

气动热辐射对超音速状态下的导引头红外成像的影响分析

黄振¹, 江伦^{1,2,3*}, 胡赫¹, 张明¹, 李奇¹, 宋延嵩^{1,2,3}, 董科研^{1,2}

¹长春理工大学光电工程学院, 吉林 长春 130022;

²长春理工大学空间光电技术研究所, 吉林 长春 130022;

³鹏城实验室, 广东 深圳 518000

摘要 导引头在 3 Ma (1 Ma \approx 340.3 m/s) 超音速飞行状态下, 受到气动加热的光学窗口温度急剧上升, 产生大量红外热辐射, 干扰探测器的成像质量。为研究气动热辐射对导引头红外成像的影响: 采用 ANSYS 软件对导引头进行三维建模、有限元网格划分及温度场仿真; 采用普朗克黑体辐射公式与 TracePro 软件计算仿真得到的目标源与光学窗口在不同温度下产生的辐照度, 建立信噪比模型, 分析光学窗口温度及目标相对距离对导引头红外成像质量的影响。实验结果表明, 导引头在 2、11、20 km 海拔高速飞行 10 s 后, 红外成像系统信噪比分别下降了 91.8%、50.1%、20.7%, 信噪比的下降会严重影响红外系统成像质量, 必须使用制冷措施冷却光学窗口以降低干扰。研究结果可为导引头的光学窗口及光学探测系统的设计提供数据参考, 为克服气动热辐射干扰的相关研究提供理论依据。

关键词 大气光学; 气动光学; 热辐射; 成像质量; 光学窗口

中图分类号 TH74 文献标志码 A

doi: 10.3788/LOP212424

Analysis of Influence of Aerodynamic Heat Radiation on Infrared Imaging of Seeker in Supersonic State

Huang Zhen¹, Jiang Lun^{1,2,3*}, Hu He¹, Zhang Ming¹, Li Qi¹, Song Yansong^{1,2,3}, Dong Keyan^{1,2}

¹School of Opto-Electronic Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, Jilin, China;

²Institute of Space Photoelectric Technology, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, Jilin, China;

³Peng Cheng Laboratory, Shenzhen 518000, Guangdong, China

Abstract In the supersonic flight state of 3 Ma (1 Ma \approx 340.3 m/s), the temperature of the optical window heated by aerodynamics rises sharply, resulting in a large amount of infrared thermal radiation, which interferes with the imaging quality of the detector. In order to study the influence of aerodynamic thermal radiation on infrared imaging, this paper used ANSYS software to perform 3D modeling, finite element meshing and temperature field simulation on the seeker model; by using Planck's blackbody radiation formula and TracePro software, the irradiance generated by the target source and the optical window at different temperatures were calculated and simulated, and the signal-to-noise ratio model was established to analyze the influence of the temperature of the optical window and the relative distance of the target on the infrared imaging quality of the seeker. The results showed that the signal-to-noise ratio of the infrared imaging system decreased by 91.8%, 50.1%, and 20.7%, respectively after the seeker flew at an altitude of 2 km, 11 km, and 20 km for 10 seconds. The decrease of signal-to-noise ratio will seriously affect the imaging quality of the infrared system, and the cooling measures must be used to cool the optical window for reducing the interference. This paper will provide data reference for the design of the optical window of the seeker and the optical detection system, and will provide theoretical basis for the research on overcoming the interference of aerodynamic heat radiation.

Key words atmospheric optics; aero optics; heat radiation; image quality; optical window

收稿日期: 2021-09-02; 修回日期: 2021-11-01; 录用日期: 2021-11-08; 网络首发日期: 2021-12-10

基金项目: 国家自然科学基金(61701045, 61805028, 91838301)

通信作者: *jlciomp@163.com

1 引言

21 世纪以来世界军事革命迅猛发展,信息主导成为制胜关键,而导弹作为现代战争的关键武器,具备“发现即摧毁”的能力。在追踪锁定目标这一过程中,导弹中的制导系统扮演着极其重要的角色。

导弹通常由战斗部、弹体结构、动力装置和制导系统组成。导引头是安装在导弹头部的制导装置,其内部安装有红外光学成像系统,通过接收探测目标的红外辐射来获取目标信息。不同于其他的探测方法,红外成像制导技术的抗干扰能力、隐蔽能力及夜间能力更加优秀,然而导引头在大气层中以超音速的速度飞行时其光学窗口会因气动加热提高自身的温度,从而产生强烈的红外辐射,形成辐射干扰^[1]且光学窗口作为光学探测系统唯一的探测通道,使得探测器成像对于光学窗口的温度变化尤为敏感,气动热辐射严重时会让光电探测器饱和而不能接收来自目标的辐射,这种效应称为气动热效应,会极大地影响导引头的制导能力^[2-4]。

以往在气动热方向上被研究的对象大多是头部圆形整流罩,研究重点在于整流罩的外形特性及头罩折射率场的变化等对成像质量的影响,或是气动热过程中防护罩与光学系统的相互作用,研究方法多为数值仿真^[5-10]。本文的研究对象为导引头侧面红外光学窗口而非位于头部的光学窗口,侧面光学窗口的设计可以有效降低冷却系统的设计难度,减少气动热带来的影响,提高红外光电探测器成像的质量^[11-12]。研究了光学窗口在导引头超音速飞行状态下温度变化,仿真

了受光学窗口干扰的探测面辐照度^[13],推导出了信噪比随光学窗口温度和探测距离变化的关系^[14],最终分析得到了气动热辐射对红外光学系统成像影响的规律。

2 光学窗口温度场仿真

2.1 导引头模型的建立

导引头模型如图 1 所示,光学窗口位于导引头端面,红外成像系统置于导引头内部,通过光学窗口捕捉来自目标物体的红外辐射。

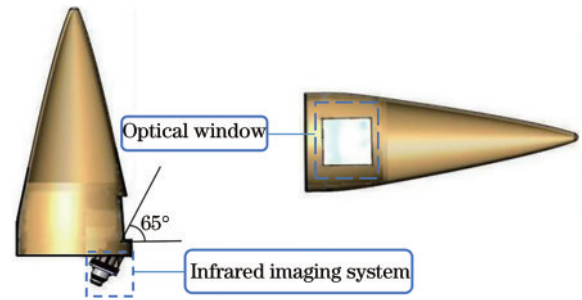


图 1 导引头模型图

Fig. 1 Diagram of seeker model

根据模型尺寸在 ANSYS 软件中建立模型,导引头的几何模型总长为 510 mm,模型半径为 105 mm,内置有红外探测镜头,与窗口法线方向成 65°角,光学窗口材料选用蓝宝石。导引头网格模型如图 2(a)所示。流场体积设定满足空气动力学分析中流场相对于飞行器的比例的要求,在 ANSYS-ICEM 中对流场进行网格划分,如图 2(b)所示。

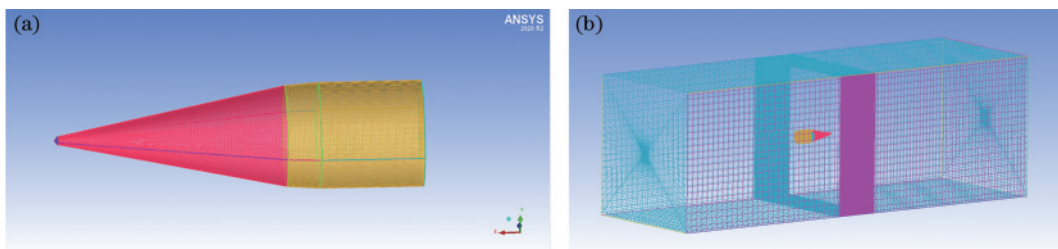


图 2 导引头网格模型及其流场网格模型。(a)网格模型;(b)流场网格模型

Fig. 2 Seeker mesh model and its flow field grid model. (a) Mesh model; (b) flow field grid model

2.2 光学窗口温度场仿真结果

当飞行器以较低速度飞行时,气动热导致的光学窗口升温较小,且光学窗口的红外辐射率很低,所以光学窗口在探测器上产生的辐射照度也很低,相对于目标红外辐射可以忽略。故本研究中导引头飞行速度为 3 Ma (1 Ma \approx 340.3 m/s),飞行高度分别为 2、11、20 km,飞行攻角为 0°。Ansys-Fluent 仿真外流场边界条件^[15]具体参数如表 1 所示。

在大气层中高速飞行的导引头外流场是较为复杂的湍流流场,求解器选择三维双精度耦合瞬态密度基求解器。湍流模型选择专门为高速航天航空设计的

表 1 外流场边界条件

Table 1 Boundary conditions of external flow field

Altitude /km	Mach number	Gauge /Pa	Temperature /K
2	3	80000	288
11	3	22630	216
20	3	5420	216

spalart-allmaras 模型,该模型对于高速飞行器外流场具有优秀的边界层计算能力。外流场气体设置为理想气体,对于高速可压缩流动气体采用描述气体粘度的 Sutherland 定律。壁面条件设置无滑移,表面粗糙度为 0.5^[16]。Fluent 计算时设置时步数量为 100,时间步

长为 0.1 s, 即计算飞行时间 10 s 内的温度场变化, 仿真时对 Fluent 进行的相关求解设置如表 2 所示。经 Fluent 计算当导引头以 3 Ma 分别在 2、11、20 km 海拔高度飞行 10 s 时, 光学窗口的最高温度分别达到了

376.6、318.6、305.85 K, 导引头飞行 10 s 时光学窗口温度场分布如图 3 所示。

图 4 为导引头在不同海拔高度飞行 10 s 的光学窗口温度随时间变化情况。从图 4 可以看出, 导引头在 2 km 海拔飞行的升温速度及相同时间内的最高温度比在 11 km、20 km 海拔飞行时更快、更高, 这是因为 2 km 海拔位于对流层底端, 对流层是大气中最稠密的一层, 集中了约 75% 的大气质量和 90% 以上的水汽质量, 那么高速飞行下的导引头产生的气动热则更加严重, 而 20 km 海拔的大气层处于平流层中层, 气体更加稀薄, 对光学窗口的气动加热没有 2 km 海拔那么剧烈, 并且随着飞行时间的增加, 在飞行时间 10 s 左右时, 光学窗口温度趋于稳定。

表 2 光学系统参数

Table 2 Optical system parameters

Optical system parameter	Numerical value
Focal length /mm	44
Wavelength / μm	3-5
Relative aperture $F^\#$	2
Field of view /($^\circ$)	10
Detector specification	320 \times 256@30 μm

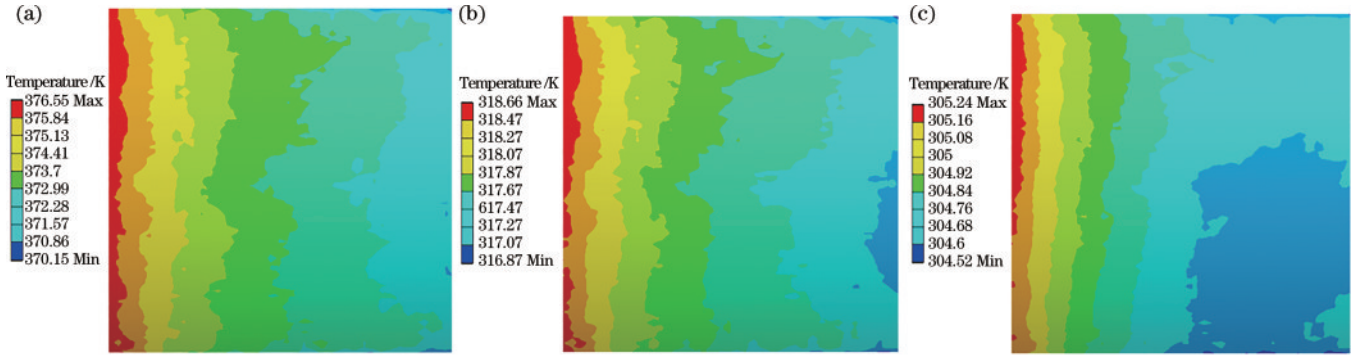


图 3 导引头飞行 10 s 不同海拔光学窗口温度场分布。(a) 2 km; (b) 11 km; (c) 20 km

Fig. 3 Temperature map of seeker at different altitudes after flying for 10 s. (a) 2 km; (b) 11 km; (c) 20 km

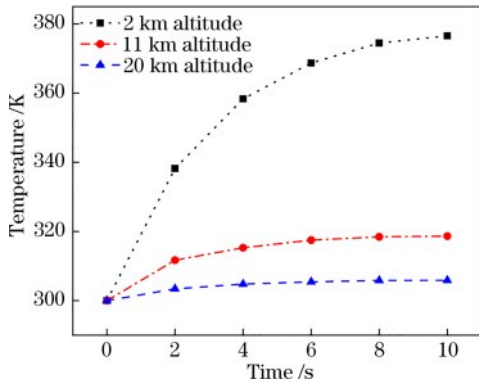


图 4 光学窗口最高温度随飞行时间变化情况

Fig. 4 Maximum temperature of optical window varying with time of flight

3 光学窗口热辐射对红外成像系统的影响

3.1 光学窗口热辐射计算

物体温度高于绝对零度时都将辐射出能量, 该现象称为热辐射。对于绝对黑体, 其光谱辐射出射度 $R_{\lambda T}$ 遵从普朗克辐射定律。绝对黑体是指在任意温度下能够吸收落入的所有波长的全部辐射能量的物体。

$$R_{\lambda T} = \frac{c_1}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]}, \quad (1)$$

式中: c_1 为第 1 辐射系数, $c_1 = 3.741832 \times 10^{-12} \text{ W} \cdot \text{cm}^2$; c_2 为第 2 辐射系数, $c_2 = 1.4388 \text{ K} \cdot \text{cm}$; λ 为波长; T 为黑体温度。

为了描述一般不具备绝对黑体特性的物体辐射, 引入“辐射发射率” ϵ 的概念, 光学窗口的光谱辐射出射度为

$$R_{\lambda w} = \frac{\epsilon_w c_1}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]}, \quad (2)$$

式中: ϵ_w 为窗口辐射系数。

窗口辐射亮度为

$$I_{\lambda w} = \frac{\epsilon_w c_1}{\pi \lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]}, \quad (3)$$

式中: $I_{\lambda w}$ 为光谱辐射亮度。

则光学窗口在探测系统入瞳上的辐射照度 E_w 为

$$E_w = \frac{R_{\lambda B} \cdot A_B}{\pi} \cdot \frac{1}{L_B^2} \cdot \tau_w, \quad (4)$$

$$A_B = xy = \frac{a}{f} l_B \frac{b}{f} l_B = \frac{abl_B^2}{f^2}, \quad (5)$$

式中: l_B 为光学窗口到探测器的距离; A_B 为光学窗口面积; a 、 b 为红外探测器边长; f 为光学系统的焦距。则式(4)可以改写为

$$E_w = \frac{R_{\lambda w} abl_B^2}{\pi f^2 l_B^2} \tau_w = \frac{R_{\lambda w} ab}{\pi f^2} \tau_w. \quad (6)$$

3.2 光学窗口辐照度仿真

本研究基于 TracePro 软件进行探测器光学窗口辐照度仿真, TracePro 可以根据不同辐射的特性设置相对应的辐射源、建立光学系统实体模型及探测面^[17]。

根据导引头实际情况, 选用蓝宝石晶体作为光学窗口辐射源材料, 蓝宝石晶体在 3~5 μm 红外波段有

良好的透过率, 且在高温下有低辐射率特性, 满足红外成像系统的工作要求。本研究中光学系统为透射式中波红外光学系统, 光学系统及探测器参数如表 2 所示。

在 TracePro 软件中将发射形式设为灰体辐射, 光谱范围设为 3~5 μm 。当光学窗口作为光源时可以近似看作朗伯光源, 遵循朗伯余弦定律, 故发光场型采用朗伯体发光场型。依据第 2 小节导引头温度场的计算结果设置光学窗口的温度及对应的发射率。依据光学窗口温度场仿真结果, 计算得到探测面上不同时间下辐照度的仿真结果, 导引头在海拔 2、11、20 km 高度飞行时间 10 s 时的探测面的辐照度分布如图 5 所示。导引头飞行 10 s 时, 在 2 km 海拔、11 km 海拔、20 km 海拔高度的光学窗口产生的在探测器探测面上的最大辐照度分别为 0.204、0.034、0.021 W/m^2 。

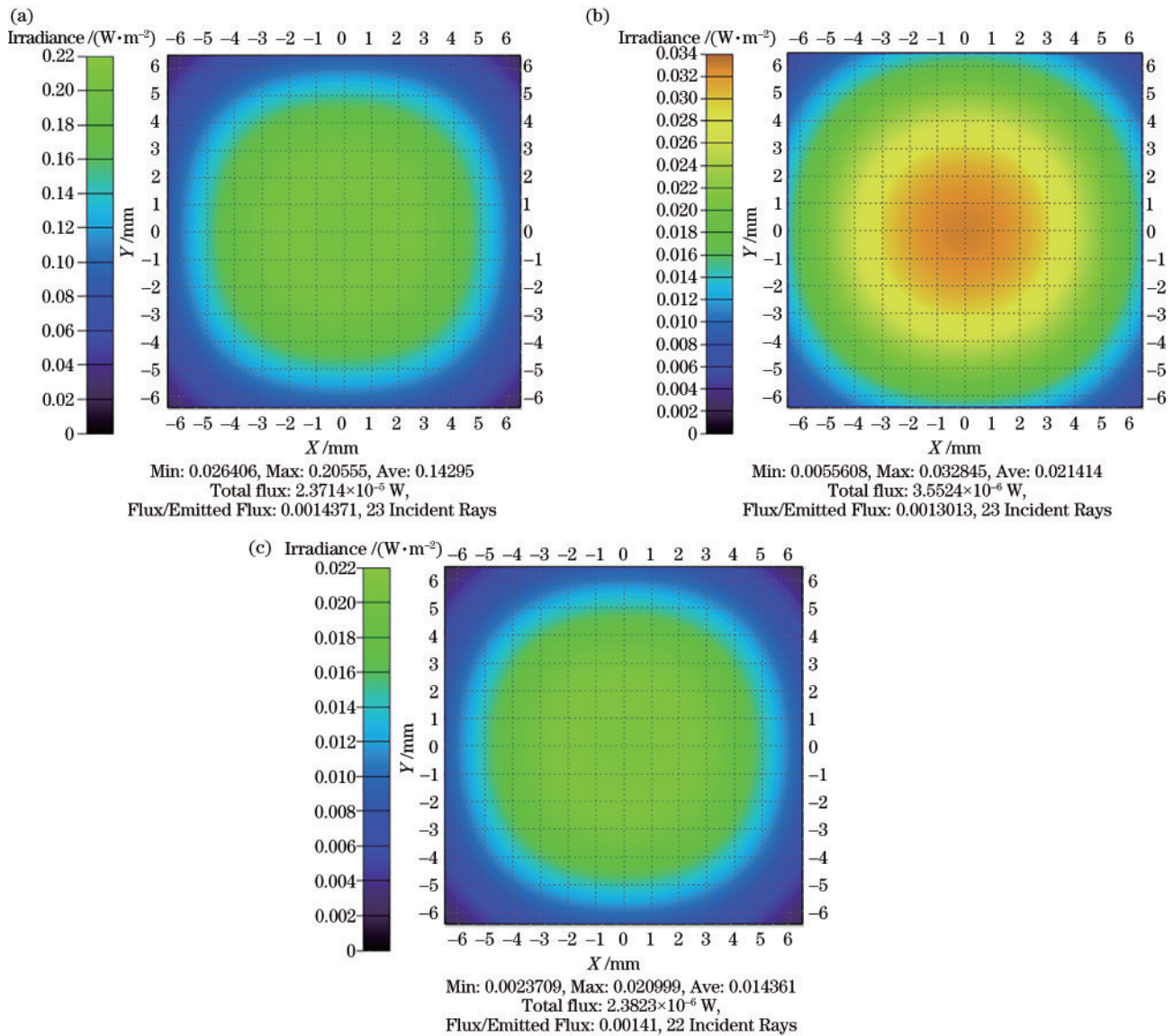


图 5 导引头飞行 10 s 探测器辐照度仿真图。(a) 2 km 海拔探测器辐照度图; (b) 11 km 海拔探测器辐照度图; (c) 20 km 海拔探测器辐照度图

Fig. 5 Simulation diagrams of detector irradiance for 10 s flight of seeker. (a) 2 km altitude detector irradiance map; (b) 11 km detector irradiance map; (c) 20 km detector irradiance map

依据 TracePro 软件仿真光学窗口的不同温度下探测面的辐照度结果,可得到导引头在不同海拔高度飞行 10 s 内探测器面辐照度的变化趋势,结果如图 6 所示。飞行时间为 0 s 时,接收面辐照度仅有

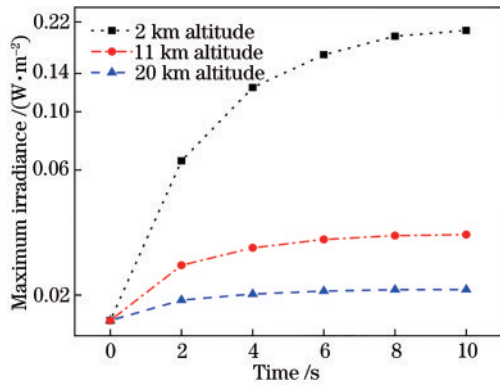


图 6 导引头飞行 10 s 内探测器接收面最大辐照度变化趋势
Fig. 6 Change trend of maximum irradiance of detector's receiving surface within 10 s of seeker's flight

0.016 W/m²,飞行 10 s 后均有上升,在 2 km 海拔高度探测面辐照度上升最快,探测面辐照度增加了 12.75 倍,在 11 km 海拔高度探测面辐照度增加了 2.125 倍,在 20 km 海拔高度探测器辐照度上升最慢,辐照度增加了 1.31 倍。探测器探测面接收到的最大辐照度变化趋势与温度场仿真结果一致。

为了更加直观地看出光学窗口热辐射对成像系统的影响,仿真得到了不同海拔高度下飞行 10 s 时的失真目标图像,其光学窗口温度分别为 300、305、318、376 K,如图 7 所示。从图 7 可以看出,随着光学窗口温度升高,其辐射干扰对目标成像影响越来越大。窗口温度在 305 K 及 318 K 时,探测面受光学窗口干扰的最大辐照度为 0.021、0.034 W/m²,目标图像受辐射干扰仍在可接受范围之内。但当温度升到 378 K 时,探测面最大辐照度为 0.204 W/m²,目标图像模糊,机身细节丢失。画面中心由于受光学窗口的热辐射影响,亮度较周围明显增加,影响目标红外辐照信号的接收。



图 7 仿真目标失真图像
Fig. 7 Distorted images of simulation target

3.3 光学窗口热辐射对成像系统信噪比的影响

通过第 3.2 节的失真目标仿真图像可以看出,随着光学窗口的气动加热温度不断升高,热辐射噪声不断加大,红外成像系统目标图像质量愈加下降,目标信号相比于热辐射噪声不断减小,则可以通过目标信号幅值与热辐射噪声的幅值的比值——信噪比(SNR),来描述红外光学系统的成像质量。

SNR 为目标信号输出功率与同时输出的噪声信号的比值^[18],即 $R_{\text{SNR}} = \frac{G_{\text{signal}}}{G_{\text{noise}}}$ 。SNR 是许多科学工程领域常用的参数,在光学窗口气动热辐射的研究中,目标信号是目标物体的红外辐射幅值 ϕ_T ,噪声信号即是光学窗口气动热辐射产生的噪声 ϕ_w ,则

$$R_{\text{SNR}} = \frac{\phi_T}{\phi_w} \quad (7)$$

真实的目标辐射计算是相当复杂的,它包括目标体各种热源及其热传导辐射计算、飞行过程中的气动热辐射计算、太阳及地球辐射照射及反射计算等,需要建立复杂的数学模型来计算模拟,并辅以实际测量数据来验证。为了工程计算方便,有时也将目标等效为一个灰体辐射元,设其温度为 T 、发射率为 ϵ_λ 、等效面积为 A_T ,通过普朗克公式可以得到目标的辐射出射度:

$$R_{\lambda T} = \frac{\epsilon_\lambda c_1}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]}, \quad (8)$$

通过辐射出射度可以得到目标的辐射强度和辐射亮度,目标的辐射强度为

$$J_{\lambda T} = R_{\lambda T} \cdot \frac{A_T}{\pi} = \frac{\epsilon_\lambda c_1 A_T}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]}, \quad (9)$$

目标的辐射亮度为

$$I_{\lambda T} = \frac{R_{\lambda T}}{\pi} = \frac{\epsilon_\lambda c_1}{\pi \lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} \quad (10)$$

设探测器的接收系统置于目标辐射轴的垂面上,距目标的相对距离是 R ,按照距离平方反比定律,该探测器系统接收孔径上的辐射照度 E_o 为

$$E_o = \frac{R_{\lambda T} A_T}{\pi R^2} \tau_a, \quad (11)$$

式中: τ_a 为大气透过率。

又因为入射到单位接收表面上的辐射功率 $E = \frac{\partial P}{\partial A}$,所以光学系统的光学孔径接收面 A_o 上的辐射功率 $P_{\lambda T}$ 为

$$P_{\lambda T} = E_o A_o = \frac{A_o A_T \tau_a}{\pi R^2} \frac{\epsilon_\lambda c_1}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]}, \quad (12)$$

于是光学成像系统探测面上接收目标信号的幅值为

$$\phi_T = \frac{A_o}{R^2} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \eta(\lambda) \tau_a \tau_o J_T(\lambda) d\lambda, \quad (13)$$

式中: τ_o 为光学系统透过率。

由式(6)可知,光学窗口在系统接收孔径处的辐照度为

$$E_w = \frac{R_{\lambda w}}{\pi} \cdot \frac{ab}{f^2}, \quad (14)$$

则在红外光学系统接收孔径 A_o 处的辐射功率为

$$P_w = E_w A_o = \frac{R_w}{\pi} A_o \frac{ab}{f^2}, \quad (15)$$

则光学窗口热辐射产生的红外噪声为

$$\phi_w = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{R_{\lambda w}}{\pi} \pi \left(\frac{D}{2}\right)^2 \frac{ab}{f^2} \tau_o \eta(\lambda) d\lambda, \quad (16)$$

式中:光学系统接收孔径面积 $A_o = \pi \left(\frac{D}{2}\right)^2$, D 为光学系统入瞳直径。经整理后得到

$$\phi_w = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{R_{\lambda w} A_d \tau_o \eta(\lambda)}{4F^2} d\lambda, \quad (17)$$

式中: A_d 为探测器面积; F 为光学系统 F 数。

根据上述公式,整理可以得到

$$R_{\text{SNR}} = \frac{\phi_T}{\phi_w} = \frac{\frac{A_o}{R^2} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \eta(\lambda) \tau_a \tau_o J_T(\lambda) d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{R_{\lambda w} A_d \tau_o \eta(\lambda)}{4f^2} d\lambda} = \frac{A_o 4f^2 \tau_a \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_T(\lambda) d\lambda}{A_d R^2 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} R_{\lambda w} d\lambda} \quad (18)$$

3.4 信噪比结果分析

控制其他变量,仅研究光学窗口温度与目标相对距离特性对信噪比的影响。在信噪比模型中,目标物体选择美军战斗机,等效面积为 78 m^2 ,光学系统接收孔径约为 380 mm^2 ,探测器面积为 58.9 mm^2 ,饱和温度为 400 K 。经信噪比模型计算可得到光学窗口在不同飞行时刻的不同温度下红外光学系统信噪比变化情况,如图 8 所示。

导引头在 3 Ma 的状态下在 2 km 海拔飞行 10 s 时对应窗口温度为 376.55 K ,信噪比降低到 3.23 ,而在 11 km 和 20 km 海拔飞行 10 s 时对应光学窗口为 318.66 、 305.85 K ,信噪比则分别是 19.618 、 31.17 。即不同海拔高度对于信噪比影响较大,这是因为海拔越低,受气动热影响越大,光学窗口温度越高,故信噪比越低。当光学窗口温度趋于稳定,信噪比也会随之稳定。当光学温度升至 340 K 左右时,信噪比降至 10

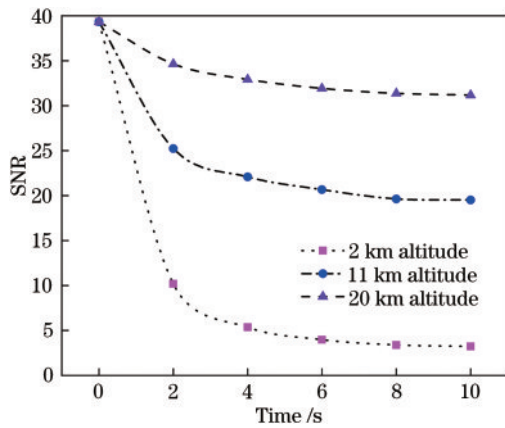


图 8 信噪比随飞行时间变化情况

Fig. 8 Variation of signal-to-noise ratio with flight time

以下,温度升至 380 K 左右时,信噪比下降到 3 以下,红外成像系统探测器被严重干扰。从图 7 中 376 K 时的图像可以看出,画面中心亮度增大,目标细节丢失。本研究中探测器的窗口饱和温度为 400 K,当光学窗口温度超过 400 K,信噪比跌落到 1 以下后,目标辐射信号将被光学窗口干扰辐射淹没。

若光学窗口经制冷设备被保持在一个稳定的温度,根据信噪比模型可以得出,距离目标越近,信噪比越高。本研究中当光学窗口实际温度被稳定在 300 K 时,信噪比与探测距离的关系如图 9 所示。从图 9 中可以看出,在探测距离较近时,可以保持较高的信噪比。目前军用红外制导系统有效距离为 20 km,一般目标物体在 10 km 以内则可以保证打击的高精度。目标在 20 km 时成像系统信噪比为 40,目标在 10 km 以内时信噪比在 80 以上。该信噪比模型计算结果与实际情况相吻合,并且随着探测目标距离越远,红外辐射受大气影响会更严重,成像质量就越差。

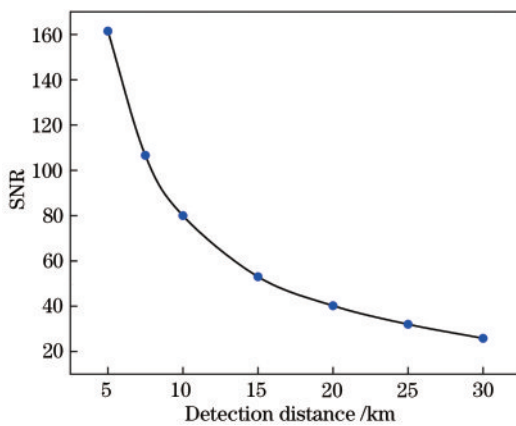


图 9 信噪比随探测距离变化情况

Fig. 9 Variation of signal-to-noise ratio with detection distance

4 结 论

主要研究对象是导引头侧面光学窗口,采用有限元分析法对导引头口进行温度场的模拟,得到光学窗

口的温度变化情况并通过 TracePro 软件仿真探测器探测面的辐照度。建立了成像系统信噪比模型,分析得出导引头飞行海拔高度、目标探测距离和光学窗口温度与信噪比之间的关系。研究结果表明:导引头飞行海拔高度很大程度上决定红外成像系统受气动热干扰的程度,当导引头的飞行海拔为 11、20 km,在飞行 10 s 后,光学窗口干扰的探测器探测面最大辐照度相比于 2 km 海拔降低了 83%、89%,信噪比增加了 6.07 倍、9.65 倍。海拔越高,辐照度越低,则成像系统信噪比越高,成像质量越好。当光学窗口温度上升至探测器饱和温度后,信噪比下降到 1 以下时就应当采用制冷方式降低光学窗口辐射影响来提高红外光学系统成像质量。

参 考 文 献

- [1] Cross E. Window-heating effects on airborne infrared system calibration[J]. Proceedings of SPIE, 1993, 1762: 1-8.
- [2] 殷兴良. 气动光学原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.
Yin X L. Principle of Aerooptics[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003.
- [3] 王惠, 党凡阳, 张荣达, 等. 半球形整流罩厚度对气动热辐射的影响[J]. 红外与激光工程, 2018, 47(12): 153-158.
Wang H, Dang F Y, Zhang R D, et al. Influence of thickness of hemispherical dome on aerodynamic thermal radiation[J]. Infrared and Laser Engineering, 2018, 47(12): 153-158.
- [4] 张发强, 张维光, 万文博. 基于光线追迹的红外探测光学系统杂散辐射研究[J]. 红外与激光工程, 2019, 48(9): 0904006.
Zhang F Q, Zhang W G, Wan W B. Research on stray radiation of infrared detection optical system based on ray-tracing[J]. Infrared and Laser Engineering, 2019, 48(9): 0904006.
- [5] 史要涛, 王玉雷, 解放, 等. 基于 Code V 的气动热环境下头罩的光传输仿真[J]. 航空兵器, 2015, 22(5): 41-45.
Shi Y T, Wang Y L, Xie F, et al. Optical transmission simulation of dome in aero-dynamic heating environment based on CodeV[J]. Aero Weaponry, 2015, 22(5): 41-45.
- [6] 薛文慧. 气动热环境下共形整流罩热辐射特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
Xue W H. Research on the thermal radiation characteristics of conformal dome in the aero-dynamic environment[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016.
- [7] 吕银环. 防护罩气动热效应对玫瑰扫描系统的影响仿真分析[J]. 红外与激光工程, 2020, 49(7): 20190520.
Lü Y H. Simulation analysis of influence of aerodynamic heating effect of dome window on rosette scan system[J]. Infrared and Laser Engineering, 2020, 49(7): 20190520.
- [8] 董玉磊, 韦承甫, 刘现魁, 等. 狭缝式自由旋涡气动窗口光学质量测量方法研究[J]. 中国激光, 2021, 48(23):

2304003.
Dong Y L, Wei C F, Liu X K, et al. Measuring method of slit free-vortex aerodynamic window optical quality[J]. Chinese Journal of Lasers, 2021, 48(23): 2304003.
- [9] 陈勇, 谢伟明, 路大举, 等. 吊窗尾迹流动非稳态气动光学效应研究[J]. 光学学报, 2020, 40(16): 1601001.
Chen Y, Xie W M, Lu D J, et al. Study on unsteady aero-optical effect of turret wake[J]. Acta Optica Sinica, 2020, 40(16): 1601001.
- [10] 张丽琴, 费锦东. 高速飞行器成像探测气动光学效应研究(特约)[J]. 红外与激光工程, 2020, 49(6): 20201016.
Zhang L Q, Fei J D. Study on aero-optical effect of the imaging detection system of high speed flight vehicle (Invited)[J]. Infrared and Laser Engineering, 2020, 49(6): 20201016.
- [11] 易仕和, 丁浩林. 稠密大气中高超声速导引头红外成像面临的机遇、挑战与对策[J]. 现代防御技术, 2020, 48(3): 1-10.
Yi S H, Ding H L. Opportunities, challenges and countermeasures for infrared imaging of hypersonic seeker flying in condensed atmosphere[J]. Modern Defence Technology, 2020, 48(3): 1-10.
- [12] 王亚辉, 王强, 张伯川, 等. 红外窗口气动热辐射效应评估方法[J]. 红外与激光工程, 2016, 45(2): 0204001.
Wang Y H, Wang Q, Zhang B C, et al. Evaluation method for aero-thermo-radiation effect of IR window[J]. Infrared and Laser Engineering, 2016, 45(2): 0204001.
- [13] 金和, 任栖锋, 陈为. 窗口自发辐射对于红外探测器系统性能的影响[J]. 光电工程, 2016, 43(8): 84-88.
Jin H, Ren Q F, Chen W. The influence of spontaneous emission of window on the performance of infrared detector system[J]. Opto-Electronic Engineering, 2016, 43(8): 84-88.
- [14] 徐振亚, 付奎生, 祁鸣, 等. 一种用于发射后截获的红外导引头探测距离估算方法[J]. 红外技术, 2020, 42(11): 1095-1102.
Xu Z Y, Fu K S, Qi M, et al. Estimation method of infrared seeker detection range used for lock-on-after-launch[J]. Infrared Technology, 2020, 42(11): 1095-1102.
- [15] 姜波, 齐杏林, 贾波, 等. 基于 fluent 的弹丸外流场仿真计算[J]. 计算机仿真, 2014, 31(3): 38-40, 45.
Jiang B, Qi X L, Jia B, et al. Simulation research on projectile external flow with fluent[J]. Computer Simulation, 2014, 31(3): 38-40, 45.
- [16] 赵璇, 孙智, 吕润民, 等. 不同热边界对超音速机翼气动热数值分析的影响[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 714-721.
Zhao X, Sun Z, Lü R M, et al. Influence of different thermal boundary on numerical analysis of aerodynamic heat of supersonic wing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 714-721.
- [17] 孙成明, 赵飞, 张泽. 基于 TracePro 的空间目标光学散射特性建模与仿真[J]. 光子学报, 2014, 43(11): 1122003.
Sun C M, Zhao F, Zhang Z. Modeling and simulation of space object optical scattering characteristics using TracePro[J]. Acta Photonica Sinica, 2014, 43(11): 1122003.
- [18] 李振. 预警机蒙皮红外特征与成像仿真技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
Li Z. Research on infrared characteristics and imaging simulation technology for AWACS-skin[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016.