

飞机红外辐射计算及图像仿真

孙卫¹, 王彪²

(1. 西京学院应用统计与理学系, 陕西 西安 710123;
2. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:针对红外对抗与空战仿真的研究需要,对空中飞机红外图像的生成方法进行研究。从红外探测器的成像机理出发,建立了一种空中飞机红外成像仿真模型。首先分别建立机体与尾焰流场计算域的几何模型,并通过Fluent软件计算得到机体与尾焰的温度场,计算中重点考虑了外部热环境与舱内传热对机体温度场的影响;然后建立视线方程与亮度矩阵,计算探测器每个像素点接收的红外辐射亮度大小,经过灰度量化将辐射亮度值转化成灰度级别;最后通过VC++与OpenGL编程生成了飞机的红外灰度图像,并对比分析了不同波段、不同方位下飞机红外图像及红外辐射强度的差异。研究成果可为红外成像导弹的目标识别研究提供目标源。

关键词:红外辐射;成像仿真;红外探测器;红外图像

中图分类号:TP391 文献标识码:A DOI:10.3969/j.issn.1001-5078.2017.06.015

Calculation and image simulation of aircraft infrared radiation

SUN Wei¹, WANG Biao²

(1. Department of Applied Statistics and Science, Xijing University, Xi'an 710123, China;
2. Aeronautics and Astronautics Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aiming at the requirement of infrared countermeasure and aerial combat simulation, the IR imaging method of the aircraft is studied. Based on the imaging mechanism of infrared detector, the IR imaging simulation model of the aircraft was established. Firstly, the computational domain geometry models of aircraft skin and exhausted plume were established separately, and the temperature distributions of aircraft skin and exhaust plume were calculated by Fluent, and it was taken into account the influence of external heat transfer and internal heat conduction on the temperature field of aircraft skin. Secondly, the radiation brightness received by each pixel of the detector was calculated, and the radiation brightness was translated into grey levels. Finally, infrared images were programmed by the VC++ and the Open Graphics Library. The difference of infrared images and radiation intensity in different wave bands and different directions were compared and analyzed. The research result offers simulation model for the study of aircraft's infrared radiation characteristics and target's infrared radiation images for the research of infrared radiation imaging guided weapons.

Key words: infrared radiation; imaging simulation; infrared detector; infrared image

1 引言

红外成像制导技术的研究必须要以可信的目标

红外图像为基础,因此对空中飞机红外图像特征的研究越来越受到各国的重视^[1]。目前获取目标红

基金项目:陕西省科技厅自然基础研究计划(No. 2016JM1032)资助。

作者简介:孙卫(1964-),女,副教授,主要研究领域为应用数学。

通讯作者:王彪(1992-),男,博士研究生,主要研究领域为飞行器红外对抗技术。E-mail:biao_af@sina.com

收稿日期:2016-09-11;修订日期:2016-10-31

外图像的方法主要有两种,一是直接通过红外热像仪获取目标图像;二是理论分析建立目标的红外辐射模型,通过模型计算获得目标的红外图像。第一种方法获取的目标红外图像可信度较高,但是其成本较大,且很难得到各种条件下的目标红外图像。第二种方法所需费用小,仿真条件可以自由设置,只要所建立的仿真模型满足一定的可信度,即可获得可信的目标红外图像。

鉴于飞机红外图像研究的重要意义,广大专家学者已开展了对飞机红外图像的仿真研究,文献[2]研究了飞机动态红外图像的生成方法,但辐射亮度的计算方法仍是基于点源目标进行。文献[3]针对飞机红外图像仿真中灰度量化的问题,提出了一种基于自动低频增益限制的飞机红外图像灰度量化的方法。文献[4]~[8]研究了飞机表面温度场及机体红外图像的生成。文献[9]~[11]研究了基于粒子系统的尾焰红外图像仿真方法。

目前对空中飞机红外图像仿真方法的研究中,研究者大多单独建立机体或尾焰的仿真模型,对整机红外图像模型的研究较少,并且对机体各部件之间以及机体与尾焰之间的相互作用考虑较少。部分研究者采用反向蒙特卡罗法对辐射进行计算,计算结果较为精确^[12-13],但其基于概率统计理论,需要大量的计算从而得出较为精确的结果。本文提出了一种基于探测器成像机理的飞机红外图像仿真模型,首先通过 CFD 计算得到较准确的机体及尾焰温度场;然后从分析探测器成像机理出发,通过建立探测器每个像素点的视线方程,求解探测器每个像素点接收到的红外辐射亮度大小;最后经过灰度值量化,生成飞机的红外灰度图像。

2 几何模型

首先利用 Catia 三维建模软件建立飞机的三维模型,如图 1 所示,然后在 ICEM CFD 软件中对模型进行网格划分,得到的网格文件可导入 Fluent 软件进行流场计算。机体计算域网格如图 2 所示。

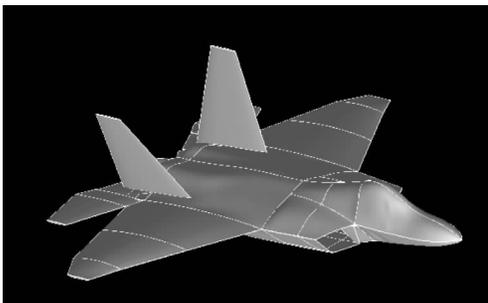


图1 飞机机体几何模型

Fig. 1 Geometric model of airplane body

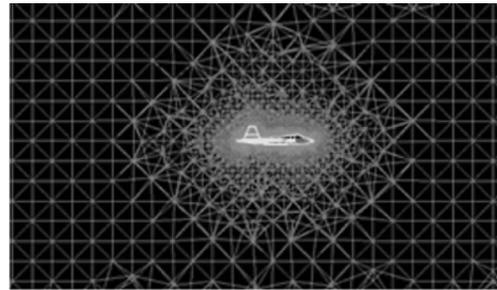


图2 机体流场计算域网格

Fig. 2 Mesh of airplane body's flow field calculation

尾焰几何模型的建立较简单,由于尾焰是发动机排出的热气体在大气中扩散形成的,其扩散没有边界,但考虑其扩散出一定范围后对辐射亮度的影响很小,针对二元喷管建立如图 3 所示的梯形台包络面,可由下式描述:

$$\begin{cases} |x| \leq L \\ |y| \leq \frac{h_r - h_l}{2L}x + \frac{1}{2}h_l \\ |z| \leq \frac{w_r - w_l}{2L}x + \frac{1}{2}w_l \end{cases} \quad (1)$$

式中, L 为包络面长度; h_l 与 h_r 分别为 AD 与 A_1D_1 的长度; w_l 与 w_r 分别为 AB 与 A_1B_1 的长度。

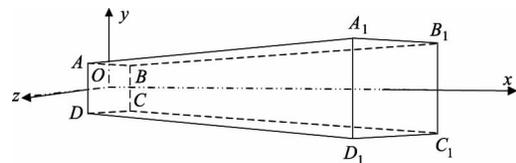


图3 尾焰包络面几何模型

Fig. 3 Geometric model of plume figure envelope

3 流场计算

3.1 机体流场计算

空中飞行的飞机,蒙皮温度场同时受到蒙皮外部热环境与舱内传热的耦合作用。蒙皮外部环境热作用包括气动对流换热与太阳辐照;飞机舱内传热主要指发动机热源对于蒙皮的热传导。Fluent 中对气动对流换热的计算主要通过求解耦合的 N-S 方程得到,关于此不再详述,主要介绍太阳辐照和发动机热源的计算。

(1) 太阳热辐射

采用太阳射线跟踪模型计算太阳热辐射,将太阳辐射处理成一条射线,施加于指定的壁面上,通过面与面之间的遮蔽分析来确定壁面上被遮挡的部分,计算时根据太阳的实际位置及天气情况在界面给定不同的热流。

Fluent 软件提供了太阳计算器模块,用于计算

给定时间、日期和位置的太阳辐射方向和强度。计算过程中需要输入的参数包括:地理位置(经度、纬度和时区)、日期与时间、模型方向、日照因子和太阳辐射算法等。Fluent 对太阳辐射的计算方法有两种:晴朗天气条件方法和理论最大方法。晴朗天气条件方法可以通过改变日照因子,从而对天气条件进行设置,考虑了某些情况下云层覆盖对太阳辐射强度的影响。

(2) 发动机热源

现代飞机中发动机舱设有隔热层,发动机主要对尾喷管附近的蒙皮有加热作用。除尾喷管附近外,发动机入口处由于气流速度明显与其他区域不同,其附近的温度场也有别于其他区域。因此,必须考虑以上两个区域对蒙皮温度场的影响,通过设置边界条件,将外流场与内流场计算结合起来,从而对以上两个区域进行热源计算。

飞机在空中飞行时,发动机进口吸入外流场中的大气,尾喷口则将高温燃气排入外流场中。在进行外流场计算时,将发动机入口边界条件设置为质量出口,将尾喷口边界条件设置为质量进口,从而有效考虑发动机热源的影响。壁面边界条件采用的是耦合边界条件,不需要给定壁面上的换热系数,通过固壁和外部流场的迭代来确定^[12]。

设飞机飞行高度为 3 km,飞行速度为 0.6 Ma,得到飞机表面温度场如图 4 所示。

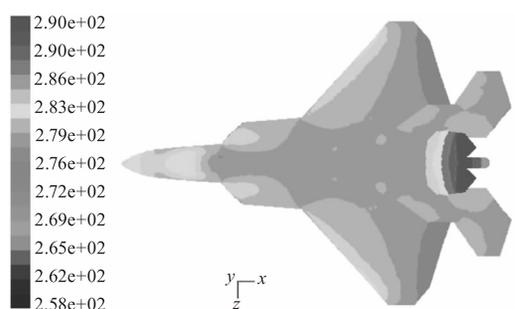


图4 机体温度场

Fig. 4 Temperature distribution of aircraft skin

3.2 尾焰流场计算

目前常用的排气系统流场计算方法包括理想湍流自由射流模型法与 CFD 法,理想湍流自由射流模型法基于射流动力学原理求解尾焰温度场与组分场,其计算较简单,但其精确性较差,尤其是对于超音速喷管的流场计算与实际相差较大。CFD 数值算法具有较强的普适性,可以用于各种形状喷管

尾焰流场的计算,计算结果精确,但计算耗时较长^[14]。采用 CFD 法对双发二元喷管的尾焰流场进行计算。

建立如图 5 所示的尾焰流场计算域,并对计算域进行网格划分。尾焰计算域各参数取值为:喷管高度 0.46 m,喷管宽高比 2.16,双发轴线间距 1.38 m,计算域尺寸为 12 m × 12 m × 20 m。

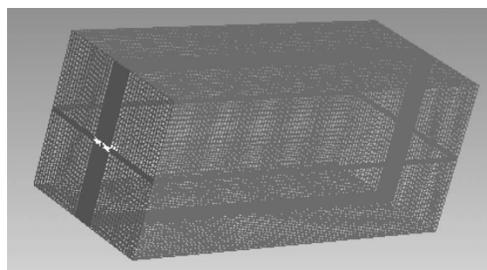


图5 尾焰流场计算域

Fig. 5 Mesh of plume flow field calculation

边界条件设置为:喷管壁面为无滑移绝热壁面,尾喷口为质量入口,外流场前端为压强入口,径向四周边界设为压强远场,外流场后端设为压强出口。

外流场后端压强出口的压强和总温取飞行高度上环境大气的压强和温度。外流场压强远场的压强和温度取飞行高度上环境大气的压强和温度,马赫数取飞行马赫数。外流场前端压强入口的总压和总温由环境大气的压强 p_a 和温度 T_a 结合飞行马赫数 Ma 来确定:

$$T_a^* = T_a \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (2)$$

$$p_a^* = p_a \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3)$$

式中, $k = 1.4$ 。

尾喷口处的质量流量、总温和总压与发动机工作状态、飞行高度、速度等相互关联。

发动机推力公式:

$$F = W_m (V_n - V_0) \quad (4)$$

燃气马赫数:

$$Ma_n = \frac{V_n}{a'} = \frac{V_n}{\sqrt{k'R'T_n}} \quad (5)$$

喷口处的总温、总压为:

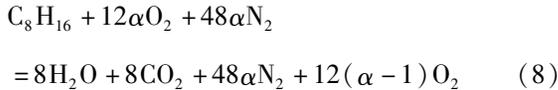
$$T_n^* = T_n \left(1 + \frac{k'-1}{2} Ma_n^2 \right) \quad (6)$$

$$p_n^* = p_n \left(1 + \frac{k'-1}{2} Ma_n^2 \right)^{\frac{k'}{k'-1}} \quad (7)$$

式中, $k' = 1.33$, $R' = 287 \text{ N} \cdot \text{m}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

设喷口气体完全膨胀,则喷口静压 p_n 等于飞行高度上的大气压 p_a 。又已知飞行速度 V_0 , 联立以上几式可确定出合适的入口质量流量 W_m 和总温 T_n^* 。

尾焰燃气中的气体成分根据航空煤油和空气的完全燃烧化学反应式来计算:



式中, α 为余气系数,燃气中的主要组分为 N_2 、 O_2 、 H_2O 、 CO_2 , 各自的摩尔分数为:

$$\begin{aligned} F_{\text{CO}_2} &= F_{\text{H}_2\text{O}} = 2/(1 + 15\alpha) \\ F_{\text{O}_2} &= 3(\alpha - 1)/(1 + 15\alpha) \\ F_{\text{N}_2} &= 12\alpha/(1 + 15\alpha) \end{aligned} \quad (9)$$

则燃气中各组分的质量分数为:

$$g_i^* = \frac{F_i M_i}{\sum_i F_i M_i} \quad (10)$$

式中, M_i 为气体 i 的分子量。

设飞机飞行高度为 3 km, 飞行速度为 0.6 Ma, 发动机工作在最大状态, 此时发动机推力 6774.3 daN, 空气质量流量 101.56 kg/s, 发动机余气系数取 3.5, 得到的尾焰温度场如图 6 所示。

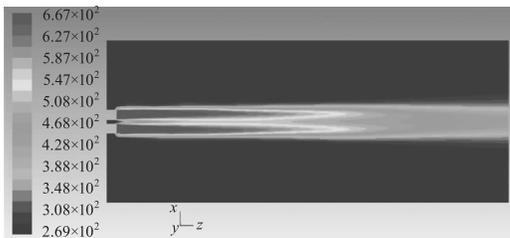


图 6 尾焰温度场

Fig. 6 Temperature distribution of exhaust plume

4 飞机红外辐射计算模型

4.1 建立视线方程

目标发出的红外辐射经大气传输后, 进入红外探测器的光学系统内, 经过光学系统折射, 成像在探测器的焦平面上, 图 7 为红外探测器的视场范围, 其中 $\theta_1 \times \theta_2$ 为探测器的视场角。对于焦平面上的单个像素点, 其接收的辐射范围实际上是有角度的锥体, 如图 7 中阴影部分所示, 假设锥体内部的辐射能量均匀, 近似等于锥体中心线处的红外辐射能量, 将锥体的中心线视为每个像素点对应的视线。对于确定的红外光学系统, 其视场角确定后, 每个像

素点对应的的视线是确定的, 若不考虑光学系统的畸变效应, 即可认为每个像素点的视线在探测器视场内均匀分布。

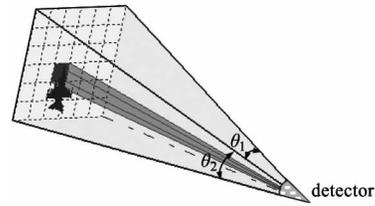


图 7 探测器成像范围

Fig. 7 Imaging range of IR detector

建立一个探测器坐标系 $O_D X_D Y_D Z_D$, 用于描述每个像素点对应的视线方程, 如图 8 所示, O_D 点位于焦平面阵列的中心处, $O_D X_D$ 轴指向探测器焦平面的法线方向, $O_D Y_D$ 轴位于探测器的焦平面内, 并与焦平面阵列的底边平行, $O_D Z_D$ 轴与 $O_D X_D$ 轴和 $O_D Y_D$ 轴构成右手坐标系。在探测器坐标系内, 对于位于 $(0, y_1, z_1)$ 处的像素点, 其视线方程可描述为:

$$x = \frac{y}{y_1 \cdot \tan \frac{\theta_1}{2}} = \frac{z}{z_1 \cdot \tan \frac{\theta_2}{2}} \quad (11)$$

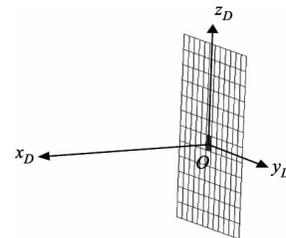


图 8 探测器坐标系示意图

Fig. 8 Schematic diagram of detector coordinate system

目标飞机及探测器的位置一般在地面坐标系中给出, 为方便计算, 需要将其转换到探测器坐标系中。设地面坐标系中, 探测器坐标 (x_D, y_D, z_D) , 目标飞机坐标 (x_P, y_P, z_P) , 探测器法向在地面坐标系中的单位向量表示为 (n_{x1}, n_{x2}, n_{x3}) , 探测器坐标系 y 轴在地面坐标系中的单位向量表示为 (n_{y1}, n_{y2}, n_{y3}) , 则目标飞机在探测器坐标系中的坐标 (x_w, y_w, z_w) 可参照下式计算:

$$\begin{cases} x_w = (x_P - x_D) \cdot n_{x1} + (y_P - y_D) \cdot n_{x2} + (z_P - z_D) \cdot n_{x3} \\ y_w = (x_P - x_D) \cdot n_{y1} + (y_P - y_D) \cdot n_{y2} + (z_P - z_D) \cdot n_{y3} \\ z_w = \sqrt{(x_P - x_D)^2 + (y_P - y_D)^2 + (z_P - z_D)^2 - x_w^2 - y_w^2} \end{cases} \quad (12)$$

4.2 红外辐射亮度矩阵的建立与求解

求解目标飞机的辐射亮度时, 首先定义一个亮

度矩阵,用于记录每个像素点接收的红外辐射亮度,然后分别求解每个像素点接收到的红外辐射亮度大小,将所得结果存储在预先定义的亮度矩阵中,最后根据对亮度矩阵中的各亮度值进行灰度值量化后生成目标飞机的红外图像。

假设探测器的第 i 个像素点沿其视线方向发射一条射线 E_{q_i} , 首先需要求取射线 E_{q_i} 与飞机几何模型(包括机体几何模型和尾焰几何模型)的交点,若 E_{q_i} 与飞机几何模型无交点,则将该像素点对应的亮度矩阵值设置为 0,若 E_{q_i} 与飞机几何模型存在交点,则比较各交点与探测器的距离,设距离探测器最近的交点为 P_{i1} ,按 P_{i1} 的位置可分为以下两种情况分别求解:

(1)若 P_{i1} 位于机体上,根据 P_{i1} 所在面元的法线向量可求得射线 E_{q_i} 通过 P_{i1} 反射后的射线方程 $E_{q_i}^{(1)}$,判断 $E_{q_i}^{(1)}$ 与机体几何模型有无交点,若存在交点,记交点为 P_{i2} ,求取射线经 P_{i2} 反射后的射线方程 $E_{q_i}^{(2)}$,然后重复上述过程,直到经反射过后的视线与机体几何模型不存在交点为止。设视线 E_{q_i} 经过 m 次反射后进入大气,各反射点坐标为 $P_{i1}, P_{i2}, \dots, P_{ij}, \dots, P_{im}$,则此种情况下第 i 个像素点接收到的蒙皮红外辐射亮度为:

$$L_i = \sum_{j=1}^m \varepsilon_f^{j-1} \frac{\varepsilon_k}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [e^{c_2/(\lambda T_j)} - 1]} d\lambda \quad (13)$$

式中, ε_f 为蒙皮反射率; ε_k 为蒙皮发射率,将蒙皮看作处于局域热平衡的漫辐射灰体,由基尔霍夫定律, $\varepsilon_f + \varepsilon_k = 1$ 。 λ_1, λ_2 分别是所计算波段的波长下限与波长上限, c_1, c_2 为辐射常数, T_j 为 P_{ij} 点的温度。

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,主要是机体对太阳辐射的反射。采用嵌入调用 Lowtran7 软件的方式计算飞机所在位置的太阳辐射亮度。Lowtran7 软件的输入文件为“Tape5”文件,输出文件包括“Tape6”、“Tape7”、“Tape8”文件。调用时,首先写入“Tape5”输入文件(文件结构可参考文献[15]),然后运行 Lowtran7 软件,通过读取“Tape6”结果文件得到飞机所在位置的环境辐射亮度,“Tape6”文件中,位于文件末尾“OINTEGRATED IRRADIANCE =”后的数值即为所计算的辐射亮度,其单位为 $\text{W} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1}$ 。

设太阳辐射亮度为 L_{sun} ,则考虑机体反射太阳辐射后,第 i 个像素点接收到的红外辐射亮度为:

$$L_i = \varepsilon_f^m L_{sun} \delta_\theta \cos\theta + \sum_{j=1}^m \varepsilon_f^{j-1} \frac{\varepsilon_k}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [e^{c_2/(\lambda T_j)} - 1]} d\lambda \quad (14)$$

其中, θ 为射线经 m 次反射进入大气后其方向与太阳入射方向的夹角, δ_θ 为射线方向的标识量,当仿真条件设置为白天且射线方向与太阳照射方向相反时, $\delta_\theta = 1$,否则, $\delta_\theta = 0$ 。

(2)若 P_{i1} 位于尾焰上,则可确定该条视线穿过尾焰,设视线在 P'_{i1} 点处穿出尾焰。 P_{i1} 与 P'_{i1} 之间为尾焰非均匀热气体,热气体的温度场及组分场可根据尾焰流场计算模型计算。

根据布格尔定律,红外辐射在吸收-发射介质中沿直线 \vec{s} 方向传输方程可写为:

$$L(\lambda, s) = L(\lambda, a) \tau(\lambda, a, s) + \int_a^s L(\eta, t) \frac{\partial}{\partial t} \tau(\lambda, t, s) dt \quad (15)$$

式中, $L(\lambda, s)$ 为传输路径上 s 点处的光谱辐射亮度; $L(\lambda, t)$ 为传输路径上 t 处的黑体光谱辐射亮度; $\tau(\lambda, t, s)$ 为 t 到 s 之间的透过率; $L(\lambda, a)$ 为气体远边界 a 处的光谱辐射亮度。当射线 E_{q_i} 与机体无交点时, $L(\lambda, a)$ 为大气辐射亮度,可以忽略。若视线穿出尾焰后,与机体交于尾喷口处时, $L(\lambda, a)$ 为尾喷口光谱辐射亮度,可根据式(16)计算:

$$L(\lambda, a) = \frac{\varepsilon_a}{\pi} \frac{c_1}{\lambda^5 [e^{c_2/(\lambda T_a)} - 1]} \quad (16)$$

式中, ε_a 为尾喷口固壁发射率, T_a 为尾喷口固壁温度。

当视线与机体存在交点 P''_{i1} 且 P''_{i1} 不在尾喷口上时,按照第(1)种情况求解 P''_{i1} 处的红外辐射亮度 L''_{i1} ,即 $L(\lambda, a) = L''_{i1}$ 。

求解方程(15)的关键是求解辐射传输路径上的光谱透过率 $\tau(\lambda)$,由于传输路径上的热气体是非均匀的,其内部各点的压力、密度、温度及气体组分各不相同,采用基于 SLG 窄谱带模型的 C-G 近似法计算传输路径上的非均匀混合气体的红外辐射。将 P_{i1} 与 P'_{i1} 之间为尾焰非均匀热气体沿视线方向分为 n 段,如图9所示,将各段内的气体组分、温度、压力视为相等,则第 i 个像素点接收到的光谱辐射亮度为:

$$L_i(\lambda) = L(\lambda, P'_{i1}) \tau_{n,\lambda} + \sum_{k=1}^n [L(\lambda, T_k) (\tau_{k-1,\lambda} - \tau_{k,\lambda})] \quad (17)$$

$\tau_{k,\lambda}$ 为第 k 段的光谱透过率,其计算式为:

$$\tau_{k,\lambda} = \exp\left(-\sum_j X_{j,\lambda,T}\right) \quad (18)$$

式中, $X_{j,\lambda,T}$ 为第 j 种气体在 SLG 模型中的光谱光学深度,其计算方法可参考文献[16]、[17]。

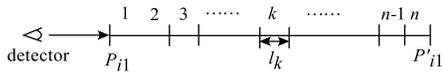


图9 视线分段示意图

Fig. 9 Schematic diagram of sight line blocking

对各波长下的光谱辐射亮度进行积分,得到 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的积分辐射亮度,第 i 个像素点接收到的红外辐射亮度为:

$$L_i = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_i(\lambda) d\lambda \quad (19)$$

5 灰度值量化

将亮度矩阵转化为灰度矩阵,然后在 OpenGL 中将灰度矩阵绘制形成红外灰度图像。采用均匀量化的方法,即认为辐射亮度和灰度是线性关系。灰度值有 0~255 共 256 个等级,设置探测器视场内的最大亮度值 L_{max} 为亮度上限,对应灰度值 G_{max} ,探测器视场内的最小亮度值 L_{min} 为亮度下限,对应灰度值 G_{min} ,则每级灰度代表的亮度间隔为:

$$a = (L_{max} - L_{min})/256 \quad (20)$$

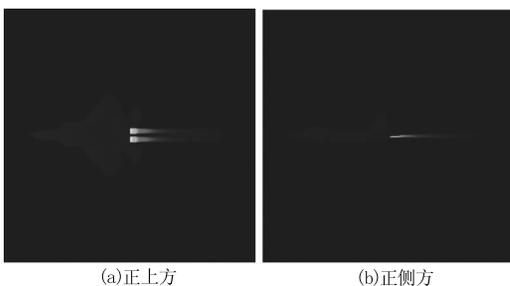
视场中任意面元的辐射亮度值 L_k 介于 L_{max} 和 L_{min} 之间,对应的灰度值为:

$$G_k = \lfloor (L_k - L_{min})/a \rfloor \quad (22)$$

式中, $\lfloor \cdot \rfloor$ 表示向下取整。

6 仿真算例及分析

设置仿真条件为:目标飞行高度 3 km,飞行速度 0.6 Ma,发动机工作在最大状态,探测器与目标距离为 1000 m,探测器像素数为 480×480 ,太阳位于机体正上方上。根据以上条件分别生成不同方位的 3~5 μm 的飞机红外图像如图 10 所示,不同方位的 3~5 μm 的目标辐射强度如表 1 所示; 8~12 μm 的飞机红外图像如图 11 所示,不同方位的 8~12 μm 的目标辐射强度如表 2 所示。



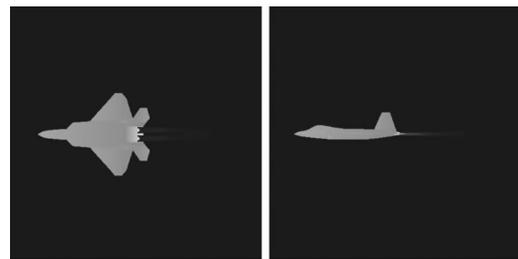
(a)正上方 (b)正侧方



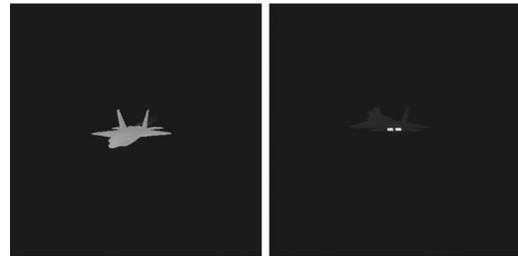
(c)前侧方 (d)后侧方

图10 3~5 μm 红外灰度图像

Fig. 10 Infrared images on 3~5 μm band



(a)正上方 (b)正侧方



(c)前侧方 (d)后侧方

图11 8~12 μm 红外灰度图像

Fig. 11 Infrared images on 8~12 μm band

表1 3~5 μm 的目标辐射强度

Tab. 1 Infrared radiation intensity on 3~5 μm band

| 探测器位置 | 正上方 | 正侧方 | 前侧方 | 后侧方 |
|--|-------|-------|-------|--------|
| 平均辐射亮度/($\text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$) | 2.31 | 2.06 | 0.97 | 14.86 |
| 最大辐射亮度/($\text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$) | 60.58 | 77.96 | 54.38 | 346.84 |

表2 8~12 μm 的目标辐射强度

Tab. 2 Infrared radiation intensity on 8~12 μm band

| 探测器位置 | 正上方 | 正侧方 | 前侧方 | 后侧方 |
|--|-------|-------|-------|-------|
| 平均辐射亮度/($\text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$) | 12.29 | 11.91 | 12.96 | 21.83 |
| 最大辐射亮度/($\text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$) | 22.87 | 22.87 | 22.87 | 230.6 |

通过对以上计算结果进行分析,可得以下主要结论:

(1)对比图 10 和图 11,在 3~5 μm 波段,机体辐射几乎不可见,主要以尾焰辐射及尾喷口辐射为主;而在 8~12 μm 波段,机体辐射与尾喷口辐射占主要部分。

(2)通过对比各个方位的红外图像可知,由于尾喷口的辐射亮度较大,按照线性灰度量化方式,当尾喷口辐射出现在探测器视场中时,尾喷口灰度值最大,机体与尾焰的灰度值很小。

(3)通过分析图 11 可知,在仿真设置的飞行速度与高度下,除喷口处亮度明显较大外,飞机机头与翼前缘亮度稍大,但与其余部分的差异不明显。

7 结 论

本文从红外探测器的成像机理出发,建立了一种空中飞机红外成像仿真模型,并通过仿真得到了飞机在不同波段、不同方位下的红外灰度图像。首先分别建立了机体与尾焰流场计算域的几何模型,并通过 Fluent 软件计算得到机体与尾焰的温度场,计算时考虑了外部热环境与舱内传热对机体温度场的影响;然后建立了视线方程与亮度矩阵,计算探测器每个像素点接收的红外辐射亮度大小,经过灰度量化将辐射亮度值转化成灰度级别;最后通过 VC++ 与 OpenGL 编程生成了飞机的红外灰度图像,并对比分析了不同波段、不同方位下飞机红外图像及红外辐射强度的差异。通过仿真,所提出的模型具有较好的精确性,并有效减小仿真计算量。

参考文献:

- [1] GE Wei, CAO Dongjie, HAO Hongxu. Application of IR control and guidance technology in precise attack weapons [J]. Acta Armamenta-RII, 2010, 31(2): 117 - 121. (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, 31(2): 117 - 121.
- [2] LI Jianxun, TONG Zhongxiang, WANG Chaozhe, et al. Calculation and Image Simulation of Aircraft Infrared Radiation Characteristic [J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(11): 1311 - 1318. (in Chinese)
李建勋,童中翔,王超哲,等. 飞机目标红外特性计算与图像仿真[J]. 兵工学报, 2012, 33(11): 1311 - 1318.
- [3] FANG Jiayong, TONG Zhongxiang, XIE Juan. New gray quantization method of aircraft infrared image [J]. Laser & Infrared, 2016, 46(4): 425 - 429. (in Chinese)
方甲永,童中翔,谢娟. 一种新的飞机红外图像灰度量化方法[J]. 激光与红外, 2016, 46(4): 425 - 429.
- [4] WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical investigation of aircraft infrared characteristics in 8 ~ 14 μm band [J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(1): 6 - 12. (in Chinese)
王杏涛,张靖周,单勇. 飞行器 8 ~ 14 μm 波段红外特征的数值研究[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(1): 6 - 12.
- [5] LI Shenbo, TONG Zhongxiang, WANG Chaozhe. Study on the infrared radiation characteristics of the aircraft airframe [J]. Laser & Infrared, 2014, 44(7): 739 - 744. (in Chinese)
李慎波,童中翔,王超哲. 飞机机体红外辐射特性研究[J]. 激光与红外, 2014, 44(7): 739 - 744.
- [6] XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng. Analysis on the transient temperature-fields for infrared radiation of aircraft skin [J]. J. Infrared Millim. Waves, 2007, 26(3): 174 - 177. (in Chinese)
夏新林,艾青,任德鹏. 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析[J]. 红外与毫米波学报, 2007, 26(3): 174 - 177.
- [7] ZHANG Ke. Research on technology of creating aircraft's skin Infrared images [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (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.
- [8] XU Dingguo, SANG Jianhua, LUO Mingdong. Simulation study on the infrared radiation characteristics of UAV under the background radiation [J]. Laser & Infrared, 2013, 43(6): 649 - 653. (in Chinese)
徐顶国,桑建华,罗明东. 背景辐射下的无人机红外辐射特征仿真研究[J]. 激光与红外, 2013, 43(6): 649 - 653.
- [9] LI Huiping, ZHOU Qibo, KUANG Dingbo. Simulation of infrared radiance of aircraft plume based on particle system and C - G algorithm [J]. Infrared and Laser Engineering, 2008, 37(S2): 601 - 603. (in Chinese)
李惠萍,周起勃,匡定波. 基于粒子系统和 C - G 法的尾焰红外模拟[J]. 红外与激光工程, 2008, 37(S2): 601 - 603.
- [10] 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. 一种新的三维实时红外尾焰仿真方法[J]. 红外技术, 2009, 31(10): 577 - 580.
- [11] Timothy Sills, Owen Williams. Dynamic sprite-based real-time particle graphics[C]. 8th Technologies for Synthetic Environments; Hardware-in-the-loop Testing, Proceedings of SPIE, 2003, 5092: 307 - 320.
- [12] LÜ Jianwei, WANG Qiang. Numerical calculation and analysis of infrared radiation characteristics from aircraft skin by using RMC method[J]. Infrared and Laser Engineering, 2009, 38(2): 232 - 237. (in Chinese)
吕建伟, 王强. 飞行器蒙皮红外辐射特征的反向蒙特卡罗计算与分析方法[J]. 红外与激光工程, 2009, 38(2): 232 - 237.
- [13] HUANG Wei, JI Honghu, SI Ren, et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 745 - 750. (in Chinese)
黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745 - 750.
- [14] ZHANG Shukun, CAI Jing. Overview of exhaust plume infrared radiation signatures calculation[J]. Laser & Infrared, 2010, 40(12): 1279 - 1282. (in Chinese)
张术坤, 蔡静. 尾焰红外辐射特性计算研究综述[J]. 激光与红外, 2010, 40(12): 1279 - 1282.
- [15] 吴北婴, 李卫, 陈洪滨, 等. 大气辐射传输实用算法[M]. 北京: 气象出版社, 1998.
- [16] B Ludwig, W Malkmus, J E Reardon, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA - SP - 3080, 1973.
- [17] CHEN Wei, WANG Zhongxian, MA Donghui, et al. Calculation and simulation of infrared radiation characteristics of non-uniform hot gas[J]. Infrared and Laser Engineering, 2010, 39(1): 17 - 21. (in Chinese)
陈卫, 汪中贤, 马东辉, 等. 非均匀热气体红外辐射特性计算与仿真[J]. 红外与激光工程, 2010, 39(1): 17 - 21.