

红外搜索跟踪系统对空目标探测中长波对比分析

王冠 王惠林 雷亮 宁飞 骞琨

Comparative analysis of mid/long-wave performance of infrared search and tracking system for airborne target detection

WANG Guan, WANG Huilin, LEI Liang, NING Fei, QIAN Kun

引用本文:

王冠, 王惠林, 雷亮, 等. 红外搜索跟踪系统对空目标探测中长波对比分析[J]. 应用光学, 2025, 46(4): 886–894. DOI: 10.5768/JAO202546.0404002

WANG Guan, WANG Huilin, LEI Liang, et al. Comparative analysis of mid/long-wave performance of infrared search and tracking system for airborne target detection[J]. Journal of Applied Optics, 2025, 46(4): 886–894. DOI: 10.5768/JAO202546.0404002

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.5768/JAO202546.0404002>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

机载光电系统目标定位大气折射修正研究

Research on atmospheric refraction correction of airborne electro-optical system target location

应用光学. 2022, 43(4): 641–647 <https://doi.org/10.5768/JAO202243.0401008>

快速反射镜理论建模与仿真分析

Theoretical modeling and simulation analysis for fast steering mirror

应用光学. 2023, 44(3): 513–522, 585 <https://doi.org/10.5768/JAO202344.0301007>

多失效模式光电系统可靠性建模分析方法

Reliability modeling and analysis method for electro-optical system with multiple failure modes

应用光学. 2022, 43(4): 635–640 <https://doi.org/10.5768/JAO202243.0401007>

面向伪装目标识别的高光谱图像波段选择方法

Hyperspectral image band selection method for camouflage target recognition

应用光学. 2025, 46(2): 336–342 <https://doi.org/10.5768/JAO202546.0202006>

红外目标模拟系统DMD成像非均匀性分析及校正

Nonuniformity analysis and correction of DMD imaging in infrared target simulation system

应用光学. 2020, 41(5): 1074–1081 <https://doi.org/10.5768/JAO202041.0506002>

基于长波红外探测器的消热差轻量化光学系统设计

Design of athermal and lightweight optical system based on long-wave infrared detector

应用光学. 2021, 42(3): 429–435 <https://doi.org/10.5768/JAO202142.0301009>



关注微信公众号，获得更多资讯信息

文章编号: 1002-2082 (2025) 04-0886-09

引用格式: 王冠, 王惠林, 雷亮, 等. 红外搜索跟踪系统对空目标探测中长波对比分析 [J]. 应用光学, 2025, 46(4): 886-894.

WANG Guan, WANG Huilin, LEI Liang, et al. Comparative analysis of mid/long-wave performance of infrared search and tracking system for airborne target detection[J]. Journal of Applied Optics, 2025, 46(4): 886-894.



在线阅读

红外搜索跟踪系统对空目标探测中长波对比分析

王 冠, 王惠林, 雷 亮, 宁 飞, 骞 琨

(西安应用光学研究所, 陕西 西安 710065)

摘 要: 红外机载目标探测通常被称为红外搜索和跟踪 (infrared search and track system,IRST), 其探测目标为点源目标。探测距离是IRST系统的一个重要的、系统性的指标, 直接关系到系统执行任务的能力和效果, 是评判系统性能的重要依据。对于高空IRST系统, 探测距离与整个成像环节中的每一环 (如目标、背景、大气、光学系统、成像探测器等) 都息息相关。从飞机目标红外辐射特性出发, 结合大气传输, 给出中波与长波波段的目標/背景辐射强度差, 并基于点源目标/背景信噪比模型, 对中波与长波性能进行对比分析。仿真分析结果表明: 长波红外相比中波红外对于B21飞机目标探测性能更优, 对于IRST系统的设计和分析具有借鉴意义。

关键词: 红外搜索跟踪系统; 波段选择; 信噪比; 仿真分析

中图分类号: TN243

文献标志码: A

DOI: 10.5768/JAO202546.0404002

Comparative analysis of mid/long-wave performance of infrared search and tracking system for airborne target detection

WANG Guan, WANG Huilin, LEI Liang, NING Fei, QIAN Kun

(Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China)

Abstract: Airborne target detection in the infrared has been commonly known as infrared search and tracking (IRST), and its detection targets are point source targets. The detection range is an important and systematic indicator of the IRST system, which directly affects the ability and effect of the system to perform tasks and is the important basis for evaluating the system performance. For high-altitude IRST system, the detection range is closely related to the each link in the entire imaging process, such as target, background, atmosphere, optical system, and imaging detector, etc. Starting from the infrared radiation characteristics of the aircraft target and combined the atmospheric transmission, the radiation intensity differences between the target and the background in the mid-wave and long-wave bands were given. Based on the point source target/background signal-to-noise ratio model, the comparison analysis of the mid-wave and long-wave performance was carried out, which had reference significance for the design and analysis of IRST systems.

Key words: infrared search and tracking system; band selection; signal-to-noise ratio; simulation analysis

引言

红外搜索跟踪系统 (infrared search and track system, IRST) 的目的是被动地探测、定位和跟踪远距离任何可发出红外辐射的目标^[1]。从军事的角

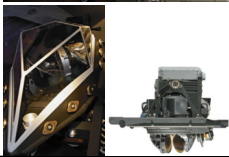
度来看, 它可以被描述为目标图像尺寸为亚像素的远距离目标检测, 这些目标包括发射、飞行和巡航的导弹, 有人机和无人机等。表 1 展示了国外典型的机载IRST系统^[2]。

收稿日期: 2024-06-13; 修回日期: 2024-11-20

作者简介: 王冠 (1990—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事光谱成像、光电系统总体技术研究。E-mail: wangguan317@163.com

通信作者: 王惠林 (1971—), 男, 研究员, 博导, 主要从事机载光电系统总体技术研究。E-mail: whl205316@163.com

表 1 国外典型的IRST系统
Table 1 Typical IRST systems abroad

产品代号	装备机型	研制时间	研制厂家	工作波段/ μm	图片
OSF (optronique secteur frontal)	法国“Rafale阵风”战斗机	2006年装备“阵风”战斗机	法国Thales和SAGEM Defense Security公司联合研制	MWIR 3~5和 LWIR 8~12	
IRST21	美国F15、F/A-18	2016年9月第一次飞行测试	美国 Lockheed Martin	LWIR 8~12	
EOTS(electro-optical targeting system)	美国F-35	2011年开始飞行测试, 2018年开始Advanced EOTS研制	美国Lockheed Martin	MWIR 3~5	

机载 IRST 系统根据自身作战任务的侧重不同,工作波段选取也将有所不同。如美国 F15 和 F/A-18 战斗机搭载的 IRST21,采用长波红外(long-wave infrared, LWIR)8 μm ~12 μm 工作波段,其仅用于空-空作战;美国 F-35 搭载的 EOTS 以空-地作战为主,空-空作战为辅,则选用中波红外(midwave infrared, MWIR)3 μm ~5 μm 作为工作波段;法国“Rafale 阵风”战斗机搭载的 OSF 为兼顾空-地和空-空作战,选取了中长波双色红外的技术体制,即工作波段包含 MWIR 和 LWIR。

本文基于脉冲能见度因子(pulse visibility factor, PVF)与背景受限(background-limited photodetection, BLIP),综合目标、背景红外辐射特性,构建了基于电子数评价的目标-背景信噪比模型。该模型综合考虑了红外成像传感参量,如工作波段、探测器像元尺寸、视场、光学 F 数等,并针对美国 B21 新型隐身飞机进行了对机载红外搜索跟踪系统的中长波探测性能预测与对比分析。

1 飞机红外辐射特性建模

1.1 飞机蒙皮红外辐射特性

1.1.1 飞机蒙皮温度

飞机蒙皮表面的平均温度可近似为飞机驻点温度 T_b 的 0.9 倍。驻点温度 T_b 可采用如下的经验公式进行计算^[3]:

$$T_b = T_0 \left[1 + r(\gamma - 1) Ma^2 / 2 \right] \tag{1}$$

式中: T_b 为蒙皮的驻点温度,单位 K; T_0 为飞机周围的大气温度,单位 K; r 为恢复系数,取值 0.89; γ 为空气的定压热容量和定容热容量之比,取值 1.4; Ma 为飞机飞行的马赫数,无量纲。

标准大气温度模型下,大气温度 T 和观测点海拔高度 h 关系如下^[4]:

$$\begin{cases} T_1(h) = T_0 - 6.5 \times 10^{-3} \times h & 0 \leq h \leq 11 \text{ km} \\ T_2(h) = T_0 - 6.5 \times 10^{-3} \times 11 & 11 \text{ km} \leq h \leq 20 \text{ km} \end{cases} \tag{2}$$

1.1.2 飞机蒙皮红外辐射特性建模

理想黑体的光谱辐出度 M_{black} (单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$) 服从普朗克定律,即:

$$M_{\text{black}}(\lambda, T) = \frac{c_1}{\lambda^5} \left(\frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1} \right) \tag{3}$$

式中: λ 为波长点,单位 μm ; T 为黑体温度,单位 K; c_1 为第一辐射常数,取值为 $3.7418 \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4 / \text{m}^2$; c_2 为第二辐射常数,取值为 $14388 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 。

目标零视距下的光谱带间辐射亮度为目标红外辐射本征特性,根据郎伯余弦定律,其光谱带间辐射亮度 $L_{\lambda_1 \sim \lambda_2}$ (单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1}$) 可表示为

$$L_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon(\lambda, T_t) \frac{c_1}{\pi \lambda^5} \left(\frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T_t}} - 1} \right) d\lambda \tag{4}$$

式中: $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 为光谱波长范围,单位 μm ; $\varepsilon(\lambda, T_t)$ 为目标表面材料的光谱发射率,无量纲; T_t 为目标温度,单位 K。

根据标准大气温度模型,当目标飞行速度为 0.95 Ma ,蒙皮发射率为 0.15 时,蒙皮中、长波辐射亮度随目标飞行高度的关系如图 1 所示。

由图 1 可以看出,在标准大气温度模型下,目标飞行高度在 0~11 km 区间内,飞行速度恒定的情况下,因目标飞行高度所在大气温度下降,蒙皮辐射亮度随目标飞行增加而递减;而目标飞行高度在 11 km~20 km 区间内,由于大气温度恒定,当飞机飞行速度不变时,蒙皮辐射亮度也保持恒定。

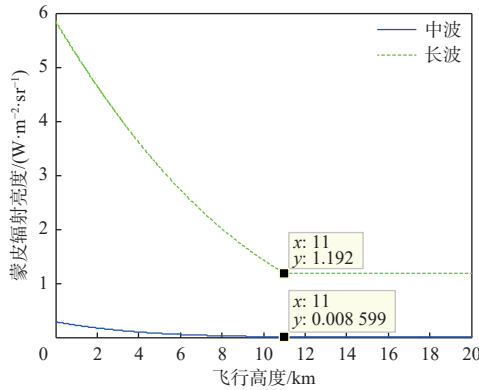


图1 蒙皮辐射亮度随目标飞行高度变化曲线图

Fig. 1 Curves of fuselage radiance with target flight altitude

根据飞机机体在瞄线方向的投影面积 S_{fuselage} 与飞机蒙皮光谱带间辐射亮度计算公式(4), 飞机蒙皮在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段带间的辐射强度 $I_{\text{fuselage}, \lambda_1 \sim \lambda_2}$ (单位 $\text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$) 可表示为

$$I_{\text{fuselage}, \lambda_1 \sim \lambda_2} = \frac{\varepsilon_{\text{fuselage}} S_{\text{fuselage}}}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5} \left(\frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T_{\text{fuselage}}}} - 1} \right) d\lambda \quad (5)$$

式中: S_{fuselage} 为飞机蒙皮在瞄线方向的投影面积, 单位 m^2 ; $\varepsilon_{\text{fuselage}}$ 为飞机蒙皮发射率; T_{fuselage} 为飞机蒙皮温度。

1.2 飞机尾喷红外辐射特性

飞机尾喷的红外辐射是飞机红外辐射的重要组成部分, 主要可分为发动机尾喷管红外辐射和尾喷焰红外辐射。

1.2.1 飞机尾喷红外辐射方向特性

飞机尾喷的红外辐射中尾喷管的红外辐射强度最大, 但其与探测角相关, 尾后观测最强, 而飞机前半球辐射不到, 尾焰的红外辐射则是全方位。本文仅研究飞机迎头探测下飞机尾喷焰带来的影响。

1.2.2 尾喷焰红外辐射特性建模

尾喷焰模型可简化为圆柱体^[5], 并认为是轴对称的。假设 r 为尾喷管半径, l 为尾喷焰长度, S_{flame} 为尾喷焰在瞄线方向的投影面积, 与探测方向相关。从飞机正迎头方向探测时, 由于飞机的遮挡, 其投影面积 $S_{\text{flame}}=0$; 从侧面探测时, 其投影面积 $S_{\text{flame}}=2lr$; 从正后方探测时, 其投影面积 $S_{\text{flame}}=\pi r^2$; 俯视和仰视迎头探测时, 尾喷焰在瞄线方向的投影面积可表示为 $S_{\text{flame}}=2lr \sin \theta$, 其中 θ 为瞄线与尾喷焰水平截面夹角。

尾喷焰的光谱辐射特性主要取决于其成分和温度, 主要成分为 C_2O 、 H_2O 等, 其中 C_2O 、 H_2O 可近

似等效成光谱辐射带为 $2.4 \mu\text{m} \sim 3.1 \mu\text{m}$ 和 $4.3 \mu\text{m} \sim 4.55 \mu\text{m}$, 发射率为 0.5 的灰体。

尾喷焰在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段带间的辐射强度 $I_{\text{flame}, \lambda_1 \sim \lambda_2}$ (单位 $\text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$) 可表示为

$$I_{\text{flame}, \lambda_1 \sim \lambda_2} = \frac{\varepsilon_{\text{flame}} S_{\text{flame}}}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5} \left(\frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T_{\text{flame}}}} - 1} \right) d\lambda \quad (6)$$

式中: $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 为探测波长范围; $\varepsilon_{\text{flame}}$ 为尾喷焰发射率; S_{flame} 为尾喷焰在瞄线方向的投影面积, 单位 m^2 ; T_{flame} 为尾喷焰温度, 单位 K。

式(6)为单发动机的尾喷焰辐射强度计算公式, 双发动机的尾喷焰辐射强度计算公式为

$$I'_{\text{flame}, \lambda_1 \sim \lambda_2} = 2\xi I_{\text{flame}, \lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (7)$$

式中 ξ 为发动机之间的辐射影响系数, 与发动机间距、载机飞行高度等有关, 通常 ξ 可取 0.9。

1.3 飞机综合红外辐射特性

由前文分析可知, 飞机蒙皮红外辐射在中波与长波均存在, 而尾喷焰由于其气流主要成分是 C_2O 、 H_2O , 其红外辐射仅存在于中波光谱范围内。因此, 飞机中波与长波的红外辐射强度可表示为

$$I_{\text{t}, 3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}} = I_{\text{fuselage}, 3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}} + I_{\text{flame}, 3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}} \quad (8)$$

$$I_{\text{t}, 8\mu\text{m} \sim 12\mu\text{m}} = I_{\text{fuselage}, 8\mu\text{m} \sim 12\mu\text{m}} \quad (9)$$

2 飞机红外辐射特性仿真

以 B21 隐身轰炸机为例进行飞机红外辐射特性仿真分析, 其尺寸参数为: 机高 2.5 m, 机身长 16.46 m, 翼展 40.23 m, 巡航速度 0.95 Ma, 巡航高度 12 km。B21 隐身轰炸机发动机为涡扇发动机, 为降低其红外辐射强度, 其将发动机与尾喷管内埋于机体背部, 采用更加扁平的尾喷口设计, 以降低尾气温度的同时, 发动机排气弯道内有冷却设备, 使其尾喷气的温度要小于采用涡喷发动机的战斗机。

2.1 飞机蒙皮红外辐射特性仿真

迎头探测时, 飞机蒙皮在瞄线方向的投影面积 S_{fuselage} 可表示为

$$S_{\text{fuselage}} = S_{\text{vertical}} |\sin \alpha| + S_{\text{front}} \cos \alpha \quad (10)$$

式中: α 为瞄线与飞机机体水平截面夹角; S_{front} 为飞机机体正迎头截面积, 单位 m^2 ; S_{vertical} 为飞机机体正俯视截面积, 单位 m^2 。

图2为载机与目标点地球坐标系中的位置关

系图。图2中, P 为载机点, T 为目标点, O 为地球中心, α 为瞄线与目标水平截面夹角, θ 为瞄线俯仰角, $PT=R_t$, 对应目标斜距。

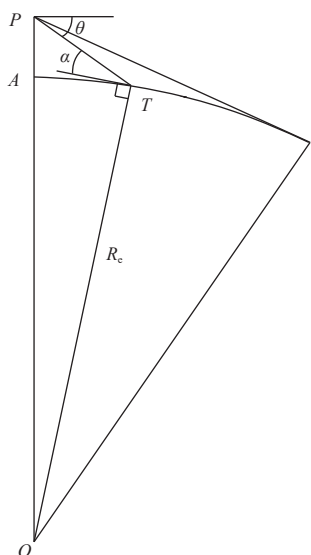


图2 载机与目标点在地球直角坐标系中的位置关系图

Fig. 2 Spatial position relationship between carrier and target point within rectangular coordinate system of earth

由载机与目标点地球坐标系中的位置关系, 可求出瞄线与目标水平截面的夹角 α , 表达式为

$$\alpha = \arccos\left(\frac{(R_e + H_T)^2 + R_t^2 - (R_e + H_P)^2}{2(R_e + H_T)R_t}\right) - 90^\circ \quad (11)$$

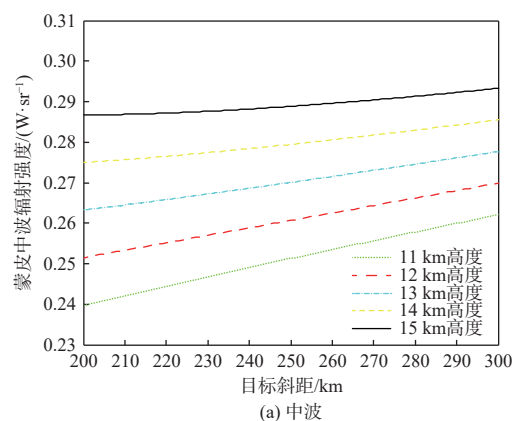
式中: R_e 为地球半径, $R_e=6378137\text{ m}$; R_t 为目标到载机的斜距; H_P 为载机海拔高度; H_T 为目标海拔高度。

美国 F-22 隐身战斗机代表着继 F-117A 隐身攻击机和 B-2 隐身轰炸机之后的第三代隐身技术, 其飞机蒙皮采用波音公司的 Topcoat 红外抑制涂料, 可有效降低超声速巡航时产生的红外辐射, 蒙皮发射率约为 0.3^[6]。而 B21 作为美国最新一代隐身战略轰炸机, 尚无其蒙皮红外材料与性能的相关报告, 本文假设其蒙皮红外隐身性能优于 F22, 蒙皮发射率取值为 0.15。

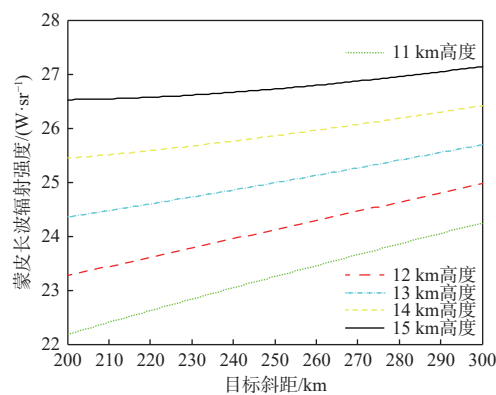
仿真条件如下: 载机飞行高度 12 km, B21 飞行速度 0.95 Ma, 目标斜距 200 km~300 km, B21 飞行高度 11 km~15 km, 蒙皮发射率 0.15, 中波工作波长范围 3 μm ~5 μm , 长波工作波长范围 8 μm ~12 μm 。

在上述仿真条件下, 正迎头探测时, 蒙皮自发辐射强度随目标斜距的关系曲线如图3所示。由图3可知, 在载机飞行高度 12 km、目标飞行高度

11 km~15 km、目标斜距 200 km~300 km 下, 正迎头探测时, 目标机蒙皮长波自发辐射强度相比中波自发辐射强度高两个数量级左右。此仿真条件下, 由于目标 11 km~15 km 飞行高度区间内的大气温度恒定, 当目标飞行速度不变时, 目标蒙皮辐射亮度也保持恒定, 此时载机观测到的目标飞机蒙皮辐射强度将随目标机体蒙皮在瞄线方向的投影面积变化而变化; 当目标飞行高度一定时, 因目标机体蒙皮在瞄线方向的投影面积随目标斜距的增加而增大, 故目标机蒙皮自发辐射强度随目标斜距的增加而增大; 当目标斜距一定时, 因目标机体蒙皮在瞄线方向的投影面积随目标飞行高度的增加而增大, 故目标机蒙皮自发辐射强度随目标飞行高度的增加而增大。



(a) 中波



(b) 长波

图3 飞机蒙皮辐射强度与目标斜距的关系曲线图

Fig. 3 Curves of aircraft fuselage radiation intensity with target slant distances

2.2 尾喷焰红外辐射特性仿真

仿真条件: 载机飞行高度 12 km, 目标斜距为 200 km~300 km, 非加力状态 (0.95 Ma) 尾喷焰俯视图可视长度 l 取值为 1.0 m, 尾喷管半径取值为 0.5 m, 非加力状态 (0.95 Ma) 下尾喷焰温度取值为 540 K,

发射率为 0.5。

则在上述仿真条件下,正迎头探测时,尾喷焰自发辐射强度随目标斜距的关系曲线如图 4 所示。

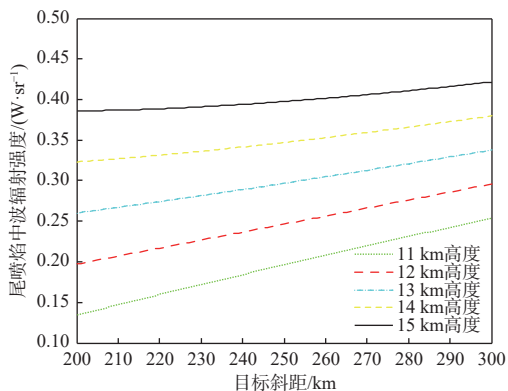


图 4 飞机尾喷焰辐射强度与目标斜距的关系曲线图

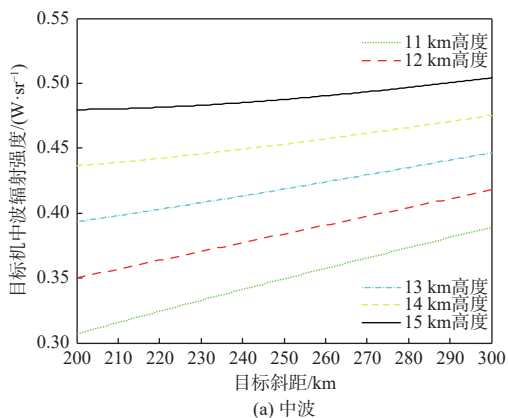
Fig. 4 Curves of aircraft flame radiation intensity with target slant distances

由图 4 可知,在载机飞行高度 12 km、目标飞行高度 11 km~15 km、目标斜距 200 km~300 km 下,正迎头探测时,当目标飞行高度一定,因目标机尾喷焰在瞄线方向的投影面积随目标斜距的增加而增大,故目标机尾喷焰中波自发辐射强度随目标斜距的增加而增大;当目标斜距一定时,因目标机尾喷焰在瞄线方向的投影面积随目标飞行高度的增加而增大,故目标机尾喷焰中波自发辐射强度随目标飞行高度的增加而增大。

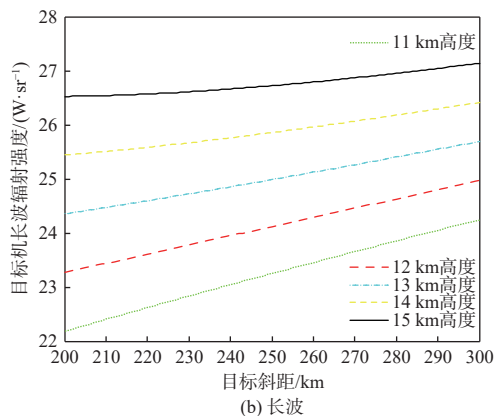
2.3 飞机综合红外辐射特性仿真

基于前文仿真条件,综合飞机蒙皮和尾喷焰自发红外辐射,则正迎头探测时,200 km~300 km 目标斜距下目标机中波辐射强度与目标斜距的关系曲线图如图 5 所示。

由图 5 可知,综合飞机蒙皮和尾喷焰自发红外辐射后,在载机飞行高度 12 km、目标飞行高度



(a) 中波



(b) 长波

图 5 飞机辐射强度与目标斜距的关系曲线图

Fig. 5 Curves of aircraft radiation intensity with target slant distances

11 km~15 km、目标斜距 200 km~300 km 下,正迎头探测时,目标机长波自发辐射强度相比中波自发辐射强度仍高出将近两个数量级;且当目标飞行高度一定时,目标机综合自发辐射强度随目标斜距的增加而增大;当目标斜距一定时,目标机综合自发辐射强度随目标飞行高度的增加而增大。

3 目标/背景红外辐射差异特性仿真

红外搜索跟踪系统对于远距点源飞机目标探测时,作用距离不仅与目标的自发辐射强度相关,还与大气透过率、大气路径辐射强度和背景辐射强度(由载机至天空背景间的大气路径辐射强度和天空背景辐射两部分组成)相关。目标/背景辐射强度差可用式(11)表示^[7]:

$$I_{t-back} = \tau_a I_t + I_{path} - I_{back} \quad (12)$$

式中: I_{t-back} 为目标/背景辐射强度的差值; τ_a 为大气透过率; I_t 为目标机自发辐射强度; I_{path} 为载机至目标的大气路径辐射强度,为大气路径辐射亮度与目标在瞄线方向投影面积的乘积; I_{back} 为背景辐射强度,为背景辐射亮度与目标在瞄线方向投影面积的乘积。

大气传输仿真条件:中国东南沿海大气模式,海军海洋型,晴天,无云,无降雨,能见度 17 km,地面温度 288.15 K,东经 109.5°,北纬 18.25°。利用大气传输仿真软件求取该仿真条件下的大气透过率、大气路径辐射与背景辐射亮度数据,并基于前文仿真计算得到的目标机自发辐射强度,则可计算载机飞行高度 12 km,目标飞行高度 11 km、12 km 和 13 km,200 km~300 km 斜距下的目标/背景辐射强度差,其随目标斜距变化的关系曲线图如图 6 所示。

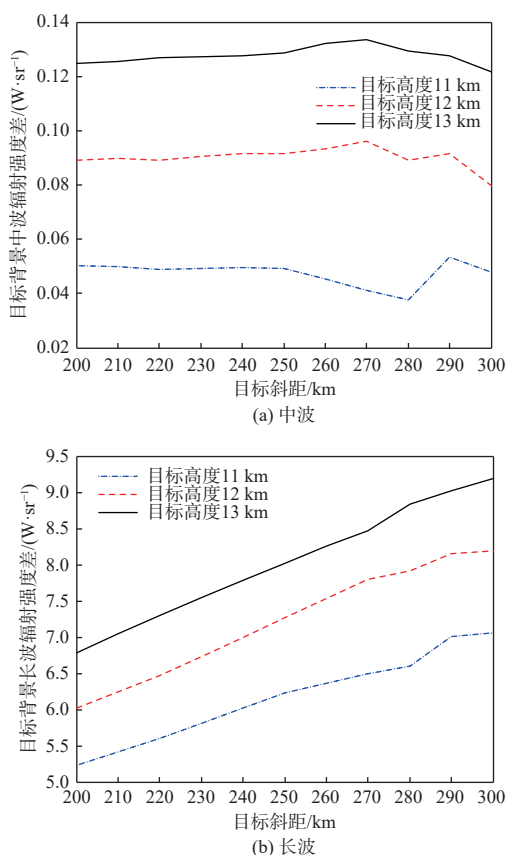


图6 目标/背景辐射强度差与目标斜距的关系曲线图
Fig. 6 Curves of target/background radiation intensity differences with target slant distances

从图6可以看出,在上述仿真条件下,目标机的长波目标/背景辐射强度差远大于中波的目标/背景辐射强度差,在不考虑成像系统与探测的特性前提下,长波波段相比中波波段更有利于实现对目标的探测。

4 目标背景信噪比建模

4.1 脉冲能见度因子

脉冲能见度因子 (pulse visibility factor, PVF) 描述了光学弥散斑落在探测器的能量效率。 $F\lambda/d$ 是弥散斑直径与探测像元尺寸之比(假定 100% 的填充系数)。如果弥散斑太小,信噪比 (signal noise ratio, SNR) 将由背景噪声引起的散粒噪声占主导;如果弥散斑远大于一个探测像元,辐射通量将会溢出到相邻的探测器像元上,以致降低 SNR。

PVF 不仅考虑到弥散斑与探测器像元尺寸的比例关系,还可涉及弥散斑在探测器像元的相对位置关系。弥散斑位于探测器像元中心,探测器像元中心的能量或者通量也被叫做方格能量^[8](多年来,方格能量为 0.63 时被认为是最优的),如

图7(a)所示。图7(b)则描述了最低 SNR 的情况。除了应用最优情况(方格能量)和最差情况,大多工程技术人员利用一个平均的 PVF 来描述平均 SNR。图7(c)描述了 80% 填充系数下的焦平面。

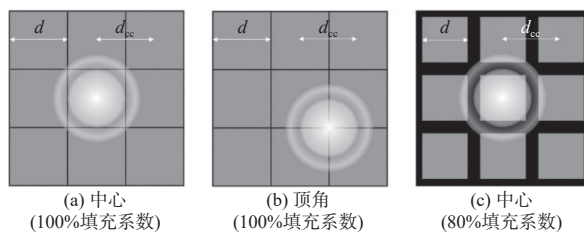


图7 弥散斑在探测器像元的相对位置关系图^[7]

Fig. 7 Relative position diagram of diffraction-limited spot in detector pixel

当 $F\lambda/d$ 较小时,对应弥散斑小于探测器像元尺寸,此时全部的通量都可以被探测器像元捕获。随着弥散斑增大(更大的 $F\lambda/d$),能量会溢出到相邻的探测器像元。100% 填充系数下的平均 PVF 可用式(12)描述:

$$f_{\text{PVF}} = 0.0335 + 0.9665e^{-0.887\left(\frac{F\lambda}{d}\right)} \quad (13)$$

式中: F 为系统焦距与有效孔径之比,即光学系统 F 数,无量纲; d 为探测器像元尺寸,单位 m; λ 为光学系统中心波长,单位 m。

4.2 背景受限特性 BLIP

在背景受限条件下^[9],天空或云层背景的辐射填充了大部分探测器的阱容量,此时背景噪声为主要噪声。在非背景受限条件下,探测器的暗电流和读出噪声变得更为重要。对于远距离点源目标探测,传感器应尽可能地工作于背景受限条件下,尽可能减少透镜发射噪声、暗电流噪声和读出噪声等的影响。

4.3 点源目标/背景信噪比模型

4.3.1 点源目标/背景光谱辐射通量差与电子数

探测器像元接收到的点源目标/背景光谱辐射通量差值(单位 $\text{W}\cdot\mu\text{m}^{-1}$)为

$$\Delta\Phi_d(\lambda) = \frac{\pi D^2}{4R^2} I_{\text{t-back}}(\lambda) \tau_a(\lambda) \tau_o(\lambda) f_{\text{PVF}} \quad (14)$$

式中: R 为目标距载机距离,单位 m; D 为光学系统有效口径,单位 m; $I_{\text{t-back}}$ 为目标/背景光谱辐射强度差,单位 $\text{W}\cdot\text{sr}^{-1}\cdot\mu\text{m}^{-1}$; $\tau_a(\lambda)$ 为大气光谱透过率,无量纲; $\tau_o(\lambda)$ 为光学系统光谱透过率,无量纲。

将式(13)转换为光子形式^[10](单位 $\text{photons}\cdot\mu\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$),则有:

$$\Delta\Phi_{\text{pd}}(\lambda) = \frac{\pi D^2}{4hcR^2} I_{\text{t-back}}(\lambda) \tau_a(\lambda) \tau_o(\lambda) \lambda f_{\text{PVF}} \quad (15)$$

式中: h 为普朗克常数, 取值为 $6.626 \times 10^{-34} \text{ J} \cdot \text{s}$; c 为真空中光速, 取值为 $3 \times 10^8 \text{ m/s}$ 。

积分时间 t_{int} 内探测器像元将 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 光谱带间的光子转换为电子的数量为

$$\Delta n_{\text{sub}} = \frac{\pi D^2}{4hcR^2} f_{\text{PVF}} t_{\text{int}} \eta \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\text{I-back}}(\lambda) \tau_a(\lambda) \tau_o(\lambda) \lambda d\lambda \quad (16)$$

式中 η 为探测器量子效率。

4.3.2 系统噪声

4.3.2.1 光子噪声

光子噪声可划分为背景散粒噪声、光学发射噪声和冷屏发射噪声^[11], 可表示为

$$N_{\text{photon}}^2 = N_{\text{bg}}^2 + N_{\text{op}}^2 + N_{\text{cs}}^2 \quad (17)$$

式中: N_{photon}^2 为光子噪声方差; N_{bg}^2 为背景散粒噪声方差; N_{op}^2 为光学发射噪声方差; N_{cs}^2 为冷屏发射噪声方差。

1) 背景散粒噪声

由于光子以随机速率到达探测器, 因其离散型, 光子噪声服从泊松统计。对于泊松统计, 方差 N^2 等于均值 n , 故探测器像元上的背景散粒噪声^[12] 方差 N_{bg}^2 可表示为

$$N_{\text{bg}}^2 = n_{\text{ext_bg}} = \frac{\pi A_d}{4(F\#)^2 hc} t_{\text{int}} \eta \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\text{bg}}(\lambda) \tau_o(\lambda) \lambda d\lambda \quad (18)$$

式中: $F\#$ 为光学成像系统 F 数, 无量纲; A_d 为成像探测器的像元面积, 单位 m^2 ; $L_{\text{bg}}(\lambda)$ 为背景光谱辐射亮度, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ 。

2) 光学发射噪声

光学发射噪声为光学系统内部温度 T_{op} 和发射率 ε_{op} 对应的辐射亮度产生的散粒噪声。探测器像元上的光学发射噪声方差 N_{op}^2 可表示为

$$N_{\text{op}}^2 = n_{\text{op}} = \frac{\pi A_d}{4(F\#)^2 hc} t_{\text{int}} \eta \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\text{op}}(T_{\text{op}}, \varepsilon_{\text{op}}, \lambda) \lambda d\lambda \quad (19)$$

式中: $L_{\text{op}}(T_{\text{op}}, \varepsilon_{\text{op}}, \lambda)$ 为光学元件发射的光谱辐射亮度, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \mu\text{m}^{-1}$; 通常, 光学元件发射率 ε_{op} 取值为 $0.05 \sim 0.1$ 。

3) 冷屏发射噪声

冷屏 (cold-shield) 发射噪声为制冷红外探测器冷屏立体角外由制冷红外探测器制冷温度 T_{cs} 和发射率 ε_{cs} 对应的辐射亮度产生的散粒噪声。探测器像元上的冷屏发射噪声方差 N_{cs}^2 可表示为

$$N_{\text{cs}}^2 = n_{\text{cs}} = \frac{\pi A_d}{4(F\#)^2 hc} t_{\text{int}} \eta \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\text{cs}}(T_{\text{cs}}, \varepsilon_{\text{cs}}, \lambda) \lambda d\lambda \quad (20)$$

式中 $L_{\text{cs}}(T_{\text{cs}}, \varepsilon_{\text{cs}}, \lambda)$ 为制冷红外探测器冷屏发射的光谱辐射亮度, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ 。

4.3.2.2 暗电流噪声

暗电流噪声为探测器暗电流所引起的暗电流

散粒噪声, 因电流粒子具备离散型, 电流散粒噪声同样服从泊松统计。探测器像元上的暗电流噪声方差 N_{dark}^2 可表示为

$$N_{\text{dark}}^2 = n_{\text{dark}} = \frac{i_{\text{dark}} t_{\text{int}}}{q} \quad (21)$$

式中: q 为电子的基本电荷, $q = 1.602 \times 10^{-19} \text{ coul}$; i_{dark} 为暗电流, 单位 A 。

4.3.2.3 读出噪声

探测器读出噪声描述了从焦平面电子到放大电流再到信号转换整个过程中所有的电子学噪声, 读出噪声均方根 N_{read} 通常可从传感器的参数表中直接获取。探测器像元上的读出噪声方差 N_{read}^2 可表示为

$$N_{\text{read}}^2 = (N_{\text{read}})^2 \quad (22)$$

4.3.2.4 固定型噪声

固定型噪声表示探测器非均匀性系数 (r_{nu}) 与总光子噪声的乘积。固定型噪声均方根值 N_{FPN} 可表示为

$$N_{\text{FPN}} = r_{\text{nu}} (n_{\text{bg}} + n_{\text{op}} + n_{\text{cs}}) \quad (23)$$

4.3.2.5 系统总噪声

系统总的噪声可表示为

$$N_{\text{total}} = \sqrt{N_{\text{photon}}^2 + N_{\text{dark}}^2 + N_{\text{read}}^2 + N_{\text{FPN}}^2} \quad (24)$$

4.3.3 点源目标/背景信噪比模型

光谱区间内的点源目标/背景信噪比^[13] 可表示为

$$S_{\text{NR}} = \frac{\Delta n_{\text{sub}}}{N_{\text{total}}} \quad (25)$$

5 系统信噪比仿真

5.1 仿真参数

表 2 给出了现有中、长波红外探测器的典型指标。假定 IRST 光学系统有效口径为 200 mm , 焦距为 400 mm , 光学透过率为 0.75 , 光学透镜温度为 216.65 K , 光学透镜发射率为 0.2 , 以此开展中、长波 IRST 对空目标性能预测与对比分析。

5.2 积分时间求取

由 4.2 节可知, 为实现远距探测的最大目标/背景信噪比, 探测器应工作在背景受限条件下。通常的探测器阱充填目标是 $50\% \sim 70\%$, 如果允许阱充填量过大 ($>70\%$), 那么探测器阱会完全充满, 此时背景将达到饱和, 以致无法检测到目标。表 3 给出了不同目标高度下背景信号电子数到达探测器满阱容量的 50% 时的中、长波积分时间对比。

表 2 中、长波红外探测器的典型指标

Table 2 Typical performance parameters of mid-long wave infrared detectors

参数		数值
探测器像元直径 $d/\mu\text{m}$		15
帧频/Hz		50
冷屏温度 T_{cs}/K		100
冷屏发射率 ε_{cs}		0.98
暗电流 i_{dark}/A	中波	7.2×10^{-14}
	长波	1.4×10^{-12}
满阱容量/e	中波	5×10^6
	长波	12×10^6
读出噪声 N_{read}/e	中波	200
	长波	1000
非均匀性 $r_{\text{nu}}/\%$		0.05%
波长范围/ μm	中波	3~5
	长波	8~12

表 3 背景受限条件下的积分时间

Table 3 Integral schedule under BLIP condition

目标飞行高度/km	积分时间/ms	
	中波	长波
11	80.0	1.2
12	94.2	1.4
13	106.1	1.5

由表 2 可知, 由于中波红外波段背景能量较低, 当探测器工作于背景受限条件下时, 探测器积分时间将超过探测器 50 Hz 帧频条件下允许的最大积分时间, 此时中波红外的积分时间需要限定在 10 ms。而长波红外波段的背景能量高, 探测器阱容有限, 当工作于背景受限条件下时, 积分时间远小于探测器帧频允许的最大积分时间。此时可以认为, 在中波红外波段, 在帧频和积分时间的限制下, 光子被高效地使用了^[14], 但目标/背景信噪比无法达到最优; 而在长波红外波段, 因为探测器阱容的限制, 不是所有入射光子都在长波红外波段使用。

5.3 目标/背景信噪比求取

基于 5.2 节计算得到的中波与长波红外的积分时间, 并根据章节 4 给出的目标/背景信噪比计算公式, 可计算得到, 在载机飞行高度 12 km, 目标飞行高度 11 km、12 km 和 13 km, 斜距 200 km~300 km, 中国东南沿海大气模式, 海军海洋型, 晴天, 无云, 无降雨, 能见度 17 km, 地面温度 288.15 K,

东经 109.5°, 北纬 18.25°条件下, 目标/背景信噪比随目标机斜距的变化曲线图, 如图 8 所示。

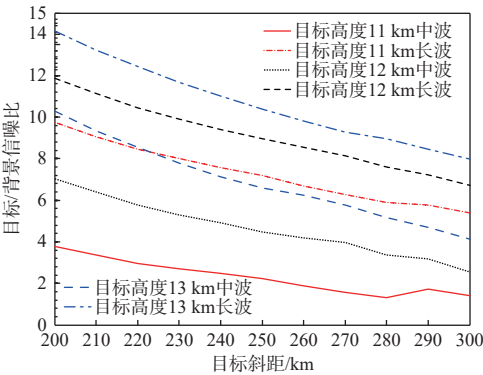


图 8 目标/背景信噪比曲线图

Fig. 8 Curves of target/background SNR

从图 8 可以看出, 在上述仿真条件下, 相同目标斜距时长波波段的目标/背景信噪比均高于中波波段, 同时随着目标斜距的增加, 目标/背景信噪比均变小。

对于IRST探测距离预测时, 虽然目标/背景信噪比 $f_{\text{PVF}}=1$ 已经成为一种标准的数学阈值, 但在没有复杂算法的情况下很难实际检测到信号。因此, 将 $6<f_{\text{PVF}}<10$ 选为检测阈值更为合理。当选取 $f_{\text{PVF}}=8^{[15]}$ 作为探测距离的阈值判别时, 在本文给出的仿真条件下, 对于载机高度飞行高度 12 km, 目标机飞行高度 11 km 和 12 km 下, 中波波段的探测距离小于 200 km, 而长波波段的探测距离分别约为 230 km 和 271 km; 目标机飞行高度 13 km 下, 中波波段的探测距离约为 227 km, 而长波波段的探测距离约为 298 km。

6 结论

通过分析目标红外辐射特性与计算目标/背景信噪比, 给出了空-空条件下的 MWIR 与 LWIR 性能对比与探测距离预测方法, 该方法中大气、光学系统、传感器、目标、背景特性都是计算环节中不可忽略的一部分。在本文给出的空-空计算条件下, 仿真分析结果表明: LWIR 相比 MWIR 对于 B21 目标探测性能更优, 也与本文第一节给出的现有国外典型对空作战IRST波段选择一致, 对于IRST系统的设计和分析具有一定的借鉴意义。

参考文献:

[1] 焦明印, 康文莉, 周晓斌. 采用凝视器件的搜索跟踪系

- 统中的扫描补偿光学技术[J]. 应用光学, 2017, 38(4): 521-525.
- JIAO Mingyin, KANG Wenli, ZHOU Xiaobin. Optical de-scanning technique in search and track systems using focal plane array detectors[J]. Journal of Applied Optics, 2017, 38(4): 521-525.
- [2] 王惠林, 宁飞, 刘吉龙. 航空光电侦察技术发展研究[J]. 应用光学, 2022, 43(5): 825-832.
- WANG Huilin, NING Fei, LIU Jilong. Development of aviation electro-optical reconnaissance technology[J]. Journal of Applied Optics, 2022, 43(5): 825-832.
- [3] 王超哲, 童中翔, 李建勋, 等. 战斗机红外点源目标特性计算方法[J]. 红外技术, 2012, 34(11): 666-671.
- WANG Chaozhe, TONG Zhongxiang, LI Jianxun, et al. Calculation method for fighter-plane's infrared radiation as point source target[J]. Infrared Technology, 2012, 34(11): 666-671.
- [4] 王冠, 王惠林, 蹇琨, 等. 机载光电系统目标定位大气折射修正研究[J]. 应用光学, 2022, 43(4): 641-647.
- WANG Guan, WANG Huilin, QIAN Kun, et al. Research on atmospheric refraction correction of airborne electro-optical system target location[J]. Journal of Applied Optics, 2022, 43(4): 641-647.
- [5] 李彦志, 孙波, 王大辉. 飞机红外辐射建模与仿真[J]. 红外技术, 2008, 30(5): 252-255.
- LI Yanzhi, SUN Bo, WANG Dahui. Building model of aeroplane infrared radiant and simulation[J]. Infrared Technology, 2008, 30(5): 252-255.
- [6] 张坤, 邓瑛, 戴曙军. 隐身飞机红外辐射特性研究[J]. 空军装备研究, 2010, 4(4): 35-37.
- ZHANG Kun, DENG Ying, DAI Shujun. Study on the infrared radiation characteristics of stealth aircraft[J]. Air Force Equipment Research, 2010, 4(4): 35-37.
- [7] DRIGGERS R, POLLAK E, GRIMMING R, et al. Detection of small targets in the infrared: an infrared search and track tutorial[J]. Applied Optics, 2021, 60(16): 4762-4777.
- [8] BEYER L M, COBB S H, CLUNE L C. Ensquared power for obscured circular pupils with off-center imaging[J]. Applied Optics, 1991, 30(25): 3569-3574.
- [9] OLSON C, THEISEN M, PACE T, et al. Model development and system performance optimization for staring infrared search and track (IRST) sensors[C]//Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing XXVII. Baltimore, Maryland, USA: SPIE, 2016: 98200B-1-10.
- [10] COOKE B J, LAUBSCHER B E, BOREL C C, et al. Methodology for rapid infrared multispectral electro-optical imaging system performance analysis and synthesis[C]//Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing VII. Orlando, FL: SPIE, 1996: 52-86.
- [11] HOLST G C. 光电成像系统性能[M]. 阎吉祥, 俞信, 解天宝, 等译. 4 版. 北京: 国防工业出版社, 2015: 136-141.
- HOLST G C. Electro-optical imaging system performance[M]. Translated by YAN Jixiang, YU Xin, XIE Tianbao, et al. 4th ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 136-141.
- [12] CHARLES C. KIM, RON MEYER. Comparison of IRST systems by SNR[C]//Conference on Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing XXV, Baltimore, Maryland, United States: SPIE, 2014: 907102-1-8.
- [13] BUTRIMAS S, DRIGGERS R, HALFORD C, et al. Pulse visibility factor and its impact on infrared search and track systems[J]. Optical Engineering, 2019, 58(7): 073105-1-9.
- [14] DRIGGERS R G, HALFORD C, THEISEN M J, et al. Staring array infrared search and track performance with dither and stare step[J]. Optical Engineering, 2018, 57(5): 053101-1-10.
- [15] SHELTON D, FURXHI O, NICHOLAS R W, et al. Infrared search and track performance estimates for detection of commercial unmanned aerial vehicles[C]//Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing XXIX. Orlando, USA: SPIE, 2018: 106250Y-1-9.