

文章编号: 1672-8785(2016)07-0033-05

反舰导弹红外辐射特性的建模与仿真

唐尧文^{1,2} 曾红郡^{1,2}

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海, 201109 ;

2. 中国航天科技集团公司红外探测技术研发中心, 上海, 201109)

摘 要: 研究了以涡喷发动机为动力的反舰导弹的中波红外辐射特性。分别建立了反舰导弹尾喷口、尾焰和蒙皮辐射强度的计算模型, 并考虑了尾焰对尾喷口辐射和尾焰辐射的影响。通过 MODRTAN 软件分析了 3~5 μm 波段大气红外辐射的衰减特性。最后, 将所建模型的理论计算结果与试验结果进行了比较。结果表明, 建立的计算模型和方法能较好地模拟不同探测角度下反舰导弹的红外辐射特性。

关键词: 反舰导弹; 红外辐射特性; 计算模型; 大气衰减; 仿真

中图分类号: V1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2016.07.006

Modeling and Simulation of Infrared Radiation Characteristics of Antiship Missile

TANG Yao-wen, ZENG Hong-jun

(1.Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;

2. Research and Development Center of Infrared Detection Technology CASC, Shanghai 201109, China)

Abstract: The mid-wavelength infrared radiation characteristics of turbojet engine powered missiles are studied. The calculation models of radiation intensity of exhaust nozzle, exhaust plume and skin of an antiship missile are established respectively. The influence of exhaust plume on nozzle radiation and plume radiation is considered. The attenuation characteristics of infrared radiation in atmosphere in the 3 to 5 μm waveband are analyzed by using the MODRTAN software. Finally, the theoretical calculation result is compared with the experimental result. The results show that the established calculation models and methods can simulate the infrared radiation characteristics of antiship missiles at different detection angles.

Key words: anti-ship missile; infrared radiation characteristic; calculation model; atmospheric attenuation; simulation

0 引言

拦截导弹是用微波和红外探测技术进行复合制导的。当弹目距离较远时采用微波制导。随着弹目距离变小, 红外探测系统能探测到红外目标, 可采用红外制导, 从而完成从微波到红

外的转换。红外探测系统采用 3~5 μm 的中红外波段。拦截导弹时一般采用迎头或尾追的方式拦截来袭反舰导弹。目前, 国外先进的第三代反舰导弹(目标)中大多采用涡轮喷气发动机提供动力, 因此, 对采用涡轮喷气发动机的反舰导弹进行红外辐射特性研究具有十分重要的意义。

收稿日期: 2016-04-06

作者简介: 唐尧文(1984-), 男, 浙江绍兴人, 工程师, 主要从事红外导引头和红外目标特性的研究。

E-mail: ywtang1122@126.com

以涡喷发动机为动力的反舰导弹在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段内的红外辐射源主要包括发动机尾喷口辐射、发动机尾焰辐射和弹体表面蒙皮辐射。若拦截导弹采用尾追方式,则反舰导弹的红外辐射主要来自尾喷口和尾焰;若采用前向(迎头)拦截,则反舰导弹的红外辐射主要来自于反舰导弹的尾焰和弹体蒙皮辐射^[1,2]。因此,通过对反舰导弹在海面环境中的红外辐射特性进行建模分析,计算红外探测系统探测的反舰导弹的中波红外辐射强度,可评估该型拦截导弹在不同探测角度下完成微波制导到红外制导的交班距离。

1 红外辐射建模

根据普朗克公式,对于探测波段为 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 的红外探测器,所探测到的辐射通量密度可以表示为

$$M_{b,\lambda_1\sim\lambda_2} = \varepsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{b\lambda} d\lambda = \varepsilon \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \left(\frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \right) d\lambda \quad (1)$$

式中, ε 为辐射源等效发射率, $M_{b\lambda}$ 为辐射出射度, λ 为波长, c_1 为第一辐射常数, $c_1 = 3.7415 \times 10^{-16} \text{W} \cdot \text{m}^2$, c_2 为第二辐射常数, $c_2 = 1.4388 \times 10^{-2} \text{m} \cdot \text{K}$ 。根据辐射强度计算公式 $I = \frac{A \cdot M_{b,\lambda_1\sim\lambda_2}}{\pi}$, 可以得到辐射强度:

$$I = \frac{\varepsilon \cdot S \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \left(\frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \right) d\lambda}{\pi} \quad (2)$$

式中, S 为红外探测系统探测到的辐射源面积。

1.1 尾喷口辐射

采用尾追拦截时,可以将尾喷管构成的腔体看成一个灰体,如图1所示。随着红外探测系统对发动机的探测角度 θ 的变化(变化范围为 $0^\circ \sim 180^\circ$, 尾追时为 0° , 迎头时为 180°), 发动机尾喷口在红外探测系统视场内的辐射面积也发生变化。尾追拦截时,经过尾焰的衰减,尾喷口的辐射会受到尾焰的影响。根据试验结果,在工程计算中,通过统计试验数据可以得到不同探测角度下的等效温度衰减系数 $k_1(\theta)$ 。该系数可用来补偿不同探测角度下尾焰对尾喷口辐射强度的衰减影响。

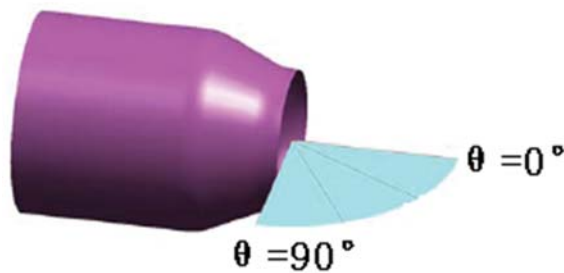


图1 探测角度示意图

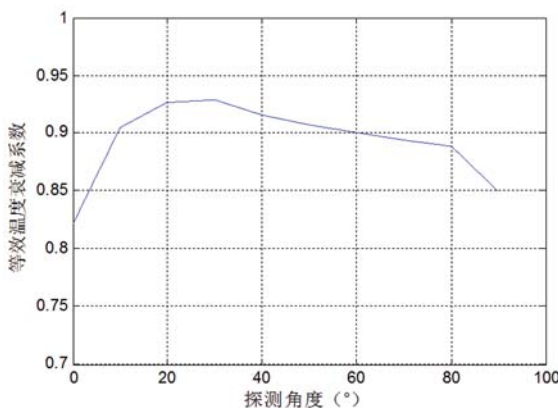


图2 不同探测角度时尾喷口的等效温度衰减系数

因此,由式(2)可以得到尾喷口的辐射强度:

$$I = \frac{\varepsilon \cdot S(\theta) \cdot k_1(\theta) \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \left(\frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \right) d\lambda}{\pi} \quad (3)$$

式中,辐射源的面积与探测角度、尾喷口半径的关系为

$$S(\theta) = \begin{cases} \pi R^2 \cos \theta, & 0 \leq \theta \leq 90^\circ \\ 0, & \theta \geq 90^\circ \end{cases} \quad (4)$$

尾喷口的发射率主要受发动机尾喷口的材料、喷口表面工艺和喷口方向等因素影响。由于发动机尾喷口长时间受热气流影响,发动机尾喷口表面的部分金属在高温下会氧化,形成氧化膜。金属氧化膜的辐射率一般高于金属本身的辐射率,因此,若采用尾追的方式,尾喷口的红外辐射会远远大于其他部分的红外辐射。在工程计算中,取发射率为 $0.8\sim 0.9$ 。

1.2 尾焰辐射

发动机尾焰是主要的红外辐射源之一。在正常工作中,发动机尾喷口后面会形成长长的尾焰。导弹的飞行速度越大,尾焰就越长,温度

也就越高。尾焰辐射跟导弹的飞行高度相关,这主要与尾焰排出的气体成分和海面环境影响等相关。反舰导弹的涡喷发动机以航空煤油作为燃料,所需氧化剂来自大气。在正常飞行过程中,发动机尾喷管排出的高温尾焰的主要成分是 CO_2 、 CO 和水蒸气等高温气体。尾焰的辐射特性是高温气体辐射经低温区气体衰减而形成的。研究表明,尾焰只在 $2\sim 3\ \mu\text{m}$ 和 $4\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段内具有辐射峰值,且在 $4\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段内的辐射峰值大于 $2\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段内的辐射峰值,如图 3 所示。 $2\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段内的辐射峰值主要由水蒸气和 CO_2 引起,而 $4\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段内的辐射峰值主要由 CO_2 引起^[3-5]。

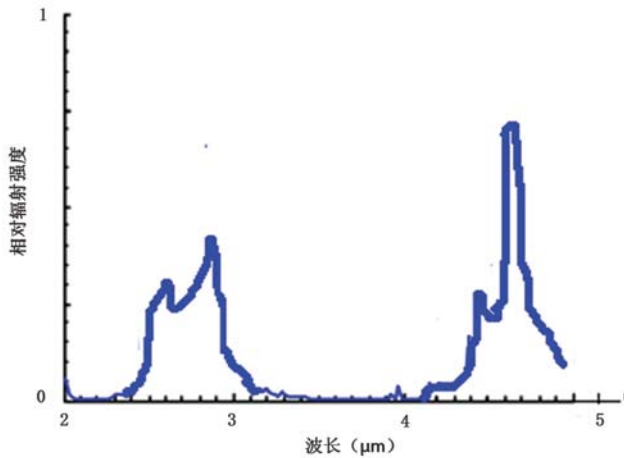


图 3 尾焰辐射的光谱图

根据比尔定律, CO_2 发射率的计算公式为

$$\varepsilon = 1 - \tau_{\text{CO}_2} = 1 - e^{-k_{\text{CO}_2} \cdot \chi_{\text{CO}_2} P \left(\frac{273}{T}\right) d} \quad (5)$$

式中, τ_{CO_2} 为 CO_2 穿过尾焰的透过率, k_{CO_2} 为 CO_2 的吸收系数, χ_{CO_2} 为 CO_2 的克分子数, P 为气体压力, T 为尾焰温度, d 为尾焰的路径长度。工程计算中,可根据尾焰辐射的光谱分布图,得到 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段内的等效发射率系数

$k_2(\lambda)$ 。则对式 (2), 尾焰辐射强度的计算公式为

$$I = \frac{\varepsilon \cdot S(\theta) \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} k_2(\lambda) \left(\frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \right) d\lambda}{\pi} \quad (6)$$

根据红外辐射基本定律, 计算尾焰红外辐射时首先要确定尾焰的温度场分布和尾焰形状。图 4 显示的是典型的涡喷发动机尾焰的温度场分布, 尾焰的温度在 $800\ \text{K}\sim 400\ \text{K}$ 之间, 尾焰辐射的总能量是各个温度点能量的叠加。

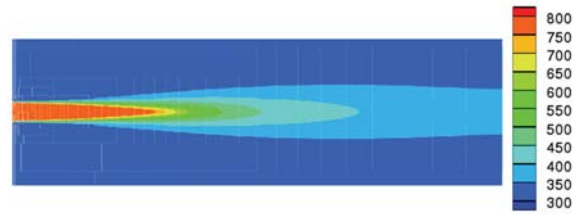


图 4 涡喷发动机尾焰的温度场分布

采用有限元分析方法对温度场进行分析。根据尾焰温度场的分布, 可将尾焰的温度场近似等效成若干个温度区域。 (T_1, S_1, w_1) 、 (T_2, S_2, w_2) 、 $\dots$ 、 (T_n, S_n, w_n) 、 (T_i, S_i, w_i) 分别表示尾焰各区域的温度、面积和权值系数。权值系数主要对各区域的辐射面积进行修正, 该系数可通过各区域面积的计算结果和实测结果拟合得到。

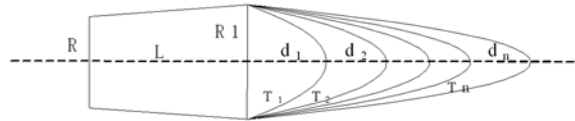


图 5 发动机尾焰投影的简化模型

发动机尾焰各区域投影面积的简化模型为一个“梯形 + 半椭圆形”, 如图 5 所示。 R 为尾喷口的半径, R_1 为尾焰膨胀后的后向半径, L 为长度。每个温度区域的外边界为半椭圆, 长度分别为 d_1 、 d_2 、 $\dots$ 、 d_n , 可得到各温度区域在不同探测角度下的投影面积:

$$S_1(\theta) = \begin{cases} \pi R_1^2 \cos \theta, & 0 \leq \theta \leq \eta \\ \pi R_1^2 \cos \theta + L \cdot \sin(\theta - \eta) \cdot \frac{R+R_1}{2 \cos \eta} + \frac{1}{2} \pi R_1 d_1 \sin \theta, & \eta \leq \theta \leq 90^\circ \\ \pi(R_1^2 - R^2) |\cos \theta| + L \cdot \sin(\theta - \eta) \cdot \frac{R+R_1}{2 \cos \eta} + \frac{1}{2} \pi R_1 d_1 \sin \theta, & 90^\circ \leq \theta \leq 180^\circ \end{cases} \quad (7)$$

$$S_i(\theta) = \frac{1}{2} \pi R_1 d_{i+1} \sin \theta (i > 1) \quad (8)$$

式中, $\eta = \arctan(\frac{R_1-R}{L})$, 可得到尾焰的辐射强度:

$$I = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\varepsilon \cdot w_i \cdot A_i(\theta) \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} k_2(\lambda) \cdot \left(\frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \right) d\lambda}{\pi} \right) \quad (9)$$

1.3 弹体蒙皮辐射

发动机在燃烧过程中, 辐射由燃烧室通过热传导到达发动机表面, 使得发动机表面存在一定的红外辐射。取发热发动机的长度为 L_2 , 发动机外径为 R_2 。则在不同探测角度下, 简化的发动机表面投影面积为

$$S = 2L_2 \cdot R_2 \cdot \sin \theta, 0^\circ \leq \theta \leq 180^\circ \quad (10)$$

导弹在高速飞行过程中, 由于气动加热会使弹体存在一定温度^[6], 且随着导弹速度的增加, 其温度呈指数上升。因而, 红外辐射能量会急剧增加。蒙皮的温度与气动动力学形状、导弹的飞行速度和高度以及大气条件等相关。在工程上, 弹体表面蒙皮温度与飞行速度的常用计算公式为

$$T = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} r M_a^2 \right) \quad (11)$$

式中, T 为导弹蒙皮的驻点温度, T_0 为周围大气的温度, M_a 为导弹飞行的马赫数, γ 为空气的比热率, 一般取 1.4; r 为温度恢复系数, 其值取决于附面层中气流的流场, 附面层为层流时 r 取 0.82, 附面层为紊流时 r 取 0.87。忽略导弹舵机的影响, 弹体的辐射面积为

$$S = \begin{cases} 2L_3 \cdot R_2 \cdot \sin \theta, 0 \leq \theta \leq 90^\circ \\ 2L_3 \cdot R_2 \cdot \sin \theta - \pi R_2^2 \cos \theta, 90^\circ \leq \theta \leq 180^\circ \end{cases} \quad (12)$$

式中, L_3 为弹体长度。

1.4 大气衰减模型

对于红外探测系统探测的涡喷发动机的红外辐射强度, 由于探测系统与涡喷发动机之间存在一定距离, 红外探测系统探测的红外辐射强度会受到大气影响而衰减。尾焰中的高温气

体主要是水蒸气和 CO_2 , 另外含有少量 CO 、 SO_2 、 NO 、 NO_2 等气体, 红外辐射具有高辐射高吸收的特性。

MODTRAN 软件可在考虑连续吸收、大气颗粒的吸收和散射、地球曲率等影响时用于计算不同波段大气的透过率。采用 MODTRAN 软件对大气传输进行建模, 通过计算水蒸气、 CO_2 、 CO 、 SO_2 、 NO 和 NO_2 等气体的透过率, 并考虑气体的散射, 得到不同波长大气的透过率。在迎头方向, 在弹目距离为 5 km 的情况下, 采用 MODTRAN 软件进行建模仿真, 得到 3~5 μm 波段的光谱透过率曲线, 如图 6 所示。

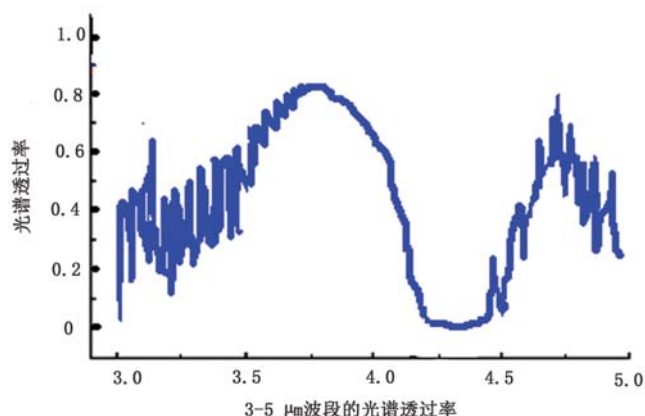


图 6 3~5 μm 波段的光谱透过率

2 数值计算与分析

反舰导弹弹径的长度取为 6.8 m, 发动机外径的总长为 1100 mm, 外径取为 380 mm, 喷口处的直径为 220 mm。在导弹正常巡航飞行的过程中, 飞行速度取 $M_a = 0.9$, 根据正常飞行过程中的发动机尾喷口、尾焰的温度场分布情况, 在红外探测系统距离发动机 5 km 的情况下, 由于受大气环境的影响, 可得到不同探测角度下的尾喷口、尾焰、发动机表面及蒙皮辐射强度的总和, 计算结果如图 7 所示。同时通过中波红外能量探测设备对发动机的能量进行实测, 根据实测结果得到不同探测角度下的辐射强度结果。与理论计算结果进行比较, 结果见表 1。

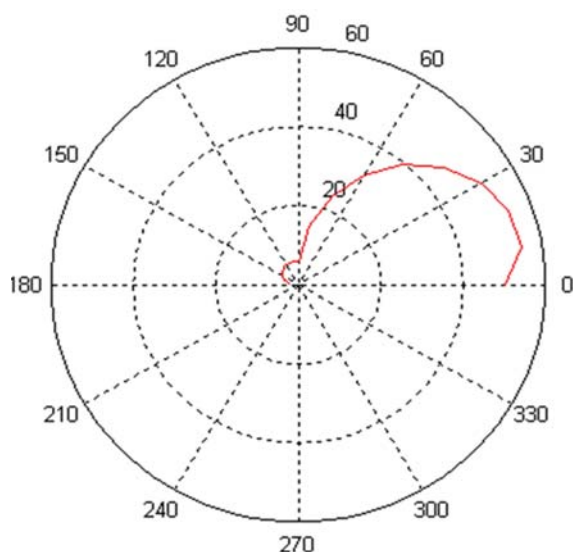


图 7 计算得到的辐射强度空间分布图

根据图 5 和表 1 的结果, 可以得出:

(1) 在不同探测角度下辐射强度的包络线呈梨形状。在探测角度 θ 为 15° 时辐射强度最大, 这主要是由于: 其一, 在 $\theta=0^\circ$ 时尾喷口辐射受尾焰衰减影响较大, 且尾焰辐射面积最小; 其二, 在 θ 处于 $0\sim 15^\circ$ 区间时, 随着 θ 的增大, 尾焰对尾喷口辐射衰减的影响减弱, 尾焰的辐射

面积逐渐增大。

(2) 在探测角度 θ 处于 $15^\circ\sim 90^\circ$ 时, 辐射强度主要来自发动机尾喷口和发动机尾焰。随着 θ 的增大, 辐射强度迅速减小。在 $\theta=90^\circ$ 处, 辐射强度为最大辐射强度的 $1/10$ 左右。

(3) 在探测角度 θ 处于 $90^\circ\sim 180^\circ$ 时, 发动机尾喷口完全被遮挡, 此时的辐射强度主要来自于尾焰和蒙皮辐射。随着探测角度的增大, 辐射强度逐渐减小, 但变化趋势比较缓和。 $\theta=180^\circ$ 时, 由于尾喷口和尾焰完全被遮挡, 此时的辐射强度最小。

(4) 根据数值统计, 辐射强度的理论计算结果和实际测量结果基本一致。探测角度在 $0^\circ\sim 20^\circ$ 和 $80^\circ\sim 100^\circ$ 的区间内时, 计算误差较大, 主要原因在于: (a) 在 $0\sim 20^\circ$ 范围内, 尾喷口的辐射透过尾焰时会受到尾焰的影响, 影响程度跟尾焰的气体成分、温度和长度等相关, 在仿真时无法完全模拟真实情况; (b) 在 $80^\circ\sim 100^\circ$ 内, 尾焰辐射主要受大气的影响, 影响程度与大气的环境温度、湿度、飞行高度和速度等相关, 在仿真计算中存在一定的误差。

表 1 不同探测角度下的辐射强度计算值、实测值及误差

探测角度 $\theta / ^\circ$	计算值 $I / (W \cdot sr^{-1})$	实测值 $I / (W \cdot sr^{-1})$	计算误差	探测角度 $\theta / ^\circ$	计算值 $I / (W \cdot sr^{-1})$	实测值 $I / (W \cdot sr^{-1})$	计算误差
0	50.35	55.51	9.29%	100	5.96	6.82	12.59%
10	54.91	64.87	15.36%	110	5.81	6.66	12.76%
20	54.49	64.68	15.74%	120	5.67	6.21	8.67%
30	51.35	57.17	10.17%	130	5.36	5.7	5.95%
40	46.01	48.01	4.16%	140	4.88	4.72	3.44%
50	39.53	42.05	5.95%	150	4.26	4.05	5.32%
60	32.07	34.68	7.50%	160	3.51	3.31	6.00%
70	23.75	27.3	12.99%	170	2.65	2.49	6.65%
80	14.82	17.25	14.08%	180	1.72	1.61	6.96%
90	6.01	7.23	16.9%				

3 结论

较完整地建立了涡轮喷气发动机中波红外辐射强度的计算模型, 采用区域分割算法计算了尾焰的红外辐射强度。计算分析表明, 所建模

型的计算结果与实际测试结果基本一致。建立的模型可用于对反舰导弹红外辐射强度的计算分析, 对拦截导弹在不同探测角度下的交班距离
(下转第 42 页)