

飞机的红外图像仿真

王彪,童中翔,王超哲,马榜
(空军工程大学航空航天工程学院,陕西 西安 710038)

摘要:飞机在高空高速的条件下飞行时,红外图像的获取通常较为困难。为解决这一问题,将整机辐射分解为机体辐射与排气系统辐射两大部分,以经典红外辐射理论为基础,结合传热学及射流动力学工程模型,建立了一种实时性较好的飞机红外图像生成模型。在求解蒙皮表面温度场时,采用求解热平衡方程法,综合考虑气动加热、内热源加热、环境辐射热量与蒙皮向外辐射热量对蒙皮温度的作用。计算排气系统红外辐射时,采用基于包络面的红外辐射计算方法,将尾焰流场计算的工程模型、包络面模型及非均匀气体计算模型相结合。最后利用VC++平台与OpenGL图形库编程生成了飞机的红外图像。仿真图像为成像制导武器的仿真提供了目标源,在成像制导武器系统的评估测试中有一定参考价值。

关键词:红外辐射;红外成像仿真;温度场;蒙皮;排气系统;红外图像

中图分类号:TP391 **文献标识码:**A **DOI:**10.3969/j.issn.1001-5078.2015.08.009

Simulation of IR imaging for Airplanes

WANG Biao, TONG Zhong-xiang, WANG Chao-zhe, MA Bang

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

Abstract: When the aircraft is flying in high-altitude and high-speed flight, its infrared images are difficult to be acquired. In order to solve this problem, the aircraft radiation is divided into two main parts, aircraft skin's radiation and exhaust system's radiation. Based on the classical radiation theory, and combined with the engineering model of heat transfer and jet dynamics, an efficient aircraft infrared simulation model is built up. In the calculation of aircraft skin's radiation, the heat balance equations, which take into account aerodynamic heat convection, environmental heat radiation, internal heat radiation and the skin's heat radiation, was established in order to acquire the aircraft skin's temperature distribution. In the calculation of exhaust system's radiation, the plume flow field calculation model, the figure envelope model and the non-uniform hot gas radiation model are combined. At last, infrared images are programmed by the VC++ platform and the Open Graphics Library. The simulated infrared images can offer target's infrared radiation images for the simulation of the infrared radiation image guided weapons, which can be helpful to the evaluation of the infrared radiation image guided weapon systems.

Key words: infrared radiation; infrared imaging simulation; temperature distribution; aircraft skin; exhaust system; infrared images

1 引言

随着红外制导技术的不断发展,红外制导导弹的抗干扰能力不断提高,目前最新一代的红外制导

导弹普遍采用了红外成像制导技术^[1]。红外成像制导探测器能够利用目标的形状特征、灰度分布规律、运动特点等诸多物理特征形成对目标的识别,进

基金项目:国家自然科学基金项目(No. 61172083)资助。

作者简介:王彪(1992-),男,硕士,主要研究方向为红外对抗仿真。E-mail:biao_af@sina.com

收稿日期:2014-11-14

而形成制导信号,其抗干扰能力得到了极大提高,因此,对目标的红外图像特征进行研究已变得十分重要。

目前红外图像的获取方式有三种,一是在真实条件下进行实际拍摄,二是在地面进行模拟测试,三是理论建模与仿真。理论建模与仿真法与前两种方法相比,其所需经费较少,且不易受场地、设备、天气等因素的限制,可以在一定的精度下模拟出飞机在任意飞行条件下的红外图像,在研究目标红外图像的过程中具有重要意义。

针对飞行器的红外图像仿真方法,广大专家学者进行了广泛的研究。在机体红外图像方面,文献[2]借助 Fluent 软件生成了蒙皮的红外图像,文献[3]、[4]通过建立热平衡方程生成了机体红外图像,但建立的模型不能反映飞机外形对气动加热的影响。在排气系统红外图像方面,文献[5]对发动机热喷流进行了红外成像仿真,文献[6]采用粒子系统对尾焰图像进行了仿真研究。然而由于飞机在空中受到多种因素的影响,其红外辐射模型的建立比较复杂,模型的精确性与实时性往往不能同时满足,因此在建立仿真模型的过程中,如何快速地生成满足精度要求的图像是模型的关键。本文将整机辐射分解为机体辐射与排气系统辐射两部分,建立了一种可用于任意视线方向的飞机红外图像的生成模型,并利用 OpenGL 图形库生成了可视化的红外图像,通过验证模型计算速度较快,且满足一定的精确性。

2 机体红外辐射计算

2.1 蒙皮温度场建模

飞机在空中飞行的过程中要受到高速气流的气动加热、内热源加热、环境辐射热量与蒙皮向外辐射热量的综合作用,如图1所示,使得机体的各部位呈现出不均匀的温度分布,因此,求解蒙皮的温度场是生成机体红外图像的关键。

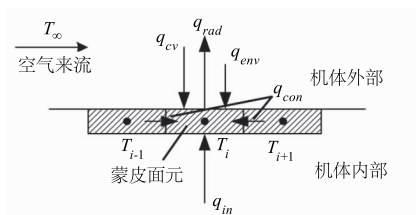


图1 飞机热交换示意图

本文中首先将机体表面分成 n 个面元,认为每

个面元具有均匀的温度与辐射量。综合考虑各因素对面元温度变化的影响,建立式(1)的热平衡方程。

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} = q_{cv} + q_{in} + q_{env} + q_{con} - q_{rad} \quad (1)$$

式中, m_i 为面元的质量; c_i 为面元的比热容; T_i 为面元温度; $q_{cv}, q_{in}, q_{env}, q_{con}, q_{rad}$ 分别为气动加热、内热源加热、环境辐射热、相邻面元之间的热传递与蒙皮向外辐射热量的热流密度。

由于机体蒙皮很薄,面元之间的热传导面积很小,且蒙皮温度场是连续的,相邻面元之间的温差不大,因此忽略面元之间的热传递,即认为:

$$q_{con} = 0 \quad (2)$$

2.1.1 气动加热

高速气流流过飞机表面时,会因气流压缩与摩擦产生大量的热量,热量大小与面元所在位置的机体形状相关。根据机体各部位形状不同,将机体分为机身、机头、翼前缘、翼面四个部分分别求解其气动加热大小。

a) 机身及翼面气动加热计算

机身可近似等价为圆柱形,气流的流动方向沿圆柱轴向,其热流密度可按照平板气动加热计算。翼面的热流密度也可近似按照平板气动加热公式计算,其热流密度公式为:

$$q_{ox} = \alpha_{ox} (T_r - T_i) \quad (3)$$

式中, T_i 为面元 i 的温度; T_r 与 α_{ox} 分别为恢复温度和热交换系数,其计算式为:

$$T_r = T_e + p_r^{0.5} (u_e^2 / 2c_p) \quad (4)$$

$$\alpha_{ox} = 0.332 p_r^{-2/3} \rho^* c_p u_e \text{Re}_x^{-0.5} \quad (5)$$

式中, T_e, u_e, ρ_e 分别为附面层边缘气体的温度、速度和密度; p_r 为普朗特数; c_p 为空气的定压比热; Re_x 为特征长度 x 处的雷诺数; ρ^* 是参考温度 T^* 对应的密度,可由气体状态方程求解:

$$\rho^* = \frac{p}{RT^*} \quad (6)$$

其中, R 为气体常数; T^* 可取 Eckert 参考温度:

$$T^* = 0.28 T_e + 0.22 T_r + 0.5 T_i \quad (7)$$

b) 机头气动加热计算

机头可近似等价为圆锥形,其热流密度公式和平板热流密度公式的区别在于换热系数不同,圆锥的换热系数公式为^[7]:

$$\alpha_{oh} = 0.332 \sqrt{3} p_r^{-2/3} \rho^* c_p u_e \text{Re}_x^{-0.5} \quad (8)$$

c) 翼前缘气动加热计算

翼前缘可近似等价为一个无限后掠圆柱,其驻点线上的热流密度 q_{or} 与半球驻点热流密度 q_{ob} 有如下近似关系:

$$q_{or} = q_{ob} / \sqrt{2} \quad (9)$$

半球驻点热流密度 q_{ob} 可按照 Kemp-Riddle 经验公式计算:

$$q_{ob} = \frac{31500}{\sqrt{R_0}} \times 4.1868 \times \left(\frac{\rho_\infty}{\rho_{sl}}\right)^{0.5} \left(\frac{u_\infty}{7900}\right)^{3.25} \left(1 - c_p \frac{T_i}{T_s}\right) \quad (10)$$

式中, R_0 为半球半径; ρ_{sl} 为海平面大气密度; T_s 为驻点温度。

对于后掠机翼,当后掠角在一定范围内时 ($0^\circ \leq \Lambda \leq 60^\circ$),对后掠角的修正因子如下^[8]:

$$q_{or\Lambda} / q_{or(\Lambda=0)} = \cos^{1.5} \Lambda \quad (11)$$

2.1.2 内热源加热

内热源对蒙皮面元的加热以两种方式进行:热辐射与通过金属结构的热传导。将内热源看作是温度为 T_0 、发射率为 ε_0 、有一定形状的辐射灰体,通过第一种方式辐射到面元 i 的热流密度为:

$$q_{inr} = \alpha_i \varepsilon_0 \sigma T_0^4 F_{0-i} \quad (12)$$

式中, α_i 为蒙皮面元的吸收率; F_{0-i} 为内热源到面元 i 的辐射角系数。

内热源通过第二种方式传导到面元 i 的热流密度为:

$$q_{inc} = \frac{\lambda_c}{l_0} (T_0 - T_i) \quad (13)$$

式中, λ_c 为综合导热系数; l_0 为内热源到面元的热传导距离。

则内热源对蒙皮加热的总热流密度为:

$$q_{in} = q_{inr} + q_{inc} \quad (14)$$

2.1.3 环境辐射热

对于高空飞行的飞机,天空散射太阳辐射、地面辐射及地面反射太阳辐射影响不大,本文中予以忽略,环境辐射对蒙皮温度的影响只考虑太阳直射辐射与大气辐射,即:

$$q_{env} = q_{sun} + q_{air} \quad (15)$$

q_{sun} 与 q_{air} 的计算式为:

$$q_{sun} = \alpha_i E_{sun} \tau_h \cos \theta_s \quad (16)$$

$$q_{air} = \alpha_i \sigma T_\infty^4 \quad (17)$$

式中, E_{sun} 为太阳常数 ($E_{sun} = 1353 \text{ W/m}^2$); τ_h 为从大气层外边界到飞行高度 h 的路径上大气对太阳辐射的透过率,计算方法可参考文献[9]; θ_s 为太阳直射光线与面元法线方向的夹角,当 $0 \leq \theta_s < \pi/2$ 时, q_{sun} 按式(17)计算, $\pi/2 < \theta_s \leq \pi$ 时, $q_{sun} = 0$ 。

2.1.4 蒙皮自身辐射热量 T_i

将蒙皮看作发射率为 ε_i 、温度为 T_i 的辐射灰体,则蒙皮面元自身辐射热量为:

$$q_{rad} = \varepsilon_i \sigma T_i^4 \quad (18)$$

2.1.5 热平衡方程求解

根据以上描述,可完成式(1)中热平衡方程的建立,方程的右侧实际上是 T_i 的函数,其中含有 T_i^4 、 T_i 、 T_i^{-1} 项及与 T_i 无关的常数项,记作:

$$\begin{aligned} f(T_i) &= q_{cv} + q_{in} + q_{env} + q_{con} - q_{rad} \\ &= C_1 T_i^4 + C_2 T_i + C_3 T_i^{-1} + C_4 \end{aligned} \quad (19)$$

其中, C_1, C_2, C_3, C_4 为与 T_i 无关的系数。

因为本文所求的是稳态时的温度场,因此令 $dT_i/dt = 0$,得到以下方程:

$$C_1 T_i^4 + C_2 T_i + C_3 T_i^{-1} + C_4 = 0 \quad (20)$$

方程(20)虽然是一个5次方程,但根据其物理意义,方程有唯一解,且 $T_i > T_\infty$ 。因此在求解时,设定合适的门限值 σ 与步长 B ,以 T_∞ 为初始值,当满足式(21)时,认为 $T_\infty + kB$ 即为方程(20)的解。

$$f(T_\infty + kB) < \sigma \quad (21)$$

2.2 机体红外辐射亮度计算

得到蒙皮温度场后,将蒙皮看作灰体,应用普朗克定律和基尔霍夫定律可得蒙皮自身辐射的红外辐射亮度,其计算公式为:

$$L_s = \frac{\varepsilon}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [e^{c_2/(\lambda T)} - 1]} d\lambda \quad (22)$$

式中, ε 为蒙皮发射率,与蒙皮材料有关,本文取 $\varepsilon = 0.8$; c_1 与 c_2 为辐射常数。

蒙皮的辐射亮度不仅与其自身辐射有关,还与反射的环境辐射有关,本文主要考虑蒙皮面元对太阳辐射的反射,其反射辐射亮度为:

$$L_{sun} = \frac{1 - \alpha_i}{\pi} E_{sun} \tau_h \cos \theta_s \cos \theta_D F(\lambda_1, \lambda_2, T_{sun}) \quad (23)$$

式中, θ_D 为面元法向与视线方向的夹角;其余各参数与式(16)一致; $F(\lambda_1, \lambda_2, T_{sun})$ 为黑体辐射函数,其计算式为:

$$F(\lambda_1, \lambda_2, T_{sun}) = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M(\lambda, T_{sun})}{\int_0^{\infty} M(\lambda, T_{sun})} \quad (24)$$

式中, $M(\lambda, T_{sun})$ 为波长为 λ , 温度为 T_{sun} 的黑体光谱辐射出射度, 可由普朗克公式计算得出, $T_{sun} = 5900 \text{ K}$ 。

蒙皮面元的红外辐射亮度等于自身辐射亮度与反射太阳辐射亮度之和, 即:

$$L = L_s + L_{sun} \quad (25)$$

3 排气系统红外辐射计算

3.1 尾焰的温度和组分分布计算

本文采用半经验法计算尾焰流场, 将尾焰分成初始段与主体段两部分, 其中初始段可分为核心区与混合区, 如图2所示。设核心区长度为 L_c , 外边界锥角为 α , 尾喷管半径为 R_0 , 初始段内边界半径为 r_c , 尾焰外边界半径为 r_m , 飞机飞行速度为 V_{plane} , 尾焰流速为 V_{nozzle} , 当地声速为 V_{sonic} 。

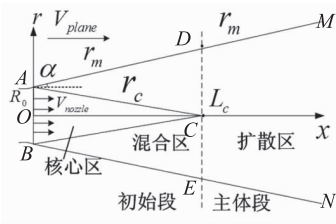


图2 尾焰流场模型

各几何参数的计算公式如下:

核心区长度:

$$L_c = \frac{(8.92 \times \frac{V_{nozzle} - V_{plane}}{V_{sonic}} + 0.4) \times R_0}{1 - \frac{V_{plane}}{V_{nozzle} + V_{sonic}}} \quad (26)$$

边界锥角 ($\alpha_0 = 8.3^\circ$):

$$\alpha = \alpha_0 (1 - \lambda) / (1 + \lambda) \quad (27)$$

$$\text{初始段内边界: } r_c = R_0 [1 - x/L_c] \quad (28)$$

$$\text{尾焰外边界: } r_m = x \tan \alpha + R_0 \quad (29)$$

本文将大气简化成由 CO_2 、 H_2O 、 N_2 、 O_2 四种气体构成, 根据涡流的传播规律, 对于坐标为 (x, r) 的点, 其温度计算式为:

$$T = \begin{cases} T_0, & x < L_c, r < r_c \\ T_a + (T_0 - T_a) \times \left(1 - \left(\frac{r - r_c}{r_m - r_c}\right)^{1.5}\right)^2, & x < L_c, r_c \leq r \leq r_m \\ T_a + (T_w - T_a) \times \left[1 - \left(\frac{r}{r_m}\right)^{1.5}\right]^2, & x \geq L_c, r \leq r_m \\ T_a, & r > r_m \end{cases} \quad (30)$$

其中, T_0 为发动机喷口的气体温度; T_a 为飞机所在环境的大气温度; T_w 为 x 轴上温度, 其计算式为:

$$T_w = T_a + (T_0 - T_a) \times (L_c/x)^{0.75} \quad (31)$$

气体的重量分数计算式为:

$$g_i = \begin{cases} g_i^0, & (x < L_c, r < r_c) \\ g_i^a + (g_i^0 - g_i^a) \times (T - T_a) / (T_0 - T_a), & (x < L_c, r_c \leq r \leq r_m \text{ 或 } x \geq L_c, r \leq r_m) \\ g_i^a, & (r > r_m) \end{cases} \quad (32)$$

式中, g_i 为尾焰气体第 i 种组分的重量成分; g_i^0 为发动机喷口处第 i 种气体的重量成分; g_i^a 为飞机所在环境的大气中第 i 种气体的重量成分。

3.2 排气系统红外辐射亮度计算

由于红外成像设备在某一时刻拍摄到的尾焰红外图像实际上是一幅二维图像, 图像中每个像素点的灰度值取决于尾焰经由包络面发射向成像设备的红外辐射亮度大小, 因此只需对尾焰包络面划分网格, 如图3所示, 网格的数量取决于计算的精度。

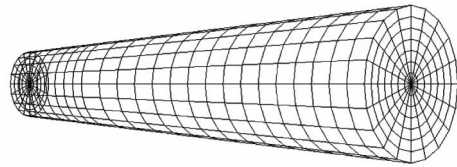


图3 尾焰包络面网格

计算前首先需要对每个结点进行可见性判断, 判断方法如下: 设结点 P 的坐标为 (x_p, y_p, z_p) , 外法向为 $\vec{n}_p = (n_{px}, n_{py}, n_{pz})$; 探测器所在位置的坐标为 (x_D, y_D, z_D) , 法向为 $\vec{n}_D = (n_{Dx}, n_{Dy}, n_{Dz})$, 探测器接收角为 φ , 点 P 到探测器的光束方向为 $\vec{n}_{dir}$, 如图4所示。若 $\vec{n}_p$ 与 $\vec{n}_{dir}$ 的内积 $(\vec{n}_p, \vec{n}_{dir}) < 0$ 且 $\vec{n}_{dir}$ 与 $\vec{n}_D$ 的夹角满足:

$$180^\circ - \theta(\vec{n}_{dir}, \vec{n}_D) < \varphi \quad (33)$$

则点 P 可见, 反之点 P 不可见。

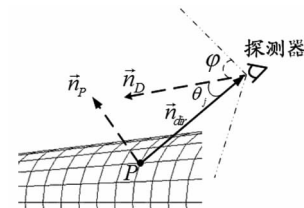


图4 可见性判断

若点 P 可见, 求取 $\vec{n}_{dir}$ 所在直线与包络面的另一

个交点 Q , 交点 Q 有两种情况, 一是 Q 点在尾焰扩散边界面上, 二是 Q 点在尾喷口截面上。第一种情况下, Q 点的辐射亮度为周围环境大气的光谱辐射亮度。第二种情况下, 将尾喷管看作灰色辐射体, Q 点的辐射亮度按照下式计算:

$$L_s = \frac{\varepsilon_Q}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [e^{c_2/(\lambda T_Q)} - 1]} d\lambda \quad (34)$$

式中, ε_Q 为尾喷管热空腔的发射率; T_Q 为热空腔温度。计算得到 L_Q 后, 将 QP 路径划分为 n 段, 如图 5 所示。近似认为每一小段路径 $R_{k,k+1}$ 中气体的温度和组分相同, 对 QP 路径应用 Malkmus 统计窄谱带模型与 C-G 近似^[10], 得到尾焰通过点 P 的红外辐射亮度大小。

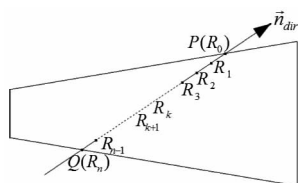


图5 QP 路径分段

4 探测器成像仿真

4.1 灰度值量化

分别计算出机体和尾焰的红外辐射亮度后, 对所得的结果进行比较, 得出辐射亮度的最大值 $L_{\max}$ 与最小值 $L_{\min}$, 设任意一点 i 的辐射亮度为 L_i , i 点的灰度可设置为:

$$G_i = \frac{L_i - L_{\min}}{L_{\max} - L_{\min}} (G_{\max} - G_{\min}) + G_{\min} \quad (35)$$

$G_{\max}$ 与 $G_{\min}$ 分别为灰度值上限与下限, 取值范围在 $[0, 255]$ 。

4.2 噪声模型

噪声的灰度值变化近似符合高斯分布, 噪声仿真方法如下:

假设成像系统的感光元件由 $m \times n$ 个像素组成, 需要首先生成 $m \times n$ 个均值为 μ 、方差为 σ 的随机高斯数, 作为噪声灰度值矩阵, 然后将图像分为 $m \times n$ 个单元, 在每个单元原有灰度值的基础上叠加噪声灰度值矩阵, 即可得到叠加噪声的红外图像。若噪声类型是不随帧改变的空间噪声, 在生成下一帧图像时, 不重新生成噪声灰度值矩阵。若噪声类型是随机三维噪声, 则在生成下一帧图像时, 重新生成噪声灰度值矩阵。

4.3 三维图像投影

真实成像系统所成的图像是二维图像, 因此

需要对三维图像进行投影, 本文采取透视投影法对三维图像进行投影, 投影时定义图所示的平截头体 $ABCD - A'B'C'D'$, 将三维图像置于平截头体中, 然后将平截头体投影到探测器所在位置。图中 w/h 为图像宽高比, θ_1 与 θ_2 为探测器的视场角。

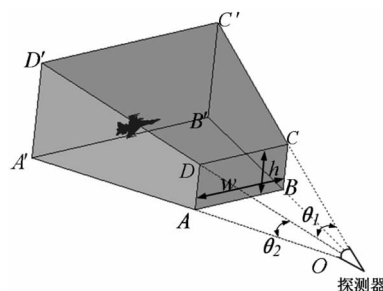


图6 透视投影示意图

5 仿真算例及分析

本文模拟了 F16 飞机在不同条件下的红外图像, 飞行条件设置如下: 飞行高度 3 km, 飞行速度 1.2 Ma, 太阳位于目标体轴系的 y 轴正方向, 发动机尾喷口气体流速 600 m/s, 探测器与目标之间的距离为 900 m, 像素数为 640×480 , 探测器视场角为 $3^\circ \times 2.25^\circ$ 。图 7(a) 与图 7(b) 分别为探测器位于目标正上方与目标侧后方时所成的 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段的红外图像; 图 7(c) 与图 7(d) 分别为探测器位于目标正上方与目标侧后方时所成的 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的红外图像; 图 7(e) 与图 7(f) 分别为探测器位于目标正上方, 但不考虑太阳辐射时所成的 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 与 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段的红外图像。

保持探测器的视场角为 $3^\circ \times 2.25^\circ$ 不变, 改变探测器与目标之间的距离, 图 8(a) 为探测器与目标距离 1800 m 时所成的 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段的红外图像; 图 8(b) 为探测器与目标距离 3200 m 时所成的 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段的红外图像,

按照 4.2 节中的噪声模型生成 640×480 像素的随机噪声, 图 9(a) 与图 9(b) 分别为叠加噪声前后飞机的侧向红外图像。

分别对比图 7(a) 与图 7(c)、图 7(b) 与图 7(d) 可知, 在 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段, 目标轮廓较明显, 机体辐射占主要部分, 而在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 机体辐射几乎不可见, 尾焰辐射占主要部分。

分别对比图 7(a) 与图 7(b)、图 7(c) 与图 7(d) 可知, 探测器与目标之间的距离不变时, 探测器角度不同, 目标红外图像所占像素点的数量及目标轮廓

存在很大差别。

分别对比图7(c)与图7(e)、图7(a)与图7(f)可知,太阳辐射在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段对于机体辐射的影响较大,而在 $8\sim 12\mu\text{m}$ 波段对于机体辐射的几乎没有影响。而对比图7(c)与图7(d),图7(d)中的机体辐射亮度相对于图7(c)中较低,说明机体反射太阳辐射的能量与机体角度相关。

对比图8(a)与图8(b)可知,视场角不变的情况下,探测器距目标越远,目标图像所占的像素点越少,目标的轮廓特征及灰度变化越不明显。

对比图9(a)与图9(b)可知,叠加噪声后,目标与背景的对比变弱,不利于探测器对目标的识别。

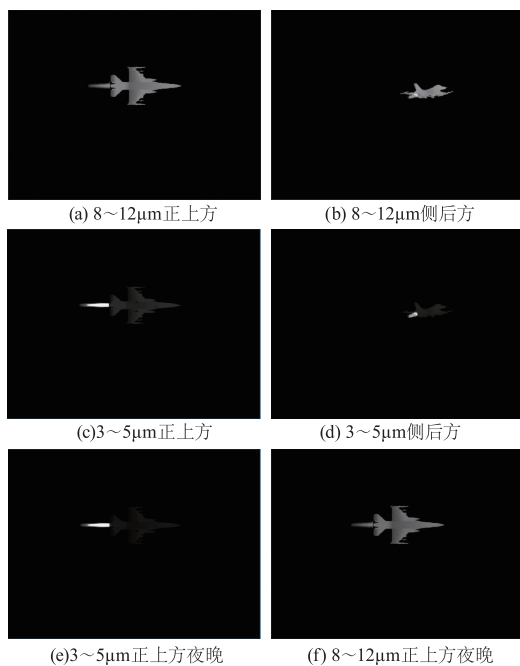


图7 探测器与目标距离400 m时的红外图像

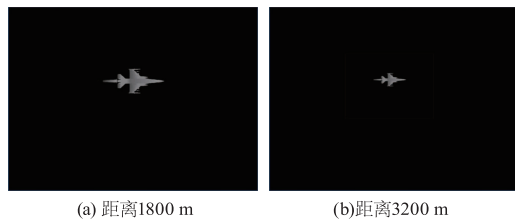


图8 改变探测器与飞机距离时的红外图像

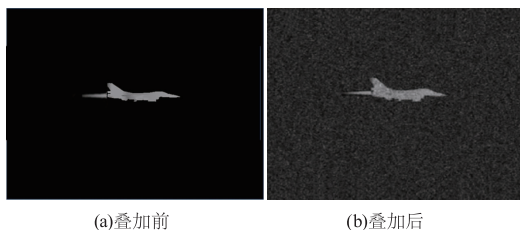


图9 叠加噪声前后图像对比

6 结 语

本文研究了飞机红外图像的仿真方法,然后以F16飞机为例,生成了飞机的红外图像,并对不同条件下的红外图像进行了对比分析。在计算蒙皮表面温度场时,采用求解热平衡方程法,并基于传热学原理提出了蒙皮气动加热的计算方法;计算排气系统红外辐射时,采用基于包络面的红外辐射计算方法,结合非均匀热气体的计算模型,有效减小了计算量。与传统方法相比,该方法能在准确性的基础上以较快的速度生成飞机的红外图像,对于分析飞机的红外图像及进行红外成像制导导弹的仿真特征具有较强的应用价值。

本文只研究了飞机目标本身的红外图像,并未对背景的红外图像以及红外辐射的大气传输过程进行研究,在下一步的研究中,应将飞机目标本身的红外图像、背景的红外图像与红外辐射的大气传输过程相结合,从而模拟出更加真实的红外场景。

参考文献:

- [1] GE Wei, CAO Dongjie, HAO Hongxu. Application of IR control and guidance technology in precise attack weapons [J]. Acta Armamentarii, 2010, 36(S2): 35-38. (in Chinese)
葛炜,曹东杰,郝宏旭. 红外制导技术在精确打击武器中的应用[J]. 兵工学报, 2010, 36(S2): 35-38.
- [2] ZHANG Ke, LI Ning, LIU Fumei, et al. Method of aircraft skin infrared radiation image generating [J]. Laser & Infrared, 2011, 41(3): 272-277. (in Chinese)
张可,黎宁,刘福美,等. 一种飞行器蒙皮红外辐射图像生成方法[J]. 激光与红外, 2011, 41(3): 272-277.
- [3] WANG Fei, HE Jing, WANG Xin-sai, et al. Simulation model of IR imaging for the aeroplane [J]. Infrared and Laser Engineering, 2007, 36(3): 352-356. (in Chinese)
王飞,贺菁,王新赛,等. 空中飞机红外成像仿真模型研究[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(3): 352-356.
- [4] ZHANG Ke. Research on technology of creating aircraft's skin infrared images [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
张可. 飞行器蒙皮红外辐射图像生成技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.

- [5] MEI Fei, JIANG Yong, CHEN Shiguo, et al. Infrared imaging prediction model for aero-engine exhaust plume[J]. Laser & Infrared, 2012, 42(8): 909–913. (in Chinese)
梅飞, 江勇, 陈世国, 等. 一种新的三维实时红外尾焰仿真方法[J]. 红外技术, 2012, 42(8): 909–913.
- [6] YU Yang, TANG Xinyi, LIU Peng, et al. A new way of real-time 3D simulation of infrared plume[J]. Infrared Technology, 2009, 31(10): 577–580. (in Chinese)
于洋, 汤心溢, 刘鹏, 等. 一种航空发动机喷流红外成像仿真模型[J]. 激光与红外, 2009, 31(10): 577–580.
- [7] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [8] REN Qingmei, YANG Zhibin, CHENG Zhu, et al. Development of the platform for analysis coupling aero heating and structural temperature field[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(5): 33–38. (in Chinese)
任青梅, 杨志斌, 成竹, 等. 气动加热与结构温度场耦合分析平台研发技术[J]. 强度与环境, 2009, 36(5): 33–38.
- [9] MAO Xia, HU Haiyong, HUANG Kang. Calculation method for airplane IR radiation and atmospheric transmittance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(10): 1228–1231. (in Chinese)
毛峡, 胡海勇, 黄康. 飞机红外辐射及大气透过率计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1228–1231.
- [10] LI Jianxun, TONG Zhongxiang, WANG Chaozhe, et al. Calculation and simulation on infrared radiation of hot jet from engine[J]. Spectroscopy, 2013, 33(1): 7–13. (in Chinese)
李建勋, 童中翔, 王超哲, 等. 发动机热喷流红外辐射计算与仿真[J]. 光谱学与光谱分析, 2013, 33(1): 7–13.