

机载光电系统探测空中机动目标的光谱辐射特征研究

寇添 于雷 周中良 王海晏 阮铖巍 刘宏强

Spectral radiant characteristic of airborne optoelectronic system detecting aerial maneuver target

Kou Tian Yu Lei Zhou Zhong-Liang Wang Hai-Yan Ruan Cheng-Wei Liu Hong-Qiang

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 66, 049501 (2017) DOI: 10.7498/aps.66.049501

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.66.049501>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2017/V66/I4>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

熔石英中过氧缺陷及中性氧空位缺陷的几何结构、电子结构和吸收光谱的准粒子计算

[Quasi-particle calculations on electronic and optical properties of the peroxy linkage and neutral oxygen vacancy defects in amorphous silica](#)

物理学报.2016, 65(2): 027801 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.027801>

铁电体中极化长程涨落的光子关联谱实验研究

[Experimental study of photon correlation spectroscopy for the long-range fluctuation of polarization in ferroelectrics](#)

物理学报.2015, 64(14): 147801 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.147801>

不同粒径沙地表面双向反射特性研究

[Bidirectional reflectance of sandy land surface with different particle sizes](#)

物理学报.2014, 63(18): 187801 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.187801>

机载光电系统探测空中机动目标的光谱辐射特征研究*

寇添† 于雷 周中良 王海晏 阮铖巍 刘宏强

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

(2016年10月1日收到; 2016年11月6日收到修改稿)

深空背景中机动目标光谱辐射探测是目标机动模式和属性识别的重要研究内容. 基于光谱散射和辐射理论, 首先建立了复杂背景环境中目标反射背景辐射分布函数, 然后根据气动加热引起的目标蒙皮温度场分布情况, 建立了角水平和角俯仰的目标本征光谱辐射模型; 结合空间目标运动方程和目标本体坐标系与探测器坐标系之间的旋转关系矩阵, 重点分析了目标不同机动模式下光谱响应信号的时空过程性变化特点. 仿真实验结果表明, 探测器中的光谱响应信号因目标时空域的变化而呈现不同的特点, 说明了目标机动模式与光谱响应信号间存在显著的特征映射关系, 这为解决目标运动模式可分性问题提供了可行性, 同时得出了目标姿态和空域相对位置是影响光谱响应信号特征的主要因素结论.

关键词: 光谱辐射, 目标机动模式, 信号特征, 仿真实验

PACS: 95.85.Sz, 78.20.Bh, 78.68.+m, 78.90.+t

DOI: 10.7498/aps.66.049501

1 引言

复杂电磁环境下, 随着雷达隐身技术的发展, 雷达系统对目标的探测识别效果不仅受到较大干扰, 且识别精度大大降低^[1,2], 而机载光电探测系统的地位因此日益凸显, 它具有信息共享快、测量精度高、抗干扰能力强等优势, 被广泛应用于深空目标探测和识别^[3]. 机载平台下, 空中目标探测具有动态性, 机载红外探测器接收到的目标和背景辐射信号并不是平稳信号, 它决定于目标姿态、运动状态、目标和探测器空间位置关系、介质传输信道以及探测器响应特性等, 因此, 多因素的共同作用使得机载光电探测系统俘获的空中目标辐射信号呈现出随机过程的时空特性.

在目标辐射特性研究方面, 袁轶慧等^[4]基于气动加热原理, 对空中飞行弹丸目标建立热平衡微分方程, 得到了目标蒙皮辐射特性变化规律. 宗靖国

等^[5]建立了一种新的目标红外辐射特性计算模型, 对隐身飞机尾焰的红外辐射特性进行了研究分析. 崔雪等^[6]研究了各向异性发射点源外形对目标红外辐射信号的影响分析, 并采用蒙特卡罗方法建立了目标到探测器的红外传输模型. 在考虑背景辐射和目标反射辐射的情况下, 孙成明等^[7]根据光辐射和散射定律, 提出了空间目标红外辐射特性的精确建模方法. 这些研究都是基于静态目标的辐射特性分析, 所建立的模型更适合于合作目标的红外光谱探测, 并没有考虑目标自身姿态和运动状态对目标红外辐射信号特性的影响. 近年来, 目标红外辐射动态特性分析开始成为研究热点, 闫佩佩等^[8]根据漫反射模型, 考虑了目标姿态的变化以及太阳、地球和目标之间的位置关系, 提出了地表反射光在空间目标表面的照度计算方法. 于靖等^[9]通过分析旋转目标的运动特征, 构建了红外探测器的输出信号与目标旋转姿态之间的关系. 王盈等^[10]基于 Sinda/G 和 Matlab 软件分析了空间球面壳体目标

* 国家自然科学基金 (批准号: 61172083) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: shanxiakkt@163.com

的红外辐射强度以及不同时刻、不同观测方向接收到的目标红外辐射信号,这对实现空间目标探测跟踪提供了理论依据.

实际上,目标红外辐射信号包含着目标丰富的时空特性,它们直接与目标属性及其运动状态相关,很多学者主要将其应用于目标属性的识别^[11].然而,采用光谱波段进行目标探测识别的方法中,通常局限于通过目标的形状和结构等物理特征来区分目标^[12],且往往将目标姿态变化引起的光谱辐射空间分布的调制当作背景辐射干扰或探测器噪声而加以抑制,完全忽略了蕴含在目标特征信号中的运动行为信息^[13].目前,雷达特征信号与目标运动模式之间的联系研究的比较广泛,而基于红外特征信号辅助的机动目标识别的研究文献较为匮乏.因此,本文通过分析机动目标光谱特征信号,旨在建立光谱特征信号与目标运动模式之间的映射关系,解决目标运动模式的可行性问题.

2 目标光谱辐射空间分布

2.1 目标反射背景光谱辐射空间分布

特定方位上,目标反射背景辐射对机载光电系统接收的光谱信号能量有着较为强烈的影响.这些背景辐射主要来源于太阳、大气、地面热辐射以及大气和地面的二次反射辐射.实际情况中,目标反射背景辐射强度空间分布与背景辐射波长和亮度、太阳高低角、目标机航向、目标蒙皮反射率等密切相关.建立目标反射背景辐射空间分布如图1所示,图中($Oxyz$)表示以目标中心为原点的直角坐标系, β 表示太阳高低角, α 表示目标侧角.

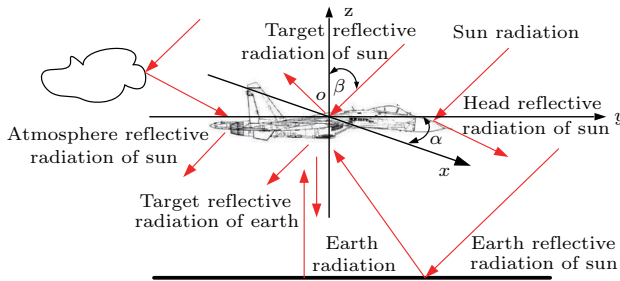


图1 目标反射背景辐射空间分布

Fig. 1. The spatial distribution of target reflecting background radiation.

由于目标反射背景辐射较为复杂,需要分解分析,即从 xOy 水平面和 yOz 俯仰面进行分析.在

xOy 水平面内,目标反射背景辐射主要受天空背景和太阳辐射的影响.假若目标机迎着太阳飞行,即太阳高低角 $\beta \in (0, \pi/2)$.于是得到 xOy 水平面内目标反射背景辐射强度空间分布为

$$F_{\text{ref}}(\alpha, I_{\text{side}}) = \begin{cases} \rho_t(\lambda)[E_{\text{sun}}(\lambda)A_{\text{head}} \sin \beta |\cos \alpha| + L_{\text{sky}}(\lambda) \cdot (A_{\text{head}} \cos \alpha + A_{\text{side}} |\sin \alpha|)] \\ 0 \leq \alpha < \pi/2 \text{ or } 3\pi/2 \leq \alpha < 2\pi, \\ \rho_t(\lambda)[E_{\text{sun}}(\lambda)A_{\text{head}} \sin \beta |\cos \alpha| + L_{\text{sky}}(\lambda) \cdot (A_{\text{side}} |\sin \alpha| + A_{\text{tail}} |\cos \alpha|)] \\ \pi/2 \leq \alpha < 3\pi/2, \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\rho_t(\lambda)$ 表示目标蒙皮反射率, $E_{\text{sun}}(\lambda)$ 表示太阳辐射照度, $L_{\text{sky}}(\lambda)$ 表示天空背景辐射亮度; α 表示 xOy 面内平面角,目标前向为起点,逆时针方向为正; A_{head} , A_{side} 和 A_{tail} 分别表示目标迎头投影面积、侧面投影面积和尾后投影面积.

在 yOz 俯仰平面内,由于目标上下表面反射辐射源和辐射强度都不同,因此需要分开讨论.在目标上表面,目标反射背景辐射主要受天空背景和太阳辐射的影响,下表面则受地面辐射以及大气和地面的二次辐射影响.在目标上表面,根据光反射和朗伯源辐射余弦定律,可以得到目标反射背景辐射强度空间分布为

$$F_{\text{ref}}(\theta, I_{\text{on}}) = \begin{cases} \rho_t(\lambda)[E_{\text{sun}}(\lambda)A_{\text{on}}(\sin |\theta - \beta| + \rho_a(\lambda) \cos |\theta - \beta|) + L_{\text{sky}}(\lambda)(A_{\text{head}} \cos \theta + A_{\text{on}} \sin \theta)] \\ 0 \leq \theta < \pi/2, \\ \rho_t(\lambda)[E_{\text{sun}}(\lambda)A_{\text{on}} \sin |\theta - \beta| + L_{\text{sky}}(\lambda)(A_{\text{on}} \sin \theta + A_{\text{tail}} |\cos \theta|)] \\ \pi/2 \leq \theta < \pi, \end{cases} \quad (2)$$

式中, $\rho_a(\lambda)$ 表示大气散射系数, A_{on} 表示目标上表面投影面积; θ 表示 yOz 面内平面角,目标前向为起点,逆时针方向为正.在目标下表面,目标反射背景辐射强度空间分布为

$$F_{\text{ref}}(\theta, I_{\text{below}}) = \begin{cases} \rho_t(\lambda) \left[E_{\text{sun}}(\lambda) \rho_a(\lambda) \left(A_{\text{tail}} \left| \sin \left(\theta - \left(\frac{\pi}{2} + \beta \right) \right) \right| + A_{\text{below}} |\sin \theta| \right) \right. \\ \quad \left. + L_{\text{sky}}(\lambda) (A_{\text{tail}} |\cos \theta| + \tau_e(\lambda, h) A_{\text{below}} L_{\text{earth}}(\lambda) |\sin \theta| \right], & \pi \leq \theta < 3\pi/2, \\ \rho_t(\lambda) [E_{\text{sun}}(\lambda) \rho_a(\lambda) (A_{\text{below}} |\sin \theta| + A_{\text{head}} |\cos(\theta - (2\pi - \beta))|) \\ \quad + \tau_e(\lambda, h) L_{\text{earth}}(\lambda) A_{\text{below}} \sin \theta + L_{\text{sky}}(\lambda) A_{\text{head}} |\cos \theta|], & 3\pi/2 \leq \theta < 2\pi, \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\tau_e(\lambda, h) = \exp[-\bar{\mu}(\lambda) \cdot h]$ 表示地面辐射到目标高度间的平均透过率, $\bar{\mu}(\lambda)$ 表示平均衰减系数.

2.2 目标本征光谱辐射空间分布

目标本征辐射强度来源于目标蒙皮、尾喷口和尾焰, 蒙皮辐射强度与大气层温度和目标速度密切相关, 当目标在不同大气层中高速飞行时, 目标蒙皮由于气动加热现象而导致蒙皮温度上升, 对于高速目标来说, 这种温升效果更加明显. 在大气同温层中, 气动加热引起目标蒙皮的温度场分布较为复杂, 下面主要利用工程简化算法计算目标不同部位的温度, 其表达式为

$$T_{\text{head}} = T_0 [1 + r((\gamma - 1)/2)(V_t/V_0)^2], \quad T_{\text{side}} = 216.7[1 + 0.164(V_t/V_0)^2], \quad T_{\text{tail}} = T_a(p_1/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}, \quad (4)$$

式中, T_{head} , T_{side} 和 T_{tail} 分别表示目标迎头驻点、侧面蒙皮和尾后方温度, T_0 为周围大气温度; V_0 和 V_t 分别表示实地音速和目标速度; γ 为质量热熔比, 一般 $\gamma = 1.4$; r 为恢复系数, 层流 $r = 0.82$, 紊流 $r = 0.87$; T_a 为尾喷口涡轮后边热电偶读出的废气温度; p_1/p_0 表示静压比, 一般 $p_1/p_0 = 0.5$. 由普朗克定律得到目标辐射出射度为

$$M(\lambda) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{(e^{c_2/\lambda T} - 1)}, \quad (5)$$

式中 $c_1 = 3.7415 \times 10^{-16} \text{ W} \cdot \text{m}^2$, $c_2 = 1.4388 \times 10^{-2} \text{ m} \cdot \text{K}$; λ_1 到 λ_2 表示辐射波段. 在目标 xOy 水平面内, 目标本征辐射强度空间分布为

$$F_{\text{rad}}(\alpha, I_{\text{level}}) = \begin{cases} \varepsilon_t(\lambda) \left[\frac{M_{\text{head}}}{\pi} A_{\text{head}} \cos \alpha + \frac{M_{\text{side}}}{\pi} A_{\text{side}} |\sin \alpha| \right], & 0 \leq \alpha < \pi/2 \text{ or } 3\pi/2 \leq \alpha < 2\pi, \\ \varepsilon_t(\lambda) \frac{M_{\text{side}}}{\pi} A_{\text{side}} |\sin \alpha| + \varepsilon_a(\lambda) \frac{M_{\text{tail}}}{\pi} A_{\text{tail}} |\cos \alpha|, & \pi/2 \leq \alpha < 3\pi/2, \end{cases} \quad (6)$$

式中 $\varepsilon_t(\lambda)$ 和 $\varepsilon_a(\lambda)$ 分别表示目标蒙皮和尾焰气体发射率; M_{head} , M_{side} 和 M_{tail} 分别表示目标迎头驻点、蒙皮和尾喷辐射出射度. 则在目标 yOz 俯仰平面内, 目标本征辐射强度空间分布为

$$F_{\text{rad}}(\theta, I_{\text{pitch}}) = \begin{cases} \varepsilon_t(\lambda) \left[\frac{M_{\text{head}}}{\pi} A_{\text{head}} \cos \theta + \frac{M_{\text{on}}}{\pi} A_{\text{on}} |\sin \theta| \right], & 0 \leq \theta < \pi/2 \text{ or } 3\pi/2 \leq \theta < 2\pi, \\ \varepsilon_t(\lambda) \frac{M_{\text{on}}}{\pi} A_{\text{on}} |\sin \theta| + \varepsilon_a(\lambda) \frac{M_{\text{tail}}}{\pi} A_{\text{tail}} |\cos \theta|, & \pi/2 \leq \theta < 3\pi/2, \end{cases} \quad (7)$$

式中 M_{on} 为目标上表面辐射出射度, 且 $M_{\text{on}} = M_{\text{side}}, A_{\text{on}}$ 为目标辐射投影面积.

则可以将模型的运动学方程描述为

$$f(x, y, t) = [\dot{x}(t), \omega \dot{y}(t), \dot{y}(t), \omega \dot{x}(t)], \quad (8)$$

3 目标机动过程光谱时空特性

3.1 目标时空机动模式数学描述

以平面机动为例进行分析, 则在平面直角坐标系中, 假设目标在 t 时刻运动状态矢量表示为 $\mathbf{X}(t) = [x(t), \dot{x}(t), y(t), \dot{y}(t)]$, 其中, $[x(t), y(t)]$ 表示目标在 $\mathbf{X}(t)$ 状态的位置, $[\dot{x}(t), \dot{y}(t)]$ 表示目标在 $\mathbf{X}(t)$ 状态的速度分量. 一个周期转动方向角为 θ ,

其中, $\dot{x}(t) = v(t) \cos \theta(t)$, $\dot{y}(t) = v(t) \sin \theta(t)$, $\dot{v}(t) = a(t)$, ω 为角速度. 目标状态方程的二阶连续方程式表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \ddot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \ddot{y}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ \dot{x}(t) \\ y(t) \\ \dot{y}(t) \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \sin \theta(t) & \cos \theta(t) \\ 0 & 0 \\ \cos \theta(t) & -\sin \theta(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_t \\ a_n \end{bmatrix} + \omega(t), \quad (9)$$

式中, a_t 为切向加速度, a_n 为法向加速度. (9) 式的离散时间状态方程为

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= \Phi_{k+1/k} X_k + B_k \bar{\omega} + G_k W_k \\ &= \begin{bmatrix} 1 & \frac{\sin \omega T}{\omega} & 0 & -\frac{1 - \cos \omega T}{\omega} \\ 0 & \cos \omega T & 0 & -\sin \omega T \\ 0 & \frac{1 - \cos \omega T}{\omega} & 1 & \frac{\sin \omega T}{\omega} \\ 0 & \sin \omega T & 0 & \cos \omega T \end{bmatrix} X_k \\ &\quad + \begin{bmatrix} \frac{T \cos \theta(t)}{\omega} + \frac{\sin \theta(t)}{\omega^2} - \frac{\sin[\theta(t) + \omega T]}{\omega^2} \\ \frac{\cos \theta(t)}{\omega} - \frac{\cos[\theta(t) + \omega T]}{\omega} \\ \frac{\cos \theta(t)}{\omega^2} - \frac{T \sin \theta(t)}{\omega^2} - \frac{\cos[\theta(t) + \omega T]}{\omega^2} \\ \frac{\sin[\theta(t) + \omega T]}{\omega} - \frac{\sin \theta(t)}{\omega} \end{bmatrix} \bar{\phi}_k \\ &\quad + G_k W_k, \end{aligned} \quad (10)$$

式中, X_k 和 X_{k+1} 分别表示系统在 k 和 $k+1$ 时刻的状态, $\Phi_{k+1/k}$ 为系统状态转移矩阵, B_k 为输入状态矩阵, W_k 表示理想运动轨迹中的噪声扰动, G_k 是系统噪声转移矩阵, ϕ_k 为角加速度. (10) 式表达了转弯模型的一般系统方程, 它可以很好地解决转弯运动建模问题. 当 ωT 的大小接近 0 时, 通过数学变换, (10) 式即可转化为形式更为简单的匀速模型 (CV).

3.2 光谱信号特征分析

空间目标机动过程中, 为了更好地描述目标光

谱信号时空特性的俘获过程, 建立空间目标本体坐标系与探测器坐标系之间的旋转关系矩阵, 将空间目标在本体坐标系中的坐标值转换为探测器坐标系中的坐标值. 目标与机载探测器坐标系的空间位置关系如图 2 所示. 图 2 中列举了目标尾追和迎头的三种机动行为, 情况 A 为目标直线加速机动飞行, 情况 B 为目标做水平 90° 转弯机动飞行, 情况 C 为目标做水平蛇形机动飞行. 图中 t_0, t_1, t_2 是时间轴上的不同时刻, 它将记录光谱辐射特征的变化过程; ϕ 角表示空间目标相对于探测器坐标系的方位角. 图 2 中这种关系隐含着目标不再是点源辐射, 而是可以看作具有姿态旋转的六自由度辐射源, 当从不同观测方向探测目标并考虑时间轴的辐射积分过程时, 目标即会呈现不同的辐射特征.

以水平面内的机动为例, 若以迎头飞行方向为参考起点, 则目标旋转机动角度可用目标侧向角 α 表示. 空间目标光谱辐射经过大气衰减传输, 被机载红外探测器所接收, 探测器面接收到的光谱辐射强度为

$$\begin{aligned} E_{\text{accept}} &= \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} [F_{\text{ref}}(\alpha, I_{\text{side}}) + F_{\text{rad}}(\alpha, I_{\text{side}}) \\ &\quad + \sigma_b(\lambda)] d\lambda \cdot \delta \tau_0 \tau(\lambda, R), \end{aligned} \quad (11)$$

式中, $\tau(\lambda, R)$ 表示光谱透过率, 即 $\tau(\lambda, R) = \exp[-\mu(\lambda) \cdot R]$; $\sigma_b(\lambda)$ 为背景辐射噪声, δ 为信号衰减因子, τ_0 为光学系统透过率, $\tau(\lambda, R)$ 为大气透过率. 当在一定时段内连续进行目标探测跟踪时, 目标光谱辐射便在探测器中形成具有一定特征的连续辐射信号, 这些光谱辐射在探测器中的电压响应信号为

$$v_s = \frac{E_{\text{accept}} \cdot V_n A_0 D^*}{(A_d \cdot \Delta f)^{1/2} R^2}, \quad (12)$$

V_n 为噪声电压, D^* 为比探测率, A_d 为光敏元面积,

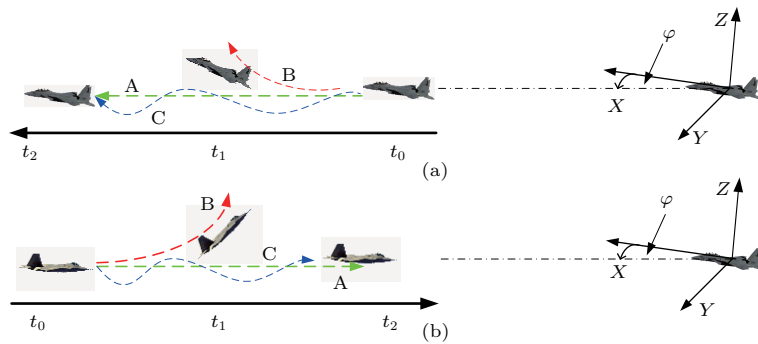


图 2 不同机动方式的空中目标探测示意图 (a) 尾追探测; (b) 迎头探测

Fig. 2. The diagrams of aerial target detection with different maneuvering modes: (a) The case of tail-on detection; (b) the case of head-on detection.

Δf 为系统的等效噪声带宽, A_0 为有效入瞳面积. 从 (12) 式可以看出, 光谱辐射信号特征与目标旋转方位角、辐射波段、探测器性能以及背景环境等因素紧密相关. 由于在机动过程中, 目标机动空域背景辐射变化不大, 目标辐射波段随速度变化不明显, 探测器性能在一定时间内响应稳定的条件下, 光谱辐射信号特征主要受目标机动模式的影响. 空中目标通常有较为固定的几种机动形式, 每种机动形式都会使得载机探测器接收到的光谱辐射呈现不同的时空变化特性, 而且特性变化差异较大, 因此, 通过光谱辐射曲线特性识别目标机动模式具有较大的可能性, 这为目标机动模式识别提供了一种新方法.

4 仿真实验与分析

仿真参数设定: 大气衰减系数为 $\mu = 0.4$, 太阳可等效为温度为 6000 K 的黑体辐射, 垂直入射到地球表面的辐照度约为 880—900 W/m². 目标机迎头投影面积 $A_{\text{head}} = 9 \text{ m}^2$, 侧视同影面积

$A_{\text{side}} = 20 \text{ m}^2$, 俯视投影面积 $A_{\text{pitch}} = 33 \text{ m}^2$, 其所处大气层高度 $H = 1 \text{ km}$. 机载IRST红外探测系统参数: 光学孔径 $D_0(NA) = 0.5 \text{ m}$, 光学系统透过率 $\tau_0 = 0.75$, 光敏元件大小 $a = 0.15 \times 0.15 \text{ mm}$, 像元个数 $n = 64$, 可分辨像元素尺寸为 $26 \text{ }\mu\text{m}$, 光学系统总透过率 $\tau_0 = 0.95$, 信号衰减因子 $\delta = 0.85$, 探测比 $D^* = 2.0 \times 10^{10} \text{ cm}\cdot\text{Hz}^{-1/2}\cdot\text{W}^{-1}$, 系统测量电路频带宽 $\Delta f = 5.0 \times 10^3 \text{ Hz}$.

4.1 迎头直线加速机动光谱响应特征

当目标和机载探测器均以 300 m/s 的速度相对匀速直线迎头接近, 即目标无机动时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图 3 所示. 随着相对距离的减小, 探测器所探测的光谱信号信噪比呈现增大趋势, 在开始阶段, 由于距离较远, 目标光谱辐射信号衰减严重, 探测器所探测到的光谱信号较为微弱, 信噪比增幅速率较小, 但在 50 s 后增幅速率较快, 在 60 s 时信噪比达到了 15 dB, 整体上光谱信号呈现缓慢的指数式增长特性.

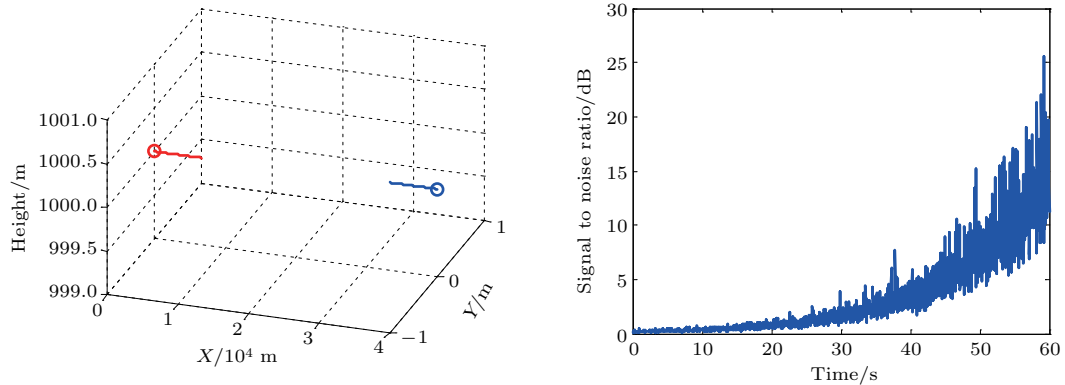


图 3 (网刊彩色) 目标匀速直线运动下的光谱响应信号

Fig. 3. (color online) The spectral response signal of target in uniform linear motion mode.

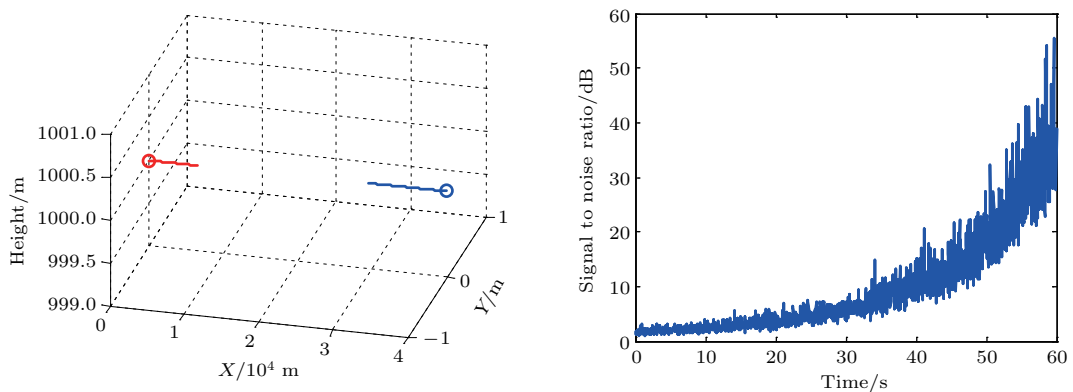


图 4 (网刊彩色) 目标匀加速直线机动下的光谱响应信号

Fig. 4. (color online) The spectral response signal of target in uniformly accelerated rectilinear motion mode.

当目标和载机初速为 300 m/s, 而目标以 2 m/s 的加速度加速机动迎头接近载机时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图 4 所示. 由于目标加速机动, 其蒙皮热流密度急剧升高, 红外辐射强度增大, 随着相对距离的减小, 探测器所探测的光谱信号信噪比总体上大于图 3 中的光谱信噪比, 并呈现指数式增长特性, 仅在 45 s 左右信噪比就达到了 15 dB.

4.2 尾追直线加速机动光谱响应特征

当目标以 330 m/s, 载机以 300 m/s 的速度同向飞行, 且载机探测器尾追探测目标时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图 5 所示. 开始阶段, 由于目标发动机尾喷口朝向载机探测器, 目标高温尾焰具有较大的辐射强度, 因而载机探测器光谱响应信噪比较高, 随着目标和载机之间的距离增大, 光谱响应信号逐渐减小, 整体趋势上呈现线性递减特性, 但相同时间内的光谱响应信噪比都高于图 3、图 4 的光谱响应结果.

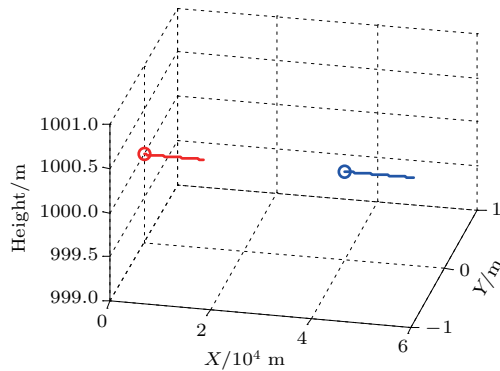


图 5 (网刊彩色) 目标匀速直线运动下的光谱响应信号

Fig. 5. (color online) The spectral response signal of target in uniform linear motion mode.

当目标和载机初速为 300 m/s, 而目标以 2 m/s 的加速度机动远离载机时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图 6 所示. 从图 6 可以看出, 开始阶段光谱响应的幅度和变化速率与图 5 光谱响应结果类似, 随着时间的推移, 探测器光谱响应信号呈现非线性特性, 即近似指数式减小趋势, 这与图 6 的探测器光谱响应特性存在明显差异, 同时可区分目标是否存在加速直线机动行为.

4.3 目标蛇形机动光谱响应特征

当载机初速为 300 m/s, 目标以 330 m/s 的速度蛇形机动接近载机时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图 7 所示. 从图 7 可以看出, 当目标做蛇形机动时, 光谱响应的时空特性较为明显, 整体上呈现非线性增长趋势, 但在光谱响应信号 A, B 两处具有明显特性, 这里的信号有 5 s 左右的下陷, 结合目标机动航迹分析看出, 这是由于目标迎头做较大转弯机动所引起的, 也是目标做蛇形机动最为典型的特征.

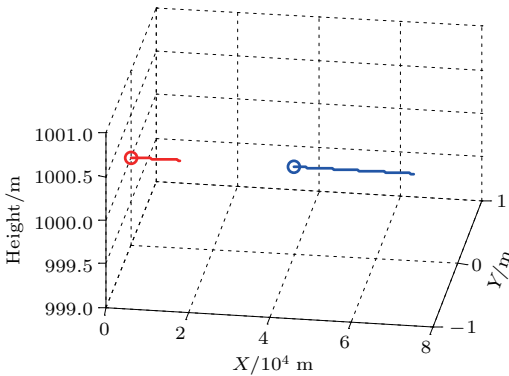
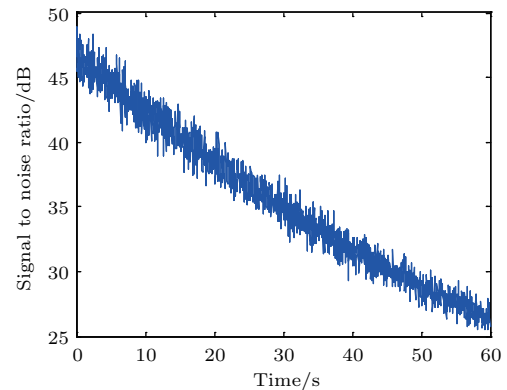
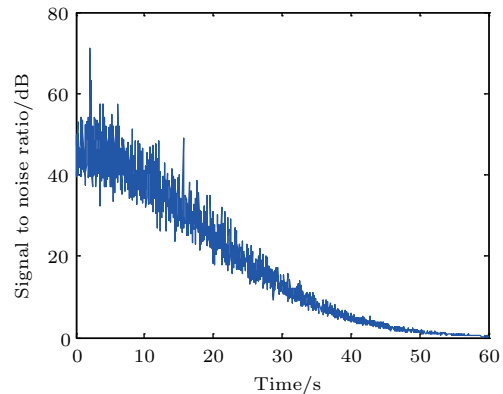


图 6 (网刊彩色) 目标匀加速直线机动下的光谱响应信号

Fig. 6. (color online) The spectral response signal of target in uniformly accelerated rectilinear motion mode.



当目标蛇形机动远离载机时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图8所示. 与图7相比, 图8中光谱响应信号特征与图7在同一时间节点处都有5 s左右的显著变化, 时间特性相同但空间特性不同, 图8中的信号呈现凸起变化特征, 这

是由于目标在做转弯机动时, 高温度的尾喷口辐射向载机探测器引起的. 光谱响应信号整体呈现非线性减小趋势, 且速率减小缓慢, 在1 min内光谱响应信噪比仅变化了大约10 dB左右, 而图7中的结果则变化了40 dB左右.

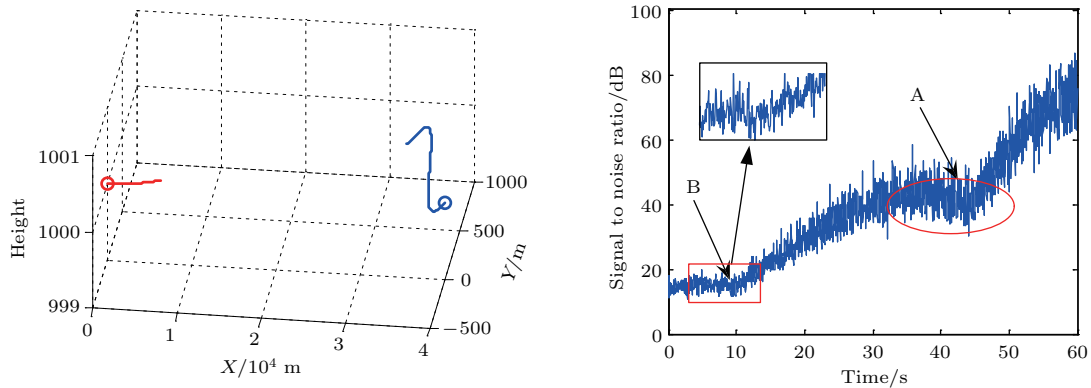


图7 (网刊彩色) 目标蛇形机动接近载机下的光谱响应信号

Fig. 7. (color online) The spectral response signal of target approaching airborne using S maneuvering motion mode.

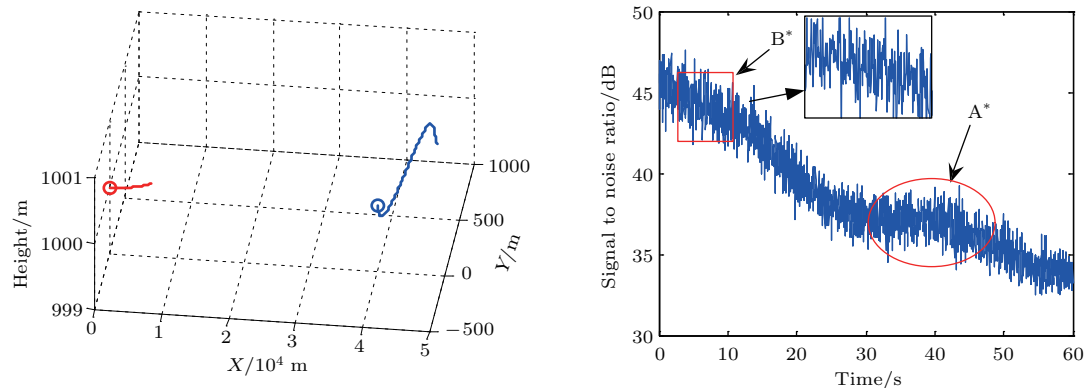


图8 (网刊彩色) 目标蛇形机动远离载机下的光谱响应信号

Fig. 8. (color online) The spectral response signal of target away from airborne using S maneuvering motion mode.

4.4 目标圆周机动光谱响应特征

当载机初速为300 m/s, 目标以330 m/s的速度逆时针圆周机动时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图9所示, 图中蓝色三角符号是起点, 蓝色圆圈符号是终点. 图9中的光谱响应信号明显区别于其他目标机动形式下的信号时空特征. 图9中有三处明显光谱特征, 它们对应着不同时段的目标机动模式, C时段0—10 s间光谱信号幅度呈现递减趋势, 它是由于目标从高温尾喷口冲向载机开始逐渐迎头朝向载机探测器圆周机动引起的; D时段10—40 s间光谱信号幅度起伏变化不

大, 这是因为载机探测器一直处于目标侧方位置, 相对于载机探测器的光谱辐射强度基本保持不变; 而E时段40—60 s间光谱响应信号先增大后减小, 且上升沿和下降沿变化速率较大, 峰值处是由于目标的高温尾喷口冲向了载机探测器引起的.

当目标顺时针机动时, 目标、载机空间航迹和探测器光谱响应信号如图10所示, 蓝色三角符号和圆圈符号分别表示起点和终点. 与图9相比, 图10仅有一个光谱响应峰值, 这是由于目标顺时针机动时, 仅有一次高温尾喷口冲向载机探测器的情况. 图10同样呈现三处明显的光谱特征, F时段0—10 s间和H时段40—60 s间光谱信号幅度基本

没有变化,这与图9中的D时段原因相同;而G时段10—40 s间光谱响应信号变化剧烈,且上升沿较为陡峭,下降沿变化较为缓慢,这是由于目标高温尾喷口先冲向了载机探测器引起了光谱响应信号

急剧上升,而后随着载机探测器接近目标,光谱响应信号变得较为缓慢,这说明空间距离因素对光谱响应信号的空间特性影响较大。

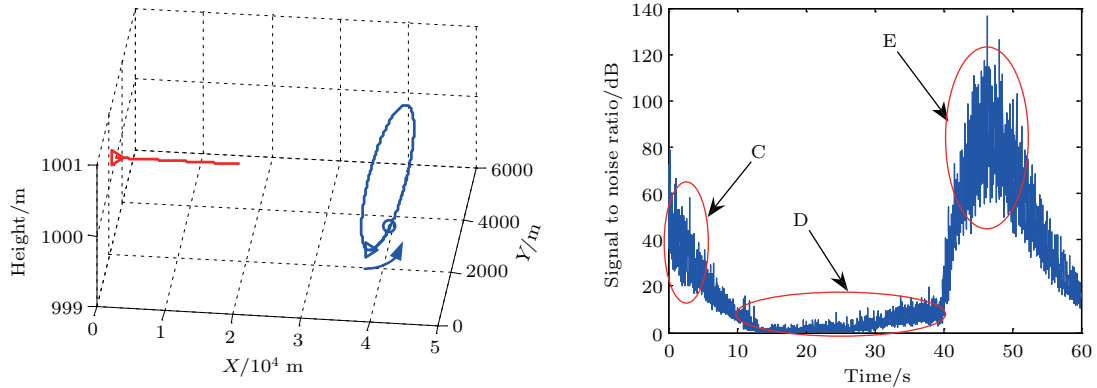


图9 (网刊彩色) 目标逆时针匀速圆周机动下的光谱响应信号

Fig. 9. (color online) The spectral response signal of target in anticlockwise circling motion mode.

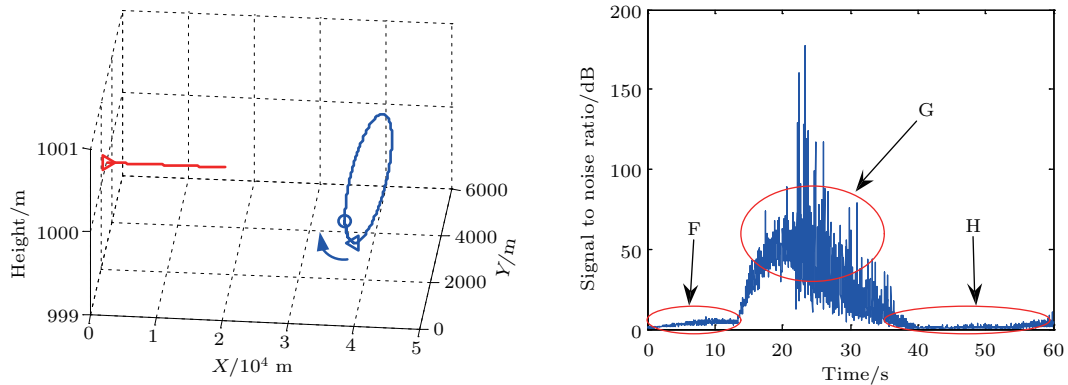


图10 (网刊彩色) 目标顺时针匀速圆周机动下的光谱响应信号

Fig. 10. (color online) The spectral response signal of target in clockwise circling motion mode.

5 结 论

通过分析目标光谱辐射空间分布函数,在特定方位上,目标反射背景辐射较为强烈,背景光谱辐射影响不可忽略.考虑了背景辐射波长和亮度、太阳高低角、目标机航向、目标蒙皮反射率等因素,结合目标机动模式数学模型,深入分析了目标机动过程的光谱响应信号特性,得出光谱时空特性与目标机动模式之间存在映射关系;然后选取了四种典型目标机动方式,进行了光谱响应特征仿真实验,通过实验发现,目标不同机动方式下的光谱响应曲线呈现不同的时空特性.实验证明,光谱响应特征曲

线为反演目标机动模式识别提供了可行性.通过提取同一时段的目标机动模式和光谱特征数据,可建立目标机动模式与光谱响应时空特性映射关系数据库,这种通过信号级的特征信息识别目标机动模式是非常有潜力的研究方向,它是目标跟踪、识别和高层态势评估的基础。

参考文献

- [1] Chen X, Tharmarasa R, Kirubarajan T 2012 *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* **48** 1210
- [2] Sangston K J, Gini F, Greco M S 2012 *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* **48** 64
- [3] Vasyl M, Peter Z, Gary K 2010 *SPIE* **7684** 76840B

- [4] Yuan Y H, Zhang J J, Chen Z L 2010 *Acta Armamentarii* **31** 1090 (in Chinese) [袁轶慧, 张俊举, 陈佐龙 2010 兵工学报 **31** 1090]
- [5] Zong J G, Zhang J Q, Liu D L 2011 *Acta Photon. Sin.* **40** 289 (in Chinese) [宗靖国, 张建奇, 刘德连 2011 光子学报 **40** 289]
- [6] Cui X, Huang Y 2015 *J. Engineer. Thermophys.* **36** 1995 (in Chinese) [崔雪, 黄勇 2015 工程热物理学报 **36** 1995]
- [7] Sun C M, Yuan Y, Zhang X B 2010 *Acta Phys. Sin.* **59** 7523 (in Chinese) [孙成明, 袁艳, 张修宝 2010 物理学报 **59** 7523]
- [8] Yan P P, Ma C W, Zhe W J 2015 *Acta Phys. Sin.* **64** 169501 (in Chinese) [闫佩佩, 马彩文, 折文集 2015 物理学报 **64** 169501]
- [9] Yu J, Bu X Z, Niu J 2016 *Acta Phys. Sin.* **65** 079501 (in Chinese) [于靖, 卜雄洙, 牛杰 2016 物理学报 **65** 079501]
- [10] Wang Y, Lai X Y, Huang J M 2012 *Infrared and Laser Engineering* **41** 1113 (in Chinese) [王盈, 来霄毅, 黄建明 2012 红外与激光工程 **41** 1113]
- [11] Gao X H, Xiang L B, Wei J X 2010 *Spectrosc. Spectral Anal.* **30** 2772 (in Chinese) [高晓惠, 相里斌, 卫俊霞 2010 光谱学与光谱分析 **30** 2772]
- [12] Karlholm J, Renhorn I 2002 *Appl. Opt.* **41** 6786
- [13] Li X R, Jilkov V P 2003 *Proceedings of SPIE Conference on Signal and Data Processing of Small Targets* San Diego, CA, USA, August 2003 pp200–210

Spectral radiant characteristic of airborne optoelectronic system detecting aerial maneuver target*

Kou Tian[†] Yu Lei Zhou Zhong-Liang Wang Hai-Yan Ruan Cheng-Wei Liu Hong-Qiang

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

(Received 1 October 2016; revised manuscript received 6 November 2016)

Abstract

Spectral radiation detection in deep space background is an important fundamental research in the field of infrared target detection and identification. Based on the spectral radiation and scattering theory, the spatial distribution model of aerial target reflecting background radiation under complex environment is first built. Then the horizontal and pitch spectral radiation models of target are built based on target skin temperature distribution caused by aerodynamic heating. Combining the target motion equation and relative rotation matrix between target matrix and detector matrix, the process-oriented characteristic of spectral response signal with spatiotemporal variation is emphatically analyzed. The simulation results indicate that different target maneuver modes cause different characteristics of spectral response signal, which shows that a remarkable mapping relationship exists between the target maneuver mode and spectral response signal characteristic. Thus using the spectral response signal to identify target maneuver mode provides a feasible method, and the target posture and relative position are the main factors to affect the spectral response signal characteristic.

Keywords: spectral radiation, target maneuver mode, signal characteristic, simulation experiment

PACS: 95.85.Sz, 78.20.Bh, 78.68.+m, 78.90.+t

DOI: 10.7498/aps.66.049501

* Projection supported by the National Natural Science Foundation of China(Grant No. 61172083).

† Corresponding author. E-mail: shanxiakkt@163.com