

巡航导弹的红外辐射特征研究

白渭雄, 吴法文

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘要:根据地面防空的需要,深入研究了巡航导弹的红外辐射特征;对构成巡航导弹红外辐射条件的气动加热、羽流和尾喷管辐射三方面进行了分析计算,给出了计算结果,并进行了相关分析。

关键词:巡航导弹;红外辐射;羽流辐射;地面防空

中图分类号:E927 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)06-0026-04

巡航导弹作为一种精确打击武器,在近十多年来的局部战争中扮演了重要角色,发挥了重要作用,已成为进行局部战争的杀手锏。如何对巡航导弹进行有效抗击,是地面防空部队面临的一个非常重要的问题。由于巡航导弹飞行高度低(7-150 m),雷达反射截面小(0.05-0.2 m²),从而使雷达对巡航导弹探测的能力大大降低。近年来,由于红外探测器件在性能上的不断提高,利用目标的红外辐射特性进行目标探测、跟踪,已经具备了很好的技术基础。研究目标的红外辐射特征,利用红外探测设备对目标进行探测,跟踪,对有效抗击巡航导弹具有十分重要的现实意义。

1 巡航导弹的红外特征

巡航导弹的红外特征可分为蒙皮的气动加热、尾喷口、羽流、反射的太阳光等,由于太阳反射比较随机,因此主要讨论气动加热、尾喷口辐射和羽流辐射。

1.1 蒙皮气动加热引起的辐射

气动效应引起的蒙皮温度变化可采用如下的经验公式进行计算:

$$T_s = T_0 [1 + r(\frac{\gamma-1}{2})M^2]$$

其中: T_s 为目标蒙皮驻点温度; T_0 为周围大气的温度; r 为0.82,恢复系数; γ 为1.4,空气的定压热容量和定容热容量之比; M 为马赫数。

进一步可得:

$$T_s = T_0 (1 + 0.164M^2) \quad (1)$$

由普朗克定理可知:黑体辐射的光谱分布可由下式表示:

$$W(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5 e^{C_2/\lambda T} - 1} \quad (2)$$

其中: C_1 为第一辐射常数 = $3.7415 \times 10^{-12} \text{ W} \cdot \text{cm}^{-2}$; C_2 为第二辐射常数 = $1.43879 \times \text{cm} \cdot \text{K}$ 。对式(2)由 $\lambda = 0 \sim \infty$ 积分,得斯蒂芬-玻耳兹曼定律:

$$W = \sigma T_s^4 \quad (3)$$

可求出目标在整个谱段辐射产生的辐射通量密度,其单位为 $\text{W} \cdot \text{cm}^{-2}$ 。

若求 $\lambda = \lambda_1 - \lambda_2$ 谱段辐射产生的辐射通量密度,可由下式求解:

$$W_{\lambda_1-\lambda_2} = \int_{\lambda_2}^{\lambda_1} W(\lambda, T) d\lambda \quad (4)$$

收稿日期:2003-06-19

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:白渭雄(1960-),男,陕西清涧人,副教授,主要从事军事抗干扰新技术研究。

再由基本关系式:

$$L = \varepsilon W / \pi \tag{5}$$

$$J = L \times S \tag{6}$$

可分别求出目标的辐射亮度 L ($W / (sr \cdot m^2)$) 和辐射强度 J (W / sr) 其中: ε 为灰体的黑度, 这里取 $\varepsilon = 0.8$, S 为目标的截面积。

当 $M = 0.7$ 、 $T_0 = 300$ K 时, 由式(1)可得: $T_s = 324$ K

在 $\lambda = 0.5 \mu m \sim 3 \mu m$ 、 $3 \mu m \sim 5 \mu m$ 和 $8 \mu m \sim 12 \mu m$ 3 个窗口, 由于 $e^{C_2/\lambda T}$ 远大于 1, 式(2)可简化为

$$W(\lambda, T) \approx \frac{C_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{C_2/\lambda T} - 1} \tag{7}$$

从而可根据公式(4)、(5)、(6)求出三个窗口的 W 、 L 、 J 如表 1 所示。

表 1 蒙皮气动加热在不同红外段的辐射参数

$\lambda / \mu m$	$\lambda = 0.5 \sim 3$	$\lambda = 3 \sim 5$	$\lambda = 8 \sim 12$
$W_{\lambda_1-\lambda_2}$	1.292×10^{-5}	1.312×10^{-3}	1.743×10^{-2}
L	0.329×10^{-5}	0.334×10^{-3}	0.444×10^{-2}
J_1 (迎头, $S = 0.21 \text{ m}^2$)	6.909×10^{-3}	7.014×10^{-1}	9.324
J_2 (正侧面, $S = 3 \text{ m}^2$)	9.870×10^{-2}	10.02	1.332×10^2
$(W_{\lambda_1-\lambda_2} / W) \%$	0.2%	2.1%	28%

1.2 羽流辐射

羽流辐射是巡航导弹的第二辐射源, 主要由尾焰产生。根据文献[1]和文献[4]的讨论, 其简化计算模型可按图 1 所示形状来考虑。几何形状为一锥体, 长度 l 约 0.7 m, r_1 为尾喷管半径, r_2 为扩散后的尾焰半径, 约为 r_1 的 4 倍, r_3 为导弹半径。

从导弹迎头方向观察尾焰时, 由于导弹的遮挡, 只能看到一环状尾焰区, 其面积为 $\pi(r_2^2 - r_3^2)$, 从正侧面观察尾焰时, 可看到一侧倒梯型, 其面积为 $l(r_1 + r_2)$ 。根据文献[4]的计算方法, 羽流温度与尾喷口的温度有关, 其计算公式为

$$T_2 = T_1 (P_2 / P_1)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{8}$$

其中: T_2 为排出尾喷口膨胀后的气体温度; T_1 为尾喷口的气体温度; P_2 为膨胀后的气体压力; P_1 为尾喷口内的气体压力; γ 为气体的定压热容量和定容热容量之比。对于燃烧产物, $\gamma = 1.3$ 。

对于涡轮喷气发动机, $P_2 / P_1 = 0.5$, 从而有:

$$T_2 = 0.85 T_1 \tag{9}$$

对于涡轮风扇发动机, 取 $P_2 / P_1 = 0.4$, 有:

$$T_2 = 0.81 T_1 \tag{10}$$

由于巡航导弹使用的是涡轮风扇发动机, 在巡航阶段, 其尾喷口温度约为 487°C , 根据式(10), 可知 $T_2 = 396^\circ\text{C} = 669$ K。由于羽流辐射源是选择性辐射体, 并非在所有谱段都能产生辐射, 其辐射集中在 $2.4 \sim 3.1$ 和 $4.3 \sim 4.55$ 两个谱段内, 在这两个谱段可将其看作灰体, 取辐射系数 $\varepsilon = 0.5$, 根据式(4)、(5)、(6)可分别求出羽流的辐射通量密度 W 、辐射亮度 L 和辐射强度 J , 如表 2 所示。

表 2 羽流辐射在不同红外参数谱段的辐射

$\lambda / \mu m$	$\lambda = 2.4 \sim 3.1$	$\lambda = 4.3 \sim 4.55$
$W_{\lambda_1-\lambda_2}$	6.638×10^{-3}	1.176×10^{-1}
L	1.057×10^{-3}	1.872×10^{-2}
J_1 (迎头, $S = 0.11 \text{ m}^2$)	1.15	20.4
J_2 (正侧面, $S = 0.28 \text{ m}^2$)	2.99	53.1

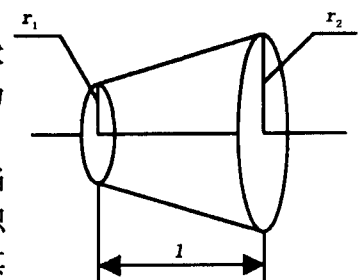


图 1 巡航导弹的羽流辐射简化计算模型

1.3 尾喷管辐射

尾喷管的红外辐射是巡航导弹的第三个辐射源。BGM-109C 战斧巡航导弹的动力装置是 XF-107-WR-400 涡轮风扇发动机,其尾喷管面积为 205.4 cm^2 ,正常巡航速度下,尾喷管温度为 487°C 即 760 K ,取辐射系数 $\varepsilon = 0.8$,由此可根据式(4)、(5)、(6)计算出辐射源的辐射通量密度 W 、辐射亮度 L 和辐射强度 J 如表3所示。

表3 尾喷管辐射在不同红外辐射谱段的辐射参数

$\lambda/\mu\text{m}$	$\lambda = 0.5 \sim 3$	$\lambda = 3 \sim 5$	$\lambda = 8 \sim 12$
$W_{\lambda_1-\lambda_2}$	2.195×10^{-1}	6.129×10^{-1}	2.421×10^{-1}
L	5.588×10^{-2}	1.561×10^{-1}	$\times 10^{-2}$
$J(\text{正后方}, S = 205 \text{ cm}^2)$	11.455	32.061	12.661
$(W_{\lambda_1-\lambda_2}/W)\%$	11.6%	32.4%	12.8%

2 巡航导弹红外辐射特点分析

2.1 红外辐射通量密度的比较

由前面的计算结果可以看出:巡航导弹蒙皮气动热引起的红外辐射,其辐射通量密度在 $\lambda = 8 \sim 12 \mu\text{m}$ 谱段占比例较大,比其它两个窗口的辐射通量密度大1到3个数量级。羽流产生的红外辐射集中在 $\lambda = 2.4 \sim 3.1 \mu\text{m}$ 和 $\lambda = 4.3 \sim 4.55 \mu\text{m}$ 2个红外窗口,两者相比, $\lambda = 4.3 \sim 4.55 \mu\text{m}$ 窗口的辐射通量密度比 $\lambda = 2.4 \sim 3.1 \mu\text{m}$ 窗口的辐射通量密度大2个数量级。与蒙皮气动热产生的红外辐射比较,两个红外窗口的辐射通量密度均比蒙皮气动热产生的红外辐射高出2个数量级。尾喷管的红外辐射是尾追探测的主要辐射源,在 $\lambda = 3 \sim 5 \mu\text{m}$ 窗口,辐射通量密度占总量的32.4%,在其它2个窗口,辐射通量密度占总量的12%左右。与羽流辐射比较,在 $\lambda = 0.5 \sim 3 \mu\text{m}$ 窗口,辐射通量密度高3个数量级,在 $\lambda = 3 \sim 5 \mu\text{m}$ 窗口,辐射通量密度高2个数量级。

2.2 红外辐射强度的比较

由式(6)可以看出:红外辐射源的辐射强度与红外辐射通量密度成正比,与辐射源在辐射方向的面积成正比。红外探测器对目标的探测距离主要取决于其红外辐射强度的大小。根据前面的计算,辐射通量密度最弱的是蒙皮气动热产生的辐射,其次是羽流,尾喷管的辐射通量密度最强。但是,由于尾喷管的面积比较小,因此从计算结果看,尾喷管产生的红外辐射强度并不是最高。比较表1、表2、表3可以看出:在 $\lambda = 0.5 \sim 3 \mu\text{m}$ 窗口,羽流的辐射强度 J_1 和 J_2 比蒙皮气动热产生的辐射强度高1到2个数量级;在 $\lambda = 3 \sim 5 \mu\text{m}$ 窗口,羽流的辐射强度 J_1 和 J_2 比蒙皮气动热产生的辐射强度高1个数量级;在 $\lambda = 8 \sim 12 \mu\text{m}$ 窗口,羽流没有产生辐射,蒙皮气动热产生的辐射也达到了较高的辐射强度,红外成像探测仪可以利用这一窗口的辐射源探测目标。尾喷管的红外辐射只能从导弹后方看到,与羽流相比,在 $\lambda = 0.5 \sim 3 \mu\text{m}$ 窗口,比羽流的辐射强度高1个数量级;在 $\lambda = 3 \sim 5 \mu\text{m}$ 窗口,与羽流辐射强度相当;在 $\lambda = 8 \sim 12 \mu\text{m}$ 窗口,红外辐射强度与蒙皮气动热产生的迎头方向的红外辐射强度相当。因此,前向和侧向探测中,在 $\lambda = 0.5 \sim 3 \mu\text{m}$ 窗口和 $\lambda = 3 \sim 5 \mu\text{m}$ 窗口,可主要利用羽流产生的红外辐射,在 $\lambda = 8 \sim 12 \mu\text{m}$ 窗口,可主要利用蒙皮气动热产生的红外辐射。在后向探测中,可主要利用羽流辐射与尾喷口产生的辐射。

参考文献:

- [1] 王江安,马治国. 海空复杂背景下弱点目标红外辐射特征研究[J]. 激光与红外,2003,(1):48-50.
- [2] 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.
- [3] 曲红星,安柱,陈伟. 便携式地空导弹抗击巡航导弹发射区研究[J]. 地面防空武器,2000,(1):42-44.
- [4] 小哈得逊 R D. 红外系统原理[M]. 北京:国防工业出版社,1975.

(编辑:田新华)

The Study of the Infrared Radiation Characteristics of the Cruise Missile

BAI Wei - xiong, WU Fa - wen

(The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan, Shaanxi 713800, China)

Abstract: According to the demand of ground to air defense, the cruise missile is studied and analyzed for its infrared radiation characteristics in this paper. And the three aspects, i. e. airflow heating, feather flow radiation and jet nozzle radiation, are calculated, finally the calculated results and relative analysis are given.

Key words: cruise missile; infrared radiation; feather flow radiation; ground to air defense

(上接第7页)

Blown - up Theory and Its Applications

YI Lin

(Department of Mathematics, Slippery Rock University, Slippery Rock - Pennsylvania, PA 16057, USA)

Abstract: In this paper, by combining mathematical models and the underlying physical systems, the concept of blown - ups introduced for the study of whole evolutions is elaborated deeply. Based on the analysis of nonlinear models, mathematical physics meanings and mathematical characters of blown - ups are provided. At the end, the concept of blown - ups is applied to the study of chemical chain reactions with existing mutual reactions between chains.

Key words: linearity; non - linearity; whole evolution; blown - up

(上接第19页)

[3] 高峰,何高让,汪亮. 微射流流场原理性实验研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(3):8-11.

(编辑:田新华)

Numerical Emulation on a Micro - jet Actuator Modifying the Aerodynamic Performance of a Cylindrical Body

GAO Feng^{1,2}, WANG Liang², REN Ji - ye¹

(1. The Missile Institute, Air Force Engineering university, Sanyuan, Shaanxi 713800, China; 2. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: The Favre - averaged N - S equations and k - ϵ model are solved by using the finite volume method, and a numerical emulation is done for the micro - jet actuators in modifying the aerodynamic performance of a cylindrical body. The result shows that the aerodynamic performance of a cylindrical body is modified, and " low pressure recirculation region " produced is a root cause of the modification. And the calculating results are in agreement with the phenomena observed in the experiments of the documents.

Key words: micro - jet; cylindrical flowing around a body; Navier - Stokes equations; finite volume method; numerical emulation