飞机红外辐射及大气透过率计算方法

毛 峡 胡海勇 黄 康 梁晓庚

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191) (中国空空导弹研究院, 洛阳 417009)

摘 要: 研究了飞机目标的红外辐射特性,以及红外辐射在大气中的辐射衰减特性. 根据现有的理论基础以及飞机自身结构特性,将飞机的红外辐射源分为蒙皮、尾喷口和羽流 3 部分,并提出了 3个辐射源在不同波段、不同角度下的红外辐射特性计算方法. 根据红外辐射的大气传输特性,采用了不同波长、不同弹目距离下的大气透过率简易计算方法,并将其与 Lowtran7进行比较. 计算了飞机在不同波段下,经大气衰减后,最终到达红外探测器的辐射强度.

关 键 词: 红外辐射; 蒙皮; 尾喷口; 羽流; 大气透过率; 飞机

中图分类号: TN 219

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)10-1228-04

Calculation method for airplane IR radiation and atmospheric transmittance

Mao Xia Hu Haiyong Huang Kang

(School of Electronics and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Liang Xiaogeng

(China Airborne Missile Academic, Luoyang 417009, China)

Abstract: The infrared radiation of airplane targets and the radiation attenuation of the infrared radiation in the atmosphere were researched. Based on the existing theoretical study and the structure of the airplane, the infrared radiation sources of the airplane were divided into three categories: fuselage, hot spot and plume. Furthermore, calculation approaches to the character of infrared radiation for the three radiation sources at different wave band and different angle were proposed. According to infrared radiation transmittance in the atmosphere, a calculation method for the transmittance of atmosphere was put forward at different wave length and different target distance, and then this method was compared with Lowtran7. Finally, the radiant intensity received by the IR detector was computed after atmospheric attenuation at different wave band.

Key words: infrared radiation; fuselage; hot spot; plume; atmospheric transmittance; airplane

外场实验获取飞机目标红外图像的费用昂贵,因此,真实模拟飞机目标在光学系统的红外成像成为一个新的研究热点,而其中飞机的红外辐射特性是其研究基础. 国内外学者对此已做了大量研究,但尚未对飞机的结构进行建模,且尾喷口及羽流的特征分析不够明确. 为此,本文构建了飞机几何结构模型,推导了飞机羽流辐射亮度的波数计算式,分析了涡轮喷气发动机轴向温度分布,考虑了羽流对尾喷口红外辐射的吸收和衰减.

大气状况对探测飞机目标有着至关重要的影响,研究大气透过率不但有利于进一步真实模拟飞机目标红外成像,而且是计算导弹作用距离的重要环节,对空中作战有利. 目前,国内外学者对大气透过率进行了大量研究,且美国已开发了几套大气透过率计算软件,如 Lowtran7[1]、MODTRAN等. 由于军事保密性,其大量关键技术并未公开. 基于此现状,本文实现了一种大气传输衰减简易计算模型,并给出了其与 Lowtran7的计算结

收稿日期: 2008-10-08

基金项目: 航空科学基金资助项目(20070112001)

作者简介: 毛 峡(1952 -),女,浙江义乌人,教授, moukyou@buaa.edu.cn.

果对比图.

1　蒙皮的红外辐射特性

红外辐射是一种热辐射,任何绝对温度大于0 K的物体,都会向外发射红外辐射,物体在温度 T 下辐射亮度的光谱分布[2]可表示为

$$L(\lambda) = \frac{\varepsilon c_1}{\pi\lambda^5}\left[\frac{1}{\exp(c_2/\lambda T) - 1}\right] \quad (1)$$

式中,$L(\lambda)$ 为光谱辐射亮度; c_1, c_2 分别为第一、第二辐射常数; ε 为物体的发射率; λ 为有效波长; T 为物体绝对温度, K

由此,可推得物体的光谱辐射强度以及辐射强度,分别表示为

$$I(\lambda) = L(\lambda)A \quad (2)$$

$$I = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I(\lambda)\,\mathrm{d}\lambda \quad (3)$$

式中,A 为辐射面积; $I(\lambda)$ 为光谱辐射强度; I 为辐射强度; $[\lambda_1, \lambda_2]$ 为对应的波段.

当飞机在大气中高速飞行时,飞机蒙皮由于受气动加热导致温度升高,从而产生相应的红外辐射,其大小可通过求驻点温度的方法求得. 其中驻点温度可由下式计算:

$$T_{fus} = T_{air}\{1 + r[(\gamma - 1)/2]Ma^2\} \quad (4)$$

式中, T_{fus} 为蒙皮表面驻点温度; T_{air} 为飞机飞行高度上的大气温度; r 为恢复系数(层流取 0.82,紊流取 0.87); γ 为空气定压定容热容量之比(取 1.4); Ma 为飞机飞行速度的马赫数. 由此,结合式(1)、式(4)便可得到蒙皮的光谱辐射亮度 $L_{fus}(\lambda)$.

在计算蒙皮面积时,飞机可大体分为机头、机身以及机翼三部分,如图 1所示.

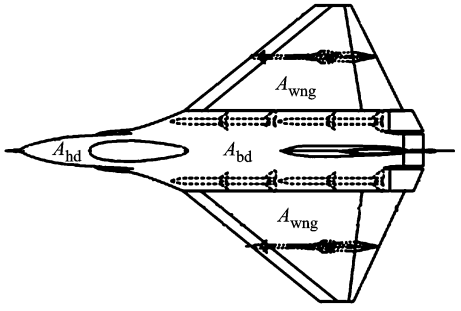


图 1　飞机蒙皮结构图

图 1中,A_{hd}, A_{bd}, A_{wng} 分别表示机头、机身、机翼的面积. 因此,当 $0° \leq \theta_{asp} < 90°$ 时,蒙皮的辐射面积为

$$A_{fus} = A_{hd}\cos\theta_{asp} + (A_{bd} + 2A_{wng})\sin\theta_{asp} \quad (5)$$

当 $90° \leq \theta_{asp} \leq 180°$ 时,蒙皮的辐射面积为

$$A_{fus} = (A_{bd} + 2A_{wng})\sin\theta_{asp} \quad (6)$$

式中,θ_{asp} 为观测线与机身中心轴线的夹角,又称观测角,其大小定义为

$$\theta_{asp} = \arccos[\cos\theta_{az}\cos\theta_{el}] \quad (7)$$

其中,θ_{az} 为观测线上的方位角; θ_{el} 为观测线上的俯仰角.

根据所求的 $L_{fus}(\lambda)$, A_{fus},结合式(2)、式(3)两式便可得到蒙皮的辐射强度 I_{fus}. 本文算法为夜间作战情况,未考虑太阳光对蒙皮红外辐射特性的影响.

2　羽流的红外辐射特性

飞机羽流的形状模型[3]如图 2所示,以 x_0 为界,可分为初始段以及主段两部分,其中斜线部分为核心区,具有组分压强和温度基本恒定且为最大值的特性. 为计算沿任意方向羽流的辐射,本文采用轴线上距尾喷口距离 x 以及与轴线夹角 A 两个参数确定,具体步骤如下.

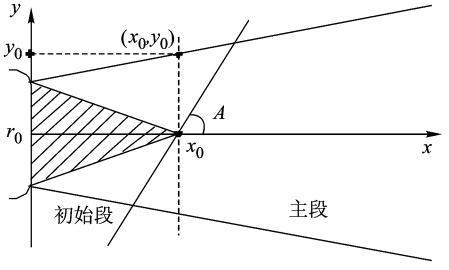


图 2　飞机羽流示意图

1) 将任意方向所截取的羽流部分分为温度和组分压强均匀的层,如图 3所示,每层的几何厚度分别为 l_m,温度为 T_m,组分压强为 p_m ($m = 1, 2, \cdots$);

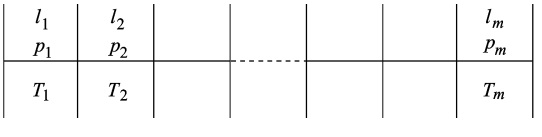


图 3　羽流温度和组分压强均匀层示意图

其中 T_m 及 p_m 可通过式(8)～式(10)求得

$$T_m = T_0\left\{\frac{1}{2}\left[p + \left(p^2 - \frac{4}{n}\right)^{1/2}\right]\right\} \quad (8)$$

$$p = \frac{[1 - (1/n)]^2}{(y/y_0)^2} + \frac{2}{n}$$

$$n = \frac{T_0}{T_a} \quad (9)$$

$$p_m = p_a\beta_m \quad (10)$$

式中, T_0 为尾喷口截面处的羽流温度; T_a 为大气温度; p, n 为中间变量; p_a 为一个标准大气压; β_m 为各组分的摩尔成分.

2) 确定红外发射组分 CO_2 和 H_2O 的主要发射带的波数范围;

3) 计算标态下各组分在每层的光学厚度:

$$u_m = \frac{273}{T_m} P_m l_m \tag{11}$$

4) 根据光谱吸收系数表,采用线性插值法,查得各波数的光谱吸收系数 $K_{m,\omega}$,ω为波数;

5) 计算每层的光谱透射率,得

$$\tau_{m,\omega} = \exp[-(K \cdot u)_{m,\omega}] \tag{12}$$

6) 考虑谱线的碰撞展宽和多普勒展宽效应,将光学深度 $(K \cdot u)_{m,\omega}$修正为 $X_{m,\omega}$,得

$$\tau_{m,\omega} = \exp(-X_{m,\omega}) \tag{13}$$

7) 第 m 层的光谱辐射亮度为

$$L_{m,\omega} = -L_{\omega,T_m}(\tau_{m,\omega} - \tau_{m-1,\omega}) \tag{14}$$

式中,L_{ω,T_m}为黑体的光谱辐射亮度的波数表示式,$W \cdot cm^{-1} \cdot sr^{-1}$,表示为

$$L_{\omega,T_m} = \frac{c_1 \cdot \omega^3 \cdot 10^{-16}/\pi}{\exp(c_2 \cdot \omega \cdot 10^{-4}/T_m) - 1} \tag{15}$$

8) 计算沿任意方向的辐射亮度:

$$L_{pl} = \sum_m \sum_\omega L_{m,\omega} \cdot \Delta\omega \tag{16}$$

式中 $\Delta\omega$为波数间隔.

9) 计算羽流的平均透过率:

$$\tau_{pl} = \frac{1}{m} \sum_m \sum_\omega \tau_{m,\omega} \cdot \Delta\omega \tag{17}$$

3 尾喷口的红外辐射特性

涡轮喷气发动机的轴向温度分布如图 4所示,当飞机工作于无加力状态时,尾喷口温度主要由燃烧室决定;在加力状态下,燃气在加力燃烧室内剧烈燃烧,致使尾喷口温度及其红外辐射急剧上升.

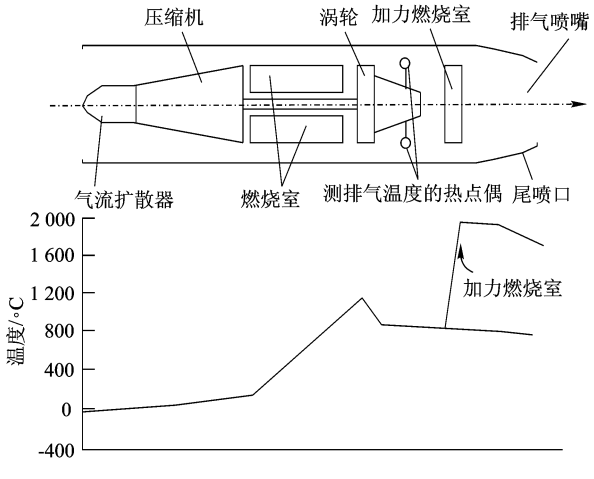


图 4 涡轮喷气发动机轴向温度分布

根据发动机的结构特性以及飞机的飞行状态得到尾喷口的温度,结合式 (1)即可得到尾喷口的光谱辐射亮度 $L_{hs}(\lambda)$[4].

尾喷口的辐射面积 A_{hs}可表示为

$$A_{hs} = \begin{cases} 0 & 0° \le \theta_{asp} < 90° \\ \pi R_{hs}^2 \mid \cos\theta_{asp} \mid & 90° \le \theta_{asp} \le 180° \end{cases} \tag{18}$$

式中,R_{hs}为尾喷口的半径. 根据所求的 $L_{hs}(\lambda)$、A_{hs},结合式 (2)、式 (3)便可得尾喷口的辐射强度 I_{hs}.

经羽流衰减后的尾喷口的辐射强度 I_{hs}为

$$I_{hs}' = I_{hs} \cdot \tau_{pl} \tag{19}$$

4 大气透过率

大气对目标辐射亮度的影响基本表现在辐射衰减,且可从以下三个方面进行研究.

4.1 大气气体分子的吸收

研究表明,物体吸收红外辐射的主要因素是水汽和 CO_2. 大气中水汽含量用可降水分 w 度量,定义为底面 S_a 和长度等于红外系统到目标距离 R 的圆柱体内大气含水汽凝结的水层厚度,表示为

$$w = w_0 \cdot R \cdot H_r \tag{20}$$

式中,R 为目标距离;H_r 为空气相对湿度;w_0 为一定温度下、空气相对湿度为 100%时,每千米大气中的可降水分,可通过查表得到.

此外,考虑水汽吸收能力和水汽含量随高度的变化规律,对目标距离 R 进行如下修正:

$$R_e = R \cdot e^{-0.5154H} \tag{21}$$

式中 H 为飞机飞行的海拔高度.

综合式 (20)、式 (21),得出 w,通过查海平面水平路程上水汽光谱透过率表,采用外推法或内插法求得水汽光谱透过率 $\tau_{H_2O}(\lambda)$[5].

同理,考虑二氧化碳分子的吸收能力和质量随高度的变化,对目标距离 R 进行如下修正:

$$R_e = R \cdot e^{-0.313H} \tag{22}$$

CO_2 分子透过率 $\tau_{CO_2}(\lambda)$只与辐射通过的距离有关,根据 $\tau_{CO_2}(\lambda)$与 R_e 对应的数据表,可求得 $\tau_{CO_2}(\lambda)$.

4.2 大气中分子、气溶胶、微粒的散射

大气中传输的辐射亮度,要受大气分子和微粒散射的影响,纯粹由散射导致的透过率为

$$\tau_1(\lambda) = \exp\left(-3.19 D_V \left(\frac{\lambda_0}{\lambda}\right)^q \cdot R\right) \tag{23}$$

式中,D_V 为能见度;λ_0 代表大气的透射性能在可见光区的指定波长.

4.3 气象条件所引起的衰减

雨、雪粒子尺寸通常远大于红外辐射波长,根

据米氏理论,上述粒子将产生非选择性辐射散射.研究表明,对于决定与其强度相关的雨、雪的衰减系数 a可采用在 10.6μm波长得到的经验公式:

$$a=\begin{cases}0 & J_r,J_s=0\\ 0.66J_r^{0.66}+6.5J_s^{0.7} & J_r\text{或}J_s\neq 0\end{cases} \tag{24}$$

式中,J_r, J_s分别为降雨、降雪强度,mm/h.

由雨、雪的衰减所导致的透过率为

$$\tau_2(\lambda)=\exp(-a\cdot R) \tag{25}$$

综上所述,可求得大气光谱透过率为

$$\tau_{air}(\lambda)=\tau_{H_2O}(\lambda)\tau_{CO_2}(\lambda)\tau_1(\lambda)\tau_2(\lambda) \tag{26}$$

因此,大气平均透过率表示为

$$\tau_{air}=\frac{1}{\lambda_2-\lambda_1}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2}\tau_{air}(\lambda)\,d\lambda \tag{27}$$

5　结果分析

基于上述理论研究,以某型涡轮喷气飞机为例,假定其飞行速度为 1.5*Ma*,飞行高度为 7 km,环境温度为 294 K,尾喷口温度为 1 650 K,视距为 0 km.在此基础上,计算了不同波段、不同角度下的蒙皮、尾喷口、羽流以及总的红外辐射强度,其结果如图 5和图 6所示.

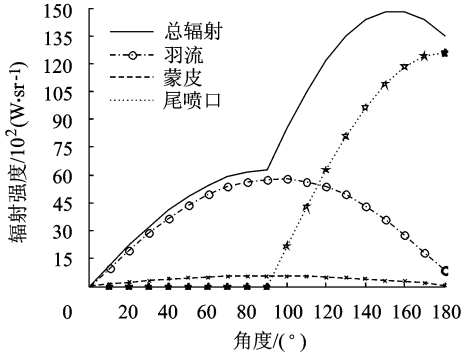


图 5　飞机在 3～5μm波段的红外辐射强度

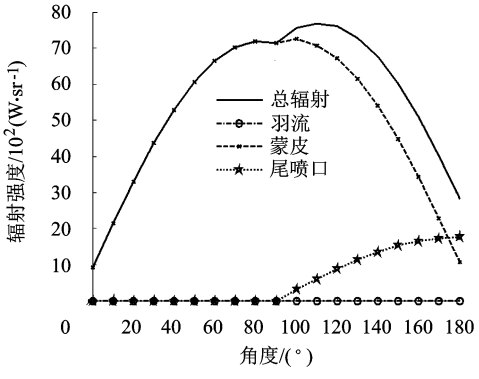


图 6　飞机在 8～14μm波段的红外辐射强度

由图 5和图 6可知,当红外探测器侧向或迎头探测飞机时,大部分羽流辐射被遮挡,尾喷口辐射只能从后方观测到.在 3～5μm波段,前向探测时,红外辐射主要由羽流产生,后向探测主要由尾喷口产生.在 8～14μm波段,羽流基本不产生辐射,蒙皮辐射成为主要辐射源.因此,在侧向或迎头探测时,可以利用双波段探测器;后向探测可主要利用 3～5μm波段的尾喷管和羽流辐射.

在计算大气透过率方面,假定环境温度为 294 K,相对湿度为 50%,飞行高度 7 km,能见距离为 10 km,传输距离为垂直路径 7 km,无雨、雪天气.在此基础上,采用大量数据进行实验,分别计算了不同波长、不同弹目距离下的大气透过率,并将本文的计算结果与 Lowtran7的计算结果进行了比较,通过多次比较,可不断的对各系数以及查表方法进行修正,以此得到较为精确的计算方法,其结果如图 7所示.

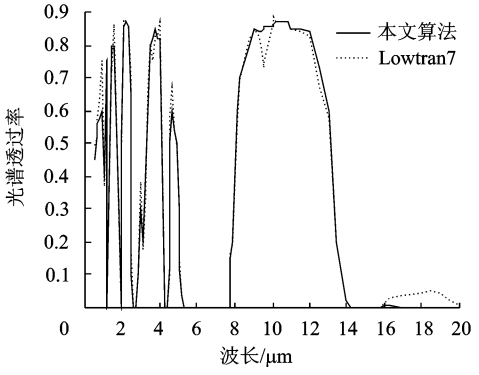


图 7　不同波长下的大气透过率

由图 7可知,在 0～20μm波段,存在多个大气透过率窗口,但是其中一些窗口由于太窄,可忽略不计,8～14μm波段窗口是最宽的,而当波长超过 14μm时,辐射基本不能透过.为此,红外探测器工作在 3～5μm以及 8～14μm有利于检测飞机目标.

图 8为图 5、图 6中总辐射强度经垂直路径 7 km大气衰减后,在 3～5μm及 8～14μm波段到达地面红外探测器的辐射强度.

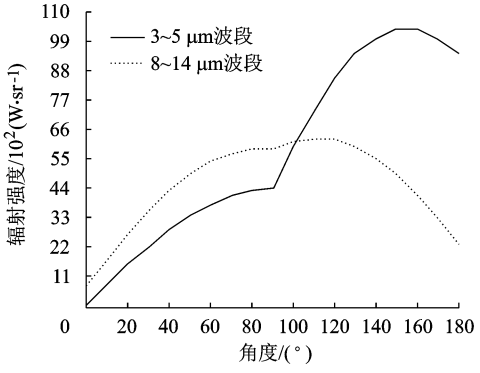


图 8　经大气衰减后的辐射强度

(下转第 1272页)

表 5 优化前后各设计变量对比

项目	λ_{fr}	ϕ/(°)	d_b/d_m	β/(°)
初始外形	2	20	0.45	19
优化方案 A	2.9	20.7	0.37	15.6
优化方案 B	3.0	27	0.25	14.0

5 结 论

通过对非圆截面弹体进行气动隐身一体化优化设计,结果表明,本文所采用的基于二阶响应面的 Pareto遗传算法能够较好地分析非圆截面弹体气动与隐身特性,同时正确地反映了弹体各个设计变量对其气动及隐身特性的制约及响应关系,优化结果比较合理.证明了本方法适用于非圆截面弹体气动隐身一体化优化这类复杂的多目标设计问题.

参考文献 (References)

[1] Mendenhall M R. 战术导弹空气动力学 [M]. 2版. 洪金森译. 北京:宇航出版社, 1999: 6 - 18
Mendenhall M R. Tactical missile aerodynamics prediction methodogy [M]. 2nd ed. Translated by Hong Jinsen. Beijing: Astronautically Publishing House, 1999: 6 - 18 (in Chinese)

[2] Crossley W A, Cook A M, Fanjoy D W, et al. Using the two-branch tournament genetic algorithm for multiobjective design [R]. AIAA-98-1914, 1998

[3] 崔逊学. 多目标进化算法及其应用 [M]. 北京:国防工业出版社, 2006: 48 - 58
Cui Xunxue. Multiobjective evolutionary algorithms and their applications [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 48 - 58 (in Chinese)

[4] Myers R H, Montgomeryd C. Response surface methodology: process and product optimization using designed experiments [M]. New York: Wiley, 1995: 1278 - 1302

[5] 方开泰,马长兴. 正交与均匀试验设计 [M]. 北京:科学出版社, 2001: 50 - 59
Fang Kaitai, Ma Changxing. Research of orthogonal and uniform design [M]. Beijing: Scientific Press, 2001: 50 - 59 (in Chinese)

[6] 马东立,武哲. 飞机翼面类部件的雷达散射截面计算 [J]. 系统工程与电子技术, 1994(6): 33 - 40
Ma Dongli, Wu Zhe. The calculation of radar cross section for aircraft airfoils [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 1994(6): 33 - 40 (in Chinese)

[7] 苏伟,高正红,夏露. 隐身性能约束的多目标气动外形优化设计 [J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 137 - 140
Su Wei, Gao Zhenghong, Xia Lu. Multiobjective optimization design of aerodynamic configuration constrained by stealth performance [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 137 - 140 (in Chinese)

[8] Sun J, Hansen S G. Transonic nose wave drag of axisymmetric bodies [R]. AIAA-82-0308, 1982

[9] 何开锋,钱炜祺,刘刚,等. 飞行器气动隐身一体化设计方法研究 [J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 169 - 174
He Kaifeng, Qian Weiqi, Liu Gang, et al. Aircraft multi-objective design of aerodynamic and stealthy performance [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 169 - 174 (in Chinese)

[10] Signal A, Lapidot E. The aerodynamic characteristic of configurations having bodies with square rectangular and circular cross sections at a Mach number of 0.75 [R]. AIAA-87-2429, 1987

(编 辑:李 晶)

(上接第 1231页)

6 结 论

理论分析和计算机仿真结果表明,本文对飞机蒙皮、羽流以及尾喷口在不同波段、不同角度下的计算结果的比例关系符合实际探测情况,大气透过率的计算结果也与 Lowtran7的计算结果近似.因此,本文所提出的飞机红外辐射以及大气透过率计算模型具有一定的合理性.本文对飞机红外图像仿真以及目标自动识别领域的研究有着重要的意义.鉴于研究对象存在的诸多变化因子及不可准确测量参数,本文计算结果的精确度有待进一步提高.

参考文献 (References)

[1] Rao G A, Mahulikar S P. Effect of atmospheric transmission and radianceon aircraft infrared signatures [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 1046 - 1054

[2] 毛峡,董旭阳,刁伟鹤. 巡航导弹红外辐射及大气衰减计算模型 [J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(8): 952 - 955
Mao Xia, Dong Xuyang, Diao Weihe. Calculation model of infrared radiation of cruise missile and atmospheric attenuation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(8): 952 - 955 (in Chinese)

[3] 高思莉,汤心溢. 空中飞行目标尾焰红外辐射的建模与仿真 [J]. 光电工程, 2007, 34(8): 25 - 27
Gao Sili, Tang Xinyi. Building model of the plume released from the flying machine and simulation [J]. Opto-Electronic Engineering, 2007, 34(8): 25 - 27 (in Chinese)

[4] 张海兴,张建奇,杨威. 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 - 80
Zhang Haixing, Zhang Jianqi, Yang Wei. Theoretical calculation of the IR radiation of an aeroplane [J]. Journal of Xidian University, 1997, 24(1): 78 - 80 (in Chinese)

[5] 吴晗平. 红外辐射大气透过率的工程理论方法研究 [J]. 光学精密工程, 1998, 6(4): 35 - 42
Wu Hanping. Research into theoretical calculation method on engineering of transmittance of infrared radiation through atmosphere [J]. Optics and Precision Engineering, 1998, 6(4): 35 - 42 (in Chinese)

(编 辑:娄 嘉)