文章编号 2095-1531(2016)05-0596-10

飞艇红外探测系统探测高超声速目标性能研究

杨 虹,张雅声*,丁文哲
(装备学院 航天装备系,北京 101416)

摘要:以X-51A为例,研究了飞艇红外探测系统对临近空间高超声速目标的探测性能。首先,根据飞行器的飞行状态和飞行高度建立了临近空间高超声速目标不同波段的红外辐射特性模型,以及随高度变化的目标背景红外辐射强度模型;其次,综合考虑飞行器与飞艇高度、地球曲率及红外辐射在大气中传播的波段选择性等因素,建立了红外辐射在临近空间大气中传播的透过率模型;在此基础上,建立了飞艇红外探测系统对高超声速目标的探测距离模型。通过仿真得到了临近空间高超声速目标在不同飞行状态下3个波段的红外辐射强度随目标飞行高度变化的曲线,以及飞艇红外探测系统对飞行器在不同飞行状态下3个红外辐射波段的探测能力。研究结果表明:飞艇红外探测系统对高超声速目标的有效探测距离可以达到百公里量级;当飞行器飞行状态一定时,随着飞行器飞行高度的增加,系统对目标的探测距离先增大后减小;与长波波段相比,中短波波段的探测距离更大,并给出了临近空间飞艇应尽量布置在海拔高度大于18 km的高空中的部署建议。

关 键 词:飞艇红外探测系统;红外辐射特性;探测性能
中图分类号:TN219 **文献标识码**:A doi:10.3788/CO.20160905.0596

Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle

YANG Hong, ZHANG Ya-sheng*, DING Wen-zhe
(*Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing* 101416, *China*)
* *Corresponding author, E-mail*:13521219203@139.*com*

Abstract: Taking the X-51A for example, the detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in near space is researched. Firstly, the infrared radiation models of hypersonic vehicle in near space and its background are established in different wavebands, changed with the altitude of hypersonic vehicle. After considering the effects of earth curvature, altitude of hypersonic vehicle and airship, band selectivity of the atmospheric infrared transmission and so on, the three dimensional atmospheric transmittance model of infrared transfer is built. Based on the above models, the detecting distance model of the airship infrared detection system is set up. By simulation, the infrared radiation intensities in three wavebands of hypersonic vehicle in different flight states are obtained, changed with the altitude of hypersonic vehicle, and the detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in different simulation situations are also obtained. The results show that the effective detection range of the airship infrared detection system to the hypersonic target

收稿日期:2016-04-26;**修订日期**:2016-05-17
基金项目:国家高技术研究发展计划(863计划)资助项目
Supported by National High-tech R&D Program of China

can reach 100 kilometers. When the flight state of the hypersonic vehicle is confirmed, with the increase of the altitude of the target, the detection range of the airship infrared detection system increases first and then decrease. At the same time, compared with that in long wave band, the detection range in medium and short wave band is greater. Based on the conclusion, we propose that the deployment of the near space airship should be as far as possible in the altitude above 18 km.

Key words: airship infrared detection system; infrared radiation characteristics; detectability

1　引　言

临近空间高超声速飞行器能够突破现有的导弹防御体系,对我国国家安全构成严重威胁[1]。目前,针对高超声速飞行器的探测研究主要集中在地基雷达、空基红外、天基雷达、天基红外等方面[2-4]。本文将红外探测系统放置在平流层飞艇上对高超声速飞行器进行预警探测,该方式与地基探测方式相比,可以降低地球曲率对于探测距离的影响,与空基红外探测方式相比,性价比高,持续时间长,相比于天基探测方式,其探测精度更高。但对于这种探测方式的研究成果目前还比较少,并且大多数都停留在定性分析的阶段。

目前,国内外针对巡航导弹、飞机、弹道导弹等目标的红外可探测性进行了一定的理论研究,但是临近空间高超声速飞行器不同于传统目标,具有独特的性质,目前还缺少飞艇红外探测系统对其探测性能方面的系统性分析。文献[6]建立了基于目标图像信噪比的探测距离模型;文献[7]针对机载红外预警探测系统,建立了大气透过率模型以及红外探测距离模型;文献[8]研究了背景辐射对探测距离的影响,并在此基础上建立了考虑弥散现象的探测距离模型。

在上述研究的基础上,本文首先根据临近空间高超声速飞行器的飞行状态与飞行高度建立相应的高超声速飞行器红外辐射特性模型;其次根据高超声速飞行器与飞艇红外探测系统的飞行高度建立背景的红外辐射特性模型;接着在考虑地球曲率、目标与飞艇高度、大气透过率的波段选取等因素基础上,建立了临近空间大气透过率模型,并给出了飞艇红外探测系统的探测距离模型,最后对系统的探测性能进行了仿真研究。

2　高超声速目标红外辐射模型

研究临近空间高超声速目标的红外辐射特性必须考虑以下因素的影响:目标飞行速度、目标发动机工作状况、目标周围大气环境温度以及目标有效红外辐射面积等[9]。本文在考虑以上影响因素的基础上,将高超声速飞行器的红外辐射模型分为飞行器蒙皮气动加热红外辐射模型、飞行器超燃冲压发动机红外辐射模型、飞行器发动机尾焰红外辐射模型 3 个部分,并分别进行模型构建。

2.1　飞行器蒙皮气动加热红外辐射模型

临近空间高超声速飞行器蒙皮的红外辐射特征主要包括两个部分:蒙皮辐射和太阳反射。由于高超声速飞行器飞行过程中速度极快,蒙皮与空气摩擦产生的红外辐射强度远大于太阳反射,并且太阳反射复杂多变,计算困难,故本文只考虑蒙皮辐射影响。将驻点温度定义为贴近蒙皮表面的空气气流变为静止点时的温度(恢复温度)。由于高超声速飞行器的飞行时间较短,通常只有几分钟,因此将蒙皮的驻点温度 T_m 等效为高超声速飞行器的平衡壁温 T,利用普朗克黑体辐射定律求得飞行器蒙皮在特定波段的红外辐射强度。

根据高超声速目标的飞行速度以及目标周围的大气温度求出目标蒙皮的驻点温度 T_m,建立目标蒙皮气动加热红外辐射模型。其中驻点温度与目标的飞行速度、目标周围大气温度有关,关系如式(1):

$$T_m = T_h\left[1 + \beta\left(\frac{\nu - 1}{2}\right)M_a^2\right], \qquad (1)$$

式中,T_m 为蒙皮驻点温度,β 为温度恢复系数,ν 为大气绝热指数,M_a 为目标飞行马赫数,T_h 为飞行器周围的环境温度,T_h 是随目标飞行高度而变

化的一个变量,具体表达式如式(6)。

通过普朗克黑体辐射定律求得高超声速目标蒙皮气动加热红外辐射强度模型为:

$$I_{\mathrm{m}}=\frac{\varepsilon_{\mathrm{m}}A_{\mathrm{m}}\cos\theta_{\mathrm{m}}}{\pi}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2}\frac{C_1}{\lambda^5(e^{C_2/\lambda T}-1)}\mathrm{d}\lambda\ ,\quad(2)$$

式中,A_{m} 为飞行器的蒙皮辐射面积,ε_{m} 为蒙皮光谱发射率(与蒙皮材质有关),λ_1、λ_2 为红外探测波段的范围、$C_1=3.741\times10^4(\mathrm{W\cdot cm^{-2}\cdot\mu m^4})$、$C_2=1.438\times10^4(\mu\mathrm{mK})$分别为第一、第二常数,$\theta_{\mathrm{m}}$ 为蒙皮截面法线与探测方向夹角。

2.2 飞行器超燃冲压发动机红外辐射模型

由于飞行器在飞行过程中,其超燃冲压发动机被排出的尾气加热,因此将发动机表面的温度用发动机出口气体的温度近似。高超声速目标上的超燃冲压发动机红外辐射强度模型为:

$$I_{\mathrm{f}}=\frac{\varepsilon_{\mathrm{f}}A_{\mathrm{f}}\cos\theta_{\mathrm{f}}}{\pi}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2}\frac{C_1}{\lambda^5(e^{C_2/\lambda T_{\mathrm{f}}(P_{\mathrm{a}}/P_{\mathrm{c}})^{(\gamma-1)/\gamma}}-1)}\mathrm{d}\lambda\ ,\quad(3)$$

式中,ε_{f} 为发动机的光谱发射率(与发动机表面材质有关),A_{f} 为发动机的红外辐射面积,T_{f} 为发动机燃烧室温度,P_{c} 为发动机燃烧室压强,P_{a} 为发动机周围大气压强,γ 为燃气比热比,θ_{f} 为超燃冲压发动机截面法线与探测方向之间的夹角。

2.3 飞行器发动机尾焰红外辐射模型

临近空间高超声速飞行器发动机尾喷焰的主要成分是 CO_2、H_2O 和 C,其辐射能量被临近空间低温气体吸收,该能量大小取决于温度和波长大小。计算临近空间高超声速飞行器发动机尾焰红外辐射强度,首先要对超燃冲压发动机尾喷管内外气流建模,接着运用流体力学的复杂数值模型进行计算,鉴于过程较为复杂。为了便于分析计算,本文假设发动机的尾喷焰为关于轴对称的均匀辐射源,其温度和物质浓度均设为常数,求得发动机尾焰的红外辐射模型为:

$$I_{\mathrm{w}}=\frac{\varepsilon_{\mathrm{w}}A_{\mathrm{w}}\cos\theta_{\mathrm{w}}}{\pi}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2}\frac{C_1}{\lambda^5(e^{C_2/\lambda T_w}-1)}\mathrm{d}\lambda\ ,\quad(4)$$

式中,ε_{w} 为尾喷焰的光谱发射率(与尾焰的成分有关),A_{w} 为尾喷焰的红外辐射面积,T_{w} 为尾喷焰的等效温度,θ_{w} 为尾喷焰截面法线与探测方向夹角。

临近空间高超声速目标的红外辐射特性模型为:

$$I=I_{\mathrm{m}}+I_{\mathrm{f}}+I_{\mathrm{w}}.\quad(5)$$

当高超声速目标处于无动力飞行状态时,发动机不工作,I_{f}、I_{w}取值均为0。

3 高超声速目标背景的红外辐射特性

飞艇红外探测系统在对临近空间高超声速目标进行探测时会受到背景红外辐射干扰,目标的背景红外辐射主要来自大气红外辐射、地表红外辐射、深空背景红外辐射3方面。

对于大气背景红外辐射,传统的红外探测系统计算探测距离时往往将其假设为一个常值,而事实上,大气背景红外辐射强度是随高度而变化的。当海拔高度在0~85 km时,大气环境温度可用7个线性方程进行描述,其形式为:

$$T_{\mathrm{h}}=T_{\mathrm{p}}+L_{\mathrm{p}}(H-H_{\mathrm{p}})\ ,\quad(6)$$

式中,H 为飞行器的飞行高度,p 取0~6,第一层为0,第二层到第6层分别为1~6,T_{p}、L_{p}的取值参见文献[11]。本文利用黑体辐射定律计算每一个高度层的大气红外辐射强度。

在考虑地球表面红外辐射特性时,将模型用300 K温度的黑体进行近似[7]。由于深空背景的等效温度大约为3.5 K[11],对飞艇红外探测系统产生的红外辐射干扰很小,本文不作考虑。

4 临近空间大气透过率模型

大气透过率模型的准确性将影响红外探测系统对高超声速目标的最终探测精度。从文献[11-12]可以发现,由于临近空间大气的复杂性,学术界到目前为止还并没有给出一个公认的大气透过率模型。传统的透过率模型,多是采用平均大气透过率对实际大气透过率进行近似。本文参考文献[7,12]进行临近空间大气红外透过率模型的建立。

飞艇红外探测系统采用扫描型与凝视型探测器协调工作的模式对临近空间高超声速飞行器进行预警探测。首先扫描型红外探测器对预警区域进行不断扫描,发现目标后先对目标进行识别判断,当确认为目标后再由凝视型探测器进行连续

精密跟踪。鉴于飞艇红外探测系统的工作模式,本文在计算飞艇红外探测系统最远探测距离时,假设目标一出现在视野中就能立刻发现目标,考虑地球斜率的影响,建立双斜程传输路径下的大气透过率模型,如图 1 所示。

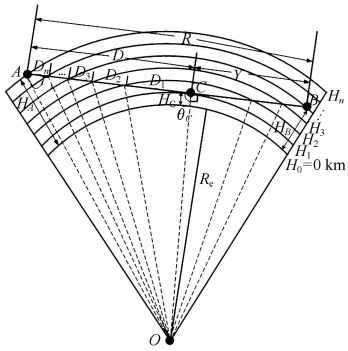

图 1　双斜程示意图

Fig. 1　Sketch map of double inclined rule

图中 A 点是临近空间高超声速飞行器的位置,B 点为飞艇位置,C 点是 AB 连线上距离地心最近的点,θ_A 为 CB 与 OA 夹角,θ_C 为 AC 与 OC 夹角,H_A、H_B、H_C分别为 A、B、C 点距离地面的高度,D、Y 分别为 AC、BC 间距离。

当 $H_C < H_B$时,此时 AB 间大气透过率模型为双斜程传输路径模型:

$$\tau_{AB} = \tau_{AC} \cdot \tau_{BC}, \tag{7}$$

式中,τ_{AC}、τ_{BC}分别为 AC 段、BC 段的大气透过率,均采用单斜程大气透过率方法进行计算,单斜程大气透过率模型的建立采用分层思想。首先建立 AC 段的大气透过率模型,将 AC 段大气分成 n 层,设同层大气内的各项气象条件相同,则有:

$$H_i = (H_A - H_C) \cdot (i - 0.5)/n + H_C, \tag{8}$$

式中:$i = 1,2,\cdots,n$。

$$h_i = (H_A - H_C) \cdot i/n + H_C, \tag{9}$$

式中:$i = 0,1,\cdots,n$。

$$D_i = \begin{cases} (R_e + H_c)\cos\theta_c + \sqrt{(R_e + H_1)^2 - (R_e + H_C)^2\sin^2\theta_c} & i = 1 \\ \sqrt{(R_e + H_i)^2 - (R_e + H_C)^2\sin^2\theta_c} - \sqrt{(R_e + H_{i-1})^2 - (R_e + H_C)^2\sin^2\theta_c} & i = 2,3,\cdots,n \end{cases}, \tag{10}$$

式中:H_i 为 AC 段之间大气各等分层的中点高度,h_i为 AC 段之间大气各等分层的节点高度,D_i 为 AC 段之间每层大气对应的红外传输路径,R_e为地球半径,其中 $\cos\theta_C$ 为 0,$\sin\theta_C$ 为 1。

红外辐射在整个大气传输过程中受到空间中大气分子与气溶胶的吸收和散射作用而产生消减,并且 n 层大气对不同波段的红外辐射产生的消减作用均不相同,设每一层大气对不同红外波段的消光系数为:

$$\mu_i(\lambda) = \mu_0(\lambda)e^{-H_i\beta/l}, \tag{11}$$

式中:$\mu_0(\lambda)$为海平面的消光系数,$\mu_0(\lambda)$大小由 CO_2、水蒸汽等气体分子以及气溶胶每千米的吸收系数和散射系数决定,β 取值与 μ_0 相对应,在综合考虑以上因素的条件下取经验平均值 1.5,l 为标高。

AC 段的空间大气透过率模型为:

$$\tau_{AC} = e^{-\mu_1 D_1}e^{-\mu_2 D_2}\cdots e^{-\mu_n D_n}. \tag{12}$$

BC 段的空间大气透过率模型可采用与 AC 段相同计算方法进行建立。

5　飞艇红外探测系统探测距离模型

考虑到高超声速目标与红外探测器间的距离很远,可以将目标看作是点源,考虑到目标背景辐射,参考文献[8,13]得到基于信噪比的探测距离模型为:

$$R = [\Delta L(h) \cdot \tau_a(R)]^{1/2}\left(\frac{\pi D_0}{2}N_A\tau_0\right)^{1/2} \cdot (D^*)^{1/2}\left[\frac{\delta}{(\Delta f \cdot A_d)^{1/2} f_{SNR}}\right]^{1/2}, \tag{13}$$

式中,$\Delta L(h)$是目标辐射强度与背景辐射强度之差,$\tau_a(R)$是飞行器与红外探测器之间的大气透过率,D_0是红外探测器入射孔径,$N_A = D_0/2f$是红外探测系统的数值孔径,其中 f 为焦距,τ_0 为红外探测系统透射率,D^*是红外探测系统比探测率,δ是信号衰减因子,Δf是红外探测系统的噪声等效带宽,A_d是红外探测器的单个像元面积,f_{SNR}是信噪比。

6 飞艇红外探测系统探测能力仿真分析

6.1 飞行器参数设置及其红外辐射强度仿真分析

以临近空间高超声速飞行器 X-51A 为例进行分析，参考文献[10，14]设飞行器长度为 4.27 m，宽度为 0.58 m，发动机采用碳氢超燃冲压发动机，宽度为 0.23 m。设高超声速目标的飞行高度在 25～70 km 之间，在有动力飞行段与无动力飞行段的平均飞行速度均为 5 Ma。当飞行速度一定时，为了分析高超声速飞行器红外辐射强度与飞行器飞行高度之间的关系，本文采用从下往上看的方式（上视）进行观测，此时的飞行器在 1～2.5 μm、3～5 μm、8～14 μm 波段的红外辐射特性随飞行器飞行高度变化的仿真结果如图 2～图 7 所示。

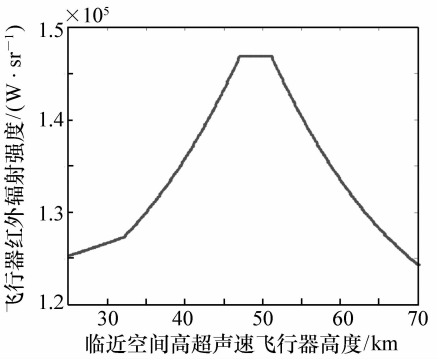

图 2 飞行器有动力段 1～2.5 μm 波段红外辐射强度随高度变化图

Fig. 2 Variation curve of infrared radiation intensity of 1－2.5 μm band vs. height of the hypersonic vehicle when in powered phase

分析图 2～图 7，可得如下结论：

（1）高超声速目标在同一飞行状态下，3 个波段的红外辐射强度均随目标飞行高度而产生较大变化。由于高超声速目标飞行速度快，在空气场中与大气产生剧烈摩擦，导致强烈的气动加热，其红外辐射场为特殊的“锥形”分布，同时蒙皮的红外辐射强度受环境温度影响较大，而环境温度随海拔高度而变化，从而造成飞行器的 3 个波段红外辐射强度随高度变化较大。

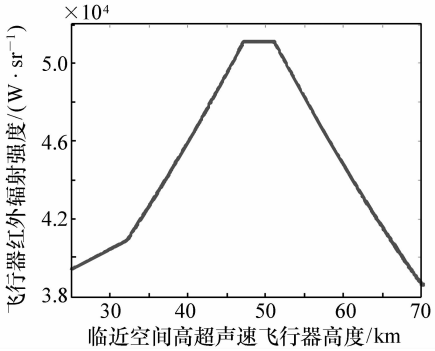

图 3 飞行器有动力段 3～5 μm 波段红外辐射强度随高度变化图

Fig. 3 Variation curve of infrared radiation intensity of 3－5 μm band vs. height of the hypersonic vehicle when in powered phase

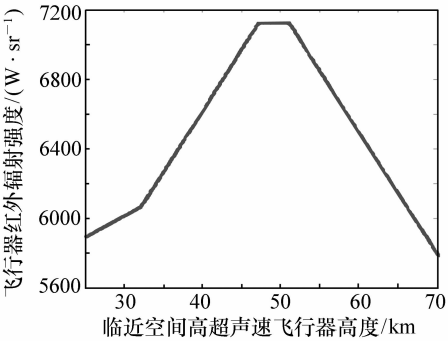

图 4 飞行器有动力段 8～14 μm 波段红外辐射强度随高度变化图

Fig. 4 Variation curve of infrared radiation intensity of 8－14 μm band vs. height of the hypersonic vehicle when in powered phase

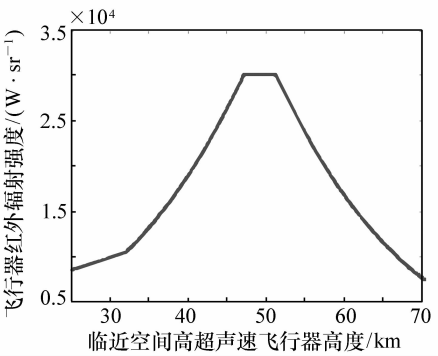

图 5 飞行器无动力段 1～2.5 μm 波段红外辐射强度随高度变化图

Fig. 5 Variation curve of infrared radiation intensity of 1－2.5 μm band vs. height of the hypersonic vehicle when in unpowered phase

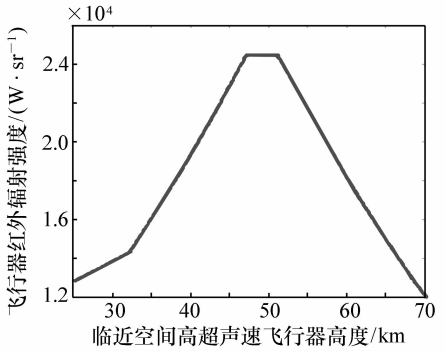

图 6　飞行器无动力段 3 ~ 5 μm 波段红外辐射强度随高度变化图

Fig. 6　Variation curve of infrared radiation intensity of 3 – 5 μm band vs. height of the hypersonic vehicle when in unpowered phase

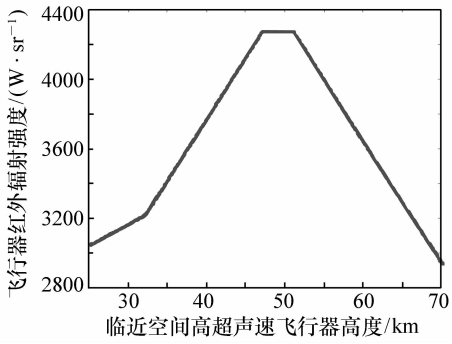

图 7　飞行器无动力段 8 ~ 14 μm 波段红外辐射强度随高度变化图

Fig. 7　Variation curve of infrared radiation intensity of 8 – 14 μm band vs. height of the hypersonic vehicle when in unpowered phase

(2)不同飞行状态下,高超声速目标的红外辐射强度差别很大。这是由于当高超声速目标处于有动力飞行段时,超燃冲压发动机点火工作,发动机与尾喷焰产生的红外辐射构成了目标红外辐射的主体部分,其大小远大于蒙皮产生的红外辐射强度;而在无动力飞行段,只有蒙皮产生的红外辐射,使得临近空间高超声速飞行器在有动力飞行段与无动力飞行段的红外辐射强度差别很大,并且有动力飞行段的红外辐射强度强于无动力飞行段。

(3)通过仿真计算可以看出,临近空间高超声速目标在有动力与无动力飞行过程中,1 ~ 2.5 μm波段红外辐射强度最强,3 ~ 5 μm 波段红外辐射强度次之,8 ~ 14 μm 波段红外辐射强度最弱。

6.2　飞艇红外探测系统参数设置及其探测能力仿真分析

参考文献[7-8,12]对飞艇红外探测系统的相关性能参数设置如表 1 所示。

表 1　飞艇红外探测系统性能参数设置

Tab. 1　Performance parameter setting of airship infrared detection system

探测系统参数名	符号/单位	参数数值
红外探测器入射孔径	D_0/m	0.79
红外探测器焦距	f/m	1 000
信号衰减因子	δ	0.707
探测系统的噪声等效带宽	Δf/Hz	短波为 20 中波为 100 长波为 1 000
信噪比	f_{SNR}/mm	5
红外探测器的单个像元面积	A_d/μm^2	900
红外探测系统比探测率	D^*/(W^{-1} · m · Hz$^{1/2}$)	短波 7.5×10^9 中波 2.61×10^9 长波 4.63×10^8
红外探测系统透射率	τ_0	0.9

飞艇红外探测系统对 3 个波段的探测性能仿真结果如图 8 ~ 图 13。

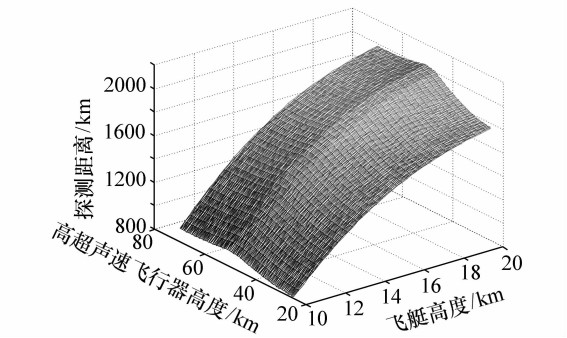

图8 飞艇红外探测系统对飞行器有动力段1～2.5 μm波段探测能力

Fig. 8 Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in 1 – 2.5 μm band when in powered phase

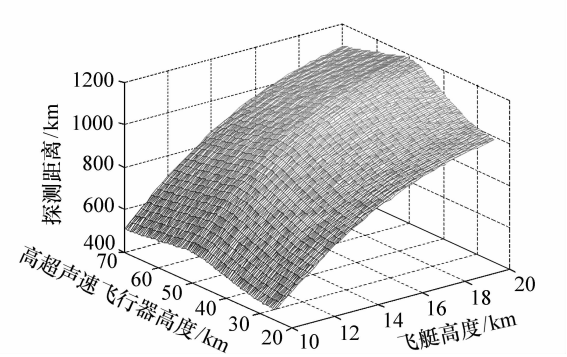

图9 飞艇红外探测系统对飞行器有动力段3～5 μm波段探测能力

Fig. 9 Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in 3 – 5 μm band when in powered phase

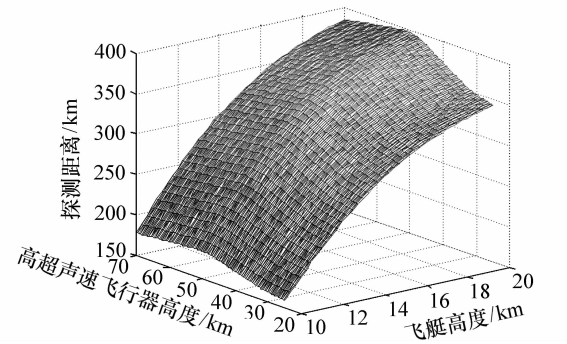

图10 飞艇红外探测系统对飞行器有动力段8～14 μm波段探测能力

Fig. 10 Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in 8 – 14 μm band when in powered phase

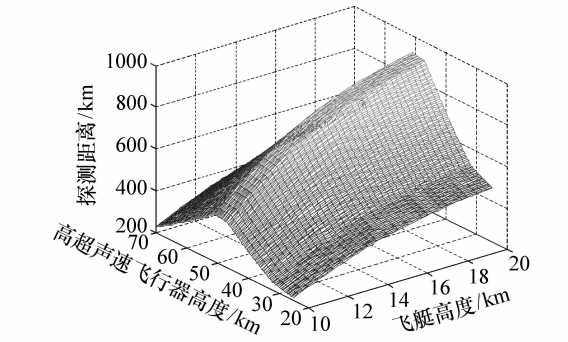

图11 飞艇红外探测系统对飞行器无动力段1～2.5 μm波段探测能力

Fig. 11 Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in 1 – 2.5 μm band when in unpowered phase

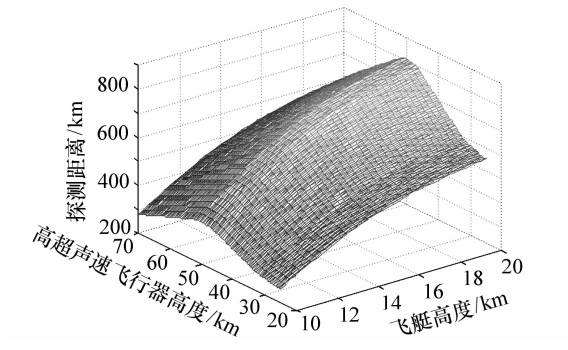

图12 飞艇红外探测系统对飞行器无动力段3～5 μm波段探测能力

Fig. 12 Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in 3 – 5 μm band when in unpowered phase

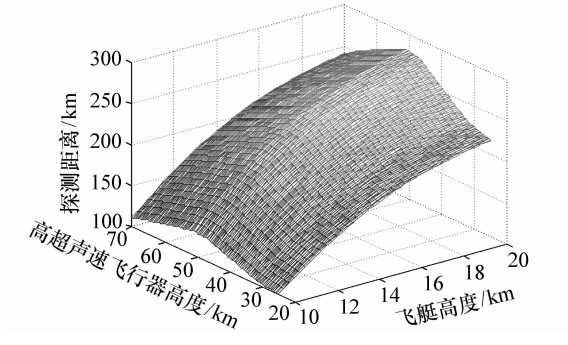

图13 飞艇红外探测系统对飞行器无动力段8～14 μm波段探测能力

Fig. 13 Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle in 8 – 14 μm band when in unpowered phase

对比分析图 8 ~ 图 13,可得如下结论:

(1)飞艇飞行高度小于 18 km 时,红外探测系统对高超声速飞行器各波段的最远探测距离随飞艇飞行高度增加而增加,但当飞艇飞行高度大于 18 km 时,红外探测系统的最远探测距离几乎保持不变。这是因为当飞艇飞行高度在 10 ~ 18 km(处于对流层)时,随着海拔高度的增加,大气中的 CO_2、水蒸气、气溶胶等气体分子密度越来越小,大气分子与气溶胶等对目标红外辐射的消减作用不断减弱,导致飞艇红外探测系统的探测距离不断增加;但是当飞艇飞行高度大于 18 km(进入平流层)时,各气体分子的浓度变化很小,致使大气透过率基本不变,使得飞艇红外探测系统的探测距离也基本保持稳定。仿真结果与事实相一致,检验了本文所建模型的准确性。在实际应用中,飞艇应尽量布置在高度大于 18 km 的高空中(平流层中),以便获得更远的红外探测距离,而飞艇在平流层中的具体放置应根据飞艇实际性能进行选择。

(2)将飞艇放置在一定的高度层,飞艇红外探测系统对高超声速飞行器的探测距离随着高超声速飞行器飞行高度的变化而呈现规律性变化。如图 9 ~ 图 13 所示,当高超声速飞行器飞行高度在 25 ~47 km 时,探测系统的探测距离随着飞行器飞行高度的增加而增加;当高超声速飞行器飞行于 47 ~51 km 时,飞艇红外探测系统对飞行器的探测距离几乎保持不变;而当高超声速飞行器的飞行高度大于 51 km 时,飞艇红外探测系统的探测距离随高超声速飞行器飞行高度的增加而不断减小。这是由于空间大气透过率虽然随着海拔高度升高而不断增大,但相比之下高超声速飞行器的红外辐射强度随飞行高度的变化程度更剧烈而造成的。

(3)结果表明,飞艇红外探测系统对高超声速目标的有效探测距离可以达到百公里量级;其中飞艇红外探测系统对高超声速飞行器有动力飞行段的探测距离远大于无动力飞行段,对高超声速飞行器 1 ~2.5 μm、3 ~5 μm、8 ~14 μm波段的红外辐射的探测距离依次降低。当飞艇部署在 20 km 高度时,其对高超声速飞行器的探测距离如表 2 与表 3 所示,在有动力段飞艇红外探测系统对飞行器短波段 1 ~2.5 μm 的最远探测距离是 2 020 km,中波段 3 ~5 μm 的最远探测距离则是 1 179 km,长波段 8 ~14 μm 的最远探测距离是 397 km,短波段探测距离是中波段探测距离的 1.8 倍左右,是长波段的 5 倍左右;在无动力段,探测系统对短波段的最远探测距离是 916 km,中波段与长波段的最远探测距离分别为 807 km 与 280 km,短波段的探测距离与中波段探测距离接近,为长波段的 2 倍左右。

表 2　飞艇红外探测系统对高超声速目标有动力段的最大探测距离

Tab.2　Maximum detection range of airship infrared detection system to hypersonic vehicle when in powered phase

波段/μm	飞行器高度/km				
	30	40	50	60	70
1 ~2.5	1 782	1 890	2 020	1 985	1 979
3 ~5	999	1 090	1 179	1 138	1 095
8 ~14	349	373	397	392	385

表 3　飞艇红外探测系统对高超声速目标无动力段的最大探测距离

Tab.2　Maximum detection range of airship infrared detection system to hypersonic vehicle when in unpowered phase

波段/μm	飞行器高度/km				
	30	40	50	60	70
1 ~2.5	501	711	916	703	489
3 ~5	577	699	807	715	601
8 ~14	225	254	280	264	241

7 结 论

对飞艇红外探测系统探测能力的分析是构建飞艇红外组网探测系统的重要环节。本文以 X-51A 为例,研究了飞艇红外探测系统对临近空间高超声速目标的探测性能。结果表明:飞艇红外探测系统对高超声速目标的有效探测距离可以达到百公里量级;当飞行器飞行状态一定,随着飞行器飞行高度的增加,系统对目标的探测距离先增大后较小,同时与长波波段相比,中短波波段的探测距离更大,并给出了临近空间飞艇应尽量布置在海拔高度大于 18 km 的高空中的部署建议。下一步工作重点是如何将本文的结论应用于临近空间飞艇红外探测系统的组网设计。

参考文献:

[1] 徐蓉,门涛,张荣之. 临近空间平台光电探测系统在空间态势感知中的应用[J]. 中国光学与应用光学,2010,03(6):546-553.
XU R,MEN T,ZHANG R ZH. Application of near space platform based photoelectric detecting system to space situation awareness[J]. *Chinese Optics*,2010,3(6):546-553. (in Chinese)

[2] 肖松,谭贤四,王红,等. 地基雷达部署对探测临近空间高超声速目标影响研究[J]. 电子与信息学报,2015,7:1723-1728.
XIAO S,TAN X S,WANG H,*et al*.. Detection performance assessment of near-space hypersonic target based on ground-based radar[J]. *J. Electronics & Information Technology*,2015,7:1723-1728. (in Chinese)

[3] 刘俊池,李洪文,王建立,等. 中波红外整层大气透过率测量及误差分析[J]. 光学 精密工程,2015,23(6):1547-1557.
LIU J CH,LI H W,WANG J L,*et al*.. Measurement of mid-infrared total atmospheric transmittance and its error analysis [J]. *Opt. Precision Eng.*,2015,23(6):1547-1557. (in Chinese)

[4] 李罗钢,荆武兴,高长生. 基于预警卫星系统的临近空间飞行器跟踪[J]. 航空学报,2014,1:105-115.
LI L G,JING W X,GAO CH SH. Tracking near space vehicle using early-warning satellite[J]. *Chinese J. Aeronautics*, 2014,1:105-115. (in Chinese)

[5] 方义强,樊祥,程正东,等. 晴空背景下地基红外告警系统作用距离[J]. 红外与激光工程,2013,7:1654-1659.
FANG Y Q,FAN X,CHENG ZH D,*et al*.. Operating range of ground-based IR alarm system in clear sky[J]. *Infrared and Laser Engineering*,2013,7:1654-1659. (in Chinese)

[6] 乔健. 舰载光电成像系统探测能力分析[J]. 光学 精密工程,2013,21(10):2520-2526.
QIAO J. Analysis on detection ability of shipborne optic-electronic equipment[J]. *Opt. Precision Eng.*,2013,21(10): 2520-2526. (in Chinese)

[7] 雷中原,张琳,李为民. 机载红外预警系统反导预警能力建模与仿真分析[J]. 红外与激光工程,2009,6:1047-1053.
LEI ZH Y,ZHANG L,LI W M. Modeling and simulation analysis for the antimissile-warning ability of the airborne IR early warning system[J]. *Infrared and Laser Engineering*,2009,6:1047-1053. (in Chinese)

[8] 周金伟,李吉成,石志广,等. 高超声速飞行器红外可探测性能研究[J]. 光学学报,2015,5:62-69.
ZHOU J W,LI J CH,SHI ZH G,*et al*.. Research of infrared detectability of hypersonic vehicle[J]. *Acta Optica Sinica*, 2015,5:62-69. (in Chinese)

[9] 刘明奇,王思远,何玉青,等. 采用多种红外视距模型的子弹辐射探测系统作用距离分析[J]. 中国光学,2015(4): 636-643.
LIU M Q,WANG S Y,HE Y Q,*et al*.. Bullet radiation detection range analysis based on multiple infrared visual range prediction models[J]. *Chinese Optics*,2015,8(4): 636-643. (in Chinese)

[10] 张海林,周林,左文博,等. 临近空间高超声速导弹红外特性研究[J]. 激光与红外,2015,1:41-44.
ZHANG H L,ZHOU L,ZUO W B. Study on infrared radiation feature of near space hypersonic missile[J]. *Laser & In-*

frared,2015,1:41-44. (in Chinese)

[11] 张建奇,方小平. 红外物理[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社,2012.
ZHANG J Q,FANG X P. *Infrared Physics*[M]. Xi′an:Xidian University Press,2012. (in Chinese)

[12] 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,2013,12:788-792.
LIU X,LI W M,BIE X F. Warning capability analysis of floating infrared detection system to high-speed vehicle[J]. *Infrared Technology*,2013,12:788-792. (in Chinese)

[13] 毛峡,常乐,刁伟鹤. 复杂背景下红外点目标探测概率估算[J]. 北京航空航天大学学报,2011,11:1429-1434.
MAO X,CHANG L,DIAO W H. Estimation for detection probability of infrared point target under complex backgrounds [J]. *J. Beijing University of Aeronautics and Astronautics*,2011,11:1429-1434. (in Chinese)

[14] LESLIEL DM JOHN,DAN E. Hypersonic test capabilities overview-U. S. Air Force T&E Days 2009(AIAA)[J]. *Aiaa Journal*,2009.

作者简介:

杨　虹(1991—),女,四川绵竹人,硕士研究生,主要从事航天任务分析与设计方面的研究。E-mail:1558513572@qq.com

张雅声(1974—),女,安徽淮南人,博士,教授,博士生导师,主要从事航天任务分析与设计方面的研究。E-mail:13521219203@139.com