

## 星载红外探测器对高超声速飞行器探测距离的计算

王莹莹<sup>1</sup>, 何 苹<sup>2</sup>, 孟常亮<sup>3</sup>

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 陕西 西安 710046;

2. 西京学院 信息工程学院, 陕西 西安 710123; 3. 中国人民解放军 93466 部队, 北京 102600)

**摘 要:** 为了有效地对临近空间高超声速飞行器进行探测预警, 计算了星载空间红外探测器的作用距离。全面考虑到目标、背景到探测器之间的大气透过率差异、路径辐射以及点目标成像的弥散效应的影响, 推导出新的作用距离模型, 同时指出模型中的参数仅是波长的函数, 与探测距离无关。基于空气动力学、发动机加力燃烧原理、羽焰温度流场简化模型, 计算 X-51A 蒙皮、喷管及尾焰的红外辐射强度; 综合自然环境的影响, 建立海面背景的红外辐射模型。仿真指出, 在动力段, X-51A 的中波红外辐射强度和作用距离均高于长波波段, 并且随着飞行速度的增加, 中波和长波的辐射强度与作用距离都增大, 考虑了成像弥散效应的作用距离明显小于无弥散效应的作用距离。表明使用中波对 X-51A 的探测能力优于长波, 实际探测时弥散效应必须考虑。

**关键词:** 红外探测; 作用距离; 探测方程; 高超声速飞行器; 海洋辐射; 弥散效应

**中图分类号:** TN219 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.0704003

## Detection distance computation of the space borne infrared detector for hypersonic flight vehicles

Wang Yingying<sup>1</sup>, He Ping<sup>2</sup>, Meng Changliang<sup>3</sup>

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710046, China;

2. Information Engineering Academy, Xijing University, Xi'an 710123, China; 3. 93466 Unit, PLA, Beijing 102600, China)

**Abstract:** The operation range of spaceborne infrared detector was computed for effective detection and early warning of hypersonic flight vehicles. Considering the influence of the different transmittance of target-detector and background-detector, path thermal and dispersion, a new operation range model was given. Parameters in the new model were the function of the wavelength and had no concern with the range. The infrared radiation characteristics computation model of X-51A's skin, nozzle and plume were given on basis of aerodynamics, engine's after burning theory, plume flow field and its simplified model. The infrared radiation model in the sea background was established on the influence of the environment. It's shown from simulations that the radiation intensity and operation range in the medium wave are larger than those in the long wave and they become larger with higher velocity. And the operation range becomes smaller when considering dispersion. It's inferred that the detecting ability is better in the medium wave and the dispersion should be considered in real detection.

**Key words:** infrared detection; operation range; detection equation; hypersonic flight vehicles; sea radiation; dispersion effect

收稿日期: 2019-02-18; 修订日期: 2019-03-25

基金项目: 中国博士后科学基金特别资助项目(2014T71008)

作者简介: 王莹莹(1988-), 女, 讲师, 硕士, 主要从事红外探测与跟踪技术方面的研究。Email: meet2012ying@sina.com

## 0 引言

临近空间高超声速飞行器由于机动范围大、生存能力强等特点,成为全球军事强国发展的对象,也是美国实施“全球快速打击计划”的重点发展装备<sup>[1]</sup>。X-51A 作为代表性的临近空间巡航打击武器,其试飞成功,为未来高超声速巡航导弹形成战力奠定基础,对我国和世界安全稳定构成重大威胁<sup>[2]</sup>。及时探测、预警是对临近空间高超声速飞行器进行有效打击的前提。临近空间目标的飞行速度快、雷达截面积小,雷达探测很难发现目标,故红外探测成为主要的探测手段。

国内很多学者在高超声速飞行器的红外探测重要的性能指标——作用距离的研究中,往往存在一些问题:没有考虑点目标成像弥散效应<sup>[3]</sup>,认为目标和背景在同一位置<sup>[4-6]</sup>。此类文献中并没涉及到实际飞行器。研究实际装备在不同工作状态和飞行姿态下的探测距离,对发展和改进我国的红外探测预警系统有参考意义。

空间红外探测器对临近空间目标的探测示意图如图 1 所示。

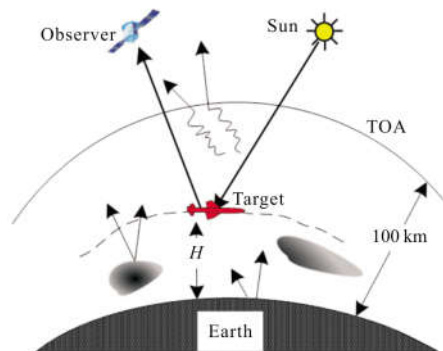


图 1 红外辐射传输几何关系

Fig.1 Geometry of infrared radiation transfer

空间红外传感器对目标的探测能力,取决于目标和背景的红外辐射大小、传输路径上的大气衰减、以及红外传感系统的性能参数。下面,就对这些因素进行分析。

## 1 高超声速飞行器的红外辐射特性

2013 年 5 月 2 日美军对 X-51A 进行第四次飞

行试验<sup>[7-8]</sup>,取得突破性进展,其飞行过程是:X-51A 由 B-52H 母机挂载,从爱德华空军基地起飞,在 15.24 km 高度与载机分离;助推器点火工作约 26 s 后,飞行器速度达到 4.8 Ma,助推级和巡航级分离;超燃冲压发动机点火,通过乙烯启动,之后转为 JP-7 碳氢燃料有动力飞行 240 s,最终在 18.3 km 高空达到最大速度 5.1 Ma,然后转入无动力滑翔,坠入海中。此次试验目的是验证吸热型燃料的超燃冲压发动机的生存能力和超燃冲压发动机为动力、自主飞行的飞行器的生存能力。所以文章研究超燃冲压发动机工作段(简称动力段)的红外探测特性。

飞行过程中,X-51A 的热源主要是蒙皮喷管和尾焰,总的辐射能量是三部分之和:

$$I_{\text{total}}=I_s+I_n+I_p \quad (1)$$

式中: $I_{\text{total}}$  为总的红外辐射强度; $I_s$ 、 $I_n$ 、 $I_p$  分别为蒙皮、喷管和尾焰的辐射强度。

根据普朗克公式,辐射部位在温度为  $T$ 、有效投影面积为  $A$ 、发射率为  $\varepsilon$  时的光谱辐亮度  $L_\lambda$  和  $(\lambda_1, \lambda_2)$  波段的辐射强度  $I$  分别为:

$$L_\lambda=\frac{\varepsilon_\lambda}{\pi} \frac{C_1}{\lambda^5(e^{\frac{C_2}{\lambda T}}-1)} \quad (2)$$

$$I=\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_\lambda A d\lambda=\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\varepsilon_\lambda A}{\pi} \frac{C_1}{\lambda^5(e^{\frac{C_2}{\lambda T}}-1)} d\lambda \quad (3)$$

式中: $C_1$  为第一常数  $3.741 \times 10^4 \text{ W} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \mu\text{m}^4$ ;  $C_2$  为第二常数  $1.438 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 。

### 1.1 蒙皮辐射模型

X-51A 的蒙皮是镍基合金,为朗伯余弦体,发射率与波长无关,记为 0.8。高速飞行时,蒙皮由于气动加热而升温较大,由于目标与探测器之间距离较远,可视作点目标,目标头部驻点区域温度大于其他区域温度,故将驻点区域的平衡温度作为飞行器表面的温度。驻点温度  $T_s$  为<sup>[9]</sup>:

$$T_s=T_a \left( 1+\beta \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) \quad (4)$$

式中: $T_a$  为目标处的环境温度; $\beta$  为边界层间热传递的恢复系数,一般层流取 0.82,紊流取 0.88; $Ma$  为导弹表面自由流的局部马赫数(近似为目标速度); $\gamma$  为空气的比热比,其值由气体分子类型和温度变化而定。空气动力学中, $\gamma=1.4$ ;喷气发动机中燃烧后气体的  $\gamma=1.33$ ;火箭发动机和加力状态下喷管中的燃后气体的  $\gamma=1.25$ 。

### 1.2 喷管辐射模型

X-51A 动力段采用的 SJX-61 超燃冲压发动机,属于喷气式发动机,其燃烧室的情况与涡喷发动机加力燃烧室有一定相似之处,故可以用涡喷发动机的辐射原理来对其进行处理<sup>[10]</sup>。在估算发动机尾喷管的热辐射时,认为它是发射本领为 0.9 的灰体,其温度等于排出气体的温度,面积等于在喷嘴排气平面上的测量值。喷管表面温度,可用加力燃烧的方法进行近似<sup>[11]</sup>:

$$T_n = T_\phi \left[ 1 - \left( \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \varphi_c \right)^2 \right] \quad (5)$$

式中:  $T_n$  为加力燃烧喷口;  $T_\phi$  为加力燃烧室温度;  $\varphi_c$  (0.97~0.98) 为喷管速度系数。

### 1.3 尾焰辐射模型

尾焰的红外辐射与发动机推进剂及其燃烧产物组成、工作状态、飞行器飞行状态以及周围大气环境均有密切关系。尾焰的温度流场示意图如图 2 所示。

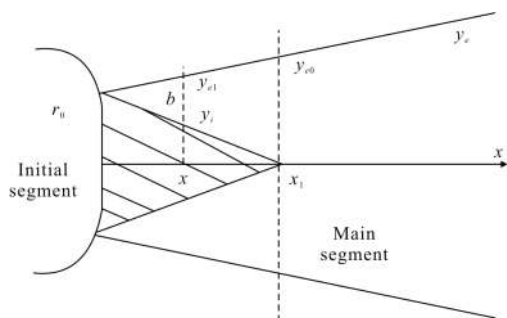


图 2 尾焰温度流场

Fig.2 Schematic of plume flow field

把尾焰看作一个轴对称的非均匀辐射源<sup>[11]</sup>,并分为初始段和主段两部分,初始段有一个区域,该区域中气体仍保持尾喷管喷口处的所有特征,即组分压强和温度参数基本恒定且为最大值,称为核心区(图中阴影区域),尾焰辐射在很大程度上取决于此区域的辐射。尾焰中不同位置的温度为:

$$T = T_0, x \leq x_1, y \leq y_i$$

$$\frac{T_0 - T}{T_0 - T_a} = 1 - \frac{y_{e1} - y}{b}, x \leq x_1, y_i \leq y \leq y_{e1}$$

$$\frac{T - T_a}{T_m - T_a} = 1 - \left( \frac{y}{b} \right)^{3/2}, x_i \leq x \quad (6)$$

式中:  $T_0$  为核心区的温度;  $T_a$  为周围大气温度;  $T_m$  为轴上热气流的温度,并有:

$$T_m = T_0 \left\{ \frac{1}{2} \left[ p + \left( p^2 - \frac{4}{n^2} \right)^{1/2} \right] \right\} \quad (7)$$

其中,中间变量  $p$  为:

$$p = \frac{[1 - (1/n)]^2}{(y_e/y_{e0})^2} + \frac{2}{n}, n = \frac{T_0}{T_a} \quad (8)$$

为了简化计算,假设尾焰的形状由三个规则立体部分组成<sup>[12]</sup>,  $l_1$ 、 $l_2$ 、 $l_3$  分别代表尾焰的初始段、过渡段和基本段,见图 3。图 3 初始段是图 2 初始段形状的近似,而图 3 的过渡段和基本段为图 2 中主段形状的近似。简化模型中,各段的温度取图 2 中对应段的平均温度。

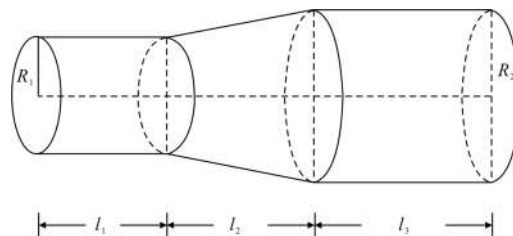


图 3 尾焰简化模型

Fig.3 Simplified plume model

尾焰中的  $H_2O$  和  $CO_2$  是选择性辐射体,辐射光谱分布呈带状特征,其红外辐射集中在 2.4~3.1、4.1~4.2、4.3~4.5  $\mu m$  的谱段内,此谱段将其视为灰体。

## 2 背景的红外辐射特性

星载红外探测器对临近空间目标探测时,探测方向向下,考虑地球上海洋面积最大,取背景为海洋和大气。

海洋背景的红外辐射由海面本身的红外辐射和海面对环境辐射的反射组成<sup>[13-14]</sup>,主要包括四部分:海面自身热辐射  $L_{sea}$ 、海面对天空辐射  $L_{sky}$  和太阳辐射  $L_{sun}$  的反射、海面到探测器之间的大气路径辐射  $L_p$ 。红外探测器接收的海面背景总辐射亮度  $L_{bg}$  为:

$$L_{bg} = (\rho_{sea} L_{sky} + \rho_{sea} L_{sun} + \epsilon_{sea} L_{sea}) \cdot \tau_b + L_p \quad (9)$$

式中:  $\tau_b$  为海面到探测器之间的大气透过率;  $\rho_{sea}$  为海面反射率;  $\epsilon_{sea}$  为海面发射率。

不考虑海水吸收,海面的发射率和反射率的关系为  $\epsilon_{sea} = 1 - \rho_{sea}$ 。与大多数非金属表面类似,实际海面的发射率随着发射方向的增大而减小。文中海面模型选取海面风速小于 6 m/s 的平静海面模型,当探测

天顶角小于 60°时,海面发射率的变化很小,当探测天顶角大于 60°时,发射率的变化必需考虑。忽略海面波浪的影响,平静海面的发射率随发射方向  $\theta$  变化的经验公式<sup>[15]</sup>为:

$$\varepsilon_{\theta}=0.98[1-(1-\cos\theta)^5] \quad (10)$$

### 3 空间红外探测器作用距离模型

#### 3.1 传统作用距离方程及其问题

背景限制下的作用距离的模型<sup>[16]</sup>为:

$$R_t=[\tau_a A_t(L_t-L_b)]^{1/2} \cdot [A_0 \tau_0]^{1/2} \cdot [D^*]^{1/2} \cdot \left[ \frac{1}{\text{SNR} \sqrt{\Delta f_n} \cdot \sqrt{A_d}} \right] \quad (11)$$

该式分四部分:第一部分与目标、背景的辐射强度及大气透过率有关;第二部分取决于探测光学系统的性能;第三部分与探测器的性能相关;第四部分表明提高探测器的光敏面积和系统噪声等效带宽可以增大探测距离。同时,式中所有参数均与探测波长相关,大气透过率还与距离相关。

但是该模型在应用中,存在一些问题:

(1) 探测器接收到的红外辐射,除目标和背景之外,还存在路径辐射。

(2) 当目标和背景不在同一位置时,它们与探测器之间的距离不同,因而大气透过率也不同。

(3) 极限距离上,目标在探测器上呈现出来的像并不是理想的一个像元,而是呈现出弥散现象。

前两个问题涉及到辐射要素的全面分析,第三个问题涉及目标成像尺寸的分析。

#### 3.2 辐射要素分析

当红外目标与探测器距离很远,其张角小于红外成像系统的瞬时视场时,可视其为点目标。目标所在的瞬时视场内探测器的响应功率  $P_t$  由四部分组成:

(1) 来自目标并经过大气透射衰减后的红外辐射,其响应功率为:

$$P_1=L_t \omega_t A_0 \tau_t \tau_0 = \frac{L_t A_t A_0 \tau_t \tau_0}{R_t^2} \quad (12)$$

(2) 目标与探测器在观察视线方向上的大气路径辐射,其响应功率为:

$$P_2=L_a(R_t) \omega_a A_0 \tau_0 = \frac{L_a(R_t) A_t A_0 \tau_0}{R_t^2} \quad (13)$$

(3) 目标所张立体角外的背景辐射的响应功率为:

$$P_3=L_b A_0 \tau_b \tau_0 (\omega - \omega_t) = L_b A_0 \tau_b \tau_0 \left( \frac{A_b}{R_b^2} - \frac{A_t}{R_t^2} \right) \quad (14)$$

(4) 目标所张立体角外的背景到探测器之间整个大气的路径辐射,其响应功率为:

$$P_4=L_a(R_b) A_0 \tau_0 (\omega - \omega_t) = L_a(R_b) A_0 \tau_0 \left( \frac{A_b}{R_b^2} - \frac{A_t}{R_t^2} \right) \quad (15)$$

所以,总的辐射响应功率为:

$$P_t=P_1+P_2+P_3+P_4 \quad (16)$$

当没有目标时,全背景在瞬时视场内探测器上的响应功率  $P_b$  来自于两部分:

(1) 背景产生的热辐射,即

$$P_1' = \frac{L_b A_b A_0 \tau_b \tau_0}{R_b^2} \quad (17)$$

(2) 背景到探测器之间的路径辐射为:

$$P_2' = \frac{L_a(R_b) A_b A_0 \tau_0}{R_b^2} \quad (18)$$

因此,全背景时的响应功率为:

$$P_b=P_1'+P_2' \quad (19)$$

式中: $R_t, R_b$  为目标、背景与探测器之间的距离; $\tau_t, \tau_b$  为目标、背景到探测器之间传输路径上的大气透过率; $\omega$  为探测器的瞬时视场,  $\omega=A_t/R_t^2$ ;  $\omega_t$  为瞬时视场内目标所张立体角,  $\omega_t=A_b/R_b^2$ ;  $L_t, L_b$  为目标、背景的光谱辐亮度; $L_a(R_t), L_a(R_b)$  为目标、背景到探测器之间的路径辐亮度; $A_0$  为光学系统入瞳面积; $A_t$  为目标在观察视线方向的投影面积; $A_b$  为瞬时视场在背景处物平面上的投影面积。

其中,  $L_t, L_b$  与  $L_a(R_t), L_a(R_b)$  的区别在于,前者未考虑大气衰减,后者考虑了大气衰减。

辐射响应功率之差为:

$$\Delta P=P_t-P_b = \frac{A_t A_0 \tau_0}{R_t^2} \cdot [(L_t \tau_t - L_b \tau_b) + L_a(R_t) - L_a(R_b)] \quad (20)$$

在探测器的响应度为  $\mathcal{R}$  时,响应信号电压为:

$$V_s = \Delta P \cdot \mathcal{R} \quad (21)$$

如果用  $D^*$  表示探测器的性能,它与响应度的关系为:

$$\mathcal{R}(\lambda) = \frac{V_n}{(A_d \Delta f)^{1/2}} \cdot D^* \quad (22)$$

信噪比为:

$$\text{SNR} = V_s / V_n = \Delta P \times \mathcal{R} / V_n \quad (23)$$

由公式(20)~(23)可以推出:

$$R_t = [A_t(L_t\tau_t - L_b\tau_b + L_a(R_t) - L_a(R_b))]^{1/2} \cdot [A_0\tau_0]^{1/2} \cdot [D^*]^{1/2} \cdot \left[ \frac{1}{\text{SNR} \sqrt{\Delta f_n} \cdot \sqrt{A_d}} \right]^{1/2} \quad (24)$$

### 3.3 成像尺寸分析

目标成像尺寸计算应考虑理论成像尺寸和弥散两个因素<sup>[17-18]</sup>。红外成像系统存在能量弥散现象,即理论应集中在单个像元上的能量分散到了周边多个点上。对于远距离目标的探测,当目标对红外系统入瞳中心的张角小于系统的瞬时视场角,目标可视为点源,成像尺寸主要由像弥散决定。

设弥散系数  $k = \sigma_t^2 / \sigma_\Sigma^2$ ,  $\sigma_t$  为目标等效直径对靶面张角的均方根值,  $\sigma_\Sigma = (\sigma_t^2 + \sum_{i=1}^6 \sigma_i^2)^{1/2}$  为实际像点弥散斑对系统张角的最大均方根值,式中  $\sigma_i (i=1, \dots, 6)$  的含义见参考文献[17-18]。当  $\sigma_t$  不变时,弥散系数  $k$  随着  $\sigma_i$  的增大而增大,且  $0 < k < 1$ 。 $\sigma_t$  (单位为")与目标投影面积和目标到探测器距离的关系为:

$$\sigma_t = \frac{1}{2\sqrt{3}} \cdot \frac{\sqrt{A_t}}{R_t} \cdot \frac{180 \times 3600}{\pi} \quad (25)$$

式中:系数  $1/2\sqrt{3}$  将结果折算为等概率分布。可知  $\sigma_t$  与  $R_t$  成反比,与  $A_t$  成正比。弥散效应使得探测器接收到的目标和背景的实际红外辐射强度差变为:

$$\Delta I = A_t(kL_t\tau_t - L_b\tau_b + L_a(R_t) - L_a(R_b)) \quad (26)$$

把公式(26)代入公式(24)中,可得作用距离

$$R_t = [A_t(kL_t\tau_t - L_b\tau_b + L_a(R_t) - L_a(R_b))]^{1/2} \cdot [A_0\tau_0]^{1/2} \cdot [D^*]^{1/2} \cdot \left[ \frac{1}{\text{SNR} \sqrt{\Delta f_n} \cdot \sqrt{A_d}} \right]^{1/2} \quad (27)$$

### 3.4 模型参数分析

需要指出的是,大气透过率  $\tau_t, \tau_b$  与距离  $R_t, R_b$  无关,仅是波长的函数。因为探测器在大气层外,只要给定探测天顶角以及目标高度,则目标/背景在大气层中的红外辐射传输距离就已确定。此外  $\tau_0, D^*$  等参数也是波长的函数,简化计算中一般采用波段上的平均值<sup>[19]</sup>,但参数  $L_t, L_b, \tau_t, \tau_b, L_a(R_t), L_a(R_b)$  随波长可能变化较大,近似求解误差也较大。一种较好的做法是,采用分段求和的方法。将波段( $\lambda_a, \lambda_b$ )划分为  $N$  个子波段,计算每个子波段( $\lambda_i, \lambda_{i+1}$ )的平均透过率  $\tau_{t,i}, \tau_{b,i}$  和辐射亮度  $L_{t,i}, L_{b,i}$ ,可以得到:

$$\Delta I = \sum_{i=1}^N A_t(kL_{t,i}\tau_{t,i} - L_{b,i}\tau_{b,i} + L_{a,i}(R_t) - L_{a,i}(R_b))\Delta\lambda_i \quad (28)$$

## 4 仿真计算及分析

### 4.1 目标红外辐射计算

已知 X-51A 弹长 7.62 m, 巡航体长 4.27 m, 弹宽 0.58 m, 冲压发动机喷口直径 0.25 m。水平飞行速度 6 Ma, 海拔高度 20 km, 环境温度 200 K。超燃冲压发动机尾焰底部直径 1.5 m, 尾焰长 15 m。尾焰初始段、过渡段和基本段的长度之比为 1:2.67:3.74。X-51A 超燃冲压发动机的燃烧室的平衡温度在 2 000 K<sup>[20]</sup>。仿真得到 3~5  $\mu\text{m}$  和 8~12  $\mu\text{m}$  波段红外辐射强度见图 4, 图中角度以导弹轴向向前为 0°, 尾向为 180°, 侧视时为 90°。

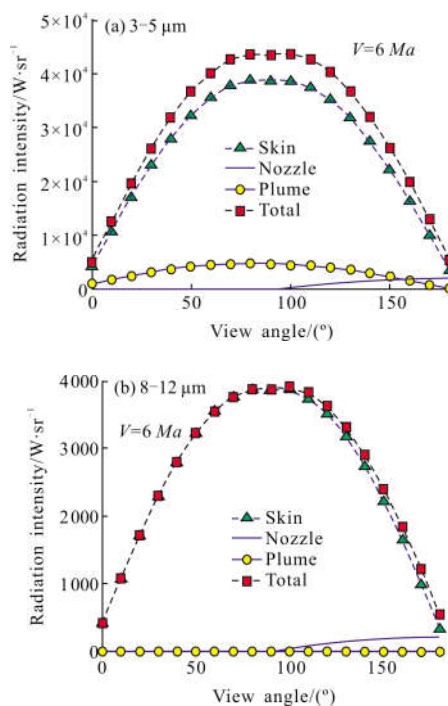


图 4 红外辐射强度

Fig.4 Infrared radiation intensity

从图 4 可以看出:侧视时辐射强度最大。则在其他条件相同的情况下,最大探测距离应该在侧视时取得。

### 4.2 背景红外辐射计算

海面自身红外辐射根据普朗克公式计算,取海水温度 286 K。海面对环境辐射的反射用 Modtran 软件计算。气溶胶选海军海洋型。探测器位于空间



卫星上,探测方位角  $180^\circ$ , 太阳方位角  $180^\circ$ , 太阳天顶角  $60^\circ$ 。红外探测器观测到的海洋背景红外辐射强度如图 5 所示。

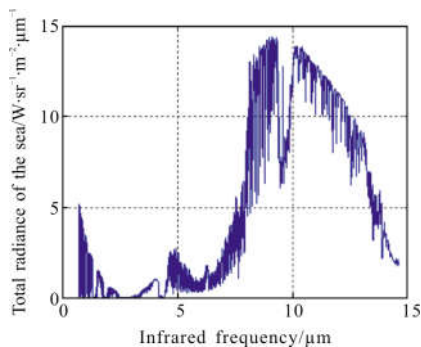


图 5 海洋背景的总辐射

Fig.5 Total radiance of the sea

### 4.3 大气透过率计算

红外辐射在大气传输路径上受到衰减, 空间探测器探测临近空间目标, 海面与目标到探测器之间的大气透过率如图 6 所示。

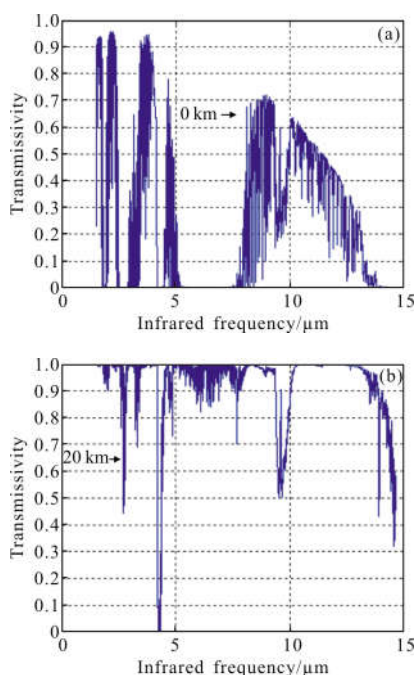


图 6 不同高度的大气透过率

Fig.6 Transmissivity at different altitudes

### 4.4 红外探测距离计算

红外光学系统的参数为: 焦距为  $2\,000\text{ mm}$ , 口径为  $600\text{ mm}$ , 探测器辐射探测率波段平均值  $D^* = 5 \times 10^{11}\text{ cm} \cdot \text{W}^{-1} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ , 光学系统透过率为  $0.7$ , 信噪比为

$5$ , 探测器尺寸为  $50\text{ }\mu\text{m}$ , 探测电路等效噪声带宽为  $100\text{ Hz}$ (中波)和  $1\,000\text{ Hz}$ (长波)。计算得到  $5\text{ Ma}$  和  $6\text{ Ma}$  飞行速度下的最大探测距离见表 1 和表 2。

表 1 无弥散效应的作用距离

Tab.1 Operating range without imaging dispersion

	3–5 $\mu\text{m}$	8–12 $\mu\text{m}$
5 Ma	$8.141\,4 \times 10^7\text{ m}$	$1.229\,8 \times 10^7\text{ m}$
6 Ma	$1.242\,9 \times 10^8\text{ m}$	$1.870\,0 \times 10^7\text{ m}$

表 2 考虑弥散效应的作用距离

Tab.2 Operating range with imaging dispersion

	3–5 $\mu\text{m}$	8–12 $\mu\text{m}$
5 Ma	$4.451\,1 \times 10^7\text{ m}$	$3.649\,2 \times 10^6\text{ m}$
6 Ma	$6.802\,1 \times 10^7\text{ m}$	$5.473\,9 \times 10^6\text{ m}$

从表 1 和表 2 可以看出:(1) 对于高超声速飞行器, 中波波段的探测距离要大于长波波段的探测距离, 原因是飞行器的中波红外辐射强度大于长波。飞行速度增大时, 双波段的作用距离都增大。

(2) 考虑到实际成像尺寸存在弥散效应后, 得到的探测距离要明显小于无弥散效应的探测距离。由于实际探测过程中, 点源目标的成像存在弥散现象, 因此从理论上讲, 在分析探测性能时, 考虑了弥散效应的作用距离应更接近实际的探测距离。

## 5 结论

以 X-51A 为例, 研究了空间红外传感器对临近空间高超声速飞行器的探测性能。计算海面背景的红外特性时, 全面考虑到海面自身的红外、海面反射大气以及太阳的红外辐射和路径辐射。考虑了点目标成像的弥散效应对探测性能的影响, 对红外系统作用距离方程进行修正, 计算得到 X-51A 的可探测距离。结果表明: 空间红外探测器对临近空间高超声速飞行器具备较好的探测能力, 在中波波段对 X-51A 的探测能力优于长波, 且实际探测时应当考虑弥散效应影响。

### 参考文献:

[1] Yang Lei, Niu Wen, Zhang Yilin. Research on the developments of prompt strike weapons technologies of near

- Space in USA [J]. *Tactical Missile Technology*, 2013, 6: 15–19. (in Chinese)
- [2] Zeng Hui, Bai Hanchen. X-51A scramjet engine flight and demonstration program [J]. *Missile and Space Vehicles*, 2010, 1: 57–61. (in Chinese)
- [3] Wang Hangfei, Zhang Kai, Yan Jie. Estimating the infrared detection distance of near space aircraft [J]. *Electronics Optics & Control*, 2014, 6(6): 24–27. (in Chinese)
- [4] Zhou Jinwei, Li Jicheng. Research of infrared detectability of hypersonic vehicle[J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(5): 1–7. (in Chinese)
- [5] Zhang Le, Liang Dongming, Yao Mei. Equivalent calculation of operating range ofIRST [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(1): 26–30.
- [6] Wang Ling, Yu Lei, Kou Tian, et al. Evaluation and calibration of operational capability to airborneIRST system[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2015, 37(5): 192–198. (in Chinese)
- [7] Bai Yanlong, Bai Yun. Design of X-51A with scramjet[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2010(12): 9–13. (in Chinese)
- [8] Yang Shengjiang, Yang Zhihong. Analysis of comprehensive performance about hypersonic vehicle and ballistic missile[J]. *Tactical Missile Technology*, 2014(4): 14–19. (in Chinese)
- [9] Wu Longbao, Xie Xiaofang, Wang Chengcheng. Modeling and simulation of supersonic missile temperature distribution [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(1): 1–6. (in Chinese)
- [10] Richard D Hudson J R. Infrared System Engineering [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1975. (in Chinese)
- [11] Mao Xia, Hu Haiyong. Calculation method for airplane IR radiation and atmospheric transmittance [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(10): 1228–1232. (in Chinese)
- [12] Xu Jihui, Sun Yuan, Yu Fei. Infrared radiation characteristics of supersonic anti-ship missiles in sea battlefield environment [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(6): 1761–1766. (in Chinese)
- [13] Lou Shuli, Lv Junwei. The calculation of infrared radiation of rough sea surface [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2011, 31(4): 196–199. (in Chinese)
- [14] Xu Nanrong, Bian Nanhua. Infrared Radiation and Guidance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [15] Wilson D. A method of computing ship contrast temperatures, AD-A078784[R]. US: NTIS, 1979.
- [16] Wang Yongzhong. Modern Military Optical Technologies[M]. Beijing: Science Press, 2008. (in Chinese)
- [17] Mu Da, Li Quanyong. Analysis on ground-based infrared detection system detecting the infrared magnitude of space targets [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(9): 1609–1613. (in Chinese)
- [18] Mu Da, Han Hongxia. Comparison and analysis for operating range equations of infrared system [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology*, 2012, 35(4): 5–9. (in Chinese)
- [19] Yang Yihe, Yue Min, Zhou Weizhen. Infrared System [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995. (in Chinese)
- [20] Lv Zhong, Xia Zhixun. Preliminary experimental study on solid-fuel rocket scramjet combustor[J]. *Journal of Zhejiang University-Science A*, 2017, 18(2): 106–112.