

飞行目标红外辐射特性研究及仿真实现

陈 闽¹, 吴学铭², 王海晏², 寇人可²

(1. 中国人民解放军驻613所军事代表室,河南 洛阳 471000; 2. 空军工程大学航空航天工程学院,西安 710038)

摘要: 针对当前飞行目标红外辐射仿真计算存在的条件适用性较差的问题,采用较为简便且可靠的建模方法,对飞行目标红外辐射按辐射来源进行划分,并建立各部分红外辐射模型。以该模型为基础,在CVI环境中编写了针对不同条件下飞行目标红外辐射特性的仿真计算程序。通过计算实例,对不同条件下目标飞行辐射特性进行分析,得出其水平方向上最大及最小辐射强度。在与其他参考文献的数据进行对比后,得出该仿真计算方法具有较高的可行性及准确性的结论,为红外目标的硬件模拟提供了理论基础。

关键词: 红外辐射探测; 飞行目标; 红外辐射特性; 仿真计算; CVI

中图分类号: TN215 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2017)06-0057-04

Research and Simulation of Aircraft Infrared Radiation Characteristics

CHEN Min¹, WU Xue-ming², WANG Hai-yan², KOU Ren-ke²

(1. Military Representative Office of PLA in No. 613 Institution, Luoyang 471000, China;

2. Engineering College of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Considering that the simulating calculation of aircraft infrared characteristics has poor adaptability to the conditions, we used simple and reliable modeling method, classified the infrared radiation by the radiation sources, and established the infrared radiation model of each part. Based on the model, the simulating calculation program of aircraft infrared characteristics under different conditions was designed by using CVI. The aircraft infrared characteristics under different conditions were analyzed by using the calculating example, and the extreme values of radiation intensity were obtained. Compared with the data given in other references, our simulating method has higher feasibility and precision, which can provide a theoretical basis for infrared target simulation in hardware.

Key words: infrared radiation detection; aircraft; infrared radiation characteristic; simulating calculation; CVI

0 引言

机载红外辐射探测具有测角精度高、抗干扰性强、被动无源等优点,作为当今军用领域较为重要的被动探测手段,其探测系统已根据现实需要由最初的红外搜索跟踪系统(IRST)发展出针对地面探测的前视红外系统(FLIR)及为飞行员提供周视的光电分布式孔径系统(EODAS)等^[1-2]。制约红外搜索跟踪系统探测性能的因素除了系统本身性能、复杂背景及大气衰减外,也包括目标辐射特性的影响。因此,对目标辐射特性的研究在飞行器红外隐身及提高红外搜索跟踪系统

性能方面都有重要意义。

国外对飞机辐射特性的研究较早,如文献[3]研究了尾焰不同成分对红外辐射的放射与吸收,文献[4]研究了高温气体对尾喷管辐射特性造成的影响。国内当前对飞行器红外辐射特性的研究主要集中于模拟飞行器在一定流场环境中的辐射特性,并通过诸如CFD等专业仿真软件进行数值仿真^[5]。尽管仿真结果较为贴合实际,且飞行目标红外辐射分布较为细致,但其占用计算资源较大,导致该方法不能同时计算不同飞行条件下目标辐射特性,即条件适应性较差。为使飞行目标的红外辐射计算能够更好地适用于诸如红外探测系统检测、红外点目标模拟等试验,文献[6]采用较为简化的计算方法得出飞行目标在一定飞行条件及观察角度下的红外辐射特性。该计算方法将飞行目标

收稿日期: 2016-05-26

修回日期: 2016-06-24

作者简介: 陈 闽(1971—)男,福建福州人,硕士,研究方向为航空电子与机载火力控制。

辐射来源分为蒙皮、尾喷管及尾焰,并将各部分辐射按照一定规律进行叠加。该方法计算简便,且条件适用性良好,为红外点目标模拟等试验提供了较为可靠的数据来源。为了方便虚拟仪器的设计,将计算机的仿真结果提供给试验设备,本文采用条件适用性较强的飞行器辐射特性计算方法,并在 CVI 环境下进行虚拟仪器的界面设计及部分仿真计算,为后期硬件条件下的点目标模拟提供了基础。

1 模型建立

本文研究对象为高空固定翼飞机,其红外辐射按照来源可分为蒙皮、尾焰及尾喷管。其中,蒙皮辐射面积最大,但辐射的中心波长较长,尾焰及喷管由于温度较高,其辐射中心波长介于短波及中波之间。由于各部分辐射特性不同,为获得飞行器总体辐射特性,应限定探测波段的范围,并在此条件下进行辐射强度的叠加。

由于远距离红外目标探测属点目标探测,因此应计算某个方向上拓展源表面总体辐射强度,此时需要计算飞机模型在该方向上的投影面积。建立如图 1 所示的探测方位坐标,观察矢量与 z 轴的夹角 α ,即为观察天顶角,观察矢量在平面 xoy 上的投影与 x 轴的夹角 β ,即为观察方位角,它们共同确定了观察方向。则观察矢量为

$$v = \cos \beta \cdot \sin \alpha \cdot i + \sin \beta \cdot \sin \alpha \cdot j + \cos \alpha \cdot k \quad (1)$$

式中 i 、 j 和 k 分别是坐标轴方向的单位矢量。则模型在观察方向上的投影面积为

$$A_s = \kappa_1 \cdot v \cdot a \cdot S_1 + \kappa_2 \cdot v \cdot b \cdot S_2 + \kappa_3 \cdot v \cdot c \cdot S_3 + \kappa_4 \cdot v \cdot d \cdot S_4 \quad (2)$$

即表示为模型投影面积等于观察矢量 v 点乘各平面单位法向量与该平面面积的乘积之和。当某一平面处于遮挡状态时,系数 κ_i 取 0;反之,则 κ_i 取 1,以此就能较为准确地确定模型在观察方向上的投影面积。

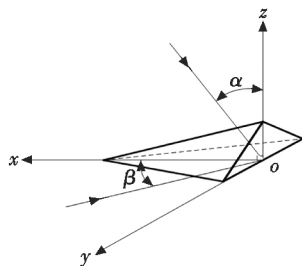


图 1 观察方位坐标

Fig. 1 Observing azimuth coordinates

1.1 表面蒙皮红外辐射

蒙皮的气动热主要来自飞行器高速运动过程中,其表面与环境气体相对的高速运动造成的摩擦。在蒙

皮红外辐射模型的建立中,以气动加热的温度作为蒙皮表面温度,因此,蒙皮温度满足

$$T_m = T_\infty \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (3)$$

式中: T_m 为蒙皮表面温度; T_∞ 为环境温度; γ 为空气在常压常容下比热容的比值,取 1.4; Ma 为飞行马赫数; r 为恢复系数,其值由边界条件决定,如果靠近驻点(气流速度为 0 的位置),则恢复系数选 1,如果气流是层流状(多出现于机翼前缘),恢复系数选 0.82,如果气流是湍流状(多出现于机翼后缘),恢复系数选 0.87^[7]。由于驻点与层流状气流多出现于机体前端、翼面前沿等前向部位,湍流多出现于后端,因此,目标的前侧恢复系数取 0.82,后侧恢复系数取 0.87。

已知蒙皮表面温度后,由普朗克公式即可求出表面辐射度为

$$M(\lambda, T_m) = \frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/(\lambda T_m)} - 1} \quad (4)$$

式中: λ 为辐射波长; $c_1 = 3.7415 \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4 \cdot \text{m}^{-2}$; $c_2 = 1.438 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 。设蒙皮表面辐射为灰体辐射,即对不同波长的辐射有相同的发射率,且探测器波段探测范围为 3 ~ 5 μm ,则对普朗克公式进行相应的积分,并由辐射度与辐射亮度的关系,可得蒙皮辐射亮度为

$$L_m = \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\varepsilon_m \cdot c_1}{\lambda^5 \cdot (e^{c_2/(\lambda T_m)} - 1)} d\lambda \quad (5)$$

式中 ε_m 为蒙皮发射率,计算过程中可以将蒙皮等效为 $\varepsilon_m = 0.7$ 的灰体。最后通过计算观察方向上拓展源表面总体辐射量,并将其作为点源辐射强度,得出远距离探测过程中飞行器蒙皮辐射特性,即

$$I_m = L_m \cdot A_s \quad (6)$$

1.2 尾喷管红外辐射

尾喷管热辐射来源于尾喷管热空腔,其主要由末级涡轮后端面、中心锥、内涵与外涵壁面组成。长时间高温燃气的冲刷使得热腔体金属表面氧化粗糙,红外发射率较高,因而可以将其简化为发射率 $\varepsilon_p = 0.8$ 的灰体辐射源^[8]。估算尾喷口温度的方法,可以由哈德逊论述的经验公式获得,即

$$T_p = 0.81 T_{\text{EGT}} \quad (7)$$

式中 T_{EGT} 为排气温度。对于涡扇发动机,发动机排气温度在不开加力的条件下约为 600 ~ 800 K。尾喷管模型为管状腔体结构,在计算观察方向投影面积时应充分考虑遮挡情况,其计算过程与蒙皮相似。

1.3 尾焰红外辐射

尾焰的主要成分为 CO_2 和 H_2O ,总体光谱发射率受二者影响,为选择性辐射体。工程计算中,考虑 CO_2 的 4.1 ~ 4.2 μm 和 4.3 ~ 4.8 μm 两个辐射带,在已知

尾焰温度的情况下,根据普朗克公式即可计算出尾焰辐射亮度 L_w 。

在计算尾焰的投影面积时,尽管其扩散尺寸与机身面积相当,但由于外界大气的强烈冷却作用,其产生红外辐射的热核心区较窄,可以将其简化为圆锥体,其投影面积为^[9]

$$A_w = \begin{cases} RL \sin \theta & \theta \in [-\pi/2, \pi/2) \\ \pi R^2 |\cos \theta| + \frac{R}{L \sin \theta} (L \sin \theta - R |\cos \theta|)^2 & \theta \in [\pi/2, 3\pi/2) \end{cases} \quad (8)$$

式中: R 为尾喷口半径; L 为尾焰长度; θ 为探测方向与飞机轴线的夹角。 θ 与 α 和 β 之间的关系可以表示为

$$\theta = \arccos \sqrt{\sin^2 \alpha + \cos^2 \beta} \quad (9)$$

2 仿真计算及对比验证

影响飞行目标红外辐射特性的因素较多,因此应首先对其仿真计算过程进行梳理,仿真结构框架如图 2 所示。其中,飞机外形包括其在 3 个主要方向上的投影面积及部分遮挡情况,其具体数值可由 CAD 等建模软件计算得出;飞行参数包含飞行目标的飞行高度、飞行速度等;排气温度及尾焰核心区大小均可由实际地面测试获得。在综合考虑观察方位角的条件下,可运用前文提到的计算方法对飞行目标各部分辐射强度进行计算,最后综合得出飞行器总体辐射特性。

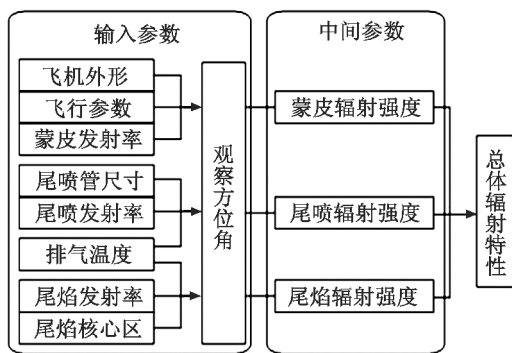


图 2 仿真结构框架

Fig. 2 Frame of simulating structure

为实现后期红外点目标仿真中虚拟仪器的运用,本文直接采用 CVI 作为其开发及仿真环境。CVI 采用事件驱动及回调函数方式,编程方法与 C 形似,但用户界面的创建则更为简便,且包含有 GPIB, PXI, VXI, RS-232/485 等各种仪器通讯总线标准的所有功能函数。由于该仿真计算使用参数较多,因此在界面设计过程中对输入参数根据普遍情况进行了预设。为保证检验结果的可靠性,可以对部分中间参数进行输出,便于与实际情况进行比对。为了对目标红外辐射的光谱特性进行深入分析,在界面中可以曲线图的方式对其进行呈

现。程序源代码框架可在界面设计结束后自动生成,只需添加计算程序代码进入对应回调函数模块即可。

为对该仿真计算软件有更直观的了解,本文对某飞机在一定飞行条件下的红外辐射特征进行了仿真计算。其具体飞行条件设定如图 3 中仿真软件界面左侧所示,其中,水平观察角及天顶观察角均设为 0° ,即飞机俯视方向。经过计算,即可得出蒙皮平均温度及尾喷管温度,并进一步得到该方向上的波段辐射强度,为 692.55 W/sr 。通过对结果中蒙皮光谱辐射亮度及目标光谱辐射强度曲线进行对比可以发现,蒙皮光谱辐射亮度的峰值对应波长约为 $11 \mu\text{m}$,辐射主要集中于长波;目标总体光谱辐射强度峰值对应波长约为 $10 \mu\text{m}$,辐射强度分布较为分散。造成该现象的主要原因是观察角度位于目标正上方,此时飞机投影面积较大,蒙皮辐射占主要部分,因此会使总体光谱辐射曲线向长波移动。

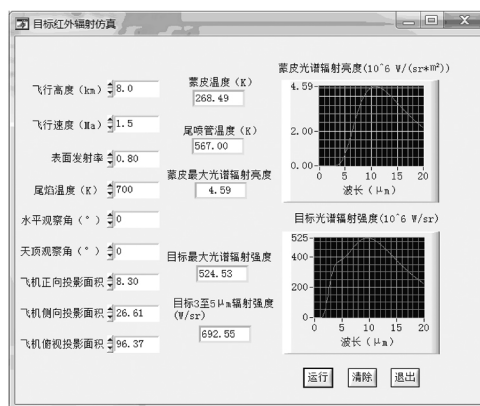


图 3 仿真界面及计算结果

Fig. 3 Simulation interface and results

为验证上述结论,再次输入观察方向为水平观察角 180° ,天顶观察角 90° ,即飞机正后方,得出光谱辐射强度曲线如图 4 所示。目标尾部光谱辐射强度峰值对应波长约为 $5 \mu\text{m}$,红外辐射集中于短波,此时尾喷管辐射及尾焰辐射占主要因素。因此,该仿真较符合实际情况。

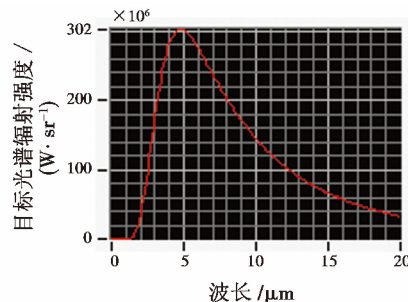


图 4 目标尾部光谱辐射强度

Fig. 4 Spectral radiant intensity of target tail

为更加直观地表现出目标不同方位的红外辐射特性,可以对飞机水平方向上不同水平观察角的波段辐

射强度进行求解,并在 Matlab 中采用描点画图的方式得出水平辐射强度分布,如图 5 所示,数值结果如表 1 所示。通过观察发现,水平方向上飞机正向辐射强度最弱,侧后向辐射强度最强,主要是由尾焰与尾喷管辐射强度的叠加造成,该仿真图及数据与目前多数文献提供的飞行目标辐射强度分布较为一致。

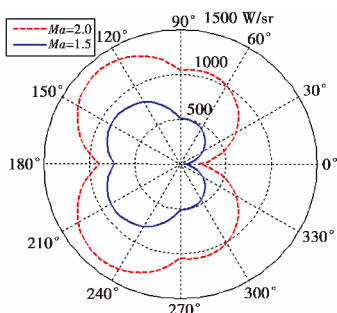


图 5 飞机水平辐射强度分布

Fig. 5 Horizontal radiation intensity distribution of the plane

表 1 飞机水平最大与最小辐射强度

Table 1 The extreme values of horizontal radiation intensity

	目标飞行 Ma 数	
	1.5	2.0
最大辐射强度/(W·sr ⁻¹)	882.8	1 375.1
水平方位角/(°)	150	135
最小辐射强度/(W·sr ⁻¹)	36.5	205.1
水平方位角/(°)	0	0

3 结论及改进

本文采用较为简便且可靠的模型建立方法,将飞行器辐射按来源分为蒙皮、尾喷管及尾焰,并分别对各部分红外辐射特性进行建模。随后,根据仿真计算的原则,建立了该仿真计算的结构,并在 CVI 环境下,按照该种建模方法设计了一款目标红外辐射仿真软件,以计算不同飞行条件下目标红外辐射特性。通过对结果进行分析及处理,得出如下结论:

1) 目标光谱辐射强度受观察方位角影响较大,飞行目标头部及背部辐射集中于长波,尾部辐射则集中

于短波;

2) 飞行器头部波段辐射最小,侧后方辐射强度最大;

3) 该仿真计算方法经过结果特征对比和同类文献比较验证了其可行性及准确性。

尽管通过建立模型和编写仿真程序获得了一定条件下飞行目标的红外辐射特性,但该模型依然存在值得改进的方面:1) 模型建立方面可增加环境背景对目标红外辐射特性的影响;2) 相关输入参数依然较少,随着研究的深入应进行增加,并对使用条件进行细致划分;3) 仿真程序界面有待合理优化。

参考文献

[1] 何杰. 机载红外搜索跟踪系统研究与仿真实现[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

[2] 王海晏. 光电技术原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 220-222.

[3] MICHAEL W J, RAM R M, GRAHAM C V, et al. Modeling issues in the computation of plume radiation signature [C]//AIAA-9823622, 1998: 308-313.

[4] LUDWING C B, MALKMUS W, REARDON J E, et al. Handbook of infrared radiation combustion gases [R]. NASA-SP-3080, 1973.

[5] 李慎波, 童中翔, 王超哲, 等. 飞机机体红外辐射特性研究[J]. 激光与红外, 2014, 44(7): 739-744.

[6] 牟达, 王建立, 陈涛. 凝视型红外搜索跟踪系统对高速飞机作用距离的分析[J]. 光学技术, 2007, 32(3): 420-423.

[7] 樊会涛. 空空导弹设计方案原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013: 291-292.

[8] 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.

[9] 赵楠, 李晓霞, 马森, 等. 来袭飞机的红外辐射及其大气传输特性研究[J]. 激光与红外, 2012, 42(8): 890-893.

欢迎投稿 <http://www.dgykz.com>