020: 11531-11539.