

战斗机红外点源目标特性计算方法

王超哲，童中翔，李建勋，张志波，李贺

(空军工程大学 航空航天工程学院，陕西 西安 710038)

摘要：研究了作为点源目标的战斗机红外辐射特性。将飞机的红外辐射分为排气系统辐射和蒙皮辐射两部分，根据红外辐射相关理论，提出了各自的红外辐射计算方法。在排气系统辐射的计算中，将实测数据、流场计算结果与经验公式相结合，并考虑了尾焰对尾喷口辐射的吸收以及多条尾焰的相互作用。通过计算不同状态、不同波段的战斗机红外辐射，得到了目标辐射随方向、速度、高度、发动机状态的变化规律，并验证了所建计算模型的正确性。

关键词：红外点源目标；红外辐射特性；尾焰辐射；尾喷口辐射；蒙皮辐射

中图分类号：TN214

文献标识码：A

文章编号：1001-8891(2012)11-0666-06

Calculation Method for Fighter-plane's Infrared Radiation as Point Source Target

WANG Chao-zhe, TONG Zhong-xiang, LI Jian-xun, ZHANG Zhi-bo, LI He

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

Abstract: The infrared radiation of fighter-plane as point source target was studied in this paper. The fighter-plane's IR radiation can be divided into two parts: engine exhaust system radiation and skin radiation. Based on the IR radiation theory, the calculation methods of those two parts were proposed. For the calculation of engine exhaust system radiation, measured data, results of flow field calculation, and empirical formula were combined. Besides the plume's absorbing effect to nozzle radiation and multiple plume's interaction were considered. By calculating the fighter-plane's IR radiation under different conditions and different wave bands, the target radiation's variations with orientation, velocity, altitude, and engine condition were obtained, and the correctness of the calculation method was also validated.

Key words: point source infrared target, infrared radiation characteristic, plume's radiation, propelling nozzle's, airplane skin's radiation

0 引言

由于具有被动工作隐蔽性好、制导精度高、不受无线电干扰的影响、可昼夜作战等优势，红外制导导弹已成为现代战场上对战斗机最有威慑力的战斗武器。据不完全统计，现代空战中被红外制导导弹击落的飞机约占击落飞机总数的 85%^[1]。良好的作战效能使红外制导导弹有了快速的发展，从 20 世纪 60 年代至今经历了 4 个发展阶段，分别是采用调制盘的第一、二代导弹，采用多元像点扫描的第三代导弹和采用红外成像技术的第四代导弹^[2,3]。其中前三代红外制导导弹均把目标看成是一个热点源，导引头通过光学调制识别跟踪目标，因此统称为点源制导导弹。虽然红外

成像导弹是导弹发展的必然趋势，但目前世界各国普遍装备的仍是点源制导红外导弹。因此，研究战斗机红外点源目标特性对红外点源制导导弹开发、红外诱饵弹设计与使用、飞机隐身设计、飞行器红外对抗仿真等都具有十分重要的现实意义。

表征战斗机红外点源目标特性的参数是不考虑红外辐射强弱分布的飞机总体红外辐射强度。很多文献^[4-6]将飞机的红外辐射分为 3 部分：尾焰辐射、尾喷口辐射和蒙皮辐射。但飞机的总体红外辐射并不是三部分的简单加和，因为热空腔的辐射线穿过高温尾焰时会被强烈地吸收，而且飞机机身会对某方位的辐射形成遮挡。因此，本文将飞机的红外辐射分为排气系统辐射和蒙皮辐射两部分，建立战斗机红外点源辐射

收稿日期：2012-04-16。

作者简介：王超哲（1985-），女，博士研究生，研究方向为飞行器红外目标特性，Email：wcz667@sina.com。

基金项目：国家自然科学基金，编号：61172083。

计算模型。即飞机总体红外辐射强度:

$$I_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = I_{e, \lambda_1 \sim \lambda_2} + I_{s, \lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (1)$$

式中: $I_{e, \lambda_1 \sim \lambda_2}$ 为排气系统在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的红外辐射强度, $I_{s, \lambda_1 \sim \lambda_2}$ 为蒙皮在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的红外辐射强度。

目前对飞机红外辐射计算主要有两类方法^[7-10]: 一是基于经验公式计算, 二是基于流场计算软件计算。第二类方法计算精度高, 但计算量大, 耗时长。对于点源目标特性的计算, 第一类方法即能基本满足工程需要。本文将实测数据、流场计算结果与经验公式相结合, 得到一种较为简便且精度较高的战斗机红外点源辐射计算方法。

1 排气系统红外辐射计算模型

排气系统的红外辐射是整个飞机红外辐射的重要组成部分, 是红外导弹跟踪的主要目标, 也是喷气式战斗机红外辐射特性研究的重点和难点。飞机排气系统的红外辐射主要分为发动机尾喷管的辐射和尾焰的辐射, 尾喷管通常可以看作内部布满热气体的热空腔, 而尾焰则是发动机喷出的热气流。

1.1 尾喷口红外辐射

由涡轮盘后面的加力筒形成的热空腔是典型的灰色辐射体, 辐射率 $\varepsilon \approx 0.8$, 温度同发动机工作状态有很大关系, 额定工作状态的温度要远远小于加力工作状态的温度。热空腔温度可认为是尾喷口排气温度, 此温度与发动机工作状态有关。由于涡轮后温度可测, 通过大量的实测和分析, 对于确定的机型, 给定发动机工作状态就可以得到涡轮后温度 T_w , 然后将燃气在尾喷管内的流动看作一维定常等熵流动, 则可算出尾喷口温度 T_t :

$$T_t = T_w \left(\frac{P_t}{P_w} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2)$$

式中: γ 为气体比热, 对于航空发动机一般取 1.3。工程计算中, 涡轮喷气式航空发动机飞行时一般取 $P_t/P_w = 0.5$, 进而有 $T_t = 0.85T_w$; 对于涡轮风扇航空发动机, 一般取 $P_w/P_t = 0.4$, 进而有 $T_t = 0.81T_w$ 。

则尾喷口红外辐射在空中某一方向上 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度 I_t 为:

$$I_{t, \lambda_1 \sim \lambda_2} = \frac{\varepsilon A_t \cos \theta}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{\lambda}(T_t) d\lambda \quad (3)$$

式中: A_t 为喷口面积; θ 为喷口表面法线与探测器光轴之间的夹角, 当 $\theta > 90^\circ$ 时, 令 $I_t = 0$ 。 $M_{\lambda}(T)$ 为温度为 T 的黑体的光谱辐射通量密度, 由普朗克定律计算:

$$M(\lambda, T) = c_1 \left\{ \lambda^5 \left[\exp \left(\frac{c_2}{\lambda T} \right) - 1 \right] \right\}^{-1} \text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1} \quad (4)$$

式中: c_1, c_2 为辐射常数, $c_1 = 3.7418 \times 10^8 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^4$, $c_2 = 1.4388 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 。

1.2 尾焰红外辐射

尾焰的辐射光谱主要取决于尾焰的成份与温度, 尾焰是飞机发动机喷射的高温、高速气流, 其主要成分是 C_2O 、 N_mO_n 、 H_2O 、 CO 等, 各种高温气体之间存在着放射与吸收红外能量的复杂关系^[11]。文献[12]、[13]中利用小哈得逊方法对尾焰辐射进行了简单计算。把羽流看成有一定长度和一定直径的各向等亮度的圆柱形气团, 然后就可根据不同方向的辐射面积计算羽流的辐射强度。这种简单的估算方法未能考虑到尾焰流场温度分布的不均匀性和各向辐射的不均匀性, 且尾焰的长度在不同高度也会有变化, 因而估算结果与实际情况有较大的偏差。自 20 世纪 70 年代以来, 大量的研究表明, 尾焰辐射的计算方法宜采用求解辐射传输方程的方法^[14]。

根据红外辐射基本定律, 计算尾焰红外辐射首先需要确定尾焰的形状和温度分布。图 1 为利用 FLUENT 软件求解尾焰流场全三维、可压缩流控制方程组, 计算出的某型飞机发动机尾焰的温度分布。(由于尾焰是对称的, 图中的计算区域是半部分尾焰。) 根据尾焰的温度分布, 将尾焰的形状近似为半椭球, 如图 2 所示。椭球纵轴 OX 沿尾喷管纵轴, 原点 O 在尾喷口中心。椭球纵轴截面即尾喷口截面, 半径为 a 的圆。椭球长轴为 b , 在 OX 上。尾焰有效长度 B 主要与发动机状态有关。

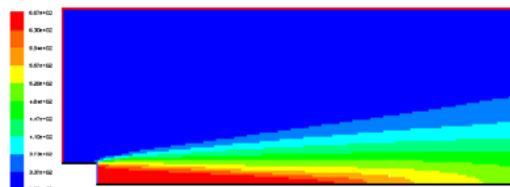


图 1 某涡轮喷气发动机的尾焰流场温度分布

Fig.1 The temperature distribution of a turbo engine's plume

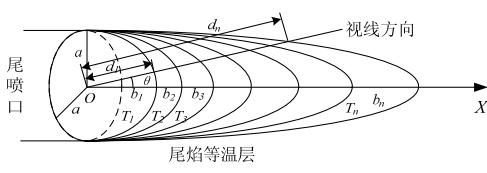


图 2 尾焰等温层模型

Fig.2 The model of plume's isothermal layer

将尾焰分为 n 个等温层, 温度分别为 $T_1, T_2, T_3, \dots, T_n$, ($T_1 = T_t$)。每个等温层的外边界均为半

椭球，长轴分别为 $b_1, b_2, b_3, \dots, b_n$, ($b_n=B$)。对于确定型号的发动机，根据流场计算结果和实测数据，可以拟合出尾焰有效长度随温度的变化规律 $B=f(T_t)$ 和 OX 轴上相对温度随相对长度的变化规律 $T/T_t=f(b/B)$ 。例如，对于某型飞机发动机，轴向上温度分布规律见图 3 和图 4。由图 3 和图 4 即可得到每个等温层（温度 T_i ）的长轴长度 b_i 。

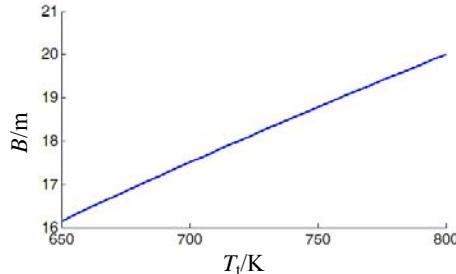


图 3 尾焰有效长度随温度的变化

Fig.3 The relationship of plume's effective length and temperature

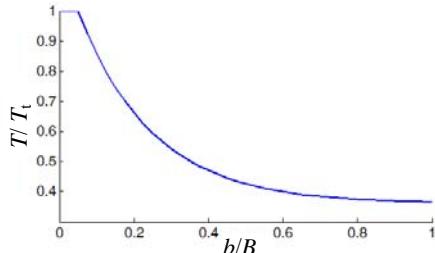


图 4 OX 轴上相对温度随相对长度的变化

Fig.4 The relationship of relative temperature on OX axis and plume's relative length

根据普朗克定律，计算每个等温层的黑体光谱辐射通量密度 $M_{\lambda,i}$, $i=1, 2, \dots, n$ 。

设视线方向与 OX 轴的夹角为 θ (见图 2)，则第 i 个等温层在视线方向的投影面积为：

$$A_i = \pi a^2 \cos \theta + \frac{1}{2} \pi a b_i \sin \theta \quad (5)$$

根据布格尔 (Bouguer) 定律^[15]，单色大气透过率 τ_λ 与传输距离 d 有关：

$$\tau_\lambda = \exp[-\int_0^d \gamma_\lambda(x) dx] \quad (6)$$

式中： γ_λ 为光谱衰减系数 (单位 m^{-1})，与介质的组分浓度、温度、压强等有关，可以由此查相关表格得到。在本文中，为简化计算，取整个尾焰平均条件下的 γ_λ 值 γ_0 。这里的传输距离 d 是指辐射穿过尾焰的厚度。根据椭圆和视线方向的公式，第 i 个等温层穿过尾焰的厚度 d_i 为：

$$d_i = \sqrt{\frac{(1 + \tan^2 \theta)a^2 b_i^2}{a^2 + \tan^2 \theta b_i^2}} \quad (7)$$

则第 i 个等温层穿过尾焰的透过率为：

$$\tau_i = e^{-\gamma_0(d_n - d_i)} \quad (8)$$

第 i 个等温层的发射率为：

$$\epsilon_i = 1 - e^{-\gamma_0(d_i - d_{i-1})} \quad (9)$$

则尾焰在空中某一方向上 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度 I_p 为：

$$I_{p,\lambda_1 \sim \lambda_2} = \sum_{i=1}^n \tau_i I_i = \sum_{i=1}^n \left(\tau_i \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\epsilon_i M_{\lambda,i} A_i}{\pi} d\lambda \right) \quad (10)$$

1.3 尾喷口-尾焰组合红外辐射

飞机排气系统的红外辐射并不是尾焰辐射与尾喷口辐射的简单加和，因为尾喷口辐射经过尾焰时会有较强的衰减。因此尾喷口-尾焰的组合红外辐射应为：

$$I_{e,\lambda_1 \sim \lambda_2} = I_{p,\lambda_1 \sim \lambda_2} + \tau_0 I_{t,\lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (11)$$

式中，尾喷口通过尾焰路径的透过率：

$$\tau_0 = e^{-\gamma_0 d_n} \quad (12)$$

以上计算的是单个发动机的红外辐射，若战斗机是双发，则排气系统的总体红外辐射为：

$$I'_{e,\lambda_1 \sim \lambda_2} = 2\xi I_{e,\lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (13)$$

式中： ξ 为两个发动机的相互间的辐射影响系数，发动机距离、飞机飞行高度等有关，本文中取 $\xi=0.9$ 。

2 蒙皮红外辐射计算模型

蒙皮的红外辐射可分为气动加热引起的辐射和蒙皮对环境辐射的反射，即：

$$I_{s,\lambda_1 \sim \lambda_2} = I_{s1,\lambda_1 \sim \lambda_2} + I_{s2,\lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (14)$$

式中： $I_{s1,\lambda_1 \sim \lambda_2}$ 为气动加热引起的辐射，即蒙皮自身热辐射， $I_{s2,\lambda_1 \sim \lambda_2}$ 为蒙皮对环境辐射的反射。

2.1 蒙皮自身辐射

蒙皮自身的红外辐射为：

$$I_{s1,\lambda_1 \sim \lambda_2} = \frac{\varepsilon \sigma T_s^4}{\pi} A_s \eta_{\lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (15)$$

式中： A_s 为蒙皮在视线方向的投影面积； ε 为蒙皮表面发射率； σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数， $\sigma=5.67 \times 10^{-8} W \cdot m^{-2} \cdot K^{-4}$ 。飞机蒙皮表面的平均温度 T_s 可近似为驻

点温度 T_b 的 0.9 倍, 而 T_b 主要与环境温度、飞行马赫数有关^[16]:

$$T_b = T_0 \left[1 + \frac{r(\gamma-1)M^2}{2} \right] \quad (16)$$

式中: T_0 为飞机所在高度处的大气绝对温度; r 为温度恢复系数, 附面层为层流时取 0.82, 附面层为紊流时取 0.87; γ 为大气绝热指数, 一般 $\gamma=1.4$ (空气的定压比热与定容比热之比); M 为飞机表面自由流的局部马赫数 (一般用飞机 M 数近似)。

2.2 蒙皮反射辐射

机体表面反射的环境辐射包括阳光、大气、地球的辐射, 其中主要是蒙皮对太阳辐射的反射。蒙皮反射太阳辐射也属灰体辐射。太阳是 5900 K 的黑体, 它的辐射能量经大气吸收而衰减 35% 左右, 所以投影到地球表面的有效照度 $913.6 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$ 。飞机的蒙皮反射太阳光的辐射强度可以写为^[17]:

$$I_{s2,\lambda_1-\lambda_2} = \frac{E}{\pi(1-0.35)} (1-\alpha) A_s \eta_{\lambda_1-\lambda_2} \cos \theta \quad (17)$$

式中 $\eta_{\lambda_1-\lambda_2} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_b(\lambda, T) d\lambda}{\int_0^{\infty} M_b(\lambda, T) d\lambda}$, E 为太阳的有效辐射照

度; α 为机体表面的吸收率, 对于涂银漆的表面 $\alpha=0.54$; A_s 为直射阳光照射蒙皮的投影面积; θ 为视线方向角。

计算时要注意战斗机作战的实际情况, 在白天考虑 $I_{s2,\lambda_1-\lambda_2}$, 夜晚则不加 $I_{s2,\lambda_1-\lambda_2}$ 。

3 战斗机红外点源目标特性计算

3.1 模型验证

1) 尾焰辐射模型验证

尾焰半椭圆分层模型是为了简化计算, 根据尾焰流场计算和实验测量数据建立的近似模型, 需着重验证其正确性。图 5 给出了某型飞机发动机满油门状态下尾焰温度分布计算值与实测值的比较, 图中 r 表示温度计算/测量点的径向距离, 此发动机尾喷口半径 0.52 m, 因此计算/测量范围为 0~0.52 m。 x 表示计算

/测量点的轴向距离, 即计算/测量点到尾喷口平面的垂直距离。选取了 4 个轴向距离、6 个径向距离共 24 个点进行温度测量, 结果表明, 在尾焰的大部分区域, 计算值与实测值吻合得较好, 只是在离轴向较远的距离 (如 $r=0.52$ 时) 差别较大, 这是因为计算模型将尾焰看作为理想的半椭球形, 在径向距离接近喷口半径处, 温度必将降为环境温度。而实际上尾焰的高温层接近半椭球形, 但低温层形状与半椭球形相差较大, 低温层边界在径向距离上远大于尾喷口半径, 因此 $r=0.52$ 时的实测值均大于计算值。但总体上看, 本计算模型还是合理可信的。

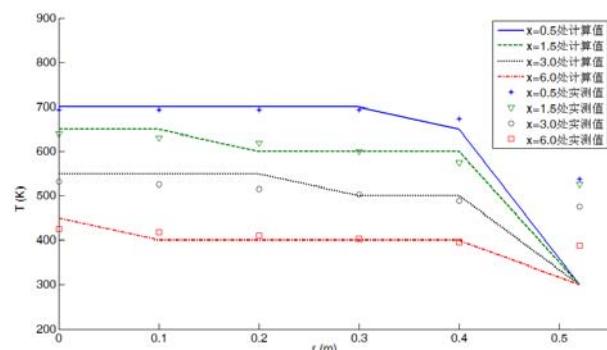


图 5 尾焰温度分布计算值与实测值的比较

Fig.5 The plume's temperature distribution by calculation and measurement

2) 总体辐射模型验证

表 1 为某型战斗机实测红外辐射数据与按上述方法计算得到的红外辐射数据的对比。测量与计算的条件均为: 飞机平飞, 飞行高度 7 km, M 数 1.5, 发动机满油门状态, 测量和计算波段 3.5~4.8 μm , 太阳从飞机正上方直射。表中的视线角度机头方向为 0°, 机尾方向为 180°。相对误差 = |计算值 - 实测值| / 实测值。

由于仪器测量精度、目标运动、测量时的大气环境、计算模型等多方面因素的影响, 实测数据与计算数据存在误差, 实测数据总体偏小。但相对误差在 20% 以内, 且随视线角的变化趋势大致相同, 反映出所建立的计算模型合理, 并可满足工程需要。

表 1 某型飞机不同方向上红外辐射计算值与实测值的比较

Table 1 the calculation value and measured value of a fighter-plane on different directions

| 视线角度/(°) | 0 | 30 | 60 | 90 | 120 | 135 | 150 | 160 | 170 | 180 |
|------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| 计算值/(W/sr) | 80 | 203 | 801 | 1187 | 1713 | 1832 | 1905 | 2009 | 1778 | 1512 |
| 实测值/(W/sr) | 67 | 182 | 694 | 1012 | 1662 | 1804 | 1889 | 1986 | 1709 | 1407 |
| 相对误差/(%) | 19.4 | 11.5 | 15.4 | 17.3 | 3.1 | 1.6 | 0.8 | 1.2 | 4.0 | 7.5 |

3.2 方向特性

飞机的红外辐射中发动机尾喷管的辐射强度最大,但其辐射强度与探测角有很大关系,尾后最强,而飞机前半球辐射不到。尾焰与蒙皮的红外辐射是全方位的,但它们的辐射强度相对于尾喷管较小。因此总体来说,飞机的辐射强度带有明显的方向性。考虑三种辐射的共同作用,当飞机飞行时,其辐射强度的方向性如图6所示。

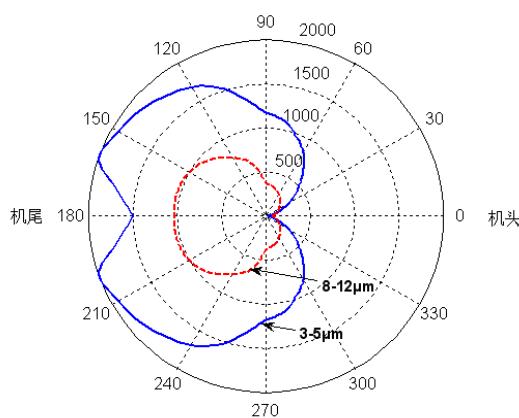


图6 某型飞机红外辐射方向性示意图

Fig.6 Direction characteristic of plane's IR radiation

从图6可以看出,飞机在后方的红外辐射明显强于前方,且 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段的辐射明显强于 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段,因为对飞机红外辐射贡献最大的尾喷管辐射集中在后半球,而贡献其次大的尾焰辐射在 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段几乎没有。 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段的辐射呈现出梨形包络,即飞机的正后方(180°)的红外辐射不是最强,稍弱于 160° 或 200° 附近,因为在正后方尾喷管的辐射被尾焰气体强烈地吸收,而在侧后方这种吸收作用减弱。而对于 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段的辐射,这一特征不太明显,因为尾焰对此波段的红外能量吸收较少。在飞机的正前方 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段的辐射稍大于 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段,因为在飞机的正前方尾喷管和尾焰的辐射都被遮挡,蒙皮的辐射是主要的,且其辐射集中在长波。

3.3 速度高度特性

对某型飞机在不同高度、不同速度下, $3\sim5\mu\text{m}$ 和 $8\sim12\mu\text{m}$ 两个波段上正后方的红外辐射强度进行了计算,飞机满油门。计算结果如图7所示。

由图7可以看出:飞机辐射的速度特性不太明显,在 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段辐射随速度几乎不变, $8\sim12\mu\text{m}$ 波段辐射随速度有小幅增长。因为速度的增大主要影响蒙皮的辐射,使蒙皮表面的温度升高,从而使蒙皮辐射增大,但蒙皮辐射的值本身相对较小,且蒙皮辐射大多在 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段,因此飞机的总辐射只在 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段有小幅增长。飞机的高度特性表现得较明显,

且在 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段和 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段有不同的变化规律。因为若飞行高度增大,空气密度减小,使尾焰气体的扩散增大,尾焰的长度变长,从而使尾焰辐射加强,同时空气密度的减小也使相同速度下飞机蒙皮的温度降低,引起蒙皮辐射的减弱。则表现在总辐射上, $3\sim5\mu\text{m}$ 波段内尾焰辐射的变化是主导,高度越高,辐射强度越大; $8\sim12\mu\text{m}$ 波段内蒙皮辐射的变化是主导,高度越高,辐射强度越小。

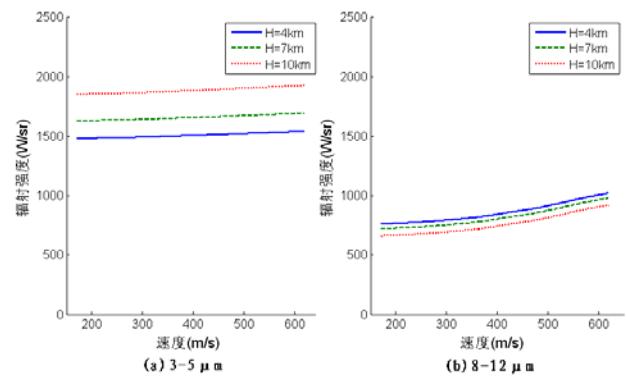


图7 某型飞机红外辐射的速度高度特性

Fig.7 Velocity-altitude characteristic of plane's IR radiation

3.4 发动机特性

发动机工作状态主要影响尾喷管和尾焰的辐射强度,因为发动机状态不同,排出气体的温度就会有较大差别。图8为某型飞机在 10 km 高度, $Ma=0.7$ 时,正后方的红外辐射强度随发动机油门的变化情况。 $(\delta=13^\circ$ 对应慢车状态, $\delta=70^\circ$ 对应满油门状态, $\delta=100^\circ$ 对应部分加力状态, $\delta=120^\circ$ 对应全加力状态。)从图中可以看出,飞机的红外辐射随发动机状态有较大的变化。因为发动机状态直接影响到尾喷口的温度,从而影响到尾喷口的辐射强度,而尾喷口的辐射在 $3\sim5\mu\text{m}$ 和 $8\sim12\mu\text{m}$ 波段均有主要贡献。

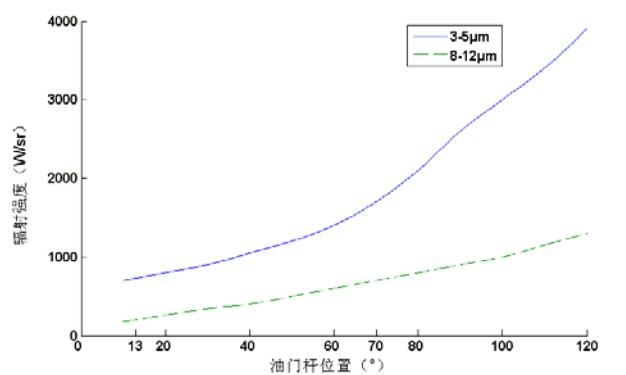


图8 某型飞机红外辐射随发动机状态的变化

Fig.8 Engine state characteristic of plane's IR radiation

4 结论

本文基于红外辐射基本理论, 将实测数据、流场计算结果与经验公式相结合, 得到战斗机红外点源辐射计算方法。通过计算与分析, 可以得到以下结论:

1) 飞机的红外辐射主要由排气系统辐射和蒙皮辐射两大部分组成。其中, 排气系统辐射包括尾喷口辐射和尾焰辐射, 但并不是两部分的简单加和; 蒙皮辐射可分为气动加热引起的辐射和蒙皮对环境辐射的反射。

2) 影响战斗机点源目标特性的因素主要有波段、探测方位、飞行速度、高度和发动机状态。计算结果和理论分析表明, 飞机的方位特性、速度高度特性、发动机状态特性等均符合实际情况, 因此, 本文所提出的战斗机点源红外辐射计算模型具有一定的合理性。

参考文献:

- [1] 汪中贤, 樊祥, 马东辉. 飞机全向红外辐射特征研究[J]. 电子对抗, 2009(3): 42-46.
- [2] 孙玉铭, 李世诚. 国外红外成像寻的器技术的装备与发展[J]. 舰船电子工程, 2009, 29(6): 29~32.
- [3] 赵善彪, 张天孝, 李晓钟. 红外导引头综述[J]. 飞航导弹, 2006(8): 42-45.
- [4] Trobjorn Wigren, Egils Sviestins, Henrik Egnell. Operation Multi-sensor Tracking For Air Defence. 1996 IEEE0-7803-3601-1/96: 13-18.
- [5] 王霞, 陈华础. 视线方向上飞机红外特性计算方法[J]. 大气与环境光学学报, 2008, 3(3): 217-222.
- [6] 陈炳峰, 方亦浩, 徐晓刚. 飞机的红外辐射特征研究[J]. 航空兵器, 2005, 10(5): 30-32.
- [7] 张述坤, 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): 1277-1282.
- [8] A. A. Alexeenko, N. E. Gimelshein, D. A. Levin, etc. Modeling of flow and radiation in the Atlas plume[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2002, 16(1): 50-57.
- [9] 吴晓中, 滕鹏, 鲁艺, 等. 喷气式飞机红外辐射仿真计算[J]. 红外技术, 2008, 30(12): 727-731.
- [10] Michael Wright J, Ram Rao M, Graham Candler V, et al. Modeling Issues in the Computation of Plume Radiation Signature[J]. AIAA-9823622, 1998: 308-313.
- [11] Kurt Beier, Erwin Lindermeir. Comparison of Line-by-line and Molecular Band IR Modeling of High Altitude Missile Plume[J]. *Elsevier Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, 2006, 105(2007): 111-127.
- [12] 李彦志, 孙波, 王大辉. 飞机红外辐射建模与仿真[J]. 红外技术, 2008, 30(5): 252-255.
- [13] 吴剑锋, 何广军, 赵玉芹. 飞机尾向的红外辐射特性计算[J]. 空军工程大学学报, 2006, 7(6): 26-28.
- [14] 徐南荣, 瞿荣贞. 飞行器的红外特性[J]. 红外与激光工程, 1999, 28(1): 8-14.
- [15] A.R.Jha. 红外技术应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004: 276-282.
- [16] 毛峡, 胡海勇, 黄康, 等. 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.
- [17] 周鼎新. 喷气式飞机迎头方向红外辐射强度的计算方法和初步验证[J]. 红外研究, 1982(4): 115-120.