

基于机载IRST系统的高超音速飞行器红外探测研究

寇添, 王海晏, 王芳, 王领

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 针对高超音速飞行器不同于低速飞行器的红外辐射特性, 提出了机载IRST系统红外探测高超音速飞行器的建模方法。重点利用高温边界层传热理论建立了高超音速飞行器蒙皮辐射特性模型, 分析了排气系统和环境背景辐射特性, 根据不同高度下大气层结构分布对红外辐射传输的影响, 建立了大气斜程透过率模型, 提高了透过率计算的准确性; 考虑环境背景辐射的影响, 给出了IRST系统对高超音速飞行器的作用距离模型。最后通过仿真实验分析了不同季节、高度和目标仰角下大气透过率特点, 分析了不同仰角、速度和波段等因素下探测器对高超音速目标红外作用距离的影响, 结论论证了所建模型的实效性。

关键词: 超音速飞行器; 红外辐射; 大气透过率; 作用距离; 仿真实验

中图分类号: TN929 文献标识码: A 文章编号: 1001-8891(2014)09-0748-05

Study of Infrared Detection to Hypersonic Vehicle Based on Airborne IRST Systems

KOU Tian, WANG Hai-yan, WANG Fang, WANG Ling

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: According to the infrared radiation characteristic of hypersonic vehicle different from low speed vehicle, a modeling method of using airborne IRST system to detect the infrared radiation of hypersonic vehicle is proposed. Emphasis is to establish the model of hypersonic vehicle skin radiation through using the theory of heat transfer of high temperature boundary. The exhaust system and environmental background infrared radiation are analyzed. Based on the influence of structure distribution of atmosphere under different height to infrared radiation, the model of tilt atmospheric transmittance is built, which improves the accuracy of transmittance. Considering the factor of environmental background radiation, the mathematics model of operating range of IRST for hypersonic vehicle is given. Finally, the atmospheric transmittance characteristic is analyzed through considering the different season. Height and angle of target, and some factors, including the elevation, speed and wave band etc., which effect on operating range of hypersonic target are discussed. The conclusion demonstrates the effectiveness of the model.

Key words: hypersonic vehicle, infrared radiation, atmospheric transmittance, operating range, simulation experiment

0 引言

在“全球快速打击计划”的推动下, 各军事强国致力于高超音速飞行器的研制, 如美国的SR-72侦查机、X-51巡航导弹, 德国的“谢菲克斯”计划, 印度的“梦幻”计划等。高超音速飞行器是指速度在 $5 Ma$ 以上, 其突防能力强, 是在1 h内攻击地球任意位置目标的新武器, 这对我国防空体系构成严重威胁, 因

此对高超音速飞行器的探测研究具有重大意义。由于目前雷达探测的局限性, 机载IRST (Infrared Search and Track) 系统作为一种“被动式雷达”, 其良好的隐蔽性、抗电磁干扰和远距离探测能力的诸多优点使得IRST系统在战场上发挥着重大作用。

目前利用机载平台对高超音速目标的探测研究文献较少, 文献[1]对高速飞机的红外探测进行了研究, 推导出了探测距离公式; 文献[2]和[3]提出了斜程

收稿日期: 2014-04-26; 修订日期: 2014-07-02。

作者简介: 寇添(1990-), 男, 陕西安康人, 硕士研究生, 研究方向为光电探测与对抗。E-mail: shanxiakkt@163.com。

通讯作者: 王海晏(1968-), 男, 辽宁沈阳人, 博士, 副教授, 主要从事光电火控技术、航空火力指挥与控制研究。E-mail: whh_shx@sohu.com。

基金项目: 航空科学基金, 编号: 20095596014。

探测距离模型, 这些对高动态目标红外辐射定量分析研究较少。本文结合机载红外探测平台的优势, 重点分析飞行器蒙皮辐射, 并在此基础上建立了大气透过率和作用距离模型, 对高超音速目标的探测提供了参考。

1 高超音速飞行器红外辐射分析

飞行器超音速巡航过程中强烈的气动加热和排气系统辐射将使其红外辐射强度非常高。此时, 蒙皮辐射成为影响红外探测效果主要的因素, 尾喷口和尾焰的辐射由于相对面积较小而占次要地位。

1.1 蒙皮红外辐射

当飞行器以 5 倍音速以上的速度在大气层之间高速飞行时, 气流黏性耗散作用可以使钝体(回转体或机翼前缘)前驻点处的温度高达 1000 K 以上, 这与飞行器其它侧壁温差甚大。下面将从驻点辐射和侧壁辐射对飞行器蒙皮辐射进行定量分析。

1.1.1 驻点辐射强度

在驻点处, 驻点速度梯度在高超音速气流下可从修正牛顿流动公式计算^[4]:

$$\left(\frac{d\mu_e}{dx}\right) = \frac{1}{R_b} \sqrt{\frac{2(p_s - p_\infty)}{\rho_s}} \quad (1)$$

式中: R_b 是钝体曲率半径; p_s 是驻点压力; p_∞ 是来流环境压力; ρ_s 为驻点气流密度。

在 9000 K 温度以下, 平衡空气的普朗特数 P_r 和路易斯数 L_e 随温度变化不大, 一般取普朗特数 $P_r = 0.71$, 而路易斯数 L_e 在 1~2 范围内变化, 当其取不同值时, 传热参数 $Nu / \sqrt{R_{ew}}$ 与流体特性参数 $\rho\mu$ 表达式也不一样, 若取 $(\rho_s\mu_s)/(\rho_w\mu_w) = 0.17 \sim 1.0$, 则传热参数总效应关系式为^[4]:

$$\frac{Nu}{\sqrt{R_{ew}}} = 0.763 P_r^{0.4} \left(\frac{\rho_s \mu_s}{\rho_w \mu_w} \right)^{0.4} [1 + (L_e^{0.52} - 1) \frac{h_D}{h_s}] \quad (2)$$

式中: Nu 为努塞尓数, 是一个无量纲数; ρ_w 为来流密度; μ_w 为动力粘度; h_s 为驻点焓; h_D 为空气平均离解焓。

由此, 可得轴对称驻点表面热流密度计算式为:

$$-q_{ws} = \frac{Nu}{\sqrt{R_{ew}}} \frac{(h_s - h_w)}{P_r} \sqrt{\rho_w \mu_w \left(\frac{du_e}{dx} \right)_s} \quad (3)$$

有时为了对飞行器的表面热流作出快速估计, 根据对公式(3)的大量计算结果, 轴对称驻点热流可近似为:

$$-q_{ws} = \frac{1.35 \times 10^3}{\sqrt{R_b}} \left(\frac{V}{1000} \right)^3 \rho^{1/2} \quad (4)$$

式中: V 是飞行速度; ρ 是大气密度。对热流密度进行积分, 求出驻点处的辐射出射度 $M_s = \int_0^t q_{ws} dt$, 再根据 $L_s = \epsilon M_s / \pi$, 可求出驻点处的辐射强度为 $I_s = L_s A_s$, 其中 A_s 为驻点在视线方向的投影面积。对驻点辐射规律进行仿真实验如图 1 所示。

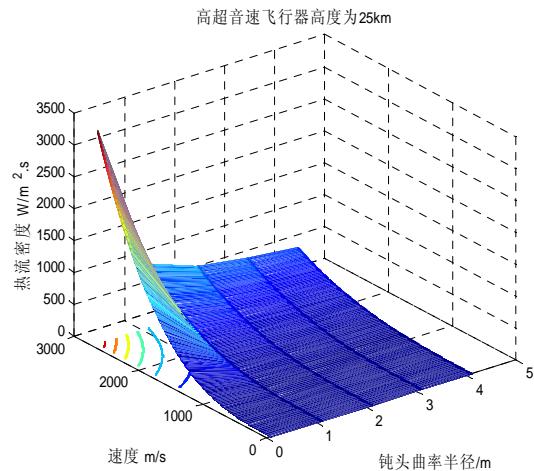


图 1 驻点热流密度随速度和钝头曲率变化

Fig.1 Heat flow density of stagnation point along with the change of speed and blunt curvature

从图 1 可以看出飞行器的速度和钝头曲率半径对驻点热流密度影响很大。当飞行器速度处于 1000 m/s 以下, 且钝头曲率半径相对较大时, 热流密度值较低, 变化不明显; 而当速度达到 1000 m/s 以上, 钝头曲率半径越小时, 其驻点热流密度急剧升高。当飞行器以 6 倍音速在 25 km 高空飞行时, 在很短的时间内, 其驻点辐射强度高达 2500 W/sr。热流密度还跟大气密度有关, 越高的大气层密度越小, 辐射强度也越小。

1.1.2 飞行器侧壁辐射强度

在研究气流高速流动的换热时, 必须考虑能量方程中的黏性耗散项。对流换热边界层能量方程为^[5]:

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = a \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\mu}{\rho c_p} \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \quad (5)$$

引入无量纲温度 Θ^* 后, 能量方程可化为:

$$\frac{d^2 \Theta^*}{d\eta^2} + \frac{1}{2} P_r f \frac{d\Theta^*}{d\eta} + 2 P_r f''^2 = 0 \quad (6)$$

式中: 含 f'' 的一项表示黏性耗散对温度分布的影响; η 是 x 函数 (x 是壁面距离驻点的纵向距离, m)。相应的边界条件为 $\Theta^*(0) = 2/E_c$, $\Theta^*(\infty) = 0$, E_c 为埃克特数。(6)式是一个二阶线性的非齐次微分方程, 解此方程, 最终可以得到高速气流层流壁面热流密度为^[5]:

$$-q_w = \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0} = 0.332 \lambda (T_w - T_{aw}) \sqrt{\frac{V}{xV}} P_r^{1/3} \quad (7)$$

式中: λ 是常系数; T_w 是真实壁面温度; T_{aw} 是绝热壁温度。再根据辐射出射度和辐射亮度公式可求出飞行器壁面辐射强度 $I_b = L_b A_b$, 其中 A_b 是壁面在视线上投影。

对侧壁辐射规律进行仿真实验如图 2 所示。从图 2 可看出当飞行器速度低于 1000 m/s, 壁面纵向距离远离驻点时, 侧壁热流密度较小且变化不大; 当其速度高于 1000 m/s, 壁面纵向距离接近驻点时, 侧壁热流密度较大且升高很快, 短时间内侧壁也具有较强的辐射强度。对气体而言, 绝热壁温度高于自由流温度, 但总小于驻点温度。从蒙皮辐射分析看出, 高超音速飞行器钝体部分前驻点辐射以及侧壁辐射的准确分析至关重要, 它的高温致使其易被探测。

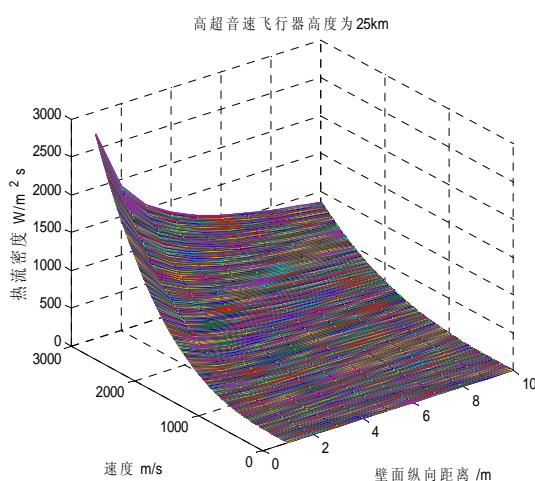


图 2 侧壁热流密度随速度和纵向距离变化

Fig.2 Heat flow density of side surface along with the change of speed and vertical distance

1.2 排气系统红外辐射

高超音速飞行器排气系统分为尾喷管和尾焰 2 部分, 其红外辐射与多因素有关, 计算复杂, 通常情况下, 可以将尾喷口等效为 $\varepsilon=0.9$ 的灰体, 其温度等于排出气体的温度, 利用辐射亮度公式, 通过计算出尾喷口视线方向有效的投影面积 A_p , 就可得出总辐射强度为^[6]:

$$I_p = L_p A_p = (\varepsilon \sigma T^4 / \pi) A_p \quad (8)$$

式中: σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数, $\sigma=5.6697 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$; ε 为发射率, $\varepsilon=0.9$ 。

对于尾焰辐射的精确计算相对复杂, 考虑到尾焰是选择性辐射体, 一般只考虑尾焰中 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 的二氧

化碳辐射。对于尾焰形状, 常将其轴对称面抽象成梯形, 计算其有效投影面积 A_m 。若把尾焰等效成一个发射率 $\varepsilon=0.7$ 的辐射面, 则可算出尾焰的辐射亮度 L_m 和全辐射强度 I_m 。因此排气系统的整体红外辐射应为:

$$I_w = I_m + \tau_0 I_p \quad (9)$$

式中: τ_0 为尾喷口通过尾焰的透过率, $\tau_0 = \exp(-\gamma_0 d)$; γ_0 为光谱衰减系数; d 为辐射穿过尾焰的厚度。

1.3 背景辐射

由于飞行器体表基本上都是附加涂层的金属壳体, 其反射的背景辐射主要来自太阳辐射。太阳是 6000 K 的黑体, 且其辐射的温度 T_{sun} 远大于飞行器 T_{fly} , 它的辐射能量经过大气衰减 35% 左右, 飞行器的蒙皮反射太阳的辐射强度可写为^[7]:

$$I_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \frac{E}{0.65\pi} (1 - \alpha) A_e \eta_{\lambda_1 \sim \lambda_2} \cos \theta \quad (10)$$

式中: $\eta_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_e(\lambda, T) d\lambda / \int_0^{\infty} M_e(\lambda, T) d\lambda$; E 为太阳有效辐射照度, $E=913.6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$; α 为飞行器表面的发射率, $\alpha=0.54$; A_e 为太阳照射飞行器的投影面积; θ 为视线方向角。

2 红外辐射大气透过率模型

在红外辐射传输过程中, 红外辐射会与大气分子和气溶胶等物质相互作用, 其作用的结果使红外辐射能量衰减, 衰减的程度与大气条件、辐射波长和传输的距离有关^[8]。由于机载平台对超音速飞行器的探测, 尤其是对高超音速巡航导弹的探测存在一定的高度差, 因此探测路径为斜程探测路径^[7]。由于红外辐射在不同高度大气的透过率不同, 本文在机载平台的基础上, 结合这一客观条件, 建立红外辐射大气传输模型如图 3 所示。

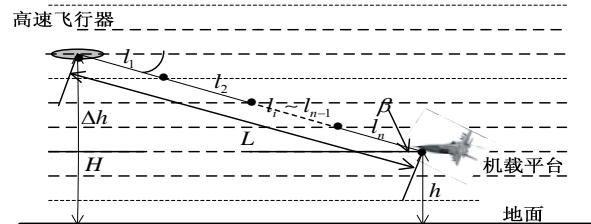


图 3 红外探测器斜程探测路径示意图

Fig.3 Diagram of tilt distance of infrared detection

把高超音速飞行器与地面的垂直高度 H 等分成 n 层, 载机的高度为 h , 则载机所在的层数为 $n_1 = (h/H)n$ 。红外辐射传输在每一层的斜距近似可用下式计算:

$$l_i = \frac{L}{n-n_i} = \frac{\Delta h}{\sin \beta} \frac{1}{(n-n_i)} \quad (11)$$

由于 $l_1 \approx l_2 \approx \dots \approx l_n \approx \frac{\Delta h}{\sin \beta} \frac{1}{n-n_i}$, 则在斜程 L 上

总的透过率为:

$$\tau(v) = \exp \left\{ -(\mu_1 + \mu_2 + \dots + \mu_n) \frac{\Delta h}{(n-n_i) \sin \beta} \right\} \quad (12)$$

式中: β 为目标准相对载机的仰角; μ_n 为不同大气层衰减系数, 可由文献[9]查出。

3 红外辐射斜程作用距离模型

若只有环境辐射的情况下, 则探测器响应的电压为 V_1 ; 在远距离情况下, 超音速飞行器并未完全充满探测器视场, 超音速飞行器在观察视角上的投影面积为 A , 此时探测器上某一波段总的响应电压为 V_2 。则相邻探测器电压差值给出以下计算公式为:

$$\Delta V = V_2 - V_1 = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} (I - I_{\lambda_1-\lambda_2}) \frac{\tau_0 \tau(v) A_0 R_V}{L^2} \cdot d\lambda \quad (13)$$

式中: I 为高速飞行器总体辐射强度; $\tau(v)$ 为大气斜程透过率; τ_0 为光学系统透过率; A_0 为入瞳面积; L 为红外作用距离; R_V 为电压响应度, $R_V = (V_n D^*) / \sqrt{A \Delta f}$; V_n 为噪声电压; D^* 为比探测率; Δf 为测量电路的频带宽。

由上式可推导出红外辐射斜程作用距离表达式为:

$$L = \left[\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} (I - I_{\lambda_1-\lambda_2}) \frac{\tau_0 \tau(v) A_0 R_V}{\Delta V} \cdot d\lambda \right]^{\frac{1}{2}} \quad (14)$$

4 仿真实验

假定所探测的目标为某高超音速巡航导弹, 其弹体长为 4.27 m, 飞行马赫数为 6 Ma, 高度为 30 km, 所探测角度为侧视, IRST 光学系统孔径 $D=0.5$ m, 光学系统透过率 $\tau_0=0.75$, 像元尺寸为 50 μm , 个数为 9, 光学系统信噪比为 5, 比探测率 $D^*=2.0 \times 10^{11}$ $\text{cmHz}^{1/2}\text{W}^{-1}$, 电路频带宽 $\Delta f=5.0 \times 10^3$ Hz, 背景红外辐射强度 $I_{\lambda_1-\lambda_2}=20$ W/sr, 导弹红外辐射强度 $I=2.5 \times 10^3$ W/sr。对我国中纬度夏、冬季节透过率进行仿真实验如图 4 所示。

从图 4 可以看出, 红外辐射在大气中的透过率因季节的不同而不同。总体上来说, 我国中纬度夏季的大气透射率相对低于冬季, 这是因为夏季大气变化多

端, 常伴有雨、雾、多云天气, 透射率受天气影响很大。以中纬度夏季为例, 从图中可知道红外辐射透射率随红外探测器与导弹之间高度差 Δh 的增大而减小; 当高度差 Δh 大于 20 km 时, 透射率随高度差的变化趋于平缓。从图 4 还可以看出, 当导弹接近机载红外探测器时, 导弹相对于红外探测器的仰角不断增大, 此时在一定的高度差下, 透过率随仰角的增大而增大, 也就是导弹在探测器上成像越来越清晰, 当仰角大于 60°之后, 透过率变化不大, 这是符合实际情况的。从图 5 可以看出, 中纬度夏季大气衰减系数越小, 导弹相对于红外探测器仰角越大, 则红外探测器的作用距离越大。在大气垂直结构分布上, 衰减系数随高度的增加而减小, 因此衰减系数的大小在一定程度上也代表了机载红外探测器的高度, 衰减系数越小, 即红外探测器所处位置越高, 其作用距离越大, 这与实际情况相符, 因为探测器所处位置越高, 受到大气结构影响和天气干扰越小, 因此载机应处于高空且需选择一个较大探测仰角探测。

高超音速目标整个飞行过程中, 在相对低速飞行阶段, 它的蒙皮辐射多集中在长波段, 而在 4 Ma 以上速度飞行时, 它的蒙皮辐射多集中在短波段。下面对夏季中高超音速目标不同速度, 不同波段对作用距离的影响进一步探讨分析。从前面建立的蒙皮辐射模型可知, 飞行器表面辐射强度是时间和速度的函数,

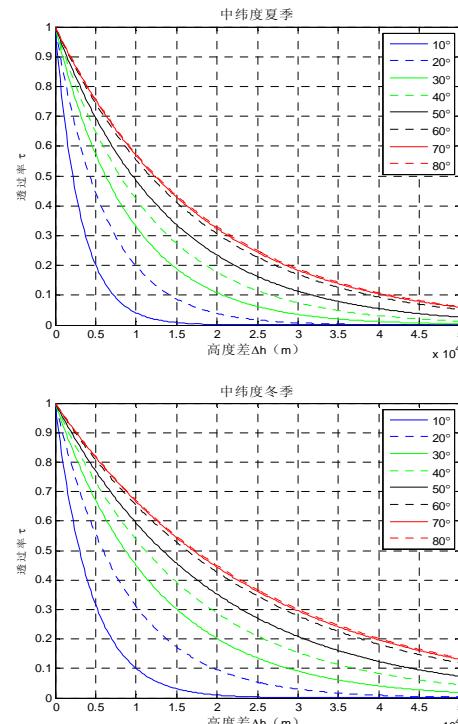


图 4 不同高度差和目标仰角下的大气透过率

Fig.4 Atmospheric transmittance under different heights and elevations of target

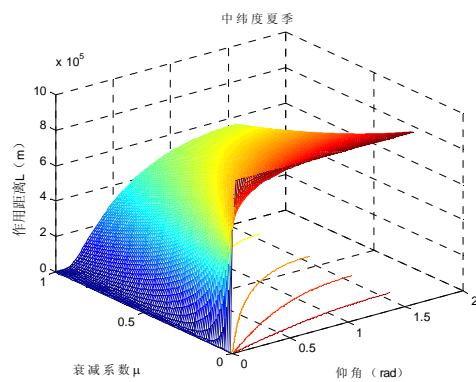


图 5 探测器作用距离随衰减系数和仰角的变化

Fig.5 Operating range of detector along with the change of attenuation coefficient and elevation

由此对作用距离随速度和时间变化的仿真分析如图 6 和图 7 所示。

图 6 的仿真实验结果说明探测器在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的作用距离在很短的时间内, 随着高超音速目标速度的增大而急剧增大, 这是因为当目标速度在 4 Ma 以上速度增大时, 目标蒙皮辐射强度增大很快, 作用距离也较远。

和图 6 相比, 图 7 探测器在 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段的作用距离总体上呈现相反的变化趋势, 且变化缓慢, 这是由于目标蒙皮辐射温度随速度的增大而升高, 按照维恩位移定律可知, 辐射强度波段的峰值向 λ 减小的方向移动, 这就使得机载 IRST 探测到的长波辐射相对减少; 因此速度越大, IRST 对短波辐射的作用距离越大。

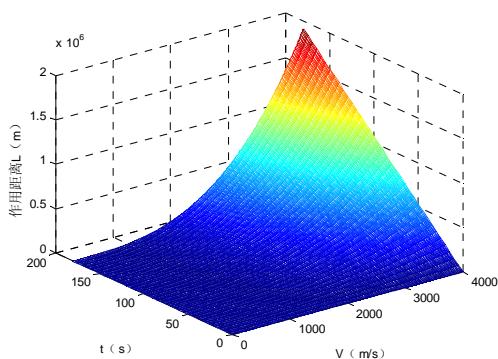


图 6 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段作用距离随速度和时间变化

Fig.6 Operating range changing with speed and time between the wave band of $3\mu\text{m}$ to $5\mu\text{m}$

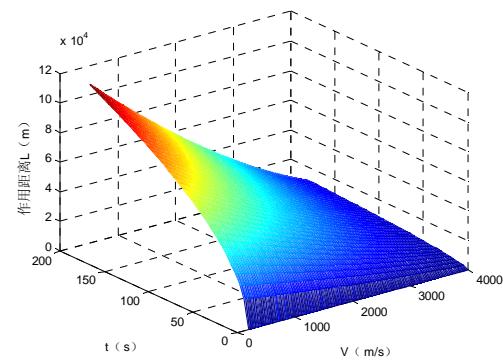


图 7 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段作用距离随速度和时间变化

Fig.7 Operating range changing with speed and time between the wave band of $8\mu\text{m}$ to $14\mu\text{m}$

5 结束语

本文通过对高超音速飞行器红外辐射模型、大气透过率模型和机载红外探测器作用距离模型的推导和仿真分析, 所得结论表明利用机载平台对高超音速飞行器的探测模型具有实效性; 尤其在冬季晴朗天气下, 利用机载平台的机动性能够探测更远距离, 为高超音速飞行器的探测预警提供了参考, 对加强我国的防空预警能力有一定意义。对高超音速飞行器的探测, 不仅需要发挥机载平台的探测优势, 还需要其它平台(天基、地基)的相互协同探测, 达到高超音速飞行器的全程探测, 这是下一步研究的方向。

参考文献:

- [1] 卞达, 王建立, 陈涛. 凝视型红外搜索跟踪系统对高速飞机作用距离的分析[J]. 光学技术, 2007, 32(3): 420-423.
- [2] 刘旭, 李为民, 别晓峰. 浮空红外探测系统预警高动态目标性能分析[J]. 红外技术, 2013, 35(12): 788-792.
- [3] 赵晨皓, 苏伟, 赵永, 等. 空天平台红外探测巡航导弹建模与仿真[J]. 红外技术, 2013, 35(9): 575-580.
- [4] 卞荫贵, 钟家康. 高温边界层传热[M]. 北京: 科学出版社, 1986: 97-104.
- [5] 张靖周. 高等传热学[M]. 北京: 科学出版社, 2009: 172-175.
- [6] 王超哲. 战斗机红外点源目标特性计算方法[J]. 红外技术, 2012, 34(11): 667-670.
- [7] 张志波. 视线方向飞机红外特性建模与仿真[J]. 激光与红外, 2013, 42(8): 890-895.
- [8] 王海晏. 光电技术原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 10-31.
- [9] 张孝霖, 陈世达, 舒郁文. 红外技术应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.