

红外系统对战机的探测性能仿真分析

王亮, 童忠诚*, 吴俊

(国防科技大学电子对抗学院, 安徽合肥 230037)

摘要:通过新建战机尾焰的红外辐射椭球体模型,改进了战机红外辐射的计算方法,并得到了战机在3~5 μm波段红外辐射的空间分布曲线。通过对该曲线的分析,发现该战机的红外辐射在机尾和机头各有4个辐射强度相同的极值方向。考虑到臭氧在3~5 μm波段内的吸收、地面遮挡红外辐射传输和探测大气层外目标等因素,引入红外辐射大气传输距离概念进一步完善3~5 μm波段红外辐射大气传输模型。以归一化探测度不同的2种红外探测器构建的红外系统为例,仿真得到战机的作用距离随探测方向变化的曲线。计算结果表明,红外系统对战机的作用距离极值并不在战机红外辐射极值方向上,且当系统作用距离较远时,大气衰减对作用距离的影响将超过战机红外辐射的影响。

关键词:战机;红外辐射;椭球体模型;大气传输;作用距离

中图分类号:TN215 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2024)05-099-11



论
文
拓
展

Simulation analysis of detecting capability of infrared system for fight plane

WANG Liang, TONG Zhongcheng*, WU Jun

(College of Electronic Engineering, National University of Defense Technology, Hefei 230037, China)

Abstract: After establishing the infrared radiation ellipsoid modal of plume, the way for calculating IR (infrared radiation) of the fight plane was improved and the space distribution curve of IR in the 3~5 μm band of a certain type of fight plane was obtained. The curve showed that there were four directions which had the same maximum IR at the plane nose and the plane rear. Considering the IR absorption of O₃ in the 3~5 μm band, the IR transmitting obstruction by the ground and the detecting object in outer atmosphere. The IR atmosphere transmitted model in the 3~5 μm band was further improved with the concept of the IR transmission distance in the atmosphere. Taking the infrared system constructed by two kinds of infrared detectors with different normalized detection degrees as an example, the curve of the operating distance to fight plane varying with the detection direction was simulated. The calculation results show that the extreme value of the operating distance for the infrared system to the fight plane is not in the direction of the extreme value for the IR of the fight plane, and when the operating distance of the system is long, the influence of atmospheric attenuation on the operating distance will exceed the influence of the IR of the fight plane.

Keywords: fight plane; infrared radiation; ellipsoid model; atmosphere transmission; operating distance

国内外对战机红外辐射(infrared radiation, IR)的建模和仿真有很多研究成果,但多数是针对战机的蒙皮、尾喷口、尾焰三大辐射源构建战机红外辐射模型,少有结合战机红外辐射特性研究红外系统探测性能的成果^[1-4]。少数开展相关文章,缺少对飞机红外辐射的空间分布特性研究,导致其对红外系统探测性能影响的研究主要集中在机翼平面内^[5],鲜有研究战机红外辐射

三维空间分布特性对红外系统探测性能影响的文献。

随着红外系统性能的提升,地基和空基红外系统也具备了探测大气层外目标的能力,其作用距离远大于大气层厚度。此外空基红外系统探测地面目标时,由于受地面的遮挡,在某些情况下其实际探测距离会小于其最大探测距离。而现有的大气传输模型,包括斜程传输模型^[6-7]都不适用

收稿日期:2022-05-13

基金项目:脉冲功率激光技术国家重点实验室主任基金资助项目(KY21J012)

第一作者:王亮(1994—),男,江苏扬州人,硕士研究生,E-mail:370851961@qq.com

*通信作者:童忠诚(1976—),男,安徽巢湖人,教授,博士,硕士生导师,E-mail:tyzh0519@sina.com

引用格式:王亮,童忠诚,吴俊. 红外系统对战机的探测性能仿真分析[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(5): 99-109.

Citation: WANG L, TONG Z C, WU J. Simulation analysis of detecting capability of infrared system for fight plane[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(5): 99-109.

于探测大气层外目标,在某些情况下也不适用于空基红外系统探测地面目标。天空背景在 3 ~ 5 μm 波段红外辐射比较弱,红外系统对战机 3 ~ 5 μm 波段的红外辐射进行探测,可以获得更好的探测性能,因此中波红外系统成为红外系统研究的热点之一^[8]。

综上所述,开展战机在 3 ~ 5 μm 波段红外辐射空间分布特性研究,相应改进红外大气传输模型,并在此基础上开展战机红外空间分布特性、红外大气传输衰减等对红外系统探测战机性能的影响研究,对战机的红外隐身设计以及红外系统设计和应用都具有重要的意义。

1 战机的红外辐射模型

1.1 尾焰红外辐射

尾焰红外辐射的计算方法很多。简单的方法可以将尾焰简化为棱台,且认为尾焰不同位置的温度相同;复杂的方法包括网格模型、粒子模型和宽带模型等。简单的方法计算精度不够,复杂的方法需要开发相应的算法,因此为兼顾计算的精度及其便利性,基于流体场理论和热传导理论建立一种新的尾焰红外辐射椭圆柱体计算模型,如图 1 所示。

图 1 中将尾焰看成一个椭圆柱体,根据温度分布特性分为稳定区和混合区^[9],其中 D_p 为尾喷口直径, D_w 为混合区尾焰最宽处直径, L_1 为稳定区的长度, L_2 为尾喷口到混合区最宽处的长度, L_0 为尾喷口到长轴椭圆柱体长轴左端点的长度。尾焰红外辐射的椭圆柱体模型将稳定区模拟为短轴为 $D_p/2$, 长轴为 L_1 的半个长轴椭圆柱体,将混合区模拟为短轴为 $D_w/2$, 长轴为 $L_2 + L_0$ 的长轴椭圆柱体。

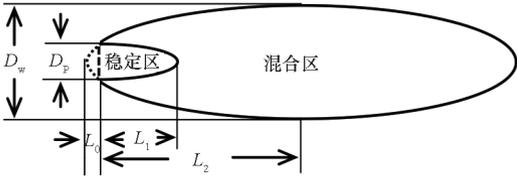


图 1 尾焰红外辐射模型

Fig. 1 IR model of plume

1.1.1 尾焰温度

(1) 稳定区温度

稳定区温度为尾焰在尾喷口处的温度^[10-11]。

$$T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (1)$$

式中, T_1 为尾喷口温度, T_2 为尾焰在尾喷口处温

度, P_1 为尾喷口内的气体压力, P_2 为膨胀后的气体压力, γ 为气体的定压热容量和定容热容量之比。

(2) 混合区温度^[12-13]

将混合区划分成若干个离心率相同的长轴椭圆柱体,如图 2 中的 a_1, a_2, \dots, a_n 。

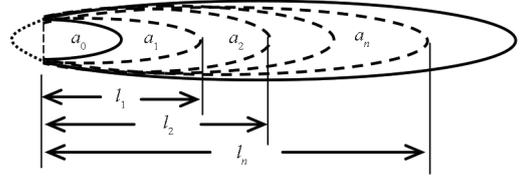


图 2 尾焰混合区红外辐射模型

Fig. 2 IR model of plume mixing zone

设 a_1, a_2, \dots, a_n 表面积分别为 S_1, S_2, \dots, S_n , 且认定尾焰红外辐射的椭圆柱体表面温度相同, 分别为 T_1, T_2, \dots, T_n 。设第 n 个长轴椭圆柱体左端点距喷口的距离为 l_n , 则其短轴 D_n 、表面积 S_n 和离心率 e_0 为:

$$\begin{cases} D_n = \frac{l_n + L_0}{2(L_2 + L_0)} \cdot D_w \\ S_n = \frac{\pi}{2} \cdot D_n^2 + \frac{\pi}{2} \cdot D_n \cdot (L_0 + l_n) \arcsin(e_0)/e_0 - S' \\ e_0 = \frac{\sqrt{(L_2 + L_0)^2 - (D_w/2)^2}}{L_2 + L_0} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} S' = \frac{\pi}{4} \cdot D_p^2 + \frac{\pi}{2} \cdot D_p \cdot L_0 \cdot \arcsin(e_1)/e_1 \\ e_1 = \frac{\sqrt{L_0^2 - (D_p/2)^2}}{L_0} \end{cases} \quad (3)$$

其中, S' 为图 2 中虚线部分的表面积。

稳定区的表面积和离心率 e_2 为:

$$\begin{cases} A_0 = \frac{\pi}{4} \cdot D_p^2 + \frac{\pi}{2} \cdot D_p \cdot L_1 \cdot \arcsin(e_2)/e_2 \\ e_2 = \frac{\sqrt{L_1^2 - (D_p/2)^2}}{L_1} \end{cases} \quad (4)$$

设 a_1 与稳定区的温差为 ΔT , a_{i+1} 与 a_i 的温差为 ΔT_i , 则有:

$$\begin{cases} \Delta T_i = S_0 \cdot \Delta T / S_i \\ T_i = T_0 - \left(\Delta T + \sum_1^{n-1} \Delta T_i \right) \\ T_n = T_a \end{cases} \quad (5)$$

其中, T_i 为第 i 个长轴椭圆柱体表面温度, T_a 为飞机

所在高度的大气温度。

1.1.2 尾焰有效辐射面积

稳定区沿探测方向的投影面积^[14]为:

$$A_0 = \frac{\pi}{2} \cdot D_p \cdot L_1 \cdot \cos\theta \quad (6)$$

第 n 个长轴椭圆体上沿探测方向的投影面积为:

$$\begin{cases} A_1 = \left[\frac{\pi}{4} \cdot D_1 \cdot (L_0 + l_1) - \frac{\pi}{4} \cdot D_p \cdot (L_0 + L_1) \right] \cos\theta & n=1 \\ A_n = \left[\frac{\pi}{4} \cdot D_n \cdot (L_0 + l_n) - \frac{\pi}{4} \cdot D_{n-1} \cdot (L_0 + l_{n-1}) \right] \cos\theta & n>1 \end{cases} \quad (7)$$

式中, θ 为辐射面法线与探测方向的夹角。

1.2 尾喷口红外辐射

尾喷口可看成灰体,尾喷口在探测方向的投影面积^[15-16]为:

$$A_p = \frac{\pi}{4} D_p^2 \cos\theta \quad \frac{\pi}{2} < \theta < \pi \text{ 或 } -\pi < \theta < -\frac{\pi}{2} \quad (8)$$

1.3 蒙皮红外辐射

蒙皮的温度可用下式计算^[17-18]:

$$T_s = T_a (1 + 0.164V^2) \quad (9)$$

其中, T_s 为蒙皮温度, V 为飞机的速度。

设机体蒙皮面积相等,均为 A_s ,则蒙皮在探测方向的投影面积为:

$$A_l = A_s \cos\theta \quad (10)$$

通常将飞机蒙皮分为机头蒙皮、上表面蒙皮、下表面蒙皮和侧表面蒙皮来计算蒙皮的红外辐射。

1.4 战机辐射强度

战机的蒙皮、尾焰以及尾喷口均可以看作是具有一定发射率的灰体,知道它们的发射率、有效辐射面积以及辐射温度,就可以得到战机的辐射强度为:

$$I(\lambda, T) = \sum \varepsilon_n \cdot A_n \cdot M(\lambda, T_n) + \varepsilon_p \cdot A_p \cdot M(\lambda, T_1) \cdot \exp(-u \cdot r) \quad (11)$$

式(11)考虑了尾焰对尾喷口红外辐射的衰减效应^[19-20]。式中, ε_n 、 A_n 和 T_n 分别为尾焰或蒙皮相应计算单元的红外发射率、有效辐射面积和温度, $M(\lambda, T_n)$ 为普朗克定律, ε_p 为尾喷口的红外发射率, μ 为尾焰对红外辐射的衰减系数, r 为探测方向上尾喷口红外辐射在尾焰中的传输距离^[21]。

$$r = (L_2 + L_0) \cdot (1 - e_0^2) / (1 - e_0 \cos\theta) \quad (12)$$

2 战机红外辐射算例

根据上述模型,编制了仿真软件,其中战机红外辐射计算界面如图3所示。



图3 战机红外辐射仿真计算界面

Fig.3 Interface of IR calculation procedure for fight plane

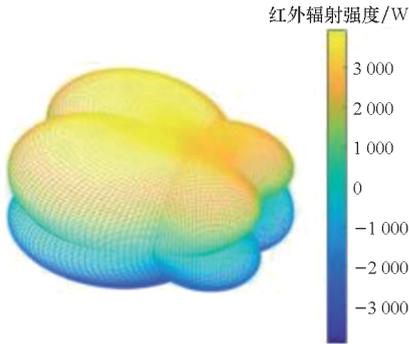
利用编制的软件,计算获得了不同方向上战机 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度数据,并利用 MATLAB 绘制了其红外辐射空间分布图,如图4所示。

仿真时 D_p 取 0.8 m 、 D_w 取 1.5 m 、 L_1 取 1.2 m 、 L_2 取 4 m 、 T_1 取 800 K 、 γ 取 1.3 、 P_2/P_1 取 0.5 、 V 取 300 m/s 、 T_a 取 250 K 、 μ 取 0.15 、飞机上下表面蒙皮面积都取 106 m^2 、飞机侧表面蒙皮面积取 33 m^2 、飞机机头蒙皮面积取 8 m^2 、蒙皮的发射率取 0.5 、尾喷口的发射率取 0.9 、尾焰的发射率取 0.85 ^[22-23]。

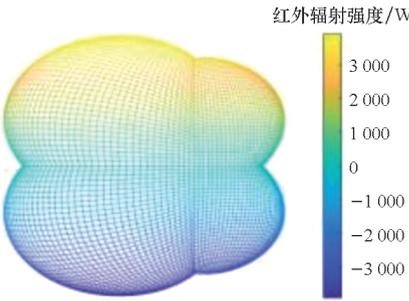
由图4可知,飞机的红外辐射关于机翼平面和飞机纵向对称平面对称。在机尾和机头各有4个强度相同的极值。根据仿真数据,分析得到机尾极值为 4928 W ,辐射方向为 $(\pm 150^\circ, \pm 32^\circ)$ 。机头极值为 3461 W ,辐射方向为 $(\pm 68^\circ, \pm 64^\circ)$ 。

从仿真结果来看,在机翼平面内仿真得出的战机红外辐射空间分布曲线(如图4俯视图所示)与文献[1]、文献[16]一致,均为鸭梨状,可见由式(1)至式(12)建立的战机红外辐射模型是合理的。但文献[16]中战机红外辐射极值为

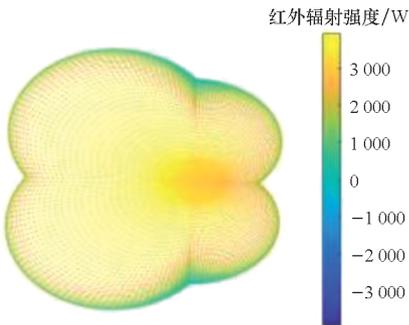
4 500 W, 略小于本文仿真结果。其原因可能有两个:一是两者选择的机型不同,相应计算战机红外辐射的参数有差异;二是计算尾焰红外辐射强度所用的模型不同,文献[16]采用了简单的棱台模型。



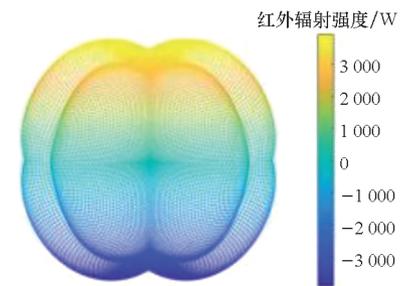
(a) 三维图
(a) 3D figure



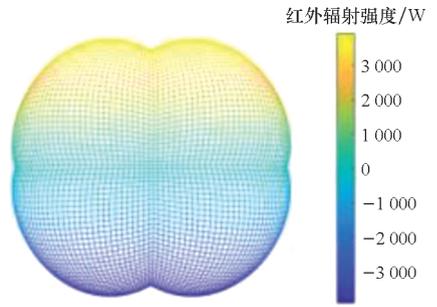
(b) 侧视图
(b) Side view



(c) 俯视图
(c) Vertical view



(d) 前视图
(d) Front view



(e) 后视图
(e) Rear view

图 4 战机红外辐射空间分布图

Fig. 4 IR space distribution figure of the fight plane

3 红外系统作用距离模型

3.1 红外大气衰减模型

不考虑气象条件(雨、雪)的衰减,红外辐射大气透过率为:

$$\tau(\lambda) = \tau_1(\lambda) \cdot \tau_2(\lambda) \cdot \tau_3(\lambda) \cdot \tau_4(\lambda) \tag{13}$$

其中, $\tau_1(\lambda)$ 、 $\tau_2(\lambda)$ 、 $\tau_3(\lambda)$ 和 $\tau_4(\lambda)$ 分别为 H_2O 吸收, CO_2 分子吸收, O_3 分子吸收和大气中分子、气溶胶、微粒的散射制约的大气光谱透过率^[6-7,24]。

3.1.1 H_2O 的吸收

H_2O 水汽的含量主要受气象条件和海拔高度的影响较大, H_2O 的吸收通常采用可降水分 ω 表示:

$$\omega = \omega_0 \cdot D \cdot H_r \tag{14}$$

式中: D 为水平传输距离; H_r 为相对湿度; ω_0 表示在一定温度下, 空气相对湿度为 100% 时每千米(海平面水平路程)大气中可降水分, 已知温度时可通过查表得到。求出 ω 后就可以根据光谱透过率表得到海平面不同水蒸气含量对应的大气平均透过率 $\tau_1(\lambda)$ 。

考虑大气传输分为水平传输和倾斜传输两种情况和高度修正^[25], 式(14)修正为:

$$\begin{cases} \omega_e = \omega_0 \cdot D \cdot H_r \cdot \exp(-\alpha H) & \text{水平传输} \\ \omega_e = \omega_0 \cdot H_r \cdot \frac{\exp(-\alpha H_2) - \exp(-\alpha H_1)}{\alpha \cdot \cos\alpha} & \text{倾斜传输} \end{cases} \tag{15}$$

其中, ω_e 为修正后的可降水分, H 为水平传输高度, H_1 为探测系统高度, H_2 为目标高度, α 为天顶角。

3.1.2 CO_2 的吸收

CO_2 在大气中的含量相对稳定, 由 CO_2 造成

的辐射衰减可认为与气象条件无关,则 CO₂ 的吸收采用等效传输距离^[25]来表示。

$$\begin{cases} D_e = D \cdot \exp(-\beta H) & \text{水平传输} \\ D_e = \frac{\exp(-\beta H_2) - \exp(-\beta H_1)}{\beta \cdot \cos\alpha} & \text{倾斜传输} \end{cases} \quad (16)$$

其中, D_e 为修正后的等效距离, β 为常数。此外, CO₂ 的大气平均透过率可以查询光谱透过率表得到。

3.1.3 O₃ 的吸收

臭氧在 3 ~ 5 μm 波段内,主要是 4.75 μm 吸收带。高度从海平面到 10 ~ 30 km, O₃ 吸收的衰减作用与水汽和 CO₂ 相反。高度从 10 ~ 30 km 到 40 ~ 50 km, O₃ 吸收的衰减作用与水汽和 CO₂ 相同^[25]。用 MODTRAN 软件计算 O₃ 浓度最大值的 3 ~ 5 μm 波段光谱透过率^[14],再根据 O₃ 浓度随高度变化的 Elterman 模型,构建类似式(16)的公式来计算等效传输距离。

$$\begin{cases} D_e = D \cdot \exp[-\gamma(H-H_0)] & \text{水平传输且 } H \geq H_0 \\ D_e = D \cdot \exp[-\gamma(H_0-H)] & \text{水平传输且 } H < H_0 \\ D_e = \frac{\exp[-\gamma(H_2-H_0)] - \exp[-\gamma(H_1-H_0)]}{\gamma \cdot \cos\alpha} & \text{倾斜传输且 } H_2 > H_1 > H_0 \\ D_e = \frac{\exp[-\gamma(H_0-H_2)] - \exp[-\gamma(H_0-H_1)]}{\gamma \cdot \cos\alpha} & \text{倾斜传输且 } H_1 < H_2 < H_0 \\ D_e = \frac{\exp[-\gamma(H_2-H_0)] + \exp[-\gamma(H_0-H_1)]}{\gamma \cdot \cos\alpha} & \text{倾斜传输且 } H_2 \geq H_0 \geq H_1 \end{cases} \quad (17)$$

式中, γ 为常数。由于观察条件的不同测得的臭氧含量随高度的分布也是不一致的,因此 γ 的值要根据臭氧高度分布曲线来确定^[29]。

3.1.4 大气的散射

大气的散射衰减采用气象能见度描述^[16]。

$$\mu(\lambda) = \frac{3.912}{V_m} \left(\frac{0.55}{\lambda} \right)^q \quad (18)$$

式中, $\mu(\lambda)$ 为大气散射系数, V_m 为大气能见度, q 为修正因子,即

$$q = \begin{cases} 1.6 & V_m \geq 80 \text{ km} \\ 1.3 & 6 \text{ km} < V_m < 80 \text{ km} \\ 0.585 V_m^{1/3} & V_m \leq 6 \text{ km} \end{cases} \quad (19)$$

则大气散射造成的透过率为:

$$\tau_d(\lambda) = \exp[-\mu(\lambda) \cdot D] \quad (20)$$

3.2 大气中的传输距离

红外系统探测目标时,受地面限制,在某些探测方向上红外辐射与目标的距离实际小于系统的作用距离。当红外系统作用距离足够大时,则可能在大气层外探测到目标,此时目标红外辐射在

大气中的传输距离小于红外系统到目标的距离,如图 5 所示。

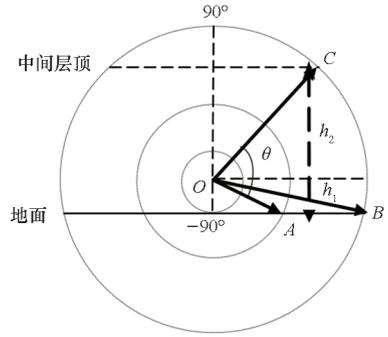


图5 红外辐射在大气中的传输距离

Fig.5 The atmosphere transmission distance of IR

设目标位于 O 点,到地面的高度为 h_1 ,大气中间层顶到地面的高度为 h_2 ,红外系统到目标的距离为 S , θ 为探测方向与水平面的夹角。分 $S \leq h_1$, $h_1 < S \leq h_2 - h_1$ 和 $S > h_2 - h_1$ 三种情况讨论目标红外辐射在大气中的实际传输距离 S_a 。

1) 当 $S \leq h_1$ 时

$$S_a = S \quad (21)$$

2) 当 $h_1 < S \leq h_2 - h_1$ 时

$$\begin{cases} S_a = h_1 / \sin\theta & \theta < -\arcsin(h_1/S) \\ S_a = S & \theta \geq -\arcsin(h_1/S) \end{cases} \quad (22)$$

3) 当 $S > h_2 - h_1$ 时

$$\begin{cases} S_a = h_1 / \sin\theta & \theta < -\arcsin(h_1/S) \\ S_a = S & -\arcsin(h_1/S) \leq \theta \leq \arcsin[(h_2 - h_1)/S] \\ S_a = (h_2 - h_1) / \sin\theta & \theta > \arcsin[(h_2 - h_1)/S] \end{cases} \quad (23)$$

3.3 红外系统探测模型

红外系统探测目标的信噪比 (signal noise ratio, SNR) 可由下式求得^[26-30]:

$$SNR = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J(\lambda) \tau(\lambda) d\lambda \cdot A_0 \cdot \tau_0 \cdot D^*}{\sqrt{A_d \cdot \Delta f \cdot R^2}} \quad (24)$$

式中, $J(\lambda)$ 为目标光谱辐射亮度, τ_0 为红外光学系统窗口至探测器间的光谱透过率, D^* 为探测器归一化的探测度, A_d 为探测器的面积, Δf 为等效噪声带宽, R 为目标到红外系统的距离。

4 红外系统探测距离算例

根据上述模型计算了在不同方向上两种红外系统对战机的探测距离,如图 6、图 7 所示。图 6 中红外系统一参数取值为:光学窗口的直径为 0.2 m, τ_0 为 0.8, D^* 为 $5 \times 10^{11} \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{1/2} \cdot \text{W}^{-1}$,

红外探测器探测单元的尺寸为 $50 \mu\text{m} \times 50 \mu\text{m}$, Δf 取 700 Hz 。红外系统二参数除 D^* 取值为

$5 \times 10^{12} \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{1/2} \cdot \text{W}^{-1}$ 外,其他参数同红外系统一。

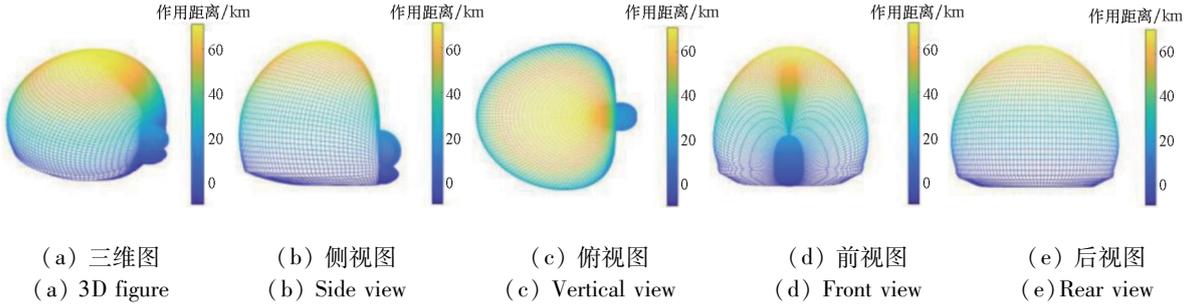


图 6 红外系统一在不同方向上的作用距离

Fig. 6 The operating distance in different directions of the IR system No. 1

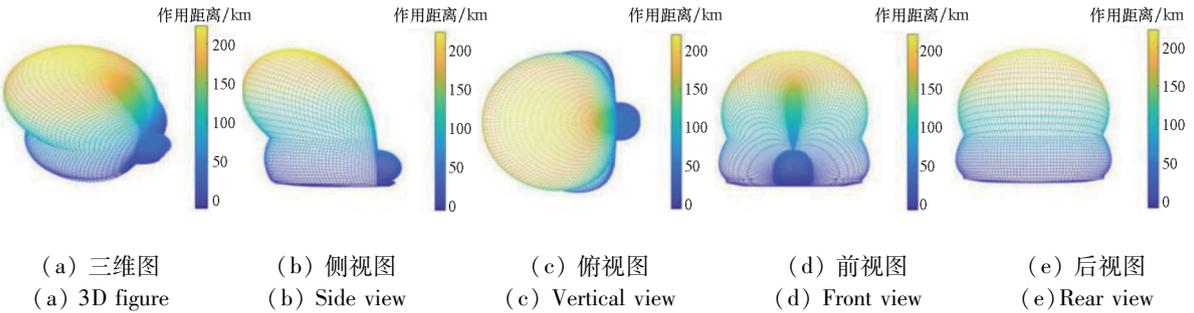


图 7 红外系统二在不同方向上的作用距离

Fig. 7 The operating distance in different directions of the IR system No. 2

4.1 红外系统作用距离分析

由图 6、图 7 可知:

1) 根据仿真数据分析,在机尾红外系统一的最大作用距离为 92.4 km (方位 180° ,俯仰 27°),红外系统二的最大作用距离为 262.7 km (方位 180° ,俯仰 52°)。在机头红外系统一和红外系统二的最大作用距离都出现在方位 54° ,俯仰 82° 方向上,前者为 20.6 km ,后者为 51.6 km 。可以看到,无论是在机头还是在机尾,红外系统的最大距离并不是在飞机红外辐射的极值方向上,出现该现象的原因是红外系统的作用距离与红外辐射的斜程传输有关。

2) 从三维图和侧视图可以看到,红外系统对战机作用距离曲线在空间上呈蜗牛状,与战机红外辐射在空间上的鸭梨状分布曲线有非常明显的区别。原因是红外系统自上而下探测目标与红外系统自下而上探测目标相比,相同的传输距离前者的大气衰减小于甚至是远小于后者。

3) 对比两个红外系统作用距离的侧视图可以看到,在机尾两个红外系统的作用距离曲线轮廓有明显的差别。原因分析如下,以最大作用距离所在方向为例,两个红外系统探测的俯仰角相差不大,因此两者在大气中的传输距离相差不大,大气衰减也差不多。由于红外系统一探测器的性

能远不如红外系统二探测器的性能,根据式(24)可以发现,大气衰减对红外系统一作用距离的影响远大于对红外系统二作用距离的影响。

4) 从三维图、侧视图和俯视图可以看到,红外系统从机头探测战机的作用距离远小于从机尾探测战机的作用距离。这与在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段,战机的红外辐射在机头方向小于机尾方向密切相关。

5) 从侧视图、前视图和后视图可以看到,在红外系统作用距离曲线轮廓的底部呈平面状。原因是红外辐射传输受地面限制,仿真计算得到红外系统作用距离实际为红外系统到目标的距离,不是红外系统的最大作用距离,前者小于后者。

4.2 机翼平面内红外系统作用距离分析

在机翼平面,战机红外辐射和红外系统作用距离曲线分别如图 8、图 9 所示。在机翼平面内(俯仰为 0°),由图 8、图 9 可以看到:

1) 在机尾,红外系统作用距离最大值出现在机尾正面,红外系统一的最大作用距离为 85.4 km ,红外系统二的最大作用距离为 146.3 km 。与战机在机翼平面内红外辐射分布曲线相比,在机尾由于红外系统作用距离远,大气衰减对红外系统作用距离的影响比战机红外辐射强度对红外系统作用距离的影响要大,使作用距离曲线没有出现凹陷。

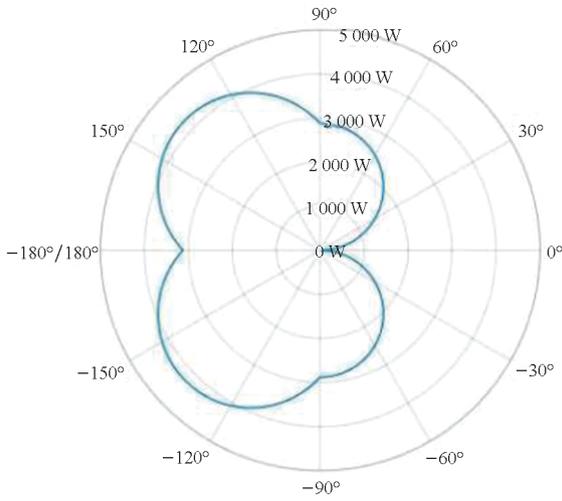
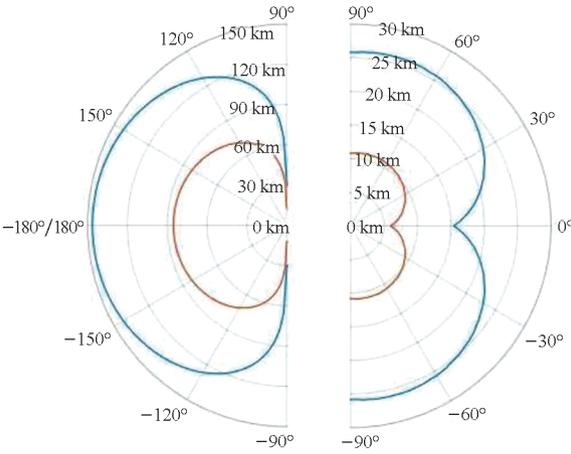


图 8 机翼平面上的战机红外辐射
Fig. 8 IR of fight plane in wing plane



(a) 从机尾探测 (a) Detecting from tail
(b) 从机头探测 (b) Detecting from nose

图 9 机翼平面内红外系统作用距离曲线
Fig. 9 The curve of IR system operating distance in wing plane

2) 机头正向红外系统一的作用距离为 5.9 km,红外系统二的作用距离为 15.4 km。但随着探测方向偏离机轴,红外系统作用距离都急剧增长,当探测方向偏离机轴的角度达到 45°时,红外系统一的探测距离达到 10.2 km,红外系统二的探测距离达到 24.4 km。随着探测方向进一步偏离机轴,红外系统探测方向偏离机轴达到 76°时,红外系统的作用距离达到极值,其中红外系统一的作用距离达到 10.9 km,红外系统二的作用距离达到 26.0 km,相比机头正向作用距离增长了 2 倍左右。随后红外系统的作用距离随着探测方向偏离机轴的角度进一步增大而略有减小,当角度达到 90°时,红外系统一的作用距离为 10.8 km,红外系统二的作用距离为 25.8 km。与

战机在机翼平面内红外辐射分布曲线相比,红外系统作用距离的曲线没有发生根本性变化,原因是在机头红外系统作用距离短,大气衰减因素对红外系统作用距离的影响小于战机红外辐射强度对红外系统作用距离的影响。

4.3 机体纵对称平面内红外系统作用距离分析

在机体纵对称平面,战机红外辐射和红外系统作用距离曲线分别如图 10、图 11 所示。在机体纵对称平面内(机尾方位为 180°,机头方位为 0°),从图 10、图 11 可以看到:

1) 在机尾,红外系统一作用距离最大值(92.4 km)时探测方向与机轴夹角为 27°,红外系统二作用距离最大值(262.7 km)时探测方向与机轴夹角为 52°。对比战机红外辐射在机体纵对称面的分布曲线,看到在机尾对于红外系统一的作用距离曲线没有发生根本性改变,而红外系统二的作用距离曲线发生了明显改变,原因是大气衰减对两者作用距离的影响程度不一样。

2) 机头正向红外系统一的作用距离为 5.9 km,红外系统二的作用距离为 15.4 km。同样随着探测方向偏离机头,红外系统作用距离都急剧增长,当探测方向偏离机轴的角度达到 60°时,红外系统一的探测距离达到 19.4 km,红外系统二的探测距离达到 48.7 km,相比机头增长了 3 倍多,比在机翼平面内作用距离的增长速度快 1.5 倍左右。随着探测方向进一步偏离机轴,红外系统的作用距离缓慢增加,当探测方向偏离机轴的角度达到 90°时,红外系统的作用距离达到极值,其中红外系统一的作用距离达到 20.4 km,红外系统二的作用距离达到 51.2 km。

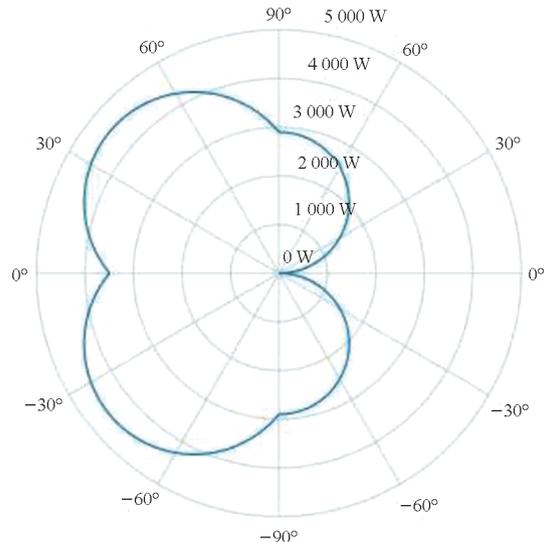


图 10 机体纵对称平面上的战机红外辐射
Fig. 10 IR of fight plane in longitudinal plane

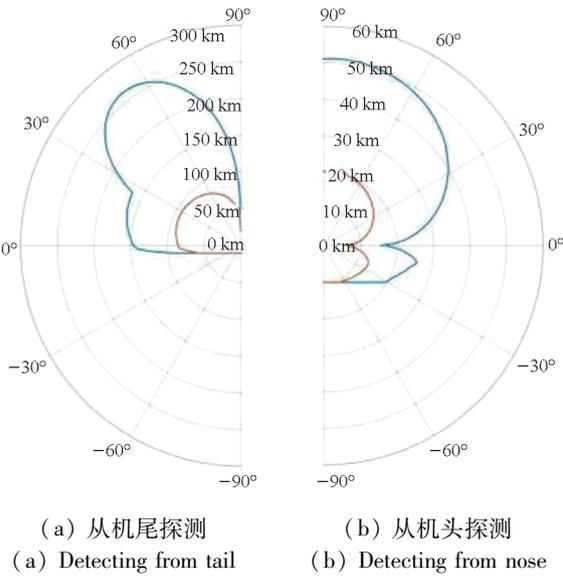


图 11 机体纵对称平面内红外系统作用距离曲线
Fig. 11 The curve of IR system operating distance in longitudinal plane

4.4 红外辐射极值所在水平面内红外系统作用距离分析

在辐射极值所在水平面, 战机红外辐射和红外系统作用距离曲线分别如图 12、图 13 所示。在战机红外辐射极值所在水平面内(机尾俯仰为 32°, 机头俯仰为 64°), 由图 12、图 13 可以看到:

1) 在机尾, 红外系统作用距离最大值出现在机尾正面, 红外系统一的最大作用距离为 89.5 km, 红外系统二的最大作用距离为 205.0 km。

2) 在机头, 红外系统作用距离随着探测方向与机轴的夹角先增大后减小, 但整体变化不大。

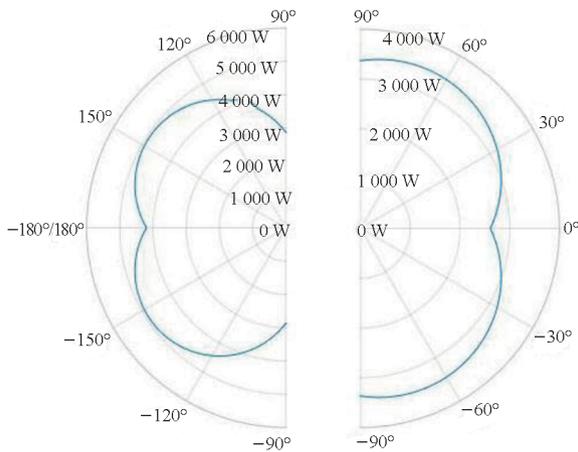


图 12 辐射极值所在水平面上的战机红外辐射
Fig. 12 IR of fight plane in horizontal plane which has peak value

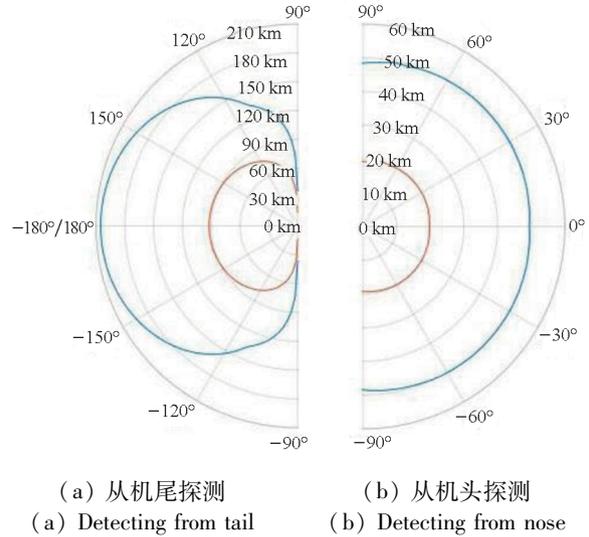


图 13 辐射极值所在水平面内红外系统作用距离曲线
Fig. 13 The curve of IR system operating distance in the horizontal plane which has peak value

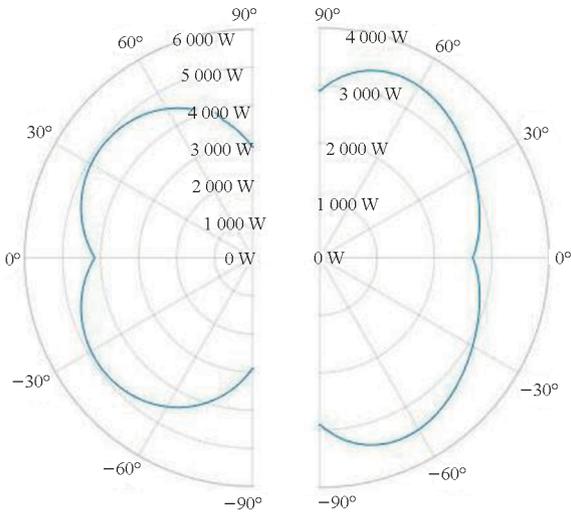
其中红外系统一的作用距离在 19.2 km 到 20.1 km 范围内变化, 最大值出现在 36° 方向上。红外系统二的作用距离在 49.6 km 到 50.8 km 范围内变化, 最大值出现在 41° 方向上。

4.5 红外辐射极值所在纵平面内红外系统作用距离分析

在辐射极值所在纵平面, 战机红外辐射和红外系统作用距离曲线分别如图 14、图 15 所示。在战机红外辐射极值所在纵平面内(机尾方位为 150°, 机头方位为 68°), 由图 14、图 15 可以看到:

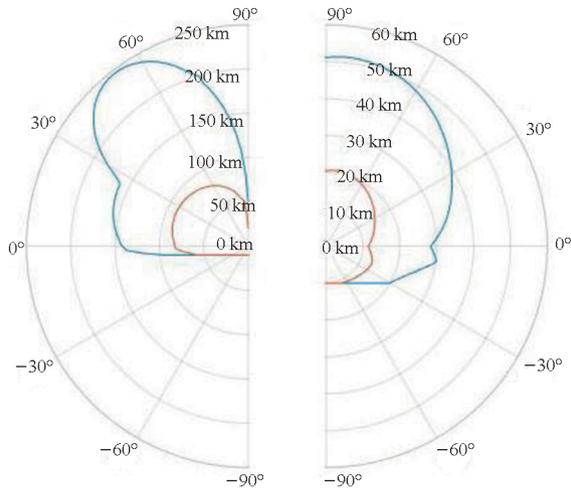
1) 在机尾, 红外系统一作用距离最大值 (89.5 km) 出现在探测方向与机轴夹角为 27° 方向, 红外系统二作用距离最大值 (246.3 km) 出现在探测方向与机轴夹角为 52° 方向。

2) 机头正向红外系统一的作用距离为 10.9 km, 红外系统二的作用距离为 29.1 km。随着探测方向向上偏离机头, 红外系统作用距离急剧增长, 到探测方向向上偏离机轴的角度达到 60° 时, 红外系统一的探测距离达到 19.5 km, 红外系统二的探测距离达到 49.1 km。随着探测方向向上进一步偏离机轴, 红外系统的作用距离开始缓慢增大, 当探测方向偏离机轴的角度达到 82° 时, 红外系统的作用距离达到极值, 其中红外系统一的作用距离达到 20.6 km, 红外系统二的作用距离达到 51.6 km。随后红外系统的作用距离随着探测方向偏离机轴的角度进一步增大而略有减小, 当角度达到 90° 时, 红外系统一的作用距离为 20.5 km, 红外系统二的作用距离为 51.1 km。



(a) 机尾红外辐射极值 (b) 机头红外辐射极值
 (a) IR peak value in tail (b) IR peak value in nose

图 14 辐射极值所在纵平面上的战机红外辐射
 Fig. 14 IR of fight plane in longitudinal plane which has peak value



(a) 从机尾探测 (b) 从机头探测
 (a) Detecting from tail (b) Detecting from nose

图 15 辐射极值所在纵平面内红外系统作用距离曲线
 Fig. 15 The curve of IR system operating distance in the longitudinal plane which has peak value

3) 在机头,对于红外系统一,探测方向向下偏离机轴的角度从 -90° 增大到 -60° 时,探测距离曲线呈直线状,作用距离从 10.0 km 缓慢增大到 11.1 km ,探测方向向下偏离机轴的角度从 -60° 增大到 -8° 时,作用距离增速有所加快,在 -8° 时达到最大值,即 13.5 km ,随后随着角度进一步增加又开始减小。对于红外系统二,探测方向向下偏离机轴的角度从 -90° 增大到 -30° 时,探测距离曲线呈直线状,作用距离从 10.0 km 缓慢增大到 20.10 km 。随后的变化趋势与红外系

统一相同,在 -8° 时达到最大值,即 31.1 km 。

5 结论

在建立一种尾焰红外辐射的椭圆柱模型的基础上,计算得到了战机在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段红外辐射的空间分布曲线,结果表明战机红外辐射的空间分布关于机翼平面和飞机纵向对称面对称,且在机头和机尾方向各有4个极值。在机头正向红外辐射极低,但方向一旦偏离机轴,红外辐射急剧增加。考虑到红外系统可以探测大气层外目标,使用红外辐射在大气中的传输距离对红外大气传输模型进行了必要的改进。改进的同时还考虑了臭氧在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的吸收对红外大气传输的衰减效应。

利用红外系统探测模型计算了两种使用不同归一化探测度探测器的红外系统在不同方向上探测战机的作用距离。结果表明,红外系统对战机的作用距离极值并不在战机红外辐射极值方向上,且当探测较远时,大气衰减对红外系统作用距离的影响超过红外辐射的影响。

因此,在对战机红外隐身设计时,不仅要降低战机的红外辐射极值,更重要的是还要考虑如何降低战机被红外系统探测的距离。在运用红外系统对战机的探测时,也要结合红外系统性能和大气衰减对红外系统的影响,合理选择部署位置,当探测的战机较远且具有超视距打击威胁时,应适当前伸部署红外系统。

参考文献 (References)

[1] 柴世杰,童中翔,李建勋,等. 典型飞机红外辐射特性及探测仿真研究[J]. 火力与指挥控制, 2014, 39(8): 26 - 29, 33.
 CHAI S J, TONG Z X, LI J X, et al. Infrared radiation characteristics and detection of stealth aeroplane [J]. Fire Control & Command Control, 2014, 39(8): 26 - 29, 33. (in Chinese)

[2] SUN W, WANG B. Modeling and simulation of infrared radiation from aerial combat aircraft by fluent [C]// Proceedings of the Conference on Control and Its Applications, 2019.

[3] LEFEBVRE S, ROBLIN A, VARET S, et al. A methodological approach for statistical evaluation of aircraft infrared signature [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2010, 95(5): 484 - 493.

[4] 徐顶国,冯维林,桑建华. 飞行器后机身蒙皮红外辐射特性[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1): 7 - 13.
 XU D G, FENG W L, SANG J H. IR characteristics of aircraft aft fuselage skin [J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1): 7 - 13. (in Chinese)

- [5] 王卫杰, 黄俭, 袁光福, 等. 空基红外系统作用距离建模及应用分析[J]. 光学精密工程, 2020, 28(6): 1295-1302.
WANG W J, HUANG J, YUAN G F, et al. Modeling and application analysis of operating range of air-based infrared system[J]. Optics and Precision Engineering, 2020, 28(6): 1295-1302. (in Chinese)
- [6] 高文广, 孙继银, 刘浩. 基于数据库的红外辐射大气传输仿真模型[J]. 红外技术, 2010, 32(6): 333-336.
GAO W G, SUN J Y, LIU H. The simulation models of atmospheric infrared emission based on database[J]. Infrared Technology, 2010, 32(6): 333-336. (in Chinese)
- [7] 孟凡斌, 郑丽. 基于 LOWTRAN 7 的红外大气透过率计算方法[J]. 光电技术应用, 2009, 24(3): 29-32, 66.
MENG F B, ZHENG L. LOWTRAN 7-based calculation method of IR transmittance in the atmosphere[J]. Electro-Optic Technology Application, 2009, 24(3): 29-32, 66. (in Chinese)
- [8] 管学伟. 机载IRST小目标检测技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.
GUAN X W. Research on airborne IRST small target detection technology[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2021. (in Chinese)
- [9] 康丽珠, 赵劲松, 周倩, 等. 远程迎头探测飞机目标的红外辐射特性研究[J]. 红外技术, 2017, 39(4): 365-371.
KANG L Z, ZHAO J S, ZHOU Q, et al. Research on infrared signature for remotely detection from the nose of aircrafts[J]. Infrared Technology, 2017, 39(4): 365-371. (in Chinese)
- [10] 章永杰, 徐振亚, 李建勋. 飞机红外高光谱图像仿真模型研究[J]. 航空兵器, 2020, 27(4): 91-96.
ZHANG Y J, XU Z Y, LI J X. Study on simulation model of aircraft infrared hyperspectral image[J]. Aero Weaponry, 2020, 27(4): 91-96. (in Chinese)
- [11] 唐树威, 刘彤宇. 基于网格的尾喷管辐射计算[J]. 光电技术应用, 2020, 35(3): 35-38.
TANG S W, LIU T Y. Radiation computation of tailpipe based on grid[J]. Electro-Optic Technology Application, 2020, 35(3): 35-38. (in Chinese)
- [12] 王超哲, 童中翔, 芦艳龙, 等. 飞机红外辐射特性及其探测技术研究[J]. 激光与红外, 2011, 41(9): 996-1001.
WANG C Z, TONG Z X, LU Y L, et al. Study on the airplane's infrared radiation characteristics[J]. Laser & Infrared, 2011, 41(9): 996-1001. (in Chinese)
- [13] 尹雪梅, 王磊, 张雪龄, 等. 宽带 k 分布模型计算液体火箭尾焰辐射信号[J]. 激光与红外, 2020, 50(11): 1352-1357.
YIN X M, WANG L, ZHANG X L, et al. Wide band k -distribution model for calculating radiation signal of liquid rocket exhaust plume[J]. Laser & Infrared, 2020, 50(11): 1352-1357. (in Chinese)
- [14] 王霞, 陈华础. 视线方向上飞机红外特性计算方法[J]. 大气与环境光学学报, 2008, 3(3): 217-222.
WANG X, CHEN H C. Algorithm of infrared signature of aeroplane along the line of sight[J]. Journal of Atmospheric and Environmental Optics, 2008, 3(3): 217-222. (in Chinese)
- [15] SUN W, WANG S B. Study on infrared images simulation of fighter aircraft[C]//Proceedings of the 2019 19th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAAS), 2019.
- [16] 吴晓中, 滕鹏, 鲁艺, 等. 喷气式飞机红外辐射仿真计算[J]. 红外技术, 2008, 30(12): 727-731.
WU X Z, TENG P, LU Y, et al. Calculation and simulation of infrared radiation about some jet aircraft[J]. Infrared Technology, 2008, 30(12): 727-731. (in Chinese)
- [17] LIU J, JI H H. Investigation on infrared signature of axisymmetric vectoring exhaust system with infrared suppressions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(3): 627-636.
- [18] 刘勇求, 金忠庆. 飞行器运动控制建模及红外辐射图像仿真[J]. 红外技术, 2020, 42(9): 863-872.
LIU Y Q, JIN Z Q. Simulation of air vehicle motion control models and infrared images[J]. Infrared Technology, 2020, 42(9): 863-872. (in Chinese)
- [19] 张海兴, 张建奇, 杨威, 等. 飞机红外辐射的理论计算[J]. 西安电子科技大学学报, 1997, 24(1): 78-81.
ZHANG H X, ZHANG J Q, YANG W, et al. Theoretical calculation of the IR radiation of an aeroplane[J]. Journal of Xidian University, 1997, 24(1): 78-81. (in Chinese)
- [20] 刘尊洋, 丁锋, 叶庆. 一种实用的火箭尾焰粒子辐射参数计算方法[J]. 激光与红外, 2020, 50(3): 315-318.
LIU Z Y, DING F, YE Q. A practical calculation method of the radiation parameters of particles in rocket plume[J]. Laser & Infrared, 2020, 50(3): 315-318. (in Chinese)
- [21] 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 Y Z, SUN B, WANG D H. Building model of aeroplane infrared radiant and simulation[J]. Infrared Technology, 2008, 30(5): 252-255. (in Chinese)
- [22] LU J W, WANG Q. Aircraft-skin infrared radiation characteristics modeling and analysis[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(5): 493-497.
- [23] 朱兵, 裴扬, 宋笔锋. 计算空气动力学飞机红外辐射强度估算方法[J]. 火力与指挥控制, 2011, 8(8): 180-183.
ZHU B, PEI Y, SONG B F. Estimation method of aircraft infrared radiant intensity based on aerodynamic computation[J]. Fire Control & Command Control, 2011, 8(8): 180-183. (in Chinese)
- [24] RAO G A, MAHULIKAR S P. Aircraft powerplant and plume infrared signature modelling and analysis[C]//Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [25] 银燕, 刁一伟, 刘超, 等. 大气物理学[M]. 北京: 气象出版社, 2018: 1-17.
YIN Y, DIAO Y W, LIU C, et al. Atmospheric physics[M]. Beijing: China Meteorological Press, 2018: 1-17. (in Chinese)
- [26] 沈飞, 兰延豪, 康戈文, 等. 临近空间基红外探测隐身飞

- 机尾焰的仿真研究[J]. 上海航天, 2017, 34(1): 73-79.
- SHEN F, LAN Y H, KANG G W, et al. Research on infrared detection simulation of stealth aircraft exhaust plume based on near-space [J]. Aerospace Shanghai, 2017, 34(1): 73-79. (in Chinese)
- [27] 王领, 于雷, 寇添, 等. 机载红外搜索跟踪系统探测性能评测标定[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(5): 192-198.
- WANG L, YU L, KOU T, et al. Evaluation and calibration of operational capability to airborne IRST system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(5): 192-198. (in Chinese)
- [28] 江峰, 盛文, 刘辉, 等. 临近空间红外系统对弹道导弹探测距离的估算[J]. 火力与指挥控制, 2018, 43(1): 99-102.
- JIANG F, SHENG W, LIU H, et al. Estimating detection range of ballistic missiles based on near space infrared system[J]. Fire Control & Command Control, 2018, 43(1): 99-102. (in Chinese)
- [29] 王亮, 童忠诚, 吴俊. EODAS 弹道导弹预警能力仿真研究[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(3): 273-280.
- WANG L, TONG Z C, WU J. Simulation research on early warning of EODAS ballistic missiles[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(3): 273-280. (in Chinese)
- [30] 童忠诚, 王亮, 吴俊. 飞机红外辐射空间分布特性仿真研究[J]. 红外与激光工程, 2023, 52(1): 20220264.
- TONG Z C, WANG L, WU J. Simulation research on IR radiation space distribution characteristic of fight plane[J]. Infrared and Laser Engineering, 2023, 52(1): 20220264. (in Chinese)